



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΩΝ, ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΗΣ
ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ

Σχεδίαση και Υλοποίηση ενός Αδρανειακού Συστήματος Πλοήγησης

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Στέφανος-Νεοκλής Ν. Σαχλίκης

Επιβλέπων Καθηγητής:

Ευάγγελος Β. Χριστοφόρου

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Ιούνιος 2023



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΩΝ, ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΗΣ
ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ

Σχεδίαση και Υλοποίηση ενός Αδρανειακού Συστήματος Πλοήγησης

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Σαχλίκης Στέφανος-Νεοκλής

Εγκρίθηκε από την τριμελή εξεταστική επιτροπή την 22^η Ιουνίου 2023.

.....
Ευάγγελος Χριστοφόρου
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Ευστάθιος Συκάς
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Πέτρος Μαραγκός
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Στέφανος-Νεοκλής Ν. Σαχλίκης

Διπλωματούχος Ηλεκτρολόγος Μηχανικός και Μηχανικός Υπολογιστών Ε.Μ.Π.

Copyright © Σαχλίκης Στέφανος Νεοκλής, 2023.

Με επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All rights reserved.

Απαγορεύεται η αντιγραφή, αποθήκευση και διανομή της παρούσας εργασίας, εξ' ολοκλήρου ή τμήματος αυτής, για εμπορικό σκοπό. Επιτρέπεται η ανατύπωση, αποθήκευση και διανομή για σκοπό μη κερδοσκοπικό, εκπαιδευτικής ή ερευνητικής φύσης, υπό την προϋπόθεση να αναφέρεται η πηγή προέλευσης και να διατηρείται το παρόν μήνυμα. Ερωτήματα που αφορούν τη χρήση της εργασίας για κερδοσκοπικό σκοπό πρέπει να απευθύνονται προς τον συγγραφέα.

Οι απόψεις και τα συμπεράσματα που περιέχονται σε αυτό το έγγραφο εκφράζουν τον συγγραφέα και δεν πρέπει να ερμηνευθεί ότι αντιπροσωπεύουν τις επίσημες θέσεις του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου.

1 Περίληψη

Στον σημερινό τεχνολογικά προηγμένο κόσμο, η ζήτηση για ακριβή και αξιόπιστα συστήματα πλοήγησης συνεχίζει να αυξάνεται. Η παρούσα διπλωματική εργασία παρουσιάζει μια ολοκληρωμένη μελέτη σχετικά με το σχεδιασμό, την υλοποίηση και την ανάλυση μιας συσκευής αδρανειακού συστήματος πλοήγησης (INS). Η έρευνα αυτή περιστρέφεται γύρω από τη διερεύνηση της λειτουργίας των αισθητήρων μικροηλεκτρομηχανικών συστημάτων (MEMS), την κατανόηση θεμελιωδών εννοιών πλοήγησης και τη διερεύνηση αλγορίθμων συγχώνευσης αισθητήρων. Η συσκευή INS που αναπτύχθηκε αξιοποιεί την τεχνολογία αισθητήρων MEMS για τη συλλογή δεδομένων κίνησης, επιτρέποντας την εκτίμηση της θέσης, της ταχύτητας και του προσανατολισμού της συσκευής σε πραγματικό χρόνο. Το υλικό και το λογισμικό του INS σχεδιάστηκαν με στόχο να διασφαλιστεί η βέλτιστη απόδοση και η απρόσκοπτη συγχώνευση δεδομένων. Συνολικά, η παρούσα διατριβή παρουσιάζει μια ολοκληρωμένη μελέτη που περιλαμβάνει το σχεδιασμό, την υλοποίηση και την ανάλυση μιας συσκευής INS, διερευνώντας τη λειτουργία των αισθητήρων MEMS και τους αλγορίθμους συγχώνευσης αισθητήρων. Οι γνώσεις που αποκτήθηκαν από αυτή την έρευνα συμβάλλουν στην πρόοδο των αδρανειακών συστημάτων πλοήγησης και παρέχουν μια σταθερή βάση για μελλοντικές βελτιώσεις και εφαρμογές στον τομέα της πλοήγησης και του εντοπισμού θέσης.

Λέξεις-κλειδιά: Πλοήγηση, Επιταχυνσιόμετρο, Μαγνητόμετρο, Γυροσκόπιο, Συγχώνευση Δεδομένων

2 Abstract

In today's technologically advanced world, the demand for accurate and reliable navigation systems continues to grow. This thesis presents a comprehensive study on the design, implementation, and analysis of an Inertial Navigation System (INS) device. The primary focus of this research revolves around investigating the operation of Microelectromechanical Systems (MEMS) sensors, understanding fundamental navigation concepts, and exploring sensor fusion algorithms. The INS device developed in this research leverages the MEMS sensor technology to gather accurate motion data, enabling the estimation of position, velocity, and orientation of the device in real-time. The hardware and software aspects of the INS device are meticulously designed and integrated to ensure optimal performance and seamless data fusion. Overall, this thesis presents a comprehensive study that encompasses the design, implementation, and analysis of an INS device, exploring MEMS sensor operation, navigation concepts, and sensor fusion algorithms. The insights gained from this research contribute to the advancement of inertial navigation systems and provide a solid foundation for future improvements and applications in the field of navigation and positioning.

Keywords: *Navigation, Accelerometer, Magnetometer, Gyroscope, Sensor Fusion*

3 Ευχαριστίες

Σε αυτό το σημείο, με την ολοκλήρωση της διπλωματικής μου εργασίας και συνάμα των προπτυχιακών μου σπουδών, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους τους ανθρώπους που με βοήθησαν να φτάσω στο σημείο που βρίσκομαι σήμερα:

1. Την μητέρα μου και τον πατέρα μου, που ήταν πάντα δίπλα μου όλα αυτά τα χρόνια.
2. Τον επιβλέποντα καθηγητή της εργασίας μου κ. Χριστοφόρου για την βοήθεια του και την ευκαιρία να συνεργαστώ μαζί του.
3. Τον κ .Συκά και τον κ. Μαραγκό για το χρόνο που διέθεσαν για την εξέταση της εργασίας και κυρίως για τις γνώσεις που έλαβα από τα μαθήματα τους.
4. Την αδελφή μου, την Άντα, την Εβελίνα, τον Τάσο και την Νεφέλη για τη βοήθεια τους κατά την εκπόνηση της εργασίας μου και την υποστήριξη τους.
5. Τον φίλο μου Μιχάλη για την βοήθεια του και την απίστευτη συνεργασία μας τα τελευταία 3 χρόνια.
6. Τους φίλους μου Γιάννη, Θοδωρή, Ορφέα, Γιώργο και Ηλία που ήταν δίπλα μου από τις πρώτες μέρες στη σχολή.

4 Πίνακας περιεχομένων

1	Περίληψη	iii
2	Abstract.....	v
3	Ευχαριστίες	vii
4	Πίνακας περιεχομένων	ix
5	Ευρετήριο Σχημάτων	xiii
6	Ευρετήριο Πινάκων.....	xvii
1.	Εισαγωγή.....	19
2	Επισκόπηση INS	23
2.1	Συσκευές Πλοήγησής	23
2.1.1	IMU.....	24
2.1.2	AHRS.....	24
2.1.3	INS (GNSS Aided IMU).....	25
2.1.4	GNSS Compass (Dual GNSS and IMU)	26
2.2	Αδρανειακοί Αισθητήρες.....	27
2.2.1	Γυροσκόπιο	28
2.2.2	Επιταχυνσιόμετρο.....	31
2.2.3	Μαγνητόμετρο.....	35
2.2.4	Αισθητήρας Πίεσης.....	38
2.2.5	Παγκόσμιο δορυφορικό σύστημα πλοήγησής (GNSS).....	39
2.3	Προδιαγραφές IMU	40
2.3.1	Απόδοση Αισθητήρων.....	41
2.4	Noise Analysis	43
2.4.1	Θερμικός Θόρυβος.....	43
2.4.2	Flicker Noise	44
2.4.3	Λευκός Θόρυβος	44

2.4.4	Περιβαλλοντικός Θόρυβος	44
2.4.5	Θόρυβος Συντονισμού	44
2.4.6	Ανάλυση PSD	44
2.4.7	Απόκλιση Allan	45
2.4.8	Time Domain Analysis	45
2.5	Εκτίμηση κατάστασης και Quaternions	45
2.6	Ορισμός και ιδιότητες των Quaternions	46
3	Θεωρητικό Πλάισιο.....	49
3.1	Συστήματα αναφοράς και μοντέλα κόσμου	49
3.1.1	Το αδρανειακό σύστημα αναφοράς.....	49
3.1.2	Το πλαίσιο σώματος	50
3.1.3	Γεωκεντρικό και γεωστατικό πλαίσιο	51
3.1.4	Αδρανειακό γεωκεντρικό πλαίσιο	51
3.1.5	Γεωδαιτικό πλαίσιο.....	53
3.1.6	North-East-Down (NED) και East-North-Up (ENU) πλαίσιο.....	53
3.1.7	Βαρυτικό Μοντέλο της Γης	55
3.1.8	Παγκόσμιο μαγνητικό Μοντέλο	55
3.2	Μοντέλα Αισθητήρων	56
3.2.1	Μοντέλο σφάλματος γυροσκόπιου	56
3.2.2	Μοντέλο σφάλματος επιταχυνσιόμετρου	59
3.2.3	Μοντέλο σφάλματος μαγνητόμετρου	61
3.2.4	Μοντέλο σφάλματος αισθητήρα βαρομετρικής πίεσης	63
3.2.5	Μοντέλο σφάλματος GNSS.....	66
3.3	Αλγόριθμοι συγχώνευσης αισθητήρων	67
3.3.1	Συμπληρωματικό φίλτρο	67
3.3.2	Φίλτρα Kalman.....	69
3.3.3	Διευρυμένο φίλτρο Kalman (EKF).....	72

3.3.4	Ακαθόριστο Φίλτρο Kalman (UKF).....	75
3.3.5	Φίλτρο Madgwick	76
3.3.6	Φίλτρο Mahony.....	79
4	Σχεδιασμός Συστήματος	82
4.1	Αρχιτεκτονική συστήματος.....	82
4.1.1	Αρχιτεκτονική κυκλώματος τροφοδοσίας	82
4.1.2	Αρχιτεκτονική MCU.....	85
4.1.3	Αρχιτεκτονική Αισθητήρων.....	87
4.1.4	Περιφερειακά συστήματα και επικοινωνία	88
4.2	Σχεδιασμός υλικού	91
4.2.1	Επισκόπηση σχηματικών διαγραμμάτων	92
4.2.2	Επισκόπηση σχεδιασμού PCB.....	102
4.3	Επισκόπηση Αισθητήρων	110
4.4	Βαθμονόμηση αισθητήρων Calibration	115
4.4.1	Σφαιρική Προσαρμογή.....	115
4.4.2	Βαθμονόμηση μέσω Gimbal Test rig	117
4.5	Σχεδιασμός λογισμικού	118
4.5.1	Αρχιτεκτονική λογισμικού.....	118
4.5.2	Διαχείριση διεργασιών	123
4.5.3	Διαχείριση ISR	125
5	Πειραματικά Αποτελέσματα.....	127
5.1	Έξοδος αισθητήρων κατά την ακινησία	127
5.2	Αποτελέσματα Βαθμονόμησης	141
5.3	Αξιολόγηση αλγορίθμου εκτίμησης κατάστασης	146
6	Συμπεράσματα.....	148
7	Μελλοντική Μελέτη.....	150
8	Βιβλιογραφία	151

5 Ευρετήριο Σχημάτων

Figure 1.1 Almost all satellites, planes, ships, and cars have are equipped with an INS	19
Figure 1.2 Litton LN-3 Inertial Navigation System what	20
Figure 1.3 The VN-100 is a high performance IMU from Vectornav	21
Figure 2.1The Apollo 11 IMU	23
Figure 2.2 AHRS Component Diagram	25
Figure 2.3 GNSS-Aided INS Component Diagram	26
Figure 2.4 GNSSS Compass component diagram	27
Figure 2.5 Gyroscope Performance Grade	29
Figure 2.6 Simple Gyroscope Model. Left: Tuning Fork. Right: Single Mass	30
Figure.7 MEMS Gyroscope	31
Figure 2.8 Accelerometer Performance Grade	32
Figure 2.9 Horizontal Accelerometer Model	33
Figure 2.10 Vertical Accelerometer Model	33
Figure 2.11 MEMS accelerometer	34
Figure 2.12 Map of magnetic declination	35
Figure 2.13 Map of magnetic inclination	36
Figure 2.14 Map of horizontal magnetic field intensity	36
Figure 2.15 Magnetic declination and inclination in the NED frame	37
Figure 2.16 Global Navigation Satellite System (GNSS)	40
Figure 3.1 ECI and ECEF coordinate systems	52
Figure 3.2 ECEF and ENU coordinate systems	54
Figure 3.3 ECEF and NED coordinate systems	54
Figure 3.4 EGM 96 derivative model	55
Figure 3.5 The discrete Kalman filter cycle	72
Figure 3.6 Madgwick algorithm block diagram for a MARG sensor array	77
Figure 4.1 Implemented INS architecture	82
Figure 4.2 Synchronous DC/DC buck converter circuit	83
Figure 4.3 Proposed power supply architecture	83
Figure 4.4 Proposed power supply input protection circuit	84
Figure 4.5 MAX17640AATA+ synchronous DC/DC block diagram	85
Figure 4.6 STM32G4331 Block diagram	86

Figure 4.7 3-Axis accelerometer.....	87
Figure 4.8 3-Axis gyroscope.....	87
Figure 4.9 3-Axis magnetometer	88
Figure 4.10 Single aster single slave SPI bus	89
Figure 4.11 UART message frame	90
Figure 4.12 CAN2.0B message frame	91
Figure 4.13 SNS INS Hierarchical schematic	93
Figure 4.14 SNS INS power supply schematic.....	94
Figure 4.15 SNS INS DC/DC converter schematic.....	95
Figure 4.16 SNS INS Sensors LDO schematic.....	96
Figure 4.17 SNS INS Digital loads LDO schematic.....	96
Figure 4.18 SNS INS input filters and protection circuit schematic.....	97
Figure 4.19 SNS INS MCU and peripherals schematic.....	98
Figure 4.20 SNS INS Accelerometer-Gyroscope schematic	100
Figure 4.21 SNS INS magnetometer schematic	101
Figure 4.22 SNS INS barometric pressure sensor schematic	101
Figure 4.23 SNS INS connectors and interfaces schematic.....	102
Figure 4.24 SNS INS PCB stackup	105
Figure 4.25 SNS INS transmission lines structure table.....	105
Figure 4.26 SNS INS Via type.....	106
Figure 4.27 SNS INS layout	106
Figure 4.28 SNS INS realistic view.....	107
Figure 4.29 SNS INS top side assembly document	109
Figure 4.30 SNS INS bottom side assembly document.....	110
Figure 4.31 LPS22HB pressure sensor	111
Figure 4.32 LSM6DSV16BX IMU sensor	112
Figure 4.33 TESEO-LIV3FL GNSS module	114
Figure 4.34 RTOS overview	118
Figure 4.35 RTOS Task scheduling	119
Figure 4.36 RTOS Task states	120
Figure 4.37 RTOS Task communication	120
Figure 4.38 RTOS memory Management	121
Figure 4.39 Proposed firmware RTOS Implementation.....	125
Figure 5.1 Overall sampled data.....	127
Figure 5.2 Gyroscope Data Z-axis.....	128
Figure 5.3 Gyroscope Data Y-axis	128
Figure 5.4 Gyroscope Data X-axis	129

Figure 5.5 Gyroscope Data	129
Figure 5.6 Accelerometer data Z-axis.....	130
Figure 5.7 Accelerometer Data X-axis	130
Figure 5.8 Accelerometer Data Y-axis	131
Figure 5.9 Accelerometer Data.....	131
Figure 5.10 Magnetometer Data X-axis	132
Figure 5.11 Magneometer Data Y-axis.....	132
Figure 5.12 Magnetometer Data Z-axis.....	133
Figure 5.13 Magnetometer Data.....	133
Figure 5.14 Magnetometer Data Y-axis histogram.....	134
Figure 5.15 Magnetometer Data X-axis histogram.....	135
Figure 5.16 Magnetometer Data Z-axis histogram.....	135
Figure 5.17 Accelerometer Data Z-axis histogram.....	136
Figure 5.18 Accelerometer Data Y-axis histogram	136
Figure 5.19 Accelerometer Data X-axis histogram	137
Figure 5.20 Gyroscope Data Z-axis histogram.....	137
Figure 5.21 Gyroscope Data Y-axis histogram	138
Figure 5.22 Gyroscope Data X-axis histogram	138
Figure 5.23 Gyro Noise PSD.....	139
Figure 5.24 Accelerometer Noise PSD.....	140
Figure 5.25Magnetometer Noise PSD.....	140
Figure 5.26 YZ Magnetometer Data.....	141
Figure 5.27 XY Magnetometer Data	142
Figure 5.28 XZ Magnetometer Data.....	142
Figure 5.29 Magnetometer 3D scatter plot.....	143
Figure 5.30 XY Accelerometer Data	144
Figure 5.31 YZ Accelerometer Data.....	144
Figure 5.32 XZ Accelerometer Data.....	145
Figure 5.33 Accelerometer 3D scatter plot.....	145
Figure 5.34 Madgwick Algorithm implementation results.....	146

6 Ευρετήριο Πινάκων

Table 4.1 Design Rules.....	104
Table 4.2 Magnetometer and Accelerometer error models	115
Table 4.3 Implemented Firmware Tasks	123

1. Εισαγωγή

Τα τελευταία χρόνια, αυτόνομα οχήματα, όπως τα αυτοκίνητα και τα αεροσκάφη, κερδίζουν όλο και περισσότερο έδαφος λόγω της δυνατότητάς τους να φέρουν μια νέα επανάσταση στα συστήματα μεταφορών και να βελτιώσουν την ασφάλεια και την αποτελεσματικότητά τους. Ένα από τα κρισιμότερα στοιχεία για τη σωστή λειτουργία των αυτόνομων οχημάτων είναι η ικανότητα ακριβούς εκτίμησης της θέσης και του προσανατολισμού τους, η οποία απαιτεί εξελιγμένα συστήματα πλοήγησης.

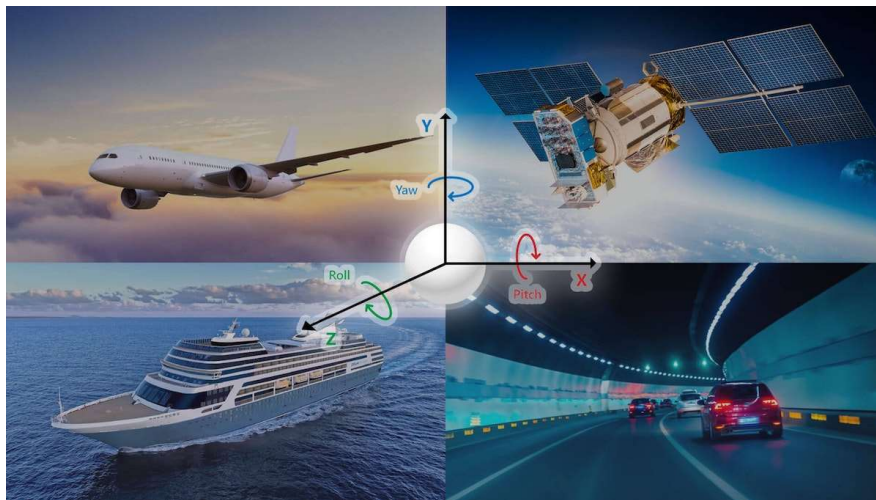


Figure 1.1 Almost all satellites, planes, ships, and cars have are equipped with an INS [1]

Καθ' όλη τη διάρκεια της ιστορίας, η εξέλιξη των συστημάτων πλοήγησης έχει μεταμορφώσει τον τρόπο με τον οποίο διανύουμε τον κόσμο. Όλα ξεκίνησαν με την ναυσιπλοΐα, όπου ναυτικοί και εξερευνητές βασίζονταν στα αστέρια για να πλοηγηθούν στους αχανείς ωκεανούς. Τον 16ο αιώνα, η έλευση του υπολογισμού στίγματος εξ αναμετρήσεως (dead reckoning) επέτρεψε στους ναυτικούς να εκτιμήσουν την τρέχουσα θέση τους προβάλλοντας την πορεία τους με βάση γνωστές θέσεις, λαμβάνοντας υπόψη παράγοντες όπως η ταχύτητα και ο χρόνος [2]. Ο 19ος αιώνας έφερε την ανάπτυξη των γυροσκοπίων, τα οποία παρείχαν μια σταθερή αναφορά για τη μέτρηση του προσανατολισμού και της περιστροφής, φέρνοντας επανάσταση στη ναυσιπλοΐα και ιδίως στην αεροπορία.

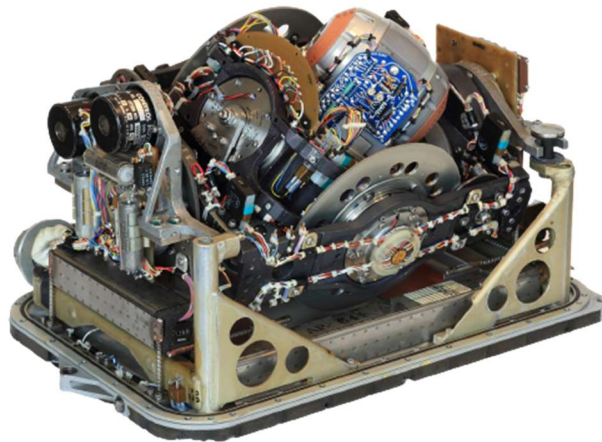


Figure 1.2 Litton LN-3 Inertial Navigation System what [3]

Ωστόσο, η σημαντικότερη πρόοδος ήρθε με την εισαγωγή των αδρανειακών συστημάτων πλοήγησης (INS) κατά τη διάρκεια του Β' Παγκοσμίου Πολέμου [4]. Τα INS συνδυάζουν επιταχυνσιόμετρα και γυροσκόπια για τον συνεχή υπολογισμό της θέσης, της ταχύτητας και της στάσης χωρίς εξωτερικές αναφορές. Τα INS, που αρχικά χρησιμοποιήθηκαν σε αεροσκάφη και υποβρύχια, έδωσαν τη δυνατότητα πλοήγησης με ακρίβεια ακόμη και όταν τα σήματα GPS δεν ήταν διαθέσιμα ή υπήρχαν παρεμβολές, ενισχύοντας σημαντικά τις δυνατότητές τους για πτήσεις μεγάλων αποστάσεων και υποβρύχιες επιχειρήσεις.

Στη δεκαετία του 1970, τα γυροσκόπια δακτυλίου λέιζερ (RLG) εμφανίστηκαν ως σημαντική εξέλιξη, αντικαθιστώντας τα μηχανικά γυροσκόπια και επιτρέποντας ακριβέστερες και πιο αξιόπιστες μετρήσεις [5]. Στη συνέχεια, στα τέλη του 20ού αιώνα, το INS ενσωματώθηκε με το Παγκόσμιο Σύστημα Εντοπισμού Θέσης (GPS) [2]. Αυτή η συγχώνευση παρείχε έναν απρόσκοπτο συνδυασμό αδρανειακών αισθητήρων με δορυφορικά συστήματα εντοπισμού θέσης, με αποτέλεσμα την παροχή εξαιρετικά ακριβών και συνεχών δεδομένων πλοήγησης

Με την πάροδο του χρόνου, η τεχνολογία INS συνέχισε να εξελίσσεται, αξιοποιώντας τη σημαντική κλιμάκωση των ηλεκτρονικών συστημάτων, τη βελτιωμένη ενεργειακή απόδοση τους και τις βελτιωμένες υπολογιστικές δυνατότητες τους. Σήμερα, βρίσκεται ευρεία εφαρμογή σε διάφορους τομείς, όπως η αεροπλοΐα, η θαλάσσια πλοήγηση, τα αυτόνομα οχήματα και η

εξερεύνηση του διαστήματος [6]. Αυτές οι σύγχρονες εξελίξεις έχουν δώσει τη δυνατότητα πλοήγησης πρωτοφανή ακρίβεια και εμπιστοσύνη.

Τα αδρανειακά συστήματα πλοήγησης (INS) έχουν αναδειχθεί ως μια πολλά υποσχόμενη τεχνολογία για την παροχή ακριβών εκτιμήσεων θέσης και προσανατολισμού σε αυτόνομα οχήματα. Το INS βασίζεται σε συνδυασμό αισθητήρων για τη συνεχή παρακολούθηση της κίνησης και του προσανατολισμού των οχημάτων. Ακόμα, μπορεί να παρέχει εξαιρετικά ακριβείς και αξιόπιστες εκτιμήσεις της θέσης και του προσανατολισμού ενός οχήματος, ακόμη και σε δύσκολα περιβάλλοντα όπου άλλα συστήματα πλοήγησης μπορεί να αποτύχουν [3].

Ωστόσο, το κόστος των έτοιμων συσκευών INS, που χρησιμοποιούνται στην αεροπορία και τα διαστημικά οχήματα, μπορεί να είναι απαγορευτικά ακριβό και εξαιρετικά ογκώδες, περιορίζοντας την ευρεία υιοθέτησή τους στα αυτόνομα οχήματα. Επιπλέον, οι φθηνότερες συσκευές INS ενδέχεται να μην παρέχουν το ίδιο επίπεδο ακρίβειας ή αξιοπιστίας με τις ακριβότερες αντίστοιχες συσκευές.



Figure 1.3 The VN-100 is a high performance IMU from Vectornav [3]

Το προτεινόμενο INS θα χρησιμοποιεί έναν συνδυασμό αισθητήρων, όπως επιταχυνσιόμετρο, γυροσκόπιο, μαγνητόμετρο, GNSS και αισθητήρα βαρομετρικής πίεσης. Αυτοί οι αισθητήρες θα συνεργάζονται για τη μέτρηση διαφορετικών πτυχών της κίνησης του οχήματος, όπως η επιτάχυνση, η περιστροφή και οι αλλαγές στο υψόμετρο. Τα δεδομένα από αυτούς τους αισθητήρες θα συγχωνευθούν με τη χρήση προηγμένων τεχνικών επεξεργασίας σήματος για την ακριβή εκτίμηση της θέσης και του προσανατολισμού του οχήματος.

Επιπλέον, η συσκευή αυτή θα σχεδιαστεί με ιδιαίτερη έμφαση στο χαμηλό κόστος και την υψηλή ακρίβεια. Για να επιτευχθεί αυτό, κατά την ανάπτυξη του INS θα διερευνηθούν οι πιο οικονομικοί και ακριβείς αισθητήρες, τεχνικές επεξεργασίας σήματος και τεχνικές εκτίμησης κατάστασης.

Συνολικά, τα αποτελέσματα αυτής της έρευνας έχουν ως στόχο να προσφέρουν πολύτιμες γνώσεις για την ανάπτυξη χαμηλού κόστους αλλά και υψηλής ακρίβειας INS για αυτόνομα οχήματα. Η προτεινόμενη συσκευή έχει τη δυνατότητα να φέρει αξιοσημείωτες εξελίξεις στον τομέα της αυτόνομης πλοήγησης οχημάτων, παρέχοντας μια προσιτή λύση που προσπαθεί να είναι ακριβής και αξιόπιστη. Η έρευνα αυτή μπορεί επίσης να παρουσιάσει νέες δυνατότητες για την ευρύτερη αποδοχή των αυτόνομων οχημάτων σε διάφορες εφαρμογές, συμπεριλαμβανομένων των μεταφορών, της υλικοτεχνικής υποστήριξης και των στρατιωτικών επιχειρήσεων.

2 Επισκόπηση INS

2.1 Συσκευές Πλοήγησής

Οι συσκευές πλοήγησης είναι βασικά εργαλεία που χρησιμοποιούνται για τη μέτρηση της θέσης, του προσανατολισμού και της ταχύτητας αντικειμένων σε κίνηση. Έχουν πολυάριθμες εφαρμογές σε τομείς όπως η αεροπλοΐα, η θαλάσσια ναυσιπλοΐα, η ρομποτική και τα αυτόνομα οχήματα[7]. Για τη μέτρηση αυτών των παραμέτρων, οι συσκευές πλοήγησης χρησιμοποιούν εξοπλισμό αδρανειακής ανίχνευσης, όπως γυροσκόπια και επιταχυνσιόμετρα, μαζί με εξωτερικούς αισθητήρες που μετρούν αλλαγές εκτός του πλαισίου του αισθητήρα, όπως μαγνητόμετρα, αισθητήρες βαρομετρικής πίεσης και GNSS.

Τα τελευταία χρόνια, οι αισθητήρες MEMS (μικροηλεκτρομηχανικά συστήματα) έχουν γίνει όλο και πιο δημοφιλείς για χρήση σε συσκευές πλοήγησης λόγω του μικρού μεγέθους, της χαμηλής κατανάλωσης ενέργειας και της υψηλής ακρίβειάς τους [8]. Οι αισθητήρες MEMS βασίζονται σε μικροσκοπικά μηχανικά εξαρτήματα που μπορούν να ανιχνεύουν την κίνηση και τις αλλαγές προσανατολισμού χρησιμοποιώντας μικροηλεκτρονικά κυκλώματα.

Σε αυτή την ενότητα, θα εξετάσουμε τους διάφορους τύπους συσκευών πλοήγησης, συμπεριλαμβανομένων των IMU, AHRS, INS (GNSS Aided IMU) και πυξίδων GNSS (Dual GNSS και IMU) [9]. Με την κατανόηση των διαφόρων τύπων συσκευών πλοήγησης και των συγκεκριμένων λειτουργιών τους, οι αναγνώστες θα είναι σε θέση κατανοήσουν καλύτερα τη σημασία και την εφαρμογή τους σε διάφορους τομείς.

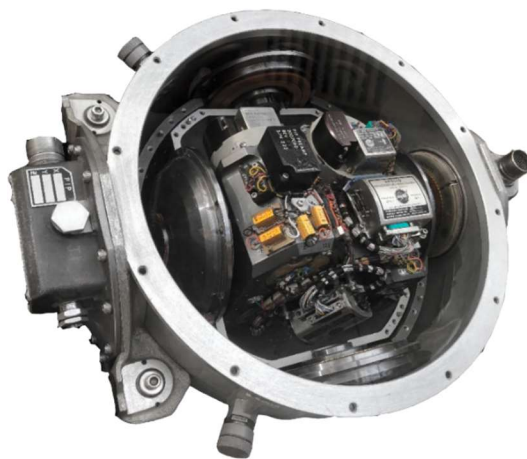


Figure 2.1 The Apollo 11 IMU [10]

2.1.1 IMU

Οι μονάδες αδρανειακής μέτρησης (IMU) είναι συσκευές που μετρούν την επιτάχυνση και την γωνιακή ταχύτητα ενός κινούμενου αντικειμένου. Συνήθως αποτελούνται από τρία επιταχυνσιόμετρα και τρία γυροσκόπια που μετρούν τη γραμμική και περιστροφική κίνηση σε τρεις διαστάσεις. Οι μετρήσεις από τα επιταχυνσιόμετρα και τα γυροσκόπια συνδυάζονται για τον υπολογισμό της θέσης, της ταχύτητας και του προσανατολισμού του αντικειμένου με την πάροδο του χρόνου [11].

Οι IMU χρησιμοποιούνται συνήθως σε εφαρμογές όπου τα σήματα GPS δεν είναι διαθέσιμα ή αξιόπιστα, όπως η πλοήγηση σε εσωτερικούς χώρους, τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (UAV) και τα συστήματα εικονικής πραγματικότητας. Χρησιμοποιούνται επίσης σε συνδυασμό με άλλους αισθητήρες, όπως μαγνητόμετρα και βαρόμετρα, για τη βελτίωση της ακρίβειάς τους.

Ωστόσο, οι IMU έχουν περιορισμούς, όπως σφάλματα ολίσθησης και συστηματικά σφάλματα που συσσωρεύονται με την πάροδο του χρόνου. Απαιτούν επίσης συχνή βαθμονόμηση για να διατηρήσουν την ακρίβειά τους. Παρά τους περιορισμούς αυτούς, οι IMU αποτελούν μία καλή επιλογή για την πλοήγηση σε τοποθεσίες όπου άλλοι αισθητήρες δεν είναι ενδείκνυται.

Συνολικά, οι IMU είναι αξιόπιστες συσκευές πλοήγησης που διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο σε ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών. Αν και έχουν περιορισμούς, η ευελιξία και η αξιοπιστία τους τις καθιστούν πολύτιμο εργαλείο για την πλοήγηση σε δυσμενή και δύσκολα περιβάλλοντα.

2.1.2 AHRS

Τα συστήματα αναφοράς προσανατολισμού και κατεύθυνσης (AHRS) είναι συσκευές πλοήγησης που συνδυάζουν τις μετρήσεις από τις IMU με μαγνητόμετρα για τον υπολογισμό του προσανατολισμού και της κατεύθυνσης ενός αντικειμένου. Τα AHRS μπορούν επίσης να ενσωματώνουν βαρόμετρα για την εκτίμηση του υψομέτρου.

Τα AHRS χρησιμοποιούνται συνήθως στην πλοήγηση στη θάλασσα και τον αέρα, καθώς και στα UAV και τη ρομποτική. Προτιμώνται έναντι των παραδοσιακών γυροσκοπικών πυξίδων, επειδή παρέχουν ακριβέστερες και πιο αξιόπιστες πληροφορίες κατεύθυνσης, ακόμη και υπό την παρουσία ήπιων μαγνητικών παρεμβολών.

Ωστόσο, τα AHRS έχουν περιορισμούς, όπως η ευαισθησία σε ισχυρές μαγνητικές παρεμβολές και τα σφάλματα ολίσθησης που συσσωρεύονται με την πάροδο του χρόνου. Απαιτούν επίσης

συχνή βαθμονόμηση για τη διατήρηση της ακρίβειάς τους. Παρά τους περιορισμούς αυτούς, τα AHRS αποτελούν αξιόπιστες συσκευές πλοήγησης για εφαρμογές που απαιτούν ακριβείς πληροφορίες για το προσανατολισμό και την πορεία.

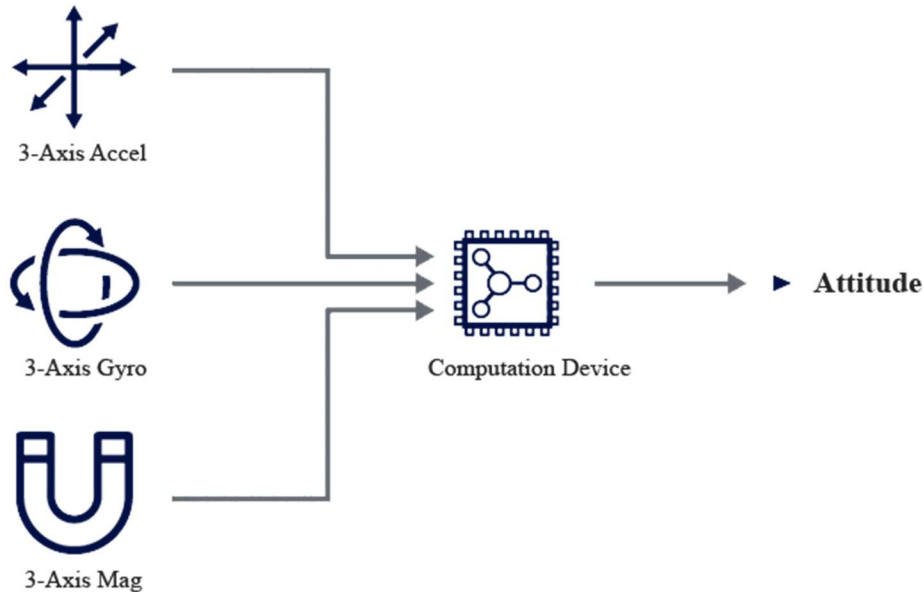


Figure 2.2 AHRS Component Diagram [12]

2.1.3 INS (GNSS Aided IMU)

Τα αδρανειακά συστήματα πλοήγησης (INS) είναι συσκευές που χρησιμοποιούν IMU για τη μέτρηση της επιτάχυνσης και της γωνιακής ταχύτητας ενός αντικειμένου και αξιοποιούν αυτές τις μετρήσεις για τον υπολογισμό της θέσης, της ταχύτητας και του προσανατολισμού του αντικειμένου με την πάροδο του χρόνου. Τα INS χρησιμοποιούνται συνήθως στην αεροπορία, τη ναυσιπλοΐα και τα χερσαία οχήματα [13].

Τα INS μπορούν να αξιοποιήσουν δέκτες του Παγκόσμιου Δορυφορικού Συστήματος Πλοήγησης (GNSS), οι οποίοι παρέχουν ακριβείς πληροφορίες θέσης και ταχύτητας για τη βελτίωση της ακρίβειας του INS. Τα INS μπορούν επίσης να αξιοποιήσουν και άλλους αισθητήρες, όπως μαγνητόμετρα και βαρόμετρα, για την περαιτέρω βελτίωση της ακρίβειάς τους.

Τα INS προτιμώνται έναντι άλλων συσκευών πλοήγησης επειδή παρέχουν συνεχείς πληροφορίες πλοήγησης, ακόμη και όταν δεν υπάρχουν εξωτερικά σήματα. Ωστόσο, τα INS εμφανίζουν περιορισμούς, όπως σφάλματα ολίσθησης που συσσωρεύονται με την πάροδο του χρόνου και

απαιτούν συχνή βαθμονόμηση. Τα INS απαιτούν επίσης τη χρήση υψηλής ποιότητας IMU για να επιτύχουν την επιθυμητή ακρίβεια.

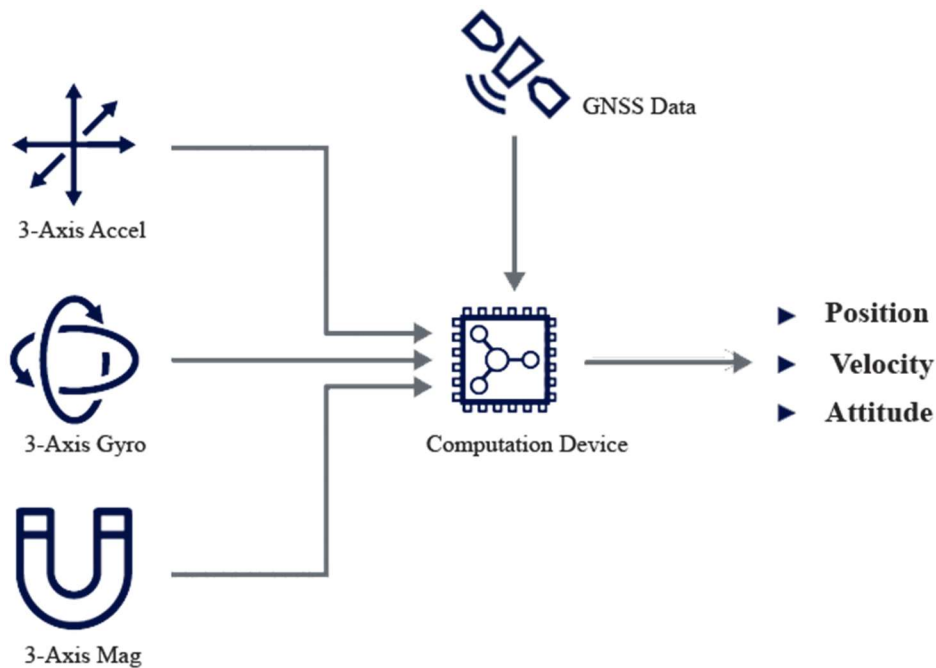


Figure 2.3 GNSS-Aided INS Component Diagram [14]

2.1.4 GNSS Compass (Dual GNSS and IMU)

Οι πυξίδες GNSS είναι συσκευές πλοήγησης που συνδυάζουν τις μετρήσεις από δύο δέκτες GNSS με μια IMU για τον υπολογισμό της θέσης, της ταχύτητας, της πορείας και της κατεύθυνσης ενός αντικειμένου. Οι δύο δέκτες GNSS χρησιμοποιούνται για τη μέτρηση της σχετικής θέσης και ταχύτητας μεταξύ των δύο κεραιών, ενώ η IMU χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό της κατεύθυνσης και της πορείας ενός αντικειμένου [15].

Οι πυξίδες GNSS χρησιμοποιούνται συνήθως στη ναυσιπλοΐα όπου οι ακριβείς πληροφορίες κατεύθυνσης είναι ζωτικής σημασίας για την ασφαλή πλοήγηση. Προτιμώνται σε σχέση με τις παραδοσιακές γυροσκοπικές πυξίδες επειδή παρέχουν ακριβέστερες και πιο αξιόπιστες πληροφορίες κατεύθυνσης, ακόμη και παρουσία μαγνητικών παρεμβολών.

Ωστόσο, οι πυξίδες GNSS έχουν περιορισμούς, όπως η ευαισθησία σε ατμοσφαιρικές παρεμβολές και η ανάγκη για καθαρή οπτική του ουρανού για τη λήψη σημάτων από τους δορυφόρους GNSS.

Παρά τους περιορισμούς αυτούς, οι πυξίδες GNSS αποτελούν αξιόπιστες συσκευές πλοήγησης για εφαρμογές που απαιτούν ακριβείς πληροφορίες θέσης, ταχύτητας, κατεύθυνσης και πορείας.

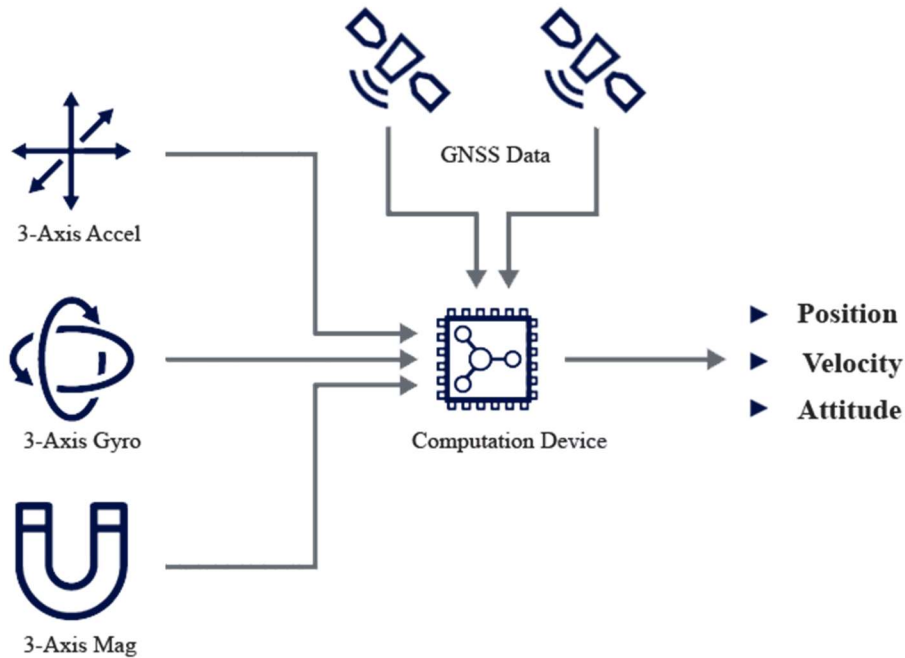


Figure 2.4 GNSSSS Compass component diagram [15]

2.2 Αδρανειακοί Αισθητήρες

Οι αδρανειακοί αισθητήρες έχουν μια πλούσια ιστορία που διαρκεί πάνω από έναν αιώνα, αποτελώντας ανεκτίμητα εργαλεία για τη μέτρηση της κίνησης ενός αντικειμένου σε σχέση με ένα αδρανειακό σύστημα αναφοράς. Αρχικά, οι αισθητήρες αυτοί βασίζονταν σε ογκώδη μηχανικά γυροσκόπια και επιταχυνσιόμετρα. Ωστόσο, οι αξιέπαινες προσπάθειες επιστημόνων, μηχανικών και ερευνητικών ιδρυμάτων που ξεκίνησαν στις αρχές της δεκαετίας του 1930 είχαν ως αποτέλεσμα σημαντικές εξελίξεις στον τομέα αυτό [16]. Αυτή η συνεχής εξέλιξη οδήγησε στη δημιουργία ενός πολλών διαφορετικών αδρανειακών αισθητήρων με διαφορετικές δυνατότητες και διαφορετική απόδοση. Κατά συνέπεια, οι σύγχρονοι πλέον αδρανειακοί αισθητήρες βρίσκουν ευρεία χρησιμότητα σε πληθώρα εφαρμογών, υπερνικώντας τους περιορισμούς των προκατόχων τους και επιτρέποντας την ενσωμάτωσή τους σε πιο περισσότερους τομείς από ποτέ άλλοτε.

Οι αδρανειακοί αισθητήρες καλύπτουν μια τεράστια αγορά, προσφέροντας ένα ευρύ φάσμα προϊόντων με διαφορετικές τιμές και επίπεδα επιδόσεων. Αυτή η εκτεταμένη ποικιλία δημιουργεί συχνά προκλήσεις για τους πελάτες όταν πρόκειται να επιλέξουν τα κατάλληλα εξαρτήματα και να καθορίσουν την κατάλληλη τιμολόγηση. Επιπλέον, η απουσία καθολικά αποδεκτών ορισμών ή προτύπων για τη διαφοροποίηση των υψηλών, μεσαίων και χαμηλών επιδόσεων συμβάλλει περαιτέρω στη σύγχυση. Ένας αισθητήρας που ένας επιστήμονας μπορεί να τον αξιολογήσει ως υψηλής ποιότητας μπορεί να θεωρηθεί χαμηλής ποιότητας από έναν άλλο επιστήμονα. Ωστόσο, σε γενικές γραμμές, οι αδρανειακοί αισθητήρες μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σε τέσσερις ομάδες επιδόσεων [16]:

- Για χρήση σε συστήματα πλοήγησης
- Για στρατιωτική χρήση
- Για βιομηχανική χρήση
- Για απλή χρήση(οχήματα και γενική κατανάλωση)

Αυτές οι κατηγορίες επιδόσεων καθορίζονται συνήθως με βάση τη σταθερότητα των συστηματικών σφαλμάτων του αισθητήρα κατά τη λειτουργία, καθώς ο παράγοντας αυτός επηρεάζει σημαντικά την απόδοση της συνολικού συστήματος. Αξιολογώντας την ανάγκη αυτή, μπορεί να επιλεγεί η κατάλληλη κατηγορία επιδόσεων στους αδρανειακούς αισθητήρες, επιτρέποντας στους χρήστες να λαμβάνουν αποφάσεις με βάση τις συγκεκριμένες απαιτήσεις της εφαρμογής τους.

2.2.1 Γυροσκόπιο

Τα γυροσκόπια διαδραματίζουν ιδιαίτερα σημαντικό ρόλο στους αδρανειακούς αισθητήρες, προσφέροντας ακριβή μέτρηση του γωνιακού ρυθμού μεταβολής ή της περιστροφικής κίνησης σε σχέση με ένα αδρανειακό πλαίσιο. Η αγορά προσφέρει μια ευρεία γκάμα γυροσκοπίων με διαφορετικά επίπεδα απόδοσης, συμπεριλαμβανομένων των μηχανικών γυροσκοπίων, των γυροσκοπίων οπτικών ινών (FOG), των γυροσκοπίων δακτυλίου λέιζερ (RLG) και των γυροσκοπίων χαλαζία/MEMS.

Τα γυροσκόπια χαλαζία και MEMS συναντώνται συνήθως σε εφαρμογές γενικής, βιομηχανικής και στρατιωτικής χρήσης, παρέχοντας αξιόπιστες επιδόσεις σε αυτές τις αγορές. Τα γυροσκόπια οπτικών ινών, από την άλλη πλευρά, καλύπτουν και τις τέσσερις κατηγορίες επιδόσεων,

αναδεικνύοντας την ευελιξία τους. Τα γυροσκόπια λέιζερ δακτυλίου παρουσιάζουν σταθερότητες στην απόκλιση κατά τη λειτουργία τους που κυμαίνονται από 1 °/ώρα έως και λιγότερο από 0,001 °/ώρα, καλύπτοντας τις ανάγκες των στρατιωτικών εφαρμογών και των εφαρμογών πλοήγησης.

Ειδικότερα, τα μηχανικά γυροσκόπια ξεχωρίζουν ως τα γυροσκόπια με τις υψηλότερες επιδόσεις που διατίθενται στην αγορά. Με την εξαιρετική ακρίβειά τους, τα μηχανικά γυροσκόπια μπορούν να επιτύχουν αποκλίσεις κατά τη λειτουργία τους μικρότερες από 0,0001 °/ώρα, καθιστώντας τα ιδανικά για εφαρμογές που απαιτούν μέγιστη ακρίβεια και αξιοπιστία.

Λαμβάνοντας υπόψη το ευρύ φάσμα των διαθέσιμων γυροσκοπίων, οι πελάτες μπορούν να επιλέξουν με βάση τις συγκεκριμένες απαιτήσεις επιδόσεων των εφαρμογών τους, εξασφαλίζοντας τη βέλτιστη ενσωμάτωση των γυροσκοπικών δυνατοτήτων στους αδρανειακούς αισθητήρες.

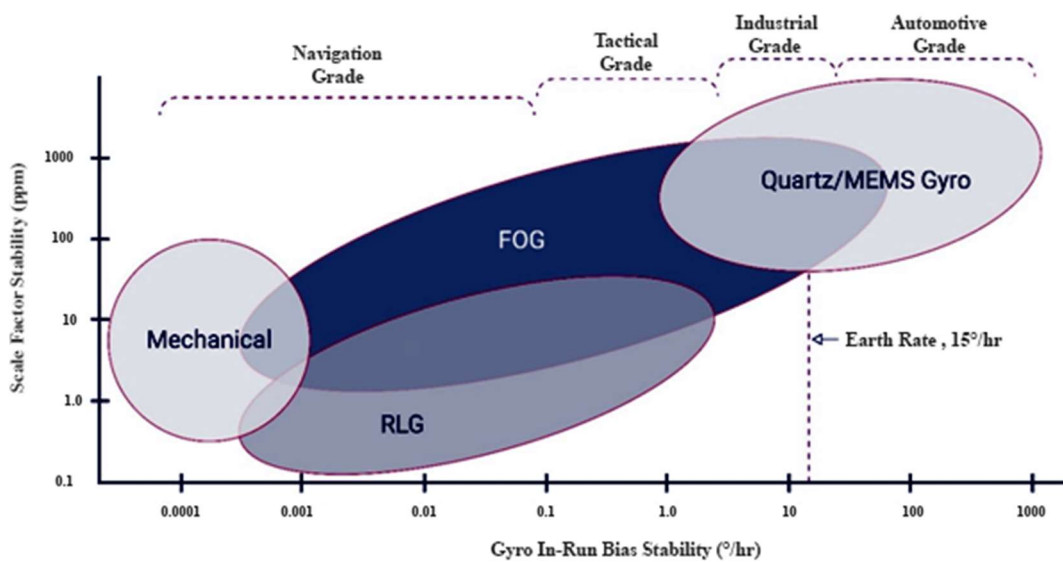


Figure 2.5 Gyroscope Performance Grade [16]

Τα γυροσκόπια MEMS αξιοποιούν την αρχή του φαινομένου Coriolis, η οποία περιγράφει την αδρανειακή δύναμη που ασκείται στα κινούμενα αντικείμενα σε ένα περιστρεφόμενο σύστημα[8], [17]. Έστω ότι μια μάζα είναι αναρτημένη με ελατήρια, όπως απεικονίζεται στο Σχήμα 2.6 Η μάζα υπόκειται σε μια κινητήρια δύναμη κατά μήκος του άξονα x, με αποτέλεσμα να ταλαντώνεται γρήγορα προς αυτή την κατεύθυνση. Ταυτόχρονα, εφαρμόζεται μια γωνιακή ταχύτητα, ω , γύρω από τον άξονα z. Ως εκ τούτου, η μάζα υφίσταται μια δύναμη Coriolis, με αποτέλεσμα μια

μετατόπιση κατά μήκος του άξονα y . Αυτή η μετατόπιση μπορεί να μετρηθεί στη συνέχεια με τη χρήση μίας δομής ανίχνευσης χωρητικότητας.

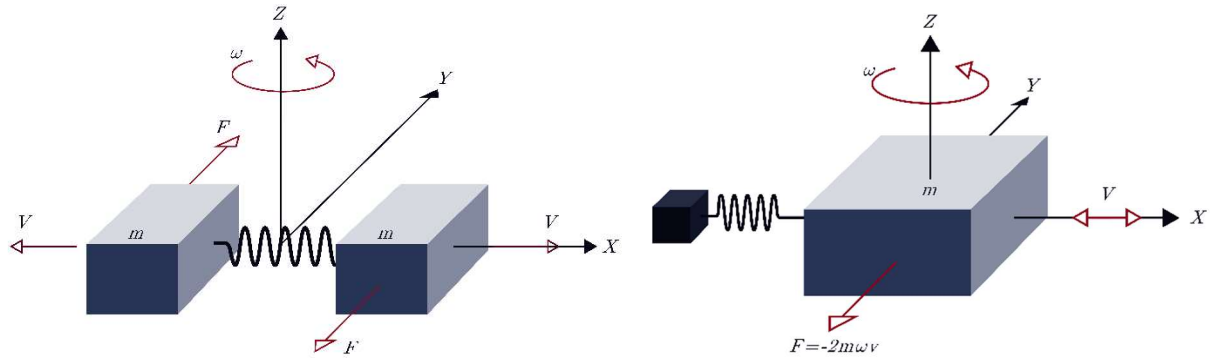


Figure 2.6 Simple Gyroscope Model. **Left:** Tuning Fork. **Right:** Single Mass[18]

Η δύναμη Coriolis που δέχεται ένα πλαίσιο που περιστρέφεται εντός ενός πλαισίου με μάζα \mathbf{m} , γωνιακή ταχύτητα $\boldsymbol{\omega}$ και κινείται με ταχύτητα \mathbf{v} είναι [8], [19], [20] :

$$F_c = -2m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) \quad (2.1)$$

Η κατασκευή των γυροσκοπίων MEMS μπορεί να εισάγει γεωμετρικές ατέλειες στη δονούμενη μηχανική δομή και στα ηλεκτρόδια ανίχνευσης, με αποτέλεσμα την παραγωγή σήματος εξόδου ακόμη και όταν δεν υπάρχει πραγματική περιστροφή [21]. Αυτά τα γυροσκόπια κατασκευάζονται συνήθως με χρήση πυριτίου ευαίσθητου στη θερμοκρασία, του οποίου τα φυσικά χαρακτηριστικά μεταβάλλονται σημαντικά με τις μεταβολές της θερμοκρασίας περιβάλλοντος. Η αυξημένη θερμοκρασία περιβάλλοντος, για παράδειγμα, οδηγεί σε μεταβολές στο μέτρο ελαστικότητας του υλικού πυριτίου, προκαλώντας ανακρίβειες στην έξοδο. Επιπλέον, οι διαφορές θερμοκρασίας μπορούν να προκαλέσουν θερμοηλεκτρικά φαινόμενα, εισάγοντας διακυμάνσεις τάσης και οδηγώντας σε αποκλίσεις στην έξοδο του αισθητήρα [19]. Η επίδραση της θερμοκρασίας σε συνδυασμό με αυτή της υγρασίας μπορεί ακόμη και να προκαλέσει μόνιμη παραμόρφωση. Μια κρίσιμη παράμετρος απόδοσης για τα μικροηλεκτρομηχανικά γυροσκόπια είναι η έξοδος μηδενικού ρυθμού, που υποδεικνύει την απουσία περιστροφής.

Κατά τη χρήση της μεθόδου "strap-down", οι τιμές γωνιακής ταχύτητας που παρέχονται από το γυροσκόπιο ολοκληρώνονται ανά τακτά χρονικά διαστήματα, επιτρέποντας τον προσδιορισμό της τρέχουσας γωνίας του αντικειμένου. Η μέθοδος αυτή αποδεικνύεται πολύτιμη για την εκτίμηση της κατεύθυνσης ενός άκαμπτου αντικειμένου για ένα μικρό χρονικό διάστημα. Ωστόσο, είναι σημαντικό να λαμβάνεται υπόψη το συστηματικό σφάλμα του γυροσκοπίου, καθώς επιφέρει κατά την ολοκλήρωση ολοένα και αυξανόμενη απόκλιση στις τιμές των εκτιμώμενων γωνιών. Εν ολίγοις, η ακρίβεια των εκτιμώμενων γωνιών μειώνεται σημαντικά με την πάροδο του χρόνου [22].

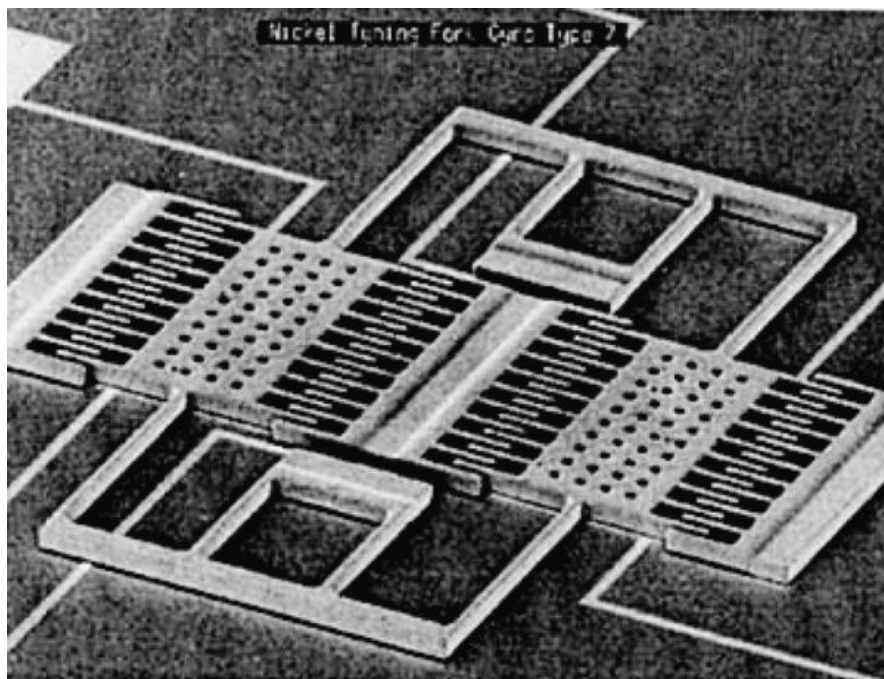


Figure.7 MEMS Gyroscope [19]

2.2.2 Επιταχυνσιόμετρο

Τα επιταχυνσιόμετρα είναι βασικά εξαρτήματα των αδρανειακών αισθητήρων, παρέχοντας μέτρηση της γραμμικής επιτάχυνσης κατά μήκος πολλαπλών αξόνων. Η αγορά προσφέρει δύο κύριους τύπους επιταχυνσιόμετρων, που ανήκουν σε διαφορετικές κατηγορίες επιδόσεων: μηχανικά επιταχυνσιόμετρα και επιταχυνσιόμετρα χαλαζία/MEMS [16].

Τα επιταχυνσιόμετρα χαλαζία και MEMS παρουσιάζουν αποκλίσεις κατά τη λειτουργία τους που κυμαίνεται από 1000 μg έως 1 μg , καλύπτοντας και τις τέσσερις κατηγορίες επιδόσεων. Η ευελιξία

τους επιτρέπει τη χρήση τους σε ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών. Αντίθετα, τα μηχανικά επιταχυνσιόμετρα, παρουσιάζουν σημαντικά χαμηλότερες αποκλίσεις, μικρότερες από 1 μg , και περιορίζονται συνήθως σε εφαρμογές πλοήγησης [16]. Το μεγαλύτερο μέγεθός τους και το υψηλότερο κόστος τους συμβάλλουν στην πιο εξειδικευμένη χρήση τους.

Με την κατανόηση των διακρίσεων μεταξύ αυτών των τύπων επιταχυνσιόμετρων, οι χρήστες μπορούν να λαμβάνουν τεκμηριωμένες αποφάσεις με βάση τις απαιτήσεις επιδόσεων και τους ειδικούς περιορισμούς των εφαρμογών τους. Αυτό επιτρέπει τη βέλτιστη επιλογή και ενσωμάτωση των επιταχυνσιόμετρων στους αδρανειακούς αισθητήρες, εξασφαλίζοντας ακριβή και αξιόπιστη μέτρηση της γραμμικής επιτάχυνσης.

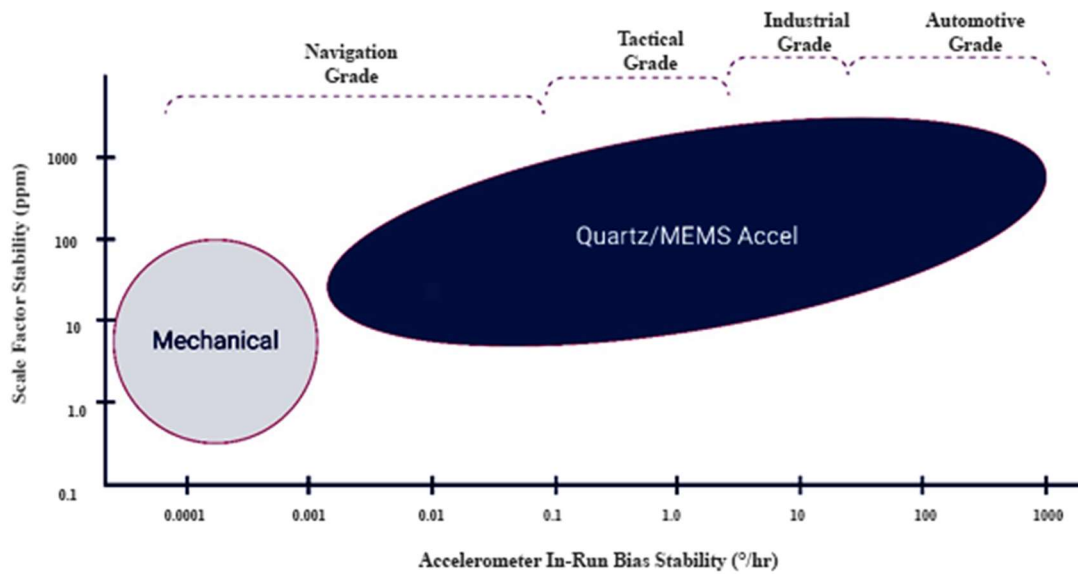


Figure 2.8 Accelerometer Performance Grade [16]

Ένα επιταχυνσιόμετρο MEMS αποτελείται από μια δοκιμαστική μάζα, η οποία είναι συνδεδεμένη με ένα ελατήριο, όπως απεικονίζεται στο σχήμα 2.9. Η μάζα αυτή μπορεί να κινηθεί προς μια συγκεκριμένη κατεύθυνση, που ονομάζεται άξονας ευαισθησίας.

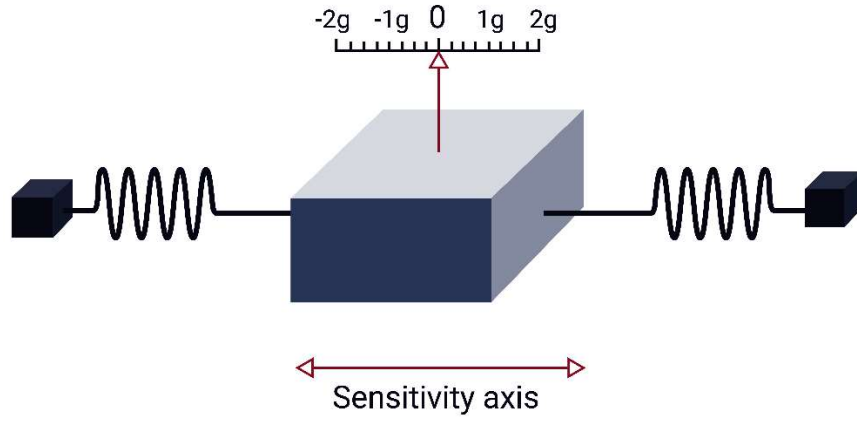


Figure 2.9 Horizontal Accelerometer Model [18]

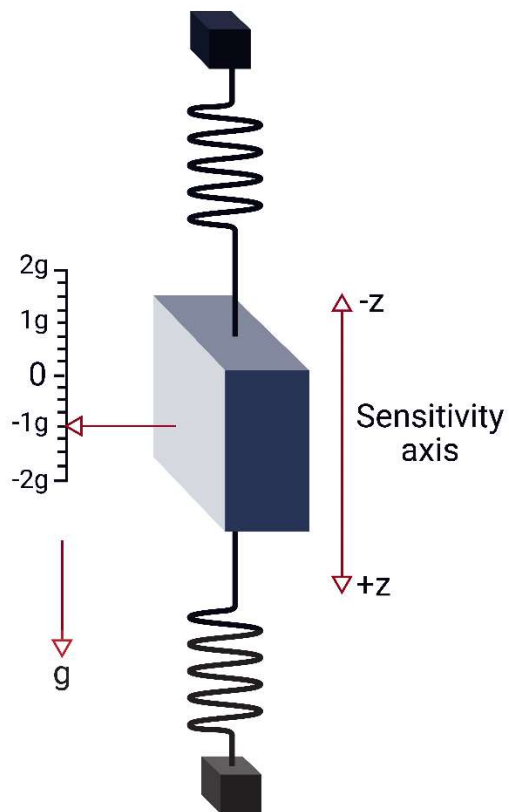


Figure 2.10 Vertical Accelerometer Model [18]

Όταν εφαρμόζεται γραμμική επιτάχυνση στο επιταχυνσιόμετρο κατά μήκος του άξονα ευαισθησίας, η επιτάχυνση προκαλεί μετατόπιση της μάζας προς τη μία πλευρά [17], [19], [22]. Το μέγεθος αυτής της μετατόπισης είναι ευθέως ανάλογο με το μέγεθος της επιτάχυνσης.

Τα επιταχυνσιόμετρα MEMS σχεδιάζονται με άξονες ευαισθησίας, οι οποίοι καθορίζουν τη συγκεκριμένη κατεύθυνση κατά μήκος της οποίας η συσκευή είναι ευαίσθητη στην επιτάχυνση. Πολλαπλά επιταχυνσιόμετρα μπορούν να ενσωματωθούν σε μία μόνο συσκευή για τη μέτρηση της επιτάχυνσης σε πολλαπλούς άξονες (όπως επιταχυνσιόμετρα τριών αξόνων) [23]. Ωστόσο, τα σφάλματα κατά την κατασκευή μπορεί να οδηγήσουν σε ελαττωματική ευθυγράμμιση, με αποτέλεσμα την έλλειψη ορθογωνιότητας μεταξύ των αξόνων μέτρησης του επιταχυνσιόμετρου [7], [19], [21]. Αυτό το φαινόμενο, γνωστό ως ευαισθησία διασταυρούμενων αξόνων, είναι ένα κοινό σφάλμα που συναντάται στους αισθητήρες.

Συνοπτικά, η λειτουργία ενός επιταχυνσιόμετρου MEMS περιλαμβάνει την κίνηση μιας μάζας ως αποτέλεσμα μιας εφαρμοζόμενης επιτάχυνσης και τη μετατροπή αυτής της κίνησης σε ηλεκτρικό σήμα με τη χρήση μηχανισμών αντίχενωσης, όπως η χωρητική αντίχενωση ή τα πιεζοηλεκτρικά στοιχεία [21].

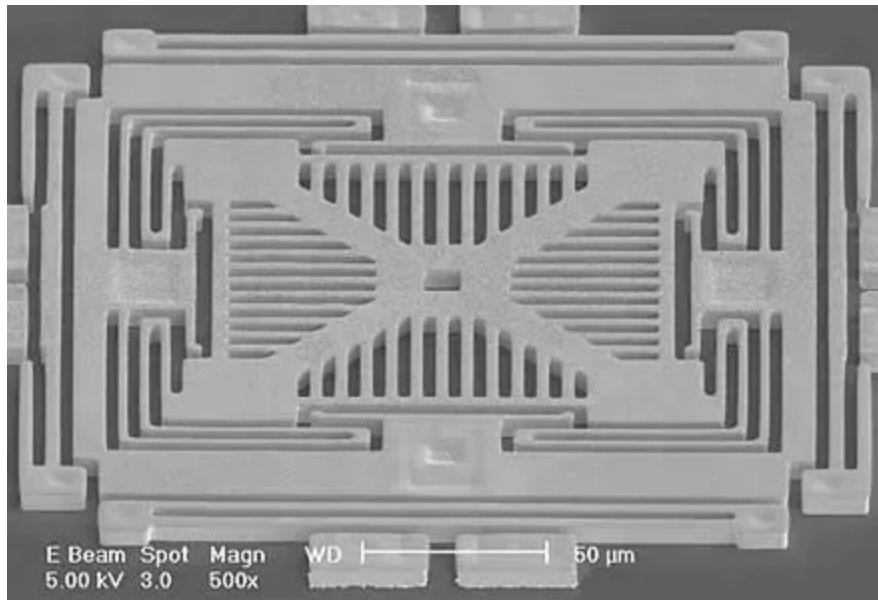


Figure 2.11 MEMS accelerometer[19]

2.2.3 Μαγνητόμετρο

Τα μαγνητόμετρα είναι αισθητήρες ειδικά σχεδιασμένοι για τη μέτρηση της έντασης και της κατεύθυνσης ενός μαγνητικού πεδίου. Υπάρχουν διάφοροι τύποι μαγνητόμετρων, και πολλά μαγνητόμετρα MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) βασίζονται στις αρχές της μαγνητοαντίστασης για τη μέτρηση του περιβάλλοντος μαγνητικού πεδίου [21]. Αυτά τα μαγνητόμετρα μαγνητοαντίστασης χρησιμοποιούν κράματα που παρουσιάζουν μεταβολές στην αντίσταση εξαιτίας της μεταβολής του εφαρμοζόμενου μαγνητικού πεδίου. Συνήθως, τα μαγνητόμετρα MEMS χρησιμοποιούνται για τη μέτρηση τοπικών μαγνητικών πεδίων, τα οποία αποτελούνται από ένα συνδυασμό του μαγνητικού πεδίου της γης και τυχόν μαγνητικών πεδίων που δημιουργούνται από κοντινά αντικείμενα [21].

Το μαγνητικό πεδίο της Γης περιλαμβάνει μια οριζόντια συνιστώσα και μια κατακόρυφη συνιστώσα, που συνήθως χαρακτηρίζονται από τις γωνίες μαγνητικής κλίσης και απόκλισης [24]. Η μαγνητική κλίση δηλώνει τη γωνία μεταξύ των γραμμών του μαγνητικού πεδίου της Γης και ενός οριζόντιου επιπέδου. Στους μαγνητικούς πόλους της Γης, το μαγνητικό πεδίο είναι κατακόρυφο, με αποτέλεσμα να προκύπτει γωνία κλίσης 90° . Αντίθετα, στον ισημερινό, το μαγνητικό πεδίο της Γης είναι οριζόντιο, οδηγώντας σε γωνία κλίσης 0° [24]. Η μαγνητική απόκλιση, από την άλλη πλευρά, αντιπροσωπεύει τη διαφορά μεταξύ του μαγνητικού Βόρειου Πόλου και του του γεωγραφικού Βόρειου Πόλου της Γης, δηλαδή τη διαφορά στη γωνία μεταξύ αυτών των δύο θέσεων σε σχέση με το σημείο μέτρησης.

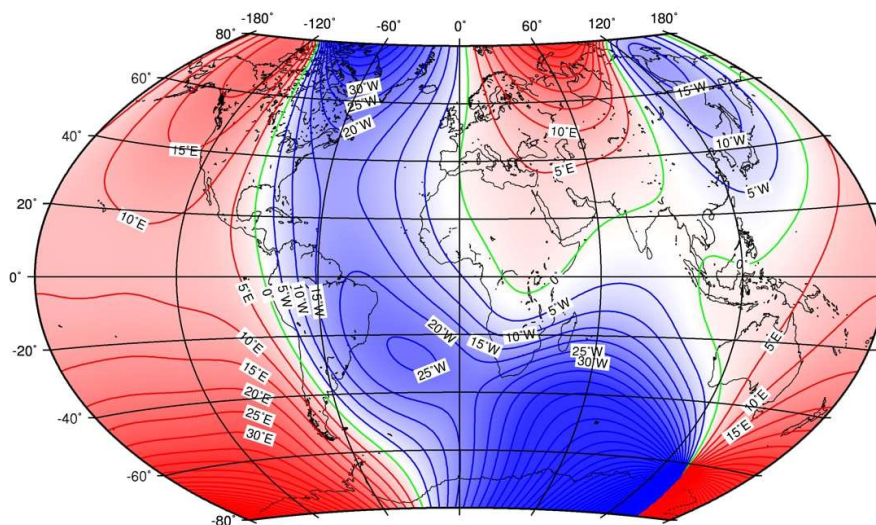


Figure 2.12 Map of magnetic declination[24]

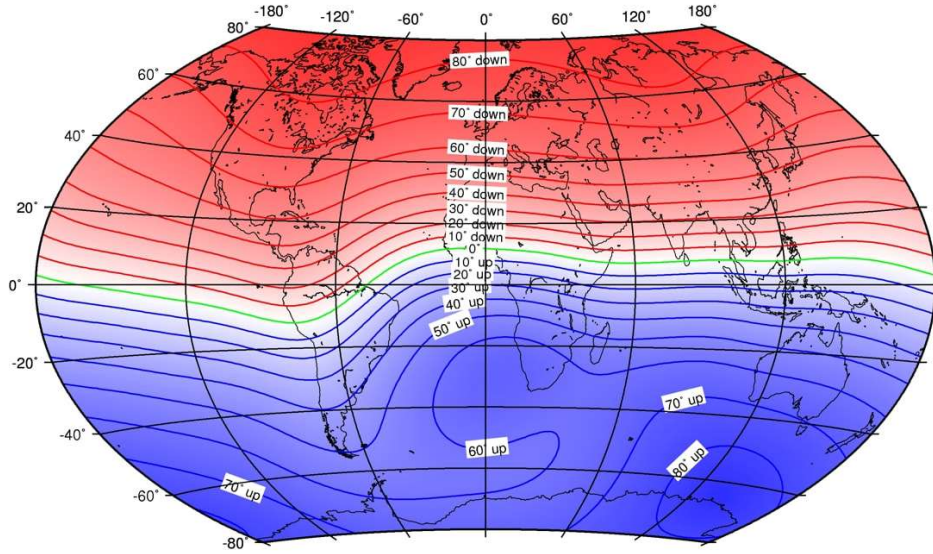


Figure 2.13 Map of magnetic inclination [24]

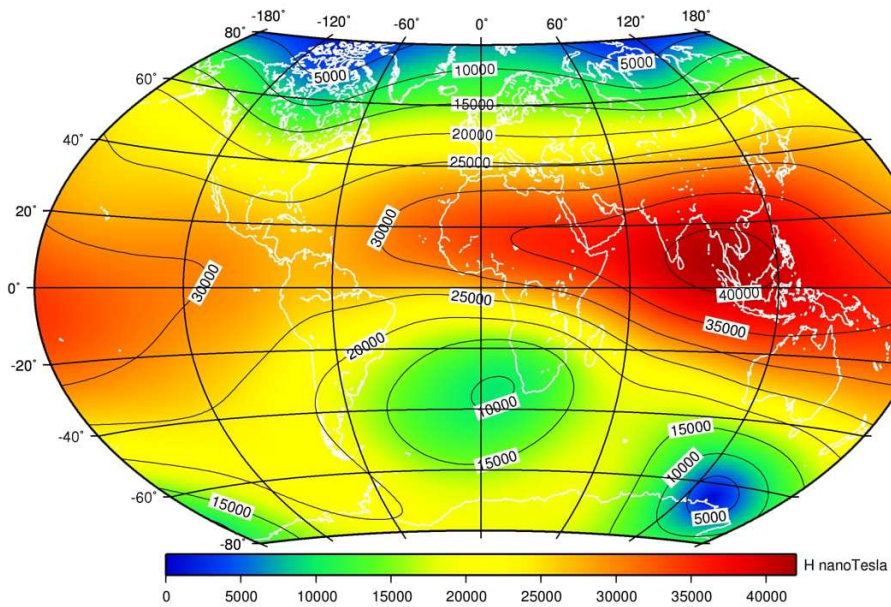


Figure 2.14 Map of horizontal magnetic field intensity [24]

Το μαγνητόμετρο λειτουργεί ως πυξίδα παρέχοντας ένα τρισδιάστατο διάνυσμα που υποδεικνύει την κατεύθυνση του μαγνητικού πεδίου της Γης στη θέση του αισθητήρα. Οι πληροφορίες αυτές δίνονται στο σύστημα συντεταγμένων του αισθητήρα και πρέπει να προσαρμοστούν σε κάποιο άλλο σύστημα αναφοράς όπως για παράδειγμα το σύστημα NED, όπου μπορούν να συγκριθούν με το γήινο μαγνητικό πεδίο στη συγκεκριμένη θέση. Το Σχήμα 3.6 απεικονίζει αυτή τη

διαδικασία, απεικονίζοντας τη μαγνητική απόκλιση (δ), η οποία αντιπροσωπεύει τη γωνία μεταξύ του διανύσματος που δείχνει στο μαγνητικό βορρά και του διανύσματος που δείχνει στο γεωδαιτικό βορρά. Δείχνει επίσης την κλίση (I), η οποία δείχνει τη γωνία μεταξύ των οριζόντιων γραμμών πεδίου της Γης και του μαγνητικού πεδίου στη συγκεκριμένη θέση [21]. Επιπλέον, το σχήμα καταδεικνύει τη γωνία εκτροπής (Ψ) καθώς το σύστημα αναφοράς του αισθητήρα περιστρέφεται γύρω από τον άξονα Down.

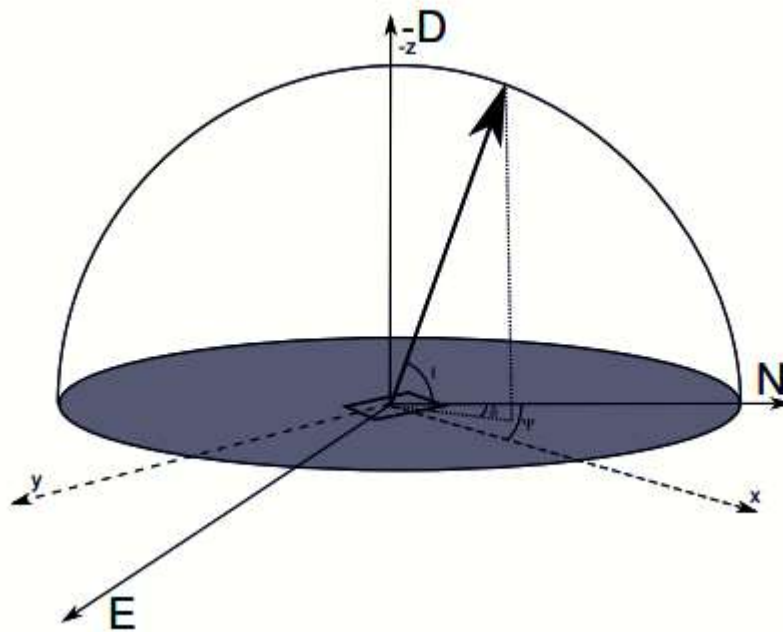


Figure 2.15 Magnetic declination and inclination in the NED frame [21]

Συνοψίζοντας, τα μαγνητόμετρα αποτελούν πολύτιμα εργαλεία για τη μέτρηση της έντασης και της κατεύθυνσης των μαγνητικών πεδίων. Τα μαγνητόμετρα MEMS, που χρησιμοποιούν τις αρχές της μαγνητοαντίστασης, χρησιμοποιούνται συνήθως για τη μέτρηση τοπικών μαγνητικών πεδίων που περιλαμβάνουν το γήινο μαγνητικό πεδίο και κοντινές μαγνητικές πηγές. Η κατανόηση των χαρακτηριστικών και της συμπεριφοράς του μαγνητικού πεδίου της Γης, συμπεριλαμβανομένων των γωνιών κλίσης και απόκλισης, διευκολύνει την ακριβή ερμηνεία και χρήση των δεδομένων των μαγνητόμετρων σε αδρανειακούς αισθητήρες.

2.2.4 Αισθητήρας Πίεσης

Οι αισθητήρες πίεσης είναι εξαρτήματα που χρησιμοποιούνται στους αδρανειακούς αισθητήρες για τη μέτρηση της ατμοσφαιρικής πίεσης. Ένας τύπος αισθητήρα πίεσης που είναι πολύ δημοφιλής είναι ο αισθητήρας βαρομετρικής πίεσης MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems). Οι αισθητήρες βαρομετρικής πίεσης MEMS χρησιμοποιούν τεχνικές μικροηλεκτρονικής για τη δημιουργία μικροσκοπικών δομών που μπορούν να ανιχνεύουν και να μετρούν τις μεταβολές της πίεσης του αέρα [25].

Αυτοί οι αισθητήρες MEMS λειτουργούν με βάση την αρχή της ανίχνευσης της εκτροπής ή της μετατόπισης που προκαλείται από τη διαφορά πίεσης μεταξύ του αέρα του περιβάλλοντος και μιας σφραγισμένης κοιλότητας εντός του αισθητήρα [25]. Η εκτροπή ανιχνεύεται συνήθως με τη χρήση ενός διαφράγματος που λυγίζει εξαιτίας των μεταβολών της πίεσης. Αυτή η εκτροπή μετατρέπεται στη συνέχεια σε ηλεκτρικό σήμα ανάλογο της εφαρμοζόμενης πίεσης.

Ένα από τα βασικά πλεονεκτήματα των αισθητήρων βαρομετρικής πίεσης MEMS είναι το μικρό τους μέγεθος και η χαμηλή κατανάλωση ενέργειας, γεγονός που τους καθιστά κατάλληλους για ενσωμάτωση σε ενεργειακά αποδοτικές συσκευές. Προσφέρουν ακριβείς μετρήσεις πίεσης και μπορούν να παρέχουν ακριβείς εκτιμήσεις του ύψους πάνω από τη στάθμη της θάλασσας με βάση τη σχέση μεταξύ ατμοσφαιρικής πίεσης και υψομέτρου.

Οι αισθητήρες βαρομετρικής πίεσης MEMS χρησιμοποιούνται σε διάφορες εφαρμογές, όπως υψομετρητές, μετεωρολογικοί σταθμοί και συσκευές παρακολούθησης του περιβάλλοντος. Διαδραματίζουν κρίσιμο ρόλο στις λειτουργίες διατήρησης του υψομέτρου στην αεροπορία, στον υπαίθριο αθλητισμό και στην πρόγνωση του καιρού. Επιπλέον, οι αισθητήρες αυτοί βρίσκουν χρησιμότητα σε διάφορες βιομηχανίες, όπως η αυτοκινητοβιομηχανία, η αεροδιαστημική βιομηχανία και τα ηλεκτρονικά είδη ευρείας κατανάλωσης.

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι ενώ οι αισθητήρες βαρομετρικής πίεσης MEMS προσφέρουν εξαιρετική απόδοση, η ακρίβειά τους μπορεί να επηρεαστεί από παράγοντες όπως οι διακυμάνσεις της θερμοκρασίας, η υγρασία και οι τοπικές ατμοσφαιρικές συνθήκες [26]. Συχνά χρησιμοποιούνται τεχνικές βαθμονόμησης και αντιστάθμισης για τον μετριασμό αυτών των επιδράσεων και τη διασφάλιση αξιόπιστων μετρήσεων πίεσης [27].

Συνοψίζοντας, οι αισθητήρες βαρομετρικής πίεσης MEMS παρέχουν εξαιρετικές λύσεις για τη μέτρηση της ατμοσφαιρικής πίεσης. Το μικρό τους μέγεθος, η χαμηλή κατανάλωση ενέργειας και η ακρίβειά τους τους καθιστούν κατάλληλους για μια σειρά εφαρμογών, όπως ο προσδιορισμός του υψομέτρου, η παρακολούθηση του καιρού και η ανίχνευση των περιβαλλοντικών συνθηκών. Παρά την επίδραση εξωτερικών παραγόντων, οι μέθοδοι βαθμονόμησης βοηθούν στη διατήρηση της ακρίβειας αυτών των αισθητήρων, επιτρέποντας αξιόπιστες μετρήσεις πίεσης εντός αδρανειακών αισθητήρων.

2.2.5 Παγκόσμιο δορυφορικό σύστημα πλοήγησης (GNSS)

Η τεχνολογία του παγκόσμιου δορυφορικού συστήματος πλοήγησης (GNSS) έχει φέρει την επανάσταση στην πλοήγηση και τον εντοπισμό θέσης σε πολλούς κλάδους. Το GNSS βασίζεται σε έναν αστερισμό δορυφόρων σε τροχιά γύρω από τη Γη για την παροχή ακριβών πληροφοριών εντοπισμού θέσης, ταχύτητας και χρονισμού σε δέκτες στο έδαφος ή σε κινητές συσκευές [28].

Το πιο γνωστό σύστημα GNSS είναι το Παγκόσμιο Σύστημα Εντοπισμού Θέσης (GPS), το οποίο αναπτύχθηκε και διατηρείται από την κυβέρνηση των Ηνωμένων Πολιτειών. Ωστόσο, λειτουργούν και άλλα σημαντικά συστήματα GNSS, όπως το GLONASS (Ρωσία), το Galileo (Ευρωπαϊκή Ένωση), το BeiDou (Κίνα) και το NavIC (Ινδία). Αυτά τα συστήματα προσφέρουν συλλογικά παγκόσμια κάλυψη, επιτρέποντας στους χρήστες παγκοσμίως να έχουν πρόσβαση σε ακριβή και αξιόπιστα δεδομένα εντοπισμού θέσης.

Οι δέκτες GNSS χρησιμοποιούν τα σήματα που εκπέμπουν οι δορυφόροι για να προσδιορίσουν τη θέση τους μέσω μιας διαδικασίας που ονομάζεται «τριγωνισμός». Μετρώντας την απόσταση μεταξύ του δέκτη και πολλαπλών δορυφόρων, ο δέκτης μπορεί να υπολογίσει την ακριβή θέση του στην επιφάνεια της Γης. Οι δέκτες GNSS λαμβάνουν επίσης υπόψη παράγοντες όπως η γεωμετρία των δορυφόρων, οι ατμοσφαιρικές καθυστερήσεις και τα σφάλματα ρολογιού για να βελτιώσουν την ακρίβεια του εντοπισμού θέσης.

Το GNSS έχει ευρύ φάσμα εφαρμογών σε διάφορους τομείς. Στις μεταφορές, το GNSS επιτρέπει την ακριβή πλοήγηση και παρακολούθηση οχημάτων, διευκολύνοντας τον αποτελεσματικό σχεδιασμό διαδρομών, τη διαχείριση του στόλου οχημάτων και τα ευφυή συστήματα μεταφορών. Στην αεροπορία, το GNSS συμβάλλει στην πλοήγηση, την προσέγγιση και τις διαδικασίες προσγείωσης αεροσκαφών, ενισχύοντας την ασφάλεια και την επιχειρησιακή αποτελεσματικότητα. Η ναυτιλιακή βιομηχανία επωφελείται από το GNSS για ακριβή εντοπισμό,

πλοήγηση και αποφυγή συγκρούσεων. Επιπλέον, το GNSS είναι ζωτικής σημασίας για την τοπογραφία, τη χαρτογράφηση, τη γεωργία ακριβείας, τις επιχειρήσεις έρευνας και διάσωσης και τις υπαίθριες δραστηριότητες αναψυχής.

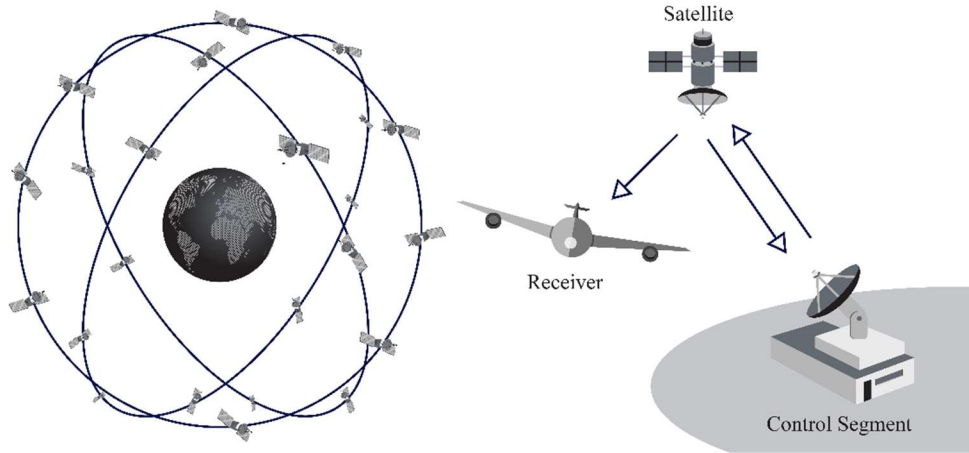


Figure 2.16 Global Navigation Satellite System (GNSS) [28]

Η ενσωμάτωση του GNSS με άλλους αισθητήρες, όπως οι αδρανειακοί αισθητήρες (ως μέρος του INS με τη βοήθεια του GNSS), επιτρέπει βελτιωμένες επιδόσεις πλοήγησης. Συνδυάζοντας τα δεδομένα GNSS με μετρήσεις από αδρανειακούς αισθητήρες το σύστημα μπορεί να μετριάσει τις διακοπές και τις ανακρίβειες του GNSS κατά τη διάρκεια περιόδων απώλειας σήματος και παρεμβολών. Αυτή η ενσωμάτωση παρέχει συνεχείς και αξιόπιστες πληροφορίες πλοήγησης, γεγονός που την καθιστά ιδιαίτερα πολύτιμη σε περιβάλλοντα όπου τα σήματα GNSS ενδέχεται να παρεμποδίζονται, όπως αστικά φαράγγια ή εσωτερικοί χώροι.

Συνολικά, η τεχνολογία GNSS έχει μεταμορφώσει τον τρόπο με τον οποίο πλοηγούμαστε παγκοσμίως. Η ευρεία υιοθέτησή της και η ενσωμάτωσή της με άλλες τεχνολογίες επιτρέπουν ακριβείς και αξιόπιστες λύσεις εντοπισμού θέσης σε ποικίλες εφαρμογές, βελτιώνοντας την αποτελεσματικότητα, την ασφάλεια και την ευκολία σε πολλές βιομηχανίες καθώς και στην καθημερινή ζωή.

2.3 Προδιαγραφές IMU

Οι προδιαγραφές μιας αδρανειακής μονάδας μέτρησης (IMU) είναι κρίσιμες για τον προσδιορισμό της απόδοσης και της καταλληλότητάς της για συστήματα αδρανειακής πλοήγησης. Η αξιολόγηση αυτών των προδιαγραφών είναι απαραίτητη για την επιλογή μιας IMU που ανταποκρίνεται στις

συγκεκριμένες απαιτήσεις της εφαρμογής. Η παρούσα ενότητα παρέχει μια επισκόπηση των βασικών προδιαγραφών της IMU που πρέπει να ληφθούν υπόψη.

2.3.1 Απόδοση Αισθητήρων

Εύρος: Το εύρος καθορίζει τις ελάχιστες και μέγιστες τιμές εισόδου που μπορεί να μετρήσει με ακρίβεια ένας αισθητήρας IMU. Είναι ζωτικής σημασίας να διασφαλιστεί ότι η IMU μπορεί να χειριστεί τα αναμενόμενα μεγέθη κίνησης ή τις περιβαλλοντικές συνθήκες στην προβλεπόμενη εφαρμογή [7], [21], [22], [29].

Ανάλυση: Η ανάλυση αναφέρεται στη μικρότερη τιμή του μετρούμενου μεγέθους που μπορεί να εντοπισθεί από έναν αισθητήρα IMU [7], [21], [22], [29]. Σήμερα χρησιμοποιούνται συνήθως αισθητήρες υψηλής ανάλυσης, οι οποίοι προσφέρουν ακριβείς μετρήσεις. Ωστόσο, είναι σημαντικό να εξετάζονται οι απαιτήσεις ανάλυσης της εφαρμογής, ώστε να διασφαλίζεται ότι η IMU μπορεί να παρέχει το απαραίτητο επίπεδο λεπτομέρειας στις μετρήσεις.

Εύρος ζώνης: Το εύρος ζώνης υποδεικνύει τη μέγιστη συχνότητα στην οποία ένας αισθητήρας ή ένα σύστημα IMU μπορεί να ανταποκριθεί με ακρίβεια [7], [21], [22], [29]. Καθορίζει τις συχνότητες που μπορεί να μετρήσει αποτελεσματικά η IMU και επηρεάζει το χρόνο απόκρισης ή την καθυστέρηση του συστήματος. Οι αισθητήρες υψηλότερου εύρους ζώνης επιτρέπουν ταχύτερες αντιδράσεις σε σήματα εισόδου.

Ρυθμός δειγματοληψίας: Ο ρυθμός δειγματοληψίας μιας IMU αναφέρεται στον αριθμό των δειγμάτων ανά δευτερόλεπτο που εξάγονται από τον αισθητήρα [7], [21], [22], [29]. Σε αντίθεση με το εύρος ζώνης, ο ρυθμός δειγματοληψίας μπορεί να είναι οποιοσδήποτε καθορισμένος ρυθμός. Είναι σημαντικό να επιλεγεί ο κατάλληλος ρυθμός δειγματοληψίας με βάση τις απαιτήσεις της εφαρμογής, ώστε να αποτυπωθεί το απαραίτητο επίπεδο λεπτομέρειας και να διατηρηθεί η ακρίβεια των μετρήσεων.

Θόρυβος και πυκνότητα θορύβου: Ο θόρυβος χαρακτηρίζεται ως οποιαδήποτε τυχαία μεταβολή στην έξοδο ενός αισθητήρα IMU όταν υποβάλλεται σε σταθερό σήμα εισόδου υπό σταθερές συνθήκες [7], [21], [22], [29]. Συνήθως προσδιορίζεται χρησιμοποιώντας τιμές τυπικής απόκλισης ή ρίζας μέσου τετραγώνου (RMS). Ωστόσο, για να αξιολογηθεί σωστά ο εγγενής θόρυβος στην έξοδο μιας IMU, χρησιμοποιείται συχνά η πυκνότητα θορύβου. Η πυκνότητα θορύβου

αντιπροσωπεύει το θόρυβο διαιρεμένο με την τετραγωνική ρίζα του ρυθμού δειγματοληψίας και παρέχει ένα πιο ακριβές μέτρο του θορύβου ανά μονάδα συχνότητας.

Τυχαίος περίπατος: Ο τυχαίος περίπατος αναφέρεται στην ολίσθηση με την πάροδο του χρόνου που συμβαίνει λόγω θορύβου κατά την ολοκλήρωση ενός θορυβώδους σήματος εξόδου από έναν αισθητήρα IMU [7], [21], [22], [29]. Είναι μια κρίσιμη προδιαγραφή που πρέπει να ληφθεί υπόψη, ιδίως όταν χρησιμοποιείται η IMU για εφαρμογές μεγάλης διάρκειας ή για εργασίες που απαιτούν ακριβή εκτίμηση γωνιών ή ταχυτήτων. Ο τυχαίος περίπατος προσδιορίζεται συνήθως σε μονάδες $^{\circ}/\sqrt{s}$ ή $^{\circ}/\sqrt{hr}$ για γυροσκόπια και $m/s/\sqrt{s}$ ή $m/s/\sqrt{hr}$ για επιταχυνσιόμετρα.

Συστηματικά Σφάλματα: Τα συστηματικά σφάλματα αντιπροσωπεύουν μια χρονικά σταθερή απόκλιση μεταξύ της τιμής εξόδου ενός αισθητήρα και της πραγματικής τιμής εξόδου [7], [21], [22], [29]. Υπάρχουν διάφοροι τύποι παραμέτρων συστηματικών σφαλμάτων που μπορούν να μετρηθούν, συμπεριλαμβανομένης της σταθερότητας του σφάλματος κατά τη λειτουργία, κατά την ενεργοποίηση και σε σχέση με τη θερμοκρασία. Η σταθερότητα της απόκλισης κατά τη λειτουργία είναι ιδιαίτερα κρίσιμη, καθώς καθορίζει την καλύτερη δυνατή ακρίβεια με την οποία μπορεί να εκτιμηθεί το συστηματικό σφάλμα ενός αισθητήρα.

Συντελεστής κλίμακας: Ο συντελεστής κλίμακας είναι ένας πολλαπλασιαστής που εφαρμόζεται στην έξοδο του αισθητήρα και αντιπροσωπεύει τον λόγο της εξόδου προς την είσοδο στο εύρος μέτρησης [7], [21], [22], [29]. Τα σφάλματα του συντελεστή κλίμακας, συμπεριλαμβανομένου του σφάλματος αυτού και της μη γραμμικότητας του, μπορούν να επηρεάσουν την ακρίβεια των μετρήσεων IMU. Το σφάλμα αυτό προσδιορίζεται συνήθως ως μέρη ανά εκατομμύριο (ppm) ή ως ποσοστό, ενώ η μη γραμμικότητα του εκφράζεται επίσης ως ppm ή ως ποσοστό του εύρους πλήρους κλίμακας του αισθητήρα.

Σφάλματα ορθογωνιότητας: Σφάλματα ορθογωνιότητας προκύπτουν κατά την ευθυγράμμιση των αισθητήρων σε ένα σύστημα IMU [7], [21], [22], [29]. Τα σφάλματα αυτά προκύπτουν από αποκλίσεις από την τέλεια ορθογωνιότητα των αξόνων των αισθητήρων. Απαιτούνται κατάλληλες τεχνικές βαθμονόμησης και αντιστάθμισης για την ελαχιστοποίηση των σφαλμάτων ορθογωνιότητας και τη διασφάλιση ακριβών μετρήσεων.

Ευαισθησία διασταυρούμενων αξόνων: Η ευαισθησία διασταυρούμενων αξόνων αναφέρεται στο σφάλμα μέτρησης που προκαλείται από τη σύζευξη μεταξύ διαφορετικών αξόνων ενός

αισθητήρα IMU [7], [21], [22], [29]. Μπορεί να συμβεί όταν η απόκριση του αισθητήρα κατά μήκος ενός άξονα επηρεάζεται από την είσοδο κατά μήκος άλλων αξόνων. Η ευαισθησία διασταυρούμενων αξόνων πρέπει να λαμβάνεται υπόψη και να ελαχιστοποιείται για την επίτευξη ακριβών και ανεξάρτητων μετρήσεων κατά μήκος κάθε άξονα.

Μετατροπές μονάδων: Η σύγκριση προδιαγραφών IMU από διαφορετικούς κατασκευαστές ή τύπους αισθητήρων μπορεί να απαιτεί τη μετατροπή των προδιαγραφών σε κοινή μορφή για ακριβή αξιολόγηση τους [7], [21], [22], [29]. Η κατανόηση των τεχνικών και των τύπων για τις μετατροπές μονάδων θα βοηθήσει στη σωστή αξιολόγηση και επιλογή μιας IMU που πληροί τις συγκεκριμένες απαιτήσεις της εφαρμογής.

2.4 Noise Analysis

Η ανάλυση του θορύβου στους αισθητήρες MEMS είναι σημαντική για την κατανόηση των χαρακτηριστικών απόδοσής τους και τη βελτιστοποίηση της χρήσης τους σε διάφορες εφαρμογές. Ο θόρυβος στους αισθητήρες MEMS μπορεί να προέρχεται από διάφορες πηγές, όπως ο θερμικός θόρυβος, ο θόρυβος τρεμοπαίγματος (flicker), ο περιβαλλοντικός θόρυβος και ο ηλεκτρονικός θόρυβος.

Μελετώντας και αναλύοντας αυτές τις διάφορες πηγές θορύβου και χρησιμοποιώντας κατάλληλες τεχνικές ανάλυσης, όπως η ανάλυση PSD, η διακύμανση Allan και η ανάλυση στο πεδίο του χρόνου, οι ερευνητές και οι μηχανικοί μπορούν να προσδιορίσουν, να ποσοτικοποιήσουν και να μειώσουν αποτελεσματικά τον θόρυβο στους αισθητήρες MEMS [30]. Αυτό επιτρέπει τη βελτίωση της απόδοσης των αισθητήρων, τη βελτίωση της ακρίβειας τους και την αύξηση της αξιοπιστίας τους σε ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών.

2.4.1 Θερμικός Θόρυβος

Ο θερμικός θόρυβος, επίσης γνωστός ως θόρυβος Johnson-Nyquist, είναι μια θεμελιώδης πηγή θορύβου στους αισθητήρες MEMS. Προέρχεται από την τυχαία κίνηση φορέων φορτίου σε αγώγιμα υλικά και σχετίζεται άμεσα με τη θερμοκρασία και το εύρος ζώνης τους αισθητήρα. Ο θερμικός θόρυβος ακολουθεί κατανομή Gauss και μπορεί να επηρεάσει σημαντικά την απόδοση του αισθητήρα, ιδίως σε εφαρμογές χαμηλής συχνότητας.

2.4.2 Flicker Noise

Ο flicker θόρυβος, που αναφέρεται συχνά ως θόρυβος $1/f$ ή ροζ θόρυβος, είναι μια συνιστώσα θορύβου χαμηλής συχνότητας που αυξάνεται καθώς μειώνεται η συχνότητα. Συχνά προκαλείται από αστοχίες υλικού, από επιφανειακές ατέλειες και άλλα φυσικά προβλήματα στον αισθητήρα MEMS. Ο θόρυβος flicker μπορεί να είναι ιδιαίτερα προβληματικός σε εφαρμογές που απαιτούν ακριβείς μετρήσεις σε χαμηλές συχνότητες.

2.4.3 Λευκός Θόρυβος

Ο λευκός θόρυβος αναφέρεται σε ένα τυχαίο σήμα με σταθερή φασματική πυκνότητα ισχύος σε όλες τις συχνότητες. Αποτελεί συνήθη πηγή θορύβου στους αισθητήρες MEMS και μπορεί να προκύψει από διάφορες πηγές, όπως θερμικές διακυμάνσεις, ηλεκτρονικά εξαρτήματα και περιβαλλοντικούς παράγοντες. Η κατανόηση και ο χαρακτηρισμός του λευκού θορύβου είναι ζωτικής σημασίας για την ακριβή ανάλυση της απόδοσης του αισθητήρα.

2.4.4 Περιβαλλοντικός Θόρυβος

Ο λευκός θόρυβος αναφέρεται σε ένα τυχαίο σήμα με σταθερή φασματική πυκνότητα ισχύος σε όλες τις συχνότητες. Αποτελεί συνήθη πηγή θορύβου στους αισθητήρες MEMS και μπορεί να προκύψει από διάφορες πηγές, όπως θερμικές διακυμάνσεις, ηλεκτρονικά εξαρτήματα και περιβαλλοντικούς παράγοντες. Η κατανόηση και ο χαρακτηρισμός του λευκού θορύβου είναι ζωτικής σημασίας για την ακριβή ανάλυση της απόδοσης του αισθητήρα.

2.4.5 Θόρυβος Συντονισμού

Ο θόρυβος συντονισμού σχετίζεται με τα φαινόμενα συντονισμού που εμφανίζονται στους αισθητήρες MEMS. Τα φαινόμενα αυτά μπορεί να προκαλούνται από μηχανικούς συντονισμούς, παρασιτικές χωρητικότητες ή άλλους παράγοντες σε επίπεδο συστήματος. Ο θόρυβος συντονισμού μπορεί να οδηγήσει σε αυξημένα επίπεδα θορύβου σε συγκεκριμένες συχνότητες ή τρόπους λειτουργίας, και η κατανόηση και ο μετριασμός των φαινομένων συντονισμού είναι ζωτικής σημασίας για την επίτευξη ακριβών και αξιόπιστων μετρήσεων αισθητήρων.

2.4.6 Ανάλυση PSD

Η ανάλυση φασματικής πυκνότητας ισχύος (PSD) είναι μια ευρέως χρησιμοποιούμενη τεχνική για την ανάλυση θορύβου σε αισθητήρες MEMS. Περιλαμβάνει τη μέτρηση και την ανάλυση του συχνοτικού περιεχομένου του σήματος εξόδου του αισθητήρα για τον εντοπισμό διαφορετικών συνιστωσών θορύβου με βάση τα συχνοτικά χαρακτηριστικά τους. Η ανάλυση PSD παρέχει

πολύτιμες πληροφορίες σχετικά με τις κυρίαρχες πηγές θορύβου σε διάφορες περιοχές συχνοτήτων.

2.4.7 Απόκλιση Allan

Η ανάλυση διακύμανσης Allan είναι μια στατιστική μέθοδος που χρησιμοποιείται για τον χαρακτηρισμό της σταθερότητας και των ιδιοτήτων θορύβου των αισθητήρων MEMS σε διαφορετικά χρονικά διαστήματα. Με την ανάλυση των διακυμάνσεων στο σήμα εξόδου του αισθητήρα, η διακύμανση Allan βοηθά στη διαφοροποίηση μεταξύ των διαφόρων πηγών θορύβου και προσδιορίζει την αντίστοιχη συμβολή τους. Παρέχει πολύτιμες πληροφορίες για την κατανόηση της μακροπρόθεσμης σταθερότητας και της απόδοσης θορύβου των αισθητήρων MEMS.

2.4.8 Time Domain Analysis

Η ανάλυση στο πεδίο του χρόνου περιλαμβάνει την εξέταση σημάτων θορύβου στο πεδίο του χρόνου για τον εντοπισμό συγκεκριμένων μοτίβων που σχετίζονται με διαφορετικές πηγές θορύβου. Τεχνικές όπως η αυτοσυσχέτιση, η διασταυρούμενη συσχέτιση και η ανάλυση κυματιδίων μπορούν να εφαρμοστούν για την εξαγωγή χρήσιμων πληροφοριών από τα σήματα θορύβου. Η ανάλυση στο πεδίο του χρόνου βοηθά στην κατανόηση των χρονικών χαρακτηριστικών του θορύβου και των επιπτώσεών του στις μετρήσεις του αισθητήρα.

2.5 Εκτίμηση κατάστασης και Quaternions

Η εκτίμηση της κατάστασης αποτελεί θεμελιώδες συστατικό των συστημάτων πλοήγησης και παρακολούθησης κίνησης. Περιλαμβάνει την εκτίμηση της θέσης, του προσανατολισμού, της ταχύτητας και άλλων σχετικών καταστάσεων ενός συστήματος με βάση τις διαθέσιμες μετρήσεις αισθητήρων. Στο πλαίσιο των αισθητήρων MEMS, η εκτίμηση κατάστασης διαδραματίζει καθοριστικό ρόλο στην ακριβή παρακολούθηση της κίνησης και του προσανατολισμού των αντικειμένων [22], [31]–[34].

Μια ευρέως χρησιμοποιούμενη μαθηματική μοντελοποίηση για την αναπαράσταση του προσανατολισμού είναι τα quaternions. Τα quaternions παρέχουν έναν συνοπτικό και αποτελεσματικό τρόπο αναπαράστασης των τρισδιάστατων περιστροφών και έχουν αρκετά πλεονεκτήματα έναντι άλλων μεθόδων αναπαράστασης, όπως οι γωνίες Euler. Είναι απαλλαγμένα από ιδιομορφίες και παρουσιάζουν αριθμητική σταθερότητα, γεγονός που τα καθιστά ιδιαίτερα κατάλληλα για την εκτίμηση προσανατολισμού σε πραγματικό χρόνο [34].

Η χρήση Quaternions σε αλγόριθμους εκτίμησης της κατάστασης, όπως το διευρυμένο φίλτρο Kalman (EKF) ή το μη κεντρωμένο φίλτρο Kalman (UKF), επιτρέπει την ακριβή εκτίμηση του προσανατολισμού του συστήματος. Αυτοί οι αλγόριθμοι συνδυάζουν μετρήσεις αισθητήρων, όπως δεδομένα γυροσκοπίου και επιταχυνσιόμετρου από αισθητήρες MEMS, με ένα μαθηματικό μοντέλο του συστήματος για την εκτίμηση των μεταβλητών κατάστασης [21].

Τα Quaternions χρησιμοποιούνται επίσης σε αλγόριθμους συγχώνευσης αισθητήρων (sensor fusion), οι οποίοι ενσωματώνουν δεδομένα από πολλαπλούς αισθητήρες, όπως επιταχυνσιόμετρα, γυροσκόπια και μαγνητόμετρα, για να βελτιώσουν την ακρίβεια και την αξιοπιστία της εκτίμησης του προσανατολισμού. Οι τεχνικές συγχώνευσης αισθητήρων, όπως το συμπληρωματικό φίλτρο ή το φίλτρο Mahony, αξιοποιούν τα Quaternions για να συνδυάσουν τα πλεονεκτήματα διαφορετικών τύπων αισθητήρων και να μετριάσουν τις επιμέρους αδυναμίες τους [35], [36].

Η κατανόηση των αρχών της άλγεβρας των Quaternions, των αναπαραστάσεων περιστροφής με βάση αυτά και η ενσωμάτωση τους σε αλγόριθμους εκτίμησης κατάστασης και συγχώνευσης αισθητήρων είναι απαραίτητη για την αποτελεσματική χρήση αισθητήρων MEMS στην πλοήγηση, τη ρομποτική, την εικονική πραγματικότητα και άλλες εφαρμογές παρακολούθησης κίνησης [34].

2.6 Ορισμός και ιδιότητες των Quaternions

Με τον ίδιο τρόπο όπου το σύνολο των μιγαδικών αριθμών \mathbb{C} επεκτείνει το σύνολο των πραγματικών αριθμών \mathbb{R} και ορίζεται ως εξής [36]:

$$\mathbb{C} = \mathbb{R} + \mathbb{R}i \text{ with } i^2 = -1 \quad (2.2)$$

Τα quaternions, που αναφέρονται επίσης συνήθως ως αριθμοί του Χάμιλτον, επεκτείνουν το σύνολο των μιγαδικών αριθμών. Το σύνολο των quaternions \mathbb{H} ορίζεται ως εξής [36]:

$$\mathbb{H} = \mathbb{C} + \mathbb{C}j \text{ with } j^2 = -1 \quad (2.3)$$

Έτσι, ένας αριθμός στο χώρο των quaternions μπορεί να γραφεί ως εξής [36]:

$$Q = a + bi + cj + dk \in \mathbb{H} \quad (2.4)$$

Πού $\{a, b, c, d\} \in \mathbb{R}$, και $\{i, j, k\}$ είναι τρεις φανταστικοί αριθμοί που ορίζονται ως [36]:

$$i^2 = j^2 = k^2 = -1 \quad (2.5)$$

από το οποίο μπορούμε να εξάγουμε:

$$ij = -ji = k, \quad jk = -kj = i, \quad ki = -ik = j \quad (2.6)$$

Μια εναλλακτική αναπαράσταση των Quaternions μπορεί να οριστεί ως το άθροισμα ενός βαθμωτού μεγέθους και ενός διανύσματος με τον ακόλουθο τρόπο [36]:

$$Q = q_w + q_x i + q_y j + q_z k \Leftrightarrow Q = q_w + \mathbf{q}_v \quad (2.7)$$

όπου το πραγματικό ή βαθμωτό μέρος αναφέρεται ως q_w και το φανταστικό ή διανυσματικό μέρος ορίζεται ως [36]:

$$\mathbf{q}_v = q_x i + q_y j + q_z k = (q_x, q_y, q_z) \quad (2.8)$$

Ένα Quaternion Q αναπαρίσταται ως επί το πλείστον ως διάνυσμα \mathbf{q} ,

$$\mathbf{q} \triangleq \begin{bmatrix} q_w \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_w \\ q_x \\ q_y \\ q_z \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

που επιτρέπει τη χρήση της άλγεβρας πινάκων για πράξεις που περιλαμβάνουν Quaternions.

Τέλος, ορίζουμε τα *πραγματικά quaternions* και τα *καθαρά quaternions*,

Γενικά $\mathbf{q} = q_w + \mathbf{q}_v = \begin{bmatrix} q_w \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} \in \mathbb{H}$, πραγματικό $q_w = \begin{bmatrix} q_w \\ \mathbf{0}_v \end{bmatrix} \in \mathbb{R}$, καθαρό $\mathbf{q}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} \in \mathbb{H}_p$

Οι κύριες ιδιότητες των Quaternions παρατίθενται παρακάτω [36]:

1. Άθροισμα: $\mathbf{p} \pm \mathbf{q}$
2. Γινόμενο: $\mathbf{p} \oplus \mathbf{q}$
3. Ταυτότητα: $\mathbf{q}_1 = \mathbf{1} = \begin{bmatrix} 1 \\ \mathbf{0}_v \end{bmatrix}$
4. Συζυγής: $\mathbf{q}^* \triangleq q_w - \mathbf{q}_v$
5. Νόρμα: $\|\mathbf{q}\| = \sqrt{q_w^2 + q_x^2 + q_y^2 + q_z^2}$
6. Αντίστροφο: $\mathbf{q}^{-1} = \frac{\mathbf{q}^*}{\|\mathbf{q}\|^2}$
7. Κανονικοποιημένο τετραγωνικό: $\|\mathbf{q}\| = \mathbf{1} \Leftrightarrow \mathbf{q}^{-1} = \mathbf{q}^*$

3 Θεωρητικό Πλαίσιο

3.1 Συστήματα αναφοράς και μοντέλα κόσμου

Τα συστήματα αναφοράς και τα μοντέλα κόσμου διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο στην ανάπτυξη των αδρανειακών συστημάτων πλοήγησης (INS). Είναι σύνηθες, τα δεδομένα των διαφόρων αισθητήρων να αναπαρίστανται σε διαφορετικά συστήματα αναφοράς και ως αποτέλεσμα οι μετρήσεις ενός πλαισίου απαιτείται να μετασχηματιστούν σε ένα διαφορετικό πλαίσιο. Τα συστήματα αναφοράς παρέχουν ένα τυποποιημένο σύστημα συντεταγμένων για τη μέτρηση και την ερμηνεία των δεδομένων των αισθητήρων, ενώ τα παγκόσμια μοντέλα ενσωματώνουν μετρήσεις από πολλαπλούς αισθητήρες και πλαίσια αναφοράς για την ακριβή εκτίμηση της κίνησης του αντικειμένου [37]–[39].

Υπάρχουν κυρίως δύο τύποι πλαισίων αναφοράς που εμπλέκονται στην ανάπτυξη ενός INS: το αδρανειακό πλαίσιο και το πλαίσιο αναφοράς της Γης (ECEF). Αντιθέτως, τα παγκόσμια μοντέλα χρησιμεύουν ως σημεία αναφοράς για το βαρυτικό και το μαγνητικό πεδίο της Γης και αντιπροσωπεύονται συνήθως από το βαρυτικό μοντέλο της Γης (EGM) και το παγκόσμιο μαγνητικό μοντέλο (WMM), αντίστοιχα.

3.1.1 Το αδρανειακό σύστημα αναφοράς

Τα αδρανειακά συστήματα αναφοράς αποτελούν χρήσιμα πλαίσια κατά την ανάπτυξη των αδρανειακών συστημάτων πλοήγησης (INS). Χρησιμεύουν ως μη επιταχυνόμενοι παρατηρητές και παραμένουν ανεπηρέαστα από εξωτερικές δυνάμεις. Επιπλέον, παρέχουν ένα συνεπές σύστημα αναφοράς για τη μέτρηση και την ερμηνεία της κίνησης ενός αντικειμένου. Στην πράξη, το αδρανειακό πλαίσιο υλοποιείται με τη χρήση μιας IMU.

Ένα από τα βασικά πλεονεκτήματα του αδρανειακού πλαισίου είναι η ανεξαρτησία του από εξωτερικά συστήματα αναφοράς. Μπορεί να παρέχει συνεχείς και αξιόπιστες πληροφορίες πλοήγησης ακόμη και σε περιβάλλοντα όπου τα εξωτερικά συστήματα εντοπισμού θέσης, όπως το GPS, δεν είναι διαθέσιμα ή είναι αναξιόπιστα. Ωστόσο, είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι οι αδρανειακοί αισθητήρες είναι επιρρεπείς σε συστηματικά σφάλματα, σφάλματα ολίσθησης και θόρυβο, τα οποία μπορεί να συσσωρευτούν με την πάροδο του χρόνου και να προκαλέσουν σφάλματα γνωστά ως σφάλματα ολίσθησης αδρανειακών αισθητήρων. Για τον μετριασμό αυτής της ολίσθησης, οι αδρανειακές μετρήσεις συχνά συγχωνεύονται με εξωτερικές μετρήσεις από

άλλα συστήματα αναφοράς, όπως το σύστημα ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed), το οποίο παρέχει απόλυτες αναφορές θέσης.

Ωστόσο, η κατασκευή ενός αυστηρού αδρανειακού πλαισίου μπορεί να αποδειχθεί ιδιαίτερα δύσκολη, οπότε στην πράξη χρησιμοποιείται συχνότερα ένα quasi-αδρανειακό πλαίσιο. Το quasi-αδρανειακό πλαίσιο χρησιμεύει ως ένα ενδιάμεσο πλαίσιο που ενσωματώνει μεθόδους για να ληφθούν υπόψη συγκεκριμένοι παράγοντες ή διαταραχές στο σύστημα πλοήγησης. Η αφετηρία αυτού του πλαισίου βρίσκεται στο κέντρο της Γης, ενώ οι άξονές του είναι μη περιστρεφόμενοι σε σχέση με τους μακρινούς γαλαξίες[ucalgary].

Συνολικά, το αδρανειακό σύστημα αποτελεί τη βάση του INS, παρέχοντας ένα συνεπές και αυτοτελές σύστημα αναφοράς για την ακριβή παρακολούθηση της κίνησης ενός αντικειμένου. Επιτρέπει την πλοήγηση σε περιβάλλοντα χωρίς GPS και χρησιμεύει ως αξιόπιστη πηγή πληροφοριών για τα συστήματα INS.

3.1.2 Το πλαίσιο σώματος

Το πλαίσιο σώματος είναι ένα πλαίσιο αναφοράς που συνδέεται στενά με το ίδιο το αντικείμενο ή το όχημα, κατά την ανάπτυξη των αδρανειακών συστημάτων πλοήγησης (INS). Πρόκειται για ένα σύστημα συντεταγμένων που είναι συνήθως σταθερό, βρίσκεται στο κέντρο βάρους του αντικειμένου και ακολουθεί την κίνηση του.

Το πλαίσιο σώματος είναι ιδιαίτερα χρήσιμο για εφαρμογές INS όπου δίνεται έμφαση στην κατανόηση της κίνησης και της δυναμικής του ίδιου του αντικειμένου. Παρέχει ένα ικανοποιητικό σύστημα αναφοράς για τη μέτρηση και την ερμηνεία της κατεύθυνσης, της γωνιακής ταχύτητας και των επιταχύνσεων του αντικειμένου. Χρησιμοποιώντας αισθητήρες όπως γυροσκόπια και επιταχυνσιόμετρα, το πλαίσιο σώματος επιτρέπει την εκτίμηση του προσανατολισμού, των γωνιακών ταχυτήτων και των γραμμικών επιταχύνσεων ενός αντικειμένου.

Στο INS, οι μετρήσεις που λαμβάνονται στο σύστημα σώματος συχνά μετασχηματίζονται ή αντιστοιχίζονται σε άλλα συστήματα αναφοράς, όπως το αδρανειακό σύστημα ή το σύστημα ECEF για σκοπούς πλοήγησης και εντοπισμού θέσης. Αυτοί οι μετασχηματισμοί επιτρέπουν την ενσωμάτωση μετρήσεων από διαφορετικούς αισθητήρες και πλαίσια αναφοράς για την απόκτηση μιας ολοκληρωμένης κατανόησης των παραμέτρων κίνησης και πλοήγησης του αντικειμένου.

Το πλαίσιο σώματος αποτελεί βασικό κομμάτι των συστημάτων INS. Παρέχει ένα τοπικό και εγγενές σύστημα αναφοράς για τη μέτρηση και την ανάλυση της δυναμικής του αντικειμένου, επιτρέποντας την ακριβή παρακολούθηση και τον έλεγχο της κίνησής του.

3.1.3 Γεωκεντρικό και γεωστατικό πλαίσιο

Το γεωκεντρικό και γεωστατικό πλαίσιο (ECEF) είναι ένα παγκόσμιο σύστημα αναφοράς στο οποίο η αρχή του παραμένει σταθερή στο κέντρο της Γης, και περιστρέφεται ταυτόχρονα με την περιστροφή της Γης [19]. Αν και ο άξονας z του ECEF διέρχεται από το βόρειο πόλο, δεν συμπίπτει με τον άξονα περιστροφής της Γης, ενώ ο άξονας x διέρχεται από την τομή του ισημερινού και του αρχικού μεσημβρινού (IRM). Ο άξονας y συμπληρώνει το ορθοκανονικό σύστημα.

Το πλαίσιο ECEF είναι ιδιαίτερα πολύτιμο σε εφαρμογές όπου απαιτείται αναφορά σε παγκόσμια κλίμακα, όπως η πλοήγηση αεροσκαφών, τα αυτόνομα οχήματα και η γεωδαιτική τοπογραφία. Επιτρέπει την απρόσκοπτη ενσωμάτωση πληροφοριών από διαφορετικές πηγές, επιτρέποντας ακριβή πλοήγηση και εντοπισμό θέσης ακόμη και σε δυναμικά και δύσκολα περιβάλλοντα.

Συνολικά, το γεωκεντρικό και γεωστατικό πλαίσιο χρησιμεύει ως ένα θεμελιώδες πλαίσιο αναφοράς στην ανάπτυξη των INS, παρέχοντας ένα γεωκεντρικό σύστημα συντεταγμένων που διευκολύνει τον ακριβή και συνεπή προσδιορισμό της κίνησης και της θέσης ενός αντικειμένου σε παγκόσμια κλίμακα. Η ευρεία χρήση του και η συμβατότητά του με διάφορες τεχνολογίες πλοήγησης το καθιστούν αναπόσπαστο κομμάτι των σύγχρονων συστημάτων πλοήγησης.

3.1.4 Αδρανειακό γεωκεντρικό πλαίσιο

Το αδρανειακό γεωκεντρικό σύστημα (ECI) είναι ένα θεμελιώδες σύστημα αναφοράς που έχει την αφετηρία του σταθερά στο κέντρο της Γης και παραμένει αδρανειακό, δηλαδή δεν επηρεάζεται από εξωτερικές δυνάμεις ή περιστροφές.

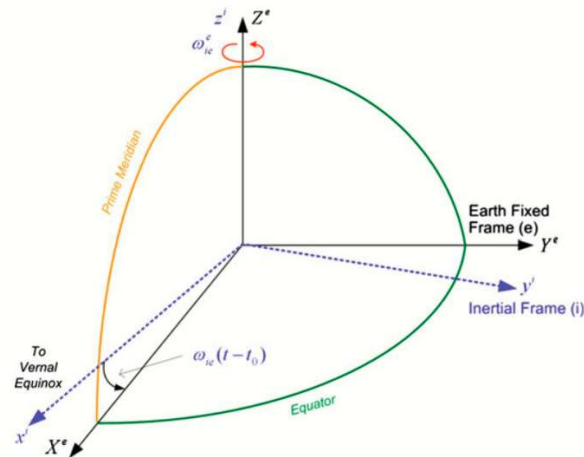


Fig. 2.1 An illustration of the ECI and ECEF coordinate frames

Figure 3.1 ECI and ECEF coordinate systems [37]

Στο πλαίσιο ECI, οι θέσεις και οι ταχύτητες των αντικειμένων ορίζονται σε σχέση με το κέντρο της Γης, παρέχοντας ένα συνεπές και μη περιστρεφόμενο σύστημα αναφοράς. Αυτό το σύστημα αναφοράς είναι ιδιαίτερα χρήσιμο για μακροπρόθεσμες ή παγκόσμιας κλίμακας εφαρμογές όπου απαιτείται σταθερό σημείο αναφοράς;

Το πλαίσιο ECI χρησιμοποιείται συχνά σε συνδυασμό με το πλαίσιο ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed). Μπορούν να εφαρμοστούν μετασχηματισμοί για τη μετατροπή μετρήσεων ή συντεταγμένων από το πλαίσιο ECEF στο πλαίσιο ECI και αντίστροφα, επιτρέποντας την απρόσκοπτη ενσωμάτωση δεδομένων από διαφορετικές πηγές και πλαίσια αναφοράς.

Συνολικά, το αδρανειακό γεωκεντρικό σύστημα χρησιμεύει ως θεμελιώδες σύστημα αναφοράς στην ανάπτυξη του INS, παρέχοντας ένα σταθερό και μη περιστρεφόμενο σύστημα συντεταγμένων με επίκεντρο το κέντρο της Γης. Η αξιοποίησή του επιτρέπει την ακριβή παρακολούθηση και πλοήγηση αντικειμένων για παρατεταμένες περιόδους, καθιστώντας το απαραίτητο για εφαρμογές που απαιτούν ακρίβεια μακροπρόθεσμα και σε παγκόσμια κλίμακα.

3.1.5 Γεωδαιτικό πλαίσιο

Το γεωδαιτικό σύστημα, επίσης γνωστό ως Παγκόσμιο Γεωδαιτικό Σύστημα (WGS), είναι ένα σύστημα αναφοράς που χρησιμοποιείται για την καθιέρωση μιας σχέσης μεταξύ σφαιρικών συντεταγμένων και καρτεσιανών συντεταγμένων. Το πλαίσιο αυτό αναπαριστά τη Γη ως ένα συμμετρικά στρογγυλό ελλειψοειδές, λαμβάνοντας υπόψη το σχήμα και την καμπυλότητα της Γης και χρησιμοποιείται κυρίως σε εφαρμογές GPS.

Στο γεωδαιτικό πλαίσιο, οι σφαιρικές συντεταγμένες προσδιορίζονται χρησιμοποιώντας το γεωγραφικό πλάτος, το γεωγραφικό μήκος και το υψόμετρο. Το γεωγραφικό πλάτος μετρά τη γωνία βόρεια ή νότια από τον ισημερινό, το γεωγραφικό μήκος μετρά τη γωνία ανατολικά ή δυτικά από έναν μεσημβρινό αναφοράς και το υψόμετρο αντιπροσωπεύει το ύψος πάνω ή κάτω από ένα σημείο αναφοράς.

Συνοπτικά, το γεωδαιτικό πλαίσιο παρέχει μια τυποποιημένη αναφορά για την αναπαράσταση θέσεων στην επιφάνεια της Γης με τη χρήση σφαιρικών συντεταγμένων. Κατέχει κρίσιμο ρόλο στις γεωγραφικές εφαρμογές, επιτρέποντας τον ακριβή εντοπισμό θέσης, τη χαρτογράφηση και την πλοήγηση σε παγκόσμια κλίμακα.

3.1.6 North-East-Down (NED) και East-North-Up (ENU) πλαίσιο

Το πλαίσιο NED ένα τοπικό πλαίσιο αναφοράς όπου η θέση και ο προσανατολισμός ενός αντικειμένου δίνονται σε σχέση με μια συγκεκριμένη θέση στην επιφάνεια της Γης. Συχνά χρησιμοποιείται σε συνδυασμό με το πλαίσιο ECEF ή το πλαίσιο ECI. Το πλαίσιο NED είναι σταθερό και κινείται μαζί με το σύστημα αναφοράς του σώματος.

Το πλαίσιο NED ακολουθεί τις συμβάσεις του κανόνα του δεξιού χεριού: ο άξονας x δείχνει προς τον γεωδαιτικό Βορρά, ο άξονας y δείχνει προς την Ανατολή και ο άξονας z δείχνει προς την τοπική κατακόρυφη κατεύθυνση, ευθυγραμμισμένη με το βαρυτικό διάνυσμα. Υποθέτοντας ένα ελλειψοειδές μοντέλο της Γης, οι άξονες Βορρά και Ανατολής σχηματίζουν ένα επίπεδο που εφάπτεται στην επιφάνεια της Γης στη θέση του αντικειμένου. Η αρχή του συστήματος είναι συχνά ένα αυθαίρετα επιλεγμένο σημείο στην επιφάνεια της Γης.

Ομοίως, το πλαίσιο ENU (Ανατολή-Βορράς-Πάνω) είναι ένα τοπικά εφαπτόμενο επίπεδο (LTP) όπου ο γεωδαιτικός Βορράς βρίσκεται στον άξονα y, ο άξονας x βρίσκεται προς τα ανατολικά και ο άξονας z προσανατολίζεται αντίθετα από την επιφάνεια της Γης.

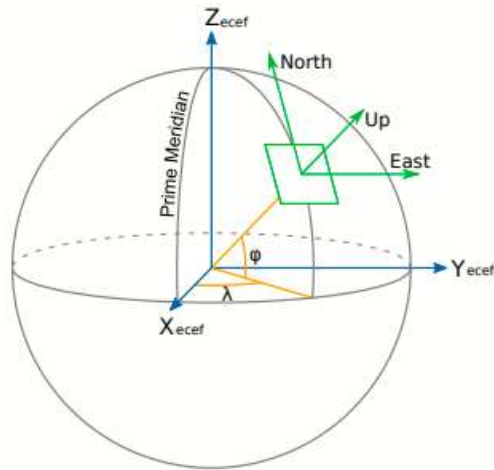


Figure 3.2 ECEF and ENU coordinate systems [21]

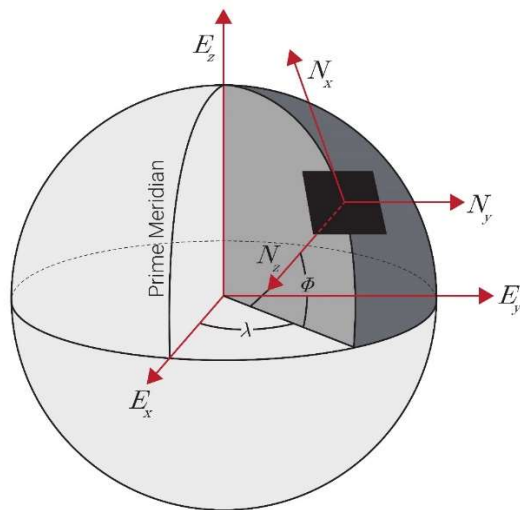


Figure 3.3 ECEF and NED coordinate systems [38]

Συνολικά, και τα δύο πλαίσια παρέχουν ένα σύστημα αναφοράς τοπικού επιπέδου που απλοποιεί την πλοήγηση και τον έλεγχο σε αεροδιαστημικές εφαρμογές. Προσφέρουν μια απλή αναπαράσταση της θέσης και του προσανατολισμού ενός αντικειμένου σε σχέση με το τοπικό περιβάλλον, καθιστώντας τα πολύτιμα εργαλεία στην αεροπορία, τις επιχειρήσεις UAV και άλλους εφάμιλλους τομείς.

3.1.7 Βαρυτικό Μοντέλο της Γης

Το βαρυτικό μοντέλο της Γης (EGM) είναι ένα μοντέλο αναφοράς που χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό των διαφορών της βαρυτικής επιτάχυνσης της Γη σε διάφορες θέσεις της επιφάνειάς της. Το EGM συλλέγει δεδομένα από δορυφορικές μετρήσεις, επίγειες έρευνες βαρύτητας και άλλες γεωδαιτικές παρατηρήσεις. Λαμβάνει υπόψη το ακανόνιστο σχήμα της Γης, καθώς και τις βαρυτικές επιδράσεις γεωμορφολογικών χαρακτηριστικών της επιφάνειάς της, όπως τα βουνά, οι παλίρροιες των ωκεανών και οι μεταβολές της πυκνότητας στο εσωτερικό της Γης.

Οι αδρανειακές συσκευές πλοήγησης (INS) χρησιμοποιούν το βαρυτικό μοντέλο της Γης για να λαμβάνουν υπόψη τους τις μεταβολές του βαρυτικού πεδίου στις μετρήσεις ύψους και επιτάχυνσης. Συνολικά, το βαρυτικό μοντέλο της Γης παρέχει μια ολοκληρωμένη αναπαράσταση του βαρυτικού πεδίου της Γης, επιτρέποντας ακριβείς υπολογισμούς και μετρήσεις σε διάφορους τομείς και εφαρμογές.

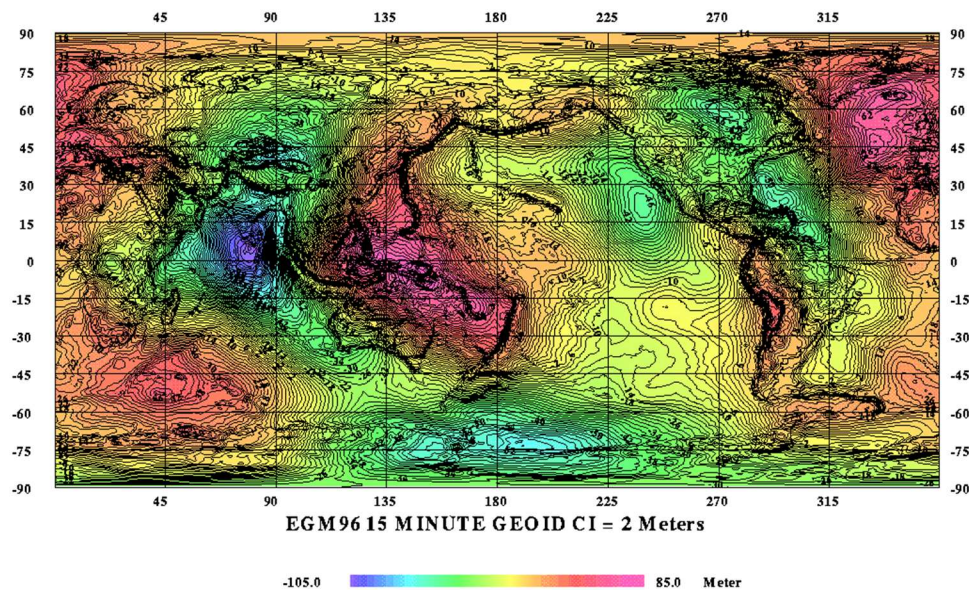


Figure 3.4 EGM 96 derivative model [40]

3.1.8 Παγκόσμιο μαγνητικό Μοντέλο

Το Παγκόσμιο Μαγνητικό Μοντέλο (WMM) είναι ένα μοντέλο που περιγράφει το μαγνητικό πεδίο της Γης. Βασίζεται στη μαθηματική αναπαράσταση σφαιρικών αρμονικών και παρέχει πληροφορίες σχετικά με τη διακύμανση μεταξύ του μαγνητικού βορρά και του γεωδαιτικού βορρά για μια συγκεκριμένη τοποθεσία, η οποία είναι συνήθως γνωστή ως γωνία απόκλισης.

Λόγω της δυναμικής φύσης του μαγνητικού πεδίου της Γης, το WMM θεωρείται προγνωστικό μοντέλο. Ενημερώνεται τακτικά, περίπου κάθε 5 χρόνια, για να ενσωματώνει τις αλλαγές που συμβαίνουν με την πάροδο του χρόνου. Αυτές οι ενημερώσεις διασφαλίζουν ότι το μοντέλο παραμένει ακριβές και αξιόπιστο για την πλοήγηση, τη χαρτογράφηση και άλλες εφαρμογές που βασίζονται στην ακριβή γνώση του μαγνητικού πεδίου.

Οι συσκευές πλοήγησης βασίζονται συχνά σε μεγάλο βαθμό σε μετρήσεις μαγνητικού πεδίου για τον προσδιορισμό του προσανατολισμού και της κατεύθυνσης. Το Παγκόσμιο Μαγνητικό Μοντέλο (WMM) κατέχει πρωταγωνιστικό ρόλο σε αυτές τις συσκευές, καθώς παρέχει βασικές πληροφορίες για τη διόρθωση του λανθασμένου προσανατολισμού και τη διασφάλιση ακριβούς πλοήγησης.

Συνολικά, το Παγκόσμιο Μαγνητικό Μοντέλο παρέχει μια ολοκληρωμένη αναπαράσταση του μαγνητικού πεδίου της Γης, εξετάζοντας συγκεκριμένα τη γωνία απόκλισης και τις επιπτώσεις της στη μαγνητική πλοήγηση και τον προσανατολισμό. Χρησιμεύει ως πολύτιμο εργαλείο για διάφορες εφαρμογές που απαιτούν γνώση των ιδιοτήτων του μαγνητικού πεδίου της Γης.

3.2 Μοντέλα Αισθητήρων

Στην ανάπτυξη των INS, τα μοντέλα αισθητήρων κατέχουν καθοριστικό ρόλο για την ακριβή εκτίμηση της κίνησης των αντικειμένων. Τα μοντέλα αυτά περιγράφουν τη συμπεριφορά και τα χαρακτηριστικά των αισθητήρων που χρησιμοποιούνται για τη συλλογή δεδομένων για σκοπούς πλοήγησης. Με την χρήση τους, τα INS μπορούν να ερμηνεύουν και να χρησιμοποιούν αποτελεσματικά τις μετρήσεις των αισθητήρων για τον προσδιορισμό της θέσης, του

3.2.1 Μοντέλο σφάλματος γυροσκοπίου

Τα γυροσκόπια είναι βασικοί αισθητήρες που χρησιμοποιούνται για τη μέτρηση της γωνιακής ταχύτητας στο πλαίσιο του σώματος ενός αισθητήρα. Ωστόσο, είναι επιρρεπή σε ορισμένα σφάλματα που μπορούν να επηρεάσουν την ακρίβεια των μετρήσεων. Τα πιο συνηθισμένα σφάλματα που σχετίζονται με τα γυροσκόπια περιλαμβάνουν σφάλματα κλίμακας, λανθασμένης ευθυγράμμισης, συστηματικά σφάλματα και θορυβώδεις μετρήσεις.

Τα σφάλματα κλίμακας αναφέρονται σε ανακρίβειες στην ευαισθησία του γυροσκοπίου ή στον συντελεστή κλίμακας τους. Τα σφάλματα αυτά μπορεί να οδηγήσουν σε εσφαλμένη κλιμάκωση της μετρούμενης γωνιακής ταχύτητας, με αποτέλεσμα αποκλίσεις στις αναφερόμενες τιμές. Τα

σφάλματα κλίμακας μπορεί να προκύψουν από κατασκευαστικά σφάλματα, προβλήματα βαθμονόμησης ή και αλλαγές στις συνθήκες λειτουργίας του γυροσκοπίου.

Τα σφάλματα λανθασμένης ευθυγράμμισης συμβαίνουν όταν ο ευαίσθητος άξονας του γυροσκοπίου δεν είναι απόλυτα ευθυγραμμισμένος με τον επιθυμητό άξονα. Αυτή η λανθασμένη ευθυγράμμιση μπορεί να εισάγει πρόσθετες γωνιακές μετατοπίσεις και σφάλματα στις μετρούμενες τιμές. Τα σφάλματα αυτά μπορεί να προκύψουν από λάθη κατά την τοποθέτηση ή εγκατάσταση, από μηχανική καταπόνηση καθώς και εγγενείς περιορισμούς στην κατασκευή του γυροσκοπίου.

Τα συστηματικά σφάλματα είναι ένα ακόμα σύνθετο σφάλμα που σχετίζεται με τα γυροσκόπια. Αναφέρεται σε μια σταθερή απόκλιση της μετρούμενης γωνιακής ταχύτητας, ανεξάρτητα από την πραγματική κίνηση. Επιπλέον, μπορεί να προκύψουν από διάφορους παράγοντες, όπως διακυμάνσεις της θερμοκρασίας, γήρανση των εξαρτημάτων του γυροσκοπίου ή ατέλειες στη διαδικασία κατασκευής. Τέλος, μπορούν να προκαλέσουν μετατόπιση του εκτιμώμενου προσανατολισμού με την πάροδο του χρόνου.

Εκτός από τα παραπάνω σφάλματα, τα γυροσκόπια μπορεί επίσης να παρουσιάζουν θόρυβο στις μετρήσεις τους. Ο θόρυβος μπορεί να παρουσιαστεί ως τυχαίες διακυμάνσεις ή μεταβολές στις τιμές της μετρούμενης γωνιακής ταχύτητας. Μπορεί να προκύψει από ηλεκτρονικό θόρυβο, περιβαλλοντικές παρεμβολές ή εγγενείς περιορισμούς στη σχεδίαση του γυροσκοπίου. Οι μετρήσεις με θόρυβο μπορούν να επηρεάσουν την ακρίβεια του γυροσκοπίου, ιδίως σε εφαρμογές που απαιτούν ακριβή παρακολούθηση της γωνιακής ταχύτητας.

Για τον περιορισμό αυτών των σφαλμάτων, χρησιμοποιούνται συχνά διαδικασίες βαθμονόμησης για την εκτίμηση και αντιστάθμιση των σφαλμάτων κλιμάκωσης, των λανθασμένων ευθυγραμμίσεων και των συστηματικών σφαλμάτων. Μπορούν επίσης να εφαρμοστούν τεχνικές φιλτραρίσματος και επεξεργασίας σήματος για να μειωθεί η επίδραση του θορύβου στις μετρήσεις του γυροσκοπίου.

Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω μπορούμε να αναπαραστήσουμε μαθηματικά ένα γυροσκόπιο στο πλαίσιο του σώματος όπως περιγράφεται στην παρακάτω εξίσωση:

$$\omega_b^m = S_g \omega_b + b_g + n_g \quad (3.1)$$

Ο όρος S_g χρησιμοποιείται για να περιγράψει το σφάλμα κλίμακας του αισθητήρα και τη συσχέτιση μεταξύ των αξόνων και ιδανικά θα ήταν ένας πίνακας ταυτότητα $I_{3 \times 3}$ για να υποδηλώνει μοναδιαία κλίμακα και μηδενική συσχέτιση μεταξύ των μετρήσεων του αισθητήρα σε κάθε άξονα. Ο όρος ω_b είναι η πραγματική γωνιακή ταχύτητα στο πλαίσιο του σώματος, και αποτελεί την τιμή που θέλουμε να ανακτήσουμε. Ο όρος b_g αντιπροσωπεύει το συστηματικό σφάλμα του γυροσκοπίου και εισάγει μια σταθερή απόκλιση στον μετρούμενο γωνιακό ρυθμό μεταβολής. Τέλος, η μεταβλητή n_g αντιπροσωπεύει τον θόρυβο στις μετρήσεις του γυροσκοπίου δηλαδή τις τυχαίες διακυμάνσεις και μεταβολές γύρω από την πραγματική τιμή της γωνιακής ταχύτητας.

Ο αργά μεταβαλλόμενος όρος του συστηματικού σφάλματος b_g μπορεί να μοντελοποιηθεί ως μια διαδικασία Markov πρώτης τάξης που οδηγείται από ένα διάνυσμα λευκού γκαουσιανού θορύβου με τυπική απόκλιση σ_{bias} , ενώ ο όρος θορύβου n_g μπορεί να περιγραφεί ως λευκός γκαουσιανός θόρυβος με τυπική απόκλιση σ_g :

$$\dot{b}_g = v_{bg} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{bias}^2) \quad (3.2)$$

$$n_g \sim \mathcal{N}(0, \sigma_g^2) \quad (3.3)$$

Με την κατανόηση και την ποσοτικοποίηση των επιδράσεων της λανθασμένης κλίμακας, των συστηματικών σφαλμάτων και του θορύβου, καθίσταται δυνατή η ανάπτυξη μοντέλων και αλγορίθμων για την εκτίμηση της πραγματικής γωνιακής ταχύτητας και την αντιστάθμιση αυτών

των σφαλμάτων. Αυτό επιτρέπει τη βελτίωση της απόδοσης και της αξιοπιστίας των γυροσκοπίων σε εφαρμογές όπως τα αδρανειακά συστήματα πλοήγησης, η ρομποτική και η παρακολούθηση κίνησης.

3.2.2 Μοντέλο σφάλματος επιταχυνσιόμετρου

Τα επιταχυνσιόμετρα είναι αισθητήρες που χρησιμοποιούνται για τη μέτρηση της γραμμικής επιτάχυνσης στο πλαίσιο του σώματος ενός αισθητήρα. Τις περισσότερες φορές, κατασκευάζονται από ξεχωριστούς αισθητήρες MEMS, οι οποίοι αποτελούνται από διαφορετικές αδρανειακές μάζες και συνεπώς οι άξονές τους δεν είναι πάντα απόλυτα ορθογώνιοι μεταξύ τους. Ομοίως με τα γυροσκόπια, τα επιταχυνσιόμετρα είναι επιρρεπή σε διάφορα σφάλματα που μπορούν να επηρεάσουν την ακρίβεια τους. Η κατανόηση αυτών των σφαλμάτων είναι απαραίτητη για την αξιόπιστη και ακριβή μέτρηση της επιτάχυνσης.

Ένα σύννηθες σφάλμα που σχετίζεται με τα επιταχυνσιόμετρα είναι το σφάλμα κλίμακας. Το σφάλμα αυτό προκύπτει όταν η ευαισθησία ή ο συντελεστής κλίμακας του επιταχυνσιόμετρου αποκλίνει από την ιδανική τιμή. Τα σφάλματα κλίμακας μπορούν να οδηγήσουν σε ανακρίβειες στις μετρούμενες τιμές επιτάχυνσης, προκαλώντας αποκλίσεις από την πραγματική επιτάχυνση. Παράγοντες όπως κατασκευαστικές αποκλίσεις, αποκλίσεις βαθμονόμησης ή αλλαγές στις συνθήκες λειτουργίας μπορούν να συμβάλουν σε σφάλματα κλίμακας στα επιταχυνσιόμετρα.

Ένας ακόμα συνήθης τύπος σφάλματος είναι το σφάλμα εσφαλμένης ευθυγράμμισης. Το σφάλμα εσφαλμένης ευθυγράμμισης εμφανίζεται όταν ο ευαίσθητος άξονας του επιταχυνσιόμετρου δεν είναι απόλυτα ευθυγραμμισμένος με την επιθυμητή κατεύθυνση μέτρησης. Ως αποτέλεσμα, οι μετρούμενες τιμές επιτάχυνσης ενδέχεται να περιλαμβάνουν πρόσθετες συνιστώσες λόγω της κακής ευθυγράμμισης, οδηγώντας σε ανακρίβειες. Παρόμοια με τα γυροσκόπια, η λανθασμένη ευθυγράμμιση μπορεί να οφείλεται σε θέματα τοποθέτησης ή εγκατάστασης, σε μηχανική καταπόνηση ή σε περιορισμούς κατά την κατασκευή του επιταχυνσιόμετρου.

Τα συστηματικά σφάλματα εμφανίζονται και στα επιταχυνσιόμετρα. Τα συστηματικά σφάλματα αναφέρονται σε μια σταθερή απόκλιση στη μετρούμενη επιτάχυνση, ανεξάρτητα από την πραγματική κίνηση. Μπορεί να προκύψουν από παράγοντες όπως οι διακυμάνσεις της θερμοκρασίας, η γήρανση των εξαρτημάτων ή οι κατασκευαστικές ατέλειες. Τα συστηματικά σφάλματα μπορούν να προκαλέσουν μετατόπιση της εκτιμώμενης επιτάχυνσης με την πάροδο του χρόνου, επηρεάζοντας την ακρίβεια των μετρήσεων κίνησης.

Ο θόρυβος εντοπίζεται επίσης και στις μετρήσεις του επιταχυνσιόμετρου. Ο θόρυβος εκδηλώνεται ως τυχαίες διακυμάνσεις και μεταβολές στις μετρούμενες τιμές επιτάχυνσης, που δεν σχετίζονται με την πραγματική της τιμή. Ο θόρυβος μπορεί να προέρχεται από ηλεκτρονικά εξαρτήματα, περιβαλλοντικούς παράγοντες ή εγγενείς περιορισμούς στο σχεδιασμό του αισθητήρα. Η ελαχιστοποίηση της επίδρασης του θορύβου είναι ζωτικής σημασίας σε εφαρμογές που απαιτούν ακριβή μέτρηση της επιτάχυνσης.

Για τον μετριάσμο αυτών των σφαλμάτων, χρησιμοποιούνται συνήθως διαδικασίες βαθμονόμησης για την εκτίμηση και αντιστάθμιση των σφαλμάτων κλιμάκωσης, των λανθασμένων ευθυγραμμίσεων και των συστηματικών σφαλμάτων. Επιπλέον, τεχνικές επεξεργασίας σήματος μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τη μείωση της επιρροής του θορύβου στις μετρήσεις του επιταχυνσιόμετρου.

Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω μπορούμε να αναπαραστήσουμε μαθηματικά την έξοδο ενός επιταχυνσιόμετρου στο πλαίσιο του σώματος όπως περιγράφεται στην παρακάτω εξίσωση:

$$a_b^m = S_a a_b + b_a + n_a \quad (3.4)$$

Ο όρος S_a χρησιμοποιείται για να περιγράψει τα σφάλματα κλίμακας του αισθητήρα και τη συσχέτιση μεταξύ των αξόνων και ιδανικά θα ήταν ένας πίνακας ταυτότητα $I_{3 \times 3}$ για να υποδηλώνει τέλεια κλιμάκωση και μηδενική διασταυρούμενη συσχέτιση μεταξύ των μετρήσεων του αισθητήρα. Ο όρος a_b είναι η πραγματική επιτάχυνση στο πλαίσιο του σώματος, η οποία είναι η τιμή που θέλουμε να ανακτήσουμε. Ο όρος b_a αντιπροσωπεύει το συστηματικό σφάλματα του επιταχυνσιόμετρου και εισάγει μια σταθερή απόκλιση στη μετρούμενη επιτάχυνση. Τέλος, η μεταβλητή n_a αντιπροσωπεύει τον θόρυβο στις μετρήσεις του επιταχυνσιόμετρου, ο οποίος εμφανίζεται ως τυχαίες διακυμάνσεις και τις μεταβολές γύρω από την πραγματική τιμή της επιτάχυνσης.

Όπως και στα γυροσκόπια, ο αργά μεταβαλλόμενος όρος του συστηματικού σφάλματος b_a ενός επιταχυνσιόμετρου μπορεί να μοντελοποιηθεί ως μια διαδικασία Markov πρώτης τάξης που οδηγείται από ένα διάνυσμα λευκού γκαουσιανού θορύβου με τυπική απόκλιση σ_{bias} , ενώ ο όρος

θορύβου n_a ενός επιταχυνσιόμετρου μπορεί να περιγραφεί ως λευκός γκαουσιανός θόρυβος με τυπική απόκλιση σ_a :

$$\dot{b}_a = v_{ba} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{\text{bias}}^2) \quad (3.5)$$

$$n_a \sim \mathcal{N}(0, \sigma_a^2) \quad (3.6)$$

Λαμβάνοντας υπόψη αυτές τις πηγές σφαλμάτων μπορούν να αναπτυχθούν μαθηματικά μοντέλα για τα επιταχυνσιόμετρα στο πλαίσιο του αισθητήρα και εφαρμόζοντας κατάλληλες τεχνικές βαθμονόμησης και φιλτραρίσματος, να ληφθούν ακριβέστερες μετρήσεις επιτάχυνσης.

3.2.3 Μοντέλο σφάλματος μαγνητόμετρου

Τα μαγνητόμετρα είναι βασικοί αισθητήρες που χρησιμοποιούνται για τη μέτρηση του μαγνητικού πεδίου της Γης και του μαγνητικού πεδίου που δημιουργείται από μαγνητικά αντικείμενα που βρίσκονται κοντά τους. Ενώ τα μαγνητόμετρα παρέχουν πολύτιμες πληροφορίες, είναι επιρρεπή σε πολλαπλά σφάλματα που μπορούν να επηρεάσουν την ακρίβεια των μετρήσεών τους. Η κατανόηση αυτών των σφαλμάτων είναι ζωτικής σημασίας για τη λήψη αξιόπιστων μετρήσεων.

Ένα σύνηθες σφάλμα που σχετίζεται με τα μαγνητόμετρα είναι το σφάλμα απόκλισης. Το σφάλμα απόκλισης αναφέρεται σε μια σταθερή απόκλιση του μετρούμενου μαγνητικού πεδίου, ανεξάρτητα από την πραγματική ένταση του. Τα σφάλματα απόκλισης μπορεί να προκύψουν από παράγοντες όπως οι διακυμάνσεις της θερμοκρασίας, ο ηλεκτρονικός θόρυβος ή ατέλειες στην κατασκευή του αισθητήρα. Είναι τα μαγνητόμετρα να υφίστανται βαθμονόμηση για τον προσδιορισμό και τη διόρθωση αυτών των σφαλμάτων μετατόπισης, ώστε να διασφαλίζονται ακριβείς μετρήσεις.

Ένας άλλος τύπος σφάλματος είναι το σφάλμα μη γραμμικότητας. Η μη γραμμικότητα εμφανίζεται όταν η απόκριση του μαγνητόμετρου αποκλίνει από μια ιδανική γραμμική σχέση μεταξύ του μετρούμενου μαγνητικού πεδίου και της πραγματικής έντασης του μαγνητικού πεδίου. Οι μη γραμμικότητες μπορεί να προκύψουν από μεταβολές στα χαρακτηριστικά του αισθητήρα ή

από μη γραμμικά φαινόμενα στο κύκλωμα μέτρησης. Οι διαδικασίες βαθμονόμησης μπορούν να βοηθήσουν στον περιορισμό των σφαλμάτων μη γραμμικότητας με την καθιέρωση μιας ακριβέστερης αντιστοίχισης μεταξύ της μετρούμενης εξόδου και της πραγματικής έντασης του μαγνητικού πεδίου.

Επιπλέον, οι μετρήσεις των μαγνητόμετρων παρουσιάζουν θόρυβο. Ο θόρυβος μπορεί να εκδηλωθεί ως τυχαίες διακυμάνσεις και μεταβολές στις τιμές του μετρούμενου μαγνητικού πεδίου. Μπορεί να προέρχεται από ηλεκτρονικό θόρυβο, περιβαλλοντικές παρεμβολές ή άλλες πηγές. Τεχνικές φιλτραρίσματος και αλγόριθμοι επεξεργασίας σήματος μπορούν να εφαρμοστούν για να μειώσουν την επίδραση του θορύβου στις μετρήσεις του μαγνητόμετρου και να βελτιώσουν τη συνολική ακρίβεια του αισθητήρα.

Επιπλέον, τα μαγνητόμετρα μπορεί να επηρεαστούν από εξωτερικές διαταραχές του μαγνητικού πεδίου ή μαγνητικές παρεμβολές από κοντινά αντικείμενα. Αυτές οι εξωτερικές επιδράσεις μπορούν να εισάγουν πρόσθετα σφάλματα και παραμορφώσεις στις μετρούμενες τιμές του μαγνητικού πεδίου. Οι τεχνικές ηλεκτρομαγνητικής προστασίας και προσεκτική επιλογή των θέσεων μέτρησης μπορούν να συμβάλουν στην ελαχιστοποίηση των επιπτώσεων των εξωτερικών διαταραχών του μαγνητικού πεδίου.

Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω μπορούμε να αναπαραστήσουμε μαθηματικά την έξοδο ενός μαγνητόμετρου στο πλαίσιο του αισθητήρα όπως περιγράφεται στην παρακάτω εξίσωση:

$$h_b^m = S_m N_m (A_{si} h_m + b_{hi}) + b_m + n_m \quad (3.7)$$

Οι όροι S_m και N_m χρησιμοποιούνται για να περιγράψουν λάθη στην κλίμακα του αισθητήρα και τη συσχέτιση των μετρήσεων ανά άξονα αντίστοιχα. Ιδανικά θα ήταν πίνακες ταυτότητα $I_{3 \times 3}$ ώστε να υποδηλώνουν τέλεια κλιμάκωση και μηδενική διασταυρούμενη συσχέτιση μεταξύ των μετρήσεων του αισθητήρα. Ο όρος h_m είναι η πραγματική μέτρηση του μαγνητικού πεδίου στο πλαίσιο του σώματος, και είναι η πραγματική τιμή που θέλουμε να ανακτήσουμε. Ο όρος A_{si} χρησιμοποιείται για να περιγράψει τα σφάλματα μαλακού σιδήρου που εμφανίζονται λόγω της παρουσίας υλικών κοντά στο μαγνητόμετρο που παραμορφώνουν το περιβάλλον μαγνητικό πεδίο,

αλλά δεν δημιουργούν δικό τους πεδίο. Ο όρος b_{hi} αντιπροσωπεύει τα σφάλματα σκληρού σιδήρου που προκύπτουν από την παρουσία υλικών με μαγνητικές ιδιότητες κοντά στο μαγνητόμετρο. Τα υλικά αυτά εισάγουν ένα συστηματικό σφάλμα στις μετρήσεις του μαγνητόμετρου, ανεξάρτητα από την πραγματική ένταση και κατεύθυνση του μαγνητικού πεδίου. Ο όρος b_m αντιπροσωπεύει το συστηματικό σφάλμα του μαγνητόμετρου, το οποίο εισάγει μια σταθερή απόκλιση στο μετρούμενο μαγνητικό πεδίο. Τέλος, η μεταβλητή n_m αντιπροσωπεύει το θόρυβο στις μετρήσεις του μαγνητόμετρου, που εμφανίζεται ως τυχαίες διακυμάνσεις και μεταβολές γύρω την έξοδο του αισθητήρα.

Όπως και στα γυροσκόπια, ο αργά μεταβαλλόμενος όρος b_m ενός μαγνητόμετρου μπορεί να μοντελοποιηθεί ως μια διαδικασία Markov πρώτης τάξης που οδηγείται από ένα διάνυσμα λευκού γκαουσιανού θορύβου με τυπική απόκλιση σ_{bias} , ενώ ο όρος θορύβου n_m ενός μαγνητομέτρου μπορεί να περιγραφεί ως λευκός γκαουσιανός θόρυβος με τυπική απόκλιση σ_a :

$$\dot{b}_m = v_{bm} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{bias}^2) \quad (3.8)$$

$$n_m \sim \mathcal{N}(0, \sigma_m^2) \quad (3.9)$$

Λαμβάνοντας υπόψη αυτές τις πηγές σφαλμάτων, χρησιμοποιώντας τεχνικές βαθμονόμησης και εφαρμόζοντας κατάλληλες μεθόδους επεξεργασίας σήματος, τα μαγνητόμετρα μπορούν να παρέχουν ακριβέστερες μετρήσεις του μαγνητικού πεδίου της Γης και των τοπικών μαγνητικών πεδίων. Η σωστή βαθμονόμηση και η διόρθωση σφαλμάτων είναι ζωτικής σημασίας για τη λήψη αξιόπιστων δεδομένων σε εφαρμογές όπως η πλοήγηση, η λειτουργία πυξίδας και η ανίχνευση μαγνητικών ανωμαλιών.

3.2.4 Μοντέλο σφάλματος αισθητήρα βαρομετρικής πίεσης

Το μοντέλο σφάλματος για έναν αισθητήρα πίεσης τυπικά περιλαμβάνει διάφορες πηγές σφάλματος, συμπεριλαμβανομένων των συστηματικών σφαλμάτων, της ευαισθησίας, της εξάρτησης από τη θερμοκρασία και του θορύβου. Αυτές οι πηγές σφάλματος μπορούν να

επηρεάσουν την ακρίβεια και την αξιοπιστία των μετρήσεων πίεσης που λαμβάνονται από τον αισθητήρα.

Το συστηματικό σφάλμα αναφέρεται σε μια σταθερή απόκλιση στην ένδειξη της μετρούμενης πίεσης σε σύγκριση με την πραγματική. Μπορεί να προκύψει από κατασκευαστικά σφάλματα, ατελή βαθμονόμηση και περιβαλλοντικούς παράγοντες. Το συστηματικό σφάλμα μπορεί να είναι θετικό ή αρνητικό και εισάγει μια μετατόπιση στις μετρούμενες τιμές πίεσης.

Το σφάλμα ευαισθησίας είναι μια ακόμα συνήθης πηγή σφάλματος στους αισθητήρες πίεσης. Αναφέρεται στην απόκλιση της απόκρισης του αισθητήρα στις μεταβολές της πίεσης σε σύγκριση με την ιδανική ευαισθησία. Τα σφάλματα ευαισθησίας μπορεί να οφείλονται σε διαφοροποιήσεις στο σχεδιασμό του αισθητήρα, στη διαδικασία κατασκευής και σε φαινόμενα γήρανσης. Τα παραπάνω μπορεί να προκαλέσουν σφάλματα στην απόκριση του αισθητήρα κατά τις μεταβολές της πίεσης, οδηγώντας σε λανθασμένες τιμές εξόδου.

Η εξάρτηση από τη θερμοκρασία αποτελεί κρίσιμο παράγοντα για τη μοντελοποίηση των σφαλμάτων ενός αισθητήρα πίεσης. Οι αισθητήρες πίεσης μπορεί να παρουσιάζουν διακυμάνσεις στην έξοδό τους εξαιτίας αλλαγών στην θερμοκρασία. Αυτές οι επιδράσεις της θερμοκρασίας μπορεί να εισάγουν πρόσθετα σφάλματα στις μετρήσεις πίεσης. Συχνά χρησιμοποιούνται τεχνικές αντιστάθμισης για τον μετριασμό των επιπτώσεων των σφαλμάτων που εξαρτώνται από τη θερμοκρασία στην ακρίβεια των μετρήσεων.

Ο θόρυβος είναι μια ακόμα συνιστώσα του μοντέλου σφάλματος για τους αισθητήρες πίεσης. Αντιπροσωπεύει τυχαίες διακυμάνσεις και μεταβολές στις μετρούμενες τιμές πίεσης που δεν σχετίζονται με την πραγματική πίεση. Ο θόρυβος μπορεί να προέρχεται από ηλεκτρονικά εξαρτήματα, περιβαλλοντικούς παράγοντες και εγγενείς περιορισμούς στο σχεδιασμό του αισθητήρα. Μπορεί να επηρεάσει την ακρίβεια και τη σταθερότητα των μετρήσεων πίεσης, ιδίως σε εφαρμογές που απαιτούν υψηλή ακρίβεια.

Για την ακριβή μοντελοποίηση των σφαλμάτων στις μετρήσεις του αισθητήρα πίεσης, συνήθως εκτελούνται διαδικασίες βαθμονόμησης. Η βαθμονόμηση περιλαμβάνει τη σύγκριση της εξόδου του αισθητήρα με ένα πρότυπο αναφοράς σε ένα εύρος γνωστών πιέσεων και τον προσδιορισμό των χαρακτηριστικών σφάλματος. Αυτό επιτρέπει την εκτίμηση και την αντιστάθμιση των σφαλμάτων απόκλισης, ευαισθησίας και εξαρτώμενων από τη θερμοκρασία σφαλμάτων.

Μπορούν επίσης να εφαρμοστούν τεχνικές φιλτραρίσματος και αλγόριθμοι επεξεργασίας σήματος για τη μείωση της επίδρασης του θορύβου στις μετρήσεις πίεσης.

Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω μπορούμε να αναπαραστήσουμε μαθηματικά την έξοδο ενός αισθητήρα απόλυτης πίεσης όπως περιγράφεται στην παρακάτω εξίσωση:

$$P_m = P_t + E_{sensitivity} + b_p + n_p \quad (3.10)$$

Ο όρος P_t περιγράφει την πραγματική ατμοσφαιρική πίεση, οποία είναι η τιμή που επιδιώκουμε να ανακτήσουμε. Η τιμή $E_{sensitivity}$ αντιπροσωπεύει το σφάλμα ευαισθησίας, δηλαδή την απόκλιση της απόκρισης του αισθητήρα στις μεταβολές της πίεσης σε σύγκριση με την ιδανική. Ο όρος b_p αντιπροσωπεύει το συστηματικό σφάλμα των αισθητήρων πίεσης, που εισάγει μια σταθερή απόκλιση στη μετρούμενη πίεση. Τέλος, η μεταβλητή n_a αντιπροσωπεύει τον θόρυβο στις μετρήσεις του αισθητήρα, ο οποίος εμφανίζει τις τυχαίες διακυμάνσεις ή μεταβολές γύρω από την πραγματική τιμή εξόδου. Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι στους αισθητήρες πίεσης, τα σφάλματα κλιμάκωσης που προκαλούνται από τη μη γραμμικότητα είναι γενικά ελάχιστα και μπορούν να θεωρηθούν αμελητέα στην παραπάνω εξίσωση του μοντέλου.

Όπως και στους προηγούμενους αισθητήρες, ο αργά μεταβαλλόμενος όρος του συστηματικού σφάλματος b_p ενός αισθητήρα πίεσης μπορεί να μοντελοποιηθεί ως μια διαδικασία Markov πρώτης τάξης που οδηγείται από ένα διάνυσμα λευκού γκαουσιανού θορύβου με τυπική απόκλιση σ_{bias} , ενώ ο όρος θορύβου n_a ενός επιταχυνσιόμετρου μπορεί να περιγραφεί ως λευκός γκαουσιανός θόρυβος με τυπική απόκλιση σ_p :

$$\dot{b}_p = v_{bP} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{bias}^2) \quad (3.11)$$

$$n_p \sim \mathcal{N}(0, \sigma_p^2) \quad (3.12)$$

Με την κατανόηση και τη συνεκτίμηση αυτών των πηγών σφάλματος στα μοντέλα αισθητήρων πίεσης, καθίσταται δυνατή η βελτίωση της ακρίβειας και της αξιοπιστίας των μετρήσεων πίεσης σε διάφορες εφαρμογές, όπως η παρακολούθηση των καιρικών συνθηκών, ο έλεγχος βιομηχανικών διεργασιών και οι ιατρικές συσκευές.

3.2.5 Μοντέλο σφάλματος GNSS

Τα GNSS κατέχουν σημαντικό ρόλο στην παροχή πληροφοριών εντοπισμού θέσης, πλοήγησης και χρονισμού για διάφορες εφαρμογές. Ωστόσο, οι μετρήσεις που λαμβάνονται από τους δέκτες GNSS υπόκεινται σε σφάλματα που μπορούν να επηρεάσουν την ακρίβεια τους. Η κατανόηση και η μοντελοποίηση αυτών των σφαλμάτων είναι ιδιαίτερα σημαντική για την επίτευξη αξιόπιστου και ακριβούς προσδιορισμού θέσης με βάση το GNSS.

Μία από τις κύριες πηγές σφαλμάτων στις μετρήσεις GNSS είναι η «ατμοσφαιρική καθυστέρηση» που προκαλείται από την ιονόσφαιρα και την τροπόσφαιρα. Η ιονόσφαιρα, μια περιοχή της ατμόσφαιρας της Γης, εισάγει μια καθυστέρηση στα σήματα GNSS λόγω των ιδιοτήτων διασποράς των ιονισμένων σωματιδίων που βρίσκονται σε αυτή. Η τροπόσφαιρα, από την άλλη πλευρά, εισάγει καθυστερήσεις λόγω των ατμοσφαιρικών συνθηκών, όπως η θερμοκρασία, η υγρασία και οι διακυμάνσεις της πίεσης. Αξιοποιώντας μοντέλα και τεχνικές διόρθωσης για την εκτίμηση και τον μετριασμό αυτών των ατμοσφαιρικών καθυστερήσεων, βελτιώνεται σημαντικά η ακρίβεια του εντοπισμού θέσης των GNSS.

Μια άλλη σημαντική πηγή σφαλμάτων είναι τα σφάλματα τροχιάς των δορυφόρων. Οι δορυφόροι GNSS έχουν γνωστές τροχιές, αλλά μπορεί να προκύψουν μικρές αποκλίσεις σε αυτές τις τροχιές λόγω παραγόντων όπως οι βαρυτικές διαταραχές και η ατμοσφαιρική αντίσταση. Αυτά τα σφάλματα τροχιάς μπορούν να εισάγουν ανακρίβειες στις υπολογιζόμενες θέσεις. Για την ελαχιστοποίηση της επίδρασης των σφαλμάτων τροχιάς στις μετρήσεις GNSS χρησιμοποιούνται τεχνικές ακριβούς προσδιορισμού τροχιάς και δεδομένα δορυφορικών ενημερώσεων.

Η «πολυδιαδρομική» είναι ένα κοινότυπο σφάλμα στις μετρήσεις GNSS. Συμβαίνει όταν το σήμα GNSS ανακλάται από κοντινές επιφάνειες, όπως κτίρια, δέντρα ή άλλες κατασκευές, πριν φτάσει στην κεραία του δέκτη. Το ανακλώμενο σήμα μπορεί να παρεμβληθεί στο άμεσο σήμα προκαλώντας παραμορφώσεις και ανακρίβειες. Ο σχεδιασμός κεραιών, αλγόριθμων λήψης και οι τεχνικές επεξεργασίας σήματος χρησιμοποιούνται για τον μετριασμό των επιπτώσεων της «πολυδιαδρομικής» για τη βελτίωση της ποιότητας των μετρήσεων GNSS.

Τα σφάλματα ρολογιού στο δέκτη GNSS μπορούν επίσης να επηρεάσουν την ακρίβεια του εντοπισμού θέσης. Το ρολόι του δέκτη δεν είναι απόλυτα συγχρονισμένο με τα ρολόγια του δορυφόρου, με αποτέλεσμα να εμφανίζονται συστηματικά σφάλματα και ολίσθηση στις τιμές του. Για να ληφθούν υπόψη τα σφάλματα ρολογιού, οι δέκτες GNSS χρησιμοποιούν τεχνικές όπως η μοντελοποίηση του ρολογιού του δέκτη, οι διαφορικές διορθώσεις και οι αλγόριθμοι ακριβούς χρονισμού.

Τέλος, ο θόρυβος των μετρήσεων και ο θόρυβος του δέκτη μπορούν να εισάγουν τυχαίες διακυμάνσεις και αβεβαιότητες στις μετρήσεις GNSS. Ο θόρυβος μπορεί να προέρχεται από διάφορες πηγές, συμπεριλαμβανομένων των ηλεκτρονικών εξαρτημάτων, των περιβαλλοντικών παραγόντων και των επιδράσεων διάδοσης του σήματος. Χρησιμοποιούνται τεχνικές φιλτραρίσματος, αλγόριθμοι επεξεργασίας σήματος και μέθοδοι υπολογισμού του μέσου όρου για τη μείωση της επίδρασης του θορύβου και τη βελτίωση της ακρίβειας του εντοπισμού θέσης GNSS.

Συνολικά, η κατανόηση και η μοντελοποίηση αυτών των πηγών σφαλμάτων είναι απαραίτητη για τον ακριβή εντοπισμό θέσης του GNSS. Μέσω ενός συνδυασμού προηγμένων αλγορίθμων, μοντέλων και τεχνικών διόρθωσης, οι επιπτώσεις αυτών των σφαλμάτων μπορεί να μετριαστούν, οδηγώντας σε πιο αξιόπιστες και ακριβείς λύσεις πλοήγησης και εντοπισμού με βάση το GNSS.

3.3 Αλγόριθμοι συγχώνευσης αισθητήρων

Οι αλγόριθμοι συγχώνευσης αισθητήρων κατέχουν καθοριστικό ρόλο στο συνδυασμό δεδομένων από πολλαπλούς αισθητήρες για την ακριβέστερη και πληρέστερη κατανόηση του περιβάλλοντος. Με την ενσωμάτωση πληροφοριών από διαφορετικούς αισθητήρες, όπως επιταχυνσιόμετρα, γυροσκόπια, μαγνητόμετρα και δέκτες GNSS, οι αλγόριθμοι αυτοί μπορούν να παρέχουν βελτιωμένες μετρήσεις, ευρωστία και αξιοπιστία για διάφορες εφαρμογές, όπως η πλοήγηση, η ρομποτική και η εικονική πραγματικότητα.

3.3.1 Συμπληρωματικό φίλτρο

Το «συμπληρωματικό φίλτρο» είναι μια τεχνική επεξεργασίας σήματος που χρησιμοποιείται για το συνδυασμό δύο διαφορετικών μετρήσεων αισθητήρων ή πηγών δεδομένων για να επιτευχθεί μια βελτιωμένη εκτίμηση ενός επιθυμητού μεγέθους. Χρησιμοποιείται συνήθως σε εφαρμογές που αφορούν την εκτίμηση του προσανατολισμού, όπως στη ρομποτική, στα συστήματα πλοήγησης και στις αδρανειακές μονάδες μέτρησης (IMU).

Το συμπληρωματικό φίλτρο λειτουργεί συνδυάζοντας τις εξόδους δύο αισθητήρων: ενός με υψηλό ρυθμό ενημέρωσης αλλά ευαίσθητου στο θόρυβο (π.χ. επιταχυνσιόμετρο) και ενός άλλου με χαμηλότερο ρυθμό ενημέρωσης αλλά μεγαλύτερη ακρίβεια (π.χ. γυροσκόπιο). Συνδυάζοντας τις εξόδους αυτών των αισθητήρων χρησιμοποιώντας κατάλληλο φιλτράρισμα, το συμπληρωματικό φίλτρο μπορεί να παρέχει μια πιο ακριβή και ισχυρή εκτίμηση του επιθυμητού μεγέθους, όπως ο προσανατολισμός ή η θέση ενός αντικειμένου.

Συνήθως, το επιταχυνσιόμετρο παρέχει μια εκτίμηση του διανύσματος βαρύτητας, η οποία μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τον προσδιορισμό της κλίσης ή του προσανατολισμού ενός αντικειμένου σε σχέση με τη βαρύτητα της Γης. Από την άλλη πλευρά, το γυροσκόπιο μετρά τη γωνιακή ταχύτητα του αντικειμένου. Το συμπληρωματικό φίλτρο συνδυάζει τις δύο μετρήσεις εφαρμόζοντας ένα βαθυπερατό φίλτρο στα δεδομένα του γυροσκοπίου και ένα υψιπερατό φίλτρο στα δεδομένα του επιταχυνσιόμετρου. Στη συνέχεια, τα φιλτραρισμένα δεδομένα του γυροσκοπίου ολοκληρώνονται με την πάροδο του χρόνου για να ληφθεί μια εκτίμηση του προσανατολισμού του αντικειμένου. Τα δεδομένα του επιταχυνσιόμετρου που φιλτράρονται με υψιπερατό φίλτρο χρησιμοποιούνται για τη διόρθωση της μετατόπισης και του θορύβου στις μετρήσεις του γυροσκοπίου.

Ο αλγόριθμος του συμπληρωματικού φίλτρου εκμεταλλεύεται τα πλεονεκτήματα κάθε αισθητήρα: την απόκριση υψηλής συχνότητας του γυροσκοπίου για βραχυπρόθεσμες μετρήσεις και την ακρίβεια του επιταχυνσιόμετρου για μακροπρόθεσμες μετρήσεις. Με τον κατάλληλο συντονισμό των παραμέτρων φιλτραρίσματος και του συνδυασμού μεταξύ των εξόδων των δύο αισθητήρων, το συμπληρωματικό φίλτρο μπορεί να παρέχει ακριβέστερη και σταθερότερη εκτίμηση του επιθυμητού μεγέθους σε σχέση με τη χρήση μόνο ενός αισθητήρα.

Αξίζει να σημειωθεί ότι ενώ το συμπληρωματικό φίλτρο μπορεί να βελτιώσει την ακρίβεια της εκτίμησης, μπορεί να μην εξαλείψει όλα τα σφάλματα ή να μην παρέχει απόλυτη ακρίβεια σε όλες τις περιπτώσεις. Παράγοντες όπως ο θόρυβος του αισθητήρα, τα συστηματικά σφάλματα, οι μη γραμμικότητες και οι περιβαλλοντικές συνθήκες μπορούν ακόμα να επηρεάσουν τη συνολική απόδοση. Επομένως, ανάλογα με τις συγκεκριμένες απαιτήσεις της εφαρμογής, ενδέχεται να απαιτούνται πρόσθετες τεχνικές ή μέθοδοι συγχώνευσης αισθητήρων για την επίτευξη υψηλότερων επιπέδων ακρίβειας και ευρωστίας.

Οι εξισώσεις που ακολουθούν παρουσιάζουν μια απλή εφαρμογή ενός συμπληρωματικού φίλτρου για ένα γυροσκόπιο και ένα επιταχυνσιόμετρο:

$$\theta = \alpha\theta_{\omega} + (1 - \alpha)\theta_{am} \quad (3.13)$$

όπου θ_{ω} είναι ο προσανατολισμός που προκύπτει από την εκτίμηση του γυροσκοπίου, θ_{am} είναι ο προσανατολισμός που προκύπτει από την εκτίμηση του επιταχυνσιόμετρου και το μαγνητόμετρο και α είναι το κέρδος του φίλτρου [41].

3.3.2 Φίλτρα Kalman

Το φίλτρο Kalman είναι ένας εξειδικευμένος εκτιμητής Bayes για διακριτά γραμμικά συστήματα. Λαμβάνει υπόψη τις αβεβαιότητες των μετρήσεων και του μοντέλου του συστήματος για να εκτιμήσει την πραγματική κατάσταση του συστήματος [42]. Το φίλτρο Kalman είναι ιδιαίτερα αποτελεσματικό σε περιπτώσεις όπου υπάρχουν γραμμικές σχέσεις μεταξύ των μετρήσεων και της κατάστασης του συστήματος και ο θόρυβος είναι γκαουσιανός. Στην περίπτωση μη γραμμικών συστημάτων, έχουν αναπτυχθεί επεκτάσεις του φίλτρου Kalman, όπως το Extended Kalman filter (EKF) και το Unscented Kalman filter, τα οποία θα περιγράψουμε αναλυτικότερα στη συνέχεια [42].

Ο κύριος στόχος ενός φίλτρου Kalman (KF) είναι η ελαχιστοποίηση του κόστους μίας τετραγωνική συνάρτηση του πραγματικού λανθάνων χώρου και του εκτιμώμενου χώρου [S]. Πρόκειται για ένα αναδρομικό φίλτρο και λειτουργεί σε δύο στάδια: το «χρονικό στάδιο ενημέρωσης» ή «στάδιο πρόβλεψης» και το «στάδιο ενημέρωσης μέτρησης» ή «διόρθωσης». Οι εξισώσεις χρονικής ενημέρωσης στο φίλτρο Kalman είναι υπεύθυνες για την εκτίμηση της τρέχουσας κατάστασης και της συνδιακύμανσης σφάλματος με σκοπό την πρόβλεψη των μελλοντικών εκτιμήσεων στο επόμενο βήμα. Προβάλλουν τις εκτιμήσεις μπροστά στο χρόνο με βάση τη δυναμική του συστήματος. Από την άλλη πλευρά, οι εξισώσεις ενημέρωσης είναι υπεύθυνες για την ενσωμάτωση νέων μετρήσεων στις προβλεπόμενες εκτιμήσεις. Παρέχουν ανατροφοδότηση βελτιώνοντας τις αρχικές εκτιμήσεις για να αποκτήσουν πιο ακριβείς και εκλεπτυσμένες εκτιμήσεις, γνωστές ως a posteriori εκτιμήσεις [43].

Ένα γραμμικό σύστημα διακριτού χρόνου μιας στοχαστικής διαδικασίας μπορεί να περιγραφεί χρησιμοποιώντας το ακόλουθο σύνολο εξισώσεων διαφορών:

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k + w_k \quad (3.14)$$

$$z_{k+1} = H_k x_k + v_k \quad (3.15)$$

Όπου x_k είναι το διάνυσμα της κατάστασης του συστήματος, A_k είναι ο πίνακας μετάβασης κατάστασης, u_k είναι το διάνυσμα ελέγχου-εισόδου του συστήματος, B_k είναι το μοντέλο ελέγχου-εισόδου του συστήματος, z_k είναι μια μέτρηση ή παρατήρηση του συστήματος, H_k είναι το μοντέλο παρατήρησης [44].

Οι τυχαίες μεταβλητές w_k και v_k αντιπροσωπεύουν το θόρυβο της διαδικασίας και το θόρυβο της μέτρησης αντίστοιχα. Αυτές οι μεταβλητές θορύβου θεωρούνται ανεξάρτητες μεταξύ τους και ακολουθούν κανονική κατανομή [42].

$$w_k \sim \mathcal{N}(0, Q) \quad (3.16)$$

$$v_k \sim \mathcal{N}(0, R) \quad (3.17)$$

Οι εξισώσεις του φίλτρου Kalman για το γραμμικό σύστημα είναι οι ακόλουθες:

$$\begin{array}{l} \text{Προβλεπόμενη (a priori) εκτίμηση της} \\ \text{κατάστασης} \end{array} \quad \hat{x}_{k+1}^- = A_k \hat{x}_k + B_k u_k \quad (3.18)$$

$$\begin{array}{l} \text{Προβλεπόμενη (a priori) εκτίμηση της} \\ \text{συνδιακύμανσης} \end{array} \quad P_{k+1}^- = A_k P_k A_k^T + Q \quad (3.19)$$

Βέλτιστο κέρδος Kalman
$$K_{k+1} = P_{k+1}^- H_k^T (H_k P_{k+1}^- H_k^T + R)^{-1} \quad (3.20)$$

Ενημερωμένη (εκ των υστέρων) εκτίμηση της κατάστασης
$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1}^- + K_{k+1} (z_{k+1} - H_k \hat{x}_{k+1}^-) \quad (3.21)$$

Προβλεπόμενη (a priori) εκτίμηση της κατάστασης
$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_k) P_{k+1}^- \quad (3.22)$$

Όπου $E[x_k] = \hat{x}_k$ και $E[(x_k - \hat{x}_k)(x_k - \hat{x}_k)^T] = P_k$

Παρατηρώντας προσεκτικότερα το κέρδος Kalman, είναι εμφανές ότι καθώς η συνδιακύμανση του σφάλματος μέτρησης R πλησιάζει το μηδέν, το φίλτρο σταθμίζει το υπόλοιπο $(z_{k+1} - H_k \hat{x}_{k+1}^-)$ βαρύτερα. Πιο συγκεκριμένα,

$$\lim_{(R_k \rightarrow 0)} K_k = H_k^{-1} \quad (3.23)$$

Αντίθετα, καθώς η συνδιακύμανση σφάλματος P_k^- της εκ των προτέρων εκτίμησης πλησιάζει το μηδέν, το κέρδος Kalman αποδίδει μικρότερη βαρύτητα στο υπόλοιπο. Συγκεκριμένα,

$$\lim_{(P_k^- \rightarrow 0)} K_k = 0 \quad (3.24)$$

Εναλλακτικά, η στάθμιση με K μπορεί να γίνει κατανοητή ως εξής: καθώς η συνδιακύμανση του σφάλματος μέτρησης τείνει προς το μηδέν, η πραγματική μέτρηση αποκτά μεγαλύτερη

εμπιστοσύνη και αξιοπιστία, ενώ η προβλεπόμενη μέτρηση αποκτά μικρότερη. Αντίστροφα, όταν η συνδιακύμανση σφάλματος της εκ των προτέρων εκτίμησης πλησιάζει το μηδέν, η πραγματική μέτρηση αποκτά μικρότερη εμπιστοσύνη και αξιοπιστία, ενώ η προβλεπόμενη μέτρηση αποκτά μεγαλύτερη [22], [32].

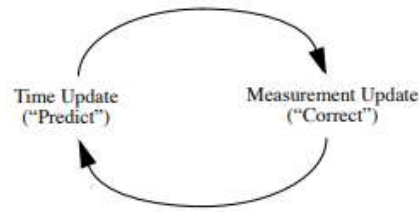


Figure 3.5 The discrete Kalman filter cycle [32]

3.3.3 Διευρυμένο φίλτρο Kalman (EKF)

Το διευρυμένο φίλτρο Kalman (Extended Kalman Filter - EKF) είναι μια επέκταση του φίλτρου Kalman που μπορεί να αξιοποιηθεί σε μη γραμμικά συστήματα. Γραμμικοποιεί τις δυναμικές εξισώσεις του συστήματος χρησιμοποιώντας μια προσέγγιση σειράς Taylor πρώτης τάξης και εφαρμόζοντας τις εξισώσεις του φίλτρου Kalman για την εκτίμηση της κατάστασης του συστήματος. Το EKF χρησιμοποιείται ευρέως σε μη γραμμικά συστήματα, όπως στην περίπτωση της συγχώνευσης αισθητήρων που περιλαμβάνουν μαγνητόμετρα ή μετρήσεις GNSS.

Τα εκτιμώμενα διανύσματα κατάστασης και μέτρησης χαρακτηρίζονται από τις πυκνότητες πιθανότητάς τους, οι οποίες προσδιορίζονται με τη χρήση μιας μη γραμμικής συνάρτησης για τη μέση τιμή και την κλιμάκωση της τυπικής απόκλισης της εκτιμώμενης κατάστασης με μια γραμμική συνάρτηση. Ομοίως με το απλό φίλτρο Kalman, το EKF λαμβάνει υπόψη την παρουσία θορύβου στο σύστημα[42]. Ως αποτέλεσμα, οι αρχικές μη γραμμικές εξισώσεις για το σύστημα μετατρέπονται στο ακόλουθο σύνολο εξισώσεων:

$$x_{k+1} = f(x_k, u_k, w_k) \quad (3.25)$$

$$z_k = h(x_k, u_k, v_k) \quad (3.26)$$

Οι εξισώσεις EKF για το μη γραμμικό σύστημα είναι οι ακόλουθες [32]:

$$\begin{array}{l} \text{Προβλεπόμενη (a priori) εκτίμηση της} \\ \text{κατάστασης} \end{array} \quad \hat{x}_{k+1}^- = f(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (3.27)$$

$$\begin{array}{l} \text{Προβλεπόμενη (a priori) εκτίμηση της} \\ \text{συνδιακύμανσης} \end{array} \quad P_{k+1}^- = A_k P_k A_k^T + W_k Q W_k^T \quad (3.28)$$

$$\begin{array}{l} \text{Βέλτιστο κέρδος Kalman} \end{array} \quad K_{k+1} = P_{k+1}^- H_k^T (H_k P_{k+1}^- H_k^T + V_k R_k V_k^T)^{-1} \quad (3.29)$$

$$\begin{array}{l} \text{Ενημερωμένη (εκ των υστέρων)} \\ \text{εκτίμηση της κατάστασης} \end{array} \quad \hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1}^- + K_{k+1} (z_{k+1} - h(\hat{x}_{k+1}^-, 0)) \quad (3.30)$$

$$\begin{array}{l} \text{Ενημερωμένη (a posteriori) εκτίμηση} \\ \text{της συνδιακύμανσης} \end{array} \quad P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_k) P_{k+1}^- \quad (3.31)$$

Όπου A είναι η Ιακωβιανή μήτρα μερικών παραγώγων της f ως προς x ,

$$A_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (3.32)$$

W είναι η Ιακωβιανή μήτρα των μερικών παραγώγων της f ως προς w ,

$$W_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial w_{[j]}}(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (3.33)$$

Η είναι η Ιακωβιανή μήτρα των μερικών παραγώγων του h ως προς x ,

$$W_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\hat{x}_{k+1}^-, 0) \quad (3.34)$$

V είναι η Ιακωβιανή μήτρα των μερικών παραγώγων του h ως προς v ,

$$V_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial v_{[j]}}(\hat{x}_{k+1}^-, 0) \quad (3.35)$$

Για ένα σύστημα INS, μία συνήθης υλοποίηση του EKF αφορά το παρακάτω διάνυσμα κατάστασης [31]:

$$x_k = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad b^g_1 \quad b^g_2 \quad b^g_3]^T \quad (3.36)$$

Όπου q είναι το quaternion του προσανατολισμού της συσκευής και b^g είναι τα συστηματικά σφάλματα του γυροσκοπίου. Επειδή το γυροσκόπιο αποτελεί τον πιο ευαίσθητο αισθητήρα όσον αφορά το συστηματικό σφάλμα και την σταθερότητα του, με την παρακάτω υλοποίηση αυξάνεται σημαντικά η απόδοση της συσκευής INS χωρίς να αυξάνεται ιδιαίτερα η υπολογιστική πολυπλοκότητα των εξισώσεων της.

Οι εξισώσεις του συστήματος δίνονται παρακάτω [31]:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{1}{2} S(\omega - b^g) q \\ &= \frac{1}{2} S(\omega) q - \frac{1}{2} S(b^g) q \\ &= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -b^g_1 & -b^g_2 & -b^g_3 \\ b^g_1 & 0 & b^g_3 & -b^g_2 \\ b^g_2 & -b^g_3 & 0 & b^g_1 \\ b^g_3 & b^g_2 & -b^g_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.37)$$

$$\hat{y}_k^- = C \hat{x}_k^-$$

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_m \\ \hat{m}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_a & 0_{3 \times 3} \\ C_m & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ b^g \end{bmatrix}_{k+1} \quad (3.38)$$

όπου:

$$C_a = -2 \begin{bmatrix} -q_2 & q_3 & -q_0 & q_1 \\ q_1 & q_0 & q_3 & q_2 \\ q_0 & -q_1 & -q_2 & q_3 \end{bmatrix}_k \quad (3.39)$$

και

$$C_m = -2 \begin{bmatrix} q_3 & q_2 & q_1 & q_0 \\ q_0 & -q_1 & q_2 & -q_3 \\ -q_1 & -q_0 & q_3 & q_2 \end{bmatrix}_k \quad (3.40)$$

3.3.4 Ακαθόριστο Φίλτρο Kalman (UKF)

Το ακαθόριστο φίλτρο Kalman (Unscented Kalman Filter - UKF) είναι μια παραλλαγή του φίλτρου Kalman που αντιμετωπίζει τους περιορισμούς του EKF στο χειρισμό μη γραμμικών συστημάτων. Αντί της γραμμικοποίησης του συστήματος και των μετρήσεων, το UKF χρησιμοποιεί μια ντετερμινιστική τεχνική δειγματοληψίας που ονομάζεται Unscented Transform για τη διάδοση της μέσης τιμής και της συνδιακύμανσης της κατάστασης μέσω μη γραμμικών συναρτήσεων [32].

Το UKF επιλέγει ένα σύνολο αντιπροσωπευτικών σημείων σίγμα που αποτυπώνουν τη μέση τιμή και τη συνδιακύμανση της κατανομής της κατάστασης. Αυτά τα σημεία σίγμα μετασχηματίζονται στη συνέχεια μέσω των μη γραμμικών συναρτήσεων για την εκτίμηση της προβλεπόμενης μέσης τιμής και συνδιακύμανσης. Τα μετασχηματισμένα σημεία αυτά σταθμίζονται για να ληφθεί υπόψη η αβεβαιότητα και διαδίδονται μέσω της συνάρτησης μέτρησης για να ληφθεί η προβλεπόμενη μέση τιμή και η συνδιακύμανση μέτρησης.

Οι εκτιμήσεις της προβλεπόμενης κατάστασης και των μετρήσεων συνδυάζονται με τις πραγματικές μετρήσεις με τη χρήση του κέρδους Kalman, παρόμοια με το τυπικό φίλτρο Kalman. Το UKF ενημερώνει επαναληπτικά την εκτίμηση της κατάστασης και τη συνδιακύμανση

ενσωματώνοντας νέες μετρήσεις, παράγοντας βελτιωμένες εκτιμήσεις που λαμβάνουν υπόψη τόσο το θόρυβο της διαδικασίας όσο και το θόρυβο των μετρήσεων.

Το UKF προσφέρει βελτιωμένη απόδοση σε σύγκριση με το EKF στο χειρισμό μη γραμμικών συστημάτων, καθώς αποφεύγει τα σφάλματα που εισάγει η γραμμικοποίηση. Παρέχει ακριβέστερες εκτιμήσεις κατάστασης και καλύτερη εκτίμηση της αβεβαιότητας, καθιστώντας το κατάλληλο για ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών όπου υπάρχουν μη γραμμικότητες.

Παρατήρηση:

Η παρούσα διατριβή δεν αναλύει εκτενώς το UKF λόγω των υπολογιστικών απαιτήσεων και των περιορισμών του κατά την εφαρμογή σε ενσωματωμένα συστήματα. Η παρούσα εργασία εστιάζει κυρίως σε εναλλακτικούς αλγόριθμους, που εφαρμόζονται σε συστήματα πραγματικού χρόνου και περιορισμένων υπολογιστικών πόρων. Ενθαρρύνουμε τους ενδιαφερόμενους αναγνώστες να εξερευνήσουν την εκτεταμένη βιβλιογραφία σχετικά με το UKF για μια ολοκληρωμένη κατανόηση των πλεονεκτημάτων και εφαρμογών του.

3.3.5 Φίλτρο Madgwick

Το φίλτρο Madgwick είναι ένας αλγόριθμος συγχώνευσης αισθητήρων που χρησιμοποιείται συνήθως για την εκτίμηση του προσανατολισμού ενός αντικειμένου χρησιμοποιώντας δεδομένα από αδρανειακούς αισθητήρες από επιταχυνσιόμετρα, γυροσκόπια και μαγνητόμετρα. Αναπτύχθηκε από τον Sebastian Madgwick και είναι γνωστός για την απλότητα και την αποτελεσματικότητά του, γεγονός που τον καθιστά κατάλληλο για εφαρμογές πραγματικού χρόνου, όπως η παρακολούθηση κίνησης σε φορητές συσκευές, η ρομποτική και η εικονική πραγματικότητα.

Το φίλτρο Madgwick χρησιμοποιεί έναν αριθμητικό αλγόριθμο για τη βελτιστοποίηση της εκτίμησης του προσανατολισμού ελαχιστοποιώντας το σφάλμα μεταξύ των προβλεπόμενων και των μετρούμενων δεδομένων αισθητήρα. Λαμβάνει υπόψη τις μετρήσεις του αισθητήρα, τα χαρακτηριστικά θορύβου του αισθητήρα και τις ιδιότητες του αλγορίθμου συγχώνευσης αισθητήρων για τον υπολογισμό της ακριβέστερης εκτίμησης του προσανατολισμού.

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι το φίλτρο Madgwick προϋποθέτει στατικό μαγνητικό πεδίο και μικρές γωνιακές ταχύτητες, καθιστώντας το καταλληλότερο για εφαρμογές όπου η κίνηση του αντικειμένου είναι σχετικά αργή ή το μαγνητικό πεδίο είναι σχετικά σταθερό. Σε σενάρια με

υψηλούς γωνιακούς ρυθμούς μεταβολής ή δυναμικά μαγνητικά πεδία, εναλλακτικοί αλγόριθμοι συγχώνευσης αισθητήρων μπορεί να είναι καταλληλότεροι.

Το φίλτρο Madgwick έχει κερδίσει δημοτικότητα για την απλότητά του, τις χαμηλές υπολογιστικές απαιτήσεις του και την αποτελεσματικότητά του στην εκτίμηση του προσανατολισμού. Ωστόσο, είναι σημαντικό να κατανοηθούν οι περιορισμοί του και οι ιδιαίτερες απαιτήσεις του προτού αυτό αξιοποιηθεί σε κάποια εφαρμογή.

Στο σχήμα που παρατίθεται, παρουσιάζεται διαγραμματικά το φίλτρο Madgwick για μια συστοιχία αισθητήρων MARG(μαγνητόμετρο, επιταχυνσιόμετρο και γυροσκόπιο). Για μια λεπτομερή μαθηματική περιγραφή και εξαγωγή του φίλτρου, συνιστάται η μελέτη της αρχικής εργασίας του Madgwick [45], [46].

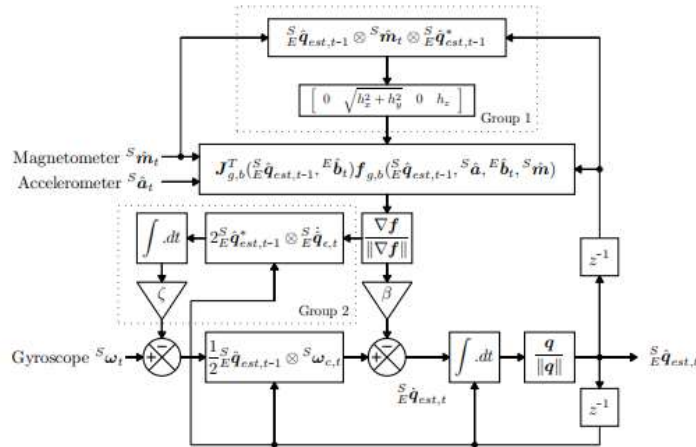


Figure 3.6 Madgwick algorithm block diagram for a MARG sensor array [45]

Στη συνέχεια, ακολουθεί μια σύντομη επισκόπηση του αλγορίθμου στη γενική του μορφή [46]:

Ο στόχος του αλγορίθμου είναι η ελαχιστοποίηση της συνάρτησης $f(\hat{q}, \hat{d}, \hat{s})$ που δίνεται παρακάτω:

$$\min_{\hat{q} \in \mathbb{R}^4} f(\hat{q}, \hat{d}, \hat{s}) \quad (3.36)$$

$$f(\overset{S}{E}\hat{q}, \overset{E}{d}, \overset{S}{s}) = \overset{S}{E}\hat{q}^* \otimes \overset{E}{d} \otimes \overset{S}{E}\hat{q} - \overset{S}{s} \quad (3.37)$$

$$\overset{S}{E}\hat{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3] \quad (3.38)$$

$$\overset{E}{d} = [0 \ d_x \ d_y \ d_z] \quad (3.39)$$

$$\overset{S}{s} = [0 \ s_x \ s_y \ s_z] \quad (3.40)$$

Όπου $\overset{S}{E}\hat{q}$ ο προσανατολισμός ενός αισθητήρα στο πλαίσιο της Γης σε σχέση με το πλαίσιο του αισθητήρα, $\overset{E}{d}$ το διάνυσμα αναφοράς που μετρά ο αισθητήρας στο πλαίσιο της Γης και $\overset{S}{s}$ η μέτρηση του αισθητήρα στο πλαίσιο του αισθητήρα.

Στη συνέχεια, υπολογίσουμε με βάση τον αλγόριθμο gradient descent για να υπολογίσουμε το νέο προσανατολισμό του αισθητήρα $\overset{S}{E}\hat{q}_{k+1}$ [46]:

$$\overset{S}{E}\hat{q}_{k+1} = \overset{S}{E}\hat{q}_k - \mu \frac{\nabla f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{d}, \overset{S}{s})}{\|f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{d}, \overset{S}{s})\|}, k = 0,1,2 \dots n \quad (3.41)$$

$$\nabla f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{d}, \overset{S}{s}) = J^T(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{d}) f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{d}, \overset{S}{s}) \quad (3.42)$$

Όπου [46]:

$$f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{d}, \overset{S}{s}) = \begin{bmatrix} 2 d_x \left(\frac{1}{2} - q_2^2 - q_3^2 \right) + 2 d_y (q_0 q_3 + q_1 q_2) + 2 d_z (q_1 q_3 - q_0 q_2) - s_x \\ 2 d_x (q_1 q_2 - q_0 q_3) + 2 d_y \left(\frac{1}{2} - q_1^2 - q_3^2 \right) + 2 d_z (q_0 q_1 + q_2 q_3) - s_y \\ 2 d_x (q_0 q_2 + q_1 q_3) + 2 d_y (q_2 q_3 + q_0 q_1) + 2 d_z \left(\frac{1}{2} - q_1^2 - q_2^2 \right) - s_z \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

$$J(\hat{\mathbf{q}}_k, \hat{\mathbf{d}}) =$$

$$= \begin{bmatrix} 2d_y q_3 - 2d_z q_2 & 2d_y q_2 + 2d_z q_3 & -4d_x q_2 + 2d_y q_1 - 2d_z q_0 & -4d_x q_3 + 2d_y q_0 + 2d_z q_1 \\ -2d_x q_3 + 2d_z q_1 & 2d_x q_2 - 4d_y q_1 + 2d_z q_0 & 2d_x q_1 + 2d_z q_3 & -2d_x q_0 - 4d_y q_2 + 2d_z q_2 \\ 2d_x q_2 - 2d_y q_1 & 2d_x q_3 - 2d_y q_0 - 4d_z q_1 & 2d_x q_0 + 2d_y q_3 - 4d_z q_2 & 2d_x q_1 + 2d_y q_2 \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

Επιπλέον, η βέλτιστη τιμή του μ που εγγυάται τη σύγκλιση του $\hat{\mathbf{q}}_{k+1}$ δίνεται από την παρακάτω εξίσωση:

$$\mu_k = \alpha \|\dot{\mathbf{q}}_{\omega,k}\| \Delta t, \quad \alpha > 1 \quad (3.45)$$

Τελικά, για μια συσκευή που φέρει επιταχυνσιόμετρο, γυροσκόπιο και μαγνητόμετρο, εφαρμόζοντας τα παραπάνω προκύπτει η κάτωθι εξίσωση:

$$\hat{\mathbf{q}}_{est,k} = \hat{\mathbf{q}}_{est,k} + \left(\hat{\mathbf{q}}_{\omega,k} - \beta \frac{J_{g,b}^T(\mathbf{q}_{k-1}, \mathbf{b}) f_{g,b}(\mathbf{q}_{k-1}, \mathbf{a}, \mathbf{b}, \mathbf{m})}{\|J_{g,b}^T(\mathbf{q}_{k-1}, \mathbf{b}) f_{g,b}(\mathbf{q}_{k-1}, \mathbf{a}, \mathbf{b}, \mathbf{m})\|} \right) \Delta t \quad (3.46)$$

3.3.6 Φίλτρο Mahony

Το φίλτρο Mahony είναι ένας ακόμα αλγόριθμος συγχώνευσης αισθητήρων που χρησιμοποιείται για την εκτίμηση του προσανατολισμού ενός αντικειμένου με βάση δεδομένα από αδρανειακούς αισθητήρες. Παρόμοια με το φίλτρο του Madgwick, το φίλτρο Mahony στοχεύει στο συνδυασμό μετρήσεων από επιταχυνσιόμετρα και γυροσκόπια για να παρέχει ακριβή εκτίμηση του προσανατολισμού του αντικειμένου [47]–[52].

Το φίλτρο Mahony είναι μια εναλλακτική λύση για το πιο απαιτητικό σε υπολογισμούς φίλτρο Kalman και προσφέρει μια αποτελεσματική λύση για την εύρεση του προσανατολισμού σε πραγματικό χρόνο. Ενσωματώνει ένα μη γραμμικό συμπληρωματικό φίλτρο που χρησιμοποιεί μια τετραγωνική αναπαράσταση του προσανατολισμού για την εκτέλεση της συγχώνευσης αισθητήρων.

Το φίλτρο Mahony λαμβάνει υπόψη τις μετρήσεις του γυροσκοπίου για να εκτιμήσει την αλλαγή του προσανατολισμού με την πάροδο του χρόνου και στη συνέχεια συνδυάζει αυτές τις πληροφορίες με τις μετρήσεις του επιταχυνσιόμετρου για να βελτιώσει την εκτίμηση του

προσανατολισμού. Χρησιμοποιώντας μια προσέγγιση συμπληρωματικού φίλτρου, το φίλτρο Mahony συνδυάζει τα πλεονεκτήματα και των δύο αισθητήρων, ενώ μετριάζει ορισμένους από τους περιορισμούς και τα σφάλματα που σχετίζονται με κάθε τύπο αισθητήρα.

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι το φίλτρο Mahony, όπως και το φίλτρο Madgwick, προϋποθέτει ορισμένες συνθήκες, όπως στατικό μαγνητικό πεδίο και σχετικά αργούς γωνιακούς ρυθμούς μεταβολής. Ως εκ τούτου, η απόδοσή του μπορεί να επηρεαστεί σε σενάρια με γρήγορες ή απότομες κινήσεις ή υπό την παρουσία δυναμικών μαγνητικών πεδίων.

Το φίλτρο Mahony είναι ευρέως γνωστό για την απλότητα και την αποτελεσματικότητά του, γεγονός που το καθιστά κατάλληλο για συστήματα με περιορισμένους πόρους, όπως τα ενσωματωμένα συστήματα. Ωστόσο, είναι σημαντικό να αξιολογηθεί η απόδοσή του στο πλαίσιο της εκάστοτε εφαρμογής και να ληφθούν υπόψη παράγοντες όπως ο θόρυβος των αισθητήρων, η βαθμονόμηση και οι περιβαλλοντικές συνθήκες, ώστε να διασφαλιστεί η ακριβής εκτίμηση του προσανατολισμού.

Οι εξισώσεις για το αρχικό φίλτρο Mahony είναι οι ακόλουθες [51] :

Αρχικά υπολογίζουμε το προτεινόμενο σφάλμα προσανατολισμού χρησιμοποιώντας το διάνυσμα βαρύτητας \mathbf{v} που προκύπτει και το μετρούμενο διάνυσμα επιτάχυνσης \mathbf{a} [51]:

$$\mathbf{v}({}^S\hat{\mathbf{q}}_{est,k}) = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_0q_1 + q_3) \\ (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{e}_{t+1} = {}^S\hat{\mathbf{a}}_{t+1} \times \mathbf{v}({}^S\hat{\mathbf{q}}_{est,k})$$

$$\mathbf{e}_{i,k+1} = \mathbf{e}_{i,k} + \mathbf{e}_{k+1}\Delta t$$

Στη συνέχεια εφαρμόζουμε η μετρούμενη γωνιακή ταχύτητα $\boldsymbol{\omega}$ σε έναν εκλεκτή **PI** [51]:

$${}^S\omega_{k+1} = {}^S\omega_{k+1} + \mathbf{K}_p\mathbf{e}_{k+1} + \mathbf{K}_i\mathbf{e}_{i,k+1}$$

Τέλος, υπολογίζουμε τον προσανατολισμό ολοκληρώνοντας τον ρυθμό μεταβολής [51]:

$${}^S_E\dot{q}_{est,k} = \frac{1}{2} {}^S_E\hat{q}_{est,k} \otimes [0, {}^S\omega_{k+1}]^T$$

$${}^S_Eq_{est,k} = {}^S_E\hat{q}_{est,k} + {}^S_E\dot{q}_{est,k} \Delta t$$

4 Σχεδιασμός Συστήματος

4.1 Αρχιτεκτονική συστήματος

Η αρχιτεκτονική του προτεινόμενου συστήματος αδρανειακής πλοήγησης (INS) αποτελείται από διάφορα στοιχεία που συνεργάζονται για να παρέχουν ακριβή εκτίμηση θέσης και προσανατολισμού. Τα βασικά στοιχεία του συστήματος περιλαμβάνουν έναν μικροελεγκτή (MCU), ένα επιταχυνσιόμετρο 3 αξόνων, ένα γυροσκόπιο 3 αξόνων, ένα μαγνητόμετρο 3 αξόνων, έναν αισθητήρα βαρομετρικής πίεσης και μια μονάδα GNSS.

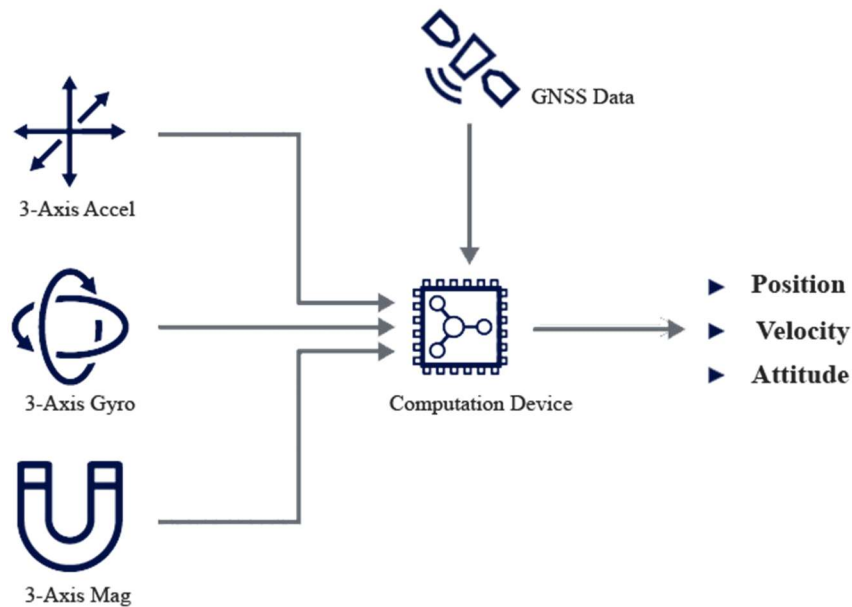


Figure 4.1 Implemented INS architecture [28]

4.1.1 Αρχιτεκτονική κυκλώματος τροφοδοσίας

Το σύστημα έχει σχεδιαστεί για να τροφοδοτείται με τάσεις έως 60V. Για την προσαρμογή αυτού του εύρους τάσης, χρησιμοποιείται ένας σύγχρονος μετατροπέας DC/DC buck για τον υποβιβασμό της τάσης στο απαιτούμενο επίπεδο. Για να εξασφαλιστεί καθαρή και σταθερή τροφοδοσία, το σύστημα αξιοποιεί μια σειρά από αναλογικά φίλτρα, bypass πυκνωτές και δύο ξεχωριστούς ελεγκτές τάσης (Low-dropout LDO Regulator) για το φιλτράρισμα της τάσης. Τα αναλογικά φίλτρα και οι πυκνωτές χρησιμοποιούνται για την εξομάλυνση τυχόν διακυμάνσεων της τροφοδοσίας ή θορύβου σε αυτή, ενώ οι ρυθμιστές LDO βοηθούν στη ρύθμιση της τάσης και παρέχουν καθαρή και χαμηλή σε θόρυβο τροφοδοσία στην MCU και τους αισθητήρες.

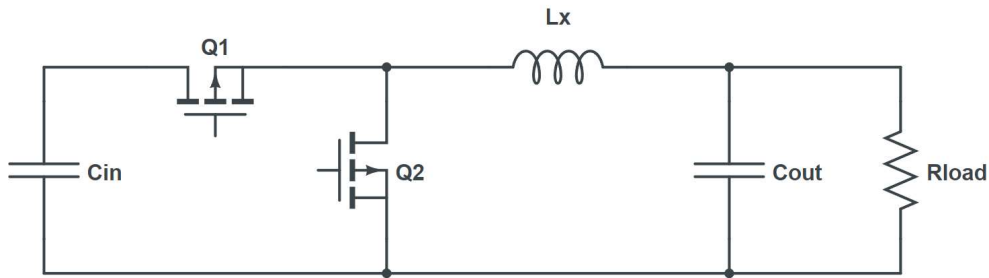


Figure 4.2 Synchronous DC/DC buck converter circuit

Η προτεινόμενη αρχιτεκτονική τροφοδοσίας ενσωματώνει διάφορους μηχανισμούς προστασίας για να διασφαλίσει την αξιοπιστία και την ασφάλεια του συστήματος. Αυτοί οι μηχανισμοί περιλαμβάνουν προστασία από ηλεκτροστατική εκφόρτιση (ESD), από υπέρταση, προστασία από υπερένταση και από ανάστροφη τάση.

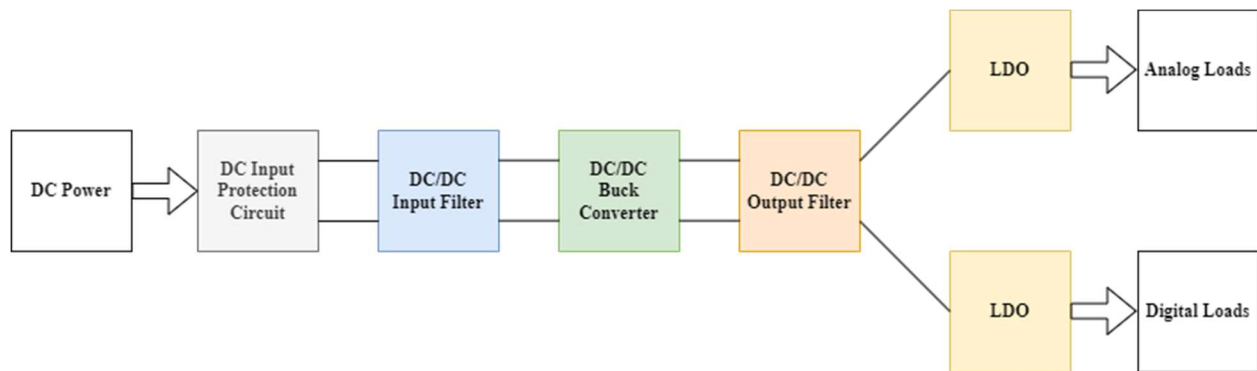


Figure 4.3 Proposed power supply architecture

Αρχικά, η χρήση μιας διόδου ESD είναι ζωτικής σημασίας για την προστασία της τροφοδοσίας από ηλεκτροστατικές εκφορτώσεις. Οι διόδους ESD έχουν σχεδιαστεί για να εκτρέπουν τα μεταβατικά φαινόμενα υψηλής τάσης, που προκαλούνται από στατικό ηλεκτρισμό και άλλες πηγές, μακριά από τα ευαίσθητα εξαρτήματα προστατεύοντας τα. Με την ενσωμάτωση μιας διόδου ESD, το σύστημα καθίσταται πιο ανθεκτικό σε ηλεκτροστατικές εκφορτίσεις, μειώνοντας τον σημαντικά τον κίνδυνο βλάβης.

Επιπλέον, ένα τρανζίστορ p-καναλιού (PMOS) χρησιμοποιείται για την προστασία από την ανάστροφη τάση εισόδου. Το τρανζίστορ PMOS λειτουργεί ως διακόπτης που είναι κανονικά κλειστός, επιτρέποντας τη ροή ρεύματος προς την επιθυμητή κατεύθυνση. Ωστόσο, εάν εφαρμοστεί αντίστροφη τάση, το τρανζίστορ PMOS ανοίγει, εμποδίζοντας το αντίστροφο ρεύμα να προκαλέσει ζημιά στο κύκλωμα τροφοδοσίας και στα υπόλοιπα κυκλώματα. Αυτός ο μηχανισμός προστασίας είναι ιδιαίτερα σημαντικός σε τυχόν σφάλματα που μπορεί να προκύψουν κατά τη χρήση της συσκευής.

Επιπλέον, μια διάδος Zener τοποθετείται μεταξύ της πηγής και της πύλης του PMOS για να παρέχει προστασία από υπέρταση. Η διάδος Zener λειτουργεί ως ρυθμιστής τάσης που αποτρέπει την υπέρβαση του εύρους ασφαλούς λειτουργίας του κυκλώματος. Περιορίζοντας την τάση σε ένα αποδεκτό επίπεδο, η διάδος Zener διασφαλίζει ότι το κύκλωμα τροφοδοσίας και τα εξαρτήματά του δεν υπόκεινται σε υψηλές τάσεις, οι οποίες διαφορετικά θα μπορούσαν να οδηγήσουν σε βλάβη του συστήματος.

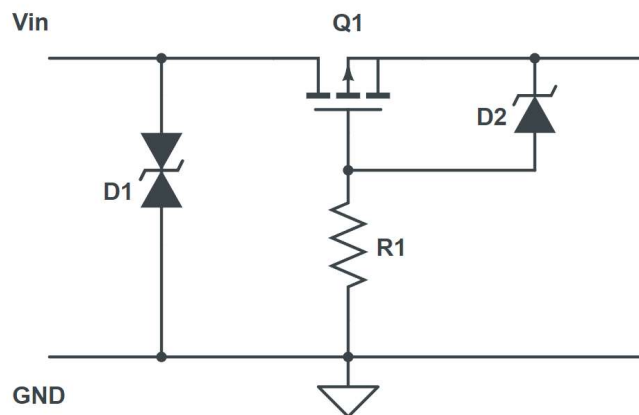


Figure 4.4 Proposed power supply input protection circuit

Επιπλέον, το ολοκληρωμένο κύκλωμα DC/DC που χρησιμοποιείται διαθέτει προστασία από υπέρταση. Ειδικότερα, έχει σχεδιαστεί για να ελέγχει το ρεύμα που διαρρέει το κύκλωμα τροφοδοσίας και να το περιορίζει αυτόματα σε ένα ασφαλές επίπεδο, εάν εντοπιστεί υπέρταση. Η προστασία υπέρτασης είναι ζωτικής σημασίας για την αποτροπή μόνιμης βλάβης στο κύκλωμα τροφοδοσίας, των εξαρτημάτων του και των συνδεδεμένων συσκευών από υπερβολικά

μεγάλο ρεύμα. Με την ενσωμάτωση αυτού του χαρακτηριστικού στο ολοκληρωμένο κύκλωμα DC/DC, η το κύκλωμα της τροφοδοσίας είναι πλέον ικανό να διαχειρίζεται με ασφάλεια διαφορετικά φορτία.

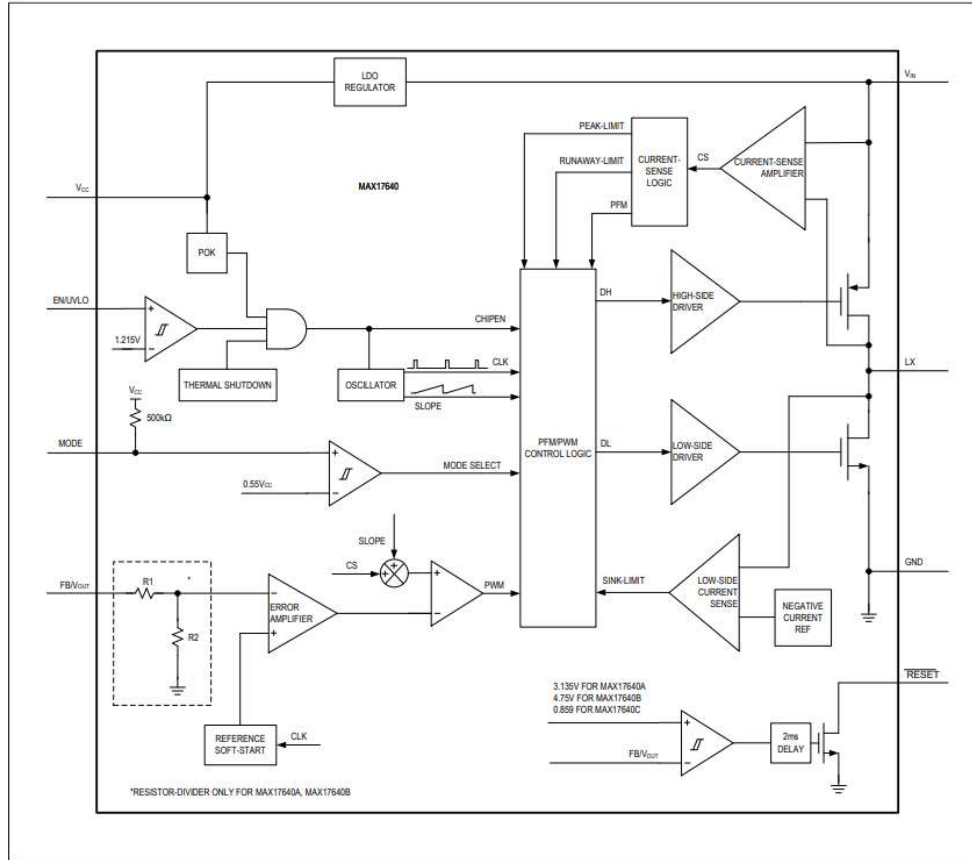


Figure 4.5 MAX17640AATA+ synchrnous DC/DC block diagram[53]

4.1.2 Αρχιτεκτονική MCU

Η MCU λειτουργεί ως εγκέφαλος του συστήματος INS. Είναι υπεύθυνη για την επεξεργασία των δεδομένων από τους αισθητήρες, την υλοποίηση των αλγορίθμων συγχώνευσης αισθητήρων και τον έλεγχο της συνολικής λειτουργίας του συστήματος. Το προτεινόμενο σύστημα χρησιμοποιεί έναν ισχυρό και αποδοτικό μικροελεγκτή ARM που διαθέτει ισχυρές υπολογιστικές δυνατότητες και ένα ευρύ φάσμα περιφερειακών, απαραίτητο για την απρόσκοπτη ενσωμάτωση των αισθητήρων και την αποτελεσματική επικοινωνία εντός του συστήματος.

Πιο συγκεκριμένα, χρησιμοποιήθηκε ένας μικροελεγκτής STM32G4. Οι μικροελεγκτές της σειράς STM32G της STMicroelectronics προσφέρουν μια ισχυρή και ευέλικτη λύση για εφαρμογές ενσωματωμένων συστημάτων. Με τον υψηλής απόδοσης πυρήνα ARM Cortex-M4, το ευρύ σύνολο περιφερειακών και τη χαμηλή κατανάλωσης ενέργειας που διαθέτουν, αποτελούν μια αποτελεσματική και αξιόπιστη λύση. Η συγκεκριμένη σειρά περιλαμβάνει προηγμένες αναλογικές δυνατότητες, χαρακτηριστικά ασφαλείας και προστασίας και επωφελείται από ένα ολοκληρωμένο οικοσύστημα ανάπτυξης. Η επεκτασιμότητα και συμβατότητα με άλλες σειρές της ST και η εκτεταμένη υποστήριξη που διαθέτει, καθιστά τη σειρά STM32G κατάλληλη για ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών και ιδιαίτερα δημοφιλή επιλογή μεταξύ των προγραμματιστών σε κλάδους όπως του βιομηχανικού αυτοματισμού, των καταναλωτικών ηλεκτρονικών και των συσκευών IoT.

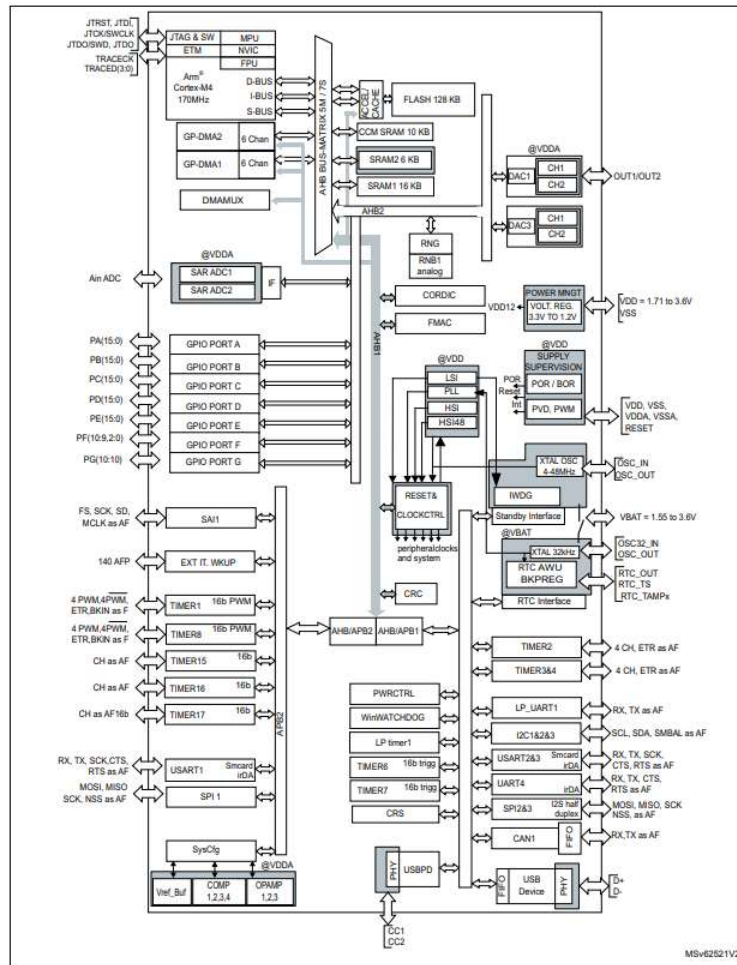


Figure 4.6 STM32G4331 Block diagram [54]

4.1.3 Αρχιτεκτονική Αισθητήρων

Αρχικά, ένα επιταχυνσιόμετρο χρησιμοποιείται για τη μέτρηση της γραμμικής επιτάχυνσης κατά μήκος τριών αξόνων (X, Y και Z), προσφέροντας πολύτιμα δεδομένα σχετικά με την κίνηση του συστήματος. Ανιχνεύει αλλαγές στην ταχύτητα, επιτρέποντας την εκτίμηση της θέσης και του προσανατολισμού με την πάροδο του χρόνου.

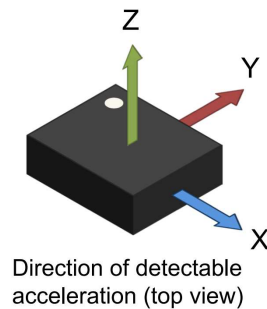


Figure 4.7 3-Axis accelerometer

Από την άλλη πλευρά, το γυροσκόπιο μετρά τη γωνιακή ταχύτητα του συστήματος γύρω από τους τρεις άξονες (X, Y και Z). Σκοπός του είναι να παρέχει πληροφορίες σχετικά με την περιστροφική κίνηση του συστήματος στην MCU. Αξιοποιώντας τα δεδομένα από το γυροσκόπιο, η MCU μπορεί να εκτιμήσει τις αλλαγές στον προσανατολισμό του συστήματος με την πάροδο του χρόνου. Για την βελτίωση της ακρίβειας της εκτίμησης του προσανατολισμού, τα δεδομένα του γυροσκοπίου συγχωνεύονται με δεδομένα από το επιταχυνσιόμετρο.

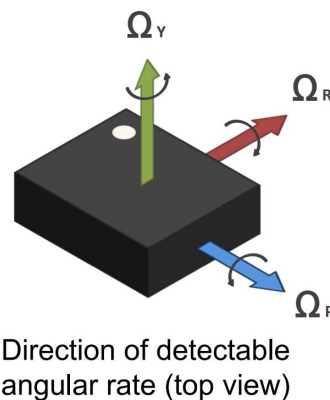


Figure 4.8 3-Axis gyroscope

Επιπλέον, το μαγνητόμετρο χρησιμοποιείται για τη μέτρηση του μαγνητικού πεδίου της Γης κατά μήκος των τριών αξόνων (X, Y και Z). Η συσκευή αυτή παρέχει πληροφορίες σχετικά με την κατεύθυνση ή το αζιμούθιο του συστήματος. Για να ληφθούν ακριβείς εκτιμήσεις του προσανατολισμού του συστήματος, τα δεδομένα του μαγνητόμετρου συνδυάζονται με δεδομένα από το επιταχυνσιόμετρο και το γυροσκόπιο μέσω τεχνικών συγχώνευσης αισθητήρων.

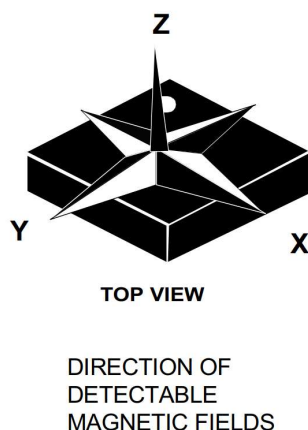


Figure 4.9 3-Axis magnetometer

Για ακριβή εντοπισμό της θέσης, το σύστημα χρησιμοποιεί μία μονάδα GNSS). Η μονάδα αυτή λαμβάνει σήματα από πολλαπλούς δορυφόρους, όπως GPS, GLONASS ή Galileo, για τον προσδιορισμό του γεωγραφικού πλάτους, του γεωγραφικού μήκους και του υψόμετρου του συστήματος με μεγάλη ακρίβεια. Αυτές οι πληροφορίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τη διόρθωση της ολίσθησης και των συσσωρευμένων σφαλμάτων στις μετρήσεις των αδρανειακών αισθητήρων.

Τέλος, το σύστημα περιλαμβάνει έναν αισθητήρα πίεσης που μετρά την απόλυτη ατμοσφαιρική πίεση. Αυτός ο αισθητήρας προσφέρει πολύτιμες πληροφορίες σχετικά με τις αλλαγές στο υψόμετρο, βοηθώντας στην εκτίμηση του υψόμετρου και τον εντοπισμό του αντικειμένου στον κατακόρυφο άξονα. Είναι ενσωματωμένος στο σύστημα και συνδεδεμένος με την MCU, επιτρέποντας την λήψη και επεξεργασία των δεδομένων.

4.1.4 Περιφερειακά συστήματα και επικοινωνία

Ο προτεινόμενος σχεδιασμός ενσωματώνει τέσσερις βασικούς αισθητήρες: το επιταχυνσιόμετρο, το γυροσκόπιο, το μαγνητόμετρο και τον αισθητήρα πίεσης, οι οποίοι επικοινωνούν με την MCU

μέσω μιας σειριακής διεπαφής. Για να εξασφαλιστεί η βέλτιστη απόδοση, χρησιμοποιήθηκαν τρεις διαφορετικοί δίαυλοι SPI, με κάθε αισθητήρα να συνδέεται στον δικό του δίαυλο. Αυτή η προσέγγιση προσφέρει πολλά πλεονεκτήματα. Πρώτον, επιτρέπει τη μεμονωμένη διαμόρφωση και βελτιστοποίηση κάθε διαύλου SPI, επιτρέποντας την προσαρμογή με βάση τις μοναδικές απαιτήσεις κάθε αισθητήρα. Ως αποτέλεσμα, μπορούν να επιτευχθούν υψηλότερες ταχύτητες επικοινωνίας, γεγονός που οδηγεί σε βελτίωση της επεξεργασίας των δεδομένων. Επιπλέον, σε περίπτωση βλάβης ενός αισθητήρα, οι υπόλοιποι αισθητήρες μπορούν να συνεχίσουν απρόσκοπτα την επικοινωνία με την MCU, ενισχύοντας έτσι την ανθεκτικότητα του συστήματος.

Επιπλέον, εάν χρησιμοποιηθεί μια πολυπύρηνη MCU, η κεντρική μονάδα θα έχει τη δυνατότητα ταυτόχρονης επικοινωνίας με πολλούς αισθητήρες, ενισχύοντας περαιτέρω την αποδοτικότητα του συστήματος. Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι αυτή η διαμόρφωση απαιτεί πρόσθετους πόρους, συμπεριλαμβανομένων των ακροδεκτών της MCU και της μνήμης του συστήματος. Ωστόσο, αξιοποιώντας ξεχωριστούς διαύλους SPI για κάθε αισθητήρα, επιτυγχάνεται μια ισορροπία μεταξύ ευελιξίας, απόδοσης και ανοχής σε σφάλματα. Επιτρέποντας την ανεξάρτητη προσαρμογή, επιτυγχάνοντας υψηλότερες ταχύτητες επικοινωνίας και εξασφαλίζοντας συνεχή λειτουργία σε περίπτωση βλαβών των αισθητήρων, η χρήση ξεχωριστών διαύλων SPI παρέχει σημαντικά οφέλη για τη συνολική απόδοση του συστήματος.

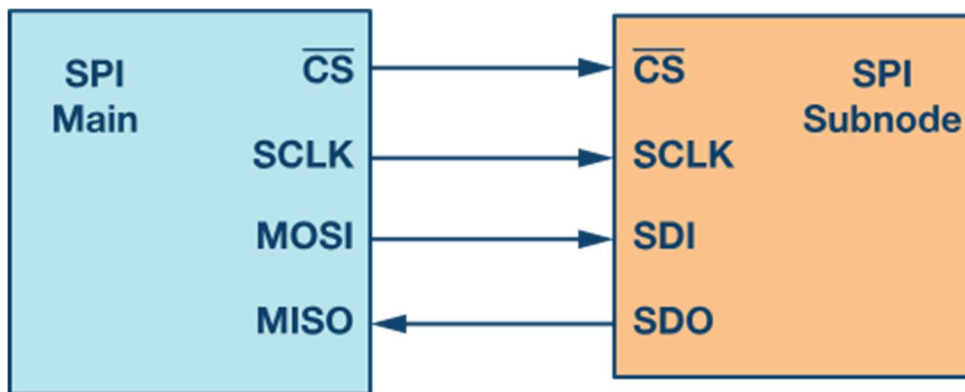


Figure 4.10 Single aster single slave SPI bus [55]

Εκτός από την επικοινωνία με τους αισθητήρες μέσω των διαύλων SPI, η MCU επικοινωνεί με την μονάδα GNSS (Global Navigation Satellite System) αξιοποιώντας μία διεπαφή UART

(Universal Asynchronous Receiver-Transmitter). Το UART είναι ένα ευρέως χρησιμοποιούμενο πρωτόκολλο σειριακής επικοινωνίας που επιτρέπει την ανταλλαγή δεδομένων μεταξύ της MCU και του GNSS. Μέσω της διεπαφής UART, η MCU στέλνει εντολές και ερωτήματα στο GNSS και λαμβάνει ως απάντηση πληροφορίες θέσης, ταχύτητας και χρονισμού. Το πρωτόκολλο UART είναι κατάλληλο για το σκοπό αυτό, καθώς παρέχει ένα απλό και αξιόπιστο μέσο σειριακής επικοινωνίας, επιτρέποντας την απρόσκοπτη ενσωμάτωση της λειτουργίας GNSS στο συνολικό σύστημα. Η MCU ρυθμίζει τη διεπαφή UART στον κατάλληλο ρυθμό baud, τη μορφή δεδομένων και τις ρυθμίσεις ελέγχου ροής, ώστε να διασφαλίζεται η ακριβής και αποτελεσματική μετάδοση δεδομένων μεταξύ της MCU και της μονάδας GNSS. Χρησιμοποιώντας τη διεπαφή UART, η MCU μπορεί να αξιοποιήσει αποτελεσματικά τη μονάδα GNSS για τον ακριβή εντοπισμό της θέσης του συστήματος.

Επιπρόσθετα, η MCU προσφέρει τη δυνατότητα επικοινωνίας με τον εξωτερικό κόσμο είτε μέσω UART (Universal Asynchronous Receiver-Transmitter) είτε μέσω ενός διαύλου CAN (Controller Area Network). Αυτές οι διεπαφές αποτελούν κρίσιμα κανάλια επικοινωνίας για τη σύνδεση της MCU με εξωτερικές συσκευές και συστήματα.

Η διεπαφή UART παρέχει ένα αξιόπιστο και ευρέως χρησιμοποιούμενο πρωτόκολλο σειριακής επικοινωνίας. Επιτρέπει στην MCU να επικοινωνήσει με άλλες συσκευές, όπως αισθητήρες, οθόνες ή και άλλους μικροελεγκτές. Ρυθμίζοντας το UART σε συγκεκριμένες ρυθμούς baud, μορφής δεδομένων και ελέγχου ροής, η MCU μπορεί να μεταδίδει και να λαμβάνει δεδομένα με σύγχρονο ή ασύγχρονο τρόπο. Αυτή η ευελιξία επιτρέπει την απρόσκοπτη ενσωμάτωση και ανταλλαγή δεδομένων μεταξύ της MCU και ενός ευρέος φάσματος εξωτερικών συσκευών.

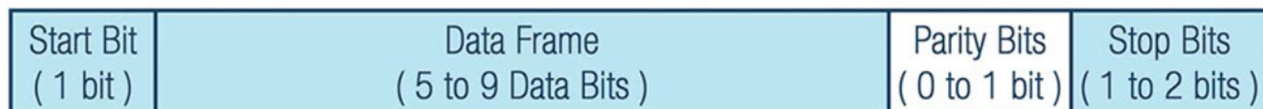


Figure 4.11 UART message frame [56]

Από την άλλη πλευρά, η διεπαφή διαύλου CAN είναι κατάλληλη για εφαρμογές που απαιτούν στιβαρή και αξιόπιστη επικοινωνία σε βιομηχανικό ή αυτοκινητικό περιβάλλον. Πρόκειται για ένα πρωτόκολλο διαύλου πολλαπλών κόμβων που έχει σχεδιαστεί για να διευκολύνει την επικοινωνία

Κατά το σχεδιασμό του PCB τέθηκαν αυστηρές προδιαγραφές σχετικά με το μέγεθος της πλακέτας. Κατά την τοποθέτηση εξαρτημάτων, τη δρομολόγηση των αγωγών και τη την επιλογή των στρωμάτων δόθηκε ιδιαίτερη προσοχή, με σκοπό τη βέλτιστη αξιοποίηση του διαθέσιμου χώρου. Τα παραπάνω, συμπεριλαμβάνουν προσεκτική εξέταση της τοποθέτησης και του προσανατολισμού των εξαρτημάτων, καθώς και της δρομολόγησης των σημάτων και των γραμμών ισχύος, για την επίτευξη μιας αποδοτικής διάταξης.

Η διατήρηση της ακεραιότητας των σημάτων εξετάσθηκαν προσεκτικά κατά το σχεδιασμό του PCB. Για τη διασφάλιση της ακρίβειας των δεδομένων των αισθητήρων και την ελαχιστοποίηση του θορύβου, εφαρμόστηκαν τεχνικές όπως η δρομολόγηση ελεγχόμενης σύνθετης αντίστασης(impedance matching), ο κατάλληλος τερματισμός των σημάτων και η διαχείριση του επιπέδου γείωσης. Αυτές οι τεχνικές συμβάλλουν στη διατήρηση της ακεραιότητας των υψίσυχων σημάτων και στον μετριασμό των επιπτώσεων των ηλεκτρομαγνητικών παρεμβολών.

Για τη βελτιστοποίηση του σχεδιασμού επιλέχθηκαν εξαρτήματα με κατάλληλα ηλεκτρικά χαρακτηριστικά, αξιοπιστία και μικρό αποτύπωμα. Η επιλογή αυτή αφορούσε τους αισθητήρες, την MCU, το κύκλωμα τροφοδοσίας, τους πυκνωτές και τα υπόλοιπα παθητικά εξαρτήματα.

4.2.1 Επισκόπηση σχηματικών διαγραμμάτων

Στην παρούσα διατριβή χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό Altium Designer PCB και EDA για το σχεδιασμό του PCB. Εφαρμόστηκε ένα ιεραρχικό μοντέλο καταγραφής σχηματικών, το οποίο βοηθά σημαντικά στη διαχείριση και οργάνωση των αρθρωτών κυκλωμάτων. Αυτή η ιεραρχική προσέγγιση επιτρέπει την επαναχρησιμοποίηση ή την τροποποίηση συγκεκριμένων σχηματικών σε μελλοντικές εκδόσεις του συστήματος. Τα ιεραρχικά σχηματικά είναι ιδιαίτερα χρήσιμα κατά το σχεδιασμό πολύπλοκων κυκλωμάτων και διευκολύνει τυχόν ενημερώσεις και αναθεωρήσεις των επιμέρους σχηματικών.

Στο ακόλουθο σχήμα παρουσιάζεται το ιεραρχικό σχηματικό που υλοποιήθηκε για τους σκοπούς της παρούσας διατριβής:

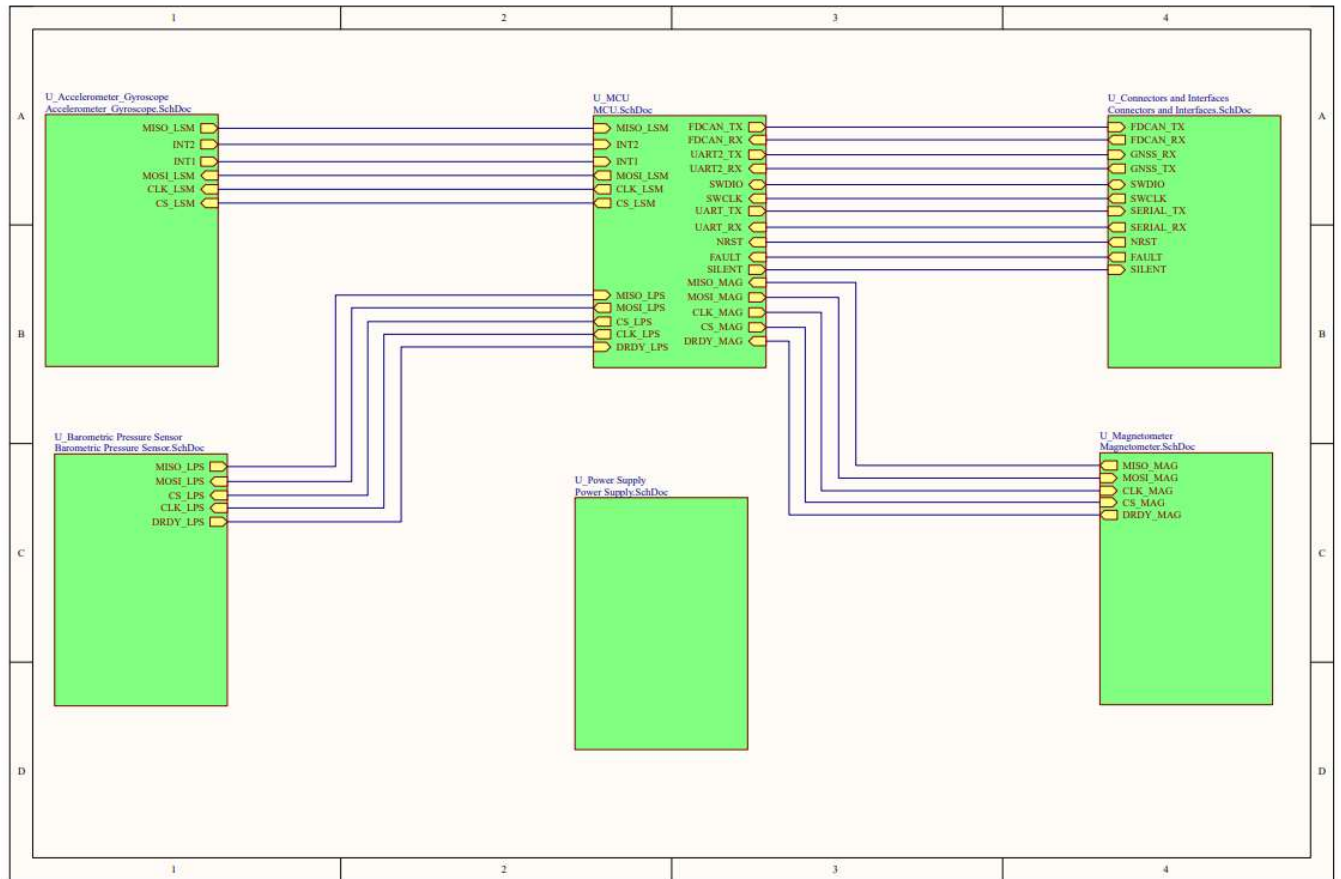


Figure 4.13 SNS INS Hierarchical schematic

Όπως φαίνεται στο παραπάνω σχήμα, το σχηματικό διάγραμμα της συσκευής INS που υλοποιήθηκε αποτελείται από τα ακόλουθα επιμέρους κυκλώματα:

- Σχηματικό διάγραμμα τροφοδοσίας
- Σχηματικό διάγραμμα MCU
- Σχηματικό διάγραμμα επιταχυνσιόμετρου και γυροσκοπίου
- Σχηματικό διάγραμμα μαγνητόμετρου
- Σχηματικό διάγραμμα αισθητήρα βαρομετρικής πίεσης
- Σχηματικό διάγραμμα συνδέσεων και διεπαφών

4.2.1.1 Σχηματικό διάγραμμα τροφοδοσίας

Στο παρακάτω σχήμα παρουσιάζεται το σχηματικό διάγραμμα του κυκλώματος τροφοδοσίας. Για λόγους σαφήνειας και να διευκόλυνσης κατά τη χρήση, κάθε εξάρτημα επισημαίνεται με ένα αναγνωριστικό με βάση τον αριθμό του σχηματικού διαγράμματος/της σελίδας όπου ανήκει. Για παράδειγμα, δεδομένου ότι το σχηματικό διάγραμμα της τροφοδοσίας είναι το δεύτερο σχηματικό διάγραμμα, κάθε αριθμός εξαρτήματος αρχίζει με το ψηφίο "2". Επομένως, το εξάρτημα C1 εμφανίζεται ως C21 δηλώνοντας τον πρώτο πυκνωτή στο δεύτερο σχηματικό.

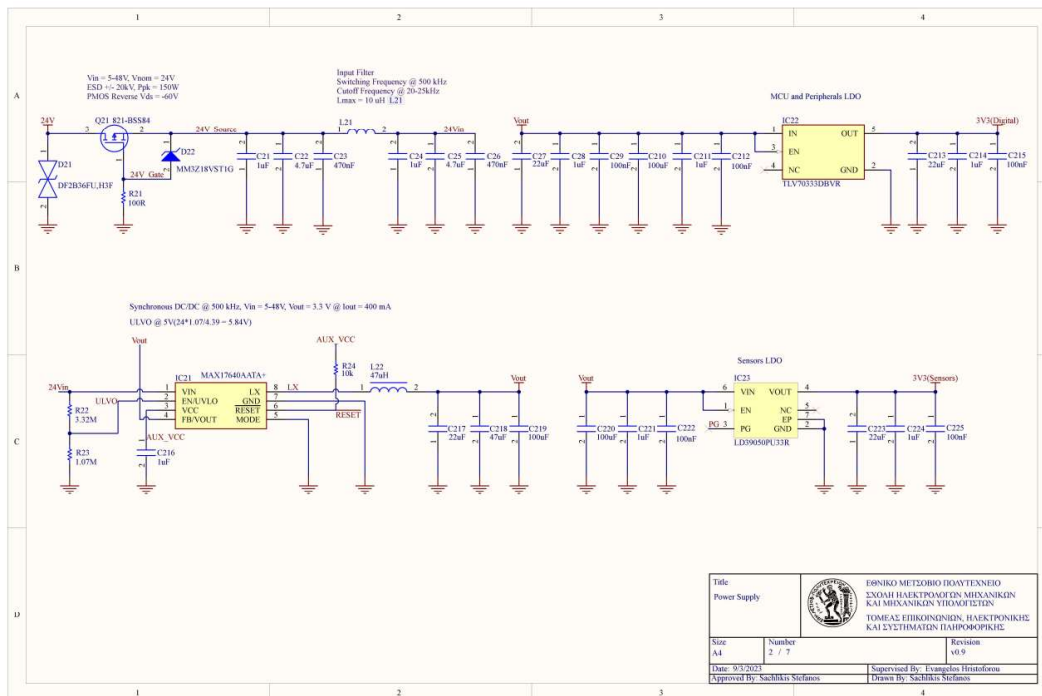


Figure 4.14 SNS INS power supply schematic

Στο παραπάνω σχήμα απεικονίζεται το κύκλωμα τροφοδοσίας, το οποίο αναλύθηκε στην προηγούμενη ενότητα. Αποτελείται κυρίως από τρία βασικά στοιχεία: τον σύγχρονο μετατροπέα DC/DC buck, έναν LDO που είναι υπεύθυνο για την παροχή ισχύος στα ψηφιακά κυκλώματα και έναν άλλο LDO που προορίζεται για χρήση στα αναλογικά κυκλώματα.

Ο σύγχρονος μετατροπέας buck που χρησιμοποιείται στο σύστημα λειτουργεί σε συχνότητα μεταγωγής 500 kHz. Έχει σχεδιαστεί για να παρέχει ονομαστική τάση εξόδου 3,3 V και μπορεί να παρέχει μέγιστο ρεύμα εξόδου 400 mA. Η σύγχρονη σχεδίαση του μετατροπέα buck, σε συνδυασμό με την απουσία διόδου Schottky, συμβάλλει στο υψηλό ποσοστό απόδοσης του.

Επιτυγχάνει μέγιστη απόδοση 92%, επιτρέποντας μετατροπή ισχύος με μειωμένες απώλειες και ελάχιστη παραγωγή θερμότητας. Για να διασφαλιστεί η ασφάλεια και η αξιοπιστία του μετατροπέα, είναι εξοπλισμένος με μηχανισμούς θερμικής προστασίας και προστασίας από υπερένταση.

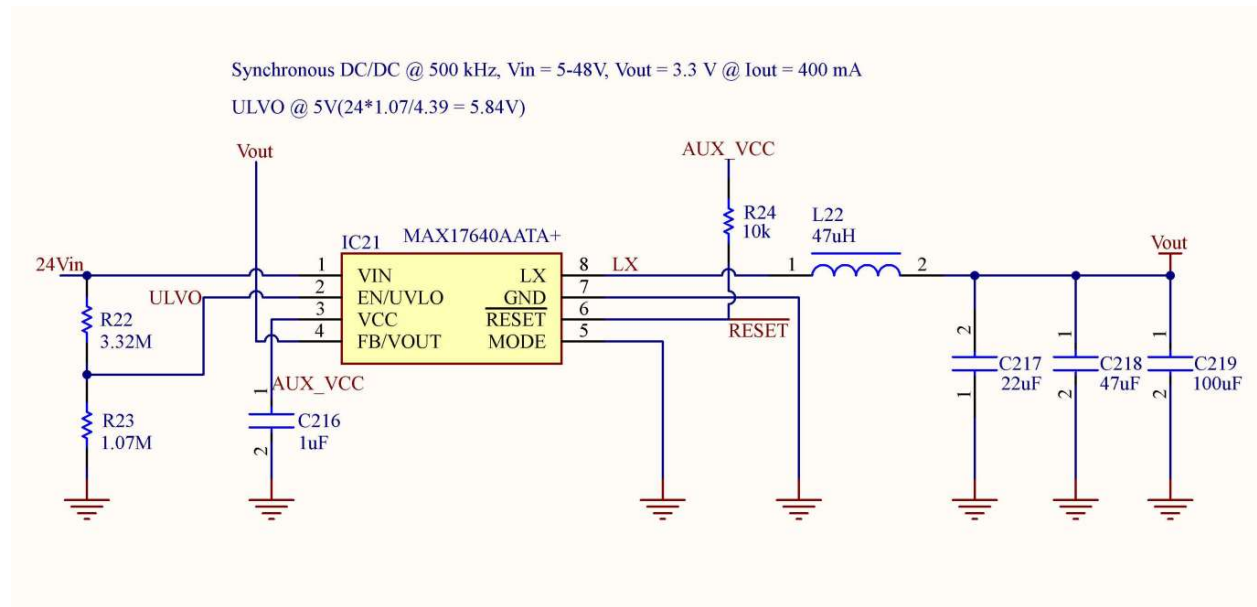


Figure 4.15 SNS INS DC/DC converter schematic

Για τη βελτιστοποίηση της σχέσης κόστους-αποτελεσματικότητας, επιλέχθηκε ένας LDO γενικής χρήσης για τα ψηφιακά κυκλώματα, καθώς δεν απαιτούνται οι υψηλές επιδόσεις και ο εξαιρετικά χαμηλός θόρυβος σε αυτή την περίπτωση. Ωστόσο, τα αναλογικά κυκλώματα του INS απαιτούν τροφοδοσία απαλλαγμένη από θόρυβο και διακυμάνσεις. Ως εκ τούτου, ο δεύτερος LDO που επιλέχθηκε για τα αναλογικά κυκλώματα αποτελεί μια ακριβότερη επιλογή, με χαρακτηριστικά χαμηλού θορύβου, ειδικά σχεδιασμένα για να ανταποκρίνεται στις αυστηρές απαιτήσεις του συστήματος.

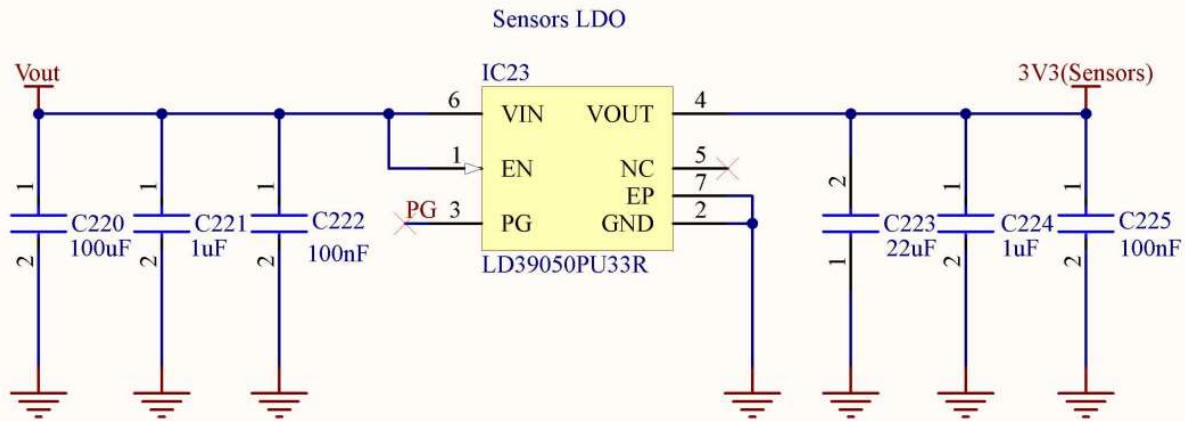


Figure 4.16 SNS INS Sensors LDO schematic

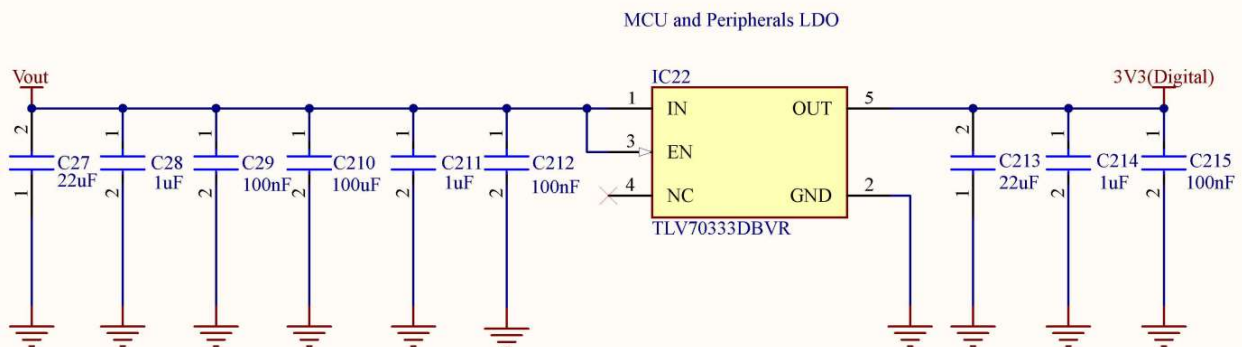


Figure 4.17 SNS INS Digital loads LDO schematic

Επιπλέον, έχουν ενσωματωθεί με επιτυχία τα κυκλώματα προστασίας που περιεγράφηκαν στη προηγούμενη ενότητα. Οι μηχανισμοί προστασίας αυτοί, είναι ζωτικής σημασίας για τη σωστή λειτουργία του κυκλώματος τροφοδοσίας. Αποτελούνται από τρία βασικά στοιχεία: μια διόδο ESD, ένα κύκλωμα αντίστροφης πολικότητας PMOS και μια διόδο Zener.

Με αυτά τα μέτρα προστασίας, το σύστημά μας είναι ικανό να ανταπεξέλθει σε ηλεκτροστατικές εκφορτώσεις έως και 20kV, ακόμη και μέσω άμεσης επαφής. Μπορεί επίσης να διαχειριστεί ανάστροφες τάσεις έως και 60V. Επιπλέον, το τροφοδοτικό μπορεί να λάβει τάσεις εισόδου έως και 60V.

Με αυτά τα μέτρα προστασίας, το σύστημά μας είναι ικανό να ανταπεξέλθει σε ηλεκτροστατικές εκφορτώσεις έως και 20kV, ακόμη και μέσω άμεσης επαφής. Μπορεί επίσης να διαχειριστεί ανάστροφες τάσεις έως και 60V. Επιπλέον, το τροφοδοτικό μπορεί να λάβει τάσεις εισόδου έως και 60V.

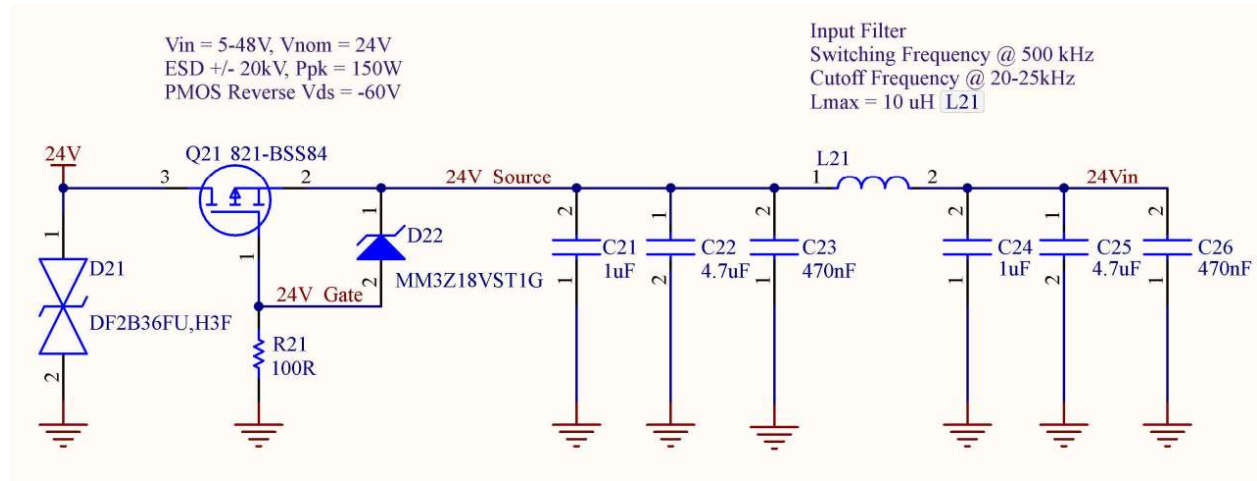


Figure 4.18 SNS INS input filters and protection circuit schematic

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι το στάδιο ισχύος έχει σχεδιαστεί για να λειτουργεί βέλτιστα υπό τάση εισόδου 24V, η οποία είναι και η προτεινόμενη τάση τροφοδοσίας του συστήματος. Αυτό το επίπεδο τάσης εξασφαλίζει την καλύτερη απόδοση και αποδοτικότητα του κυκλώματος τροφοδοσίας.

Τέλος, τα κυκλώματα τροφοδοσίας συμπεριλαμβάνουν πολυάριθμα φίλτρα και πυκνωτές παράκαμψης για τον αποτελεσματικό μετριασμό του θορύβου. Χρησιμοποιώντας τα παραπάνω, μπορούμε να καταστείλουμε αποτελεσματικά τον θόρυβο, εξασφαλίζοντας μια καθαρή και σταθερή τροφοδοσία για το σύστημα. Επιπλέον, το μέγεθος και το αποτύπωμα των πυκνωτών, καθώς και η ονομαστική τάση τους μελετήθηκαν προσεκτικά για να αποφευχθεί η μείωση της χωρητικότητας λόγω derating. Όπου ήταν δυνατόν, επιλέχθηκαν μεγαλύτεροι σε μέγεθος πυκνωτές για να διασφαλιστεί η σωστή λειτουργία των κυκλωμάτων φιλτραρίσματος. Από την άλλη πλευρά, επιλέχθηκαν μικρότεροι σε μέγεθος πυκνωτές σε ορισμένα σημεία, για να μειωθεί το μέγεθος της πλακέτας. Αξίζει να σημειωθεί ότι, στη διακοπτική συχνότητα των 500 kHz, ο μετρήθηκε -90 dBV θόρυβος στους πυκνωτές εξόδου των LDO, αποδεικνύοντας την

αποτελεσματικότητα των τεχνικών μείωσης του θορύβου που εφαρμόστηκαν και εξασφαλίζοντας μια υψηλής ποιότητας τροφοδοσία για το σύστημα.

Για καλύτερη κατανόηση του σχεδιασμού και την εξαγωγή των αριθμητικών τιμών των φίλτρων, προτείνεται η μελέτη των παραπομπών που αναφέρονται σε αυτή την ενότητα.

4.2.1.2 Σχηματικό διάγραμμα MCU

Στο παρακάτω σχήμα παρουσιάζεται το σχηματικό διάγραμμα της MCU και των περιφερειακών της. Η συγκεκριμένη ενότητα επικεντρώνεται κυρίως σε σημεία όπως η επιλογή των κατάλληλων ακροδεκτών της MCU, ο εξωτερικός ταλαντωτής υψηλής συχνότητας για την MCU, το κύκλωμα εκκίνησης, το κύκλωμα επαναφοράς, τα αναλογικά φίλτρα και τους πυκνωτές της τροφοδοσίας.

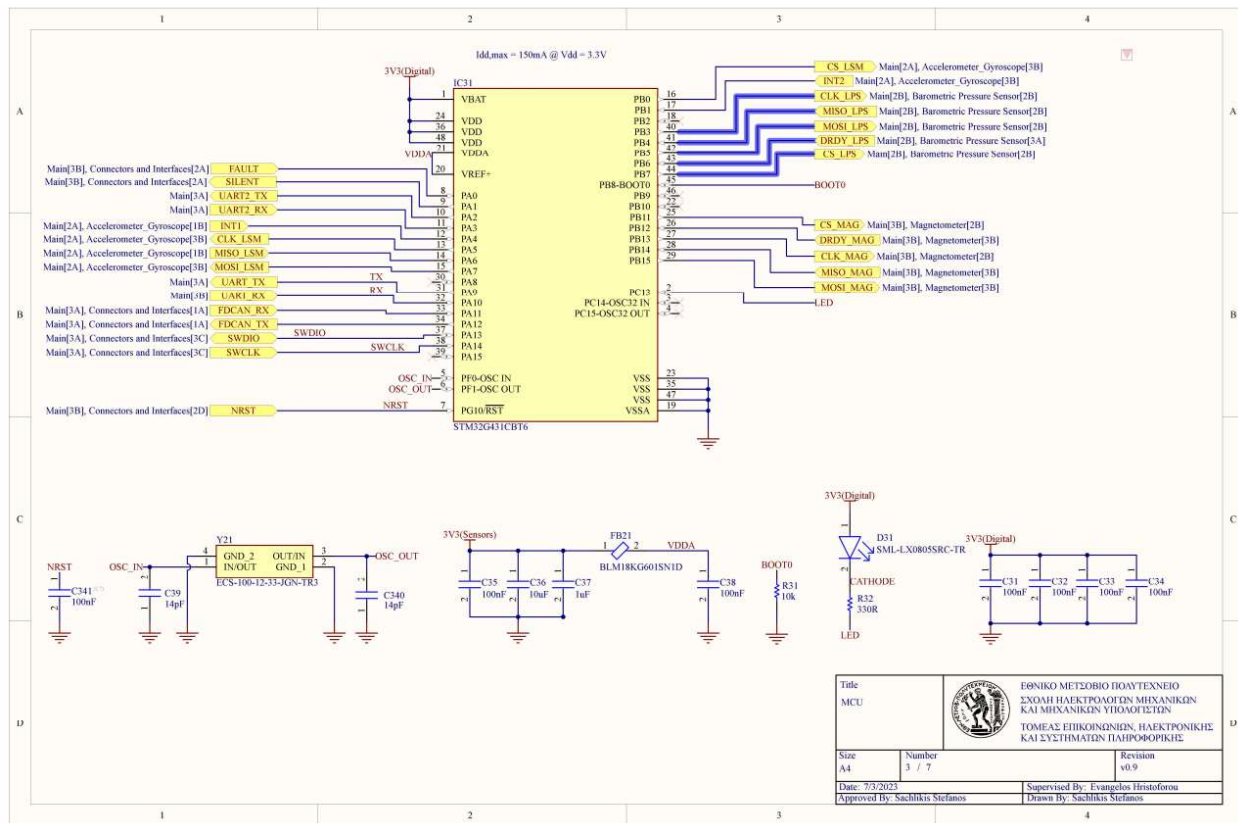


Figure 4.19 SNS INS MCU and peripherals schematic

Για να διασφαλιστεί η σωστή λειτουργία της MCU, είναι απαραίτητη η σωστή αντιστοίχιση των ακροδεκτών στα αντίστοιχα σήματα. Επιπλέον, η χρήση ενός εξωτερικού ταλαντωτή υψηλής ταχύτητας εξασφαλίζει ακριβή τον ακριβή χρονισμό της MCU. Η επιλογή των πυκνωτών φορτίου

για τον ταλαντωτή χαλαζία είναι ιδιαίτερα σημαντική, καθώς λανθασμένες τιμές ενδέχεται να επηρεάσουν την απόδοση του.

Επιπλέον, η τοποθέτηση ενός πυκνωτή παράκαμψης κοντά στον ακροδέκτη NRST της MCU είναι απαραίτητη για την αποφυγή εσφαλμένης επαναφοράς λόγω θορύβου και διακυμάνσεων της τάσης τροφοδοσίας. Η χρήση ενός κυκλώματος φερρίτη σε συνδυασμό με μια σειρά πυκνωτών είναι ιδιαίτερα σημαντική για να διασφαλιστεί η σωστή λειτουργία των αναλογικών κυκλωμάτων της MCU. Τέλος, συνιστάται η χρήση μιας σειράς πυκνωτών παράκαμψης για την εξασφάλιση καθαρής και σταθερής τροφοδοσίας στα ψηφιακά κυκλώματα της MCU.

Ο ακροδέκτης BOOT0 της MCU γείωνεται σκοπίμως με ισχυρή αντίσταση pull-down, προκειμένου να διασφαλιστεί η εκκίνηση από τη μνήμη flash. Επιπλέον, υπάρχει μια λυχνία LED που διατίθεται στην MCU για γενική χρήση.

4.2.1.3 Σχηματικά διαγράμματα αισθητήρων

Παρακάτω παρουσιάζονται τα σχηματικά διαγράμματα για τον αισθητήρα γυροσκοπίου και επιταχυνσιόμετρο, τον αισθητήρα μαγνητόμετρου και τον αισθητήρα βαρομετρικής πίεσης. Όπως και προηγουμένως, οι γραμμές σχεδίασης που πρέπει να ληφθούν υπόψη είναι η σωστή κατανομή των ακροδεκτών και η σωστή τοποθέτηση των πυκνωτών παράκαμψης. Στο σχηματικό διάγραμμα του μαγνητόμετρου αξίζει να σημειωθεί η χρήση ενός πρωτοκόλλου επικοινωνίας SPI (Serial Peripheral Interface) τριών σημάτων. Αυτή η διαμόρφωση επιτρέπει τη χρήση εξωτερικού σήματος από τον αισθητήρα στην MCU, το οποίο προκαλεί διακοπή σε αυτή όταν υπάρχουν διαθέσιμα νέα δεδομένα.

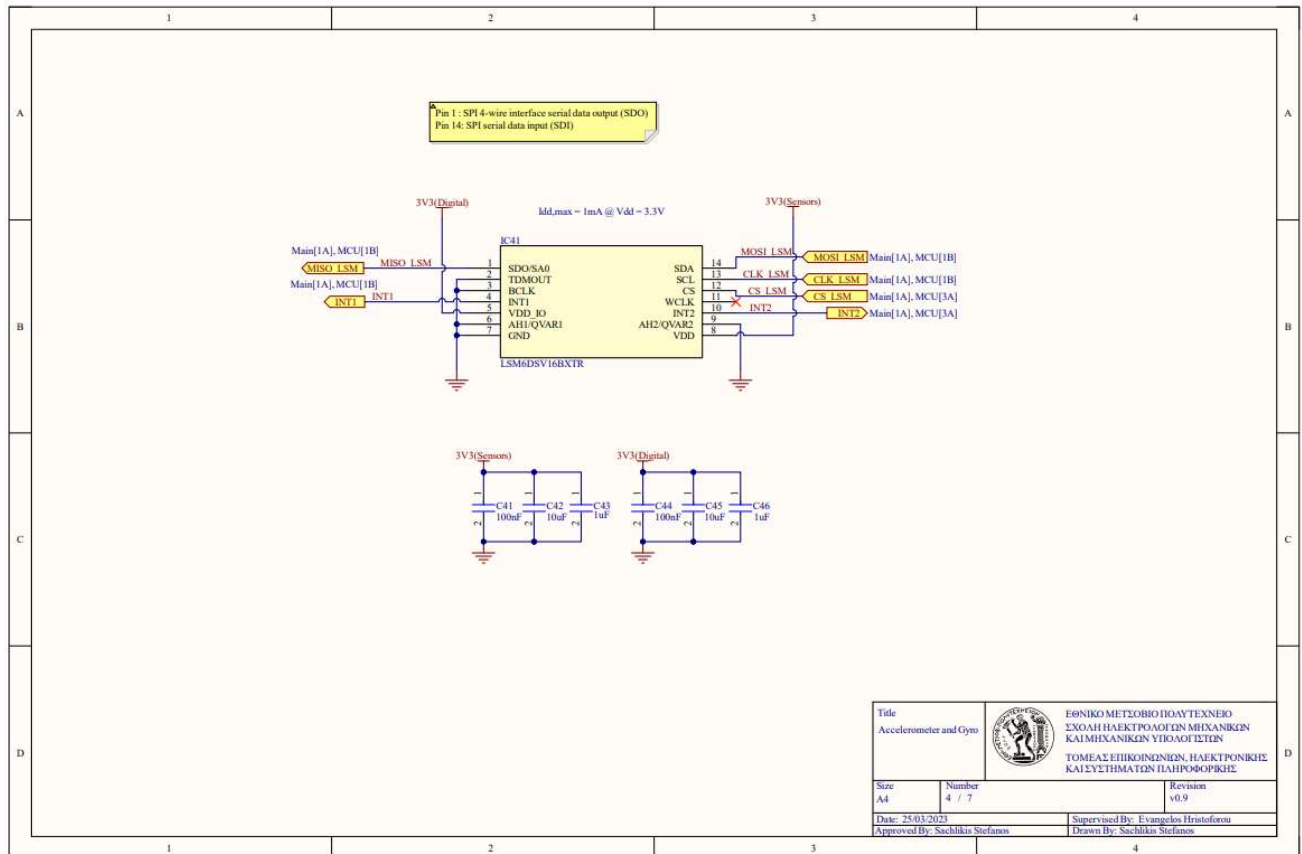


Figure 4.20 SNS INS Accelerometer-Gyroscope schematic

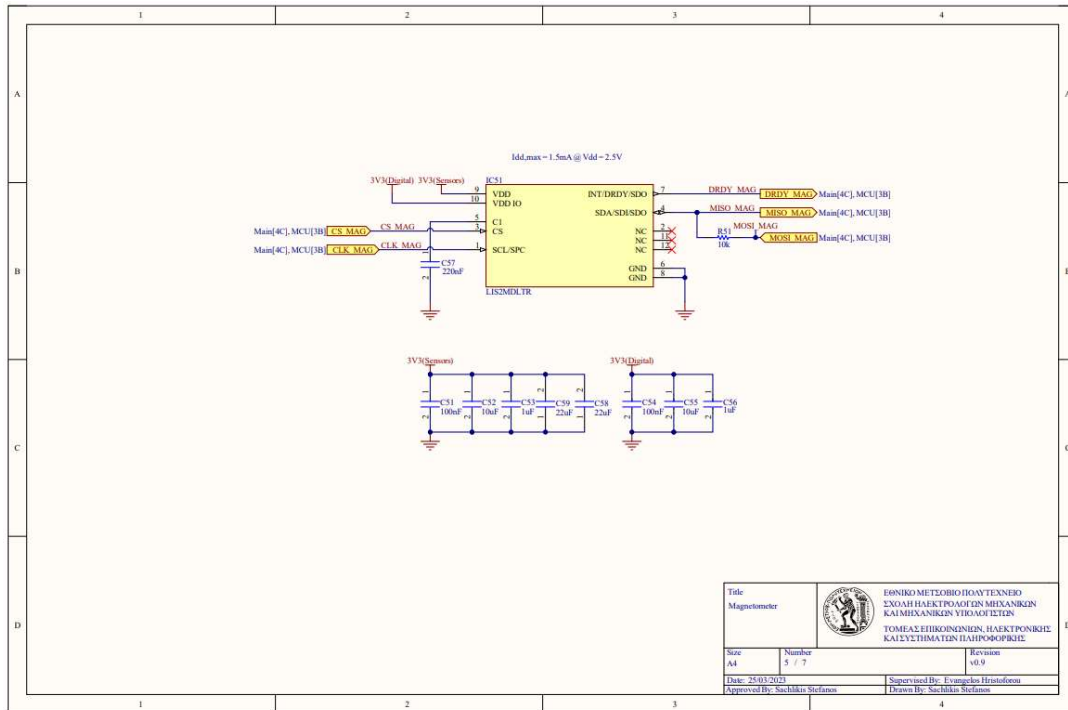


Figure 4.21 SNS INS magnetometer schematic

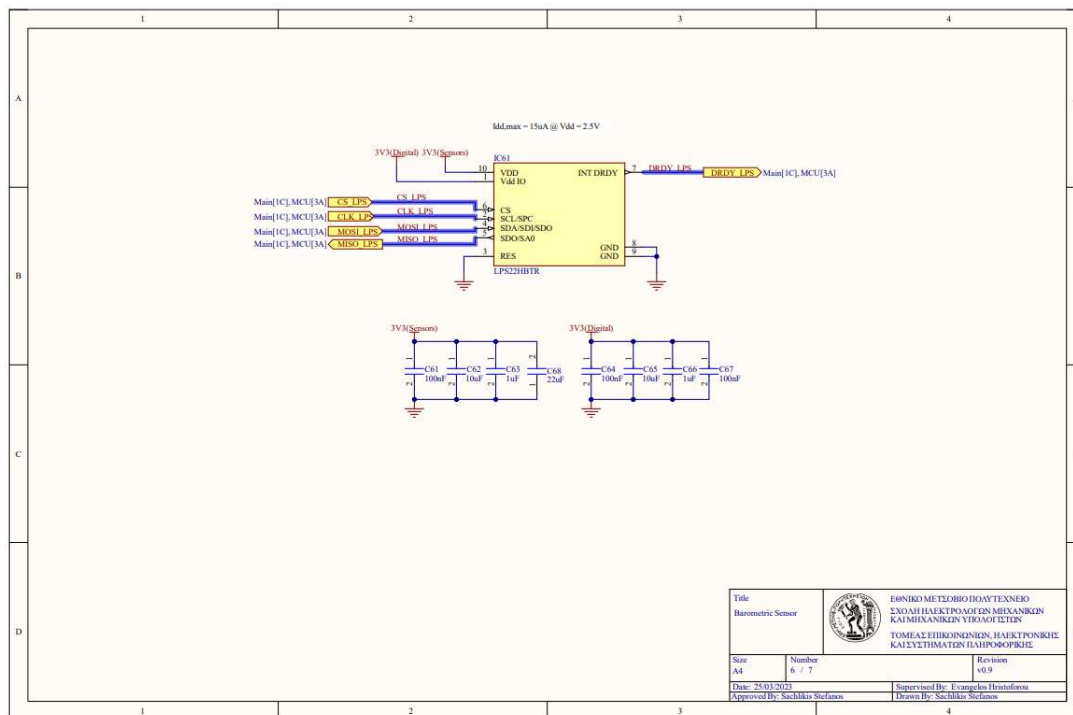


Figure 4.22 SNS INS barometric pressure sensor schematic

4.2.1.4 Σχηματικό διάγραμμα διεπαφών

Στο τελευταίο σχηματικό διάγραμμα περιλαμβάνονται διάφορα εξαρτήματα: η μονάδα GNSS, ο πομποδέκτης CAN, ο κονέκτορας RF για τη μονάδα GNSS και ο κονέκτορας της κύριας πλακέτας. Και σε αυτή την περίπτωση, ακολουθείται παρόμοια λογική όπως και στα προηγούμενα σχηματικά διαγράμματα.

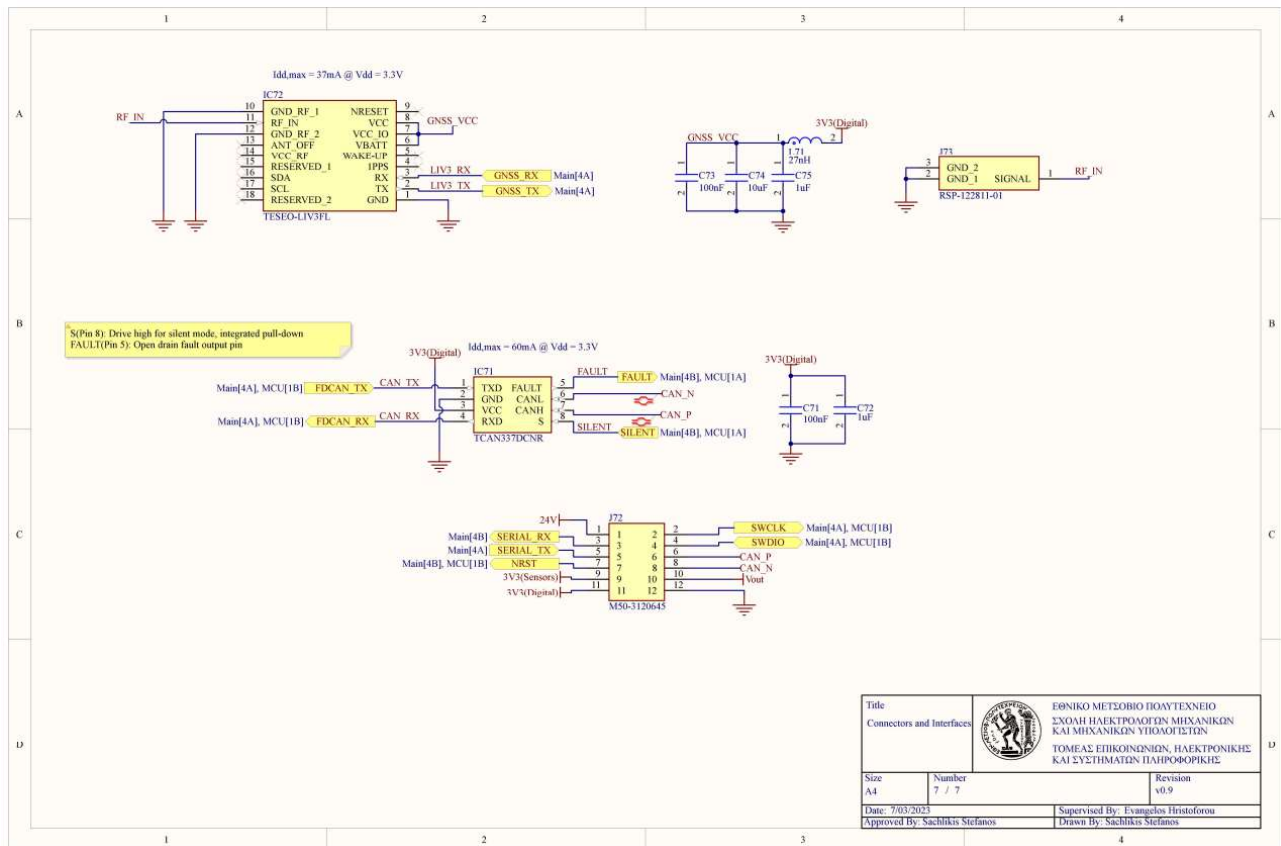


Figure 4.23 SNS INS connectors and interfaces schematic

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι το κύκλωμά RF μπορεί να βελτιωθεί σημαντικά με σκοπό την ενίσχυση της ευαισθησίας του δέκτη (Rx). Ωστόσο, λόγω των περιορισμών του μεγέθους της πλακέτας και της πολυπλοκότητας που συνεπάγεται ο σχεδιασμός και η αξιολόγηση ενός κυκλώματος RF, δεν πραγματοποιήθηκε η μελέτη του στα πλαίσια αυτής της διατριβής.

4.2.2 Επισκόπηση σχεδιασμού PCB

Όσον αφορά τη σχεδίαση της πλακέτας, όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, πρωταρχικοί στόχοι ήταν να υπάρξει αξιόπιστος και αποδοτικός ηλεκτρικός σχεδιασμός, διατηρώντας παράλληλα

μικρές διαστάσεις χωρίς να διακυβεύεται η ακεραιότητα των σημάτων. Αφού εξετάστηκαν προσεκτικά διάφοροι παράγοντες, όπως η ακεραιότητα των σημάτων, η δομή της πλακέτας, το κόστος και η ευκολία κατασκευής και συναρμολόγησης, αποφασίστηκε η υλοποίηση ενός PCB 8 στρώσεων με δύο πλευρές. Μια εναλλακτική επιλογή περιλαμβάνει μία σχεδίαση 6 ή 4 στρώσεων με την προσθήκη τυφλών νίας, εξασφαλίζοντας μικρότερες διαστάσεις. Ωστόσο αφού αξιολογήθηκε το τελικό κόστος επικράτησε η σχεδίαση χωρίς τυφλά νίας και με 8 στρώσεις.

4.2.2.1 Κανόνες σχεδιασμού και δυνατότητες του κατασκευαστή

Κατά το σχεδιασμό του PCB, είναι σημαντικό να αξιολογηθούν οι δυνατότητες του επιλεγμένου κατασκευαστή και να καθοριστούν οι κανόνες σχεδίασης αναλόγως. Η πλήρης κατανόηση των δυνατοτήτων του κατασκευαστή είναι απαραίτητη για να διασφαλιστεί ότι το PCB μπορεί να κατασκευαστεί σύμφωνα με τις επιθυμητές προδιαγραφές. Με τον καθορισμό των κατάλληλων κανόνων σχεδιασμού, μπορεί να βελτιστοποιηθεί το σχέδιο ως προς την ευκολία κατασκευής, την αξιοπιστία και τη σχέση κόστους-αποτελέσματος, λαμβάνοντας υπόψη τον εξοπλισμό, τις διαδικασίες και τους περιορισμούς του κατασκευαστή. Αυτή η προσέγγιση συμβάλλει στην πρόληψη προβλημάτων κατασκευής κατά τη διαδικασία παραγωγής με αποτέλεσμα ένα υψηλής ποιότητας και αποδοτικό PCB.

Επιπλέον, σε PCB όπου η ακεραιότητα των σημάτων και η ακριβής δρομολόγηση είναι υψίστης σημασίας, οι κανόνες σχεδιασμού γίνονται ακόμα πιο σημαντικοί. Αποτελούν ένα πλαίσιο που καθορίζει κρίσιμες πτυχές της διάταξης, ειδικά προσαρμοσμένες για τη διατήρηση της ακεραιότητας των σημάτων και την ελαχιστοποίηση τυχόν προβλημάτων. Καθορίζουν παραμέτρους όπως τα πλάτη των γραμμών, τις αποστάσεις και τη σύνθετη αντίστασης τους, εξασφαλίζοντας ότι τα σήματα διαδίδονται αξιόπιστα και χωρίς παρεμβολές. Τηρώντας αυτούς τους κανόνες σχεδιασμού, μπορεί να αποφευχθεί η υποβάθμιση των σημάτων, και οι ηλεκτρομαγνητικές παρεμβολές, βελτιστοποιώντας τη συνολική απόδοση και τη λειτουργία του PCB. Η διεξοδική εξέταση και εφαρμογή αυτών των κανόνων είναι απαραίτητη για να διασφαλιστεί σωστός σχεδιασμός όσον αφορά τις αυστηρές απαιτήσεις του συγκεκριμένου PCB.

Στον παρακάτω πίνακα αναφέρονται οι σημαντικότεροι κανόνες που τέθηκαν κατά το σχεδιασμό του PCB.

Απόσταση αγωγού από αγωγό	4 mils/0,102 mm
Απόσταση αγωγού από ακροδέκτη	5 mils/0,127 mm
Απόσταση Αγωγού/Ακροδέκτη από Via	5 mils/0,127 mm
Απόσταση επιπέδου από Via/Αγωγό/Ακροδέκτη	10 mils/0,254 mm
Ελάχιστο / Προτιμώμενο / Μέγιστο πλάτος αγωγού	5 mils/10 mils/25 mils
πλάτος αγωγού για ελεγχόμενη σύνθετη αντίσταση (Εξωτερικά/εσωτερικά στρώματα)	6,45 mil / 4,153 mils / 4,136 mils
Ελάχιστη/ Προτιμώμενη/ Μέγιστη διάμετρος οπής	0.25mm /0.25mm / 0.9 mm
Ελάχιστη/ Προτιμώμενη/ Μέγιστη διάμετρος οπής Via	0,4 mm /0,45 mm/ 1 mm
Δρομολόγηση διαφορικών ζεύγων	Προφίλ σύνθετης αντίστασης 90 Ω, προτιμώμενο διάκενο 0,127 mm
Κλάσεις με ίδιο μήκος αγωγών	OSC, διαυλοι SPI, διαυλος CAN

Table 4.1 Design Rules

Όσον αφορά τις δυνατότητες του κατασκευαστή και τις διαθέσιμες επιλογές, οι παρακάτω κρίνονται οι σημαντικότεροι:

- FR-4 TG 155 Core
- Πάχος PCB 1,2 mm
- Επιφάνεια ENIG
- 1 U" Πάχος χρυσού
- 1 oz εξωτερικό βάρος χαλκού
- 0.5 oz εσωτερικό βάρος χαλκού
- Ελεγχόμενη σύνθετη αντίσταση
- Καλυμμένα Vias στα Pads

Τα παρακάτω σχήματα παρουσιάζουν τις στρώσεις του PCB, καθώς και τα προφίλ ελεγχόμενης σύνθετης αντίστασης για τους αγωγούς στα 90 Ω και 50 Ω, και τον τύπο Via που χρησιμοποιήθηκε

Layer Stack Legend

Material	Layer	Thickness	Dielectric Material	Type	Gerber
Surface Material	Top Overlay			Legend	GTO
Nickel, Gold	Top Solder	0.02mm	SM-001	Solder Mask	GTS
CF-004	Top Surface Finish	0.00mm		Surface Finish	
CF-004	Top Layer	0.04mm		Signal	GTL
Prepreg		0.10mm	3313	Dielectric	
CF-004	Int1 (GND)	0.02mm		Signal	G1
Core		0.20mm	FR4	Dielectric	
CF-004	Int2 (Signal)	0.02mm		Signal	G2
Prepreg		0.11mm	2116	Dielectric	
CF-004	Int3 (3v3A)	0.02mm		Signal	G3
Core		0.20mm	FR4	Dielectric	
CF-004	Int4 (Plane)	0.02mm		Signal	G4
Prepreg		0.11mm	2116	Dielectric	
CF-004	Int5 (Signal)	0.02mm		Signal	G5
Core		0.20mm	FR4	Dielectric	
CF-004	Int6 (3V3D)	0.02mm		Signal	G6
Prepreg		0.10mm	3313	Dielectric	
CF-004	Bottom Layer	0.04mm		Signal	GBL
Nickel, Gold	Bottom Surface Finish	0.00mm		Surface Finish	
Surface Material	Bottom Solder	0.02mm	SM-001	Solder Mask	GBS
	Bottom Overlay			Legend	GBO

Total thickness: 1.22mm

Figure 4.24 SNS INS PCB stackup

Transmission Line Structure Table

Impedance Id	Transmission Line	Target Impedance	Calculated Impedance	Trace layer	Wide Trace Width	Narrow Trace Width	Gap	Reference layers	Substack	Clearance	Target Tolerance
1	Coated Microstrip	50	49.99	Top Layer	0.16mm	0.16mm		Int1 (GND)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
2	Edge-Coupled Coated Microstrip	90	89.97	Top Layer	0.14mm	0.14mm	0.13mm	Int1 (GND)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
3	Offset Stripline	50	50.00	Int1 (GND)	0.11mm	0.11mm		Top Layer,Int2 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
4	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.03	Int1 (GND)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Top Layer,Int2 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
5	Offset Stripline	50	50.01	Int2 (Signal)	0.11mm	0.11mm		Int1 (GND),Int3 (3v3A)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
6	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int2 (Signal)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int1 (GND),Int3 (3v3A)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
7	Offset Stripline	50	50.01	Int3 (3v3A)	0.11mm	0.11mm		Int2 (Signal),Int4 (Plane)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
8	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int3 (3v3A)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int2 (Signal),Int4 (Plane)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
9	Offset Stripline	50	50.01	Int4 (Plane)	0.11mm	0.11mm		Int3 (3v3A),Int5 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
10	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int4 (Plane)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int3 (3v3A),Int5 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
11	Offset Stripline	50	50.01	Int5 (Signal)	0.11mm	0.11mm		Int4 (Plane),Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
12	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int5 (Signal)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int4 (Plane),Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
13	Offset Stripline	50	50.00	Int6 (3V3D)	0.11mm	0.11mm		Int5 (Signal),Bottom Layer	Board Layer Stack	0.13mm	5%
14	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.03	Int6 (3V3D)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int5 (Signal),Bottom Layer	Board Layer Stack	0.13mm	5%
15	Coated Microstrip	50	49.99	Bottom Layer	0.16mm	0.16mm		Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
16	Edge-Coupled Coated Microstrip	90	89.97	Bottom Layer	0.14mm	0.14mm	0.13mm	Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%

Figure 4.25 SNS INS transmission lines structure table

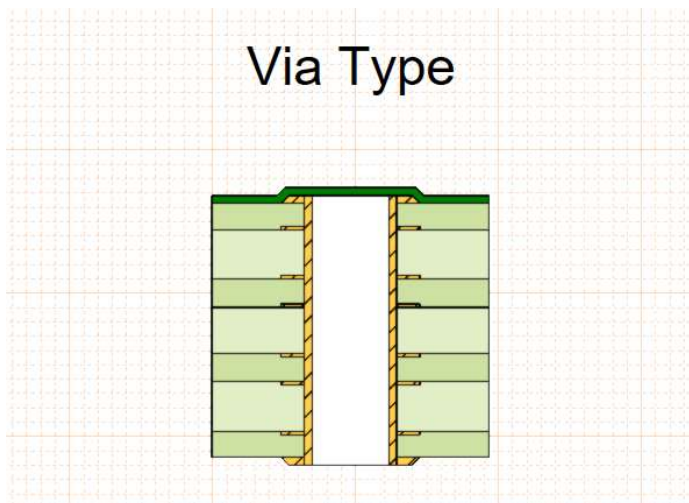


Figure 4.26 SNS INS Via type

4.2.2.2 Φυσική διάταξη και τοποθέτηση εξαρτημάτων

Η φυσική διάταξη του PCB είναι ζωτικής σημασίας για τη διασφάλιση της ορθής λειτουργίας της συσκευής. Στο παρακάτω σχήμα παρουσιάζεται η φυσική διάταξη του PCB σε κάθε επίπεδο, συμπεριλαμβανομένου της οργάνωσης των εξαρτημάτων και των αγωγών στην πλακέτα.

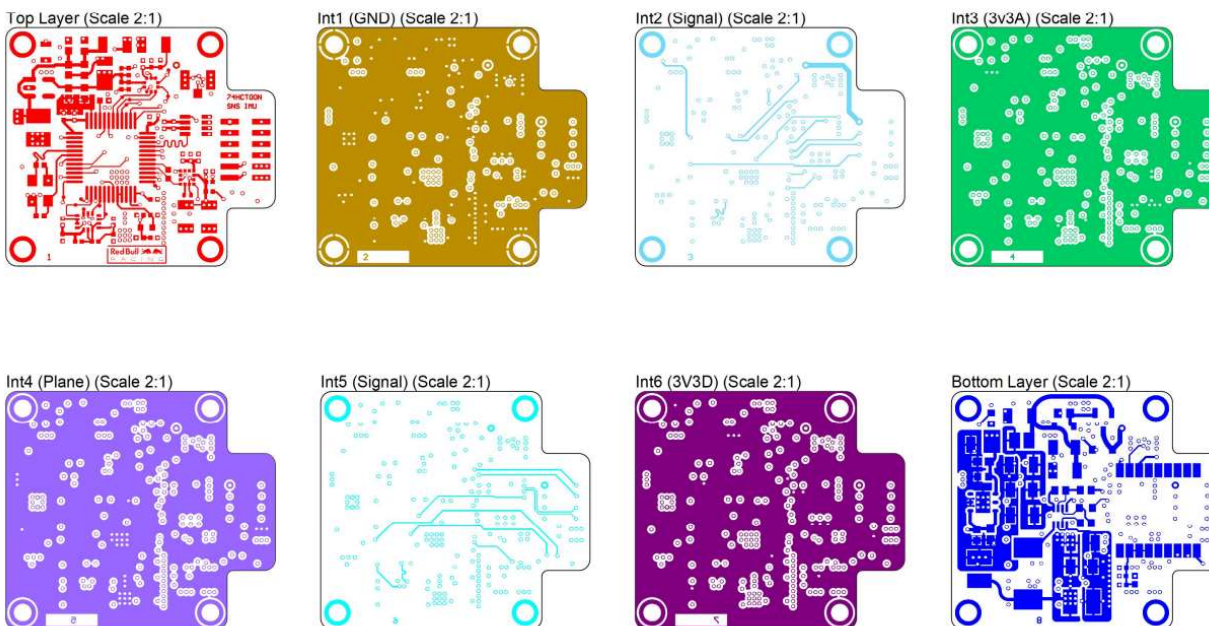


Figure 4.27 SNS INS layout

Στον σχεδιασμό αυτό, το PCB χρησιμοποιεί διαμόρφωση 8 στρώσεων/επιπέδων. Τα τέσσερα από αυτά χρησιμοποιούνται ως επίπεδα/αγωγοί τροφοδοσίας και γείωσης. Αυτά τα επίπεδα είναι υπεύθυνα για την αποτελεσματική τροφοδοσία και την παροχή οδεύσεων χαμηλής αντίστασης σε όλο το PCB. Με την ενσωμάτωση των επιπέδων αυτών, εξασφαλίζεται σταθερή τροφοδοσία και μειώνεται ο κίνδυνος διακυμάνσεων της τάσης, η οποία θα μπορούσε να μειώσει την απόδοση των ευαίσθητων εξαρτημάτων.

Τα υπόλοιπα επίπεδα, διατίθενται για τη δρομολόγηση των σημάτων. Αυτό, περιλαμβάνει την τοποθέτηση αγωγών που συνδέουν τα διάφορα στοιχεία και επιτρέπουν τη μετάδοση σημάτων μεταξύ τους. Σχεδιάζονται προσεκτικά ώστε να ελαχιστοποιούνται οι ηλεκτρομαγνητικές παρεμβολές οι οποίες θα μπορούσαν να επηρεάσουν αρνητικά την ακεραιότητα των σημάτων. Διαχωρίζοντας τα επίπεδα σήματος, τροφοδοσίας και γείωσης, ελαχιστοποιείται η πιθανότητα εμφάνισης παρεμβολών και βελτιώνεται συνολικά η ποιότητα των σημάτων.

Η σωστή τοποθέτηση εξαρτημάτων αποτελεί κρίσιμο κομμάτι του σχεδιασμού, καθώς επηρεάζει άμεσα την απόδοση, την κατασκευασιμότητα και την αξιοπιστία της συσκευής. Η διαδικασία εξαρτημάτων περιλαμβάνει τη στρατηγική τοποθέτηση των διαφόρων εξαρτημάτων στο PCB με σκοπό τη βελτιστοποίηση της ακεραιότητας των σημάτων, της θερμικής συμπεριφοράς και της ευκολίας κατά τη συναρμολόγηση. Στο ακόλουθο σχήμα παρουσιάζεται η πλακέτα που υλοποιήθηκε.

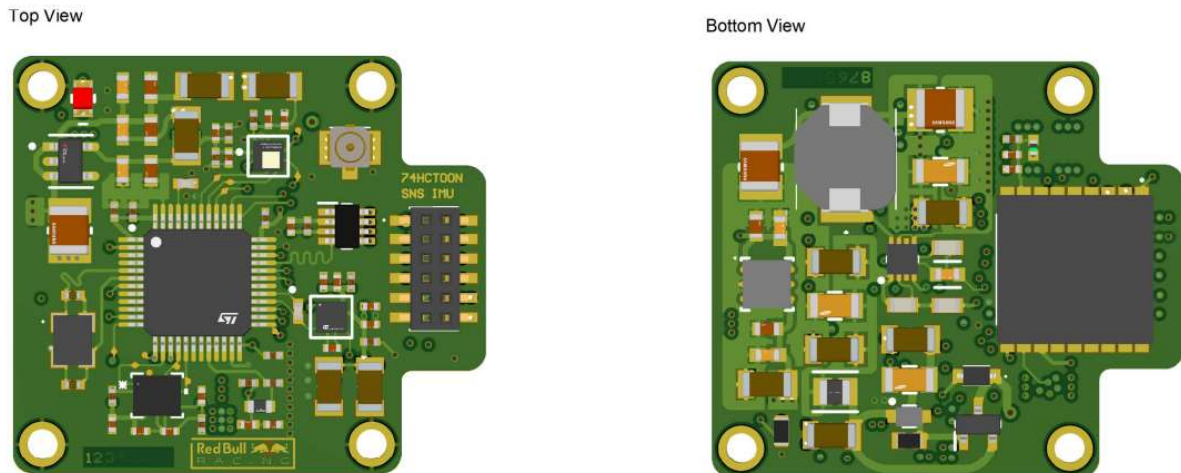


Figure 4.28 SNS INS realistic view

Η επάνω πλευρά της πλακέτας περιλαμβάνει την MCU και τα περιφερειακά της, τους αισθητήρες MEMS, τους κονέκτορες και τον LDO για τα ψηφιακά κυκλώματα. Λαμβάνοντας υπόψη τη σημασία της MCU και των σημάτων που διέρχονται από αυτή, έχει τοποθετηθεί στρατηγικά στο κέντρο της πλακέτας. Για τη μεγιστοποίηση της αξιοποίησης του χώρου, επιλέχθηκε μια συσκευασία LQFP, καθώς επιτρέπει την τοποθέτηση των νίσιων και των οδεύσεων κάτω από την MCU. Η συγκεκριμένη απόφαση ενισχύεται από το γεγονός πως δεν υπάρχουν τυφλά ή θαμμένα νίσινα, με αποτέλεσμα τη μείωση του συνολικού μεγέθους της πλακέτας. Τα υπόλοιπα εξαρτήματα τοποθετήθηκαν γύρω από την MCU, καθώς τα περισσότερα από αυτά επικοινωνούν απευθείας με αυτήν. Επιπλέον, εκτός από τον κύριο κονέκτορα της πλακέτας και τον μεγάλο πυκνωτή παράκαμψης του LDO, τα υπόλοιπα εξαρτήματα είναι μικρά και ελαφριά. Αυτή η επιλογή ήταν σκόπιμη, καθώς μειώνεται η πολυπλοκότητα, ο χρόνος και το κόστος συναρμολόγησης. Δίνεται η δυνατότητα να συναρμολογηθεί πρώτα η επάνω πλευρά της πλακέτας χωρίς ανησυχίες για μετακίνηση ή αποκόλληση εξαρτημάτων κατά τη διαδικασία συναρμολόγησης της κάτω πλευράς.

Στην κάτω πλευρά της πλακέτας έχουν τοποθετηθεί στρατηγικά τα βαρύτερα εξαρτήματα, όπως αυτά που σχετίζονται με το κύκλωμα τροφοδοσίας και τη μονάδα GNSS. Η τοποθέτησή τους αυτή επιτρέπει την αποτελεσματική απαγωγή θερμότητας λόγω του βάρους τους και της θερμότητας που παράγουν. Εκμεταλλεύεται επίσης την εγγύτητα σε μεγαλύτερες περιοχές χαλκού που λειτουργούν ως ψήκτρες, γεγονός που βοηθά στην αποτελεσματική απαγωγή θερμότητας. Το GNSS συγκεκριμένα, τοποθετήθηκε στην κάτω πλευρά λόγω του βάρους και του μεγάλου όγκου του. Τα σήματα UART από το GNSS προς την MCU είναι χαμηλής ταχύτητας και δεν κινδυνεύουν να αλλοιωθούν ιδιαίτερα κατά τη μετάβαση μεταξύ των επιπέδων του PCB. Επιπλέον, τα σήματα RF του GNSS δρομολογήθηκαν προσεκτικά με προσαρμογή της σύνθετης αντίστασης στα 50 Ω για να εξασφαλιστεί η βέλτιστη απόδοση.

4.2.2.3 Συναρμολόγηση PCB

Για τη συναρμολόγηση των PCB επιλέχθηκε η μέθοδος επαναροής μέσω θερμότητας. Για τη διευκόλυνση της διαδικασίας, σχεδιάστηκε ένα στένσιλ και για τις δύο πλευρές του PCB. Αυτό, επιτρέπει την ακριβή εφαρμογή της πάστας κόλλησης στα καθορισμένα pads και εξασφαλίζει τη σωστή ευθυγράμμιση των εξαρτημάτων κατά την τοποθέτησή τους.

Με τη χρήση στένσιλ, η πάστα κόλλησης εφαρμόζεται με ελεγχόμενο και συνεπή τρόπο, βελτιώνοντας την ακρίβεια και την αξιοπιστία των κολλήσεων. Το στένσιλ λειτουργεί ως οδηγός,

επιτρέποντας την ακριβή εναπόθεση της πάστας στα pads του PCB, το οποίο είναι απαραίτητο για τη δημιουργία ηλεκτρικών συνδέσεων κατά τη διαδικασία κόλλησης.

Το στένσιλ σχεδιάστηκε προσεκτικά ώστε να ταιριάζει με το PCB, εξασφαλίζοντας την ακριβή ευθυγράμμιση των ανοιγμάτων με τα αντίστοιχα pads. Αυτή η ευθυγράμμιση είναι ζωτικής σημασίας για την ακριβή τοποθέτηση των εξαρτημάτων, καθώς διασφαλίζει ότι κάθε εξάρτημα εγκαθίσταται στο καθορισμένο pad του.

Για να εξασφαλιστεί η σωστή τοποθέτηση των εξαρτημάτων κατά τη διαδικασία συναρμολόγησης, δημιουργήθηκαν κάποια έγγραφα. Αυτά, περιλαμβάνουν έγγραφα σχεδίασης που περιέχουν τη μηχανική διάταξη των εξαρτημάτων για κάθε πλευρά της πλακέτας, καθώς και ένα Bill of Materials (BOM).

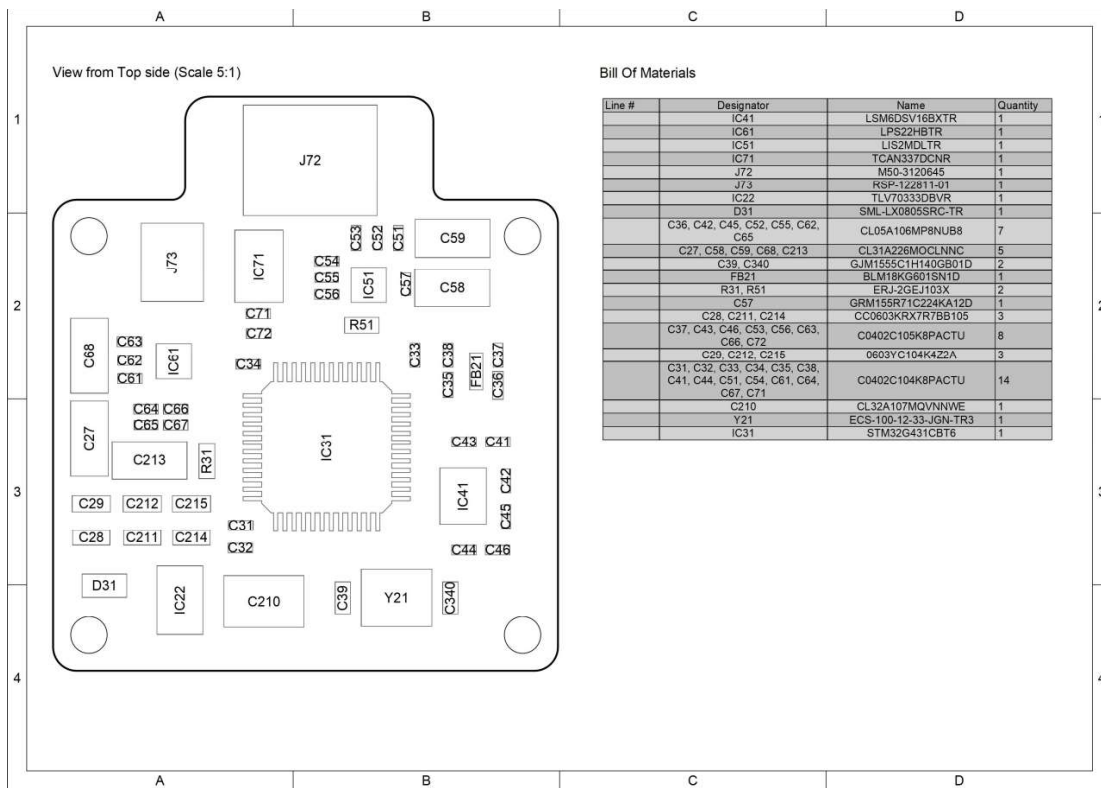


Figure 4.29 SNS INS top side assembly document

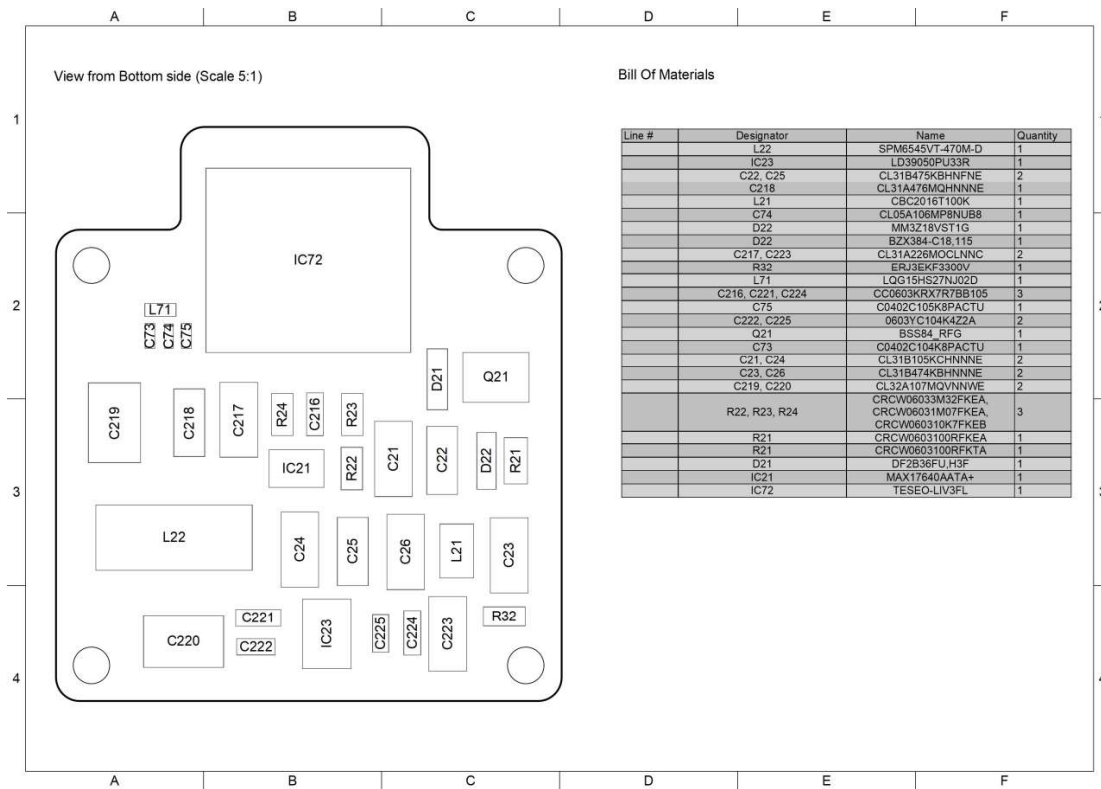


Figure 4.30 SNS INS bottom side assembly document

4.3 Επισκόπηση Αισθητήρων

Η χρήση του αισθητήρα βαρομετρικής πίεσης LPS22HB, του αισθητήρα επιτάχυνσης και γυροσκοπίου LSM6DSV16BX, του μαγνητόμετρου LIS2MDL και της μονάδας GNSS Teseo-LIV3FL σε μια συσκευή INS παρέχει ένα ολοκληρωμένο σύνολο αισθητήρων για ακριβή και αξιόπιστη πλοήγηση και εκτίμηση του προσανατολισμού.

Ο αισθητήρας LPS22HB είναι ένας αισθητήρας βαρομετρικής πίεσης που χρησιμοποιείται συνήθως σε συσκευές INS. Παρέχει ακριβή και αξιόπιστη μέτρηση της ατμοσφαιρικής πίεσης, η οποία είναι ζωτικής σημασίας για την εκτίμηση του υψομέτρου και των εφαρμογών πλοήγησης. Επιπλέον, έχει υψηλή ανάλυση και χαμηλό θόρυβο, επιτρέποντας ακριβείς μετρήσεις πίεσης. Ο αισθητήρας LPS22HB είναι επίσης εξοπλισμένος με έναν αισθητήρα θερμοκρασίας, επιτρέποντας την αντιστάθμιση της θερμοκρασίας και ενισχύοντας περαιτέρω την ακρίβεια στις μετρήσεις του. Το μικρό μέγεθός του, η χαμηλή κατανάλωση ενέργειας και η συμβατότητα του με διάφορες διεπαφές τον καθιστούν ιδανική επιλογή για εφαρμογές όπου απαιτούνται ακριβή δεδομένα ατμοσφαιρικής πίεσης.

Ο αισθητήρας LPS22HB διαθέτει αρκετά αξιοσημείωτα χαρακτηριστικά, όπως ένα ευρύ φάσμα μέτρησης που εκτείνεται από 260 έως 1260 hPa. Ενσωματώνει έναν αναλογικό-σε-ψηφιακό μετατροπέα (ADC) υψηλής ανάλυσης των 24-bit για ακριβείς μετρήσεις πίεσης. Με ευαισθησία πίεσης 4096 LSB/hPa, εξασφαλίζει επιπλέον αξιοπιστία στις μετρήσεις. Ακόμα, ο αισθητήρας αυτός παρουσιάζει εξαιρετική απόδοση με επίπεδο θορύβου πίεσης μόλις $0,0075 \text{ hPa rms}/\sqrt{\text{Hz}}$ ενισχύοντας την ευαισθησία και την ακρίβειά του στην καταγραφή μικρών μεταβολών της πίεσης.

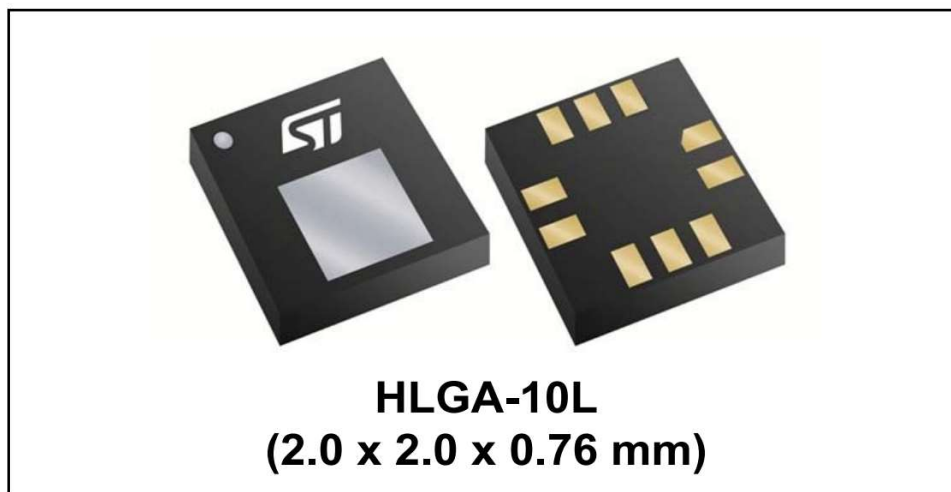


Figure 4.31 LPS22HB pressure sensor [58]

Ο αισθητήρας LSM6DSV16BX συνδυάζει ένα επιταχυνσιόμετρο 3 αξόνων και ένα γυροσκόπιο 3 αξόνων σε ένα μόνο ολοκληρωμένο. Αυτός ο αισθητήρας προσφέρει υψηλή ακρίβεια, εξαιρετική σταθερότητα και χαρακτηριστικά χαμηλού θορύβου, καθιστώντας τον κατάλληλο για ανίχνευση κίνησης και εκτίμηση προσανατολισμού σε συσκευές INS. Το επιταχυνσιόμετρο παρέχει ακριβείς μετρήσεις γραμμικής επιτάχυνσης, ενώ το γυροσκόπιο επιτρέπει ακριβείς μετρήσεις γωνιακής ταχύτητας. Με επιλέξιμες περιοχές μέτρησης, ευέλικτους ρυθμούς δειγματοληψίας και προηγμένα χαρακτηριστικά ψηφιακής επεξεργασίας σήματος, ο αισθητήρας LSM6DSV16BX προσφέρει ευελιξία και προσαρμοστικότητα σε διαφορετικές απαιτήσεις. Το μικρό μέγεθος, η χαμηλή κατανάλωση ενέργειας και η αξιόπιστη απόδοσή του τον καθιστούν ιδανική επιλογή για εφαρμογές INS.

Ο αισθητήρας LSM6DSV16BX προσφέρει εξαιρετικές δυνατότητες για τη μέτρηση της γραμμικής επιτάχυνσης και της γωνιακής ταχύτητας. Διαθέτει ευρύ φάσμα μετρήσεων γραμμικής επιτάχυνσης από 2 έως 16 g, επιτρέποντας την ακριβή ανίχνευση διαφόρων επιπέδων επιτάχυνσης. Με ευαισθησία που κυμαίνεται από 0,061 έως 0,488 mg/LSB, εξασφαλίζει ακριβείς και λεπτομερείς μετρήσεις. Επιπλέον, ο αισθητήρας παρουσιάζει χαμηλή πυκνότητα θορύβου, στα 70 $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$, ελαχιστοποιώντας τις ανεπιθύμητες παρεμβολές σήματος και διατηρώντας την ακεραιότητα των δεδομένων.

Όσον αφορά τη μέτρηση του γωνιακού ρυθμού μεταβολής, ο αισθητήρας LSM6DSV16BX παρέχει ένα μεγάλο εύρος, από 125 έως 4000 dps, επιτρέποντας την καταγραφή ενός ευρέος φάσματος ταχυτήτων περιστροφής. Η ευαισθησία του κυμαίνεται από 4,375 έως 140 mdps/LSB, και επιτρέπει λεπτομερείς μετρήσεις και ακριβή παρακολούθηση της γωνιακής κίνησης. Επιπλέον, με πυκνότητα θορύβου που κυμαίνεται στα 3,5 mdps/ $\sqrt{\text{Hz}}$, ο αισθητήρας παρέχει αξιόπιστες και σταθερές μετρήσεις με χαμηλό θόρυβο.



LGA 14L
(2.5 x 3.0 x 0.71 mm) typ.

Figure 4.32 LSM6DSV16BX IMU sensor [59]

Ένα επιπλέον πλεονέκτημα του αισθητήρα LSM6DSV16BX είναι ο ενσωματωμένος αλγόριθμος συγχώνευσης αισθητήρων χαμηλής κατανάλωσης ενέργειας. Αυτός ο αλγόριθμος συνδυάζει δεδομένα από το επιταχυνσιόμετρο και το γυροσκόπιο για να παρέχει ακριβή και αποτελεσματική εκτίμηση του προσανατολισμού. Αξιοποιώντας αυτό το χαρακτηριστικό, ο αισθητήρας επιτρέπει τη συγχώνευση δεδομένων κίνησης σε πραγματικό χρόνο, ελαχιστοποιώντας τις υπολογιστικές απαιτήσεις και βελτιστοποιώντας την κατανάλωση ενέργειας στη συσκευή INS [60].

Ο αισθητήρας LIS2MDL είναι ένα μαγνητόμετρο 3 αξόνων σχεδιασμένο για εφαρμογές μέτρησης και ανίχνευσης μαγνητικού πεδίου. Παρέχει ακριβείς και αξιόπιστες μετρήσεις του μαγνητικού πεδίου της Γης, επιτρέποντας τον ακριβή προσδιορισμό της κατεύθυνσης και τη λειτουργία πυξίδας σε συσκευές INS. Ο αισθητήρας LIS2MDL προσφέρει υψηλή ευαισθησία, χαμηλό θόρυβο και εξαιρετική γραμμικότητα, εξασφαλίζοντας ακριβείς μετρήσεις μαγνητικού πεδίου. Διαθέτει ευρύ φάσμα μετρήσεων και διαμορφώσιμες λειτουργίες μέτρησης, επιτρέποντας την προσαρμογή σε διαφορετικές περιβαλλοντικές συνθήκες. Το μικρό μέγεθος, η χαμηλή κατανάλωση ενέργειας και η συμβατότητα του με διάφορες διεπαφές τον καθιστούν κατάλληλο για ενσωμάτωση σε συσκευές INS. Ο αισθητήρας LIS2MDL κατέχει σημαντικό ρόλο στην ενίσχυση της ακρίβειας και της αξιοπιστίας των λειτουργιών εκτίμησης προσανατολισμού και πλοήγησης στη συσκευή INS.

Ο αισθητήρας LIS2MDL υπερέχει στη μέτρηση μαγνητικών πεδίων σε σχέση με αντίστοιχους αισθητήρες χάρη στις εντυπωσιακές προδιαγραφές του. Παρέχει ένα ευρύ φάσμα μαγνητικού πεδίου ± 50 gauss, επιτρέποντας την ακριβή ανίχνευση τόσο ασθενών όσο και ισχυρών μαγνητικών πεδίων. Με ευαισθησία 1,5 mGauss/LSB, εξασφαλίζει ακριβείς μετρήσεις, επιτρέποντας την καταγραφή μικρών μεταβολών στο μαγνητικό πεδίο.

Ένα από τα αξιοσημείωτα χαρακτηριστικά του αισθητήρα LIS2MDL είναι η χαμηλή τιμή θορύβου του που ανέρχεται στα 3 mGauss rms και εξασφαλίζει αξιόπιστες και συνεπείς μετρήσεις μαγνητικού πεδίου. Αυτό το χαρακτηριστικό συμβάλει στην ελαχιστοποίηση των παρεμβολών και ενισχύει την ευαισθησία του αισθητήρα. Με αυτό το επίπεδο επιδόσεων, ο αισθητήρας LIS2MDL καθίσταται μια αξιόπιστη επιλογή για εφαρμογές που απαιτούν ακριβείς μετρήσεις μαγνητικού πεδίου και αξιόπιστη λειτουργία πυξίδας.

Το Teseo-LIV3FL είναι μια μονάδα GNSS που έχει σχεδιαστεί για εφαρμογές ακριβούς εντοπισμού θέσης και πλοήγησης. Αυτή η μονάδα υποστηρίζει πολλαπλά συστήματα

δορυφορικής πλοήγησης, συμπεριλαμβανομένων των GPS, Galileo, GLONASS, BeiDou και QZSS, επιτρέποντας αξιόπιστο και ακριβή εντοπισμό θέσης σε διάφορες περιοχές παγκοσμίως. Προσφέρει υψηλή ευαισθησία, χαμηλή κατανάλωση ενέργειας και γρήγορο χρόνο μέχρι την πρώτη σύνδεση (TTFF), εξασφαλίζοντας γρήγορη και αποτελεσματική απόκτηση δορυφορικών δεδομένων και ταχείες ενημερώσεις εντοπισμού θέσης.

Η μονάδα Teseo-LIV3FL ενσωματώνει προηγμένους αλγορίθμους εντοπισμού θέσης και τεχνικές επεξεργασίας σήματος για να παρέχει ακριβείς πληροφορίες εντοπισμού θέσης, ακόμη και σε δύσκολα περιβάλλοντα με περιορισμένα δορυφορικά σήματα. Παρέχει ακριβή δεδομένα γεωγραφικού πλάτους, γεωγραφικού μήκους, υψομέτρου και ταχύτητας, επιτρέποντας ακριβή εντοπισμό θέσης και λειτουργίες πλοήγησης για συσκευές INS.



Figure 4.33 Teseo-LIV3FL GNSS module [61]

Με το σχετικά μικρό μέγεθός του, τη χαμηλή κατανάλωση ενέργειας και την υποστήριξη διαφόρων διεπαφών επικοινωνίας, όπως UART και I2C, η μονάδα Teseo-LIV3FL ενσωματώνεται εύκολα σε συσκευές INS. Η υψηλή ακρίβεια, η αξιόπιστη απόδοσή της και η συμβατότητα της με διάφορα δορυφορικά συστήματα την καθιστούν κατάλληλη για ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών, όπως η πλοήγηση οχημάτων, η παρακολούθηση περιουσιακών στοιχείων και τα συστήματα εντοπισμού θέσης σε εξωτερικούς χώρους.

4.4 Βαθμονόμηση αισθητήρων Calibration

4.4.1 Σφαιρική Προσαρμογή

Η βαθμονόμηση ενός μαγνητόμετρου και ενός επιταχυνσιόμετρου είναι ζωτικής σημασίας για τη λήψη σωστών μετρήσεων και την εξασφάλιση αξιόπιστων δεδομένων σε διάφορες εφαρμογές όπως η πλοήγηση, η ρομποτική και η ανίχνευση κίνησης. Μια αποτελεσματική τεχνική για τη βαθμονόμηση αυτών των αισθητήρων είναι η σφαιρική προσαρμογή, η οποία περιλαμβάνει τον προσδιορισμό των παραμέτρων βαθμονόμησης με την προσαρμογή των δεδομένων σε ένα μαθηματικό μοντέλο σφαίρας [7], [62].

Το μαγνητόμετρο μετρά το μαγνητικό πεδίο της Γης, ενώ το επιταχυνσιόμετρο μετρά την επιτάχυνση που υφίσταται ένα αντικείμενο. Και οι δύο αισθητήρες έχουν εγγενή συστηματικά σφάλματα και διακυμάνσεις που πρέπει να ληφθούν υπόψη προκειμένου να ληφθούν ακριβείς μετρήσεις. Βαθμονόμηση είναι η διαδικασία προσδιορισμού αυτών των σφαλμάτων και διακυμάνσεων με σκοπό την αντιστάθμισή τους.

Τα μαθηματικά μοντέλα του μαγνητόμετρου και του επιταχυνσιόμετρου, όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, δίνονται από τις ακόλουθες εξισώσεις:

Πλήρες μοντέλο μαγνητόμετρου	$h_b^m = S_m N_m (A_{si} h_m + b_{hi}) + b_m + n_m$
Πλήρες μοντέλο μαγνητόμετρου	$h_b^m = A_{si} h_m + b_{hi}$
Πλήρες μοντέλο μαγνητόμετρου	$a_b^m = S_a a_b + b_a + n_a$
Μοντέλο βαθμονόμησης επιταχυνσιόμετρου	$a_b^m = S_a a_b + b_a$

Table 4.2 Magnetometer and Accelerometer error models

Η ενότητα 3.2 παρέχει μια ολοκληρωμένη εξέταση των παραπάνω εξισώσεων και των αντίστοιχων παραμέτρων τους.

Για τη βαθμονόμηση των αισθητήρων αυτών με σφαιρική προσαρμογή, συλλέγεται ένα σύνολο δεδομένων με περιστροφή της συσκευής σε διαφορετικές γωνίες. Τα δεδομένων αποτελούνται από

τις ακατέργαστες ενδείξεις του αισθητήρα μαζί με τις αντίστοιχες γνωστές τιμές αναφοράς του μαγνητικού πεδίου και της επιτάχυνσης.

Η διαδικασία βαθμονόμησης περιλαμβάνει τα ακόλουθα βήματα:

Συλλογή δεδομένων: Η συσκευή περιστρέφεται σε διάφορους προσανατολισμούς, καλύπτοντας όλο το εύρος της κίνησης. Για κάθε προσανατολισμό, καταγράφονται οι ακατέργαστες ενδείξεις των αισθητήρων (μαγνητόμετρο ή επιταχυνσιόμετρο) και οι αντίστοιχες τιμές αναφοράς. Είναι σημαντικό να συλλέγεται επαρκής αριθμός σημείων για την επίτευξη ακριβούς βαθμονόμησης.

Προ επεξεργασία δεδομένων: Οι ακατέργαστες μετρήσεις του αισθητήρα υποβάλλονται σε επεξεργασία για την απομάκρυνση τυχόν θορύβου ή ακραίων τιμών που ενδέχεται να επηρεάσουν την ακρίβεια της βαθμονόμησης. Για τον καθαρισμό των δεδομένων μπορούν να εφαρμοστούν τεχνικές φιλτραρίσματος, όπως ο μέσος όρος ή η απόρριψη ακραίων τιμών.

Τοποθέτηση σφαίρας: Τα δεδομένα χρησιμοποιούνται για την προσαρμογή σε ένα μαθηματικό μοντέλο σφαίρας. Η σφαίρα αντιπροσωπεύει την ιδανική απόκριση του αισθητήρα χωρίς σφάλματα και παραμορφώσεις. Στόχος είναι να βρεθεί η σφαίρα που ταιριάζει καλύτερα στα σημεία που συλλέχθηκαν.

Παράμετροι βαθμονόμησης: Μόλις πραγματοποιηθεί η προσαρμογή των δεδομένων σε σφαίρα, καθορίζονται οι παράμετροι βαθμονόμησης. Αυτές οι παράμετροι περιλαμβάνουν συστηματικά σφάλματα και συντελεστές κλίμακας που πρέπει να εφαρμοστούν στις ακατέργαστες ενδείξεις του αισθητήρα για να αντισταθμίσουν τα εγγενή συστηματικά σφάλματα και οι διακυμάνσεις. Οι παράμετροι βαθμονόμησης υπολογίζονται με βάση την απόκλιση μεταξύ των μετρούμενων δεδομένων και της προσαρμοσμένης σφαίρας.

Επικύρωση βαθμονόμησης: Μετά τη λήψη των παραμέτρων βαθμονόμησης, είναι απαραίτητο να επικυρωθεί η βαθμονόμηση. Αυτό γίνεται με τη συλλογή ενός ξεχωριστού συνόλου δεδομένων και τη σύγκριση των βαθμονομημένων ενδείξεων του αισθητήρα με τις γνωστές τιμές αναφοράς. Τυχόν υπολειπόμενα σφάλματα μπορούν να ελαχιστοποιηθούν περαιτέρω με τη βελτίωση των παραμέτρων βαθμονόμησης με τη χρήση τεχνικών βελτιστοποίησης.

Ακολουθώντας αυτή τη διαδικασία, το μαγνητόμετρο και το επιταχυνσιόμετρο μπορούν να βαθμονομηθούν με ακρίβεια χρησιμοποιώντας σφαιρική προσαρμογή. Οι βαθμονομημένοι

αισθητήρες παρέχουν αξιόπιστες και ακριβείς μετρήσεις, επιτρέποντας τον ακριβή προσδιορισμό της έντασης του μαγνητικού πεδίου και των επιταχύνσεων των αντικειμένων σε πραγματικές εφαρμογές.

Αξίζει να σημειωθεί ότι υπάρχουν διάφορες άλλες διαθέσιμες τεχνικές βαθμονόμησης και η επιλογή της μεθόδου εξαρτάται από τις ειδικές απαιτήσεις και τους περιορισμούς της εφαρμογής. Η σφαιρική προσαρμογή, ωστόσο, παραμένει μια δημοφιλής και αποτελεσματική προσέγγιση για την επίτευξη ακριβούς βαθμονόμησης τόσο των μαγνητόμετρων όσο και των επιταχυνσιόμετρων.

4.4.2 Βαθμονόμηση μέσω Gimbal Test rig

Η βαθμονόμηση του γυροσκοπίου πραγματοποιήθηκε με τη χρήση ενός gimbal test rig και ενός βαθμονομημένου γυροσκοπίου ως σημείο αναφοράς. Το γυροσκόπιο τοποθετήθηκε προσεκτικά στην διάταξη εξασφαλίζοντας σωστή ευθυγράμμιση και σταθερότητα. Εκτελέστηκαν ελεγχόμενες περιστροφικές κινήσεις με τη χρήση της δοκιμαστικής διάταξης, προσομοιώνοντας διαφορετικούς προσανατολισμούς και γωνιακές ταχύτητες.

Κατά τη διαδικασία της βαθμονόμησης, συλλέχθηκαν μετρήσεις τόσο από το υπό δοκιμή γυροσκόπιο όσο και από το βαθμονομημένο γυροσκόπιο. Οι αποκλίσεις μεταξύ των μετρήσεων αναλύθηκαν με στόχο τον εντοπισμό συστηματικών σφαλμάτων που υπάρχουν στο γυροσκόπιο. Χρησιμοποιήθηκαν στατιστικές μέθοδοι και μαθηματικά μοντέλα για την ποσοτικοποίηση των αποκλίσεων και τον υπολογισμό των συντελεστών διόρθωσης.

Οι διορθωτικοί παράγοντες που προέκυψαν από την ανάλυση αποτελούν τις παραμέτρους βαθμονόμησης, και στη συνέχεια εφαρμόστηκαν στο σύστημα. Με τον τρόπο αυτό διασφαλίστηκε ότι οι μελλοντικές μετρήσεις θα προσαρμόζονταν με τους κατάλληλους συντελεστές, αντισταθμίζοντας τυχόν σφάλματα. Στόχος ήταν να ενισχυθεί η ακρίβεια και η αξιοπιστία της εξόδου του γυροσκοπίου σύμφωνα με τις μετρήσεις που παρείχε το βαθμονομημένο γυροσκόπιο.

Η διαδικασία βαθμονόμησης οδήγησε στη μείωση των σφαλμάτων μέτρησης και των συστηματικών σφαλμάτων, με αποτέλεσμα τη βελτίωση της ακρίβειας και της απόδοσης του γυροσκοπίου. Το βαθμονομημένο γυροσκόπιο μπορεί πλέον να χρησιμοποιηθεί με σιγουριά σε διάφορους τομείς όπου η ακριβής μέτρηση της περιστροφικής κίνησης είναι απαραίτητη.

4.5 Σχεδιασμός λογισμικού

Ο σχεδιασμός του λογισμικού αποτελεί αναπόσπαστο κομμάτι των συσκευών INS. Σε αυτή την ενότητα, παρουσιάζεται μια επισκόπηση του λογισμικού που υλοποιήθηκε για τη συσκευή INS, αξιοποιώντας ένα μικροελεγκτή STM32, οδηγούς χαμηλού επιπέδου (LL) και ένα λειτουργικό σύστημα πραγματικού χρόνου (RTOS).

4.5.1 Αρχιτεκτονική λογισμικού

Η συσκευή INS που υλοποιήθηκε χρησιμοποιεί το FreeRTOS, ένα λειτουργικό σύστημα πραγματικού χρόνου ανοικτού κώδικα. Το FreeRTOS επιτρέπει την ταυτόχρονη εκτέλεση πολλαπλών διεργασιών, ενώ διαχειρίζεται αποτελεσματικά τους πόρους του συστήματος [63], [64].

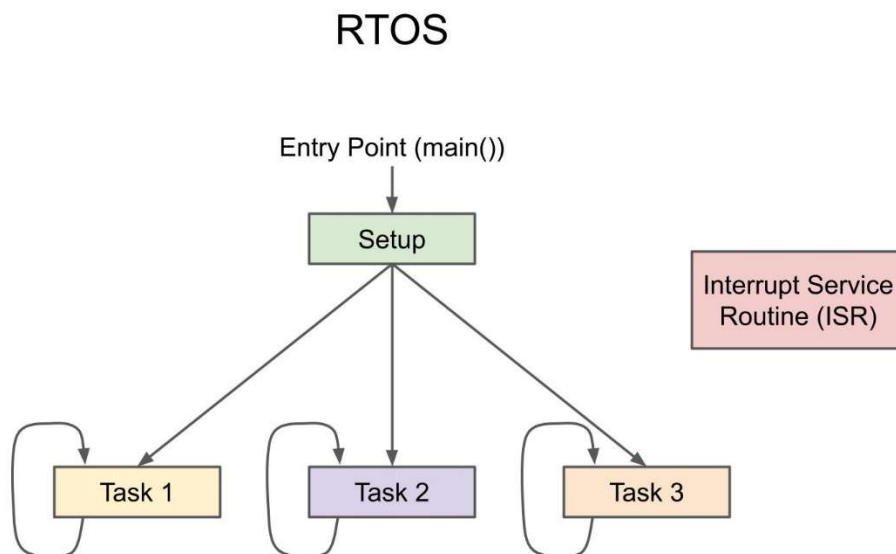


Figure 4.34 RTOS overview [65]

Ένα από τα κύρια πλεονεκτήματα του FreeRTOS είναι ο χρονοδρομολογητής διεργασιών του, ο οποίος δίνει προτεραιότητα στις διεργασίες με βάση τον επείγοντα ή κρίσιμο χαρακτήρα τους [63], [64]. Αυτό διασφαλίζει ότι οι εργασίες υψηλής προτεραιότητας λαμβάνουν τον απαραίτητο χρόνο

επεξεργασίας, επιτρέποντας στη συσκευή INS να ανταποκρίνεται στις κρίσιμες απαιτήσεις χρονισμού και παρέχοντας της απόκριση σε πραγματικό χρόνο.

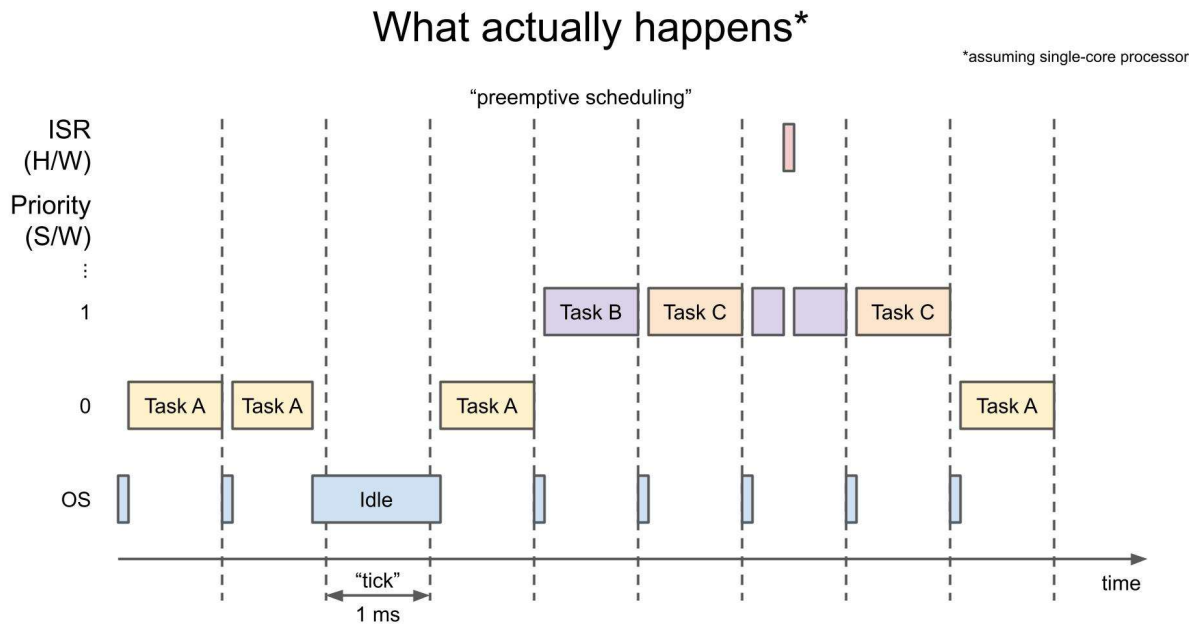


Figure 4.35 RTOS Task scheduling [65]

Το FreeRTOS παρέχει ισχυρές δυνατότητες διαχείρισης διεργασιών, επιτρέποντας τη δημιουργία, τη διαγραφή, την αναστολή και την επανάληψη τους [63], [64]. Αυτή η αρθρωτή προσέγγιση διευκολύνει την οργάνωση του κώδικα, διαιρώντας το λογισμικό σε ξεχωριστές εργασίες, κάθε μία από τις οποίες είναι υπεύθυνη για συγκεκριμένες λειτουργίες. Οι διεργασίες στο FreeRTOS έχουν το δικό τους ανεξάρτητο πλαίσιο εκτέλεσης και βρίσκονται σε διαφορετικές καταστάσεις, όπως Running (Εκτέλεση), Ready (Ετοιμη), Blocked (Αποκλεισμένη) ή Suspended (Αναστολή) [63], [64]. Ο χρονοδρομολογητής μεταβαίνει δυναμικά μεταξύ των διεργασιών με βάση τις προτεραιότητές τους, διασφαλίζοντας την αποδοτική χρήση των πόρων και την απόκριση του συστήματος σε πραγματικό χρόνο.

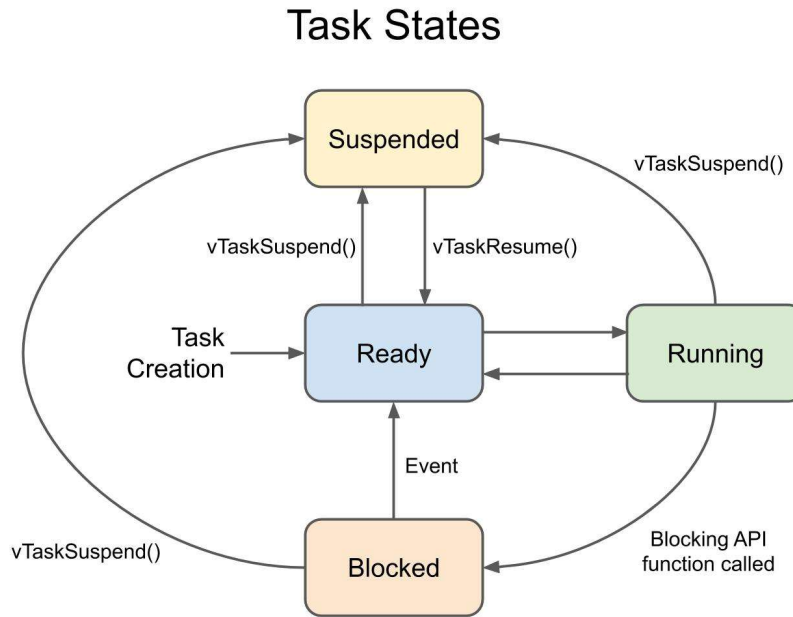


Figure 4.36 RTOS Task states [65]

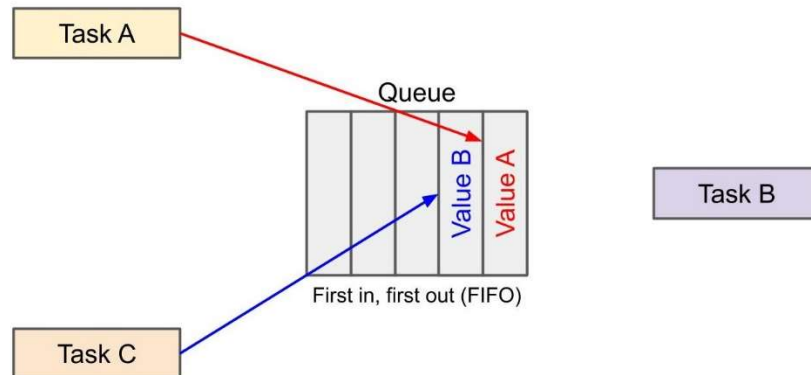


Figure 4.37 RTOS Task communication [65]

Οι μηχανισμοί συγχρονισμού και επικοινωνίας που προσφέρει το FreeRTOS επιτρέπουν τον συντονισμό μεταξύ των εργασιών και την κοινή χρήση δεδομένων [63], [64]. Οι σεμαφόροι, τα

mutexes και οι ουρές επιτρέπουν στις διεργασίες να συγχρονίζουν τις δραστηριότητές τους, να ανταλλάσσουν πληροφορίες και να ελέγχουν τη ροή δεδομένων. Αυτοί οι μηχανισμοί διευκολύνουν την αποτελεσματική επικοινωνία και εξασφαλίζουν τον κατάλληλο συγχρονισμό μεταξύ των διαφόρων στοιχείων της συσκευής INS.

Η αποτελεσματική διαχείριση των πόρων είναι ένα ακόμα σημαντικό πλεονέκτημα του FreeRTOS. Επιτρέπει την αποτελεσματική αξιοποίηση των πόρων του συστήματος, όπως ο χρόνος της CPU, η μνήμη και τα περιφερειακά. Με το FreeRTOS, μπορεί να αποτραπούν συγκρούσεις λόγω πόρων και να καταναμηθούν ανάλογα με τις ανάγκες της εκάστοτε διεργασίας

RTOS Memory Allocation

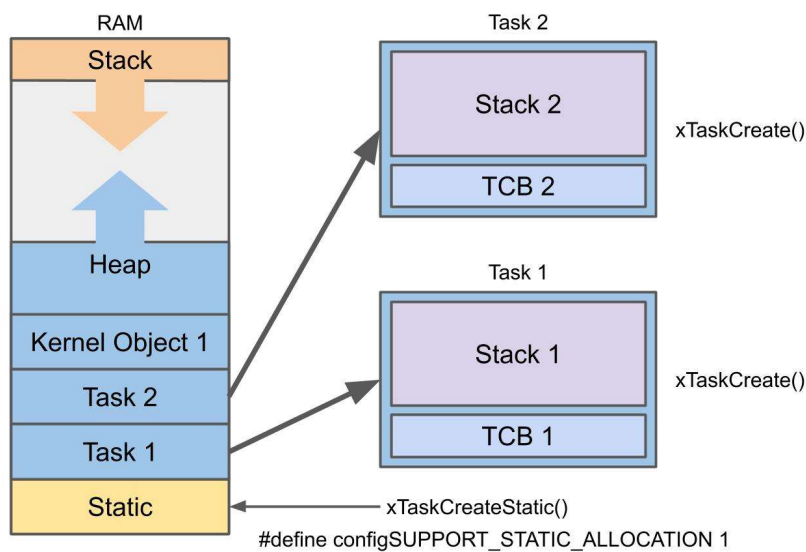


Figure 4.38 RTOS memory Management [65]

Κατά τη σχεδίαση του λογισμικού της συσκευής INS, αξιοποιήθηκαν οι οδηγοί χαμηλού επιπέδου (LL) που παρέχονται από την STMicroelectronics. Αυτοί οι οδηγοί LL κατέχουν καθοριστικό ρόλο στην άμεση αλληλεπίδραση με τα περιφερειακά του μικροελεγκτή STM32, επιτρέποντας την αποτελεσματική υλοποίηση λειτουργιών που αφορούν συγκεκριμένο υλικό.

Ένα από τα πλεονεκτήματα των προγραμμάτων οδήγησης LL είναι η ικανότητά τους να παρέχουν ένα επίπεδο αφαίρεσης υλικού. Με την αφαίρεση των λεπτομερειών χαμηλού επιπέδου του υλικού, οι οδηγοί αυτοί απλοποιούν τη διαδικασία γραφής κώδικα και επιτρέπουν στους προγραμματιστές να επικεντρωθούν περισσότερο στις βασικές λειτουργίες της συσκευής INS. Αυτό το στρώμα αφαίρεσης προστατεύει τους προγραμματιστές από τις πολυπλοκότητες της πρόσβασης σε επίπεδο καταχωρητών και των ρυθμίσεων χαμηλού επιπέδου, με αποτέλεσμα ο κώδικας να είναι πιο ευανάγνωστος, συντηρήσιμος και να γίνεται ευκολότερα αποσφαλμάτωση.

Τα προγράμματα οδήγησης LL προσφέρουν ένα ολοκληρωμένο σύνολο API και λειτουργιών που καλύπτουν ένα ευρύ φάσμα περιφερειακών συσκευών στην MCU. Αυτά τα περιφερειακά περιλαμβάνουν ακροδέκτες GPIO για διασύνδεση αισθητήρων, SPI για επικοινωνία με εξωτερικές συσκευές, χρονιστές για ακριβείς απαιτήσεις χρονισμού, διακοπές για αποτελεσματικό χειρισμό συμβάντων και πολλά άλλα. Η διαθεσιμότητα έτοιμων προς χρήση λειτουργιών για τη διαμόρφωση και τον έλεγχο των περιφερειακών μειώνει σημαντικά το χρόνο ανάπτυξης που απαιτείται για την υλοποίηση αυτών των λειτουργιών.

Η βελτιστοποίηση των επιδόσεων είναι ένα ακόμα βασικό πλεονέκτημα των οδηγών LL. Η STMicroelectronics έχει αναπτύξει αυτούς τους οδηγούς με έμφαση στη μεγιστοποίηση της απόδοσης του μικροελεγκτή STM32. Οι υλοποιήσεις που παρέχονται από τους οδηγούς LL είναι εξασφαλίζουν την αποδοτική χρήση των πόρων υλικού. Αυτή η βελτιστοποίηση έχει ως αποτέλεσμα την ταχύτερη μεταφορά δεδομένων, την ακρίβεια στο χρονισμό, τη χαμηλή καθυστέρηση και τη συνολική βελτίωση της απόδοσης του συστήματος.

Ένα ακόμα πλεονέκτημα των προγραμμάτων οδήγησης LL είναι η συμβατότητα τους με διαφορετικά μοντέλα STM32. Αυτοί οι οδηγοί έχουν αναπτυχθεί ειδικά από την STMicroelectronics για να είναι συμβατοί με διάφορες σειρές μικροελεγκτών STM32. Αυτή η συμβατότητα επιτρέπει την εύκολη μετάβαση και την επαναχρησιμοποίηση του κώδικα σε διαφορετικές συσκευές STM32. Οι προγραμματιστές μπορούν να γράψουν κώδικα χρησιμοποιώντας τα προγράμματα οδήγησης LL για ένα μοντέλο STM32 MCU και να τον μεταφέρουν απρόσκοπτα σε ένα άλλο μοντέλο της ίδιας οικογένειας, μειώνοντας τον χρόνο που απαιτείται για την προσαρμογή του λογισμικού σε διαφορετικές πλατφόρμες υλικού.

4.5.2 Διαχείριση διεργασιών

Στην εφαρμογή έχουν υλοποιηθεί διάφορες διεργασίες για τον χειρισμό διαφορετικών λειτουργιών της συσκευής INS. Σε κάθε διεργασία ανατίθεται συγκεκριμένη προτεραιότητα, όνομα και μέγεθος στοίβας χρησιμοποιώντας την παρεχόμενη δομή **osThreadAttr_t**. Η διαχείριση των διεργασιών γίνεται από το RTOS για να εξασφαλιστεί ο αποτελεσματικός προγραμματισμός και η εκτέλεση.

Στον πίνακα που ακολουθεί, παρουσιάζουμε κάθε διεργασία του υλοποιημένου INS, μαζί με τον κύριο ρόλο της, το μέγεθος της στοίβας, την προτεραιότητα και τον χρόνο εκτέλεσης της.

Όνομα διεργασίας	Μέγεθος στοίβας	Προτεραιότητα	Χρόνος εκτέλεσης	Περιγραφή
Led Task	512 Bytes	Χαμηλή1		Το ledTask είναι υπεύθυνο για την περιοδική οδήγηση των λυχνιών LED, παρέχοντας οπτική ανατροφοδότηση και ένδειξη της κατάστασης της συσκευής INS.
Mag Task	512 bytes	Κανονική		Το magTask είναι υπεύθυνο για την λήψη των δεδομένων του μαγνητόμετρου. Παραμένει σε μπλοκαρισμένη κατάσταση έως ότου λάβει μια ειδοποίηση από ένα ISR, που υποδεικνύει τη διαθεσιμότητα των δεδομένων.
XL/GY Task	512 bytes	Υψηλή		Η διεργασία XL/GY είναι υπεύθυνη για τη λήψη των δεδομένων γυροσκοπίου και επιταχυνσιόμετρου. Παραμένει σε μπλοκαρισμένη κατάσταση έως ότου λάβει ειδοποίηση από ένα ISR που υποδεικνύει τη διαθεσιμότητα των δεδομένων.

Tx Task	640 bytes	Χαμηλή		Η διεργασία Tx είναι υπεύθυνη για την περιοδική μετάδοση των δεδομένων INS μέσω των διεπαφών UART και CAN.
SFLP Task	512 Bytes	Κανονική		Η διεργασία SFLP είναι υπεύθυνη για τη λήψη του συστηματικού σφάλματος του γυροσκοπίου και του διανύσματος βαρύτητας από τον αισθητήρα LSM6DSV16BX.
LPS Task	512 Bytes	Χαμηλή		Η διεργασία LPS είναι υπεύθυνη για τη λήψη των δεδομένων του αισθητήρα πίεσης. Παραμένει σε μπλοκαρισμένη κατάσταση έως ότου λάβει ειδοποίηση από ένα ISR που υποδεικνύει τη διαθεσιμότητα των δεδομένων.
GNSS Task	512 Bytes	Κανονική		Το GNSS Task είναι υπεύθυνο για την περιοδική λήψη των δεδομένων GNSS.
Fusion Task	512 Bytes	Υψηλή		Η διεργασία συγχώνευσης είναι υπεύθυνη για την περιοδική εκτέλεση του αλγορίθμου συγχώνευσης αισθητήρων.
Self-Test Task	1024 Bytes	Υψηλή	7	Η διεργασία αυτοελέγχου, όταν ενεργοποιείται κατά την εκκίνηση, εκτελεί μια σειρά αυτοελέγχων για να ελέγξει τη λειτουργικότητα και την ακεραιότητα κάθε αισθητήρα.

Table 4.3 Implemented Firmware Tasks

Μια επισκόπηση του λογισμικού παρέχεται από το ακόλουθο σχήμα:

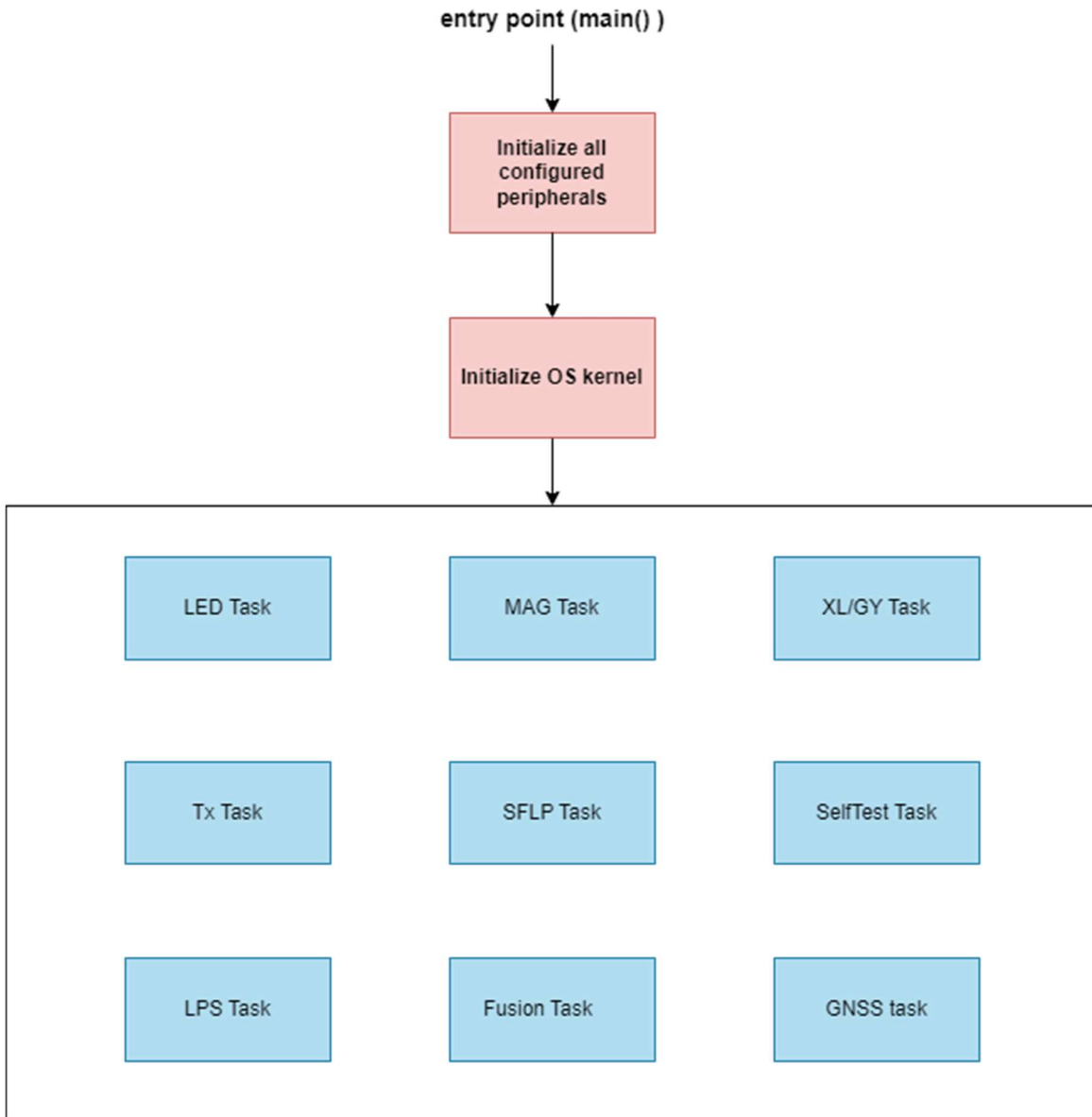


Figure 4.39 Proposed firmware RTOS Implementation

4.5.3 Διαχείριση ISR

Η συσκευή μας INS αξιοποιεί αρκετές ρουτίνες εξυπηρέτησης διακοπών (ISR) για να διαχειρίζεται κρίσιμα συμβάντα και να εξασφαλίζει έγκαιρη απόκριση και επεξεργασία δεδομένων. Αυτά τα ISRs διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο στη διαχείριση γεγονότων που

οδηγούνται από διακοπές και επιτρέπουν την αποτελεσματική επικοινωνία και ανάκτηση δεδομένων στο σύστημα.

Το πρώτο ISR είναι το CAN RX ISR, υπεύθυνο για τη διαχείριση των μηνυμάτων που λαμβάνονται μέσω της διασύνδεσης CAN. Όταν λαμβάνεται ένα μήνυμα CAN, καλείται το ISR. Εξάγει τα σχετικά δεδομένα από το μήνυμα και ξεκινά τις απαραίτητες ενέργειες ή την επεξεργασία με βάση τις ληφθείσες πληροφορίες. Εξασφαλίζει την ομαλή επικοινωνία και ανταλλαγή δεδομένων μεταξύ της συσκευής INS και των εξωτερικών συστημάτων μέσω του διαύλου CAN.

Το δεύτερο ISR είναι το UART RX ISR, το οποίο είναι αναλώνεται στο χειρισμό μηνυμάτων που λαμβάνονται μέσω της διασύνδεσης UART. Όταν λαμβάνεται ένα μήνυμα μέσω UART, καλείται το ISR. Λαμβάνει και επεξεργάζεται τα εισερχόμενα δεδομένα, επιτρέποντας την έναρξη κατάλληλων ενεργειών και διεργασιών ανάλυσης δεδομένων. Αυτό το ISR διευκολύνει την αποτελεσματική επικοινωνία και τη λήψη δεδομένων από εξωτερικές συσκευές και συστήματα που συνδέονται στη συσκευή INS μέσω UART.

Επιπλέον, η συσκευή INS χρησιμοποιεί εξωτερικές διακοπές GPIO για την ανίχνευση συμβάντων που σχετίζονται με τους αισθητήρες γυροσκοπίου, επιταχυνσιόμετρου, μαγνητόμετρου και πίεσης. Αυτές οι διακοπές ενεργοποιούνται όταν οι αντίστοιχοι αισθητήρες υποδεικνύουν ότι υπάρχουν νέα δεδομένα. Όταν ενεργοποιείται μια διακοπή, εκτελείται το ISR που σχετίζεται με τη συγκεκριμένη εξωτερική διακοπή GPIO. Η ρουτίνα ISR ειδοποιεί την αντίστοιχη διεργασία RTOS, η οποία μεταβαίνει από κατάσταση μπλοκαρίσματος σε κατάσταση λειτουργίας. Στη συνέχεια, η εκάστοτε διεργασία ανακτά τα δεδομένα από τον αισθητήρα, επιτρέποντας την περαιτέρω επεξεργασία και χρήση τους εντός της συσκευής INS.

Με την αξιοποίηση των ISR, η συσκευή INS βελτιστοποιεί τη χρήση των πόρων του συστήματος και διασφαλίζει τον αποτελεσματικό χειρισμό των δεδομένων αισθητήρων. Η υλοποίηση με βάση τις διακοπές επιτρέπει την άμεση ανταπόκριση σε συμβάντα και την αποτελεσματική χρήση των πόρων επεξεργασίας. Συνολικά, η χρήση των ISRs βελτιώνει την απόδοση, την απόκριση και την αξιοπιστία της συσκευής INS, επιτρέποντας την έγκαιρη ανάκτηση δεδομένων και την απρόσκοπτη επικοινωνία με εξωτερικά συστήματα και αισθητήρες.

5 Πειραματικά Αποτελέσματα

5.1 Έξοδος αισθητήρων κατά την ακινησία

Πραγματοποιήθηκαν διάφορες δοκιμές για την αξιολόγηση τόσο της υλοποιημένης συσκευής όσο και του κώδικα της. Η συσκευή ήταν τοποθετημένη σε ένα σταθερό test rig, το οποίο ήταν τοποθετημένο σε μια σταθερή επιφάνεια. Λόγω της μεγάλης ευαισθησίας της συσκευής ακόμη και στις παραμικρές κινήσεις και δονήσεις, λήφθηκαν μέτρα για να διασφαλιστεί ότι ο χρήστης παρέμενε σε ασφαλή απόσταση από τη συσκευή κατά τη διάρκεια της δειγματοληψίας δεδομένων.

Στη συνέχεια, τα δεδομένα που συλλέχθηκαν απεικονίστηκαν γραφικά με τη χρήση της βιβλιοθήκης matplotlib της Python. Τα σχήματα που παρουσιάζονται παρακάτω απεικονίζουν την έξοδο που παράγεται από τη συσκευή για κάθε αισθητήρα:

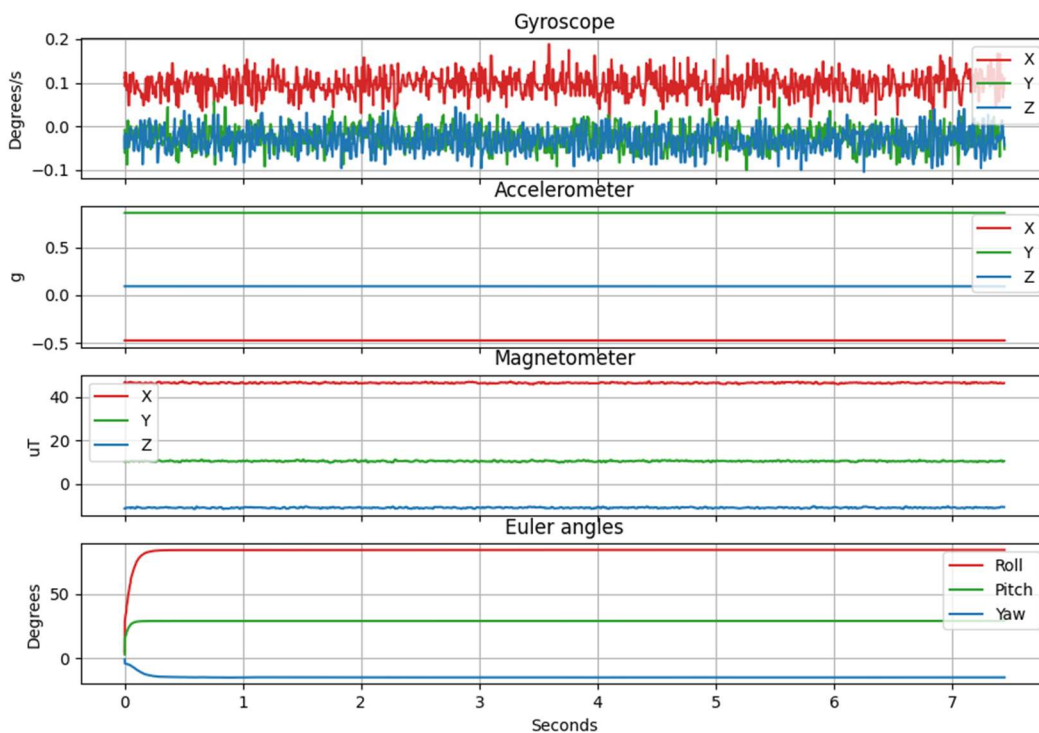


Figure 5.1 Overall sampled data

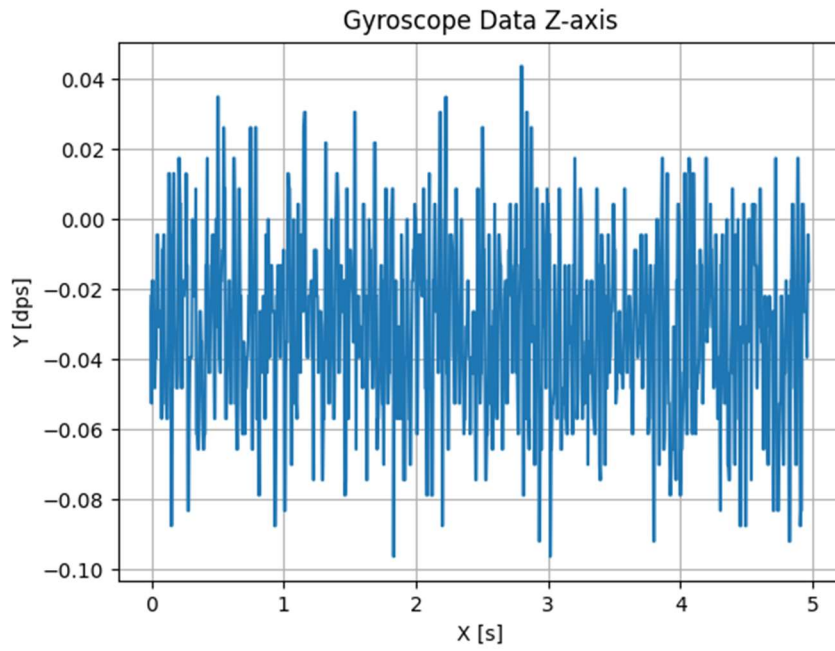


Figure 5.2 Gyroscope Data Z-axis

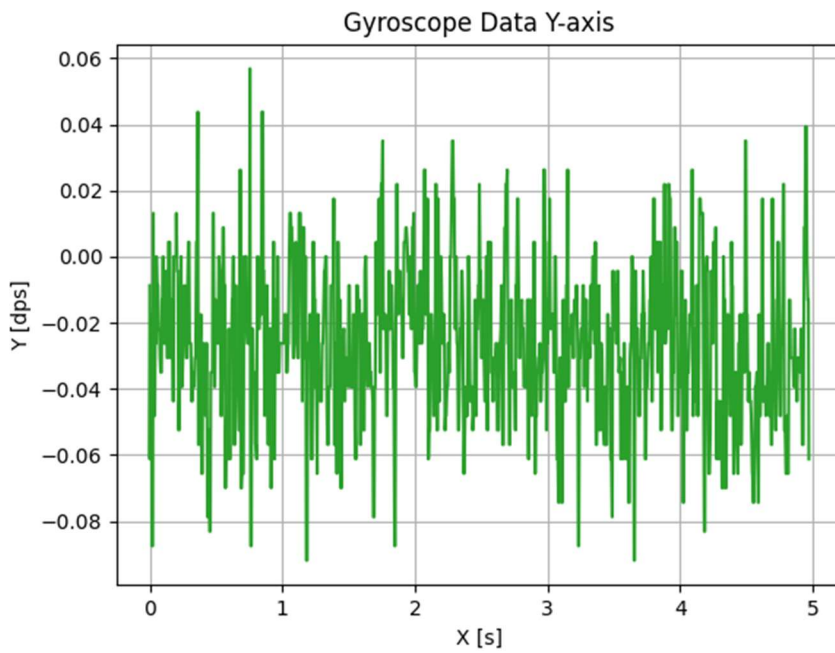


Figure 5.3 Gyroscope Data Y-axis

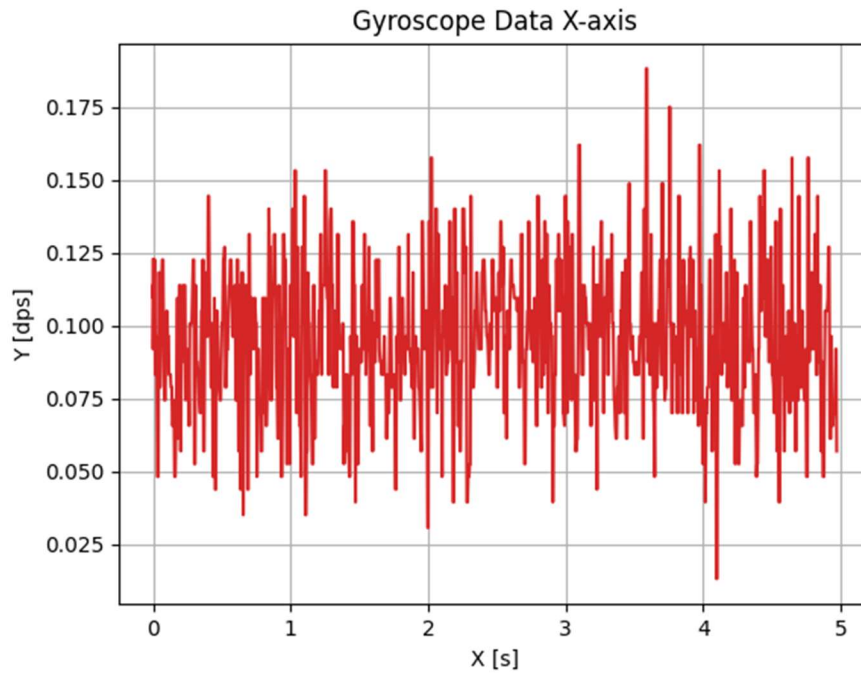


Figure 5.4 Gyroscope Data X-axis

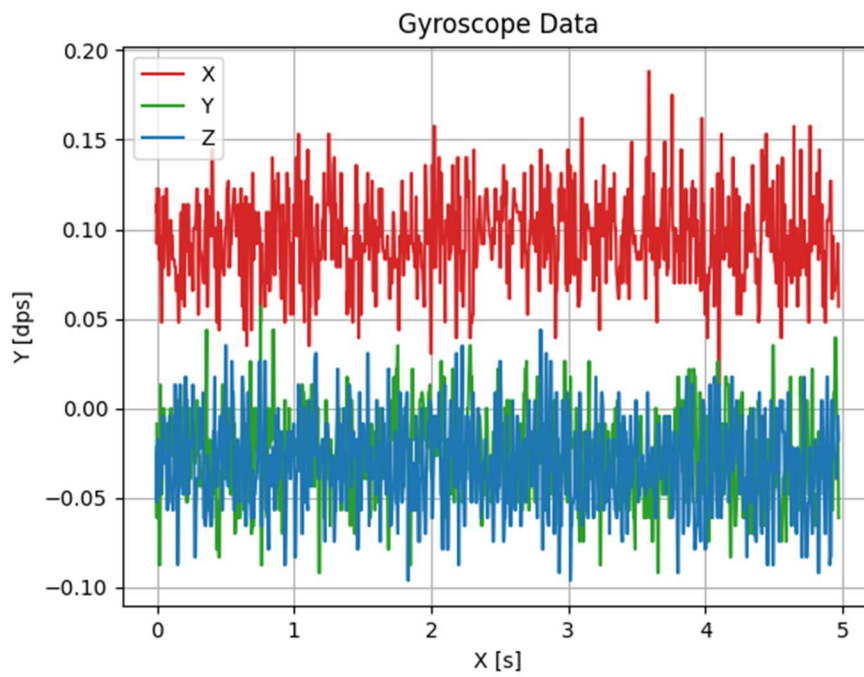


Figure 5.5 Gyroscope Data

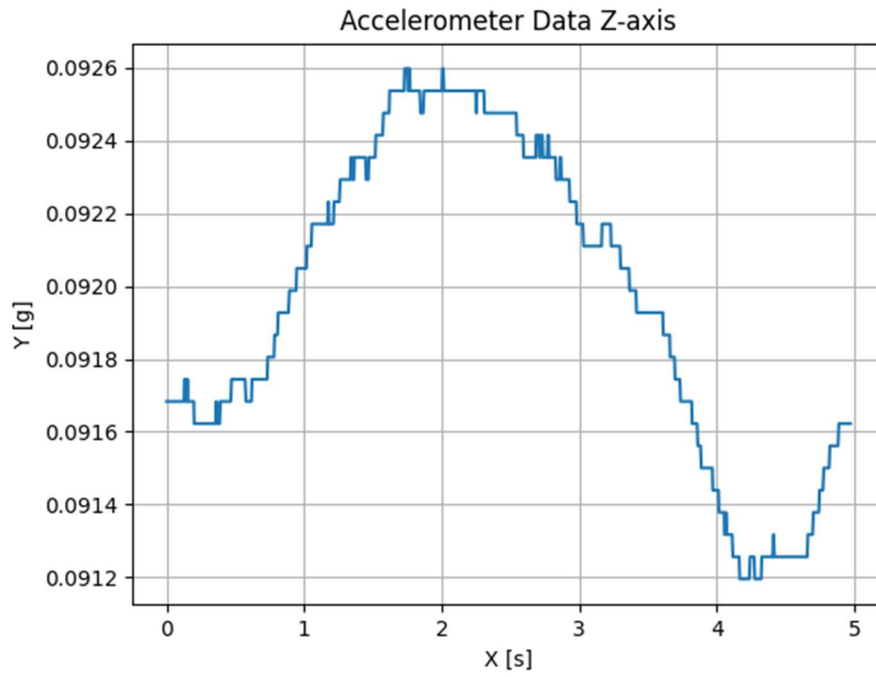


Figure 5.6 Accelerometer data Z-axis

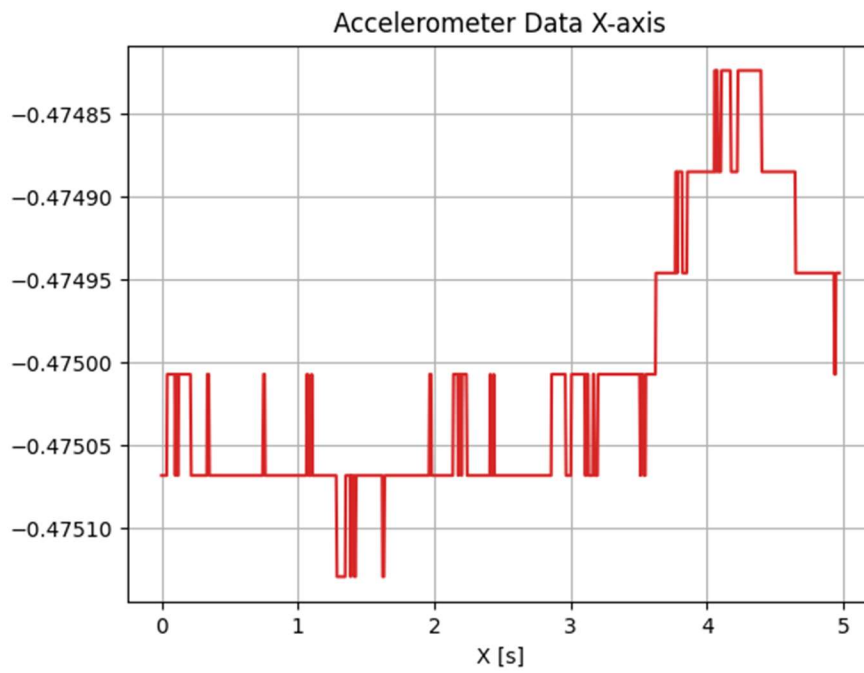


Figure 5.7 Accelerometer Data X-axis

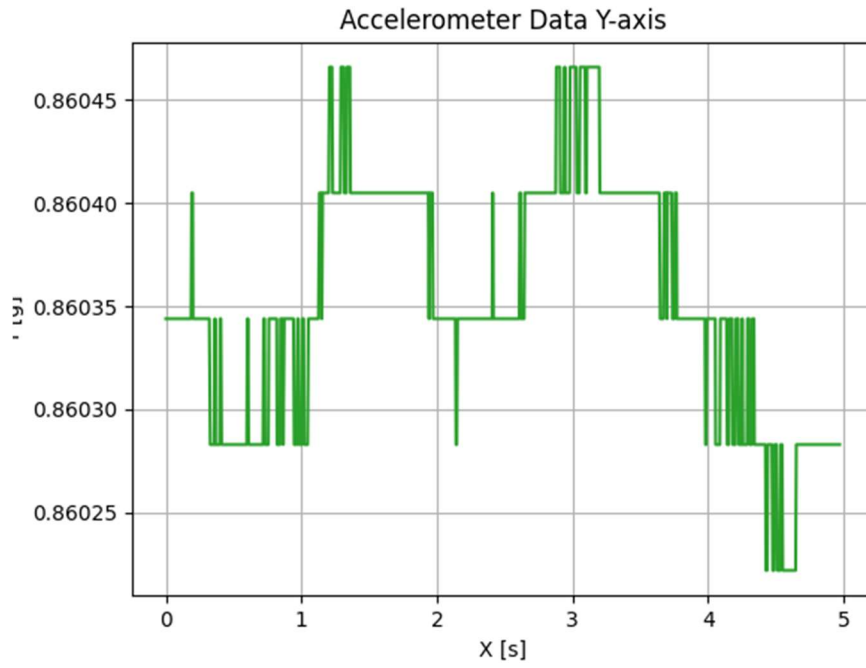


Figure 5.8 Accelerometer Data Y-axis

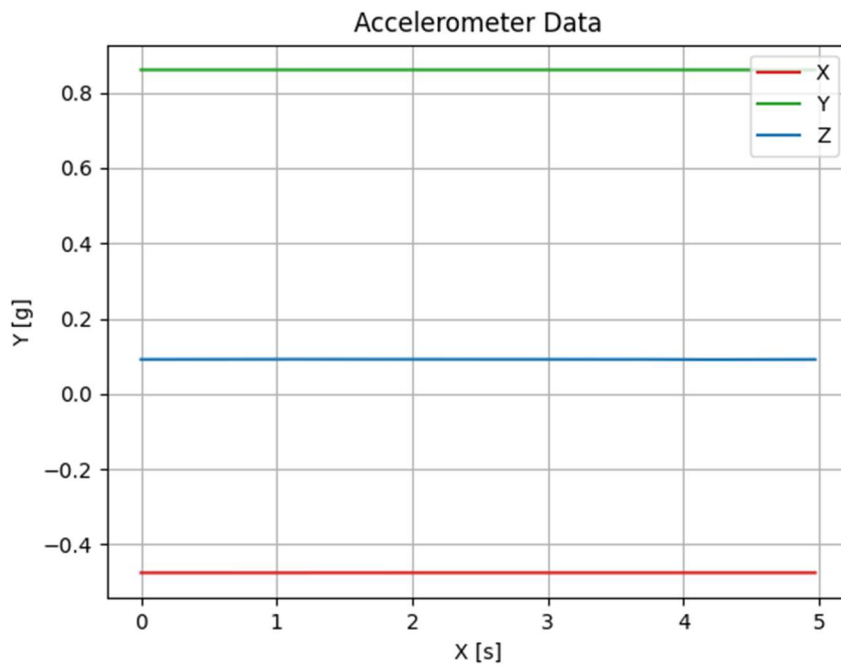


Figure 5.9 Accelerometer Data

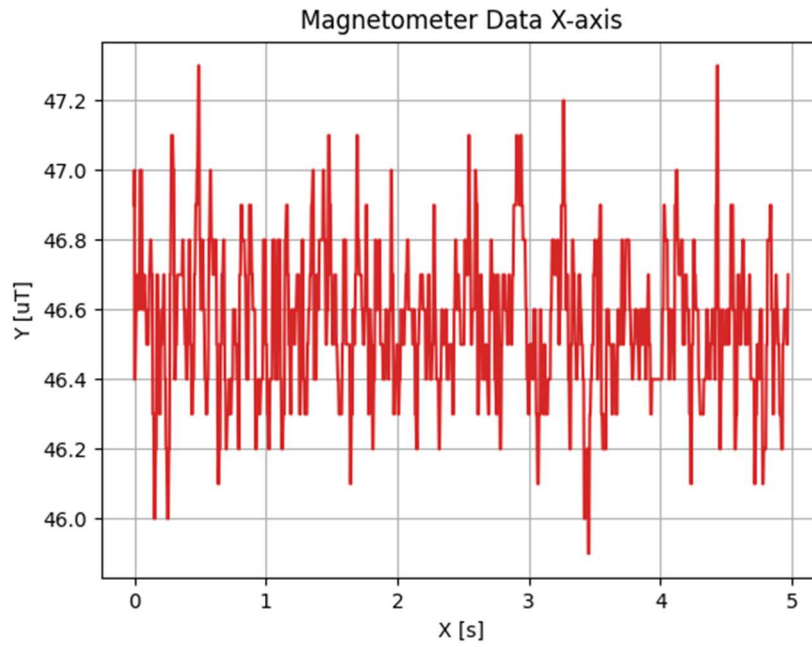


Figure 5.10 Magnetometer Data X-axis

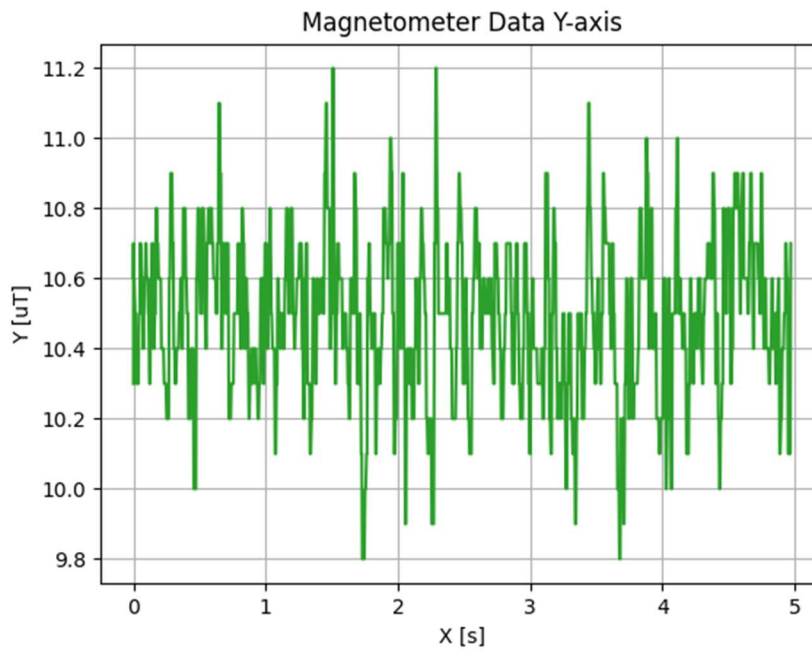


Figure 5.11 Magnetometer Data Y-axis

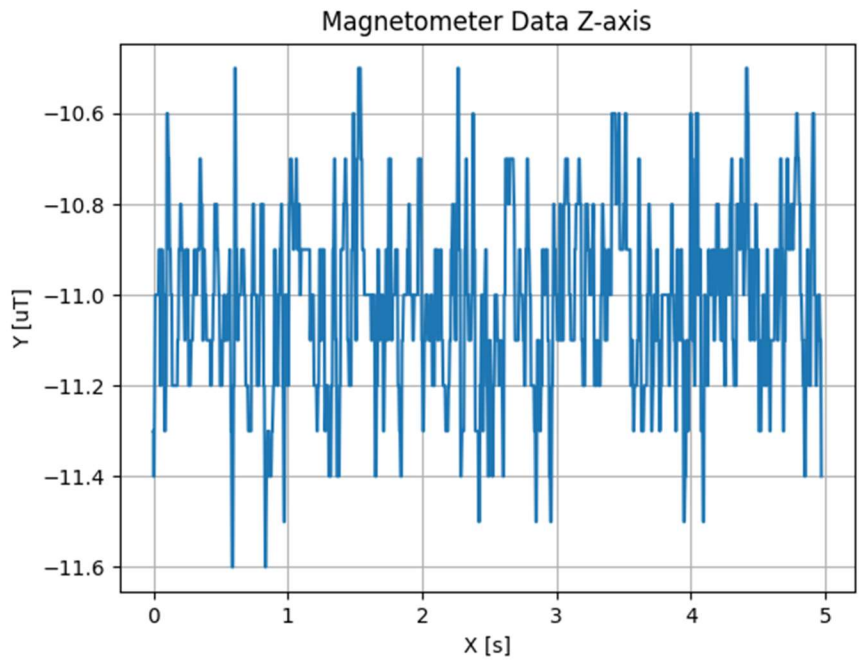


Figure 5.12 Magnetometer Data Z-axis

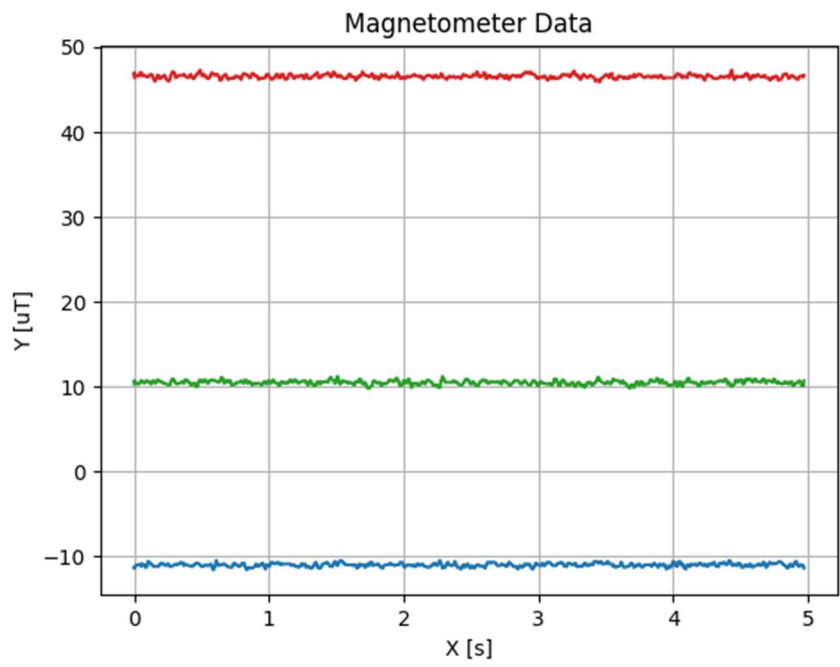


Figure 5.13 Magnetometer Data

Όπως ήταν αναμενόμενο, τα διαγράμματα απεικονίζουν τις πραγματικές τιμές του μαγνητικού πεδίου, του πεδίου βαρύτητας και της γωνιακής ταχύτητας της συσκευής, με την προσθήκη του θορύβου και των συστηματικών σφαλμάτων, όπως περιγράφηκε στην ενότητα 3 της παρούσας διατριβής. Επιπλέον, τα δεδομένα αναπαρίστανται και ως ιστόγραμμα για την αξιολόγηση της απόδοσης κάθε αισθητήρα. Τα ιστογράμματα παρέχουν πληροφορίες σχετικά με την κατανομή των ενδείξεων των αισθητήρων. Σε γενικές γραμμές, η πλειοψηφία των αισθητήρων παρουσιάζει μια στενή προσέγγιση της κανονικής κατανομής. Ωστόσο, εξαίρεση αποτελεί το επιταχυνσιόμετρο, καθώς ήταν δύσκολο να ληφθούν δεδομένα χωρίς εξωτερικές επιταχύνσεις και δονήσεις με την υπάρχουσα διάταξη.

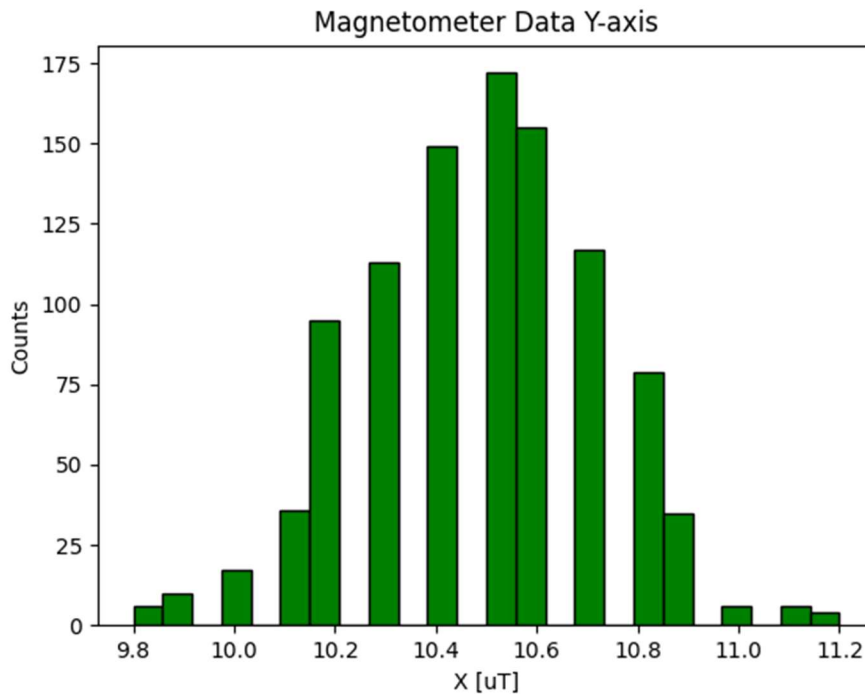


Figure 5.14 Magnetometer Data Y-axis histogram

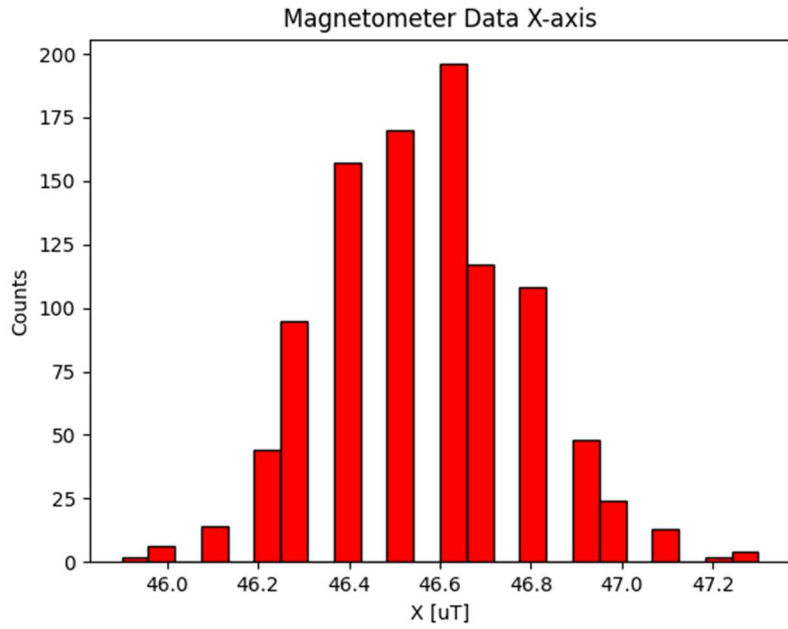


Figure 5.15 Magnetometer Data X-axis histogram

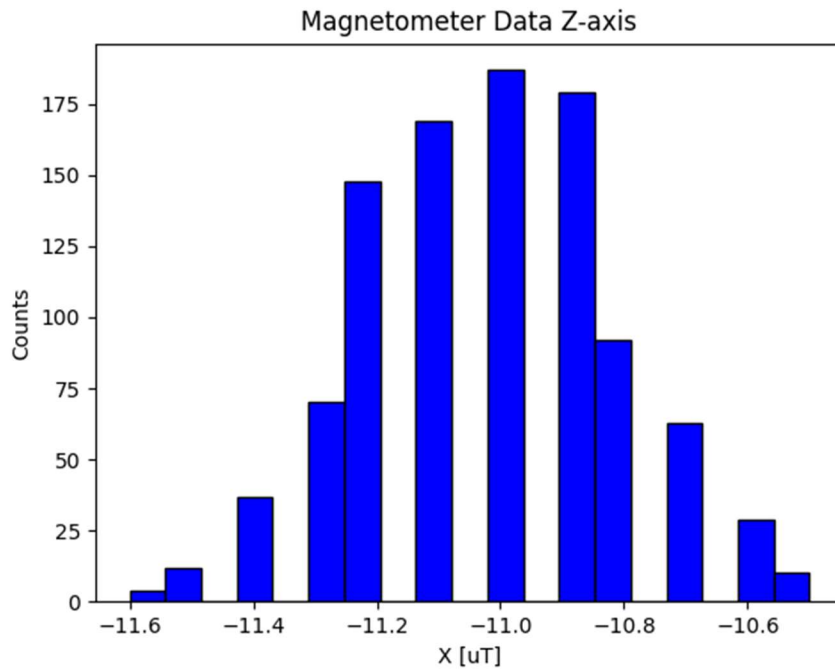


Figure 5.16 Magnetometer Data Z-axis histogram

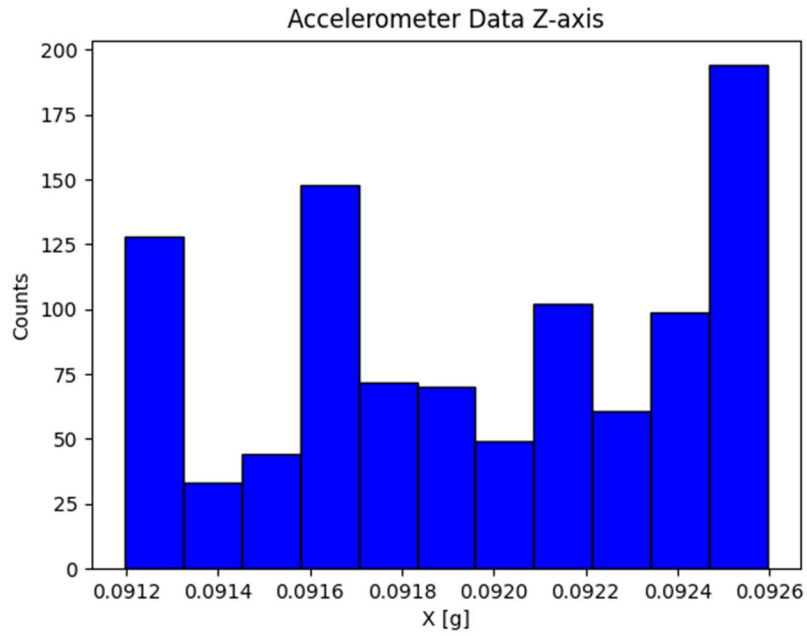


Figure 5.17 Accelerometer Data Z-axis histogram

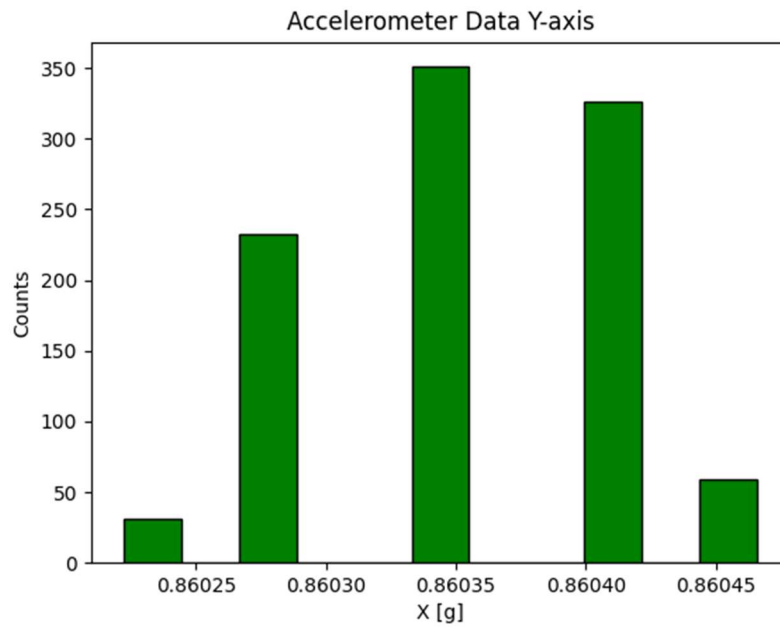


Figure 5.18 Accelerometer Data Y-axis histogram

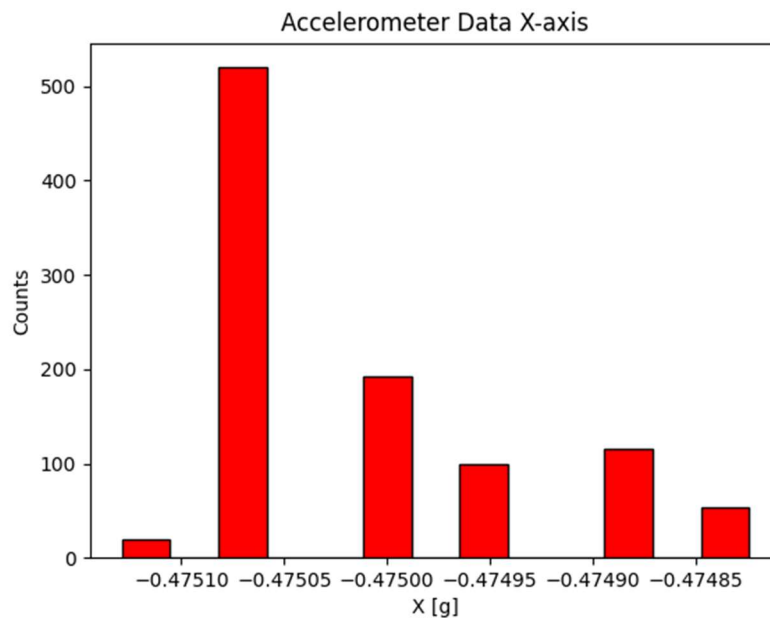


Figure 5.19 Accelerometer Data X-axis histogram

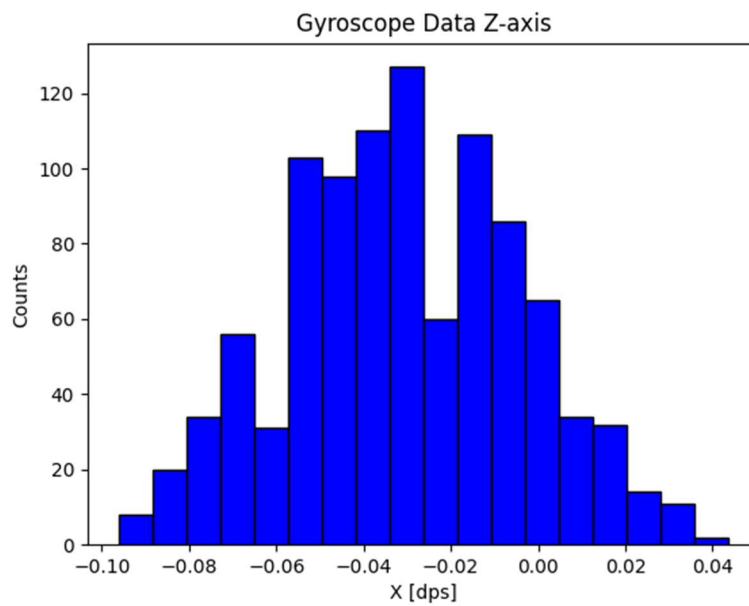


Figure 5.20 Gyroscope Data Z-axis histogram

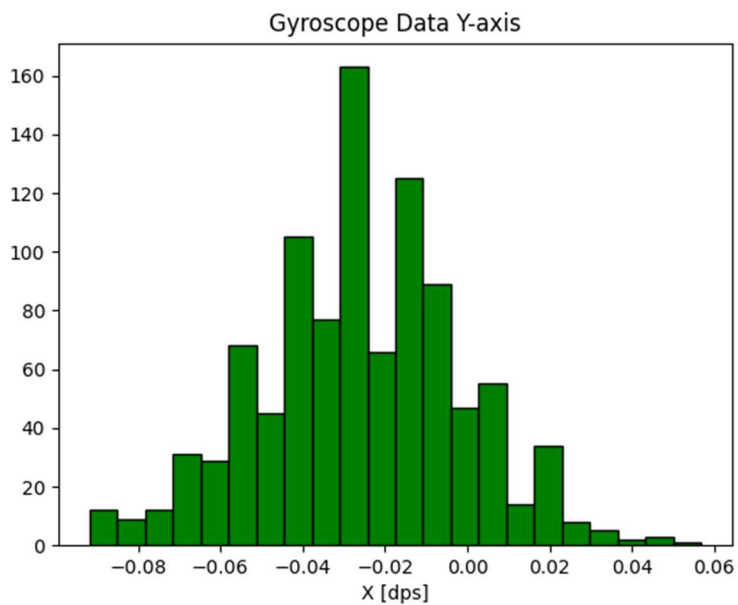


Figure 5.21 Gyroscope Data Y-axis histogram

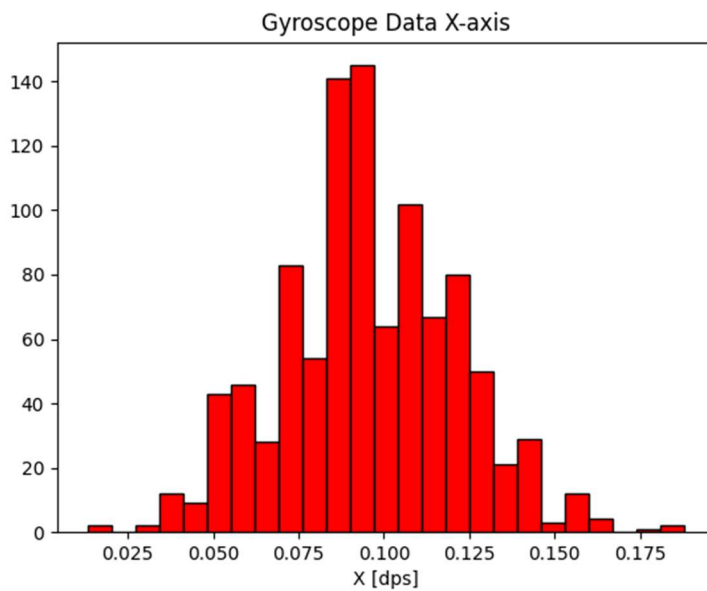


Figure 5.22 Gyroscope Data X-axis histogram

Συνολικά, η συσκευή λειτουργησε όπως αναμενόταν καθώς βρισκόταν σε ακινησία, παρέχοντας ακριβείς μετρήσεις των όλων των μεγεθών. Επιπλέον, σημείωσε εξαιρετικές επιδόσεις όσον

αφορά τη επίπεδο του θορύβου. Τα αποτελέσματα των δοκιμών θορύβου που πραγματοποιήθηκαν στη συσκευή απεικονίζονται στα ακόλουθα σχήματα:

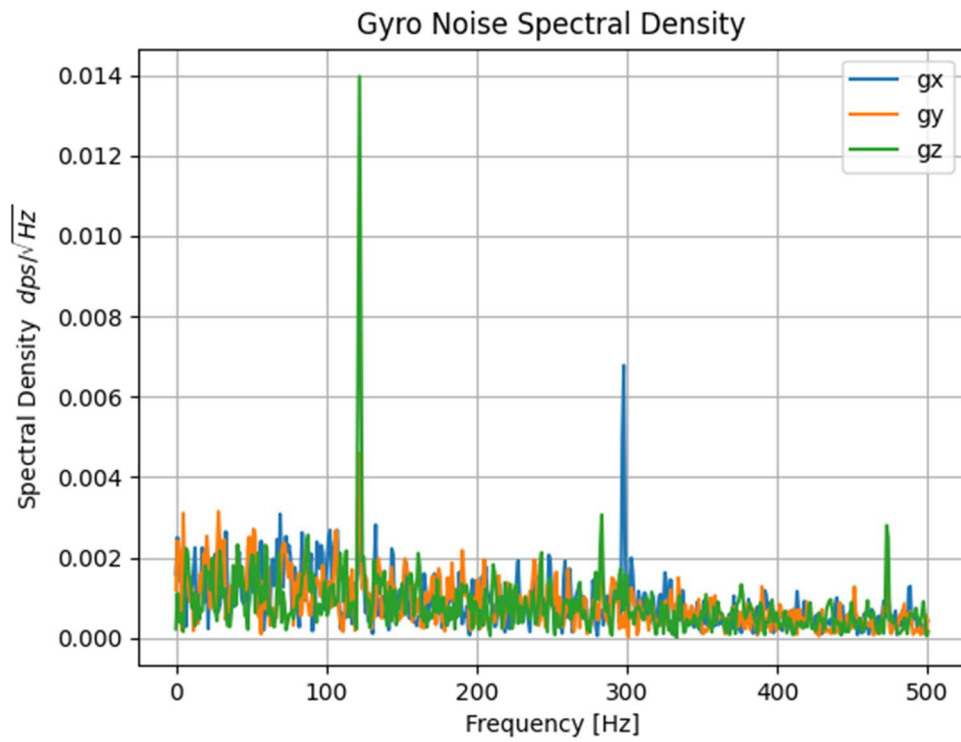


Figure 5.23 Gyro Noise PSD

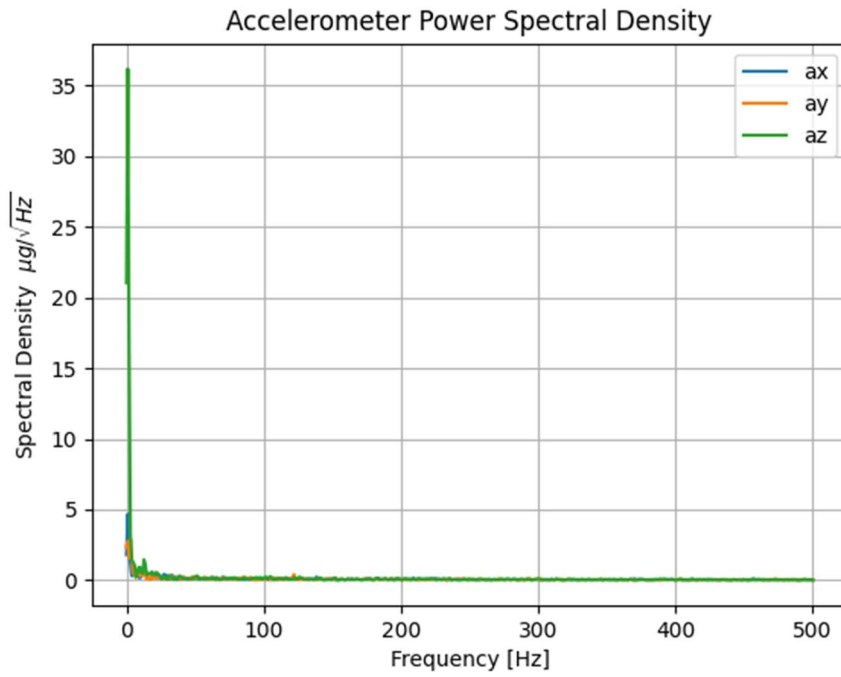


Figure 5.24 Accelerometer Noise PSD

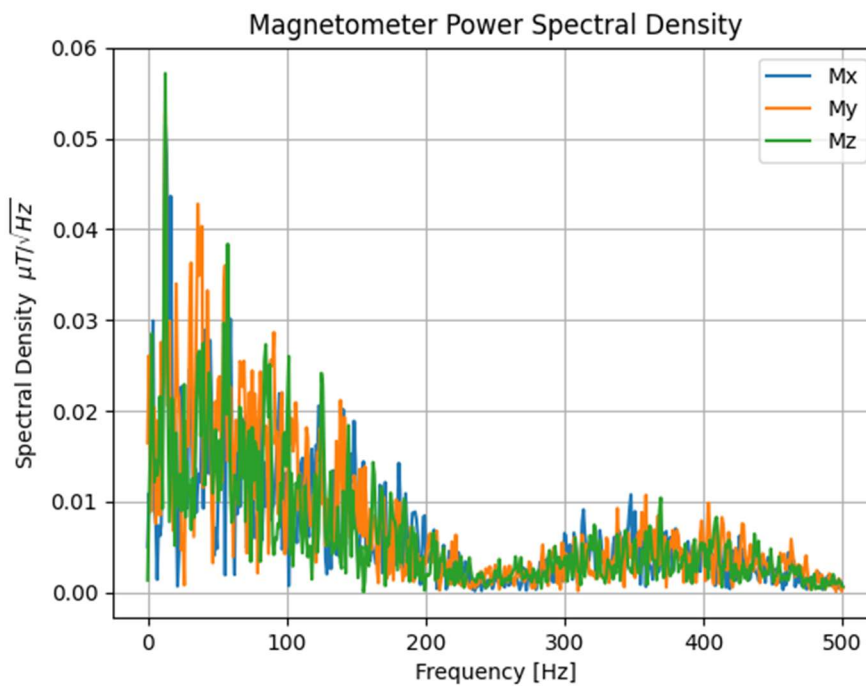


Figure 5.25 Magnetometer Noise PSD

5.2 Αποτελέσματα Βαθμονόμησης

Για τη βαθμονόμηση του μαγνητόμετρου χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο σφαιρικής προσαρμογής προκειμένου να εκτιμηθούν τα συστηματικά σφάλματα και οι συντελεστές κλίμακας του μαγνητικού πεδίου. Τα δεδομένα που συλλέχθηκαν υποβλήθηκαν σε επεξεργασία χρησιμοποιώντας τον αλγόριθμο σφαιρικής προσαρμογής, ο οποίος λαμβάνει υπόψη τη μη γραμμικότητα του μαγνητικού πεδίου. Οι παράμετροι βαθμονόμησης που προέκυψαν εφαρμόστηκαν στη συνέχεια για τη διόρθωση των ακατέργαστων μετρήσεων του μαγνητόμετρου.

Τα παρακάτω διαγράμματα παρουσιάζουν τα μη-βαθμονομημένα δεδομένα του μαγνητόμετρου, καθώς και τα αντίστοιχα βαθμονομημένα δεδομένα:

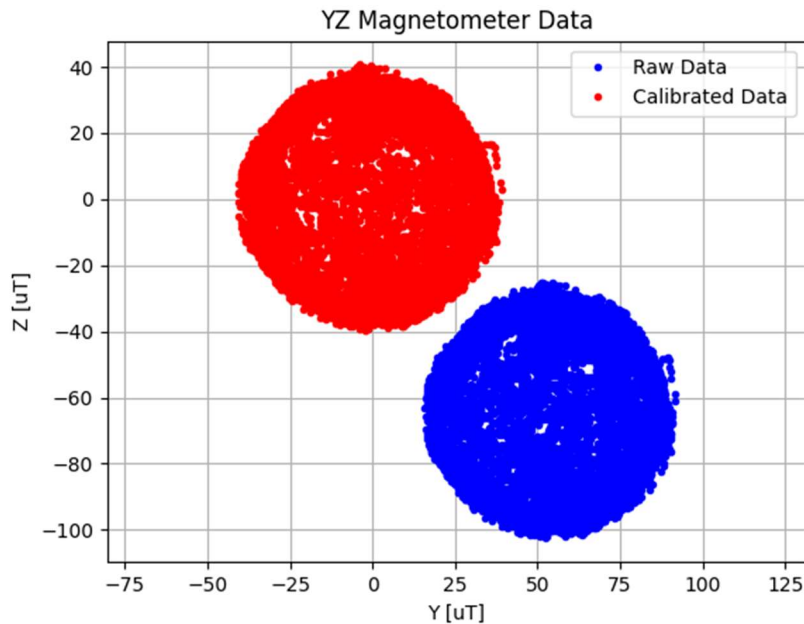


Figure 5.26 YZ Magnetometer Data

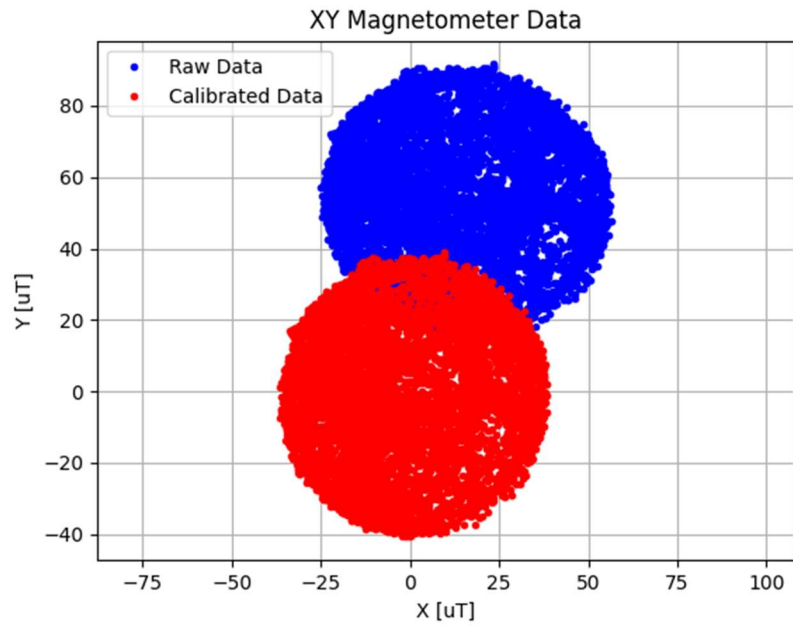


Figure 5.27 XY Magnetometer Data

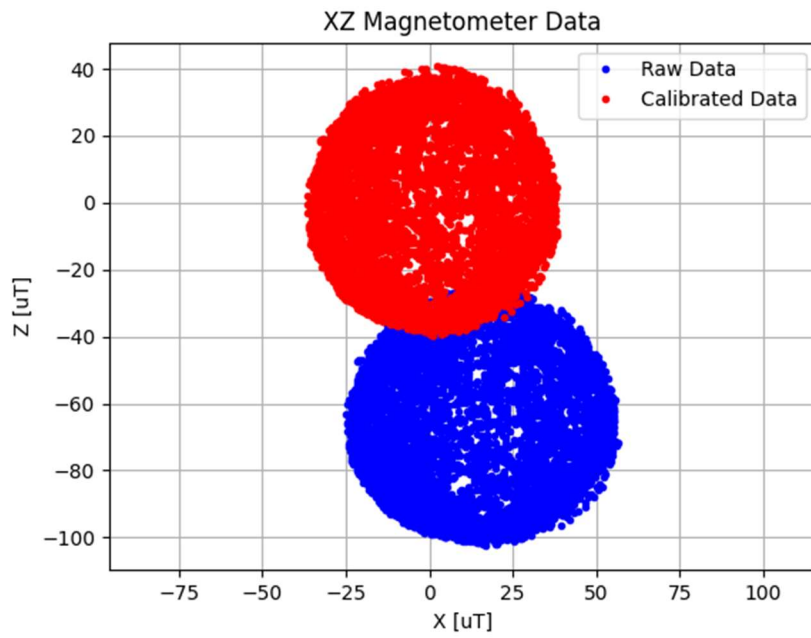


Figure 5.28 XZ Magnetometer Data

3D Scatter Plot of Magnetometer Data

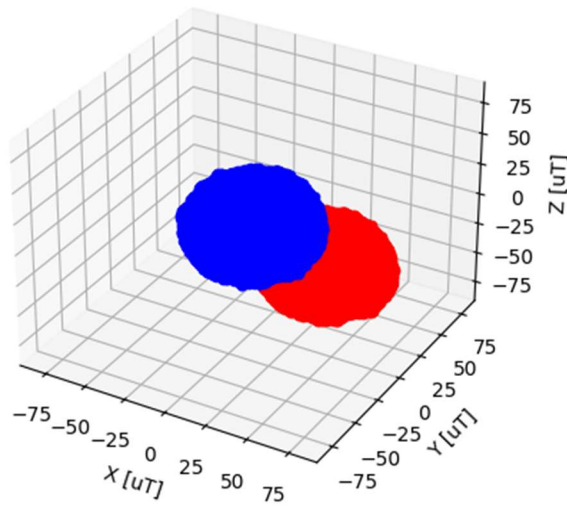


Figure 5.29 Magnetometer 3D scatter plot

Από τα παραπάνω διαγράμματα είναι εμφανές πως η διαδικασία βαθμονόμησης περιόρισε αποτελεσματικά τα συστηματικά σφάλματα και βελτίωσε την ακρίβεια των μετρήσεων του αισθητήρα. Τυχόν εναπομένουσες αποκλίσεις μεταξύ των βαθμονομημένων τιμών και των αναμενόμενων τιμών υποδηλώνουν την παρουσία υπολειπόμενων σφαλμάτων που ενδέχεται να απαιτούν περαιτέρω διερεύνηση ή λεπτομερή ρύθμιση του μοντέλου βαθμονόμησης.

Επιπλέον, η βαθμονόμηση του επιταχυνσιόμετρου πραγματοποιήθηκε με τη χρήση του μοντέλου σφαιρικής προσαρμογής για τον προσδιορισμό των συστηματικών σφαλμάτων, των συντελεστών κλίμακας και τη διόρθωση της ευθυγράμμισης του επιταχυνσιόμετρου. Με την εφαρμογή των παραμέτρων βαθμονόμησης που προέκυψαν από τον αλγόριθμο σφαιρικής προσαρμογής, τα ακατέργαστα δεδομένα του επιταχυνσιόμετρου διορθώθηκαν βελτιώνοντας την ακρίβειά τους.

Τα παρακάτω διαγράμματα παρουσιάζουν τα μη-βαθμονομημένα δεδομένα του επιταχυνσιόμετρου, καθώς και τα αντίστοιχα βαθμονομημένα δεδομένα:

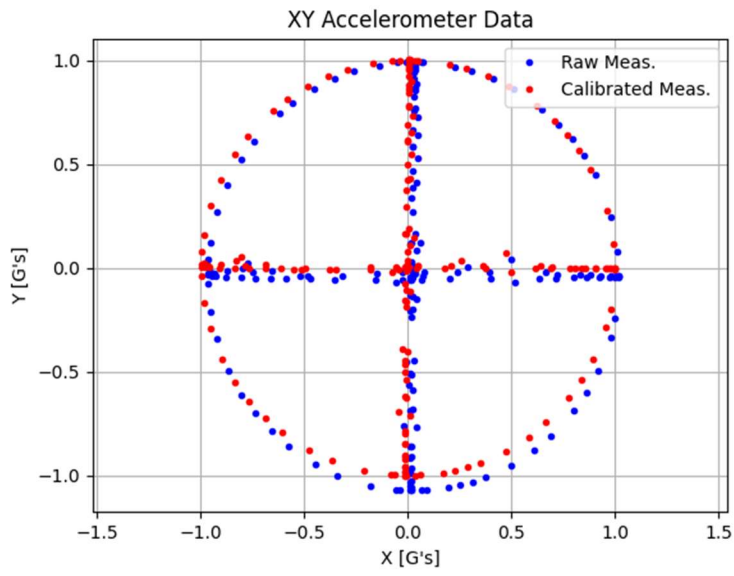


Figure 5.30 XY Accelerometer Data

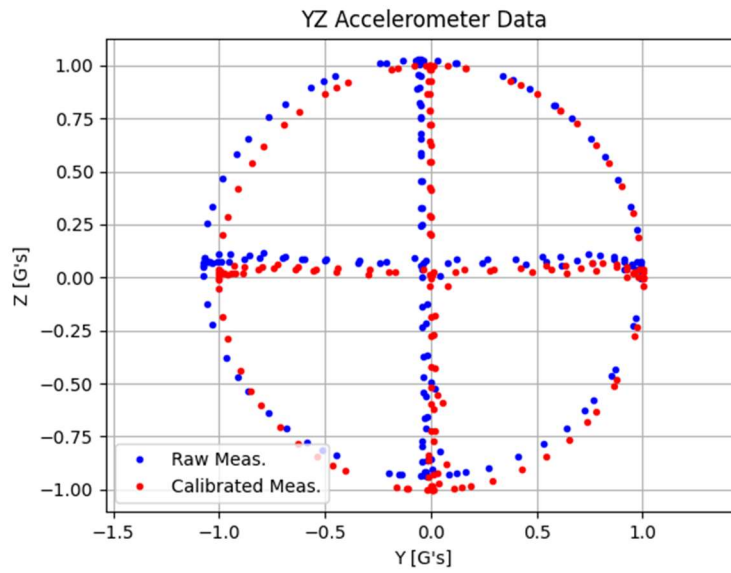


Figure 5.31 YZ Accelerometer Data

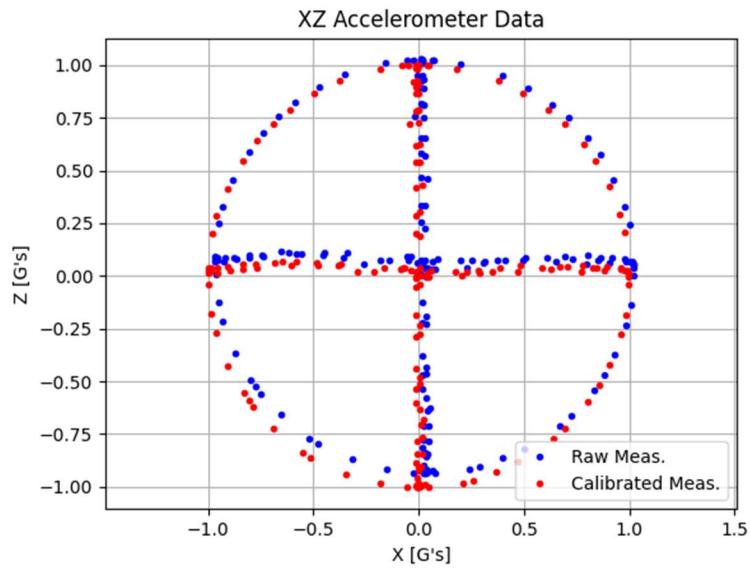


Figure 5.32 XZ Accelerometer Data

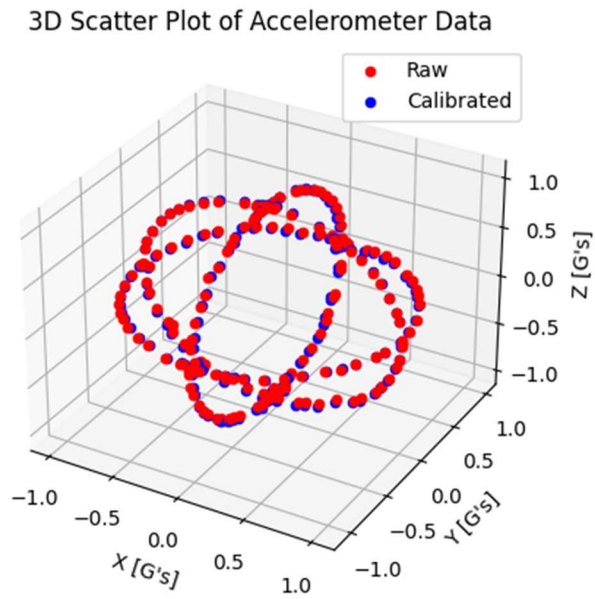


Figure 5.33 Accelerometer 3D scatter plot

Τα παραπάνω διαγράμματα παρουσιάζουν την απόκλιση μεταξύ των αρχικών μετρήσεων του επιταχυνσιόμετρου και των βαθμονομημένων δεδομένων. Είναι εμφανές πώς η διαδικασία

βαθμονόμησης μείωσε αποτελεσματικά τα συστηματικά σφάλματα, διόρθωσε τους συντελεστές κλίμακας και έλαβε υπόψη την έλλειψη ορθογωνιότητας. Τυχόν εναπομένουσες αποκλίσεις μεταξύ των βαθμονομημένων τιμών και των αναμενόμενων τιμών υποδηλώνουν την παρουσία υπολειπόμενων σφαλμάτων που ενδέχεται να απαιτούν περαιτέρω διερεύνηση ή λεπτομερή ρύθμιση του μοντέλου βαθμονόμησης.

5.3 Αξιολόγηση αλγορίθμου εκτίμησης κατάστασης

Πέραν της επαλήθευσης της λειτουργίας της συσκευής, εφαρμόστηκε ο αλγόριθμος Madgwick με σκοπό τη συγχώνευση των δεδομένων από τους αισθητήρες. Αυτός ο αλγόριθμος συνδυάζει τις πληροφορίες από το επιταχυνσιόμετρο, το μαγνητόμετρο και το γυροσκόπιο για να εκτιμήσει τον προσανατολισμό της συσκευής. Με αυτόν τον τρόπο, επιτυγχάνεται αυξημένη ακρίβεια και σταθερότητα στην εκτίμηση του προσανατολισμού, μειώνοντας τους εγγενείς περιορισμούς του κάθε αισθητήρα.

Στο παρακάτω διάγραμμα παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της χρήσης του αλγορίθμου μετά την υποβολή της συσκευής σε πολλαπλές περιστροφές.

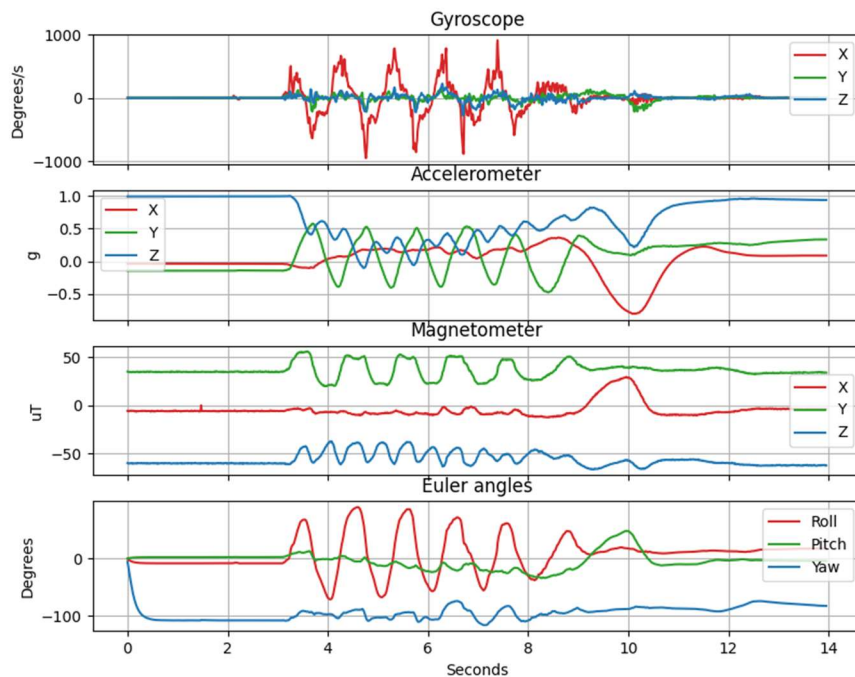


Figure 5.34 Madgwick Algorithm implementation results

Στο παραπάνω διάγραμμα είναι εμφανείς οι ομαλές μεταβάσεις της γωνίας, καθώς η συσκευή περιστρέφεται. Μετά την αρχικοποίηση του αλγορίθμου, απαιτούνται μερικά εκατοστά του δευτερολέπτου για να συγκλίνει ο αλγόριθμος και να εκτιμήσει με ακρίβεια τον σωστό προσανατολισμό της συσκευής. Κατά τη διάρκεια αυτής της περιόδου, ο εκτιμώμενος προσανατολισμός μετατοπίζεται σταδιακά έως ότου ταυτιστεί με τον πραγματικό προσανατολισμό της συσκευής. Επιπλέον, είναι εμφανής η ικανότητα του αλγορίθμου να προσαρμόζεται και να βελτιώνει την εκτίμησή του με την πάροδο του χρόνου, επιτυγχάνοντας τελικά μια ακριβή αναπαράσταση του προσανατολισμού της συσκευής.

6 Συμπεράσματα

Εν κατακλείδι, η παρούσα διπλωματική ήταν επιτυχής στ σχεδιασμό, τη συναρμολόγηση και την υλοποίηση μιας πλακέτας PCB για ένα σύστημα INS. Επιπλέον, αναπτύχθηκε το λογισμικό για την αποτελεσματική λειτουργία της συσκευής. Το επίκεντρο αυτής της έρευνας ήταν η υλοποίηση ενός αλγορίθμου συγχώνευσης αισθητήρων, συγκεκριμένα του αλγορίθμου Madgwick, ο οποίος συνδυάζει αποτελεσματικά δεδομένα από πολλαπλούς αισθητήρες για την ενίσχυση της ακρίβειας και της αξιοπιστίας του συστήματος INS.

Ο σχεδιασμός και η συναρμολόγηση του PCB περιλάμβανε προσεκτική εξέταση διαφόρων παραγόντων, όπως η επιλογή εξαρτημάτων, η βελτιστοποίηση της διάταξης και η εξασφάλιση των κατάλληλων ηλεκτρικών οδεύσεων. Μέσω σχολαστικού σχεδιασμού, δημιουργήθηκε μια λειτουργική πλακέτα, η οποία αποτελεί τη βάση του υλοποιημένου INS.

Επιπλέον, η διαδικασία ανάπτυξης του λογισμικού διαδραμάτισε σημαντικό ρόλο για να καταστεί δυνατή η αλληλεπίδραση μεταξύ των εξαρτημάτων υλικού και των αλγορίθμων συγχώνευσης. Με τη γραφή αποτελεσματικού και αξιόπιστου κώδικα, η συσκευή INS ήταν σε θέση να επεξεργάζεται δεδομένα αισθητήρων, να εκτελεί τους απαραίτητους υπολογισμούς και να παράγει ακριβείς εξόδους πλοήγησης.

Η εφαρμογή του αλγορίθμου Madgwick για τη συγχώνευση αισθητήρων επέτρεψε την ενσωμάτωση δεδομένων από πολλαπλούς αισθητήρες. Συνδυάζοντας αυτές τις εισόδους, ο αλγόριθμος εκτίμησε αποτελεσματικά τον προσανατολισμό και τη θέση της συσκευής INS, με αποτέλεσμα τη βελτίωση της απόδοσης πλοήγησης. Η επιτυχής ενσωμάτωση του αλγορίθμου Madgwick καταδεικνύει τη δυνατότητα βελτίωσης της ακρίβειας πλοήγησης σε διάφορες εφαρμογές, όπως τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (UAV), τα αυτόνομα οχήματα και τα ρομποτικά συστήματα.

Συνολικά, αυτή εργασία όχι μόνο ανέδειξε την ικανότητα σχεδιασμού και συναρμολόγησης μιας πλακέτας για μια συσκευή INS, αλλά επίσης κατέδειξε τη σημασία της ανάπτυξης λογισμικού και της εφαρμογής αλγορίθμων συγχώνευσης αισθητήρων. Τα αποτελέσματα της παρέχουν μια βάση για περαιτέρω εξελίξεις στην τεχνολογία πλοήγησης. Η επιτυχής ολοκλήρωση αυτού του έργου τονίζει τη σημασία των διεπιστημονικών γνώσεων, καθώς συνδυάζονται γνώσεις από την

ηλεκτρολογία, την ανάπτυξη υλικολογισμικού και τους αλγορίθμους συγχώνευσης αισθητήρων για τη δημιουργία καινοτόμων και πρακτικών λύσεων πλοήγησης.

7 Μελλοντική Μελέτη

Η ολοκλήρωση αυτής της διπλωματικής εργασίας θέτει τα θεμέλια για διάφορες πιθανές μελλοντικές εργασίες που μπορούν να βελτιώσουν περαιτέρω τις δυνατότητες και τις επιδόσεις της συσκευής INS που σχεδιάστηκε. Οι παρακάτω θα μπορούσαν να συμβάλλουν στην παρούσα εργασία και την πληρότητα της:

Ενσωμάτωση της μονάδας GNSS: Η ενσωμάτωση μιας μονάδας παγκόσμιου δορυφορικού συστήματος πλοήγησης (GNSS), όπως το GPS ή το Galileo, στην υπάρχουσα συσκευή INS θα βελτιώνει σημαντικά την ακρίβεια και την αξιοπιστία εντοπισμού της. Οι μελλοντικές εργασίες θα μπορούσαν στην ανάπτυξη προγραμμάτων οδήγησης για την απρόσκοπτη ενσωμάτωση της μονάδας GNSS που υπάρχει στο σύστημα.

Επέκταση των αλγορίθμων συγχώνευσης αισθητήρων: Ενώ ο αλγόριθμος Madgwick έχει αποδειχθεί αποτελεσματικός στο συνδυασμό δεδομένων αισθητήρων για ακριβή εκτίμηση προσανατολισμού, η διερεύνηση και η εφαρμογή εναλλακτικών αλγορίθμων μπορεί να προσφέρει πολύτιμες γνώσεις και βελτιώσεις επιδόσεων. Η μελλοντική έρευνα θα μπορούσε να περιλαμβάνει την ενσωμάτωση αλγορίθμων όπως το διευρυμένο φίλτρο Kalman (EKF) ή ο αλγόριθμος Mahony και τη σύγκριση των επιδόσεών τους με τον αλγόριθμο Madgwick. Αυτή η συγκριτική ανάλυση θα συνέβαλε στη βαθύτερη κατανόηση των δυνατών σημείων και των περιορισμών των διαφόρων προσεγγίσεων.

Αξιολόγηση επιδόσεων και βελτιστοποίηση: Η διενέργεια ολοκληρωμένων αξιολογήσεων επιδόσεων και η προσπάθεια βελτιστοποίησης του υπάρχοντος συστήματος μπορεί να συμβάλει στη βελτίωση της συνολικής απόδοσης του συστήματος. Οι μελλοντικές εργασίες θα μπορούσαν να περιλαμβάνουν τη διεξαγωγή εκτεταμένων δοκιμών για την αξιολόγηση της ακρίβειας, της σταθερότητας και της ευρωστίας της συσκευής INS υπό διαφορετικές περιβαλλοντικές συνθήκες και δυναμικές κινήσεις. Αυτές οι αξιολογήσεις θα μπορούσαν να οδηγήσουν σε περαιτέρω βελτίωση του υλικολογισμικού, των διαδικασιών βαθμονόμησης και των αλγοριθμικών παραμέτρων, βελτιώνοντας έτσι την ακρίβεια και την απόκριση του συστήματος σε σενάρια του πραγματικού κόσμου.

8 Βιβλιογραφία

- [1] “What is an Inertial Navigation System? | Dewesoft.”
<https://dewesoft.com/blog/what-is-inertial-navigation-system> (accessed Jun. 19, 2023).
- [2] J. Bennet, *Navigation: A Very Short Introduction*, First. New York, NY: Oxford University Press, 2017.
- [3] “What is An Inertial Navigation System?”
<https://aerospace.honeywell.com/us/en/about-us/blogs/what-is-an-inertial-navigation-system> (accessed Jun. 19, 2023).
- [4] “Sputnik Biographies--Wernher von Braun (1912-1977).”
<https://history.nasa.gov/sputnik/braun.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [5] W. M. Macek, D. T. M. , Jr. Davis, W. M. Macek, and D. T. M. , Jr. Davis, “Rotation Rate Sensing with Traveling-Wave Ring Lasers,” *ApPhL*, vol. 2, no. 3, pp. 67–68, 1963, doi: 10.1063/1.1753778.
- [6] E.-H. Shin, “Estimation Techniques for Low-Cost Inertial Navigation,” University of Calgary, Calgary, Alberta, 2005.
- [7] R. Laureando Emanuele Menegatti David Tedaldi Correlatore Ing Alberto Pretto, “IMU calibration without mechanical equipment (Calibrazione di IMU svincolata da apparati meccanici),” 2013.
- [8] O. J. Woodman, “An introduction to inertial navigation An introduction to inertial navigation,” 2007, [Online]. Available:
<http://www.cl.cam.ac.uk/http://www.cl.cam.ac.uk/techreports/>
- [9] “Difference Between IMU, AHRS, & INS - Overview | Inertial Sense [Video].”
<https://inertialsense.com/difference-between-imu-ahrs-ins/> (accessed Jun. 19, 2023).
- [10] “File:Apollo IMU at Draper Hack the Moon exhibit.agr.jpg - Wikimedia Commons.” <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=82248569> (accessed Jun. 19, 2023).
- [11] “What is an Inertial Measurement Unit? · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-inertial-measurement-unit-imu> (accessed Jun. 19, 2023).
- [12] “Learn how an Attitude and Heading Reference System (AHRS) works · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-ahrs> (accessed Jun. 19, 2023).

- [13] “What is an Inertial Navigation System? · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-ins>
 (accessed Jun. 19, 2023).
- [14] “Inertial Navigation Primer · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer> (accessed Jun. 18, 2023).
- [15] “Learn about the integration of a GNSS Compass with a GNSS/INS · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-gnsscompass> (accessed Jun. 19, 2023).
- [16] “Introduction to inertial sensors · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-inertial> (accessed Jun. 19, 2023).
- [17] “MEMS: Microelectromechanical Systems”, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available:
<https://courses.cs.washington.edu/courses/cse466/15au/pdfs/lectures/MEMS%20Sensors.pdf>
- [18] “Learn about MEMS accelerometers, gyroscopes, and magnetometers · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-mems> (accessed Jun. 19, 2023).
- [19] J. Gustafsson, “Orientation estimation of a rigid multi body system using accelerometers, gyroscopes and the geometry.”
- [20] J. Du, “SIGNAL PROCESSING FOR MEMS SENSOR BASED MOTION ANALYSIS SYSTEM,” Mälardalen University, 2016.
- [21] M. Pettersson, “Extended Kalman Filter for Robust UAV Attitude Estimation,” Linköpings Universitet, Linköping , 2015.
- [22] K. Gade, “Introduction to Inertial Navigation and Kalman Filtering (INS tutorial),” 2009.
- [23] M. Håkansson, “Inertial Measurement Unit Application for Time of Flight Cameras,” Luleå University of Technology, Luleå, 2011.
- [24] “Earth’s Magnetic Field.” <https://www.poleshiftnews.com/earths-magnetic-field.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [25] “Barometric pressure sensor | Electronics Basics | ROHM.”
<https://www.rohm.com/electronics-basics/sensor/barometric-pressure-sensor>
 (accessed Jun. 19, 2023).
- [26] “The 3 Main Errors That Affect Pressure Sensor Accuracy - WIKA blog.”
<https://blog.wika.us/knowhow/pressure-sensor-accuracy-3->

- errors/?doing_wp_cron=1687167077.8269550800323486328125 (accessed Jun. 19, 2023).
- [27] “Comparing Pressure Transmitter Accuracy and Non-Linearity | WIKA blog.” <https://blog.wika.us/knowhow/pressure-transmitter-accuracy-and-non-linearity/> (accessed Jun. 19, 2023).
- [28] “Learn how a GNSS-Aided Inertial Navigation System (GNSS/INS) works · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-gpsins> (accessed Jun. 19, 2023).
- [29] “IMU Specifications Explained · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/specifications--and--error-budgets/specs-imuspecs> (accessed Jun. 19, 2023).
- [30] L. B. Pupo, “Characterization of Errors and Noises in MEMS Inertial Sensors Using Allan Variance Method.”
- [31] A. M. Sabatini, “Kalman-filter-based orientation determination using inertial/magnetic sensors: Observability analysis and performance evaluation,” *Sensors*, vol. 11, no. 10, pp. 9182–9206, Oct. 2011, doi: 10.3390/s111009182.
- [32] G. Welch and G. Bishop, “An Introduction to the Kalman Filter.” [Online]. Available: <http://www.cs.unc.edu/~gb>
- [33] N. Trawny and S. I. Roumeliotis, “Indirect Kalman Filter for 3D Attitude Estimation,” 2005.
- [34] J. Diebel, “Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors,” 2006.
- [35] N. Trawny and S. I. Roumeliotis, “Indirect Kalman Filter for 3D Attitude Estimation (includes Quaternions),” *Technical Report*, no. 612, 2005.
- [36] J. Solà, “Quaternion kinematics for the error-state Kalman filter,” *arXiv e-prints*, p. arXiv:1711.02508, Nov. 2017, doi: 10.48550/arXiv.1711.02508.
- [37] A. Noureldin, T. B. Karamat, and J. Georgy, “Basic Navigational Mathematics, Reference Frames and the Earth’s Geometry,” in *Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration*, Springer Berlin Heidelberg, 2013, pp. 21–63. doi: 10.1007/978-3-642-30466-8_2.
- [38] “Reference frames and how they are used in inertial navigation · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/math-fundamentals/math-refframes> (accessed Jun. 19, 2023).
- [39] K. J. Johnston and C. De Vegt, “REFERENCE FRAMES IN ASTRONOMY,” 1999. [Online]. Available: <http://maia.usno.navy.mil/conventions.html>.

- [40] “File:Geoide NIMA.gif - Wikimedia Commons.”
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Geoide_NIMA.gif (accessed Jun. 19, 2023).
- [41] “Complementary Filter — AHRS 0.3.1 documentation.”
<https://ahrs.readthedocs.io/en/latest/filters/complementary.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [42] A. Valade, P. Acco, P. Grabolosa, and J. Y. Fourniols, “A study about kalman filters applied to embedded sensors,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 17, no. 12, Dec. 2017, doi: 10.3390/s17122810.
- [43] “Personal.” <https://nitinjsanket.github.io/tutorials/attitudeest/kf> (accessed Jun. 19, 2023).
- [44] A. Kelly, “A 3D State Space Formulation of a Navigation Kalman Filter for Autonomous Vehicles,” Pittsburgh, PA, May 1994.
- [45] S. O. H. Madgwick, A. J. L. Harrison, and R. Vaidyanathan, “Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm,” in *2011 IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics*, 2011, pp. 1–7. doi: 10.1109/ICORR.2011.5975346.
- [46] S. O. H. Madgwick, “An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays,” 2010.
- [47] R. Mahony, T. Hamel, J.-M. Pflimlin, J.-M. Pflimlin Nonlinear, and R. Mahony, “Complementary Filters on the Special Orthogonal Group,” *IEEE Trans Automat Contr*, vol. 53, no. 5, pp. 1203–1217, 2008, doi: 10.1109/TAC.2008.923738i.
- [48] R. Mahony, T. Hamel, and J.-M. Pflimlin, “Complementary filter design on the special orthogonal group $SO(3)$.”
- [49] R. Mahony, T. Hamel, and J.-M. Pflimlin, “Nonlinear Complementary Filters on the Special Orthogonal Group,” *IEEE Trans Automat Contr*, vol. 53, no. 5, pp. 1203–1218, 2008, doi: 10.1109/TAC.2008.923738.
- [50] M. Euston, P. Coote, R. Mahony, J. Kim, and T. Hamel, “A Complementary Filter for Attitude Estimation of a Fixed-Wing UAV.”
- [51] M. Euston, P. Coote, R. Mahony, J. Kim, and T. Hamel, “A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV,” in *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2008, pp. 340–345. doi: 10.1109/IROS.2008.4650766.
- [52] G. Baldwin, R. Mahony, J. Trumppf, T. Hamel, and T. Cheviron, “Complementary filter design on the Special Euclidean group $SE(3)$,” in *2007 European Control Conference (ECC)*, 2007, pp. 3763–3770. doi: 10.23919/ECC.2007.7068746.

- [53] “General Description Applications • Industrial Sensors • 4-20mA Current Loops • HVAC and Building Control • High-Voltage LDO Replacement • General Purpose Point-of-Load”, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available: www.maximintegrated.com
- [54] “Datasheet - STM32G431x6, STM32G431x8 STM32G431xB,” 2021, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32g431cb.pdf>
- [55] “Introduction to SPI Interface | Analog Devices.” <https://www.analog.com/en/analog-dialogue/articles/introduction-to-spi-interface.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [56] “UART: A Hardware Communication Protocol Understanding Universal Asynchronous Receiver/Transmitter | Analog Devices.” <https://www.analog.com/en/analog-dialogue/articles/uart-a-hardware-communication-protocol.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [57] “CAN & CAN FD: Serial protocol decoding | PicoScope A to Z.” <https://www.picotech.com/library/oscilloscopes/can-bus-serial-protocol-decoding> (accessed Jun. 19, 2023).
- [58] “LPS22HB EMS nano pressure sensor: 260-1260 hPa absolute digital output barometer,” 2017. Accessed: Jun. 21, 2023. [Online]. Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/lps22hb.pdf>
- [59] “Datasheet - LSM6DSV16BX,” 2023. Accessed: Jun. 21, 2023. [Online]. Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/lsm6dsv16bx.pdf>
- [60] “LIS2MDL,” 2018. Accessed: Jun. 21, 2023. [Online]. Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/lis2mdl.pdf>
- [61] “Teseo-LIV3FL Tiny low power GNSS module,” 2022, Accessed: Jun. 21, 2023. [Online]. Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/teseo-liv3fl.pdf>
- [62] “Learn more about magnetometer models and HSI calibration · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/specifications--and--error-budgets/specs-hsicalibration> (accessed Jun. 19, 2023).
- [63] “The FreeRTOS™ Reference Manual,” 2017, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available: https://www.freertos.org/fr-content-src/uploads/2018/07/FreeRTOS_Reference_Manual_V10.0.0.pdf
- [64] “Mastering the FreeRTOS™ Real Time Kernel”, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available: <http://www.FreeRTOS.org>
- [65] “What is a Real-Time Operating System.” <https://www.digikey.gr/en/maker/projects/what-is-a-realtime-operating-system-rtos/28d8087f53844decafa5000d89608016> (accessed Jun. 19, 2023).



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΩΝ, ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΗΣ
ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ

Design and Implementation of an Inertial Navigation System

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Στέφανος-Νεοκλής Ν. Σαχλίκης

Επιβλέπων Καθηγητής:

Ευάγγελος Β. Χριστοφόρου

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Ιούνιος 2023



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΩΝ, ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΗΣ
ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ

Design and Implementation of an Inertial Navigation System

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Σαχλίκη Στέφανος-Νεοκλής

Εγκρίθηκε από την τριμελή εξεταστική επιτροπή την 22^η Ιουνίου 2023.

.....
Ευάγγελος Χριστοφόρου
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Ευστάθιος Συκάς
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Πέτρος Μαραγκός
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Στέφανος-Νεοκλής Ν. Σαχλίκης

Διπλωματούχος Ηλεκτρολόγος Μηχανικός και Μηχανικός Υπολογιστών Ε.Μ.Π.

Copyright © Σαχλίκης Στέφανος Νεοκλής, 2023.

Με επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All rights reserved.

Απαγορεύεται η αντιγραφή, αποθήκευση και διανομή της παρούσας εργασίας, εξ' ολοκλήρου ή τμήματος αυτής, για εμπορικό σκοπό. Επιτρέπεται η ανατύπωση, αποθήκευση και διανομή για σκοπό μη κερδοσκοπικό, εκπαιδευτικής ή ερευνητικής φύσης, υπό την προϋπόθεση να αναφέρεται η πηγή προέλευσης και να διατηρείται το παρόν μήνυμα. Ερωτήματα που αφορούν τη χρήση της εργασίας για κερδοσκοπικό σκοπό πρέπει να απευθύνονται προς τον συγγραφέα.

Οι απόψεις και τα συμπεράσματα που περιέχονται σε αυτό το έγγραφο εκφράζουν τον συγγραφέα και δεν πρέπει να ερμηνευθεί ότι αντιπροσωπεύουν τις επίσημες θέσεις του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου.

1 Περίληψη

Στον σημερινό τεχνολογικά προηγμένο κόσμο, η ζήτηση για ακριβή και αξιόπιστα συστήματα πλοήγησης συνεχίζει να αυξάνεται. Η παρούσα διπλωματική εργασία παρουσιάζει μια ολοκληρωμένη μελέτη σχετικά με το σχεδιασμό, την υλοποίηση και την ανάλυση μιας συσκευής αδρανειακού συστήματος πλοήγησης (INS). Η έρευνα αυτή περιστρέφεται γύρω από τη διερεύνηση της λειτουργίας των αισθητήρων μικροηλεκτρομηχανικών συστημάτων (MEMS), την κατανόηση θεμελιωδών εννοιών πλοήγησης και τη διερεύνηση αλγορίθμων συγχώνευσης αισθητήρων. Η συσκευή INS που αναπτύχθηκε αξιοποιεί την τεχνολογία αισθητήρων MEMS για τη συλλογή δεδομένων κίνησης, επιτρέποντας την εκτίμηση της θέσης, της ταχύτητας και του προσανατολισμού της συσκευής σε πραγματικό χρόνο. Το υλικό και το λογισμικό του INS σχεδιάστηκαν με στόχο να διασφαλιστεί η βέλτιστη απόδοση και η απρόσκοπτη συγχώνευση δεδομένων. Συνολικά, η παρούσα διατριβή παρουσιάζει μια ολοκληρωμένη μελέτη που περιλαμβάνει το σχεδιασμό, την υλοποίηση και την ανάλυση μιας συσκευής INS, διερευνώντας τη λειτουργία των αισθητήρων MEMS και τους αλγορίθμους συγχώνευσης αισθητήρων. Οι γνώσεις που αποκτήθηκαν από αυτή την έρευνα συμβάλλουν στην πρόοδο των αδρανειακών συστημάτων πλοήγησης και παρέχουν μια σταθερή βάση για μελλοντικές βελτιώσεις και εφαρμογές στον τομέα της πλοήγησης και του εντοπισμού θέσης.

Λέξεις-κλειδιά: Πλοήγηση, Επιταχυνσιόμετρο, Μαγνητόμετρο, Γυροσκόπιο, Συγχώνευση Δεδομένων

2 Abstract

In today's technologically advanced world, the demand for accurate and reliable navigation systems continues to grow. This thesis presents a comprehensive study on the design, implementation, and analysis of an Inertial Navigation System (INS) device. The primary focus of this research revolves around investigating the operation of Microelectromechanical Systems (MEMS) sensors, understanding fundamental navigation concepts, and exploring sensor fusion algorithms. The INS device developed in this research leverages the MEMS sensor technology to gather accurate motion data, enabling the estimation of position, velocity, and orientation of the device in real-time. The hardware and software aspects of the INS device are meticulously designed and integrated to ensure optimal performance and seamless data fusion. Overall, this thesis presents a comprehensive study that encompasses the design, implementation, and analysis of an INS device, exploring MEMS sensor operation, navigation concepts, and sensor fusion algorithms. The insights gained from this research contribute to the advancement of inertial navigation systems and provide a solid foundation for future improvements and applications in the field of navigation and positioning.

Keywords: *Navigation, Accelerometer, Magnetometer, Gyroscope, Sensor Fusion*

3 Acknowledgements

Σε αυτό το σημείο, με την ολοκλήρωση της διπλωματικής μου εργασίας και συνάμα των προπτυχιακών μου σπουδών, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους τους ανθρώπους που με βοήθησαν να φτάσω στο σημείο που βρίσκομαι σήμερα:

1. Την μητέρα μου και τον πατέρα μου, που ήταν πάντα δίπλα μου όλα αυτά τα χρόνια.
2. Τον επιβλέποντα καθηγητή της εργασίας μου κ. Χριστοφόρου για την βοήθεια του και την ευκαιρία να συνεργαστώ μαζί του.
3. Τον κ .Συκά και τον κ. Μαραγκό για το χρόνο που διέθεσαν για την εξέταση της εργασίας και κυρίως για τις γνώσεις που έλαβα από τα μαθήματα τους.
4. Την αδελφή μου, την Άντα, την Εβελίνα, τον Τάσο και την Νεφέλη για τη βοήθεια τους κατά την εκπόνηση της εργασίας μου και την υποστήριξη τους.
5. Τον φίλο μου Μιχάλη για την βοήθεια του και την απίστευτη συνεργασία μας τα τελευταία 3 χρόνια.
6. Τους φίλους μου Γιάννη, Θοδωρή, Ορφέα και Ηλία που ήταν δίπλα μου από τις πρώτες μέρες στη σχολή.

4 Table of Contents

1	Περίληψη	iii
2	Abstract.....	v
3	Acknowledgements.....	vii
4	Table of Contents.....	ix
5	List of Figures	xiii
6	List of Tables	xvi
1.	Introduction	18
2	INS Overview.....	22
2.1	Navigation Devices	22
2.1.1	IMU.....	23
2.1.2	AHRS.....	23
2.1.3	INS (GNSS Aided IMU).....	24
2.1.4	GNSS Compass (Dual GNSS and IMU)	25
2.2	Inertial Sensors	26
2.2.1	Gyroscope (Gyro)	27
2.2.2	Accelerometer (Accel).....	30
2.2.3	Magnetometer	33
2.2.4	Pressure Sensor.....	36
2.2.5	Global Navigation Satellite System (GNSS).....	37
2.3	IMU Specifications.....	39
2.3.1	Sensor Performance.....	39
2.4	Noise Analysis	41
2.4.1	Thermal Noise	41
2.4.2	Flicker Noise	41
2.4.3	White Noise.....	41

2.4.4	Environmental Noise.....	42
2.4.5	Resonance Noise.....	42
2.4.6	PSD Analysis.....	42
2.4.7	Allan Variance.....	42
2.4.8	Time Domain Analysis.....	42
2.5	State estimation and Quaternions.....	43
2.6	Quaternion definition and properties.....	44
3	Theoretical Framework.....	46
3.1	Reference Frame and World Models.....	46
3.1.1	The Inertial Frame.....	46
3.1.2	The Body Frame.....	47
3.1.3	Earth-Centered Earth-Fixed frame.....	47
3.1.4	Earth-Centered Inertial Frame.....	48
3.1.5	Geodetic Frame.....	49
3.1.6	North-East-Down (NED) and East-North-Up (ENU) frames.....	49
3.1.7	Earth Gravitational Model.....	51
3.1.8	World Magnetic Model.....	51
3.2	Sensor Models.....	52
3.2.1	Gyroscope Error Model.....	52
3.2.2	Accelerometer Error Model.....	54
3.2.3	Magnetometer Error Model.....	56
3.2.4	Absolute Pressure Sensor Error Model.....	58
3.2.5	GNSS Error Model.....	60
3.3	Sensor Fusion Algorithms.....	61
3.3.1	Complementary Filter.....	61
3.3.2	Kalman Filters.....	63
3.3.3	Extended Kalman Filter (EKF).....	65

3.3.4	Unscented Kalman Filter (UKF)	68
3.3.5	Madgwick Filter	69
3.3.6	Mahony Filter	72
4	System Design	74
4.1	System Architecture	74
4.1.1	Power Supply Architecture	74
4.1.2	MCU architecture	77
4.1.3	Sensors Architecture	79
4.1.4	Peripherals and Communication	81
4.2	Hardware Design	83
4.2.1	Schematic Overview	84
4.2.2	PCB Design Overview	93
4.3	Sensors Overview	101
4.4	Sensors Calibration	105
4.4.1	Spherical Fitting	105
4.4.2	Gimbal Test Rig calibration	107
4.5	Software Design	108
4.5.1	Software Architecture	108
4.5.2	Task Management	112
4.5.3	ISR Management	115
5	Eexperimental Results	116
5.1	Stationary Sensors Output	116
5.2	Calibration Output	130
5.3	State Estimation Algorithm Evaluation	135
6	Conclusions	136
7	Future Work	137
8	Bibliography	138

5 List of Figures

Figure 1.1 Almost all satellites, planes, ships, and cars have are equipped with an INS	18
Figure 1.2 Litton LN-3 Inertial Navigation System what	19
Figure 1.3 The VN-100 is a high performance IMU from Vectornav	20
Figure 2.1The Apollo 11 IMU	22
Figure 2.2 AHRS Component Diagram	24
Figure 2.3 GNSS-Aided INS Component Diagram	25
Figure 2.4 GNSSS Compass component diagram	26
Figure 2.5 Gyroscope Performance Grade	28
Figure 2.6 Simple Gyroscope Model. Left: Tuning Fork. Right: Single Mass	28
Figure.2.7 MEMS Gyroscope	30
Figure 2.8 Accelerometer Performance Grade	31
Figure 2.9 Horizontal Accelerometer Model	31
Figure 2.10 Vertical Accelerometer Model	32
Figure 2.11 MEMS accelerometer	33
Figure 2.12 Map of magnetic declination	34
Figure 2.13 Map of magnetic inclination	34
Figure 2.14 Map of horizontal magnetic field intensity	35
Figure 2.15 Magnetic declination and inclination in the NED frame	36
Figure 2.16 Global Navigation Satellite System (GNSS)	38
Figure 3.1 ECI and ECEF coordinate systems	48
Figure 3.2 ECEF and ENU coordinate systems	50
Figure 3.3 ECEF and NED coordinate systems	50
Figure 3.4 EGM 96 derivative model	51
Figure 3.5 The discrete Kalman filter cycle	65
Figure 3.6 Madgwick algorithm block diagram for a MARG sensor array	70
Figure 4.1 Implemented INS architecture	74
Figure 4.2 Synchronous DC/DC buck converter circuit	75
Figure 4.3 Proposed power supply architecture	75
Figure 4.4 Proposed power supply input protection circuit	76
Figure 4.5 MAX17640AATA+ synchrnous DC/DC block diagram	77
Figure 4.6 STM32G4331 Block diagram	78
Figure 4.7 3-Axis accelerometer	79

Figure 4.8 3-Axis gyroscope.....	80
Figure 4.9 3-Axis magnetometer	80
Figure 4.10 Single aster single slave SPI bus	82
Figure 4.11 UART message frame	83
Figure 4.12 CAN2.0B message frame	83
Figure 4.13 SNS INS Hierarchical schematic	85
Figure 4.14 SNS INS power supply schematic.....	86
Figure 4.15 SNS INS DC/DC converter schematic.....	87
Figure 4.16 SNS INS Sensors LDO schematic.....	88
Figure 4.17 SNS INS Digital loads LDO schematic.....	88
Figure 4.18 SNS INS input filters and protection circuit schematic.....	89
Figure 4.19 SNS INS MCU and peripherals schematic.....	90
Figure 4.20 SNS INS Accelerometer-Gyroscope schematic	91
Figure 4.21 SNS INS magnetometer schematic	92
Figure 4.22 SNS INS barometric pressure sensor schematic	92
Figure 4.23 SNS INS connectors and interfaces schematic.....	93
Figure 4.24 SNS INS PCB stackup	96
Figure 4.25 SNS INS transmission lines structure table.....	96
Figure 4.26 SNS INS Via type.....	97
Figure 4.27 SNS INS layout	97
Figure 4.28 SNS INS realistic view.....	98
Figure 4.29 SNS INS top side assembly document	100
Figure 4.30 SNS INS bottom side assembly document.....	101
Figure 4.31 LPS22HB pressure sensor	102
Figure 4.32 LSM6DSV16BX IMU sensor	103
Figure 4.33 TESEO-LIV3FL GNSS module	105
Figure 4.34 RTOS overview	108
Figure 4.35 RTOS Task scheduling	109
Figure 4.36 RTOS Task states	110
Figure 4.37 RTOS Task communication	110
Figure 4.38 RTOS memory Management	111
Figure 4.39 Proposed firmware RTOS Implementation.....	114
Figure 5.1 Overall sampled data.....	116
Figure 5.2 Gyroscope Data Z-axis.....	117
Figure 5.3 Gyroscope Data Y-axis	117
Figure 5.4 Gyroscope Data X-axis	118
Figure 5.5 Gyroscope Data	118

Figure 5.6 Accelerometer data Z-axis.....	119
Figure 5.7 Accelerometer Data X-axis	119
Figure 5.8 Accelerometer Data Y-axis	120
Figure 5.9 Accelerometer Data.....	120
Figure 5.10 Magnetometer Data X-axis	121
Figure 5.11 Magneometer Data Y-axis.....	121
Figure 5.12 Magnetometer Data Z-axis.....	122
Figure 5.13 Magnetometer Data.....	122
Figure 5.14 Magnetometer Data Y-axis histogram.....	123
Figure 5.15 Magnetometer Data X-axis histogram.....	124
Figure 5.16 Magnetometer Data Z-axis histogram.....	124
Figure 5.17 Accelerometer Data Z-axis histogram.....	125
Figure 5.18 Accelerometer Data Y-axis histogram	125
Figure 5.19 Accelerometer Data X-axis histogram	126
Figure 5.20 Gyroscope Data Z-axis histogram.....	126
Figure 5.21 Gyroscope Data Y-axis histogram	127
Figure 5.22 Gyroscope Data X-axis histogram	127
Figure 5.23 Gyro Noise PSD.....	128
Figure 5.24Accelerometer Noise PSD.....	129
Figure 5.25Magnetometer Noise PSD.....	129
Figure 5.26 YZ Magnetometer Data.....	130
Figure 5.27 XY Magnetometer Data	131
Figure 5.28 XZ Magnetometer Data.....	131
Figure 5.29 Magnetometer 3D scatter plot	132
Figure 5.30 XY Accelerometer Data	133
Figure 5.31 YZ Accelerometer Data.....	133
Figure 5.32 XZ Accelerometer Data.....	134
Figure 5.33 Accelerometer 3D scatter plot.....	134
Figure 5.34 Madgwick Algorithm implementation results.....	135

6 List of Tables

Table 4.1 Design Rules.....	95
Table 4.2 Magnetometer and Accelerometer error models	106
Table 4.3 Implemented Firmware Tasks	114

1. Introduction

In recent years, autonomous vehicles such as cars and aircraft have gained increasing attention due to their potential to revolutionize transportation systems and improve safety and efficiency. One crucial component of autonomous vehicles is the ability to accurately estimate their position and orientation, which requires sophisticated navigation systems.

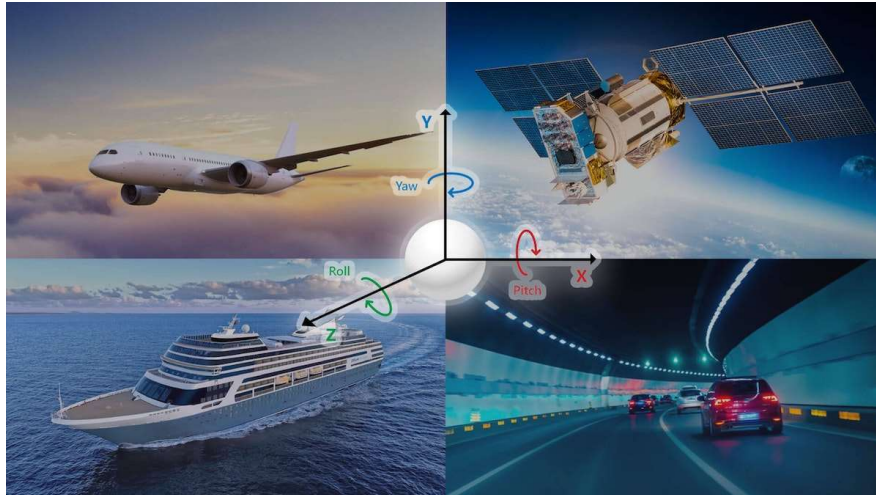


Figure 1.1 Almost all satellites, planes, ships, and cars have are equipped with an INS [1]

Throughout history, the evolution of navigation systems has transformed the way we traverse the world. It all began with celestial navigation, where intrepid sailors and explorers relied on the stars to navigate vast oceans. In the 16th century, the advent of dead reckoning allowed mariners to estimate their current position by projecting their course based on known positions, considering factors such as speed and time [2]. The 19th century brought the development of gyroscopes, which provided a stable reference for measuring orientation and rotation, revolutionizing navigation, particularly in aviation.

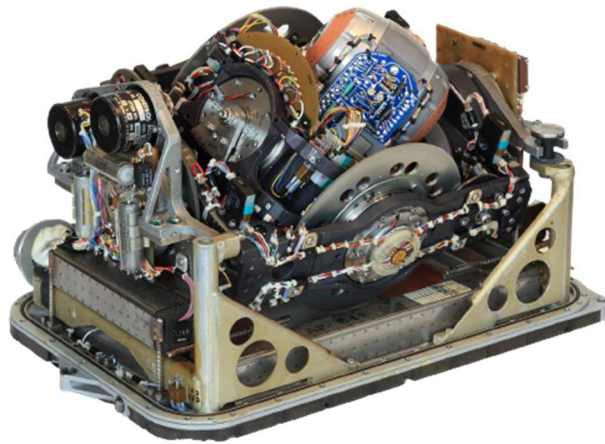


Figure 1.2 Litton LN-3 Inertial Navigation System what [3]

However, a breakthrough came with the introduction of Inertial Navigation Systems (INS) during World War II [4]. INS, a self-contained navigation system, combined accelerometers, and gyroscopes to continuously calculate position, velocity, and attitude without external references. Initially employed in aircraft and submarines, INS allowed them to navigate accurately even when GPS signals were unavailable or purposely disrupted, greatly enhancing their capabilities for long-range flights and underwater operations.

In the 1970s, Ring Laser Gyroscopes (RLG) emerged as a significant advancement, replacing mechanical gyroscopes, and enabling more precise and reliable INS measurements [5]. Then, in the late 20th century, INS underwent a transformative integration with the Global Positioning System (GPS) [2]. This fusion, known as an Inertial Navigation System/GPS (INS/GPS) hybrid, provided a seamless combination of inertial sensors with satellite-based positioning, resulting in highly accurate and continuous navigation data.

Over time, INS technology has continued to evolve, embracing miniaturization, improved power efficiency, and enhanced computational capabilities. Today, it finds widespread application across various domains, including aviation, marine navigation, autonomous vehicles, and space exploration [6]. These modern developments have empowered us to navigate our complex world with unprecedented precision and confidence.

Inertial Navigation Systems (INS) have emerged as a promising technology for providing accurate position and orientation estimates in autonomous vehicles. INS relies on a combination of sensors to continuously track the vehicle's motion and orientation. INS can provide extremely accurate and reliable estimates of the vehicle's position and orientation, even in challenging environments where other navigation systems may fail [3].

However, the cost of off-the-shelf INS devices, used in aviation and space vehicles can be prohibitively expensive and extremely bulky, limiting their widespread adoption in autonomous vehicles. Moreover, cheaper INS devices may not provide the same level of accuracy or reliability as their more expensive counterparts.



Figure 1.3 The VN-100 is a high performance IMU from Vectornav [3]

To achieve this goal, the proposed INS will utilize a combination of sensors, including an accelerometer, gyroscope, magnetometer, GNSS, and barometric pressure sensor. These sensors will work together to measure different aspects of the vehicle's motion, such as acceleration,

rotation, and changes in altitude. The data from these sensors will be fused using advanced signal processing techniques to estimate the vehicle's position and orientation accurately.

The proposed INS will be designed with a particular focus on low cost and high accuracy. To achieve this, the research will investigate the most cost-effective and accurate sensors and signal processing techniques that can be used to develop the INS.

Overall, the results of this research aim to offer valuable insights into the development of low-cost yet highly accurate INS for autonomous vehicles. The proposed INS holds the potential to bring notable advancements to the field of autonomous vehicle navigation by providing an affordable solution that strives to be both accurate and reliable. This research may also present new possibilities for the broader acceptance of autonomous vehicles in various applications, including transportation, logistics, and military operations.

2 INS Overview

2.1 Navigation Devices

Navigation devices are essential tools used for measuring the position, orientation, and velocity of objects in motion. They have numerous applications in fields such as aviation, marine navigation, robotics, and autonomous vehicles [7]. To measure these parameters, navigation devices utilize inertial sensing equipment, such as gyroscopes and accelerometers, along with external sensors that measure changes outside of the sensor frame, such as magnetometers, barometric pressure sensors, and GNSS.

In recent years, MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) sensors have become increasingly popular for use in navigation devices due to their small size, low power consumption, and high accuracy [8]. MEMS sensors are based on microscopic mechanical components that can detect motion and orientation changes using microelectronic circuits.

In this section, we will review the various types of navigation devices, including IMUs, AHRS, INS (GNSS Aided IMU), and GNSS Compasses (Dual GNSS and IMU) [9]. By understanding the different types of navigation devices and their specific functions, readers will gain a better understanding of their significance and application in various fields.

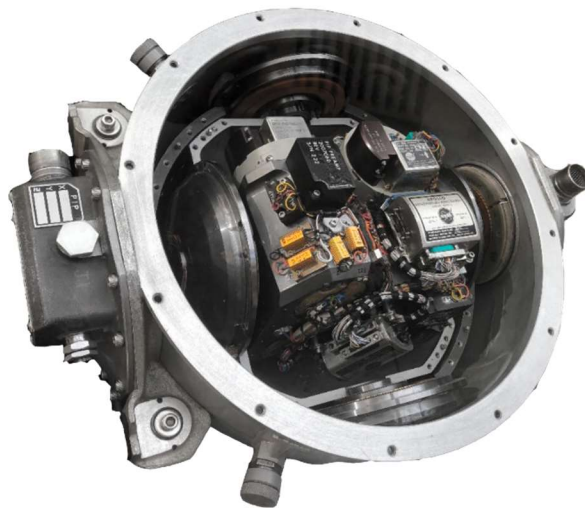


Figure 2.1 The Apollo 11 IMU [10]

2.1.1 IMU

Inertial Measurement Units (IMUs) are devices that measure the acceleration and angular rate of a moving object. They typically consist of three accelerometers and three gyroscopes that measure linear and rotational motion in three dimensions. The measurements from the accelerometers and gyroscopes are combined to calculate the object's position, velocity, and orientation over time [11].

IMUs are commonly used in applications where GPS signals are not available or reliable, such as indoor navigation, unmanned aerial vehicles (UAVs), and virtual reality systems. They are also used in conjunction with other sensors, such as magnetometers and barometers, to improve their accuracy.

However, IMUs have limitations, such as drift errors and biases that accumulate over time. They also require frequent calibration to maintain their accuracy. Despite these limitations, IMUs are a popular choice for navigation in environments where other sensors are not suitable.

Overall, IMUs are important navigation devices that play a significant role in a wide range of applications. While they have limitations, their versatility and reliability make them a valuable tool for navigation in challenging environments.

2.1.2 AHRS

Attitude and Heading Reference Systems (AHRSs) are navigation devices that combine the measurements from IMUs with magnetometers to calculate the object's attitude (orientation) and heading (direction). AHRSs can also incorporate barometers to estimate altitude.

AHRSs are commonly used in aviation and marine navigation, as well as in UAVs and robotics. They are preferred over traditional gyroscopic compasses because they provide more accurate and reliable heading information, even in the presence of minor magnetic interference.

However, AHRSs have limitations, such as susceptibility to major magnetic interference and drift errors that accumulate over time. They also require frequent calibration to maintain their accuracy. Despite these limitations, AHRSs are an important navigation device for applications that require accurate attitude and heading information.

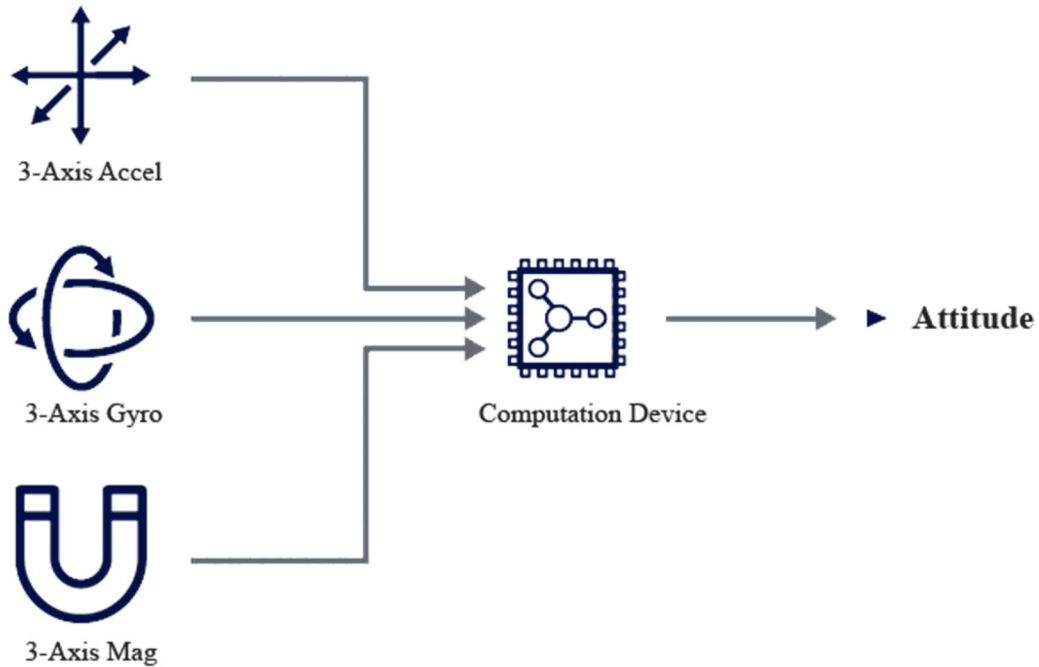


Figure 2.2 AHRS Component Diagram [12]

2.1.3 INS (GNSS Aided IMU)

Inertial Navigation Systems (INSs) are navigation devices that use IMUs to measure the object's acceleration and angular rate, and integrate these measurements to calculate the object's position, velocity, and attitude over time. INSs are commonly used in aviation, marine navigation, and land vehicles [13].

INSs can be aided by Global Navigation Satellite System (GNSS) receivers, which provide accurate position and velocity information to improve the accuracy of the INS. INSs can also be aided by other sensors, such as magnetometers and barometers, to further improve their accuracy.

INSs are preferred over other navigation devices because they provide continuous navigation information, even in the absence of external signals. However, INSs have limitations, such as drift errors that accumulate over time and require frequent calibration. INSs also require high-quality IMUs to achieve the desired accuracy.

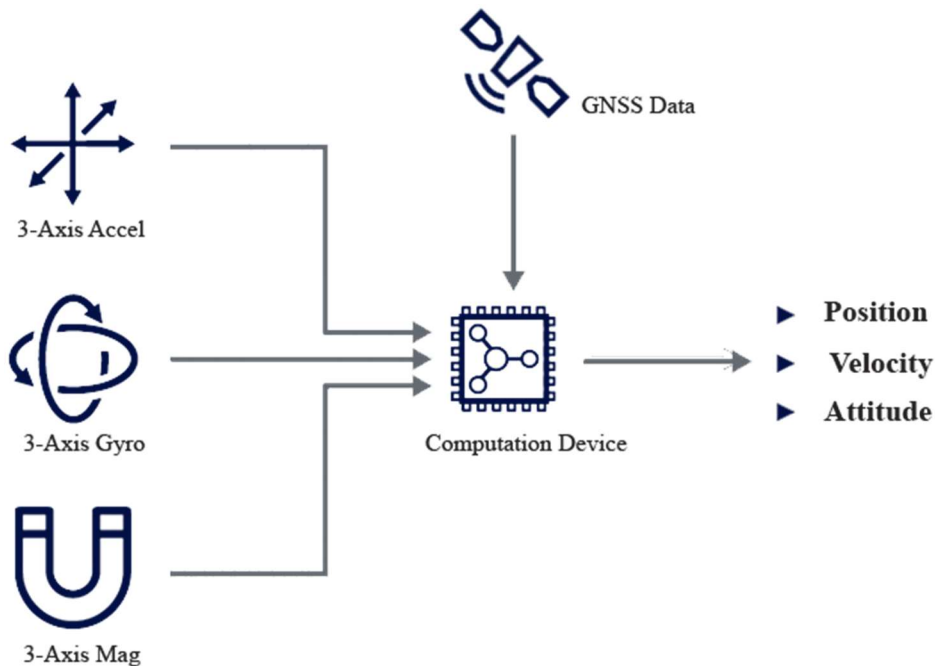


Figure 2.3 GNSS-Aided INS Component Diagram [14]

2.1.4 GNSS Compass (Dual GNSS and IMU)

GNSS Compasses are navigation devices that combine the measurements from two GNSS receivers with an IMU to calculate the object's position, velocity, attitude, and heading. The dual GNSS receivers are used to measure the relative position and velocity between the two antennas, while the IMU is used to calculate the object's attitude and heading[15].

GNSS Compasses are commonly used in marine navigation and offshore industries, where accurate heading information is crucial for safe navigation. They are preferred over traditional gyroscopic compasses because they provide more accurate and reliable heading information, even in the presence of magnetic interference.

However, GNSS Compasses have limitations, such as susceptibility to multipath and atmospheric interference, and the need for a clear view of the sky to receive signals from the GNSS satellites. Despite these limitations, GNSS Compasses are an important navigation device for applications that require accurate position, velocity, attitude, and heading information.

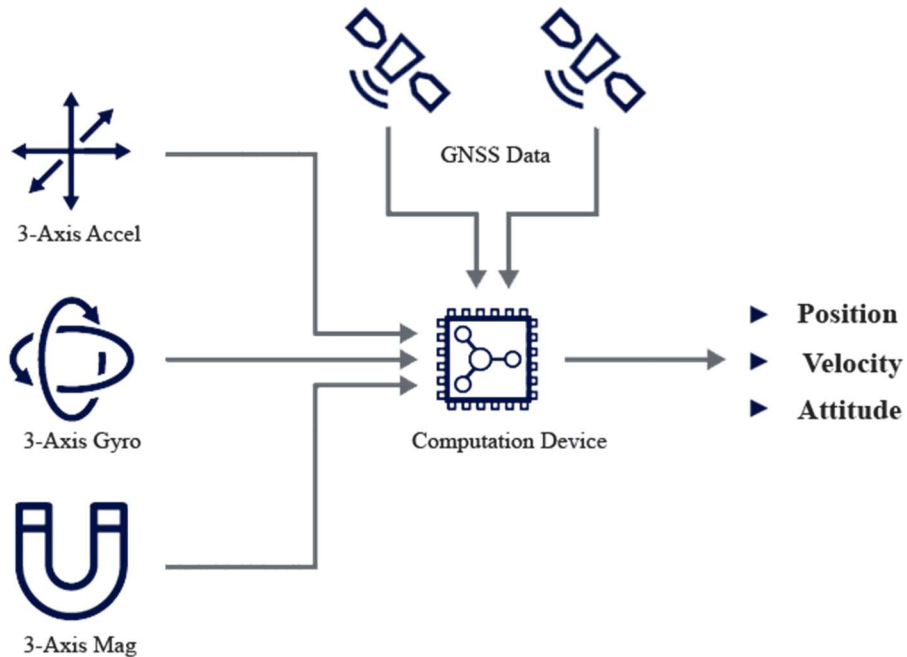


Figure 2.4 GNSS Compass component diagram [15]

2.2 Inertial Sensors

Inertial sensors have a rich history spanning over a century, serving as invaluable tools for measuring an object's motion in relation to an inertial reference frame. Initially, these sensors relied on bulky mechanical gyroscopes and accelerometers. However, the diligent efforts of scientists, engineers, and institutions since the early 1930s have resulted in significant advancements in this field [16]. This continuous refinement has led to the creation of a diverse range of inertial sensors with varying performance capabilities. Consequently, these modern inertial sensors find widespread utility in a myriad of applications, surpassing the limitations of their predecessors and enabling their integration into more diverse fields than ever before.

Inertial sensors encompass a vast market, offering a wide spectrum of products with varying price points and performance levels. This extensive variety often poses challenges for customers when it comes to selecting suitable components and determining appropriate pricing. Moreover, the absence of universally accepted definitions or standards for differentiating high, medium, and low-grade performance further contributes to the confusion. What one expert may consider high-end

could be deemed low-end by another expert. However, in general, inertial sensors can be categorized into four performance groups[16]:

- Navigation Grade
- Tactical Grade
- Industrial Grade
- Automotive/Consumer Grade

These performance categories are typically established based on the sensor's in-run bias stability, as this factor significantly influences inertial navigation performance. By assessing the in-run bias stability, the appropriate performance category can be assigned to inertial sensors, enabling users to make informed decisions based on their specific requirements and applications [16].

2.2.1 Gyroscope (Gyro)

Gyroscopes play a vital role in inertial sensors, offering precise measurement of angular rate or rotational motion with respect to an inertial frame. The market offers a wide array of gyroscopes with varying performance levels, including mechanical gyroscopes, fiber-optic gyroscopes (FOGs), ring laser gyroscopes (RLGs), and quartz/MEMS gyroscopes.

Quartz and MEMS gyroscopes are commonly found in consumer grade, industrial grade, and tactical grade applications, providing reliable performance within these markets. Fiber-optic gyroscopes, on the other hand, span all four performance categories, showcasing their versatility. Ring laser gyroscopes exhibit in-run bias stabilities ranging from 1 °/hour down to less than 0.001 °/hour, catering to the needs of tactical and navigation grade applications.

Notably, mechanical gyroscopes stand out as the highest performing gyroscopes available in the market. With their exceptional precision, mechanical gyroscopes can achieve in-run bias stabilities of less than 0.0001 °/hour, making them ideal for applications that demand utmost accuracy and reliability.

By considering the diverse range of gyroscopes available, customers can make informed choices based on the specific performance requirements of their applications, ensuring optimal integration of gyroscopic capabilities within inertial sensors.

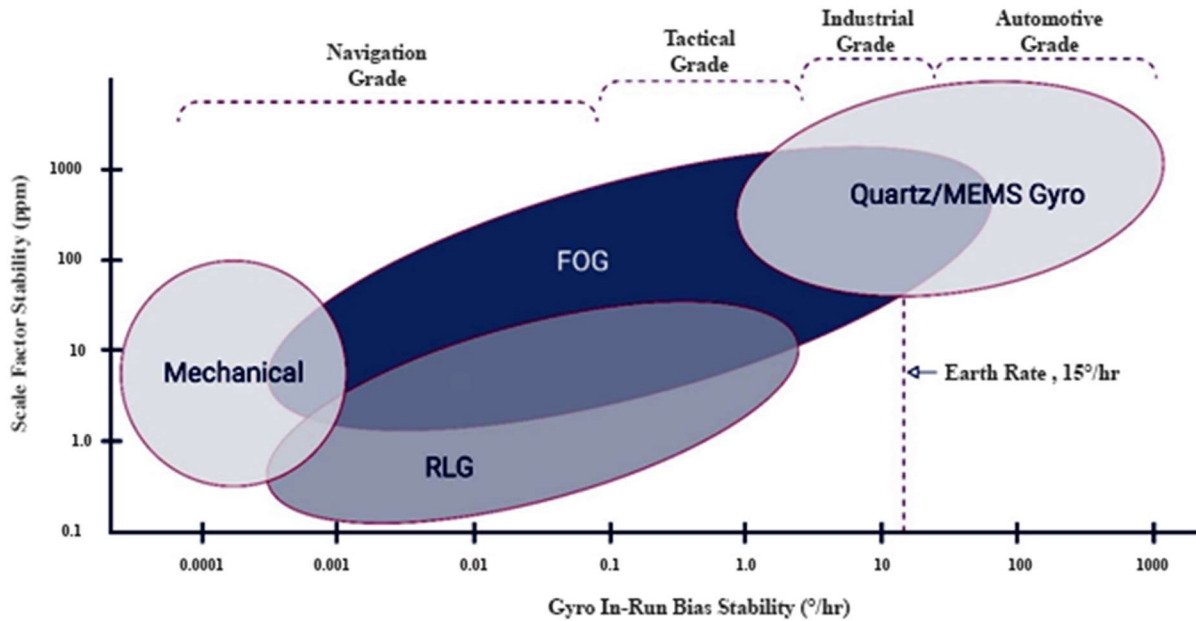


Figure 2.5 Gyroscope Performance Grade [16]

MEMS gyroscopes utilize the principle of the Coriolis effect, which describes the inertial force acting on moving objects in a rotating system [8][17]. To gain a clearer understanding, imagine a mass suspended by springs, as depicted in Figure 2.6. The mass is subjected to a driving force along the x-axis, causing it to oscillate rapidly in that direction. Simultaneously, an angular velocity, ω , is applied around the z-axis. Therefore, the mass experiences a Coriolis force, resulting in a displacement along the y-axis. This displacement is then measured using a capacitive sensing structure.

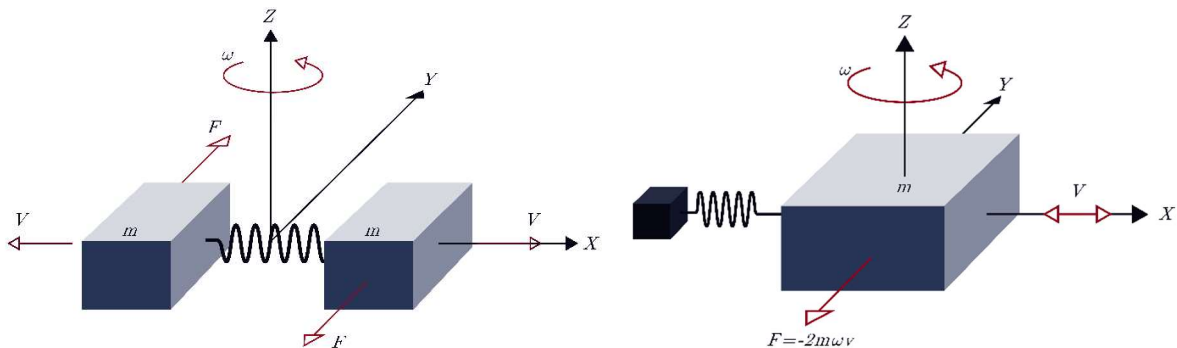


Figure 2.6 Simple Gyroscope Model. **Left:** Tuning Fork. **Right:** Single Mass[18]

The Coriolis force experienced by a frame that is rotating in a frame with mass \mathbf{m} , angular velocity $\boldsymbol{\omega}$, and moving at velocity \mathbf{v} is [8], [17], [19] :

$$F_c = -2m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) \quad (2.1)$$

The construction of MEMS gyroscopes can introduce geometrical imperfections in the vibrating mechanical structure and sense electrodes, resulting in the generation of an output signal even when there is no actual rotation [17], [20]. These gyroscopes are typically fabricated using temperature-sensitive silicon, whose physical characteristics vary significantly with changes in ambient temperature. Elevated ambient temperature, for instance, leads to alterations in young's modulus of the silicon material, causing inaccuracies in the output. Moreover, temperature differentials can induce thermoelectric effects, introducing voltage variations and resulting in a biased output from the sensor [17]. The combined effect of temperature and humidity may even cause a permanent offset. A crucial performance parameter for vibratory gyroscopes is their zero-rate output, indicating the absence of rotation.

When employing the strap-down method, the angular rates provided by the gyroscope are integrated over a brief duration, enabling the determination of the current angles of the object [8]. This method proves valuable in estimating the attitude of a rigid object for a limited period. However, it is important to consider the gyroscope bias offset, as it causes the estimated angles to deviate over time. In other words, the accuracy of the estimated angles diminishes as time progresses [21].

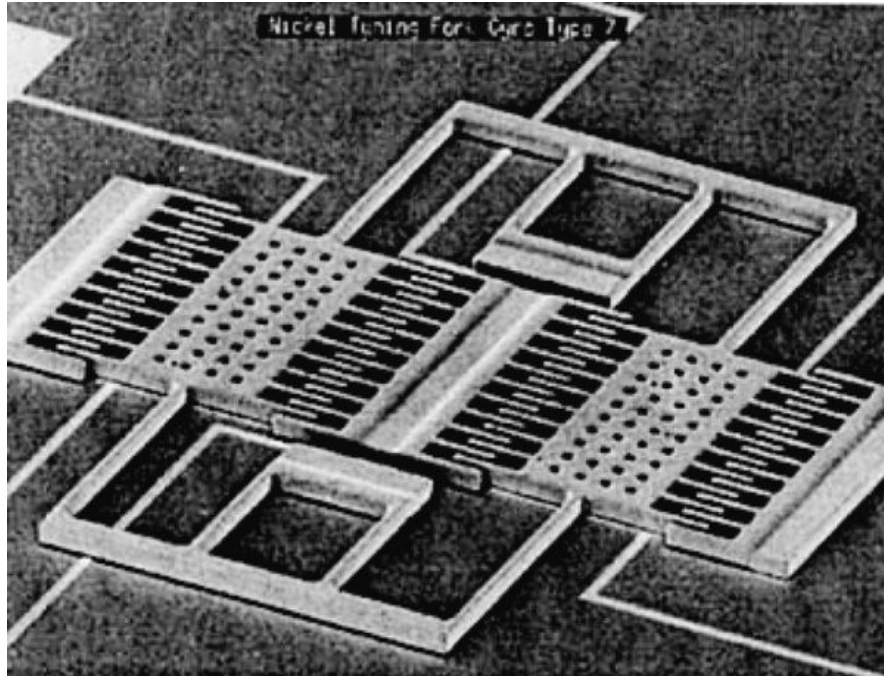


Figure.2.7 MEMS Gyroscope [19]

2.2.2 Accelerometer (Accel)

Accelerometers are essential components within inertial sensors, providing measurement of linear acceleration along multiple axes. The market offers two primary types of accelerometers, contributing to different performance categories: mechanical accelerometers and quartz/MEMS accelerometers[16].

Quartz and MEMS accelerometers exhibit in-run bias stability ranging from 1000 μg down to 1 μg , covering all four performance categories. Their versatility allows them to be employed across a wide range of applications. In contrast, mechanical accelerometers, with their lower in-run bias stabilities of less than 1 μg , are typically limited to navigation grade applications [16]. Their larger size and higher cost contribute to their more specialized usage.

By understanding the distinctions between these accelerometer types, users can make informed decisions based on the performance requirements and specific constraints of their applications. This enables optimal selection and integration of accelerometers within inertial sensors, ensuring accurate and reliable measurement of linear acceleration.

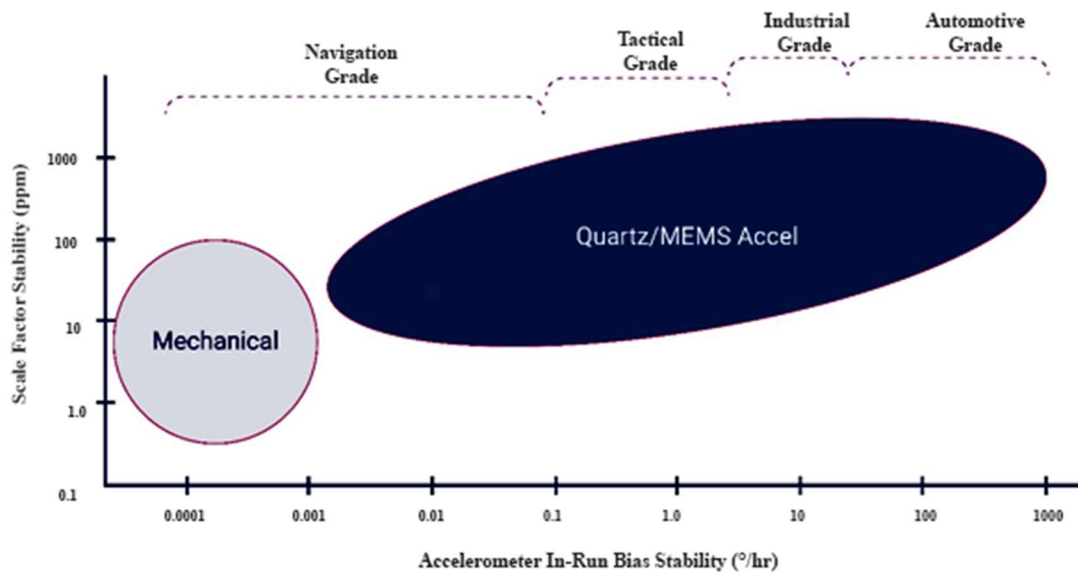


Figure 2.8 Accelerometer Performance Grade [16]

A MEMS accelerometer consists of a proof mass, which is connected to a spring, as depicted in Figure 2.9. The proof mass can move in a specific direction known as the sensitivity axis.

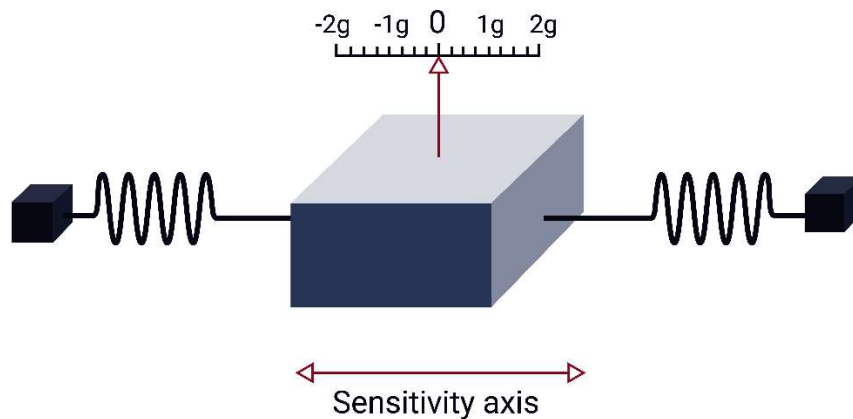


Figure 2.9 Horizontal Accelerometer Model [18]

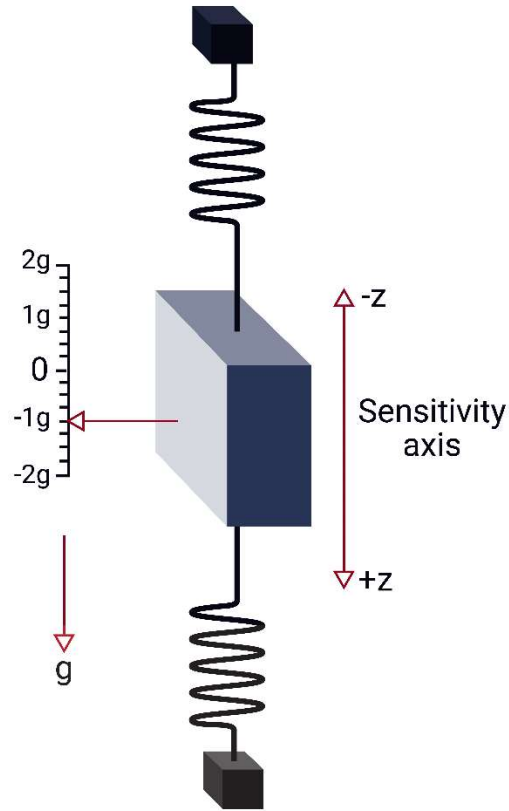


Figure 2.10 Vertical Accelerometer Model [18]

When a linear acceleration is applied to the accelerometer along the sensitivity axis, the acceleration causes the proof mass to displace towards one side [17], [19], [22]. The extent of this deflection is directly proportional to the magnitude of the acceleration.

MEMS accelerometers are designed with sensitivity axes, which define the specific direction along which the device is most sensitive to acceleration. Multiple accelerometers can be integrated into a single device to measure acceleration in multiple axes (such as three-axis accelerometers) [23]. Manufacturing errors can result in misalignment, leading to a lack of perpendicularity in the respective axis of each accelerometer [7], [19], [21]. This phenomenon, known as cross-axis sensitivity, is a common error encountered in sensors.

In summary, the theory of operation of a MEMS accelerometer involves the movement of a proof mass in response to applied accelerations and the conversion of this motion into an electrical signal using sensing mechanisms such as capacitive sensing or piezoresistive elements [21].

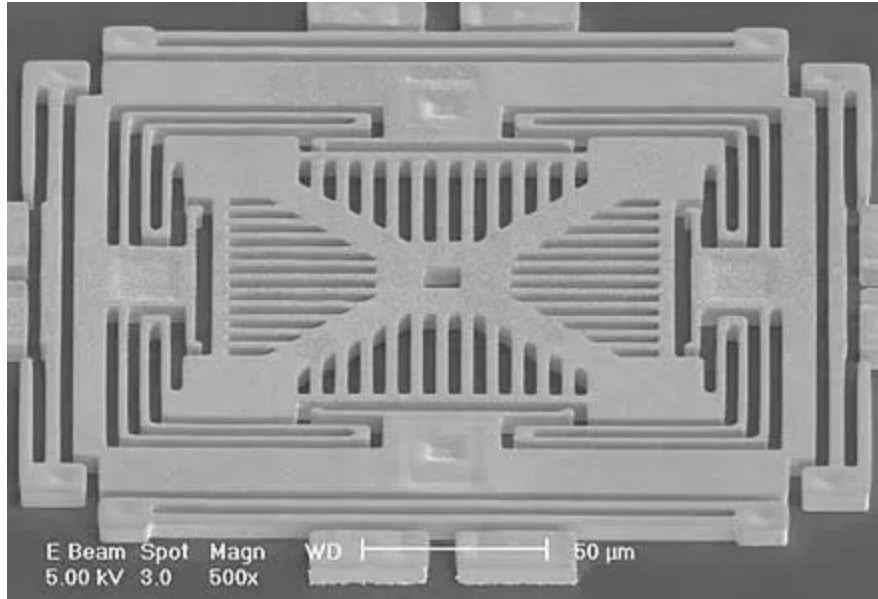


Figure 2.11 MEMS accelerometer[19]

2.2.3 Magnetometer

Magnetometers are sensors specifically designed to measure the strength and direction of a magnetic field. Various types of magnetometers exist, and many MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) magnetometers rely on magnetoresistance principles to gauge the surrounding magnetic field [21]. These magneto resistive magnetometers employ permalloys that exhibit changes in resistance in response to variations in magnetic fields. Typically, MEMS magnetometers are employed to measure local magnetic fields, which comprise a combination of Earth's magnetic field and any magnetic fields generated by nearby objects [21].

The Earth's magnetic field includes a horizontal component and a vertical component, commonly characterized by the magnetic inclination and declination angles [24]. Magnetic inclination denotes the angle between the Earth's magnetic field lines and a horizontal plane. At the Earth's magnetic poles, the magnetic field is vertical, resulting in a 90° inclination angle. Conversely, at the equator, the Earth's magnetic field is horizontal, leading to an inclination angle of 0° [24]. Magnetic declination, on the other hand, accounts for the disparity between the magnetic North

Pole and True North or the geographic North Pole of the Earth. It represents the angular difference between these two locations relative to the measurement point.

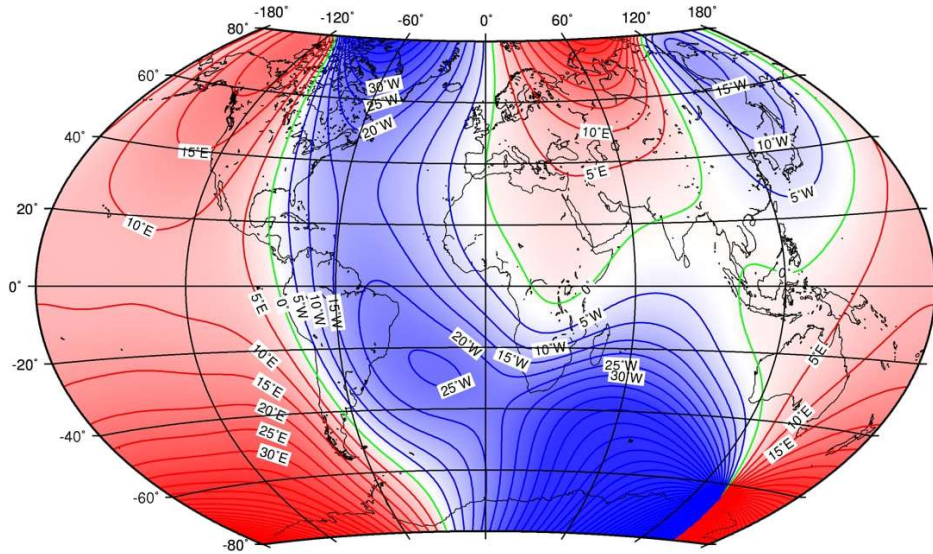


Figure 2.12 Map of magnetic declination[24]

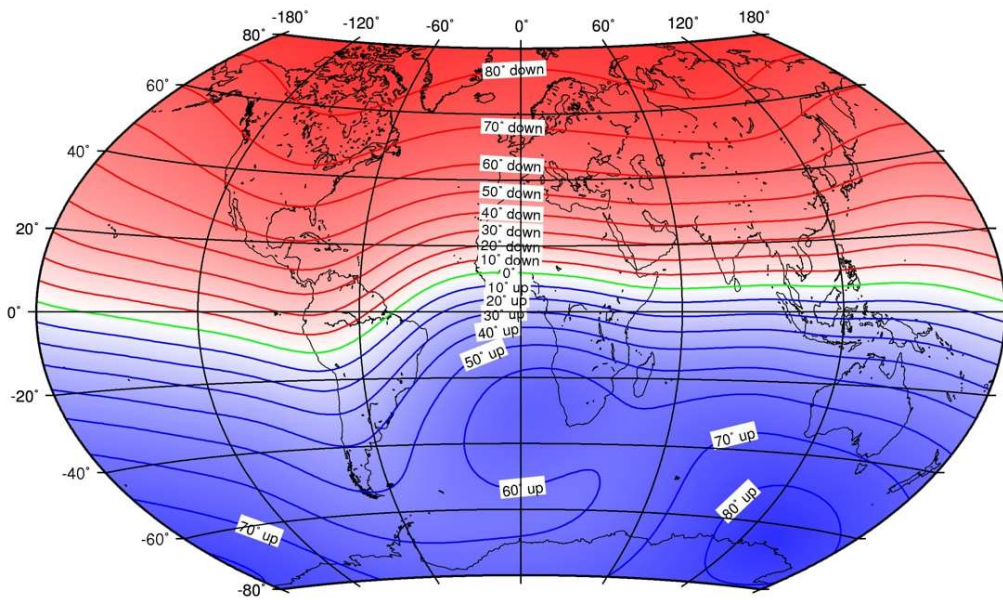


Figure 2.13 Map of magnetic inclination [24]

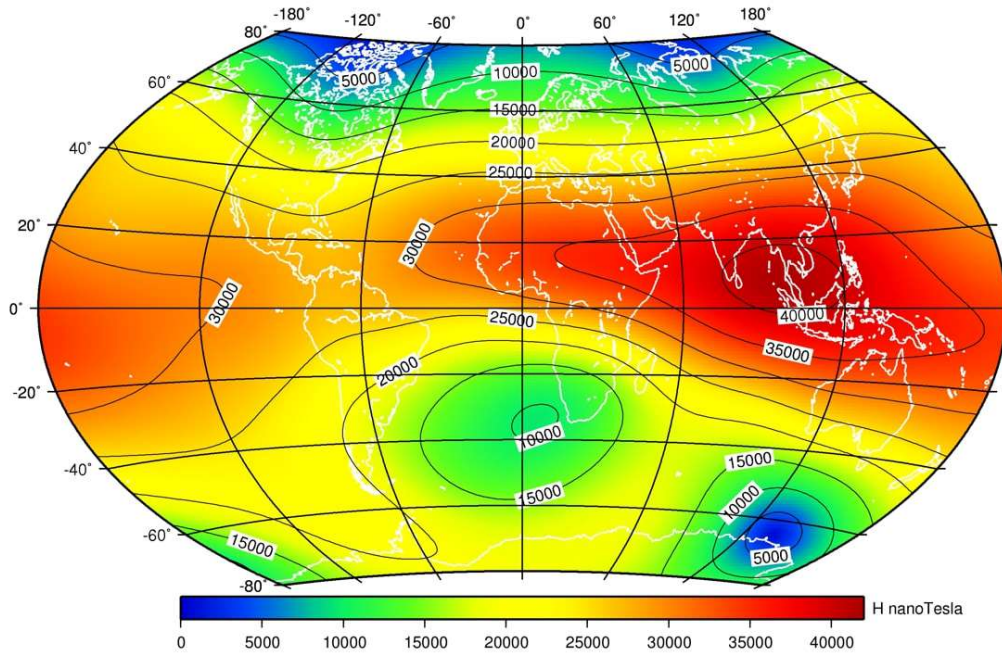


Figure 2.14 Map of horizontal magnetic field intensity [24]

The magnetometer functions as a compass by providing a three-dimensional vector that indicates the direction of the Earth's magnetic field at the sensor's location. This information is given in the sensor's coordinate system and needs to be adjusted to the reference frame known as the NED frame, where it can be compared with the Earth's magnetic field at that position. Figure 3.6 illustrates this process, depicting the magnetic declination (δ), which represents the angle between the vector pointing to magnetic north and the vector pointing to geodetic north. It also shows the inclination (I), which indicates the angle between the horizontal field lines of the Earth and the magnetic field at the specific location [21]. Additionally, the figure demonstrates the yaw angle (Ψ) as the sensor frame rotates around the Down-axis.

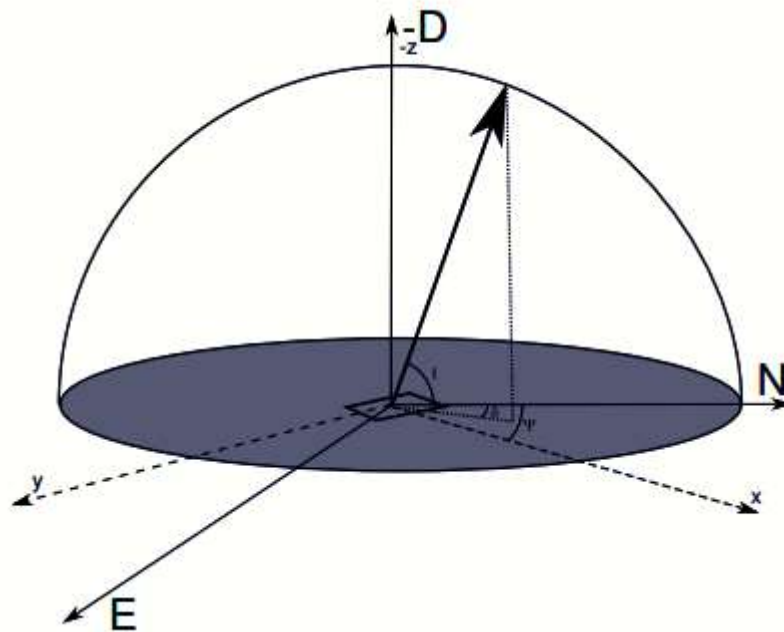


Figure 2.15 Magnetic declination and inclination in the NED frame [21]

In summary, magnetometers serve as invaluable tools for measuring the strength and direction of magnetic fields. MEMS magnetometers, utilizing magnetoresistance principles, are commonly employed to measure local magnetic fields encompassing Earth's magnetic field and nearby magnetic sources. Understanding the characteristics and behavior of Earth's magnetic field, including inclination and declination angles, facilitates accurate interpretation and utilization of magnetometer data in inertial sensors.

2.2.4 Pressure Sensor

Pressure sensors are vital components used in inertial sensors to measure atmospheric pressure. One type of pressure sensor that has gained significant popularity is the MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) barometric pressure sensor. MEMS barometric pressure sensors utilize microfabrication techniques to create miniature structures that can detect and measure variations in air pressure [25].

These MEMS barometric pressure sensors operate based on the principle of sensing deflection or displacement caused by the pressure difference between the ambient air and a sealed cavity within the sensor [25]. The deflection is typically detected using a diaphragm that flexes in response to

changes in pressure. This deflection is then converted into an electrical signal proportional to the applied pressure.

One of the key advantages of MEMS barometric pressure sensors is their small size and low power consumption, making them suitable for integration into compact and energy-efficient devices. They offer precise pressure measurements and can provide accurate altitude or height above sea level estimations based on the relationship between atmospheric pressure and altitude.

MEMS barometric pressure sensors are used in a variety of applications, including altimeters, weather stations, and environmental monitoring devices. They play a crucial role in altitude hold functions in aviation, outdoor sports tracking, and weather forecasting. Additionally, these sensors find utility in various industries, such as automotive, aerospace, and consumer electronics.

It is important to note that while MEMS barometric pressure sensors offer excellent performance, their accuracy can be influenced by factors such as temperature variations, humidity, and local atmospheric conditions [26]. Calibration and compensation techniques are often employed to mitigate these effects and ensure accurate pressure measurements [27].

In summary, MEMS barometric pressure sensors provide precise and compact solutions for measuring atmospheric pressure. Their small size, low power consumption, and accuracy make them well-suited for a range of applications, including altitude determination, weather monitoring, and environmental sensing. Despite the influence of external factors, calibration methods help maintain the accuracy of these sensors, enabling reliable pressure measurements within inertial sensors.

2.2.5 Global Navigation Satellite System (GNSS)

Global Navigation Satellite System (GNSS) technology has revolutionized navigation and positioning capabilities in various industries. GNSS relies on a constellation of satellites orbiting the Earth to provide precise positioning, velocity, and timing information to receivers on the ground or in mobile devices [28].

The most well-known GNSS system is the Global Positioning System (GPS), developed and operated by the United States government. However, there are also other major GNSS systems in operation, such as GLONASS (Russia), Galileo (European Union), BeiDou (China), and NavIC

(India) [28] . These systems collectively offer global coverage, enabling users worldwide to access accurate and reliable positioning data.

GNSS receivers utilize signals transmitted by the satellites to determine their position through a process called trilateration. By measuring the distance between the receiver and multiple satellites, the receiver can calculate its precise location on Earth's surface. GNSS receivers also consider factors like satellite geometry, atmospheric delays, and clock errors to improve the accuracy of positioning.

GNSS has a wide range of applications across various sectors. In transportation, GNSS enables precise vehicle navigation and tracking, facilitating efficient route planning, vehicle fleet management, and intelligent transportation systems. In aviation, GNSS is instrumental in aircraft navigation, approach, and landing procedures, enhancing safety and operational efficiency. The maritime industry benefits from GNSS for accurate vessel tracking, navigation, and collision avoidance [22]. Additionally, GNSS is crucial for surveying, mapping, precision agriculture, search and rescue operations, and outdoor recreational activities.

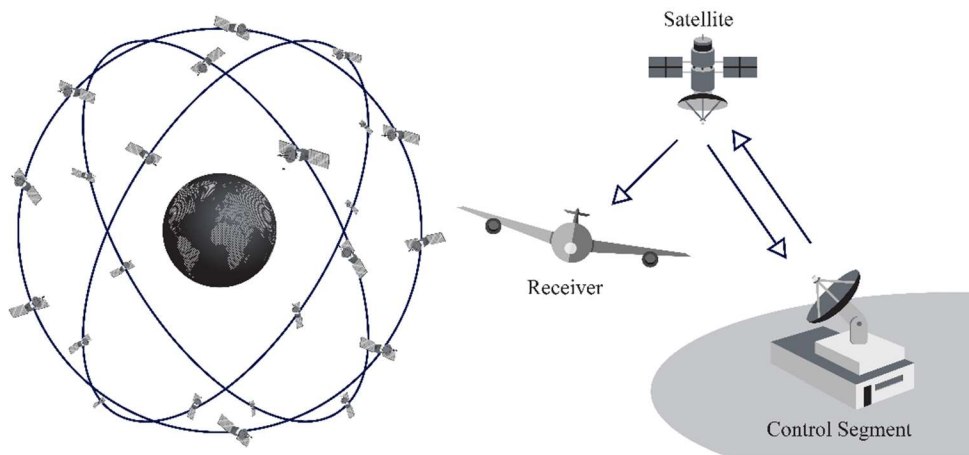


Figure 2.16 Global Navigation Satellite System (GNSS) [28]

The integration of GNSS with other sensors, such as inertial sensors (as part of GNSS-aided INS), allows for enhanced navigation performance. By combining GNSS data with measurements from inertial sensors, such as accelerometers and gyroscopes, the system can mitigate GNSS signal interruptions or inaccuracies during periods of signal loss, known as GNSS outages or GNSS-denied environments. This integration provides continuous and reliable navigation information,

making it particularly valuable in environments where GNSS signals may be obstructed, such as urban canyons or indoors.

Overall, GNSS technology has transformed the way we navigate and position ourselves globally. Its widespread adoption and integration with other technologies enable accurate and reliable positioning solutions across diverse applications, improving efficiency, safety, and convenience in numerous industries and everyday life.

2.3 IMU Specifications

The specifications of an Inertial Measurement Unit (IMU) are critical in determining its performance and suitability for inertial navigation systems. Familiarizing oneself with and evaluating these specifications is essential to select an IMU that meets the specific application requirements. This section provides an overview of the key IMU specifications to consider.

2.3.1 Sensor Performance

Range: The range specification defines the minimum and maximum input values that an IMU sensor can accurately measure. It is crucial to ensure that the IMU can handle the expected magnitudes of motion or environmental conditions in the intended application [7], [21], [22], [29].

Resolution: Resolution refers to the smallest increment or unit of measure that can be output by an IMU sensor across its range [7], [21], [22], [29]. High-resolution sensors are commonly used today, offering precise measurements. However, it is important to consider the resolution requirements of the application to ensure that the IMU can provide the necessary level of detail in the measurements.

Bandwidth: The bandwidth specification indicates the maximum frequency at which an IMU sensor or system can respond accurately [7], [21], [22], [29]. The bandwidth determines the frequencies that the IMU can effectively measure and affects the system's response time or latency. Higher bandwidth sensors enable quicker reactions to input stimuli.

Sample Rate: The sample rate of an IMU refers to the number of samples output by the sensor per second [7], [21], [22], [29]. Unlike bandwidth, the sample rate can be any specified rate. It is important to select an appropriate sample rate based on the application requirements to capture the necessary level of detail and maintain accuracy in the measurements.

Noise and Noise Density: Noise is characterized as any random variation in the output of an IMU sensor when subjected to constant input at constant conditions [7], [21], [22], [29] It is commonly specified using standard deviation or root-mean-square (RMS) values. However, to properly assess the inherent noise in an IMU output, noise density is often used. Noise density represents the noise divided by the square root of the sampling rate and provides a more accurate measure of the noise per unit frequency.

Random Walk: Random walk refers to the drift over time that occurs due to noise when integrating a noisy output signal from an IMU sensor [7], [21], [22], [29] It is a crucial specification to consider, especially when using the IMU for long-duration applications or tasks that require accurate estimation of angles or velocities. Random walk is typically specified in units of $^{\circ}/\sqrt{s}$ or $^{\circ}/\sqrt{hr}$ for gyroscopes and $m/s/\sqrt{s}$ or $m/s/\sqrt{hr}$ for accelerometers.

Bias: Bias represents a constant offset between the output value and the true input value of an IMU sensor [7], [21], [22], [29] There are different types of bias parameters that can be measured, including in-run bias stability (or bias instability), turn-on bias stability, and bias over temperature. In-run bias stability is particularly critical as it determines the best possible accuracy with which a sensor's bias can be estimated.

Scale Factor: The scale factor is a multiplier applied to the sensor's output, representing the ratio of the output to the input over the measurement range [7], [21], [22], [29] Scale factor errors, including scale factor error and scale factor nonlinearity, can affect the accuracy of IMU measurements. Scale factor error is usually specified as parts per million (ppm) or as a percentage, while scale factor nonlinearity is also expressed as ppm or as a percentage of the full-scale range of the sensor.

Orthogonality Errors: Orthogonality errors arise when aligning sensors within an IMU system [7], [21], [22], [29]. These errors result from deviations from perfect orthogonality between the sensor axes. Proper calibration and compensation techniques are required to minimize orthogonality errors and ensure accurate measurements.

Cross-Axis Sensitivity: Cross-axis sensitivity refers to the measurement error caused by the coupling between different axes of an IMU sensor [7], [21], [22], [29]. It can occur when the

sensor's response along one axis is affected by input along other axes. Cross-axis sensitivity should be considered and minimized to achieve accurate and independent measurements along each axis.

Unit Conversions: Comparing IMU specifications from different manufacturers or sensor types may require converting the specifications into a common form for accurate assessment [29]. Understanding the techniques and formulas for unit conversions will aid in proper evaluation and selection of an IMU that fulfills the specific application requirements.

2.4 Noise Analysis

Noise analysis in MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) sensors is an important aspect for understanding their performance characteristics and optimizing their use in various applications [30]. Noise in MEMS sensors can arise from various sources, including thermal noise, flicker noise, environmental noise, and electronic noise.

By studying and analyzing these various noise sources and employing appropriate analysis techniques such as PSD analysis, Allan variance, and time domain analysis, researchers and engineers can effectively identify, quantify, and mitigate noise in MEMS sensors. This enables improved sensor performance, enhanced accuracy, and increased reliability in a wide range of applications.

2.4.1 Thermal Noise

Thermal noise, also known as Johnson-Nyquist noise, is a fundamental noise source in MEMS sensors. It originates from the random motion of charge carriers in conductive materials and is directly related to temperature and bandwidth. Thermal noise follows a white Gaussian distribution and can significantly impact the sensor's performance, especially in low-frequency applications.

2.4.2 Flicker Noise

Flicker noise, also referred to as $1/f$ noise or pink noise, is a low-frequency noise component that increases as the frequency decreases. It is often caused by material defects, surface imperfections, or other physical phenomena in the MEMS sensor. Flicker noise can be particularly problematic in applications that require accurate measurements at low frequencies.

2.4.3 White Noise

White noise refers to a random signal with a constant power spectral density across all frequencies. It is a common noise source in MEMS sensors and can arise from various sources such as thermal

fluctuations, electronic components, and environmental factors. Understanding and characterizing white noise is crucial for accurately analyzing the sensor's performance.

2.4.4 Environmental Noise

Environmental noise encompasses external disturbances that can affect MEMS sensors. These disturbances include vibrations, acoustic noise, electromagnetic interference (EMI), temperature variations, and other external factors. Environmental noise can introduce significant errors and fluctuations in the sensor's output, and effective noise mitigation strategies are required to ensure reliable sensor operation.

2.4.5 Resonance Noise

Resonance noise is associated with the resonance phenomena that occur in MEMS sensors. These phenomena can be caused by mechanical resonances, parasitic capacitances, or other system-level factors. Resonance noise can lead to increased noise levels at specific frequencies or modes of operation, and understanding and mitigating resonance effects are critical for achieving accurate and reliable sensor measurements.

2.4.6 PSD Analysis

Power Spectral Density (PSD) analysis is a widely used technique for noise analysis in MEMS sensors. It involves measuring and analyzing the frequency content of the sensor's output signal to identify different noise components based on their frequency characteristics. PSD analysis provides valuable insights into the dominant noise sources and their contributions across various frequency ranges.

2.4.7 Allan Variance

Allan variance analysis is a statistical method used to characterize the stability and noise properties of MEMS sensors over different time intervals. By analyzing the fluctuations in the sensor's output signal, Allan variance helps differentiate between various noise sources and determines their respective contributions. It provides valuable information for understanding long-term stability and noise performance of MEMS sensors.

2.4.8 Time Domain Analysis

Time domain analysis involves examining noise signals in the time domain to identify specific patterns or signatures associated with different noise components. Techniques such as

autocorrelation, cross-correlation, and wavelet analysis can be applied to extract useful information from the noise signals. Time domain analysis helps in understanding the temporal characteristics of noise and its impact on the sensor's measurements.

2.5 State estimation and Quaternions

State estimation is a fundamental aspect of navigation and motion tracking systems. It involves estimating the position, orientation, velocity, and other relevant states of a system based on available sensor measurements. In the context of MEMS sensors, state estimation plays a crucial role in accurately tracking the motion and orientation of objects [22], [31]–[34].

One commonly used mathematical representation for representing orientation is quaternions. Quaternions provide a concise and efficient way to represent 3D rotations and have several advantages over other representation methods, such as Euler angles. They are free from singularities and exhibit numerical stability, making them particularly suitable for real-time orientation estimation[34].

The use of quaternions in state estimation algorithms, such as the Extended Kalman Filter (EKF) or the Unscented Kalman Filter (UKF), allows for accurate and robust estimation of the system's orientation. These algorithms combine sensor measurements, such as gyroscope and accelerometer data from MEMS sensors, with a mathematical model of the system to estimate the state variables[21].

Quaternions are also used in sensor fusion algorithms, which integrate data from multiple sensors, such as accelerometers, gyroscopes, and magnetometers, to improve the accuracy and reliability of orientation estimation. Sensor fusion techniques, such as the complementary filter or the Mahony filter, leverage quaternions to combine the strengths of different sensor types and mitigate their individual weaknesses[35], [36].

Understanding the principles of quaternion algebra, quaternion-based rotation representations, and the integration of quaternions in state estimation and sensor fusion algorithms is essential for effectively utilizing MEMS sensors in navigation, robotics, virtual reality, and other motion tracking applications [34].

2.6 Quaternion definition and properties

In the same way the set of complex numbers \mathbb{C} extends the set of real numbers \mathbb{R} , and are defined as [36]:

$$\mathbb{C} = \mathbb{R} + \mathbb{R}i \text{ with } i^2 = -1 \quad (2.2)$$

The quaternions, also commonly referred to as Hamilton's Numbers extend the set of complex numbers. The set of quaternions \mathbb{H} is defined as [36]:

$$\mathbb{H} = \mathbb{C} + \mathbb{C}j \text{ with } j^2 = -1 \quad (2.3)$$

Thus, a number in the space of quaternions can be written as [36]:

$$Q = a + bi + cj + dk \in \mathbb{H} \quad (2.4)$$

Where $\{a, b, c, d\} \in \mathbb{R}$, and $\{i, j, k\}$ are three imaginary unit numbers defines as [36]:

$$i^2 = j^2 = k^2 = -1 \quad (2.5)$$

from which we can derive [36]:

$$ij = -ji = k, \quad jk = -kj = i, \quad ki = -ik = j \quad (2.6)$$

An alternative representation of the quaternion can be defined as the sum of a scalar and a vector in the following way [36]:

$$Q = q_w + q_x i + q_y j + q_z k \Leftrightarrow Q = q_w + \mathbf{q}_v \quad (2.7)$$

where the real or scalar part is referred to as q_w and the imaginary or vector part is defined as [36]:

$$q_v = q_x i + q_y j + q_z k = (q_x, q_y, q_z) \quad (2.8)$$

A quaternion Q is mostly represented as a vector \mathbf{q} ,

$$\mathbf{q} \triangleq \begin{bmatrix} q_w \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_w \\ q_x \\ q_y \\ q_z \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

that enables the use of matrix algebra for operations that involve quaternions.

Finally, we define *real quaternions* and *pure quaternions*,

$$\text{general case } \mathbf{q} = q_w + \mathbf{q}_v = \begin{bmatrix} q_w \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} \in \mathbb{H}, \text{ real } \mathbf{q}_w = \begin{bmatrix} q_w \\ \mathbf{0}_v \end{bmatrix} \in \mathbb{R}, \text{ pure } \mathbf{q}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} \in \mathbb{H}_p$$

The main quaternion properties are listed below [36]:

1. Sum: $\mathbf{p} \pm \mathbf{q}$
2. Product: $\mathbf{p} \otimes \mathbf{q}$
3. Identity: $\mathbf{q}_1 = \mathbf{1} = \begin{bmatrix} 1 \\ \mathbf{0}_v \end{bmatrix}$
4. Conjugate: $\mathbf{q}^* \triangleq q_w - \mathbf{q}_v$
5. Norm: $\|\mathbf{q}\| = \sqrt{q_w^2 + q_x^2 + q_y^2 + q_z^2}$
6. Inverse: $\mathbf{q}^{-1} = \frac{\mathbf{q}^*}{\|\mathbf{q}\|^2}$
7. Normalized Quaternion: $\|\mathbf{q}\| = 1 \Leftrightarrow \mathbf{q}^{-1} = \mathbf{q}^*$

3 Theoretical Framework

3.1 Reference Frame and World Models

Reference frames and world models play a crucial role in the development of Inertial Navigation Systems (INS). It is common for sensor data to be represented in different reference frames, and the various measurements in one frame must be transformed to another frame. Reference frames provide a standardized coordinate system to measure and interpret sensor data, while world models integrate measurements from multiple sensors and reference frames to accurately estimate the object's motion[37]–[39].

There are primarily two types of reference frames involved in the development of INS: the inertial frame and the Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF) reference frame. Conversely, world models serve as references for the Earth's gravitational and magnetic fields and are typically represented by the Earth Gravitational Model (EGM) and the World Magnetic Model (WMM), respectively.

3.1.1 The Inertial Frame

The inertial frame is a crucial reference frame in the development of Inertial Navigation Systems (INS). It serves as a non-accelerating observer and remains unaffected by external forces. The inertial frame provides a consistent reference system for measuring and interpreting the motion of an object. In practice, the inertial frame is realized using an inertial measurement unit (IMU), which consists of accelerometers and gyroscopes.

One of the key advantages of the inertial frame is its independence from external references. It can provide continuous and reliable navigation information even in environments where external positioning systems, such as GPS, are unavailable or unreliable. However, it is important to note that the inertial sensors are prone to errors such as bias, drift, and noise, which can accumulate over time and result in what is known as inertial sensor drift. To mitigate this drift, the inertial measurements are often fused with external measurements from other reference frames, such as the Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF) frame, which provides absolute position references.

However, constructing a strict inertial frame can prove to be a tedious challenge, thus a quasi-inertial frame is more often used in practice. The quasi-inertial frame serves as an intermediate frame incorporating adjustments to account for specific factors or perturbations in the navigation

system. The origin of this frame is at the center of the Earth, while its axes are non-rotating with respect to distant galaxies[ucalgary].

Overall, the inertial frame forms the foundation of INS by providing a consistent and self-contained reference system for accurately tracking the motion of an object. It enables navigation in GPS-denied environments and serves as a reliable source of information for INS systems.

3.1.2 The Body Frame

The body frame is a reference frame that is closely associated with the object or vehicle itself in the development of Inertial Navigation Systems (INS). It is a coordinate system that is usually fixed to the center of gravity of the object and moves with it as it undergoes motion.

The body frame is particularly useful for INS applications where the focus is on understanding the motion and dynamics of the object itself. It provides a convenient reference system to measure and interpret the object's attitude, angular velocity, and accelerations. By utilizing sensors such as gyroscopes and accelerometers, the body frame enables the estimation of the object's orientation, angular rates, and linear accelerations.

In INS, measurements obtained in the body frame are often transformed or mapped to other reference frames, such as the inertial frame or the Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF) frame, for navigation and positioning purposes. These transformations allow for the integration of measurements from different sensors and reference frames to obtain a comprehensive understanding of the object's motion and navigation parameters.

The body frame is an essential component of INS, particularly in applications where the primary interest lies in understanding and controlling the motion of the object itself. It provides a local and intrinsic reference system for measuring and analyzing the object's dynamics, allowing for accurate tracking and control of its motion.

3.1.3 Earth-Centered Earth-Fixed frame

The Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF) frame is a global reference frame in which its origin remains fixed at the center of the Earth while rotating simultaneously with the Earth's rotation [19]. Even though the z-axis of the ECEF passes through the north pole, it does not coincide with the rotational axis of the Earth, while the x-axis runs through the intersection of the equatorial plane and the IERS reference meridian (IRM). The y-axis completes the orthogonal right-handed system.

The ECEF frame is particularly valuable in applications where a global perspective is required, such as aircraft navigation, autonomous vehicles, and geodetic surveying. It allows for seamless integration of information from different sources, enabling precise navigation and positioning even in dynamic and challenging environments.

Overall, the Earth-Centered Earth-Fixed frame serves as a fundamental reference frame in INS development, providing a geocentric coordinate system that facilitates accurate and consistent determination of an object's motion and position on a global scale. Its widespread use and compatibility with various navigation technologies make it an essential component of modern navigation systems.

3.1.4 Earth-Centered Inertial Frame

The Earth-Centered Inertial (ECI) frame is a fundamental reference frame that has its origin fixed at the center of the Earth and remains inertial, meaning it is unaffected by external forces or rotation.

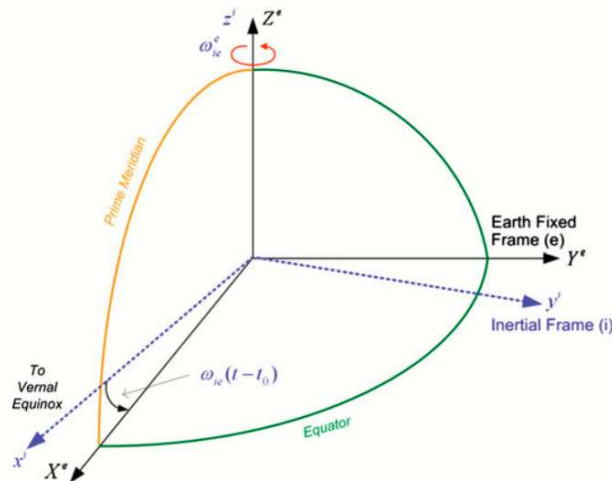


Figure 3.1 ECI and ECEF coordinate systems [37]

In the ECI frame, positions and velocities of objects are defined relative to the Earth's center, providing a consistent and non-rotating reference system. This reference frame is particularly useful for long-term or global-scale applications where a fixed and stable reference is required.

The ECI frame is often utilized in conjunction with the Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF) frame. Transformations can be applied to convert measurements or coordinates from the ECEF frame to

the ECI frame and vice versa, allowing for seamless integration of data from different sources and reference frames.

Overall, the Earth-Centered Inertial frame serves as a foundational reference frame in INS development, providing a stable and non-rotating coordinate system centered at the Earth's center. Its utilization enables precise tracking and navigation of objects over extended periods, making it essential for applications requiring long-term and global-scale positioning accuracy.

3.1.5 Geodetic Frame

The geodetic frame, also known as the World Geodetic System (WGS), is a reference frame utilized to establish a relationship between spherical coordinates and Cartesian coordinates. This frame represents the Earth as a symmetrically round ellipsoid, considering the Earth's shape and curvature and its mostly used in GPS applications.

In the geodetic frame, spherical coordinates are specified using latitude, longitude, and altitude. Latitude measures the angle north or south from the equator, longitude measures the angle east or west from a reference meridian, and altitude represents the height above or below a reference datum.

In summary, the geodetic frame provides a standardized reference for representing positions on the Earth's surface using spherical coordinates. It plays a crucial role in geospatial applications, allowing for accurate positioning, mapping, and navigation on a global scale.

3.1.6 North-East-Down (NED) and East-North-Up (ENU) frames

The North-East-Down frame is a common local reference frame where the position and orientation of an object are given relative to a specific location on the Earth's surface. It is often used in conjunction with the Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF) frame or the Earth-Centered Inertial (ECI) frame. The NED frame is fixed to the object and moves along with the body frame.

The NED frame follows the right-hand rule conventions: the x-axis points towards geodetic North, the y-axis points towards the East, and the z-axis points towards the local vertical direction, aligned with the gravitational vector. Assuming an ellipsoid model of the Earth, the North and East axes form a plane tangent to the Earth's surface at the object's location. The origin of the system is often an arbitrarily chosen point on the Earth's surface.

Similarly, the ENU (East-North-Up) frame is a local tangent plane (LTP) where the geodetic North lies on the y-axis, the x-axis lies to the East, and the z-axis points away from the Earth's surface.

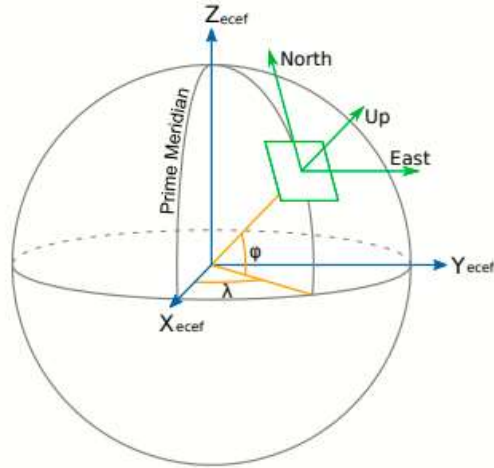


Figure 3.2 ECEF and ENU coordinate systems [21]

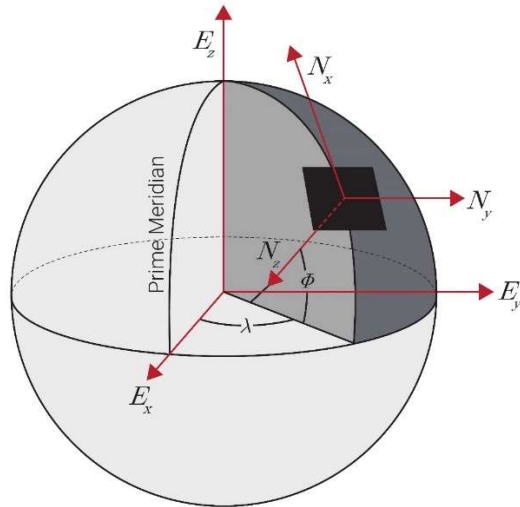


Figure 3.3 ECEF and NED coordinate systems [38]

Overall, both frames provide a local-level reference system that simplifies navigation and control in aerospace applications. They offer a straightforward representation of an object's position and orientation relative to the local environment, making them valuable tools in aviation, UAV operations, and other similar fields.

3.1.7 Earth Gravitational Model

The Earth Gravitational Model (EGM) is a model and reference model used to account for the variations in gravitational acceleration at different locations on the Earth's surface. The EGM is constructed by combining data from satellite measurements, ground-based gravity surveys, and other geodetic observations. It considers the irregular shape of the Earth, as well as the gravitational effects of features such as mountains, ocean tides, and variations in the density of Earth's interior.

Inertial Navigation Devices (INS) utilize the earth gravitational model to account for variations in the earth's gravitational field in altitude and gravity-based measurements. Overall, the Earth Gravitational Model provides a comprehensive representation of the Earth's gravitational field, enabling accurate calculations and measurements in a variety of fields and applications.

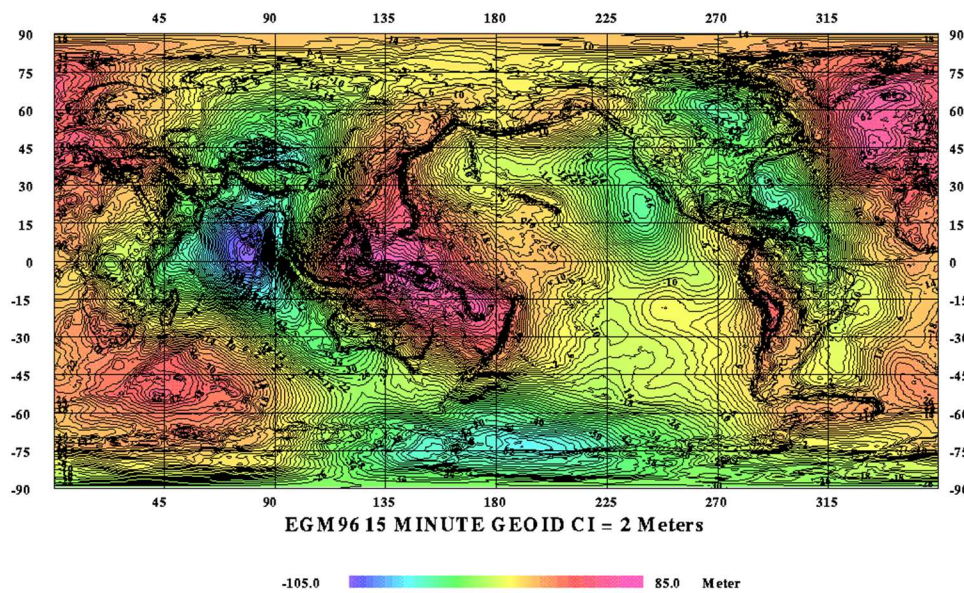


Figure 3.4 EGM 96 derivative model [40]

3.1.8 World Magnetic Model

The World Magnetic Model (WMM) is a model that describes the Earth's magnetic field. It is based on the mathematical representation of spherical harmonics and provides information about the variation between the magnetic north and the geodetic north for a specific location, which is commonly known as the declination angle.

Due to the dynamic nature of the Earth's magnetic field, the WMM is considered a predictive model. It is regularly updated, approximately every 5 years, to incorporate changes that occur over time. These updates ensure that the model remains accurate and reliable for navigation, mapping, and other applications that rely on precise knowledge of the Earth's magnetic field.

Navigation devices often heavily rely on magnetic field measurements to determine orientation and direction. The World Magnetic Model (WMM) plays a crucial role in this regard, as it provides essential information for correcting misalignment and ensuring precise navigation.

Overall, the World Magnetic Model provides a comprehensive representation of the Earth's magnetic field, specifically addressing the declination angle and its implications for magnetic navigation and orientation. It serves as a valuable tool for various applications that require knowledge of the Earth's magnetic field properties.

3.2 Sensor Models

In the development of Inertial Navigation Systems (INS), sensor models play a crucial role in accurately estimating the motion of objects. These models describe the behavior and characteristics of the sensors used to collect data for navigation purposes. By understanding the sensor models, INS can effectively interpret and utilize sensor measurements to determine position, orientation, and velocity.

3.2.1 Gyroscope Error Model

Gyroscopes are essential sensors used to measure angular velocity in the body frame of a sensor. However, they are prone to certain errors that can impact the accuracy of the measurements. The most common errors associated with gyroscopes include scaling and misalignment errors, constant bias, and noisy measurements.

Scaling errors refer to inaccuracies in the gyroscope's sensitivity or scale factor. These errors can result in incorrect scaling of the measured angular velocity, leading to deviations in the reported values. Scaling errors can arise from manufacturing variations, calibration issues, or changes in the operating conditions of the gyroscope.

Misalignment errors occur when the sensitive axis of the gyroscope is not perfectly aligned with the desired orientation. This misalignment can introduce additional angular offsets and errors in

the measured values. Misalignments can arise from mounting or installation issues, mechanical stress, or inherent limitations in the gyroscope's construction.

Constant bias is another common error associated with gyroscopes. It refers to a consistent offset or deviation in the measured angular velocity, irrespective of the actual motion. Bias can result from various factors such as temperature variations, aging of the gyroscope components, or imperfections in the manufacturing process. Constant bias errors can cause drift in the estimated orientation over time.

In addition to these errors, gyroscopes may also exhibit noise in their measurements. Noise can manifest as random fluctuations or variations in the measured angular velocity values. It can arise from electronic noise, environmental interference, or inherent limitations in the gyroscope's design. Noisy measurements can affect the accuracy of the gyroscope readings, especially in applications requiring precise angular motion tracking.

To mitigate these errors, calibration procedures are often employed to estimate and compensate for scaling errors, misalignments, and constant biases. Filtering techniques and signal processing algorithms can also be applied to reduce the impact of noise on the gyroscope measurements.

By considering the above we can model a gyroscope in the body frame as described in equation (3.1) below:

$$\omega_b^m = S_g \omega_b + b_g + n_g \quad (3.1)$$

The term S_g is used to describe the scaling of the sensor and the cross-axis correlation and would ideally be an identity matrix $I_{3 \times 3}$ to indicate perfect scaling and no cross-axis correlation between the sensor's measurements. The term ω_b is the true angular rate in the body frame which is the actual value we want to recover. The term b_g represents the constant bias of the gyroscope, which introduces a fixed offset or deviation in the measured angular rate. Lastly, n_g represents the noise

in the gyroscope's measurements, which accounts for random fluctuations or variations around the true angular rate value.

The slow varying bias term b_g can be modeled as a first order Markov process driven by a white Gaussian noise vector with standard deviation σ_{bias} , while the noise term n_g can be described as white gaussian noise with standard deviation σ_g :

$$\dot{b}_g = v_{bg} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{bias}^2) \quad (3.2)$$

$$n_g \sim \mathcal{N}(0, \sigma_g^2) \quad (3.3)$$

By understanding and quantifying the effects of scaling, bias, and noise, it becomes possible to develop accurate models and algorithms to estimate the true angular rate and compensate for these errors. This allows for improved performance and reliability of gyroscopes in applications such as inertial navigation systems, robotics, and motion tracking.

3.2.2 Accelerometer Error Model

Accelerometers are crucial sensors used to measure linear acceleration in the body frame of a sensor. More than often, they are constructed by separate MEMS sensors, consisting of separate proof masses and thus their axes are not always perfectly perpendicular. Similar to gyroscopes, accelerometers are susceptible to various errors that can affect the accuracy of their measurements. Understanding these errors is essential for reliable and precise acceleration sensing.

One common error associated with accelerometers is scaling error. This error arises when the sensitivity or scale factor of the accelerometer deviates from the ideal value. Scaling errors can lead to inaccuracies in the measured acceleration values, causing deviations from the true acceleration. Factors such as manufacturing variations, calibration discrepancies, or changes in operating conditions can contribute to scaling errors in accelerometers.

Another type of error is the misalignment error. Misalignment occurs when the sensitive axis of the accelerometer is not perfectly aligned with the desired direction of measurement. As a result, the measured acceleration values may include additional components due to the misalignment, leading to inaccuracies. Similar to gyroscopes, misalignments can result from mounting or installation issues, mechanical stress, or limitations in the accelerometer's construction.

Bias is yet another significant error in accelerometers. Bias refers to a constant offset or deviation in the measured acceleration, independent of the actual motion. It can result from factors such as temperature variations, aging of components, or manufacturing imperfections. Biases can cause drift in the estimated acceleration over time, impacting the accuracy of motion measurements.

Noise is also present in accelerometer measurements. Noise manifests as random fluctuations or variations in the measured acceleration values, unrelated to the true acceleration. Noise can stem from electronic components, environmental factors, or inherent limitations in the sensor design. Minimizing the impact of noise is crucial in applications requiring precise acceleration tracking.

To mitigate these errors, calibration procedures are typically employed to estimate and compensate for scaling errors, misalignments, and biases. Additionally, signal processing techniques, such as filtering algorithms, can be utilized to reduce the influence of noise on accelerometer measurements.

By considering the above we can model an accelerometer in the body frame as described in equation (3.4) below:

$$\mathbf{a}_b^m = S_a \mathbf{a}_b + b_a + n_a \quad (3.4)$$

The term S_a is used to describe the scaling of the sensor and the cross-axis correlation and would ideally be an identity matrix $I_{3 \times 3}$ to indicate perfect scaling and no cross-axis correlation between the sensor's measurements. The term \mathbf{a}_b is the true acceleration in the body frame which is the actual value we want to recover. The term b_a represents the constant bias of the accelerometer, which introduces a fixed offset or deviation in the measured acceleration. Lastly, n_a represents the noise in the accelerometer's measurements, which accounts for random fluctuations or variations around the true acceleration value.

Similarly, to a gyroscope, the slow varying bias term b_a of an accelerometer can be modeled as a first order Markov process driven by a white Gaussian noise vector with standard deviation σ_{bias} , while the noise term n_a of an accelerometer can be described as white gaussian noise with standard deviation σ_a :

$$\dot{b}_a = v_{ba} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{bias}^2) \quad (3.5)$$

$$n_a \sim \mathcal{N}(0, \sigma_a^2) \quad (3.6)$$

By considering these error sources and applying appropriate calibration and filtering techniques, accelerometers can be modeled in the body frame to obtain more accurate acceleration measurements.

3.2.3 Magnetometer Error Model

Magnetometers are essential sensors used to measure the Earth's magnetic field or the magnetic field generated by objects in their vicinity. While magnetometers provide valuable information, they are subject to various errors that can affect the accuracy of their measurements. Understanding these errors is crucial for obtaining reliable magnetic field data.

One common error associated with magnetometers is offset error. Offset error refers to a constant deviation or offset in the measured magnetic field, regardless of the actual magnetic field strength. Offset errors can arise from factors such as temperature variations, electronic noise, or imperfections in the sensor's construction. It is important to calibrate magnetometers to determine and correct these offset errors to ensure accurate measurements.

Another type of error is the nonlinearity error. Nonlinearity occurs when the magnetometer's response deviates from an ideal linear relationship between the measured magnetic field and the actual magnetic field strength. Nonlinearities can arise from variations in the sensor's characteristics or from nonlinear effects in the measurement circuitry. Calibration procedures can help mitigate nonlinearity errors by establishing a more accurate mapping between the measured output and the true magnetic field strength.

Noise is also present in magnetometer measurements. Noise can manifest as random fluctuations or variations in the measured magnetic field values. It can arise from electronic noise, environmental interference, or other sources. Filtering techniques, such as signal processing algorithms, can be applied to reduce the impact of noise on magnetometer measurements and improve the overall accuracy.

Furthermore, magnetometers can be affected by external magnetic field disturbances or magnetic interference from nearby objects. These external influences can introduce additional errors and distortions in the measured magnetic field values. Shielding techniques or carefully selecting measurement locations can help minimize the impact of external magnetic field disturbances.

By considering the above we can model an accelerometer in the body frame as described in equation (3.7) below:

$$h_b^m = S_m N_m (A_{si} h_m + b_{hi}) + b_m + n_m \quad (3.7)$$

The terms S_m and N_m are used to describe the scaling of the sensor and the cross-axis correlation respectively. They would ideally be identity matrices $I_{3 \times 3}$ to indicate perfect scaling and no cross-axis correlation between the sensor's measurements. The term h_m is the true magnetic field measurement in the body frame which is the actual value we want to recover. The term A_{si} is used to describe the soft iron errors that appear due to the presence of materials near the magnetometer that distort the surrounding magnetic field but do not generate a field of their own. The term b_{hi} represents the hard iron errors that arise from the presence of materials with magnetic properties near the magnetometer. These materials introduce a constant bias or offset in the magnetometer's measurements, regardless of the actual magnetic field strength or direction. The term b_m represents the constant bias of the magnetometer, which introduces a fixed offset or deviation in the measured magnetic field. Lastly, n_m represents the noise in the magnetometer the measurements, which accounts for random fluctuations or variations around the true magnetic field values.

Similarly, to a gyroscope, the slow varying bias term b_m of a magnetometer can be modeled as a first order Markov process driven by a white Gaussian noise vector with standard deviation σ_{bias} , while the noise term n_m of a magnetometer can be described as white gaussian noise with standard deviation σ_a :

$$\dot{b}_m = v_{bm} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{\text{bias}}^2) \quad (3.8)$$

$$n_m \sim \mathcal{N}(0, \sigma_m^2) \quad (3.9)$$

By considering these error sources, employing calibration techniques, and applying appropriate signal processing methods, magnetometers can provide more accurate measurements of the Earth's magnetic field or local magnetic fields. Proper calibration and error correction are crucial for obtaining reliable magnetic field data in applications such as navigation, compass orientation, and magnetic anomaly detection.

3.2.4 Absolute Pressure Sensor Error Model

The error model for a pressure sensor typically includes several sources of error, including offset, sensitivity, temperature dependence, and noise. These error sources can affect the accuracy and reliability of pressure measurements obtained from the sensor.

Offset error refers to a constant deviation in the measured pressure reading compared to the true pressure. It can arise from manufacturing variations, imperfect calibration, or environmental factors. The offset error can be positive or negative, and it introduces a bias in the measured pressure values.

Sensitivity error is another common source of error in pressure sensors. It refers to the deviation in the sensor's response to changes in pressure compared to the ideal sensitivity. Sensitivity errors can result from variations in the sensor's design, manufacturing process, or aging effects. These errors can cause the sensor to over- or under-respond to changes in pressure, leading to inaccuracies in the measured values.

Temperature dependence is a critical consideration in pressure sensor error modeling. Pressure sensors can exhibit variations in their output with changes in temperature. These temperature effects can introduce additional errors in the pressure measurements. Temperature compensation techniques are often employed to mitigate the impact of temperature-dependent errors on the accuracy of the measurements.

Noise is another component of the error model for pressure sensors. It represents random fluctuations or variations in the measured pressure values that are not related to the true pressure. Noise can arise from electronic components, environmental factors, or inherent limitations in the sensor's design. It can affect the precision and stability of pressure measurements, particularly in applications that require high accuracy.

To accurately model the error in pressure sensor measurements, calibration procedures are typically performed. Calibration involves comparing the sensor's output to a reference standard over a range of known pressures and determining the error characteristics. This allows for the estimation and compensation of offset, sensitivity, and temperature-dependent errors. Filtering techniques and signal processing algorithms can also be applied to reduce the impact of noise on the pressure measurements.

By considering the above we can model an absolute pressure sensor as described in equation (3.10) below:

$$P_m = P_t + E_{sensitivity} + b_p + n_p \quad (3.10)$$

The term P_t describes the true or actual pressure obtained from the sensor, which is the value we aim to recover. The value $E_{sensitivity}$ represents the sensitivity error, which accounts for the deviation in the sensor's response to pressure changes compared to the ideal sensitivity. The term b_p represents the constant bias of the pressure sensors, which introduces a fixed offset or deviation in the measured pressure. Lastly, n_a represents the noise in the sensor's measurements, which accounts for random fluctuations or variations around the true pressure value. It is important to note that in pressure sensors, scaling errors caused by non-linearity are generally minimal and can be considered negligible in the above model equation.

Similarly, to a gyroscope, the slow varying bias term b_p of a pressure sensor can be modeled as a first order Markov process driven by a white Gaussian noise vector with standard deviation σ_{bias} , while the noise term n_a of an accelerometer can be described as white gaussian noise with standard deviation σ_p :

$$\dot{b}_p = v_{bP} \sim \mathcal{N}(0, \sigma_{\text{bias}}^2) \quad (3.11)$$

$$n_p \sim \mathcal{N}(0, \sigma_p^2) \quad (3.12)$$

By understanding and accounting for these error sources in pressure sensor models, it becomes possible to improve the accuracy and reliability of pressure measurements in various applications, including weather monitoring, industrial process control, and medical devices.

3.2.5 GNSS Error Model

Global Navigation Satellite Systems (GNSS) play a vital role in providing accurate positioning, navigation, and timing information for various applications. However, the measurements obtained from GNSS receivers are subject to errors that can affect the accuracy of the positioning solution. Understanding and modeling these errors is crucial for achieving reliable and precise GNSS-based positioning.

One of the primary error sources in GNSS measurements is the atmospheric delay caused by the ionosphere and troposphere. The ionosphere, a region of the Earth's upper atmosphere, introduces a delay to the GNSS signals due to the dispersive properties of the ionized particles. The troposphere, on the other hand, introduces delays due to atmospheric conditions such as temperature, humidity, and pressure variations. Models and correction techniques are used to estimate and mitigate these atmospheric delays, improving the accuracy of GNSS positioning.

Another significant error source is the satellite orbit errors. GNSS satellites have known orbits, but slight deviations from these orbits can occur due to factors such as gravitational perturbations and atmospheric drag. These orbit errors can introduce inaccuracies in the calculated positions. Precise orbit determination techniques and satellite ephemeris data are utilized to minimize the impact of orbit errors on GNSS measurements.

Multipath is another common error in GNSS measurements. Multipath occurs when the GNSS signal reflects off nearby surfaces, such as buildings, trees, or other structures, before reaching the receiver antenna. The reflected signal can interfere with the direct line-of-sight signal, causing distortions and inaccuracies. Antenna design, receiver algorithms, and signal processing techniques are employed to mitigate the effects of multipath and improve the quality of GNSS measurements.

Clock errors in the GNSS receiver can also impact the accuracy of positioning. The receiver clock is not perfectly synchronized with the satellite clocks, resulting in clock bias and drift. To account for clock errors, GNSS receivers employ techniques such as receiver clock modeling, differential corrections, and precise timing algorithms.

Finally, measurement noise and receiver noise can introduce random variations and uncertainties in the GNSS measurements. Noise can arise from various sources, including electronic components, environmental factors, and signal propagation effects. Filtering techniques, signal processing algorithms, and averaging methods are employed to reduce the impact of noise and enhance the accuracy of GNSS positioning.

Overall, understanding and modeling these various error sources are essential for accurate GNSS positioning. Through a combination of advanced algorithms, models, and correction techniques, the impact of these errors can be mitigated, leading to more reliable and precise GNSS-based navigation and positioning solutions.

3.3 Sensor Fusion Algorithms

Sensor fusion algorithms play a crucial role in combining data from multiple sensors to obtain a more accurate and comprehensive understanding of the environment. By integrating information from different sensors, such as accelerometers, gyroscopes, magnetometers, and GNSS receivers, sensor fusion algorithms can provide enhanced measurements, robustness, and reliability for various applications, including navigation, robotics, and augmented reality.

3.3.1 Complementary Filter

A complementary filter is a signal processing technique used to combine two different sensor measurements or data sources to obtain an improved estimate of a desired quantity. It is commonly

used in applications involving attitude estimation, such as in robotics, navigation systems, and inertial measurement units (IMUs).

The complementary filter works by blending the outputs of two sensors: one with a high update rate but susceptible to noise (e.g., accelerometer) and another with a lower update rate but higher accuracy (e.g., gyroscope). By combining the outputs of these sensors using appropriate filtering and weighting, the complementary filter can provide a more accurate and robust estimate of the desired quantity, such as the orientation or position of an object.

Typically, the accelerometer provides an estimate of the gravity vector, which can be used to determine the tilt or orientation of an object relative to the Earth's gravity. On the other hand, the gyroscope measures angular rates of rotation. The complementary filter combines the two measurements by applying a low-pass filter to the gyroscope data and a high-pass filter to the accelerometer data. The filtered gyroscope data is then integrated over time to obtain an estimate of the object's orientation. The high pass filtered accelerometer data is used to correct for drift and noise in the gyroscope measurements.

The complementary filter algorithm takes advantage of the strengths of each sensor: the high-frequency response of the gyroscope for short-term measurements and the accuracy of the accelerometer for long-term measurements. By appropriately tuning the filtering parameters and the blending between the two sensor outputs, the complementary filter can provide a more accurate and stable estimate of the desired quantity compared to using either sensor alone.

It's worth noting that while the complementary filter can improve the estimation accuracy, it may not eliminate all errors or provide absolute accuracy in all situations. Factors such as sensor noise, biases, nonlinearities, and environmental conditions can still affect the overall performance. Therefore, depending on the specific application requirements, additional techniques or sensor fusion methods may be necessary to achieve higher levels of accuracy and robustness.

The following equations presents a simple implementation of a complementary filter, where the measurements of a gyroscope and an accelerometer are fused:

$$\boldsymbol{\theta} = \alpha \boldsymbol{\theta}_\omega + (1 - \alpha) \boldsymbol{\theta}_{am} \quad (3.13)$$

where θ_w is the attitude estimated from the gyroscope, θ_{am} is the attitude estimated from the accelerometer and the magnetometer, and α is the gain of the filter[41].

3.3.2 Kalman Filters

The Kalman Filter is a specialized Bayesian estimator for discrete linear systems. It considers the uncertainties in the measurements and the system model to estimate the true state of the system [42] The Kalman filter is particularly effective in situations where there are linear relationships between the measurements and the system state, and the noise is Gaussian. In the case of non-linear systems, there have been developed extension of the Kalman filter, such as the Extended Kalman filter (EKF) and the Unscented Kalman filter which we will describe later in more detail [42].

The main objective of a Kalman Filter (KF) is to minimize the cost associated with a quadratic function concerning the true latent space and the estimated space. It is a recursive filter, and it operates in two steps: the “time update” or “predict step” and the “measurement update” or “correct” step. The time update equations in the Kalman Filter are responsible for advancing the current state and error covariance estimates to predict the future estimates for the next time step. They project the estimates forward in time based on the system dynamics. On the other hand, the measurement update equations are responsible for incorporating new measurements into the predicted estimates. They provide feedback by improving the initial estimates to obtain more accurate and refined estimates, known as the a posteriori estimates [43].

A discrete time linear system of a stochastic process can be described using the following set of difference equations:

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k + w_k \quad (3.14)$$

$$z_{k+1} = H_k x_k + v_k \quad (3.15)$$

Where x_k is the system state vector, A_k is the state-transition matrix, u_k is the system control-input vector, B_k is the system control-input model, z_k is a measurement or observation of the system, H_k is the observation model [44].

The random variables w_k and v_k represent the process and measurement noise respectively. These noise variables are assumed to be independent of each other and follow a normal distribution[42].

$$w_k \sim \mathcal{N}(0, Q) \quad (3.16)$$

$$v_k \sim \mathcal{N}(0, R) \quad (3.17)$$

The Kalman filter equations for the system are the following:

$$\text{Predicted (a priori) state estimate} \quad \hat{x}_{k+1}^- = A_k \hat{x}_k + B_k u_k \quad (3.18)$$

$$\text{Predicted (a priori) estimate covariance} \quad P_{k+1}^- = A_k P_k A_k^T + Q \quad (3.19)$$

$$\text{Optimal Kalman gain} \quad K_{k+1} = P_{k+1}^- H_k^T (H_k P_{k+1}^- H_k^T + R)^{-1} \quad (3.20)$$

$$\text{Updated (a posteriori) state estimate} \quad \hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1}^- + K_{k+1} (z_{k+1} - H_k \hat{x}_{k+1}^-) \quad (3.21)$$

$$\text{Updated (a posteriori) estimate covariance} \quad P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_k) P_{k+1}^- \quad (3.22)$$

Where $E[x_k] = \hat{x}_k$ and $E[(x_k - \hat{x}_k)(x_k - \hat{x}_k)^T] = P_k$

By taking a closer look at the Kalman gain, we can observe that as the measurement error covariance R approaches zero, the filter weights the residual $(z_{k+1} - H_k \hat{x}_{k+1}^-)$ more heavily. More specifically,

$$\lim_{(R_k \rightarrow 0)} K_k = H_k^{-1} \quad (3.23)$$

In contrast, as the error covariance P_k^- of the a priori estimate approaches zero, the Kalman gain assigns less weight to the residual. Specifically,

$$\lim_{(P_k^- \rightarrow 0)} K_k = 0 \quad (3.24)$$

Alternatively, the weighting by K can be understood as follows: as the measurement error covariance tends towards zero, the actual measurement is given greater trust and reliability, while the predicted measurement is assigned less significance. Conversely, when the error covariance of the a priori estimate approaches zero, the actual measurement is trusted less, and the predicted measurement gains more confidence and credibility [22], [32]

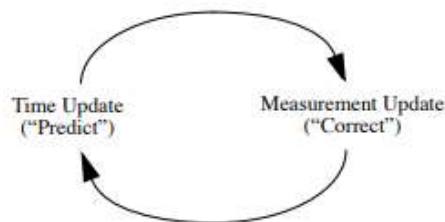


Figure 3.5 The discrete Kalman filter cycle [32]

3.3.3 Extended Kalman Filter (EKF)

Extended Kalman filter (EKF) is an extension of the Kalman filter that can handle non-linear system models. It linearizes the system dynamics using a first-order Taylor series approximation and applies the Kalman filter equations to estimate the system state. The EKF is widely used in

applications where the system dynamics are non-linear, such as in the case of sensor fusion involving magnetometers or GNSS measurements.

The estimated state and measurement vectors are characterized by their probability densities, which are determined using a non-linear function for the mean value and scaling the standard deviation of the estimated state by a linear function. Similar to the Kalman filter, the Extended Kalman Filter (EKF) considers the presence of noise in the system[42]. As a result, the original non-linear equations for the system are transformed into the following set of equations:

$$x_{k+1} = f(x_k, u_k, w_k) \quad (3.25)$$

$$z_k = h(x_k, u_k, v_k) \quad (3.26)$$

The EKF equations for the non-linear system are the following [32]

Predicted (a priori) state estimate $\hat{x}_{k+1}^- = f(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (3.27)$

Predicted (a priori) estimate covariance $P_{k+1}^- = A_k P_k A_k^T + W_k Q W_k^T \quad (3.28)$

Optimal Kalman gain $K_{k+1} = P_{k+1}^- H_k^T (H_k P_{k+1}^- H_k^T + V_k R_k V_k^T)^{-1} \quad (3.29)$

Updated (a posteriori) state estimate $\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1}^- + K_{k+1} (z_{k+1} - h(\hat{x}_{k+1}^-, 0)) \quad (3.30)$

Updated (a posteriori) estimate covariance $P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_k) P_{k+1}^- \quad (3.31)$

Where A is the Jacobian matrix of partial derivatives of f with respect to x ,

$$A_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (3.32)$$

W is the Jacobian matrix of partial derivatives of f with respect to w ,

$$W_{[i,j]} = \frac{\partial f_{[i]}}{\partial w_{[j]}}(\hat{x}_k, u_k, 0) \quad (3.33)$$

H is the Jacobian matrix of partial derivatives of h with respect to x ,

$$W_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial x_{[j]}}(\hat{x}_{k+1}^-, 0) \quad (3.34)$$

V is the Jacobian matrix of partial derivatives of h with respect to v ,

$$V_{[i,j]} = \frac{\partial h_{[i]}}{\partial v_{[j]}}(\hat{x}_{k+1}^-, 0) \quad (3.35)$$

For an INS system, it is common to use an EKF with the following state vector [31]:

$$x_k = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad b^g_1 \quad b^g_2 \quad b^g_3]^T \quad (3.36)$$

Where \mathbf{q} is the quaternion orientation of the device, and b^g are the bias terms of the gyroscope. Since the gyroscope is the most sensitive sensor in terms of bias error and stability, by including it in the state vector we can significantly improve the accuracy of an INS without increasing the complexity of the EKF substantially.

The system dynamic equations are the following [31]:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{1}{2}S(\omega - b^g)q \\ &= \frac{1}{2}S(\omega)q - \frac{1}{2}S(b^g)q \end{aligned}$$

$$= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -b^g_1 & -b^g_2 & -b^g_3 \\ b^g_1 & 0 & b^g_3 & -b^g_2 \\ b^g_2 & -b^g_3 & 0 & b^g_1 \\ b^g_3 & b^g_2 & -b^g_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

$$\hat{y}_k^- = C \hat{x}_k^-$$

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_m \\ \hat{m}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_a & 0_{3 \times 3} \\ C_m & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ b^g \end{bmatrix}_{k+1} \quad (3.38)$$

Where:

$$C_a = -2 \begin{bmatrix} -q_2 & q_3 & -q_0 & q_1 \\ q_1 & q_0 & q_3 & q_2 \\ q_0 & -q_1 & -q_2 & q_3 \end{bmatrix}_k \quad (3.39)$$

And

$$C_m = -2 \begin{bmatrix} q_3 & q_2 & q_1 & q_0 \\ q_0 & -q_1 & q_2 & -q_3 \\ -q_1 & -q_0 & q_3 & q_2 \end{bmatrix}_k \quad (3.40)$$

3.3.4 Unscented Kalman Filter (UKF)

The Unscented Kalman Filter (UKF) is a variant of the Kalman Filter that addresses the limitations of the Extended Kalman Filter (EKF) in handling non-linear systems. Instead of linearizing the system dynamics and measurements, UKF uses a deterministic sampling technique called the Unscented Transform to propagate the mean and covariance of the state through non-linear functions[42].

The UKF selects a set of representative sigma points that capture the mean and covariance of the state distribution. These sigma points are then transformed through the non-linear functions to estimate the predicted mean and covariance of the state. The transformed sigma points are

weighted to account for the uncertainty and propagated through the measurement function to obtain the predicted measurement mean and covariance.

The predicted state and measurement estimates are combined with the actual measurements using Kalman gain, similar to the standard Kalman Filter. The UKF iteratively updates the state estimate and covariance by incorporating new measurements, producing improved estimates that account for both process and measurement noise.

The UKF offers improved performance compared to the EKF in handling non-linear systems, as it avoids the errors introduced by linearization. It provides more accurate state estimates and better uncertainty estimation, making it suitable for a wide range of applications where non-linearities are present.

Disclaimer:

This thesis does not extensively analyze the Unscented Kalman Filter (UKF) due to its computational demands and limitations for implementation in our embedded system. The focus of this paper is on alternative filtering algorithms that are more suitable for real-time applications and resource-constrained environments. While the UKF is recognized for its effectiveness in non-linear systems, we encourage interested readers to explore the extensive literature and resources available on the UKF for a comprehensive understanding of its applications and benefits.

3.3.5 Madgwick Filter

Madgwick filter is a sensor fusion algorithm commonly used for estimating the orientation (orientation tracking) of an object using data from inertial sensors such as accelerometers, gyroscopes, and magnetometers. It was developed by Sebastian Madgwick and is known for its simplicity and efficiency, making it well-suited for real-time applications, including motion tracking in wearable devices, robotics, and virtual reality.

The Madgwick filter utilizes a gradient descent algorithm to optimize the orientation estimate by minimizing the error between predicted and measured sensor data. It considers the sensor measurements, sensor noise characteristics, and the properties of the sensor fusion algorithm to calculate the most accurate estimate of the orientation.

It is important to note that the Madgwick filter assumes a static magnetic field and a small angular rate, making it more suitable for applications where the object's motion is relatively slow, or the magnetic field is relatively stable. In scenarios with high angular rates or dynamic magnetic fields, alternative sensor fusion algorithms may be more appropriate.

The Madgwick filter has gained popularity for its simplicity, low computational requirements, and effectiveness in estimating orientation. However, it is essential to understand its limitations and consider the specific requirements of the application before employing it as a sensor fusion solution.

In the provided figure, a block diagram of the Madgwick filter for a MARG sensor array is presented. For a detailed mathematical description and derivation of the filter, we highly recommend studying the original paper by Madgwick[45], [46].

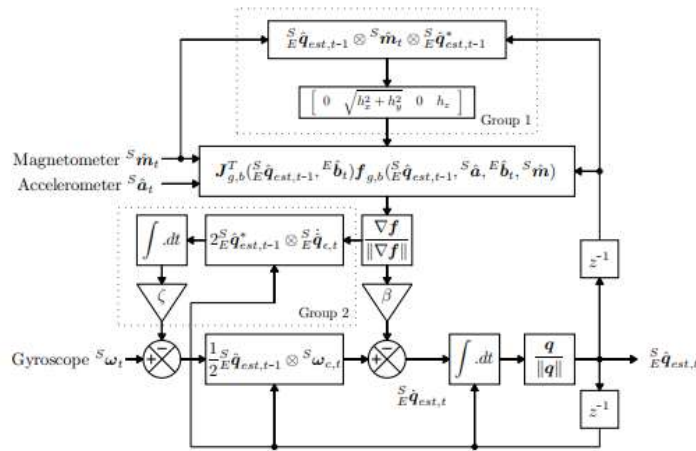


Figure 3.6 Madgwick algorithm block diagram for a MARG sensor array [45]

The following is a brief overview of the general form Madgwick Filter algorithm[46]

The main goal of the Madgwick algorithm is to find the minimum value of $f({}^S \hat{q}, {}^E \hat{d}, {}^S \hat{s})$ which is given by the following equations [46]:

$$\min_{{}^S \hat{q} \in \mathbb{R}^4} f({}^S \hat{q}, {}^E \hat{d}, {}^S \hat{s}) \quad (3.41)$$

$$f(\overset{S}{E}\hat{q}, \overset{E}{\hat{d}}, \overset{S}{\hat{s}}) = \overset{S}{E}\hat{q}^* \otimes \overset{E}{\hat{d}} \otimes \overset{S}{E}\hat{q} - \overset{S}{\hat{s}} \quad (3.42)$$

$$\overset{S}{E}\hat{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3] \quad (3.43)$$

$$\overset{E}{\hat{d}} = [0 \ d_x \ d_y \ d_z] \quad (3.44)$$

$$\overset{S}{\hat{s}} = [0 \ s_x \ s_y \ s_z] \quad (3.45)$$

Where $\overset{S}{E}\hat{q}$ is the heading of a sensor in the Earth frame with respect to the body frame, $\overset{E}{\hat{d}}$ is the reference vector that is measured by the sensor in the Earth frame and $\overset{S}{\hat{s}}$ is the output value of the sensor.

By utilizing the gradient descent algorithm, it is possible to predict the heading of the sensor $\overset{S}{E}\hat{q}_{k+1}$ [46]:

$$\overset{S}{E}\hat{q}_{k+1} = \overset{S}{E}\hat{q}_k - \mu \frac{\nabla f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{\hat{d}}, \overset{S}{\hat{s}})}{\|f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{\hat{d}}, \overset{S}{\hat{s}})\|}, k = 0, 1, 2 \dots n \quad (3.46)$$

$$\nabla f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{\hat{d}}, \overset{S}{\hat{s}}) = J^T(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{\hat{d}}) f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{\hat{d}}, \overset{S}{\hat{s}}) \quad (3.47)$$

Where [46]:

$$f(\overset{S}{E}\hat{q}_k, \overset{E}{\hat{d}}, \overset{S}{\hat{s}}) = \begin{bmatrix} 2 d_x \left(\frac{1}{2} - q_2^2 - q_3^2 \right) + 2 d_y (q_0 q_3 + q_1 q_2) + 2 d_z (q_1 q_3 - q_0 q_2) - s_x \\ 2 d_x (q_1 q_2 - q_0 q_3) + 2 d_y \left(\frac{1}{2} - q_1^2 - q_3^2 \right) + 2 d_z (q_0 q_1 + q_2 q_3) - s_y \\ 2 d_x (q_0 q_2 + q_1 q_3) + 2 d_y (q_2 q_3 + q_0 q_1) + 2 d_z \left(\frac{1}{2} - q_1^2 - q_2^2 \right) - s_z \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

$$\begin{aligned}
& J \left({}^S_E \hat{\mathbf{q}}_k, {}^E \hat{\mathbf{d}} \right) = \\
& = \begin{bmatrix} 2d_y q_3 - 2d_z q_2 & 2d_y q_2 + 2d_z q_3 & -4d_x q_2 + 2d_y q_1 - 2d_z q_0 & -4d_x q_3 + 2d_y q_0 + 2d_z q_1 \\ -2d_x q_3 + 2d_z q_1 & 2d_x q_2 - 4d_y q_1 + 2d_z q_0 & 2d_x q_1 + 2d_z q_3 & -2d_x q_0 - 4d_y q_2 + 2d_z q_2 \\ 2d_x q_2 - 2d_y q_1 & 2d_x q_3 - 2d_y q_0 - 4d_z q_1 & 2d_x q_0 + 2d_y q_3 - 4d_z q_2 & 2d_x q_1 + 2d_y q_2 \end{bmatrix} \quad (3.44)
\end{aligned}$$

Additionally, the optimal value of μ where the heading ${}^S_E \hat{\mathbf{q}}_{k+1}$ is guaranteed to converge to a specific value is given by the following equation [46]:

$$\mu_k = \alpha \|\dot{\mathbf{q}}_{\omega,k}\| \Delta t, \quad \alpha > 1 \quad (3.49)$$

Finally, by utilizing the above equations for a device that is equipped with a magnetometer, an accelerometer, and a gyroscope, the following equation is derived [46]:

$${}^S_E \mathbf{q}_{est,k} = {}^S_E \hat{\mathbf{q}}_{est,k} + \left({}^S_E \dot{\mathbf{q}}_{\omega,k} - \beta \frac{J_{g,b}^T(\mathbf{q}_{k-1}, {}^E \mathbf{b}) f_{g,b}(\mathbf{q}_{k-1}, {}^S \mathbf{a}, {}^E \mathbf{b}, {}^S \mathbf{m})}{\|J_{g,b}^T(\mathbf{q}_{k-1}, {}^E \mathbf{b}) f_{g,b}(\mathbf{q}_{k-1}, {}^S \mathbf{a}, {}^E \mathbf{b}, {}^S \mathbf{m})\|} \right) \Delta t \quad (3.50)$$

3.3.6 Mahony Filter

The Mahony filter is another sensor fusion algorithm used for estimating the orientation of an object based on data from inertial sensors. Similar to the Madgwick filter, the Mahony filter aims to combine measurements from accelerometers and gyroscopes to provide an accurate estimate of the object's orientation [47]–[52].

The Mahony filter is an alternative to the more computationally intensive Kalman filter and offers a lightweight and efficient solution for real-time orientation tracking. It incorporates a nonlinear complementary filter that utilizes a quaternion representation of the orientation to perform sensor fusion.

The Mahony filter considers the gyroscope measurements to estimate the change in orientation over time and then fuses this information with the accelerometer measurements to refine the orientation estimate. By using a complementary filter approach, the Mahony filter combines the strengths of both sensors while mitigating some of the limitations and errors associated with each sensor type.

It is important to note that the Mahony filter, similar to the Madgwick filter, assumes certain conditions such as a static magnetic field and relatively slow angular rates. Therefore, its performance may be affected in scenarios with fast or abrupt movements or in the presence of dynamic magnetic fields.

The Mahony filter is known for its simplicity and efficiency, making it suitable for resource-constrained systems such as embedded platforms. However, it is essential to evaluate its performance in the specific application context and consider factors such as sensor noise, calibration, and environmental conditions to ensure accurate orientation estimation.

The equations for the original Mahony Filter are the following [51]:

We first compute the suggested orientation error by utilizing the determined gravity vector \mathbf{v} and the measured acceleration vector \mathbf{a} [51]:

$$\mathbf{v}({}^S\hat{\mathbf{q}}_{est,k}) = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_0q_1 + q_3) \\ (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

$$\mathbf{e}_{t+1} = {}^S \mathbf{a}_{t+1} \times \mathbf{v}({}^S\hat{\mathbf{q}}_{est,k}) \quad (3.53)$$

$$\mathbf{e}_{i,k+1} = \mathbf{e}_{i,k} + \mathbf{e}_{k+1}\Delta t \quad (3.53)$$

Afterwards we apply a PI compensation to the measured angular velocity $\boldsymbol{\omega}$ [51]:

$${}^S\boldsymbol{\omega}_{k+1} = {}^S\boldsymbol{\omega}_{k+1} + \mathbf{K}_p\mathbf{e}_{k+1} + \mathbf{K}_i\mathbf{e}_{i,k+1} \quad (3.54)$$

Finally, we compute the orientation by integrating the rate of change [51]:

$${}^S\dot{\mathbf{q}}_{est,k} = \frac{1}{2} {}^S\hat{\mathbf{q}}_{est,k} \otimes [0, {}^S\boldsymbol{\omega}_{k+1}]^T \quad (3.55)$$

$${}^S\mathbf{q}_{est,k} = {}^S\hat{\mathbf{q}}_{est,k} + {}^S\dot{\mathbf{q}}_{est,k}\Delta t \quad (3.56)$$

4 System Design

4.1 System Architecture

The system architecture of the proposed Inertial Navigation System (INS) consists of various components that work together to provide accurate position and orientation estimation. The key components in the system include a microcontroller unit (MCU), a 3-axis accelerometer, a 3-axis gyroscope, a 3-axis magnetometer, a barometric pressure sensor and a GNSS module.

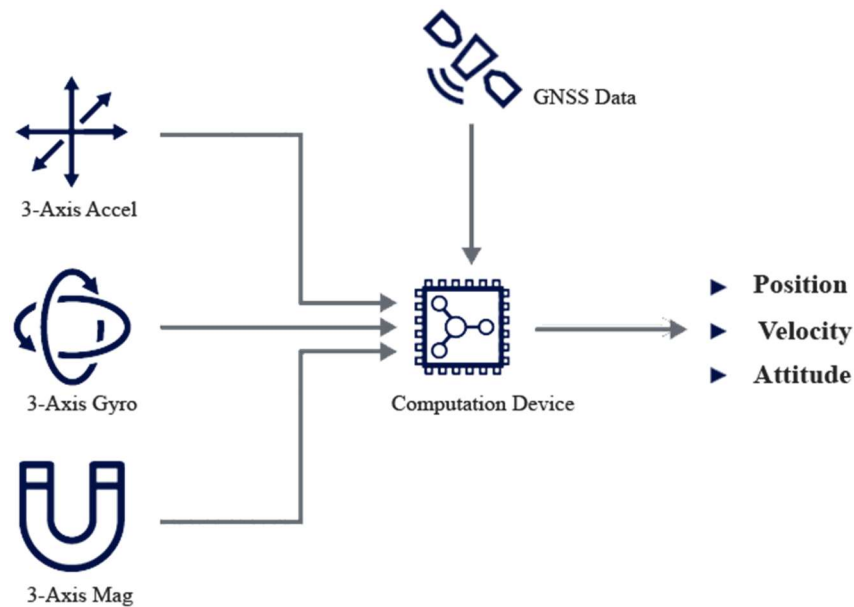


Figure 4.1 Implemented INS architecture [28]

4.1.1 Power Supply Architecture

The system is designed to be supplied with voltages up to 60V. To accommodate this input voltage range, a synchronous DC/DC buck converter is used to step down the voltage to the required level for the various components. To ensure clean and stable power supply, the system incorporates a series of analog filters, bypass capacitors and two separate low-dropout (LDO) regulators for voltage filtering. The analog filters and capacitors are used to smooth out any voltage fluctuations or noise in the power supply, while the LDO regulators help regulate the voltage and provide clean and low-noise power to the MCU and sensors.

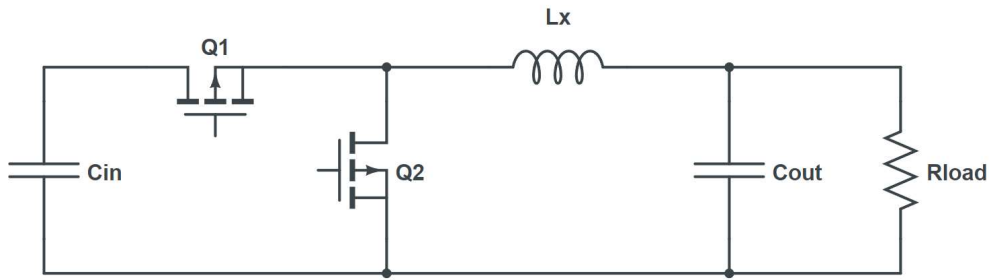


Figure 4.2 Synchronous DC/DC buck converter circuit

The proposed power supply architecture incorporates several important protection features to ensure the reliability and safety of the system. These protection mechanisms include electrostatic discharge (ESD) protection, overvoltage protection, overcurrent protection, and reverse voltage protection.

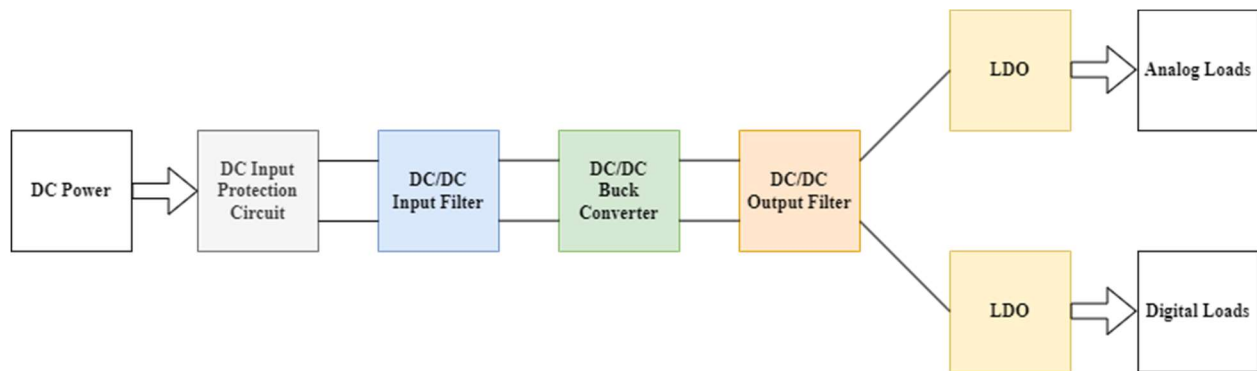


Figure 4.3 Proposed power supply architecture

To begin with, the inclusion of an ESD diode is crucial for safeguarding the power supply against electrostatic discharge events. ESD diodes are designed to divert high-voltage transients, caused by static electricity or other sources, away from sensitive components and prevent them from damaging the circuitry. By incorporating an ESD diode, the power supply architecture becomes more resilient to ESD events, reducing the risk of malfunctions or failures.

Furthermore, a p-channel transistor (PMOS) is employed for reverse voltage protection. The PMOS transistor acts as a switch that is normally closed, allowing current flow in the desired

direction. However, if a reverse voltage is applied, the PMOS transistor opens, preventing the reverse current from damaging the power supply or the connected devices. This protection mechanism is particularly important in scenarios where accidental reverse polarity connections may occur.

Additionally, a gate Zener diode is implemented to provide overvoltage protection. The gate Zener diode acts as a voltage regulator that clamps the voltage at the maximum permitted voltage, preventing it from exceeding the safe operating range of the circuitry. By limiting the voltage to an acceptable level, the gate Zener diode ensures that the power supply and its components are not subjected to excessive voltages, which could otherwise lead to component damage or system malfunction.

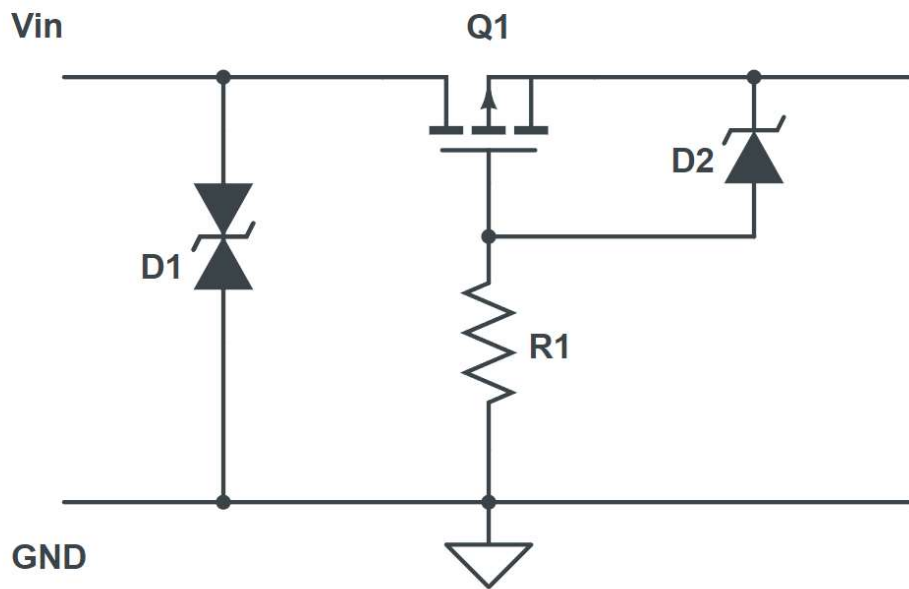


Figure 4.4 Proposed power supply input protection circuit

Moreover, the DC/DC integrated circuit (IC) utilized in the architecture features overcurrent protection. The specific IC is designed to monitor the current flowing through the power supply and automatically limit it to a safe level if an overcurrent condition is detected. Overcurrent protection is vital in preventing excessive current from damaging the power supply, its

components, or the connected devices. By incorporating this feature into the DC/DC IC, the power supply architecture becomes more robust and capable of handling various load conditions.

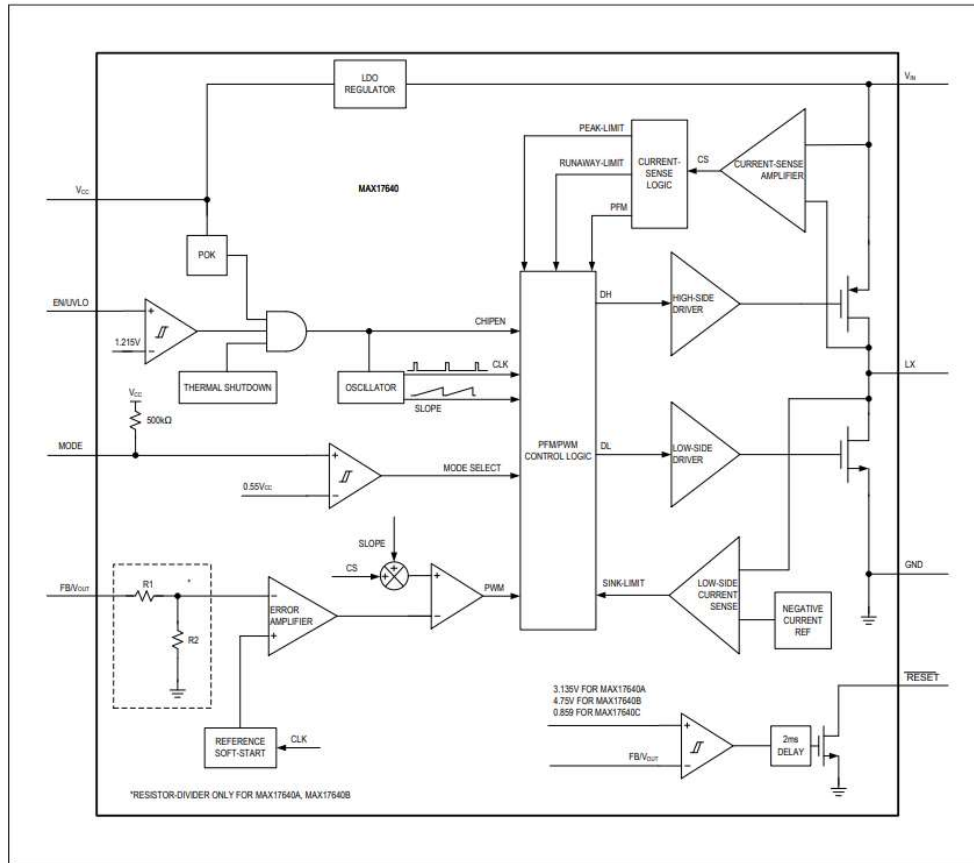


Figure 4.5 MAX17640AATA+ synchronous DC/DC block diagram[53]

4.1.2 MCU architecture

The MCU serves as the brain of the INS system. It is responsible for processing data from the sensors, implementing the sensor fusions algorithms, and controlling the overall operation of the system. The system utilizes a powerful and efficient ARM microcontroller that offers robust computational capabilities and a diverse range of peripherals, essential for seamless integration of sensors and effective communication within the system.

More specifically, an STM32G4 microcontroller was utilized. The STM32G series microcontrollers from STMicroelectronics offer a powerful and versatile solution for embedded systems applications. With their high-performance ARM Cortex-M4 core, rich set of peripherals,

and low-power features, they provide efficient and reliable operation. The series includes advanced analog capabilities, safety and security features, and benefits from a comprehensive development ecosystem. With scalability, compatibility, and extensive support, the STM32G series is well-suited for a wide range of applications, making it a popular choice among developers in industries such as industrial automation, consumer electronics, and IoT devices.

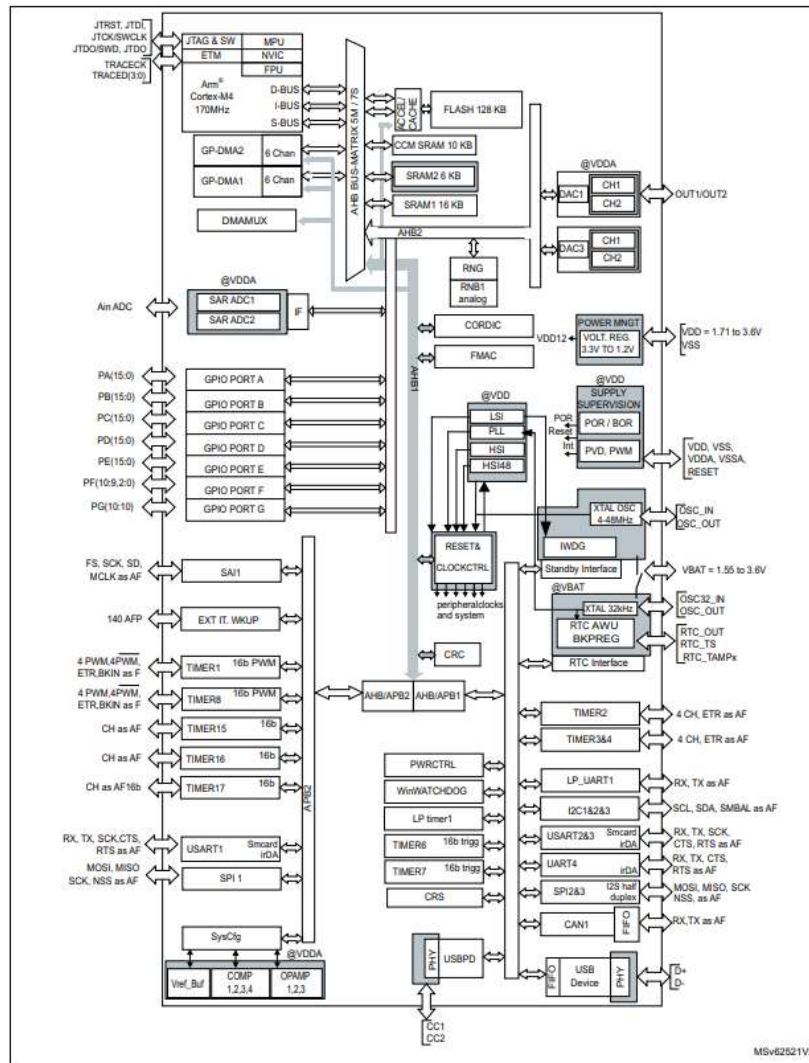


Figure 4.6 STM32G4331 Block diagram [54]

4.1.3 Sensors Architecture

Firstly, an accelerometer is utilized to measure the linear acceleration along three axes (X, Y, and Z), offering valuable data regarding the system's motion. It detects changes in velocity, allowing for the estimation of position and orientation over time.

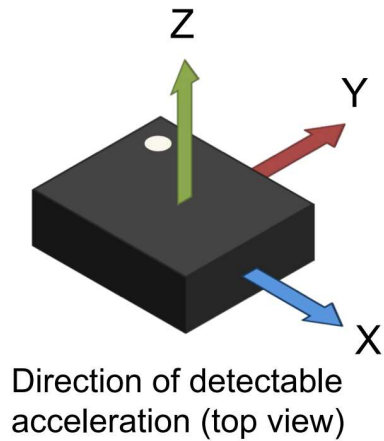
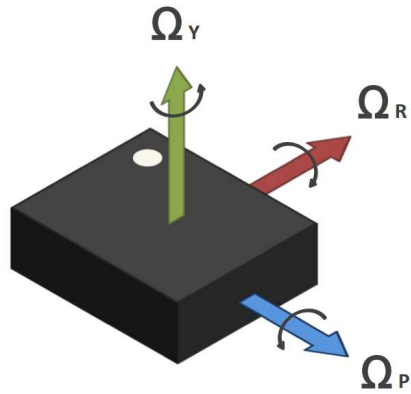


Figure 4.7 3-Axis accelerometer

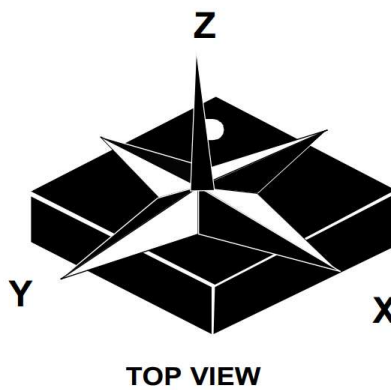
On the other hand, the gyroscope measures the system's angular velocity or rotation rate around the three axes (X, Y, and Z). Its purpose is to provide information about the system's rotational motion to the MCU. By integrating the data from the gyroscope, the MCU can estimate changes in the system's orientation or attitude over time. To enhance the accuracy of the orientation estimation, the gyroscope data is fused with data from the accelerometer.



Direction of detectable angular rate (top view)

Figure 4.8 3-Axis gyroscope

Additionally, the magnetometer is utilized to measure the Earth's magnetic field along the three axes (X, Y, and Z). This device provides information about the system's heading or azimuth. To obtain accurate estimates of the system's orientation, the magnetometer data is combined with data from the accelerometer and gyroscope through sensor fusion techniques.



DIRECTION OF DETECTABLE MAGNETIC FIELDS

Figure 4.9 3-Axis magnetometer

For precise positioning, the system incorporates a GNSS module (Global Navigation Satellite System). This module receives signals from multiple satellites, such as GPS, GLONASS, or Galileo, to determine the system's latitude, longitude, and altitude with high accuracy. This positioning information can be utilized to correct drift or accumulated errors in the measurements of the inertial sensors.

Finally, the system includes a pressure sensor that measures absolute atmospheric pressure. This sensor offers valuable insights into changes in altitude or depth, assisting in altitude estimation and vertical positioning. It is integrated into the system and connected to the MCU, enabling data acquisition and processing.

4.1.4 Peripherals and Communication

The proposed design incorporates four essential sensors: the accelerometer, gyroscope, magnetometer, and pressure sensor, which establish communication with the MCU through a serial protocol interface. To ensure optimal performance, three distinct SPI buses were implemented, with each sensor being connected to its dedicated bus. This approach offers numerous significant advantages. Firstly, it enables individual configuration and optimization of each SPI bus, allowing for customization based on the unique requirements of each sensor. As a result, higher communication speeds can be achieved, leading to enhanced data acquisition and processing efficiency. Additionally, in the event of a sensor failure, the remaining sensors can seamlessly continue communicating with the MCU, thereby bolstering the overall robustness of the system.

Moreover, if a multi-core MCU is employed, the core unit would have the capability to concurrently communicate with multiple sensors, further enhancing efficiency. It is important to note that this configuration does require additional resources, including MCU pins and system memory. However, by leveraging separate SPI buses for each sensor, the design successfully strikes a harmonious balance between flexibility, performance, and fault tolerance. By allowing independent configuration, achieving higher communication speeds, and ensuring continuous operation in the face of sensor failures, the use of separate SPI buses provides significant benefits for the overall system performance.

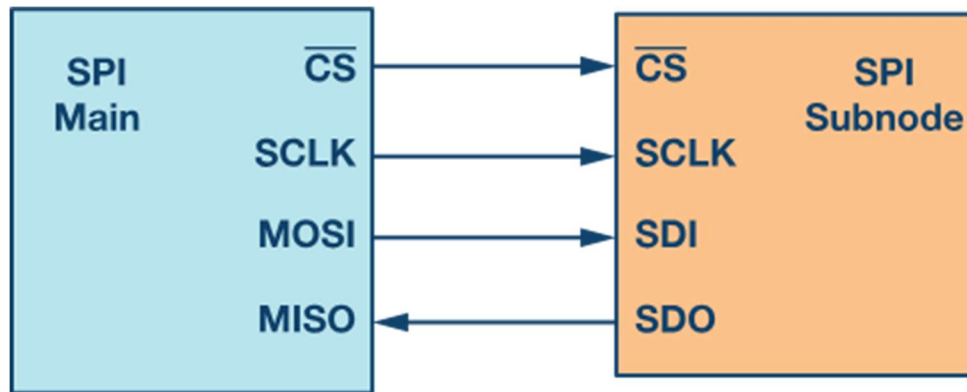


Figure 4.10 Single master single slave SPI bus [55]

In addition to the sensor communication via the SPI buses, the MCU also establishes communication with the GNSS (Global Navigation Satellite System) module using a UART (Universal Asynchronous Receiver-Transmitter) interface. The UART is a commonly used serial communication protocol that enables the exchange of data between the MCU and the GNSS module. Through the UART interface, the MCU sends commands or queries to the GNSS module and receives position, velocity, and timing information in return. The UART protocol is well-suited for this purpose as it provides a straightforward and reliable means of serial communication, allowing for seamless integration of the GNSS functionality into the overall system. The MCU configures the UART interface with the appropriate baud rate, data format, and flow control settings to ensure accurate and efficient data transmission between the MCU and the GNSS module. By utilizing the UART interface, the MCU can effectively utilize the GNSS module to enable accurate positioning and navigation capabilities within the system.

In addition to its internal communications with various peripherals, the MCU offers the capability to communicate with the outside world using either a UART (Universal Asynchronous Receiver-Transmitter) or a CAN (Controller Area Network) bus interface. These interfaces serve as crucial communication channels for connecting the MCU to external devices or systems.

The UART interface provides a reliable and widely used serial communication protocol. It enables the MCU to establish point-to-point communication with other devices, such as sensors, displays, or other microcontrollers. By configuring the UART with specific baud rate, data format, and flow control settings, the MCU can transmit and receive data in a synchronous or asynchronous manner.

This flexibility allows for seamless integration and data exchange between the MCU and a wide range of external devices.

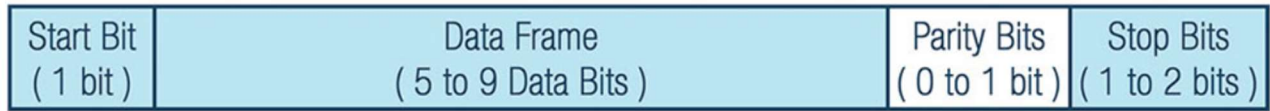


Figure 4.11 UART message frame [56]

On the other hand, the CAN bus interface is particularly well-suited for applications that require robust and reliable communication in an industrial or automotive context. It is a multi-master, multi-node bus protocol designed to facilitate communication among devices within a network. The CAN bus allows for high-speed and fault-tolerant data transmission, making it suitable for applications that demand real-time data exchange, such as in-vehicle networking, industrial automation, or distributed control systems. The MCU, when equipped with a CAN bus interface, can serve as a node within a larger CAN network, exchanging messages with other devices, sensors, or controllers.

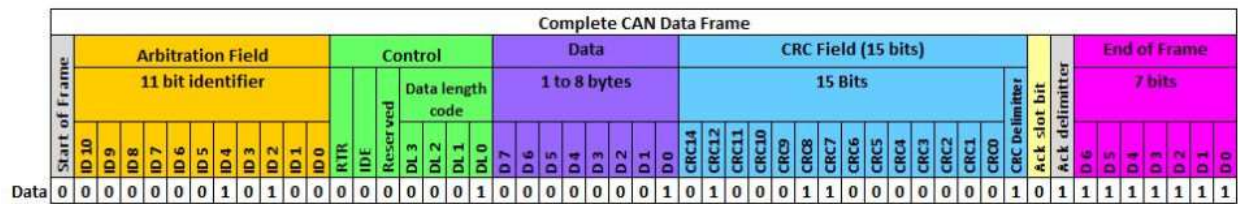


Figure 4.12 CAN2.0B message frame [57]

4.2 Hardware Design

This thesis focuses on the development of a custom two-sided printed circuit board (PCB) tailored to meet the specific requirements of the Inertial Navigation System (INS). The primary goals of the PCB design were to create a reliable and efficient electrical design while maintaining a compact form factor without compromising signal integrity. The implemented PCB consists of an 8-layer configuration with dimensions of 25x28, providing the necessary space and layers for accommodating the intricate circuitry of the INS. To address these goals, several considerations were taken into account during the PCB design process.

The PCB was designed with robustness in mind to ensure reliable performance in various conditions. Design techniques such as adequate trace widths, appropriate grounding, and proper decoupling were implemented to minimize noise, crosstalk, and interference. This helps maintain signal integrity and reduces the chances of electrical issues that could impact the accuracy of the INS.

The size constraints imposed on the PCB design necessitated a compact form factor. Careful attention was given to component placement, routing, and layer stacking to optimize the utilization of the available space. This involved careful consideration of the placement and orientation of components, as well as the routing of signal traces and power lines, to achieve an efficient layout.

Preserving signal integrity was a critical aspect of the PCB design. To ensure the accuracy of sensor data and minimize noise, measures such as controlled impedance routing, proper termination, and ground plane management were implemented. These techniques help maintain the integrity of high-speed signals, prevent signal degradation, and mitigate the impact of electromagnetic interference.

Careful selection of components was undertaken to meet the desired performance criteria and size constraints. Components with suitable electrical characteristics, reliability, and small footprints were chosen to optimize the design. This included selecting sensors, MCU, voltage regulators, capacitors, and other passive components that were well-suited for the specific requirements of the INS.

4.2.1 Schematic Overview

In this thesis, the Altium Designer PCB and EDA software package was utilized for the PCB design process. One notable feature is its hierarchical schematic capture model, which greatly assists in managing and organizing modular designs. This hierarchical approach allows for the reuse or modification of specific schematic sheets in future iterations or versions of the design. This capability proves especially advantageous in the context of complex designs, as it streamlines the design process, promotes consistency, and facilitates efficient updates and revisions.

The following figure presents the hierarchical schematic that was implemented for the purpose of this thesis:

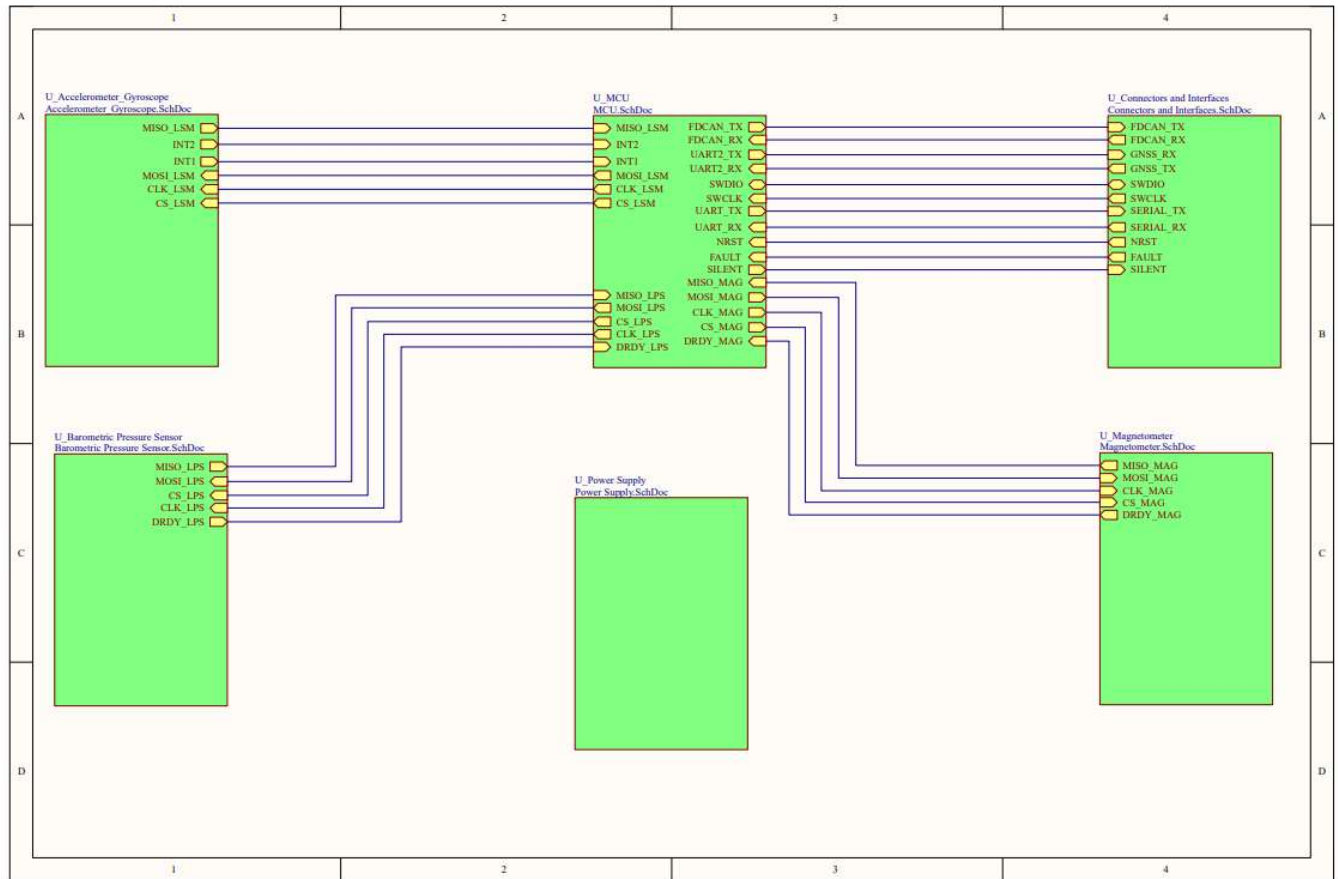


Figure 4.13 SNS INS Hierarchical schematic

As it can be seen in the above figure, the schematic of the implemented INS device consists of the following sections:

- Power Supply Schematic
- MCU Schematic
- Accelerometer and Gyroscope Schematic
- Magnetometer Schematic
- Barometric Pressure Sensor Schematic
- Connectors and Interfaces Schematic

4.2.1.1 Power Supply Schematic

The figure below presents the schematic of the power supply. To enhance clarity and facilitate usage, each component is labeled with a designator based on the schematic/page number. For instance, since the power supply schematic is the second schematic, each component number begins with the digit "2." Therefore, you will find components labeled as C21 instead of C1, and so on.

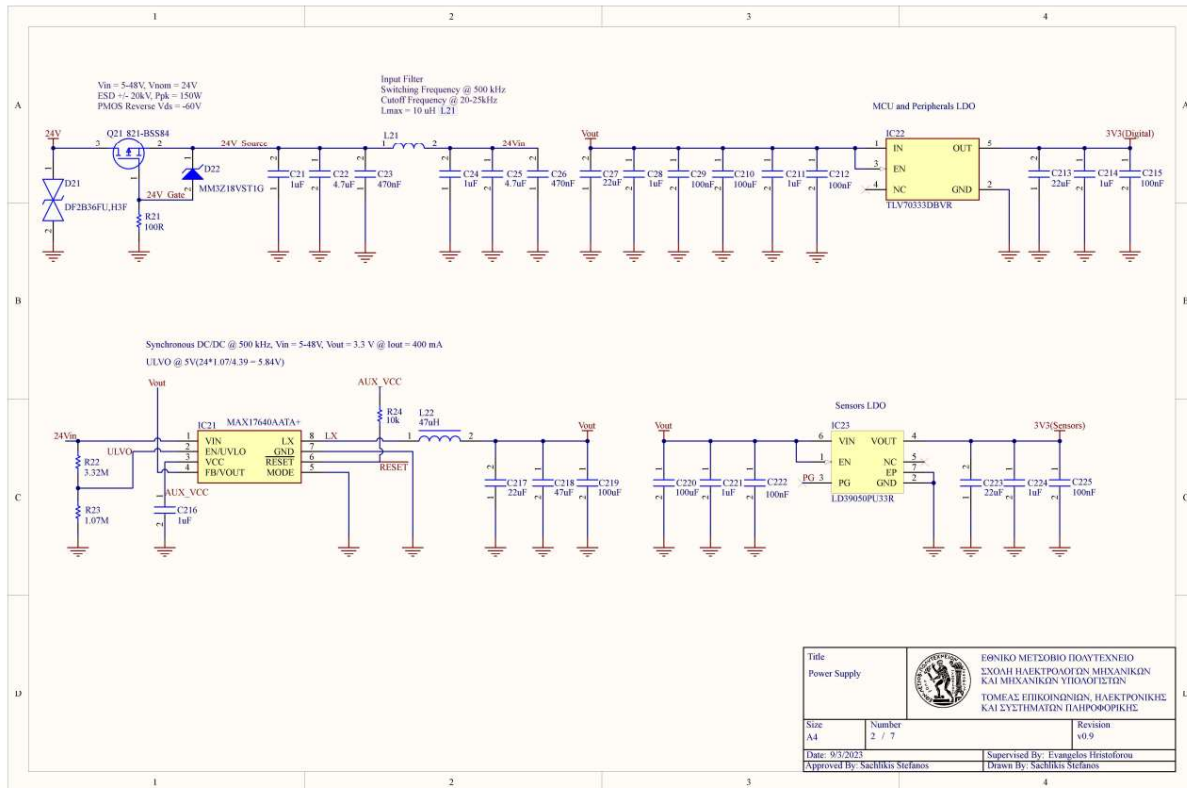


Figure 4.14 SNS INS power supply schematic

The schematic shown above illustrates the implemented supply architecture, which was discussed in the previous section. The power supply for the proposed system primarily consists of three key components: the synchronous buck converter, an LDO responsible for supplying power to the digital circuits, and another LDO designated for the analog circuits.

The synchronous buck converter utilized in the system operates at a switching frequency of 500 kHz. It is designed to provide a nominal output voltage of 3.3V and can deliver a maximum output current of 400 mA. The synchronous design of the buck converter, along with the absence of a

Schottky diode, contributes to its efficiency. It can achieve a peak efficiency of 92%, allowing for optimized power conversion with reduced losses and heat generation. To ensure the safety and reliability of the converter, it is equipped with thermal and overcurrent protection mechanisms.

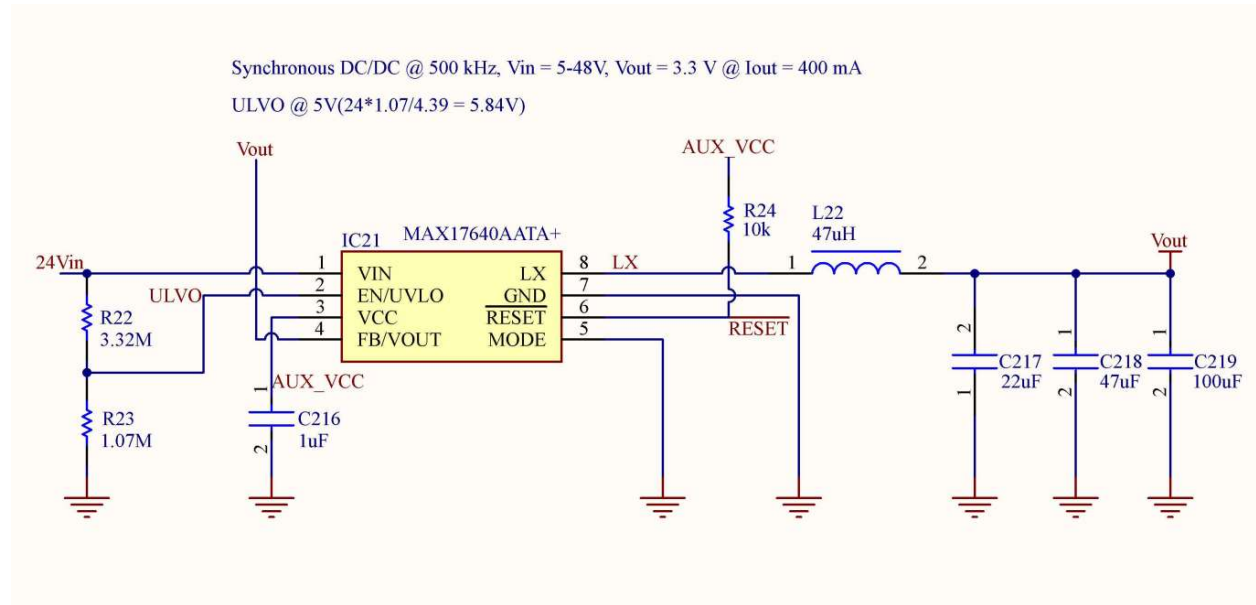


Figure 4.15 SNS INS DC/DC converter schematic

To optimize cost-efficiency, the first LDO chosen for the digital circuits is a general-purpose one, as high performance and extremely low noise are not critical requirements in this case. However, for the analog circuits to achieve a high-performance Inertial Navigation System (INS), a clean and precise power supply is essential. Hence, the second LDO chosen for the analog circuits is a more expensive low-noise variant, specifically designed to meet the stringent power quality demands of the system.

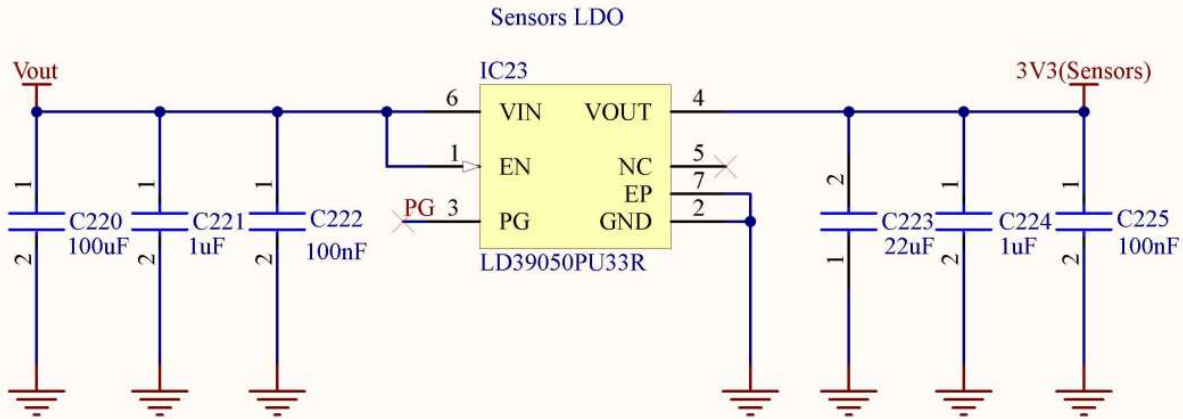


Figure 4.16 SNS INS Sensors LDO schematic

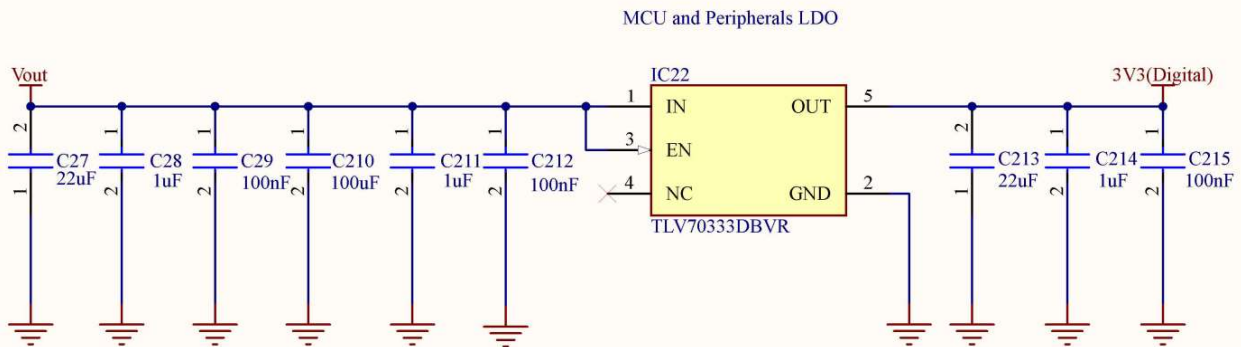


Figure 4.17 SNS INS Digital loads LDO schematic

Furthermore, we have successfully incorporated the protection circuits as detailed in the previous section. These protection mechanisms are vital for safeguarding the power supply. Our power supply protection consists of three key components: an ESD diode, a PMOS reverse polarity circuit, and a gate-source Zener diode.

With these protection measures in place, our system is capable of withstanding electrostatic discharge (ESD) of up to 20kV even through direct contact. It can also handle reverse voltages of up to 60V, providing a robust defense against accidental polarity reversal. Moreover, the power supply can accommodate input voltages of up to 60V.

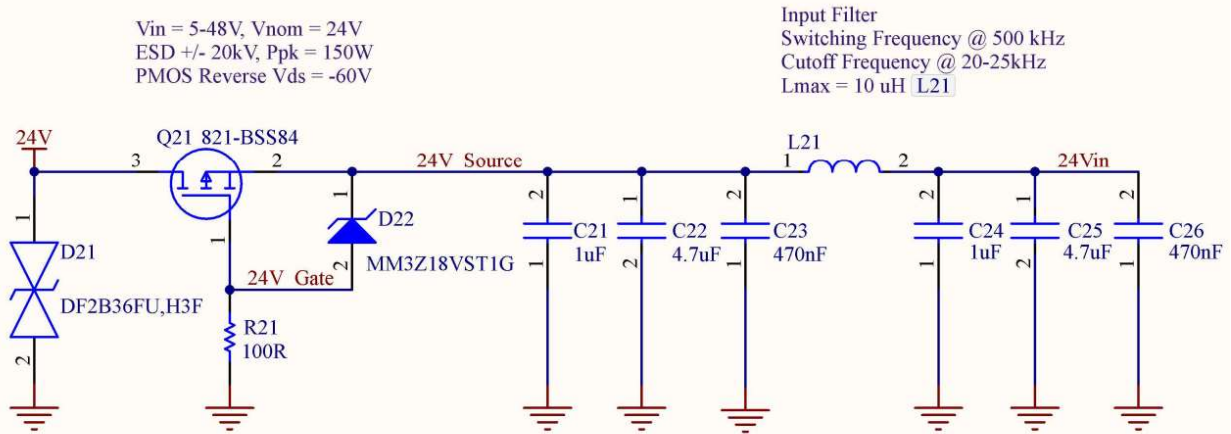


Figure 4.18 SNS INS input filters and protection circuit schematic

It is important to note that the power stage is designed to operate optimally at an input voltage of 24V, which we highly recommend as the recommended input voltage for the system. This voltage level ensures the best performance and efficiency of the power supply.

Lastly, the power supply sections incorporate numerous filters and bypass capacitors to effectively mitigate noise. By employing these filters and bypass capacitors, we can effectively suppress unwanted noise, ensuring a clean and stable power supply for the system. Additionally, the size and footprint of the capacitors, as well as the rated voltage were carefully considered to prevent capacitance derating. Wherever possible, larger footprint sizes were chosen to ensure the proper functionality of the filtering circuits. On the other hand, smaller footprint sizes were elected when it was appropriate, to reduce board size. Notably, at our switching frequency of 500 kHz, the noise measured at the LDO output capacitors reaches an impressively low level of -90 dBV. This demonstrates the effectiveness of our noise reduction measures and ensures a high-quality power supply for the system's components.

To gain a more in-depth understanding of the design and derivation of the filters, we highly recommend consulting the cited references in this section.

4.2.1.2 MCU Schematic

The following figure showcases the schematic of the MCU and its associated peripheral hardware. This section primarily focuses on crucial aspects such as allocating the appropriate pins to the

corresponding nets, the external high-speed oscillator for the MCU, the bootloader circuit, the reset circuit, and the inclusion of analog filters and power supply bypass capacitors.

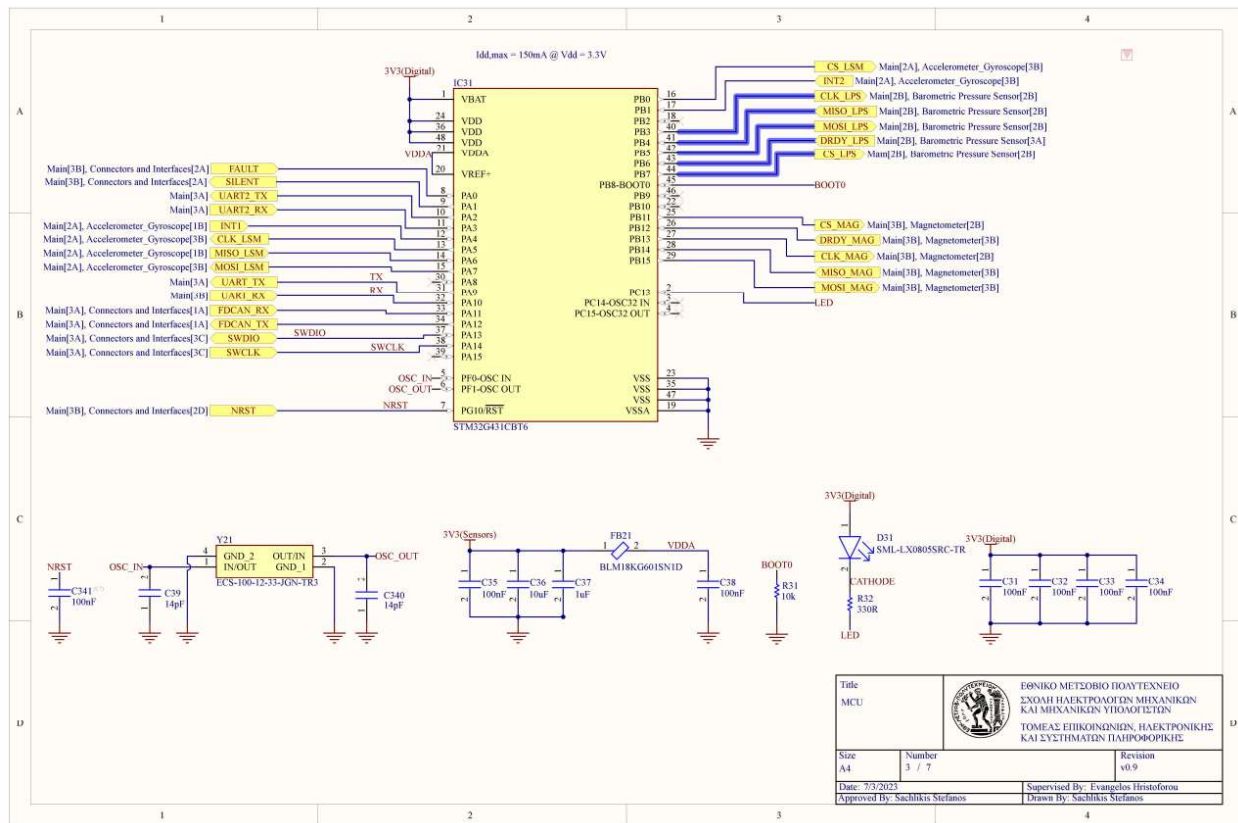


Figure 4.19 SNS INS MCU and peripherals schematic

To ensure proper functionality, it is essential to allocate the correct pins to their respective nets, establishing the necessary connections for various signals and interfaces. Additionally, the inclusion of an external high-speed oscillator aids in providing a reliable and precise clock source for the MCU, ensuring accurate timing and synchronization of operations. Care must be taken when choosing the load capacitors for the quartz oscillator, as erroneous values may affect performance. For a detailed explanation on how to calculate the proper value for the crystal load capacitors the following application by STMicroelectronics is strongly recommended.

Moreover, it is recommended to place a bypass capacitor near the NRST pin of the MCU to prevent erroneous reset due to noise and supply voltage fluctuations. A ferrite bead along with a series of capacitors is recommended, to ensure proper functioning of the MCU analog circuits. Finally, a

series of bypass capacitors is recommended, to ensure clean and stable power supply to the digital circuits of the MCU.

The BOOT0 pin of the is intentionally set to ground with a strong pull-down resistance, to ensure booting from the MCU’s flash memory. An LED is also allocated to the MCU for general purpose use.

4.2.1.3 Sensor Schematics

The following figures illustrate the schematics for the gyroscope and accelerometer sensor, the magnetometer and the barometric pressure sensor. Similarly, to the MCU design, the main design guidelines to be considered are proper pin allocation and the placement of bypass capacitors. In the magnetometer schematic, a noteworthy aspect is the utilization of a 3-wire SPI (Serial Peripheral Interface) communication protocol. This configuration allows for the utilization of the external interrupt pin of the sensor, which can be advantageous for triggering interrupts and capturing specific events or data from the sensor.

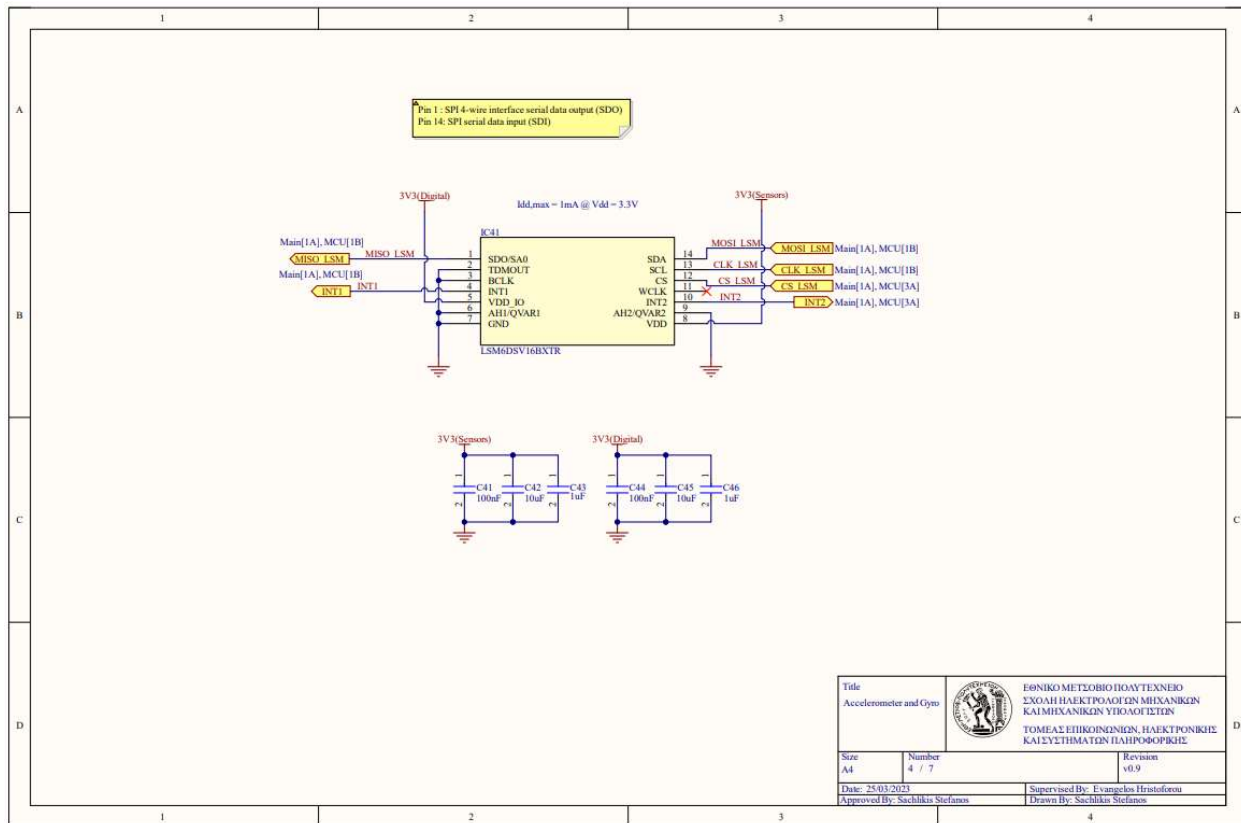


Figure 4.20 SNS INS Accelerometer-Gyroscope schematic

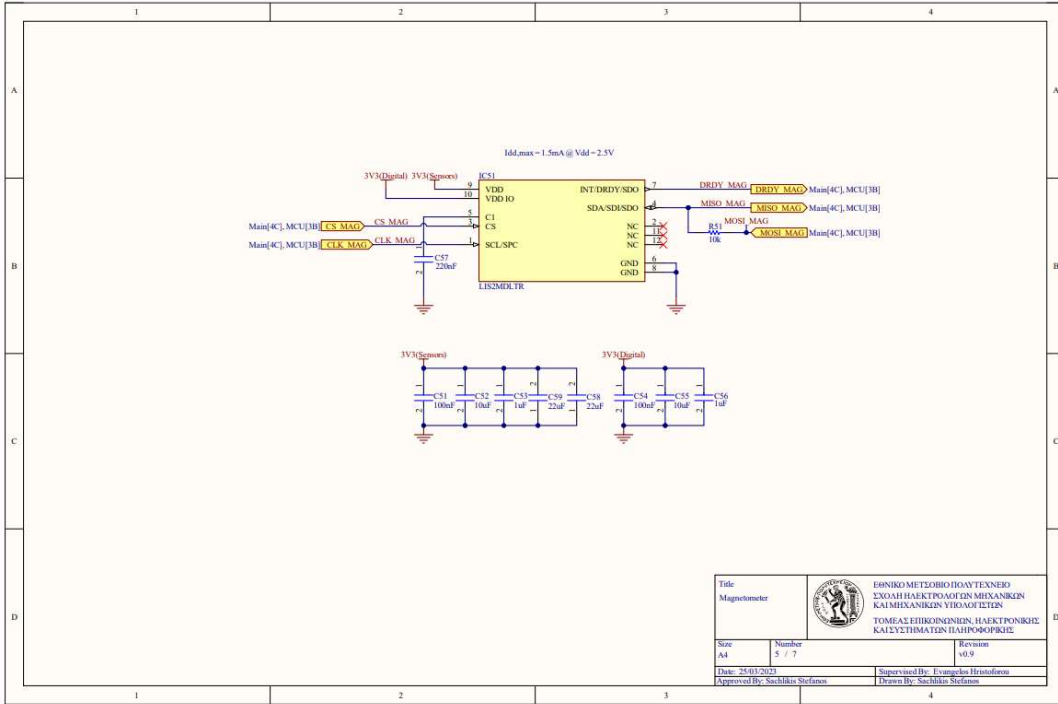


Figure 4.21 SNS INS magnetometer schematic

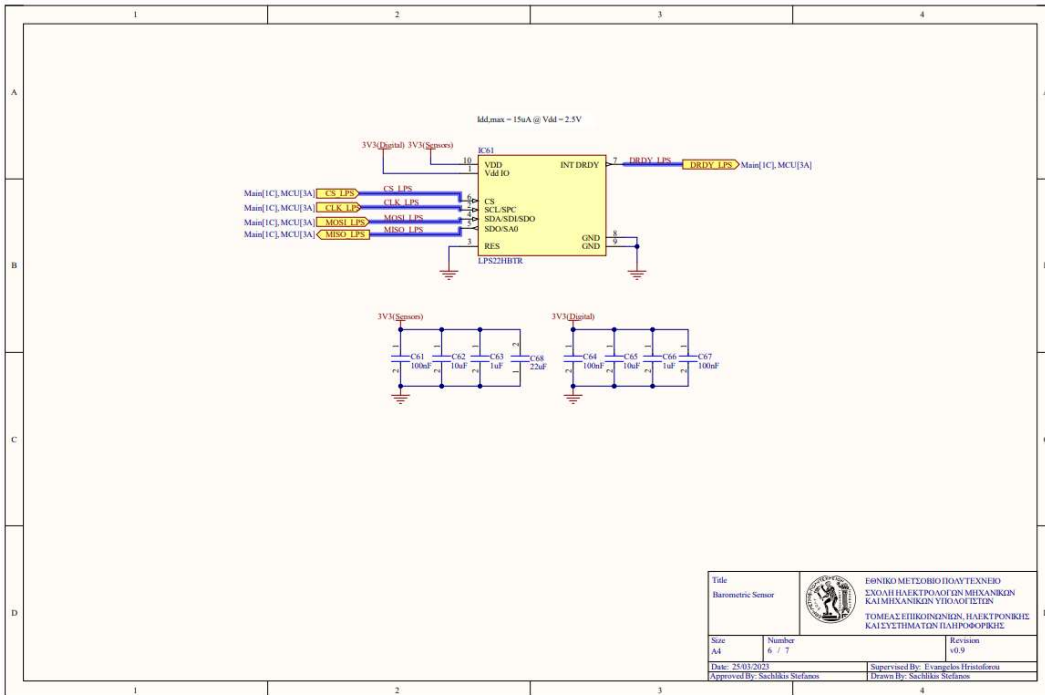


Figure 4.22 SNS INS barometric pressure sensor schematic

4.2.1.4 Connectors and Interfaces Schematics

In the final schematic, several components are included: the GNSS module, the CAN transceiver, the RF connector for the GNSS module, and the main board connector. Once again, we follow the same guidelines as with the previous schematics.

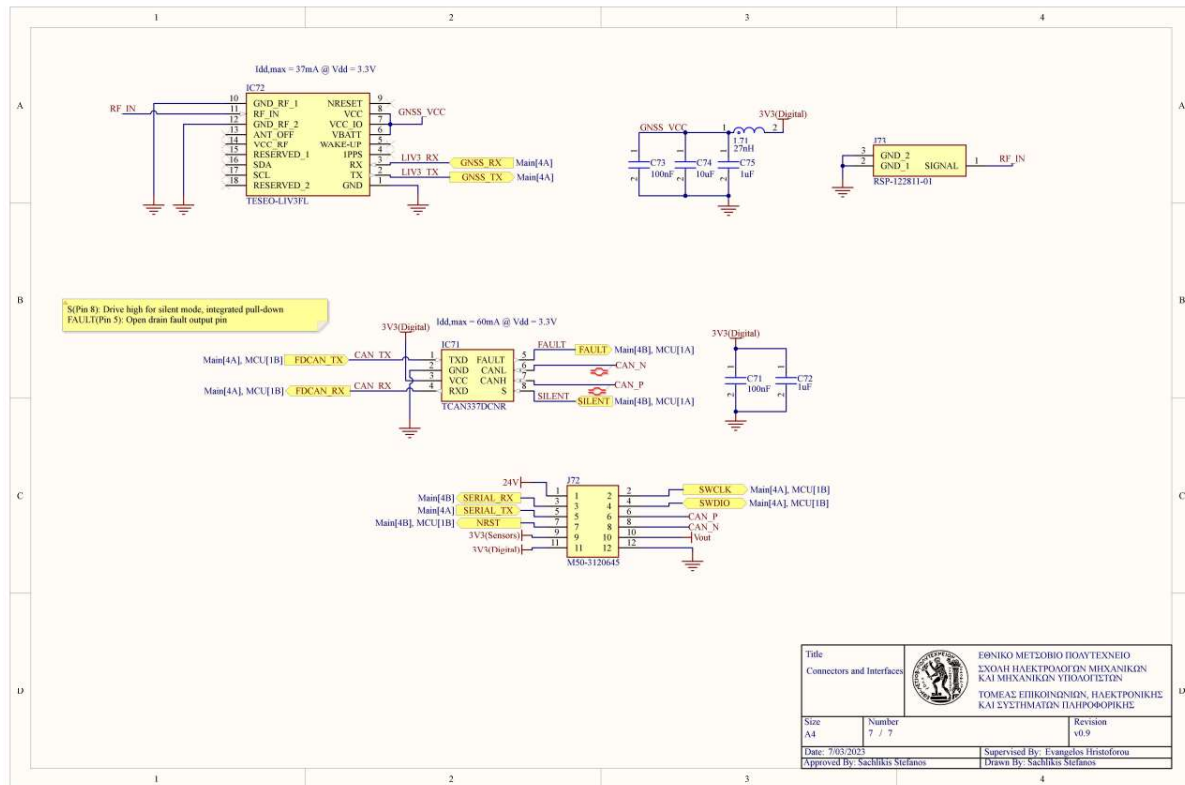


Figure 4.23 SNS INS connectors and interfaces schematic

It is important to acknowledge that there is potential for significant improvements in the RF circuit to enhance the receiver (Rx) sensitivity. However, due to the size constraints of the board and the complexity involved in designing and evaluating an RF circuit, it was not included in the scope of this thesis.

4.2.2 PCB Design Overview

As far as the PCB design is concerned, as stated previously, the primary goals of the PCB design were to create a reliable and efficient electrical design while maintaining a compact form factor without compromising signal integrity. Due to careful consideration of various factors such as signal integrity, form factor, cost, and manufacturability, the decision was made to implement an

8-layer two-side PCB design. Although an alternative option could have involved a 6- or 4-layer design with the addition of blind vias, ensuring a more compact form factor, a thorough evaluation of the final cost and ease of manufacturability led to the conclusion that the initial 8-layer design was more favorable.

4.2.2.1 Design Rules and Manufacturer Capabilities

During the PCB design process, one of the critical aspects is assessing the capabilities of the chosen manufacturer and defining the design rules accordingly. Understanding the manufacturer's capabilities is essential to ensure that the PCB can be manufactured to meet the desired specifications. By establishing appropriate design rules, the design team can optimize the layout for manufacturability, reliability, and cost-effectiveness, while considering the manufacturer's equipment, processes, and limitations. This proactive approach not only helps prevent manufacturing issues but also streamlines the production process, ultimately resulting in a high-quality and efficient PCB.

Furthermore, in PCB designs where signal integrity and accurate routing are paramount, the significance of design rules becomes even more pronounced. These rules act as a framework that governs critical aspects of the PCB layout, specifically tailored to maintain signal integrity and minimize potential challenges. They define parameters such as trace widths, clearances, and impedance control, guaranteeing that high-speed signals propagate reliably and without interference. By adhering to these design rules, the design team can mitigate signal degradation, crosstalk, and electromagnetic interference, optimizing the overall performance and functionality of the PCB. Thoroughly considering and implementing these rules is essential to ensure the design's success in meeting the stringent signal integrity requirements of the PCB.

In the following outline we will highlight the most important rules set during the design process.

Track to Track Clearance	4 mils/0.102 mm
Track to Pad Clearance	5 mils/0.127 mm
Via to Track/Pad Clearance	5 mils/0.127 mm
Copper to Via/Track/Pad	10 mils/0.254 mm
Min /Preferred/Max Track Width	5 mils/10 mils/ 25 mils
Controlled Impedance Track Width (Outer/inner layers)	6.45 mil / 4.153 mils / 4.136 mils
Min/ Preferred/ Max Via Hole Size	0.25mm /0.25mm / 0.9 mm
Min/ Preferred/ Max Via Hole Diameter	0.4 mm /0.45 mm/ 1 mm
Differential Pairs Routing	90-ohm impedance profile, preferred gap 0.127 mm
Matched Length Classes	OSC, SPI buses, CAN bus

Table 4.1 Design Rules

Regarding the manufacturer's capabilities and available options, several key factors stood out as particularly important:

- FR-4 TG 155 Core
- 1.2 mm PCB thickness
- ENIG finish
- 1 U” Gold Thickness
- 1 oz outer copper weight
- 0.5 oz inner copper weight
- Controlled Impedance
- Epoxy filed and capped Vias on pad

The following figures illustrate the chosen stack-up for this design, as well as the controlled impedance profiles for the 90-ohm and 50-ohm traces and the via type.

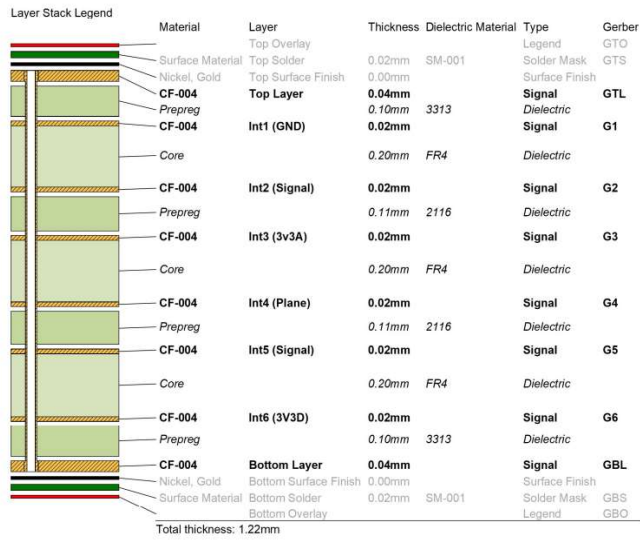


Figure 4.24 SNS INS PCB stackup

Impedance Id	Transmission Line	Target Impedance	Calculated Impedance	Trace layer	Wide Trace Width	Narrow Trace Width	Gap	Reference layers	Substack	Clearance	Target Tolerance
1	Coated Microstrip	50	49.99	Top Layer	0.16mm	0.16mm		Int1 (GND)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
2	Edge-Coupled Coated Microstrip	90	89.97	Top Layer	0.14mm	0.14mm	0.13mm	Int1 (GND)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
3	Offset Stripline	50	50.00	Int1 (GND)	0.11mm	0.11mm		Top Layer, Int2 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
4	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.03	Int1 (GND)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Top Layer, Int2 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
5	Offset Stripline	50	50.01	Int2 (Signal)	0.11mm	0.11mm		Int1 (GND), Int3 (3v3A)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
6	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int2 (Signal)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int1 (GND), Int3 (3v3A)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
7	Offset Stripline	50	50.01	Int3 (3v3A)	0.11mm	0.11mm		Int2 (Signal), Int4 (Plane)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
8	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int3 (3v3A)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int2 (Signal), Int4 (Plane)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
9	Offset Stripline	50	50.01	Int4 (Plane)	0.11mm	0.11mm		Int3 (3v3A), Int5 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
10	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int4 (Plane)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int3 (3v3A), Int5 (Signal)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
11	Offset Stripline	50	50.01	Int5 (Signal)	0.11mm	0.11mm		Int4 (Plane), Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
12	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.02	Int5 (Signal)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int4 (Plane), Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
13	Offset Stripline	50	50.00	Int6 (3V3D)	0.11mm	0.11mm		Int5 (Signal), Bottom Layer	Board Layer Stack	0.13mm	5%
14	Edge-Coupled Offset Stripline	90	90.03	Int6 (3V3D)	0.10mm	0.10mm	0.13mm	Int5 (Signal), Bottom Layer	Board Layer Stack	0.13mm	5%
15	Coated Microstrip	50	49.99	Bottom Layer	0.16mm	0.16mm		Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%
16	Edge-Coupled Coated Microstrip	90	89.97	Bottom Layer	0.14mm	0.14mm	0.13mm	Int6 (3V3D)	Board Layer Stack	0.13mm	5%

Figure 4.25 SNS INS transmission lines structure table

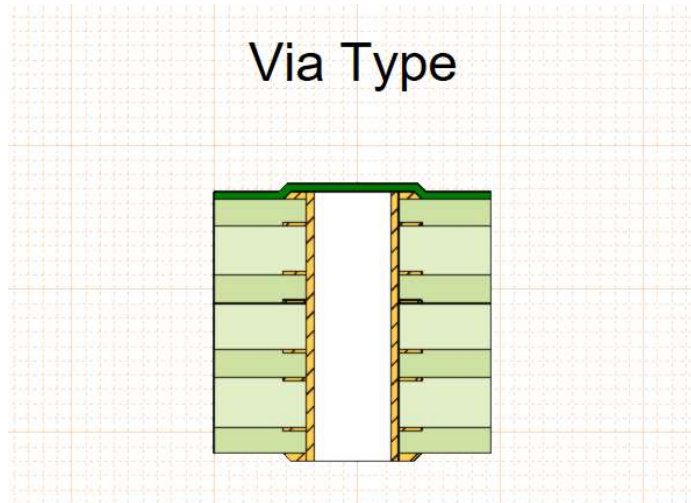


Figure 4.26 SNS INS Via type

4.2.2.2 Physical Layout and Components Placement

The PCB layout of the implemented INS (Inertial Navigation System) device is crucial for ensuring its proper functionality. In the presented figures, the layout showcases the arrangement and organization of components, traces, and planes on the PCB.

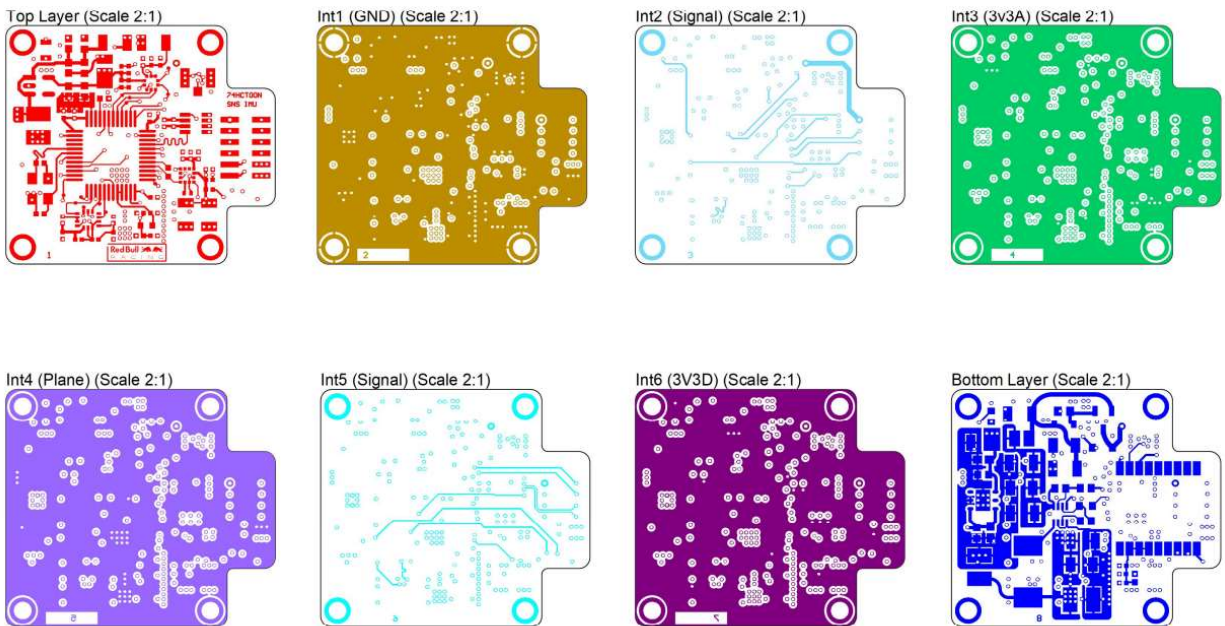


Figure 4.27 SNS INS layout

In this design, the PCB utilizes an 8-layer configuration. Out of these 8 layers, four layers are dedicated to power and ground planes. These planes are responsible for efficiently distributing power and providing low-resistance pathways for electrical current throughout the PCB. By incorporating power and ground planes, the design ensures a stable power supply and reduces the risk of voltage drops, which could affect the performance of sensitive components.

The remaining layers, the other four layers in this case, are allocated for signal routing. Signal routing involves the placement of traces that connect various components and enable the transmission of signals between them. These layers are carefully designed to minimize electromagnetic interference (EMI) and crosstalk, which could negatively impact the integrity of the signals. By separating the signal layers from the power and ground planes, the design reduces the chances of interference and improves overall signal quality.

Component placement is a critical aspect of PCB design as it directly impacts the performance, manufacturability, and reliability of the electronic device. Proper component placement involves strategically arranging the various components on the PCB to optimize signal integrity, thermal management, and ease of assembly. The following figure presents the top side and the bottom side of the implemented PCB.

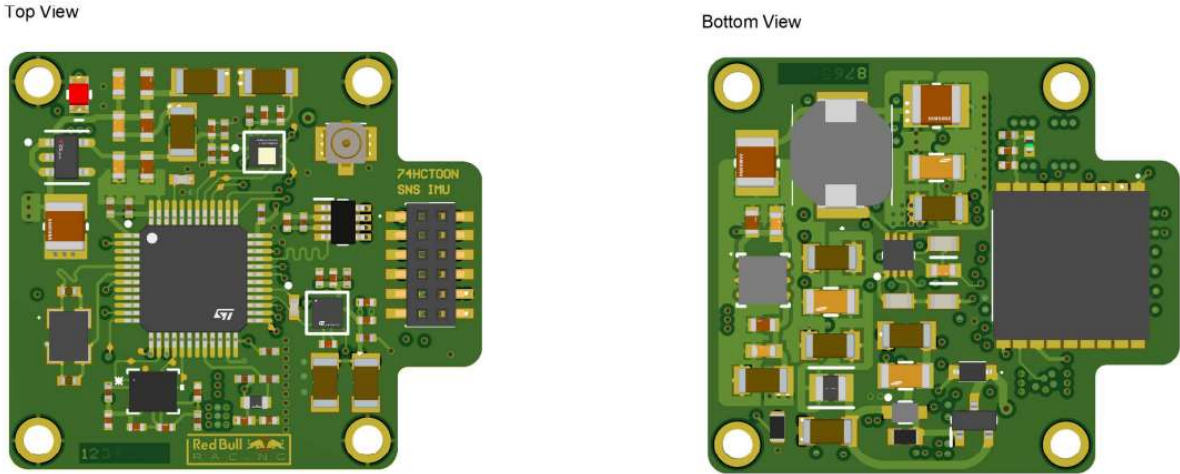


Figure 4.28 SNS INS realistic view

The top side of the PCB showcases a well-thought-out arrangement of key components, namely the MCU and its peripherals, MEMS sensors, connectors, and the digital supply LDO. Given the MCU's significance in terms of signals and traces, it has been strategically positioned at the center of the board. To maximize space utilization, an LQFP package was chosen, as it allows for the placement of vias and traces underneath the MCU. This decision is particularly advantageous since blind or buried vias are not available, resulting in a reduction in overall board size. The rest of the components have been placed around the MCU, as most of them communicate directly with it. Furthermore, except for the main board connector and the large bypass capacitor of the LDO, the remaining components are small and lightweight. This deliberate design choice minimizes assembly complexity, time, and cost. It enables the top side of the PCB to be assembled first without concerns of component movement or detachment during the reflow process of the bottom side.

On the bottom side of the PCB, strategic placement has been given to the heavier components, such as those related to the power supply circuit and the GNSS module. Placing them on the bottom side allows for efficient heat dissipation due to their weight and potential heat generation. This positioning also takes advantage of the proximity to larger copper areas or heat sinks, which aids in effective thermal management. The GNSS module, specifically, was placed on the bottom side due to its weight and large footprint. The UART signals from the GNSS to the MCU, being low speed, are not at risk of compromising signal integrity when transitioning between PCB layers. Furthermore, the RF signals of the GNSS were meticulously routed with impedance matching at 50-ohms to ensure optimal performance.

4.2.2.3 PCB Assembly

For the PCB assembly process, a reflow approach was chosen. To facilitate this method, a PCB stencil was designed for both sides of the PCB. This stencil enables precise application of solder paste onto the designated pads and ensures proper alignment during component placement.

By using a PCB stencil, the solder paste is applied in a controlled and consistent manner, improving the accuracy and reliability of the solder joints. The stencil acts as a guide, allowing for the precise deposition of solder paste onto the PCB pads, which are essential for establishing electrical connections during the soldering process.

The stencil design is carefully crafted to match the PCB layout, ensuring precise alignment of the openings with the corresponding pads. This alignment is crucial for accurate placement of the components, as it ensures that each component is properly positioned on its designated pad for optimal soldering results.

To ensure the proper placement of components during the assembly process, several essential documents were created. These documents include draftsmanship documents containing the mechanical layout of components for each side of the PCB, as well as a Bill of Materials (BOM).

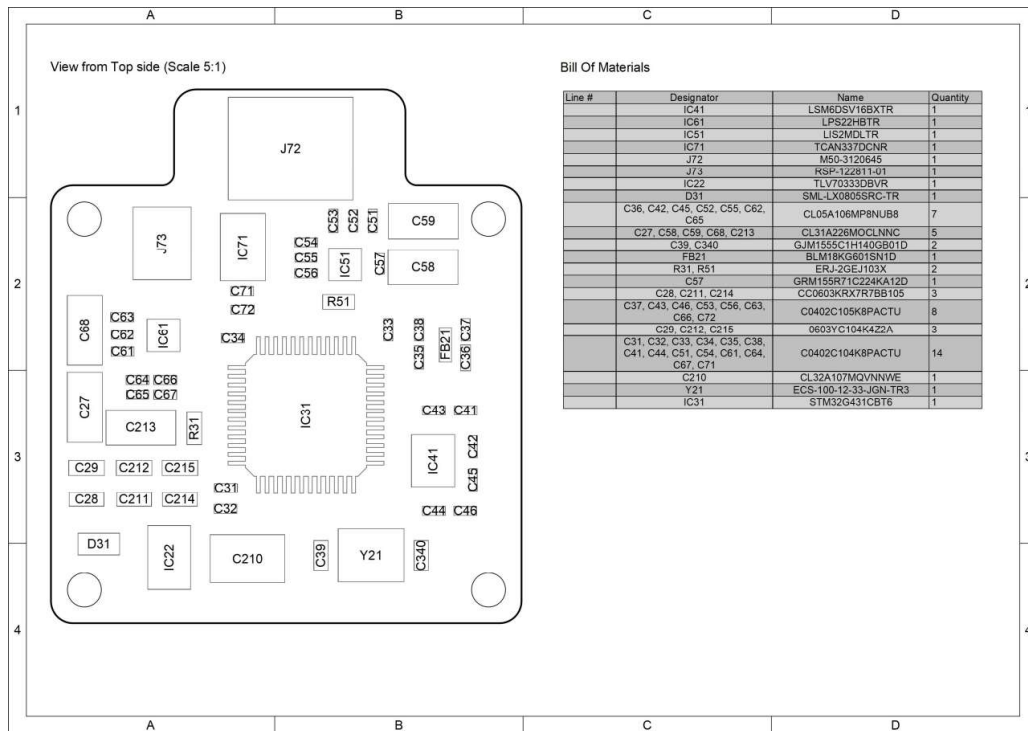


Figure 4.29 SNS INS top side assembly document

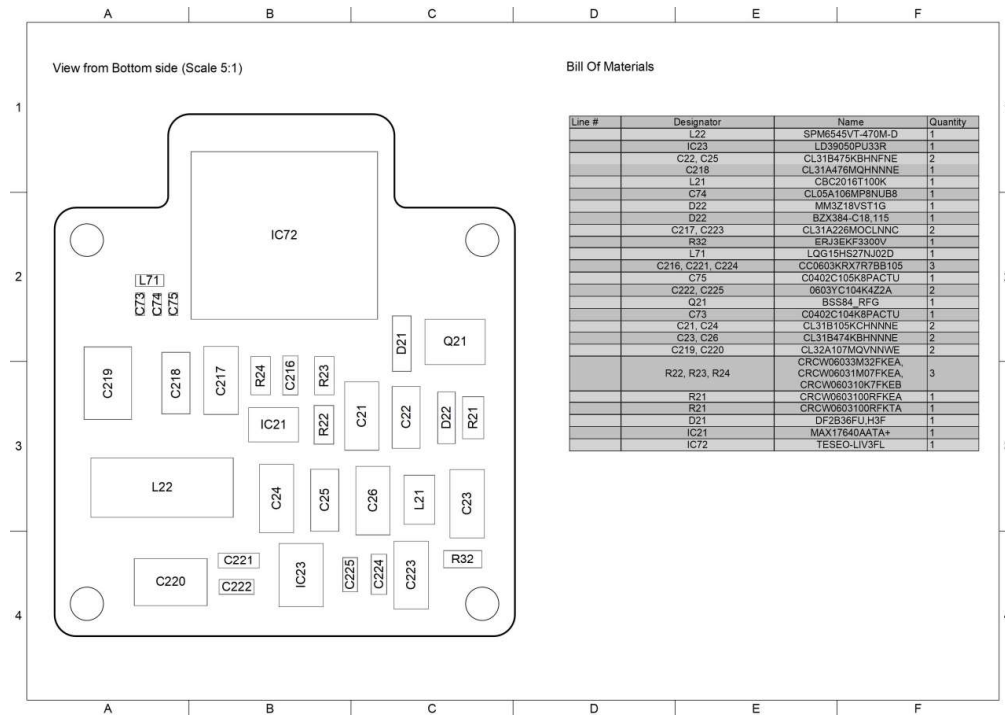


Figure 4.30 SNS INS bottom side assembly document

4.3 Sensors Overview

Using the LPS22HB barometric pressure sensor, LSM6DSV16BX accelerometer and gyroscope sensor, LIS2MDL magnetometer, and Teseo-LIV3FL GNSS module in an INS device provides a comprehensive set of sensors for accurate and reliable navigation and orientation estimation.

The LPS22HB sensor is a barometric pressure sensor commonly used in INS devices. It provides accurate and reliable measurement of atmospheric pressure, which is crucial for altitude estimation and navigation applications. Additionally, it offers high resolution and low noise performance, enabling precise pressure readings. The LPS22HB sensor is also equipped with an embedded temperature sensor, allowing for temperature compensation, and providing further accuracy to pressure measurements. Its compact size, low power consumption, and compatibility with various communication interfaces make it an ideal choice for applications where precise pressure data is required.

The LPS22HB sensor boasts several notable characteristics, including a wide pressure range spanning from 260 to 1260 hPa. It incorporates a high-resolution 24-bit analog-to-digital converter (ADC) for precise pressure measurements. With a pressure sensitivity of 4096 LSB/hPa, it ensures

accurate and reliable readings. Additionally, the sensor exhibits excellent performance with a pressure noise level of only $0.0075 \text{ hPa rms}/\sqrt{\text{Hz}}$ enhancing its sensitivity and precision in capturing subtle pressure changes.

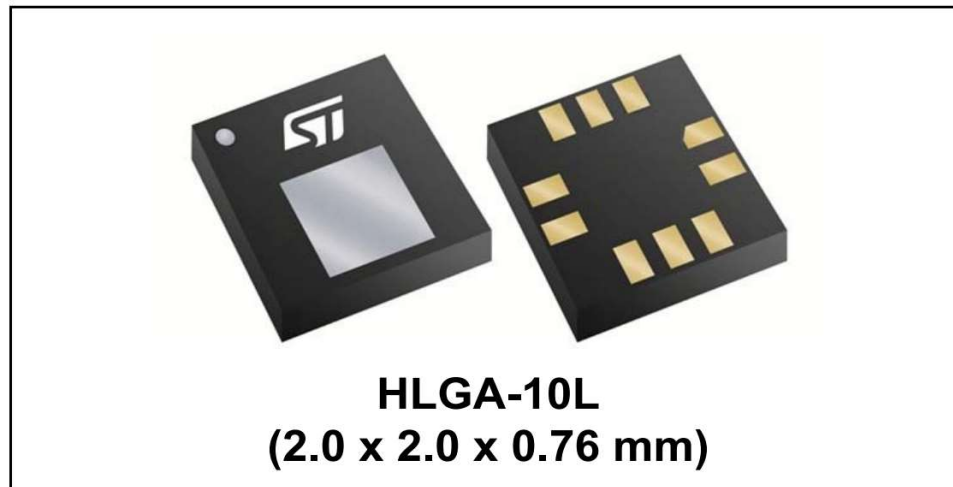


Figure 4.31 LPS22HB pressure sensor [58]

The LSM6DSV16BX sensor combines a 3-axis accelerometer and a 3-axis gyroscope in a single chip. This sensor offers high accuracy, excellent stability, and low noise characteristics, making it suitable for motion sensing and orientation estimation in INS devices. The accelerometer provides precise measurements of linear acceleration, while the gyroscope enables accurate angular velocity measurements. With configurable measurement ranges, flexible output data rates, and advanced digital signal processing features, the LSM6DSV16BX sensor offers versatility and adaptability to different motion sensing requirements. Its small form factor, low power consumption, and reliable performance make it an ideal choice for motion tracking and orientation-based applications.

The LSM6DSV16BX sensor offers exceptional capabilities for measuring linear acceleration and angular rate. It features a wide linear acceleration measurement range of 2 to 16 g, allowing for precise detection of various levels of acceleration. With a linear acceleration sensitivity ranging from 0.061 to 0.488 mg/LSB, it ensures accurate and detailed measurement resolution. Additionally, the sensor exhibits a low noise density of $70 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$, minimizing unwanted signal interference and maintaining data integrity.

In terms of angular rate measurement, the LSM6DSV16BX sensor provides a generous range of 125-4000 dps, enabling the capture of a broad range of rotational speeds. Its angular rate sensitivity, varying from 4.375 to 140 mdps/LSB, allows for fine-grained measurement resolution and precise tracking of angular motion. Moreover, with a noise density of $3.5 \text{ mdps}/\sqrt{\text{Hz}}$, the sensor delivers reliable and stable angular rate measurements with reduced noise interference.



LGA 14L
(2.5 x 3.0 x 0.71 mm) typ.

Figure 4.32 LSM6DSV16BX IMU sensor [59]

An additional advantage of the LSM6DSV16BX sensor is its embedded low power sensor fusion algorithm. This algorithm combines data from the accelerometer and gyroscope to provide accurate and efficient orientation estimation. By leveraging this feature, the sensor enables real-time fusion of motion data, minimizing computational requirements and optimizing power consumption in the INS device.

The LIS2MDL sensor is a 3-axis magnetometer designed for magnetic field measurement and sensing applications. It provides accurate and reliable measurements of the Earth's magnetic field, enabling precise heading determination and compass functionality in INS devices. The LIS2MDL sensor offers high sensitivity, low noise, and excellent linearity, ensuring accurate magnetic field readings. It features a wide dynamic range and configurable measurement modes, allowing for adaptation to different environmental conditions. The sensor's small package size, low power consumption, and compatibility with various communication interfaces make it suitable for integration into compact and power-efficient INS devices. The LIS2MDL sensor plays a crucial role in enhancing the accuracy and reliability of orientation estimation and navigation functionalities in the INS device [60].

The LIS2MDL sensor excels in magnetic field measurement with its impressive specifications. It provides a wide magnetic field range of +/- 50 gauss, allowing for precise detection of both weak and strong magnetic fields. With a sensitivity of 1.5 mGauss/LSB, it ensures accurate and fine-grained measurement resolution, enabling the capture of subtle variations in the magnetic field.

One of the notable features of the LIS2MDL sensor is its low noise figure of 3 mGauss rms, which ensures reliable and consistent magnetic field readings. This low noise characteristic minimizes signal interference and enhances the sensor's sensitivity to detect and measure magnetic fields accurately. With this level of performance, the LIS2MDL sensor proves to be a reliable choice for applications that require precise magnetic field measurements and reliable compass functionality.

Teseo-LIV3FL is a Global Navigation Satellite System (GNSS) module designed for precise positioning and navigation applications. This module supports multiple satellite navigation systems, including GPS, Galileo, GLONASS, BeiDou, and QZSS, enabling reliable and accurate positioning in various regions worldwide. It offers high sensitivity, low power consumption, and fast time-to-first fix (TTFF), ensuring quick and efficient acquisition of satellite signals and rapid positioning updates.

The Teseo-LIV3FL module incorporates advanced positioning algorithms and signal processing techniques to deliver precise positioning information, even in challenging environments with weak satellite signals or obstructed views. It provides accurate latitude, longitude, altitude, and velocity data, enabling accurate tracking and navigation capabilities for INS devices.



Figure 4.33 TESEO-LIV3FL GNSS module [61]

With its small form factor, low power consumption, and support for various communication interfaces such as UART, I2C, and SPI, the Teseo-LIV3FL module is easy to integrate into INS devices. Its high accuracy, reliable performance, and comprehensive satellite system compatibility make it suitable for a wide range of applications, including vehicle navigation, asset tracking, and outdoor positioning systems.

4.4 Sensors Calibration

4.4.1 Spherical Fitting

Calibrating a magnetometer and accelerometer is crucial for obtaining accurate measurements and ensuring reliable data in various applications such as navigation, robotics, and motion sensing. One effective technique for calibrating these sensors is through spherical fitting, which involves determining the calibration parameters by fitting data to a mathematical sphere model. Let's explore the process in more detail [7], [62].

The magnetometer measures the ambient magnetic field, while the accelerometer measures the acceleration experienced by an object. Both sensors have inherent biases and sensitivity variations that need to be accounted for in order to obtain accurate measurements. Calibration is the process of determining these biases and variations and compensating for them.

The magnetometer and accelerometer mathematical models, as mentioned earlier, are represented by the following equations:

Magnetometer Full Model	$h_b^m = S_m N_m (A_{si} h_m + b_{hi}) + b_m + n_m$
Magnetometer Calibration Model	$h_b^m = A_{si} h_m + b_{hi}$
Accelerometer Full Model	$a_b^m = S_a a_b + b_a + n_a$
Accelerometer Calibration Model	$a_b^m = S_a a_b + b_a$

Table 4.2 Magnetometer and Accelerometer error models

Section 3.2 provides a comprehensive examination of the aforementioned equations and their corresponding parameters.

To calibrate these sensors using spherical fitting, a set of data points is collected by rotating the device in different orientations. The data points consist of the raw sensor readings along with the corresponding known reference values of the magnetic field or acceleration.

The calibration process involves the following steps:

Data Collection: The device is rotated in various orientations, ensuring that the full range of motion is covered. For each orientation, the raw sensor readings (magnetometer or accelerometer) and the corresponding reference values are recorded. It is important to collect a sufficient number of data points to achieve accurate calibration.

Data Preprocessing: The raw sensor readings are processed to remove any noise or outliers that might affect the calibration accuracy. Filtering techniques such as averaging, or outlier rejection can be applied to clean the data.

Sphere Fitting: The preprocessed data is used to fit a mathematical sphere model. The sphere represents the ideal response of the sensor without any biases or variations. The goal is to find the sphere that best fits the collected data points.

Calibration Parameters: Once the sphere fitting is performed, the calibration parameters are determined. These parameters include offset biases and scale factors that need to be applied to the raw sensor readings to compensate for the inherent biases and variations. The calibration parameters are calculated based on the deviation between the measured data points and the fitted sphere.

Calibration Validation: After obtaining the calibration parameters, it is essential to validate the calibration. This is done by collecting a separate set of data points and comparing the calibrated sensor readings with the known reference values. Any residual errors can be further minimized by refining the calibration parameters using optimization techniques.

By following this process, the magnetometer and accelerometer can be accurately calibrated using spherical fitting. The calibrated sensors will provide reliable and precise measurements, enabling the accurate determination of magnetic field strengths or object accelerations in real-world applications.

It's worth noting that there are various other calibration techniques available, and the choice of method depends on the specific requirements and constraints of the application. Spherical fitting, however, remains a popular and effective approach for achieving accurate calibration of magnetometers and accelerometers.

4.4.2 Gimbal Test Rig calibration

A gyroscope calibration was performed using a gimbal test rig and a calibrated gyroscope as the ground truth. The calibrated gyroscope served as a reference for accurate measurements. The gyroscope was carefully mounted onto the gimbal test rig, ensuring proper alignment and stability. Controlled rotational movements were executed using the test rig, simulating different orientations and angular velocities.

During the calibration process, readings were collected from both the gyroscope under test and the calibrated reference gyroscope. Discrepancies between the readings were analyzed, aiming to identify systematic errors or biases present in the gyroscope. Statistical methods and mathematical modeling were employed to quantify the discrepancies and calculate correction factors.

The correction factors derived from the analysis were considered as calibration parameters, which were subsequently implemented in the gyroscope's measurement system. This ensured that future

measurements would be adjusted by the appropriate factors, compensating for any identified errors. The aim was to enhance the accuracy, reliability, and alignment of the gyroscope's output with the ground truth provided by the calibrated gyroscope.

The calibration process facilitated a reduction in measurement errors and biases, resulting in improved accuracy and performance of rotational motion measurements. The calibrated gyroscope can now be confidently utilized in various fields, including navigation, robotics, aerospace, and other applications where precise measurement of rotational motion is essential.

4.5 Software Design

The software design of an Inertial Navigation System (INS) plays a crucial role in ensuring accurate and reliable navigation capabilities. In this section, we present an overview of the software design implemented for our INS device, leveraging an STM32 MCU, Low-Level (LL) drivers, and a Real-Time Operating System (RTOS).

4.5.1 Software Architecture

Our INS device incorporates FreeRTOS, an open-source real-time operating system, as a fundamental component of its software design. FreeRTOS offers a multitasking framework that enables concurrent execution of multiple tasks while efficiently managing system resources [63], [64].

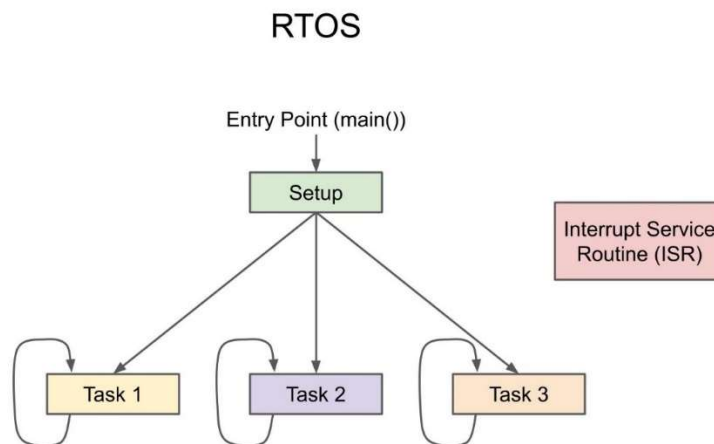


Figure 4.34 RTOS overview [65]

One of the primary advantages of FreeRTOS is its preemptive task scheduler, which prioritizes tasks based on their urgency or criticality [63], [64]. This ensures that high-priority tasks receive the necessary processing time, allowing the INS device to meet critical timing requirements and exhibit real-time responsiveness.

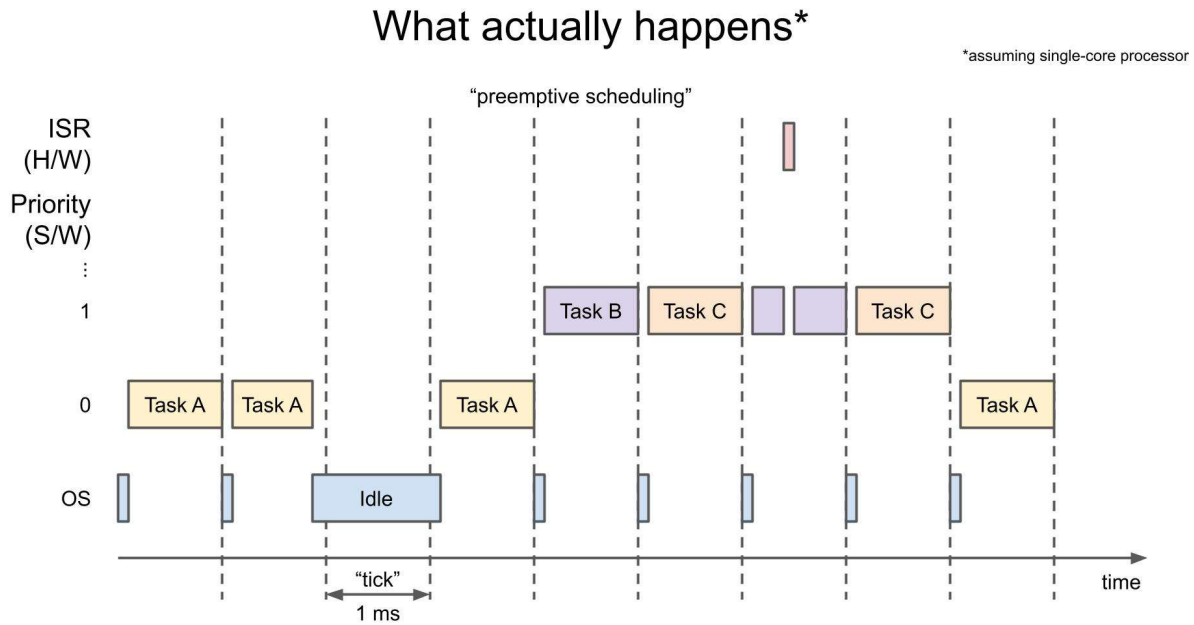


Figure 4.35 RTOS Task scheduling [65]

FreeRTOS provides robust task management capabilities, allowing for the creation, deletion, suspension, and resumption of tasks [63], [64]. This modular approach facilitates code organization and maintainability by dividing the software into separate tasks, each responsible for specific functionalities. Tasks in FreeRTOS have their own independent execution context and maintain different states such as Running, Ready, Blocked, or Suspended [63], [64]. The task scheduler dynamically switches between tasks based on their priorities, ensuring efficient resource utilization and real-time responsiveness.

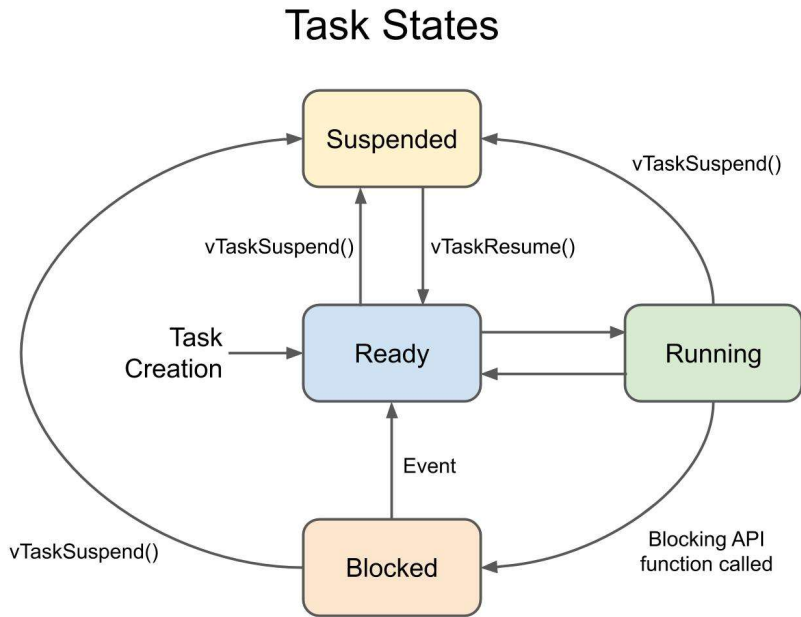


Figure 4.36 RTOS Task states [65]

The synchronization and communication mechanisms offered by FreeRTOS enable inter-task coordination and data sharing. Semaphores, mutexes, and queues allow tasks to synchronize their activities, exchange information, and control the flow of data [63], [64]. These mechanisms facilitate efficient communication and ensure proper synchronization among the various components of the INS device.

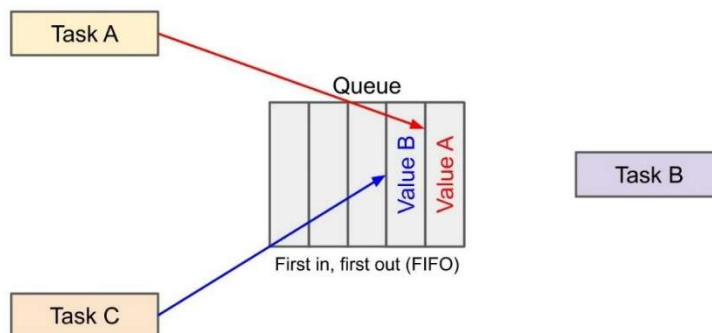


Figure 4.37 RTOS Task communication [65]

Efficient resource management is another significant advantage of FreeRTOS. It enables effective utilization of system resources such as CPU time, memory, and peripherals [63], [64]. With FreeRTOS, we can prevent resource conflicts, allocate resources as needed, and optimize the utilization of the STM32 MCU's capabilities.

RTOS Memory Allocation

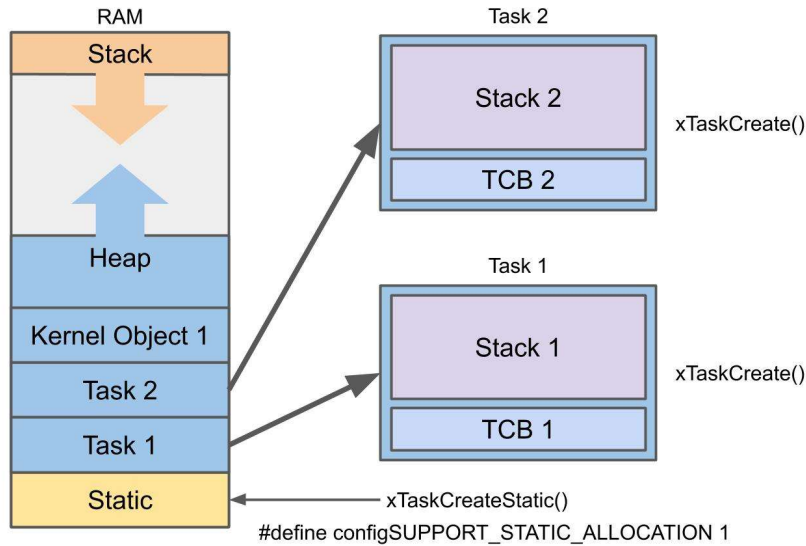


Figure 4.38 RTOS memory Management [65]

In the software design of our INS device, we have made use of the STM32 Low-Level (LL) drivers provided by STMicroelectronics. These LL drivers play a crucial role in facilitating direct interaction with the STM32 microcontroller's peripherals, enabling efficient hardware-specific functionalities implementation.

One of the significant advantages of LL drivers is their ability to provide a layer of hardware abstraction. By abstracting the low-level details of hardware programming, these drivers simplify the coding process and allow developers to focus more on the core functionalities of the INS device. This abstraction layer shields developers from the complexities of register-level access and low-level configurations, resulting in code that is more readable, maintainable, and easier to debug.

LL drivers offer a comprehensive set of APIs and functions that cover a wide range of peripherals on the STM32 MCU. These peripherals include GPIO pins for sensor interfacing, SPI for communication with external devices, timers for precise timing requirements, interrupts for efficient event handling, and more. The availability of ready-to-use functions for peripheral configuration and control significantly reduces the development time required to implement these functionalities.

Performance optimization is another key advantage of LL drivers. STMicroelectronics has developed these drivers with a focus on maximizing the performance of the STM32 microcontroller. The implementations provided by the LL drivers are highly optimized, ensuring efficient utilization of hardware resources. This optimization results in high-speed data transfer, precise timing accuracy, low latency, and overall improved system performance.

Another benefit of LL drivers is their portability across different STM32 MCU models. These drivers are specifically developed by STMicroelectronics to be compatible with various STM32 microcontroller series. This portability allows for easy migration and code reuse when working with different STM32 devices. Developers can write code using the LL drivers for one STM32 MCU model and seamlessly transfer it to another model within the same family, reducing the effort required for adapting the software to different hardware platforms.

4.5.2 Task Management

In the recommended application, several tasks have been implemented to handle different functionalities of the INS device. Each task is assigned a specific priority, name, and stack size using the provided `osThreadAttr_t` structure. The tasks are managed by the RTOS to ensure efficient scheduling and execution.

In the following table, each task in the implemented INS is presented, along with its main role, stack size, priority and run time.

Task Name	Stack Size	Priority	Run time	Role Description
Led Task	512 Bytes	Low1		The ledTask is responsible for periodically driving the LEDs, providing visual feedback or status indication on the INS device.
Mag Task	512 bytes	Normal		The magTask is responsible for fetching the magnetometer data. It remains in a blocked state until it receives a notification from an ISR) indicating the availability of data.
XL/GY Task	512 bytes	High		The XL/GY task is responsible for fetching the gyro and accelerometer data. It remains in a blocked state until it receives a notification from an ISR) indicating the availability of data.
Tx Task	640 bytes	Low		The Tx task is responsible for periodically transmitting the INS data through UART and CAN interfaces
SFLP Task	512 Bytes	Normal		The SFLP task is responsible for fetching the gyro bias and gravity vector from the LSM6DSV16BX sensor.
LPS Task	512 Bytes	Low		The LPS task is responsible for fetching the pressure sensor data. It remains in a blocked state until it receives a notification from an ISR) indicating the availability of data.
GNSS Task	512 Bytes	Normal		The GNSS Task is responsible for periodically parsing the GNSS data.
Fusion Task	512 Bytes	High		The Fusion task is responsible for periodically executing the sensor fusion algorithm.

Self-Test Task	1024 Bytes	High7		The self-test task, when enabled during start-up, executes a sequence of self-tests to check the functionality and integrity of each sensor.
----------------	------------	-------	--	--

Table 4.3 Implemented Firmware Tasks

An overview of the implemented software is offered by the following figure:

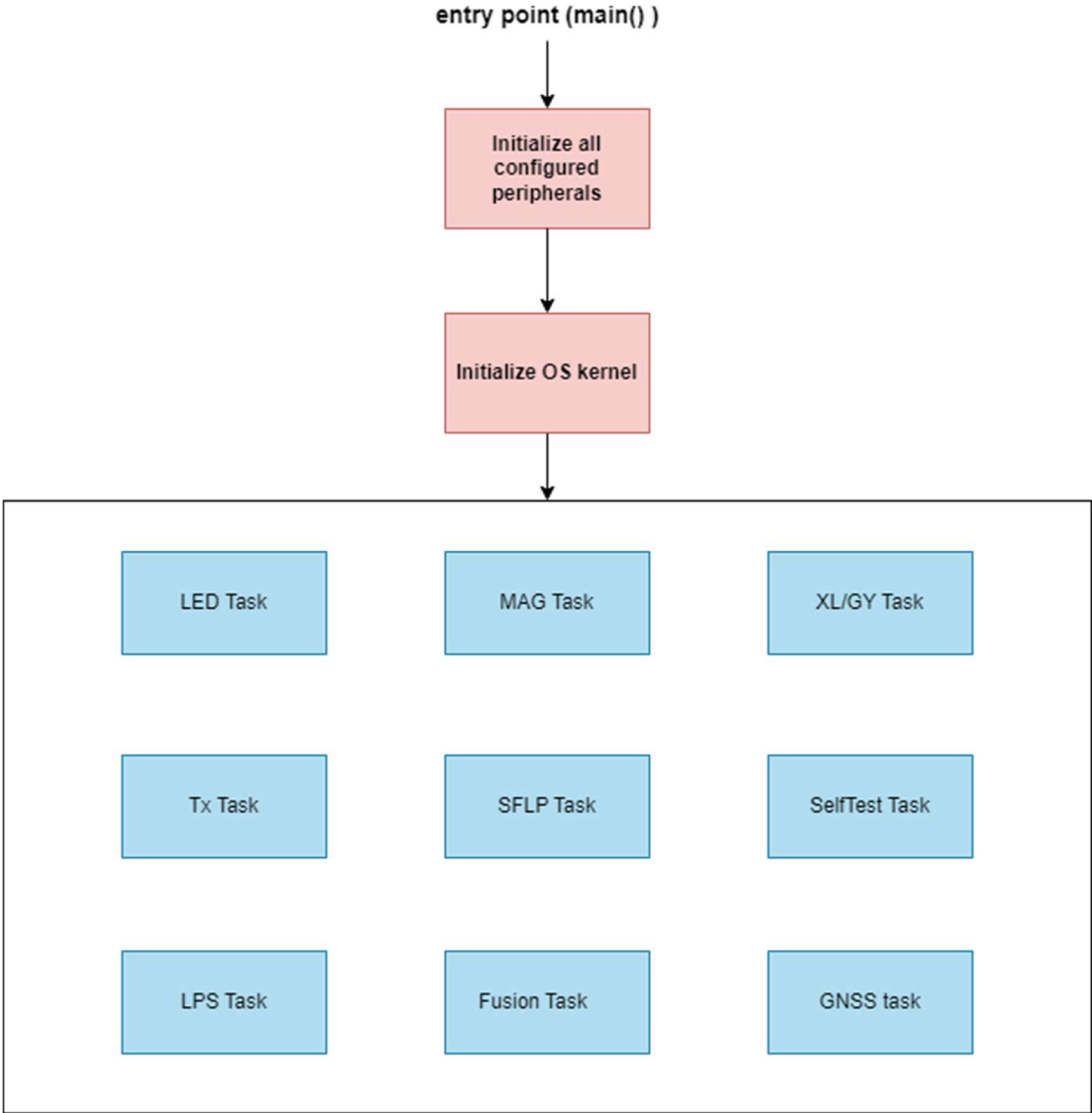


Figure 4.39 Proposed firmware RTOS Implementation

4.5.3 ISR Management

The proposed INS device incorporates several Interrupt Service Routines (ISRs) to handle critical events and ensure timely response and data processing. These ISRs play a vital role in managing interrupt-driven events and enabling efficient communication and data retrieval within the system.

The first ISR is the CAN RX ISR, responsible for handling messages received through the CAN interface. When a CAN message is received, the ISR is triggered. It extracts the relevant data from the message and initiates the necessary actions or processing based on the received information. This ISR ensures smooth communication and data exchange between the INS device and external systems via the CAN bus.

The second ISR is the UART RX ISR, which is dedicated to handling messages received through the UART interface. When a message is received over UART, the ISR is invoked. It captures and processes the incoming data, allowing for appropriate actions or data parsing routines to be initiated. This ISR facilitates effective communication and data reception from external devices or systems connected to the INS device via UART.

Furthermore, the INS device utilizes GPIO External Interrupts for detecting events related to the gyro, accelerometer, magnetometer, and pressure sensors. These interrupts are triggered when the respective sensors indicate that data is ready for retrieval. When an interrupt occurs, the ISR associated with the specific GPIO External Interrupt is executed. The ISR routine notifies the respective sensor RTOS task, which transitions from a blocked state to a running state. The sensor task then fetches the data from the sensor, enabling further processing and utilization within the INS device.

By leveraging ISRs, our INS device optimizes resource usage and ensures efficient handling of sensor data acquisition. The interrupt-driven approach allows for prompt response to events and efficient utilization of processing resources. Overall, the utilization of ISRs enhances the performance, responsiveness, and reliability of the INS device by enabling timely data retrieval and seamless communication with external systems and sensors.

5 Experimental Results

5.1 Stationary Sensors Output

Several tests were conducted to evaluate both the implemented device and its accompanying code. The device was securely mounted on a stationary test rig, which was placed on a stable surface. Due to the device's high sensitivity to even the slightest movements and vibrations, precautions were taken to ensure the user remained at a safe distance from the device during the data sampling process.

The sampled data was subsequently plotted using the Python matplotlib library. The figures presented below depict the output generated by the device for each sensor:

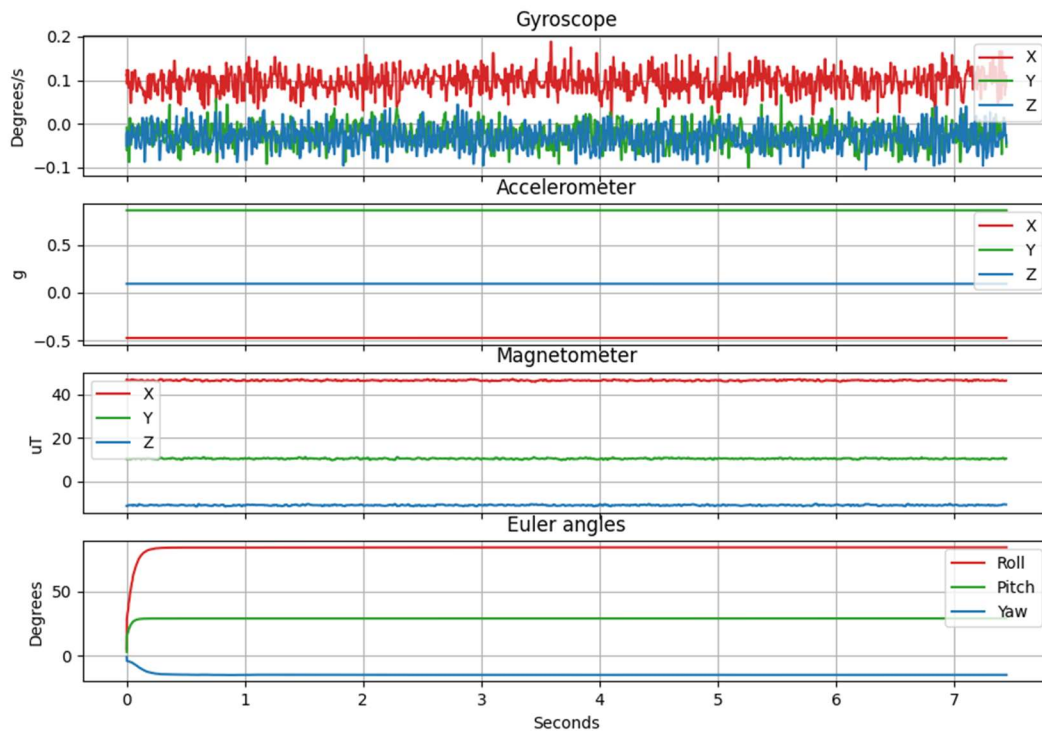


Figure 5.1 Overall sampled data

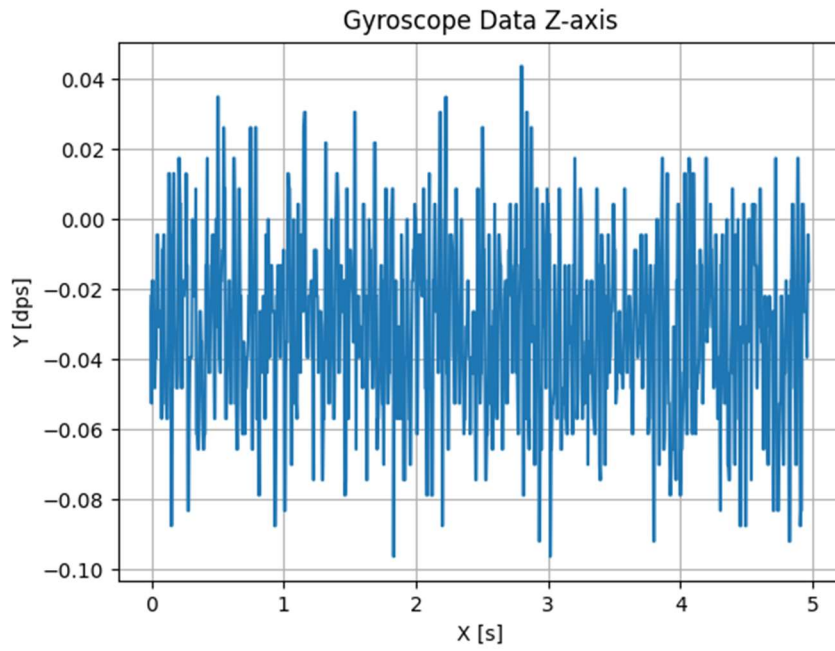


Figure 5.2 Gyroscope Data Z-axis

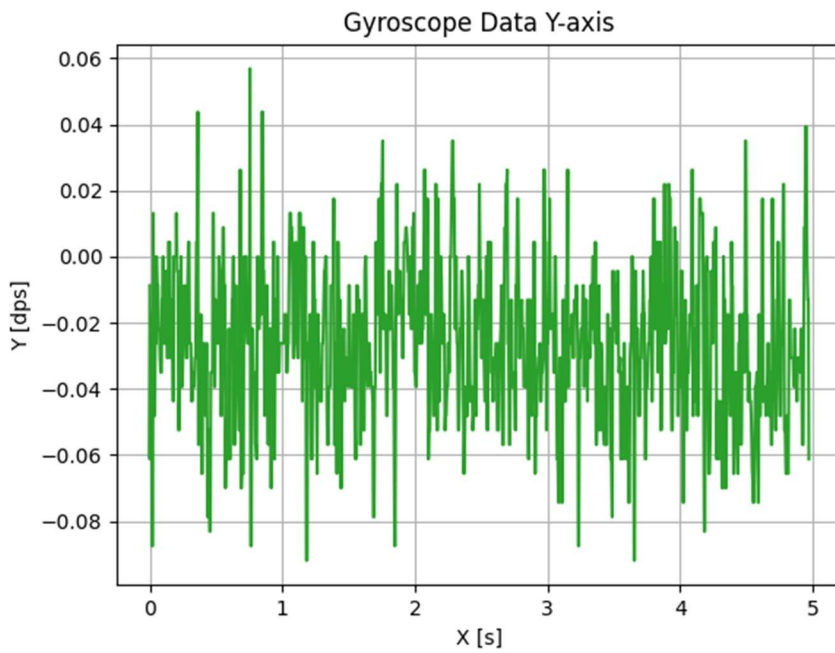


Figure 5.3 Gyroscope Data Y-axis

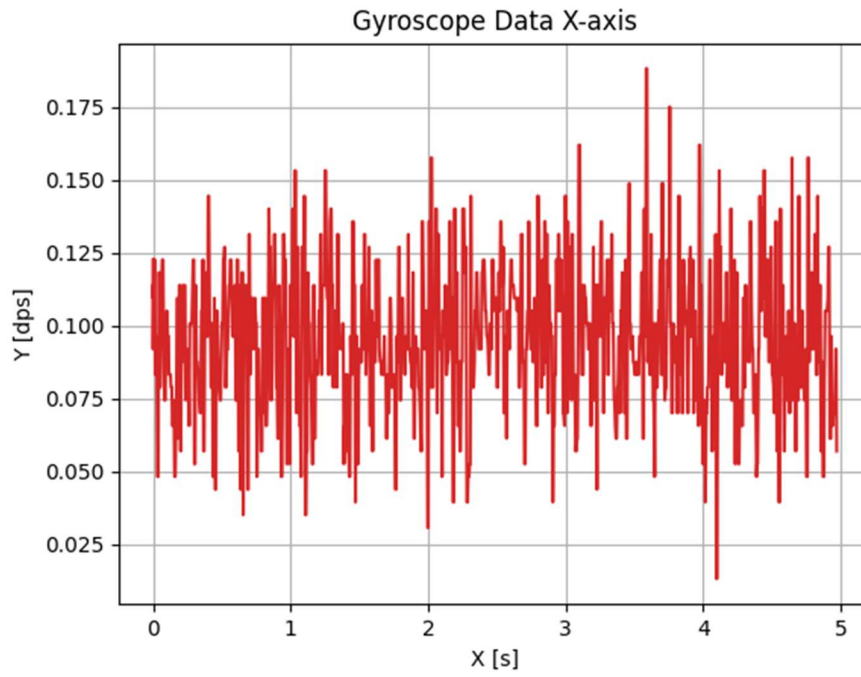


Figure 5.4 Gyroscope Data X-axis

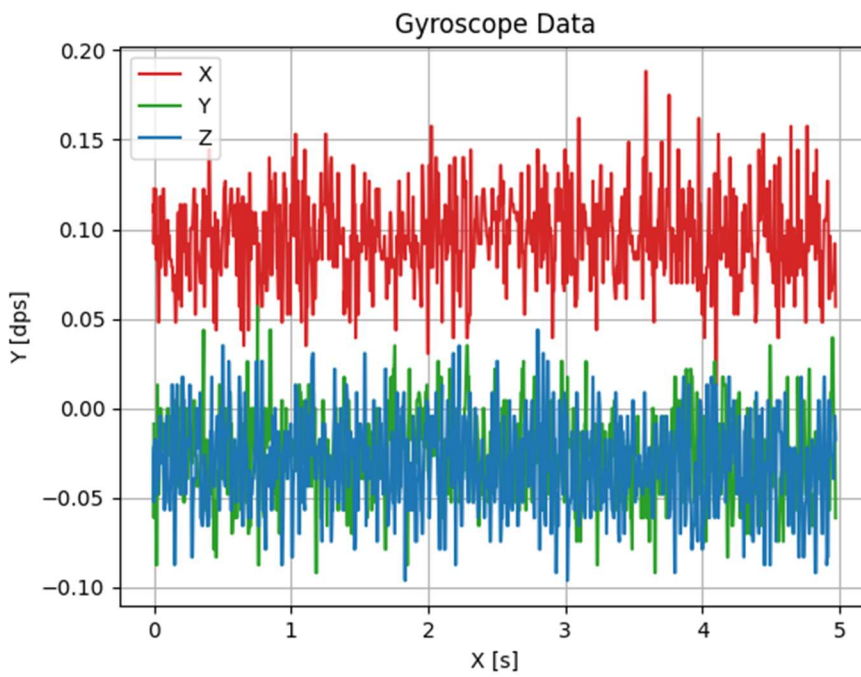


Figure 5.5 Gyroscope Data

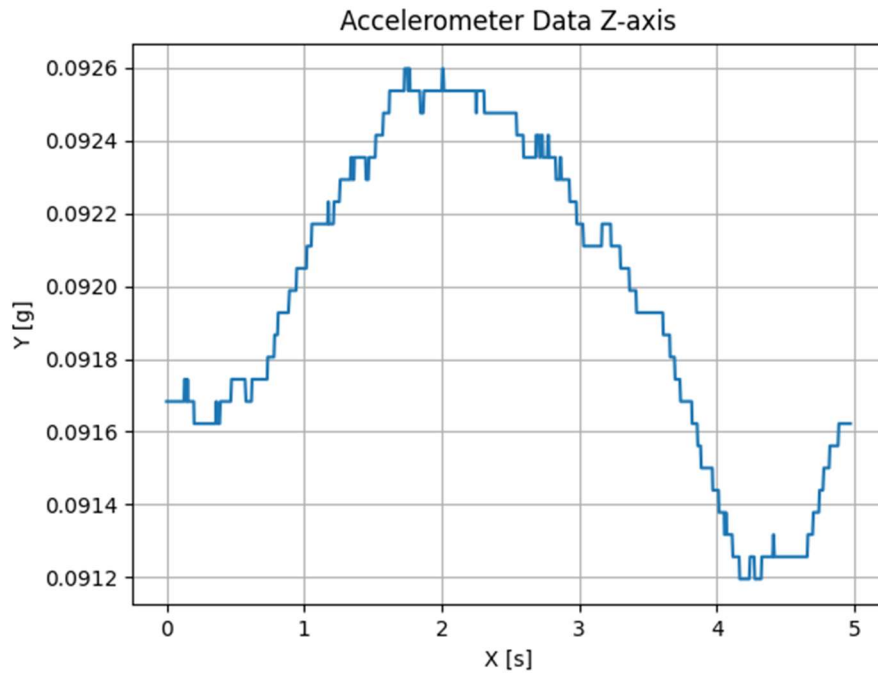


Figure 5.6 Accelerometer data Z-axis

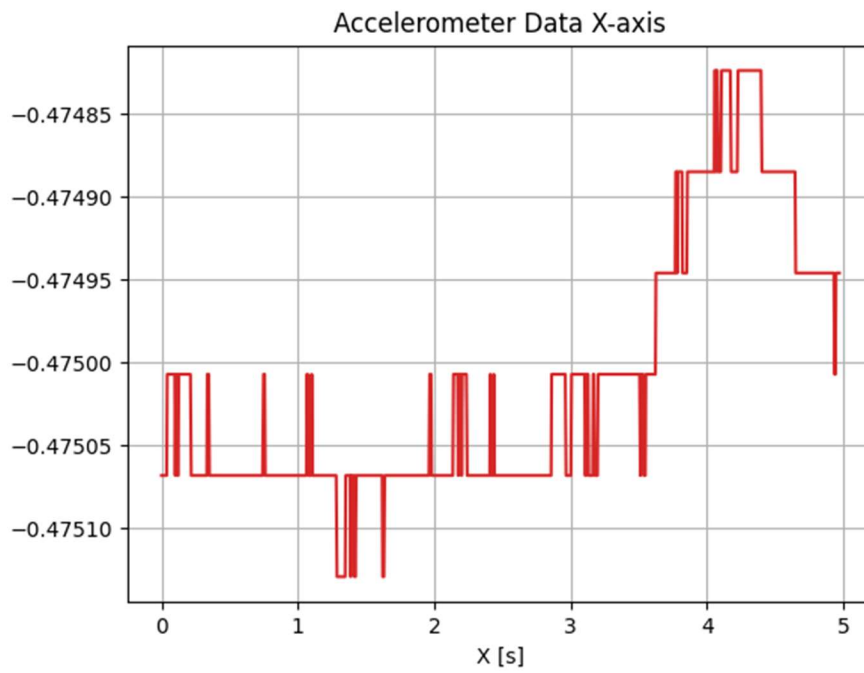


Figure 5.7 Accelerometer Data X-axis

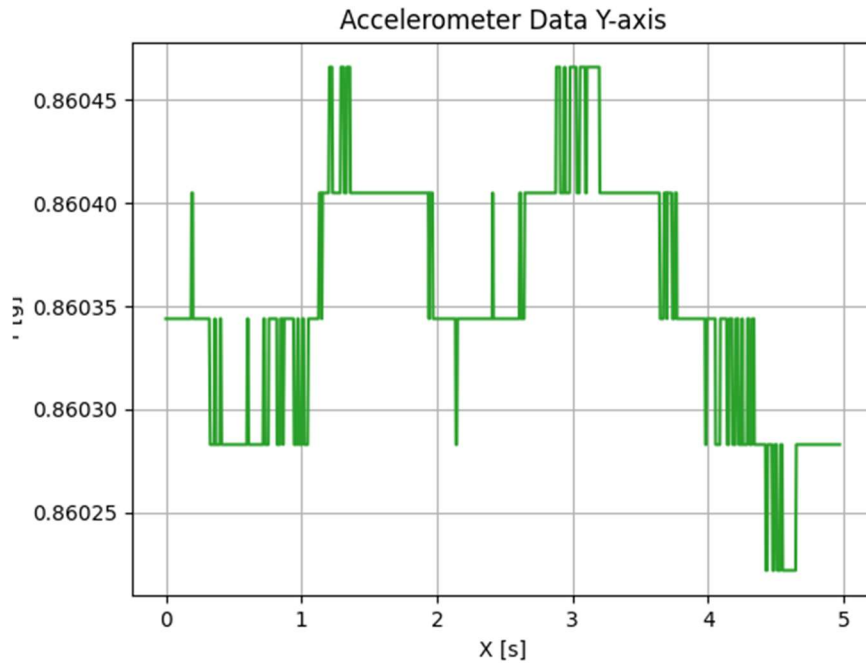


Figure 5.8 Accelerometer Data Y-axis

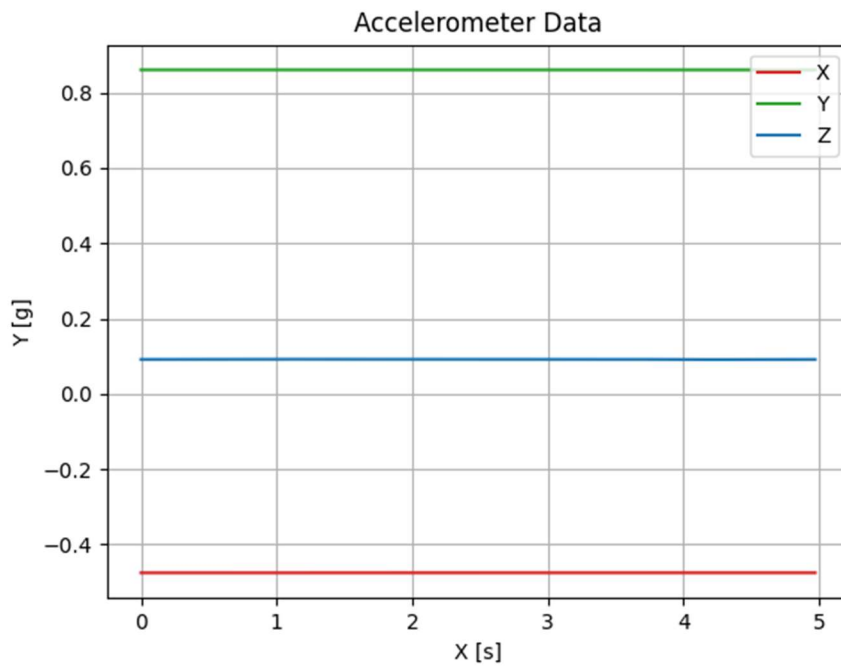


Figure 5.9 Accelerometer Data

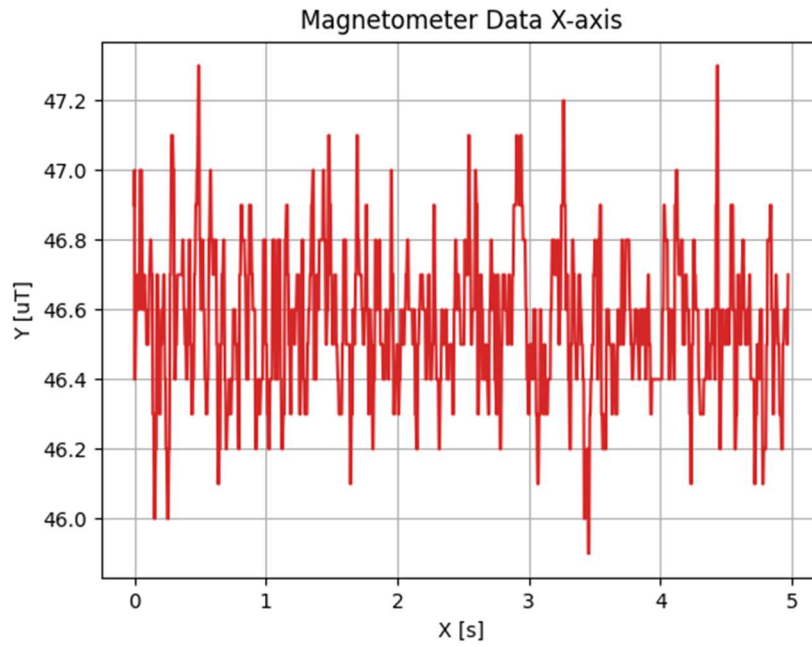


Figure 5.10 Magnetometer Data X-axis

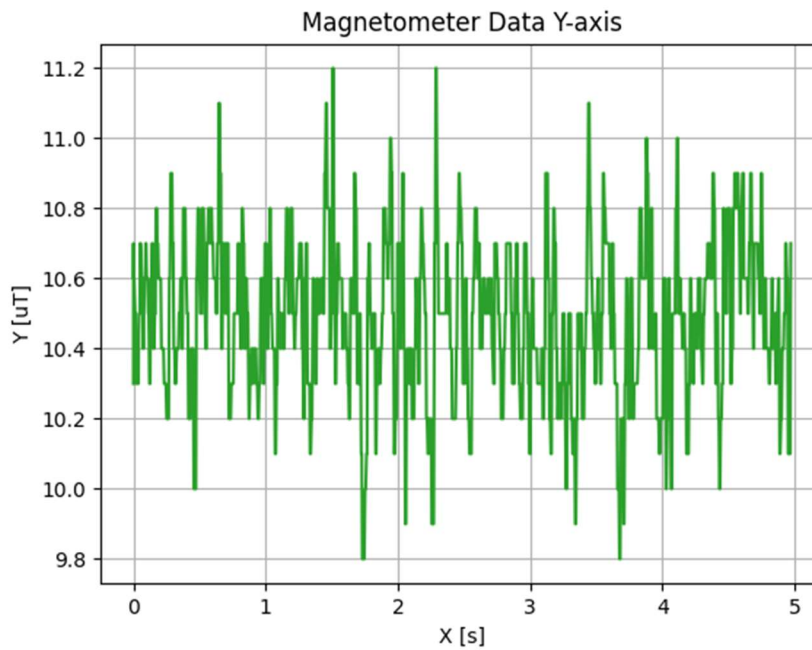


Figure 5.11 Magnetometer Data Y-axis

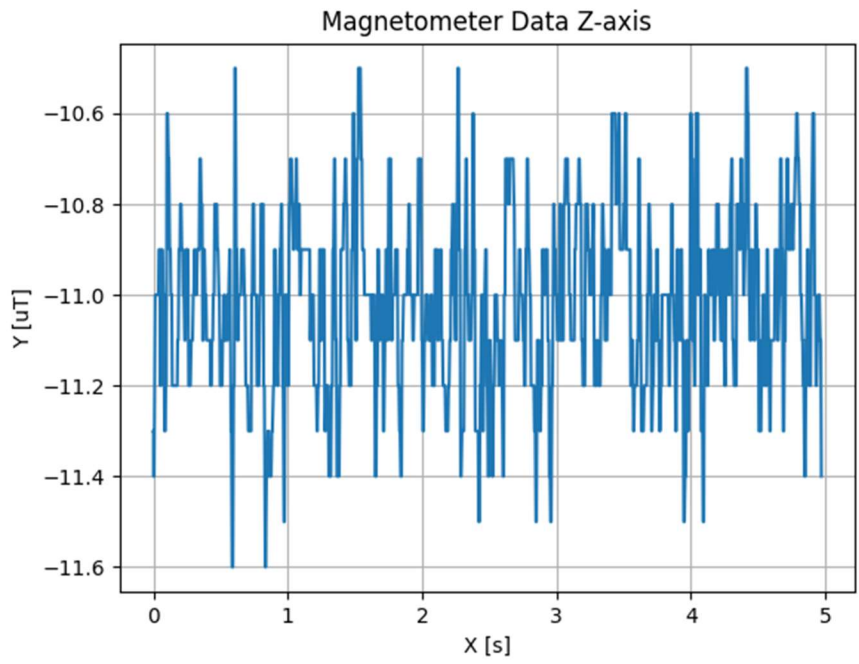


Figure 5.12 Magnetometer Data Z-axis

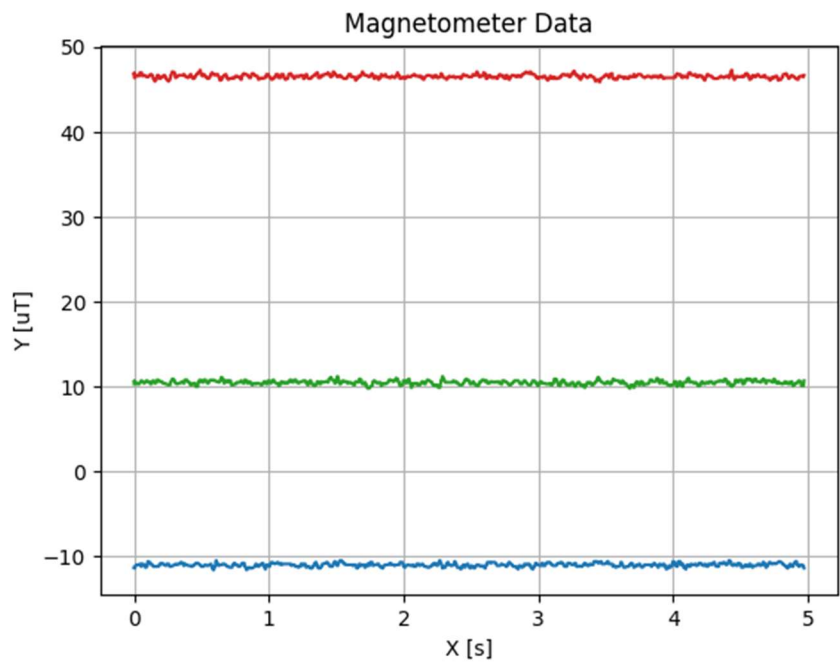


Figure 5.13 Magnetometer Data

As expected, the sampled data measure the true values of the magnetic field, the gravity field and the angular rate of the device, with the addition of noise and bias as was described in section 3 of this thesis. Furthermore, the data was also represented as a histogram to assess the performance of each sensor. The histograms provide insights into the distribution patterns of the sensor readings. In general, the majority of sensors exhibit a close approximation to a normal distribution. However, an exception can be noted with the accelerometer, as it was challenging to obtain data without external accelerations and vibrations given the current setup.

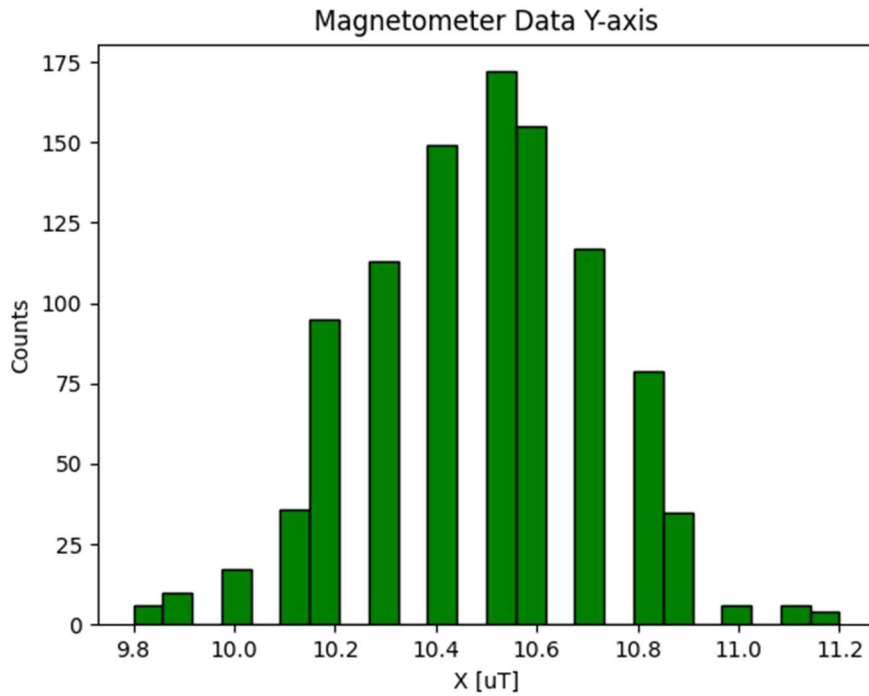


Figure 5.14 Magnetometer Data Y-axis histogram

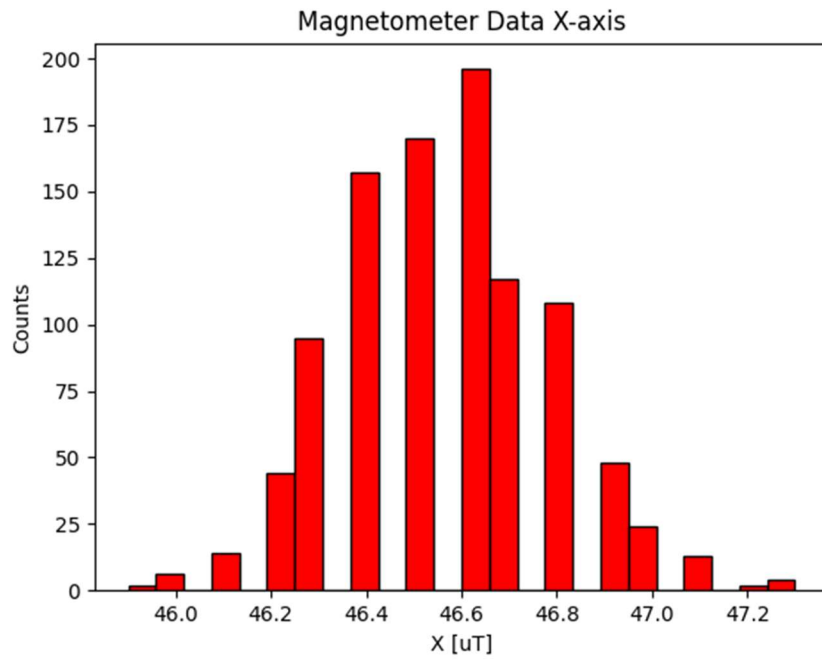


Figure 5.15 Magnetometer Data X-axis histogram

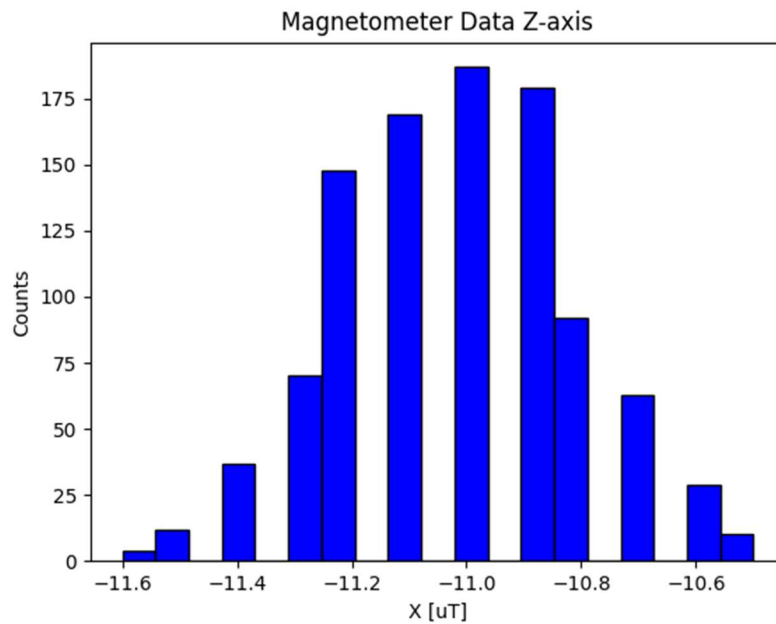


Figure 5.16 Magnetometer Data Z-axis histogram

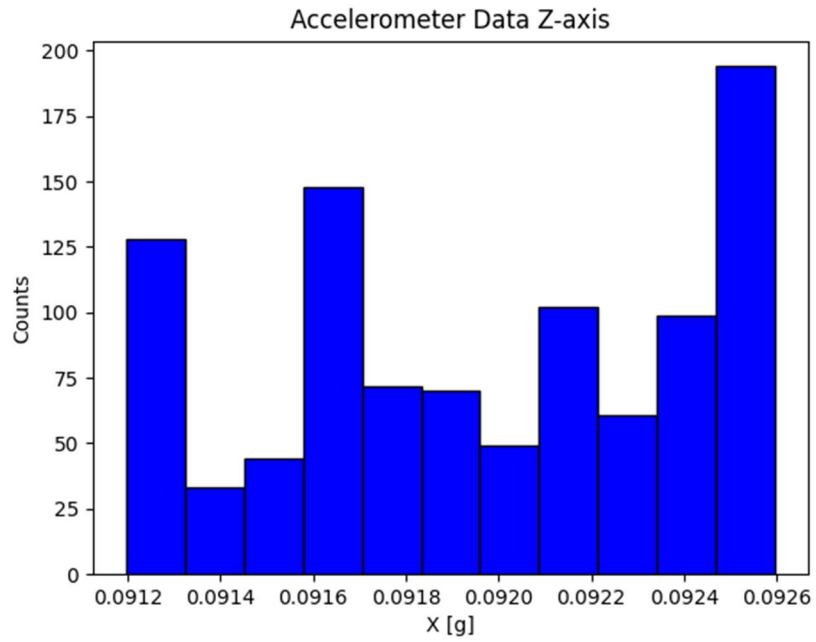


Figure 5.17 Accelerometer Data Z-axis histogram

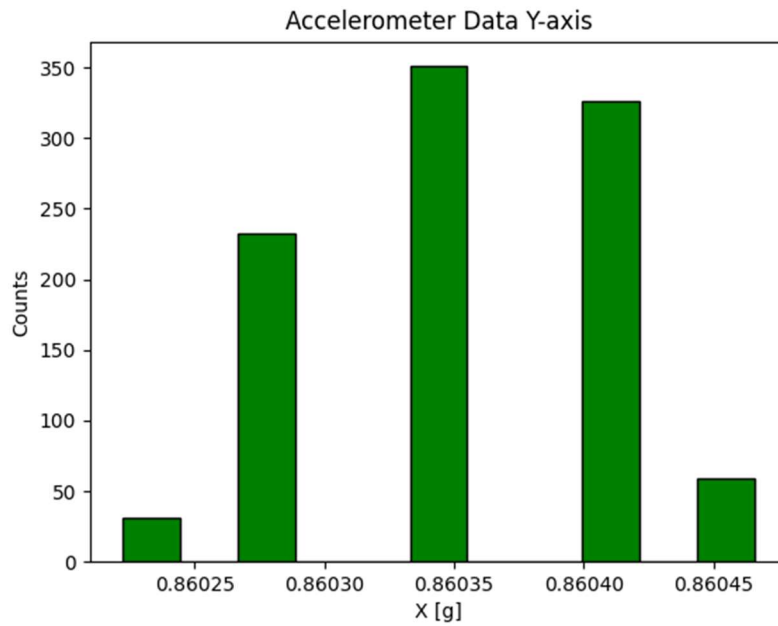


Figure 5.18 Accelerometer Data Y-axis histogram

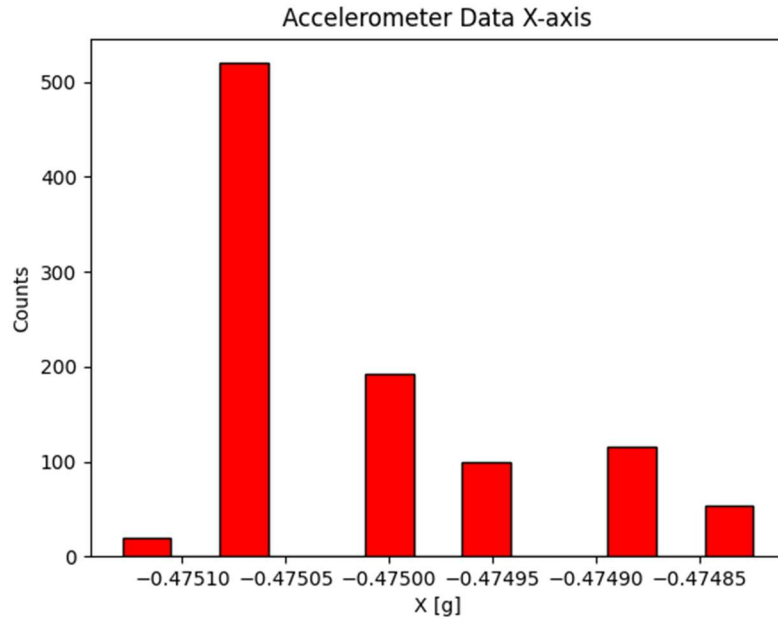


Figure 5.19 Accelerometer Data X-axis histogram

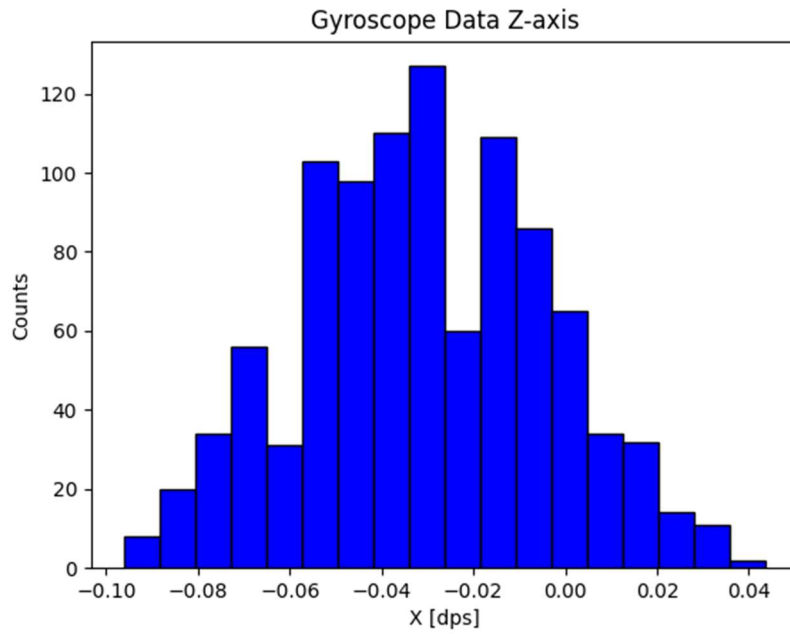


Figure 5.20 Gyroscope Data Z-axis histogram

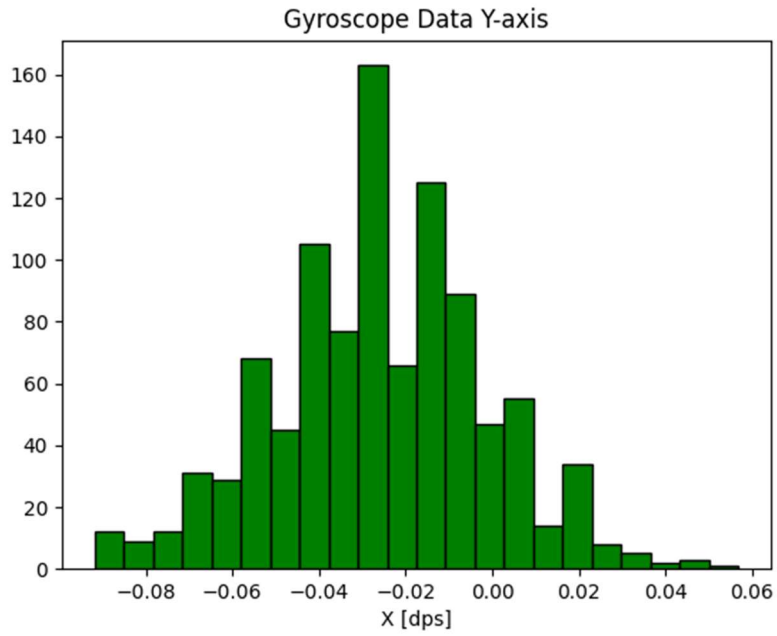


Figure 5.21 Gyroscope Data Y-axis histogram

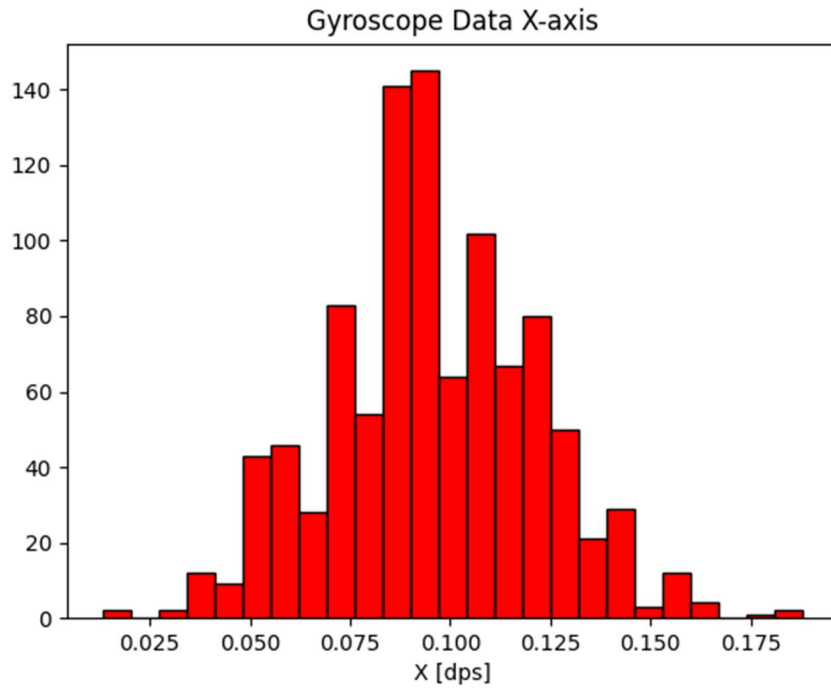


Figure 5.22 Gyroscope Data X-axis histogram

Overall, the implemented device performed as expected during the stationary test, providing accurate measurements of the physical quantity. It exhibited exceptional performance in terms of noise reduction. The results of the noise tests conducted on the device are illustrated in the following figures:

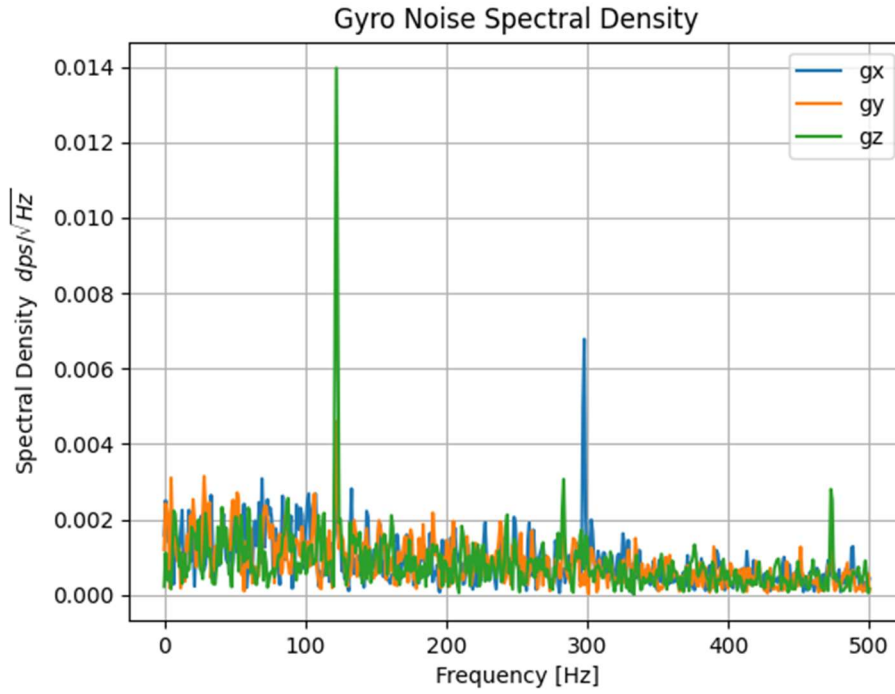


Figure 5.23 Gyro Noise PSD

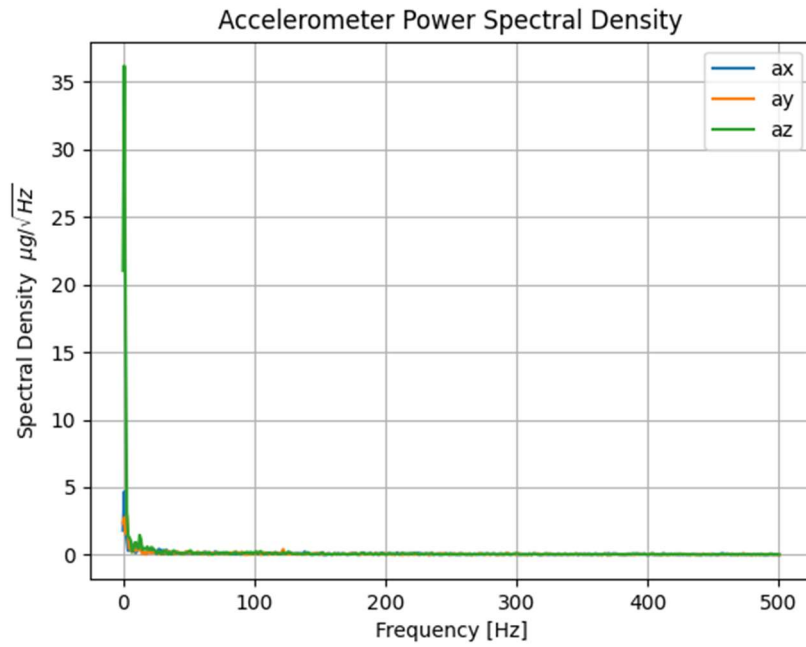


Figure 5.24 Accelerometer Noise PSD

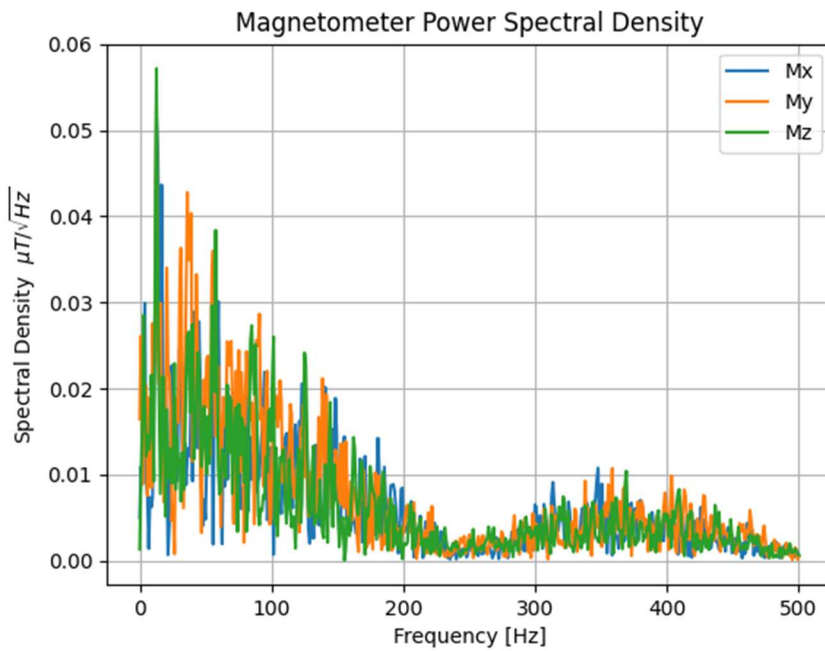


Figure 5.25 Magnetometer Noise PSD

5.2 Calibration Output

For the magnetometer calibration, a spherical fit model was employed to estimate the magnetic field biases and scale factors. The collected data from the magnetometer was processed using the spherical fit algorithm, which considers the non-linearity of the magnetic field. The resulting calibration parameters were then applied to correct the raw magnetometer measurements.

The figures below display the raw uncalibrated magnetometer data alongside the corresponding calibrated data:

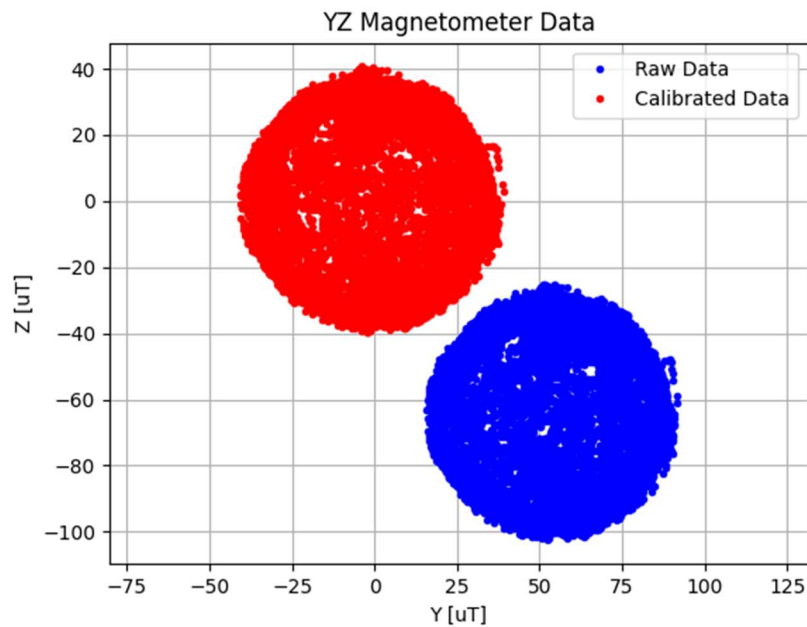


Figure 5.26 YZ Magnetometer Data

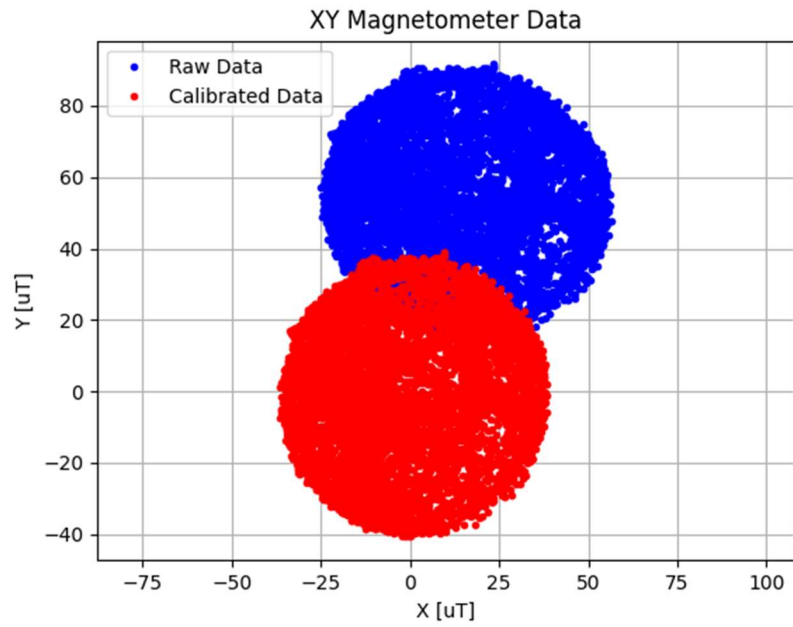


Figure 5.27 XY Magnetometer Data

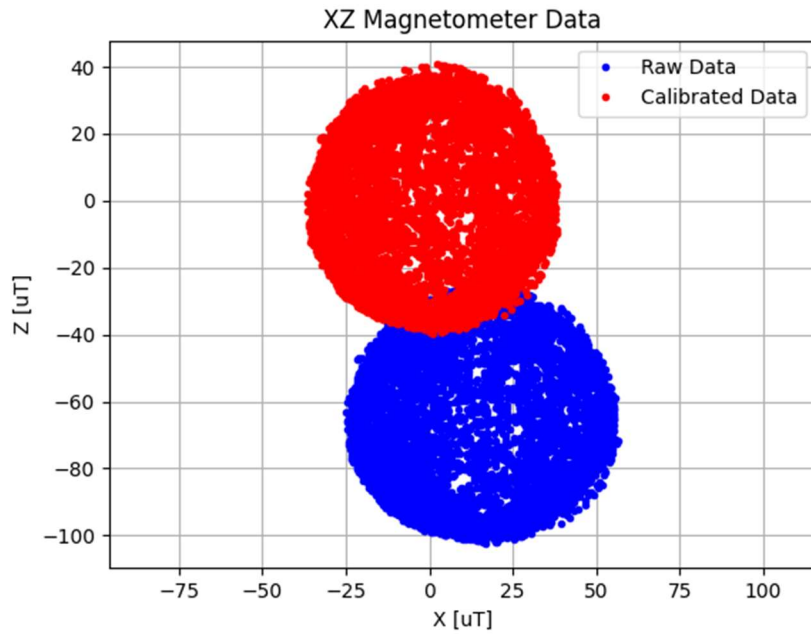


Figure 5.28 XZ Magnetometer Data

3D Scatter Plot of Magnetometer Data

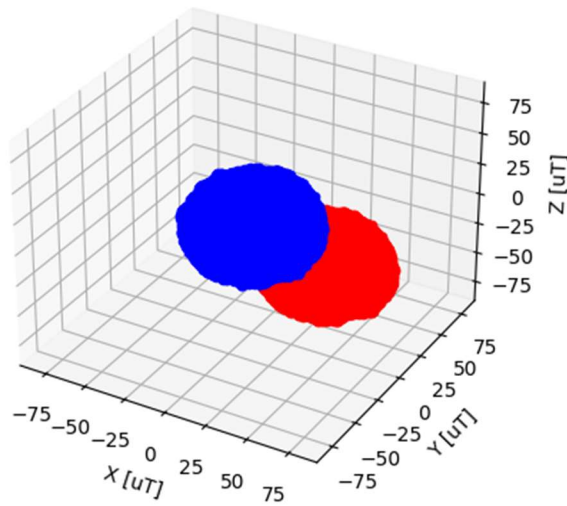


Figure 5.29 Magnetometer 3D scatter plot

The calibration plot for the magnetometer illustrates the difference between the raw magnetometer readings and the calibrated values. The plot shows how the calibration process effectively mitigated the biases and improved the accuracy of the magnetometer measurements. Any remaining deviations between the calibrated values and the expected values indicate the presence of residual errors that may require further investigation or fine-tuning of the calibration model.

Similarly, the accelerometer calibration utilized the spherical fit model to determine the accelerometer biases, scale factors, and misalignments. By applying the calibration parameters derived from the spherical fit algorithm, the raw accelerometer data was corrected to enhance its accuracy.

The figures below display the raw uncalibrated accelerometer data alongside the corresponding calibrated data:

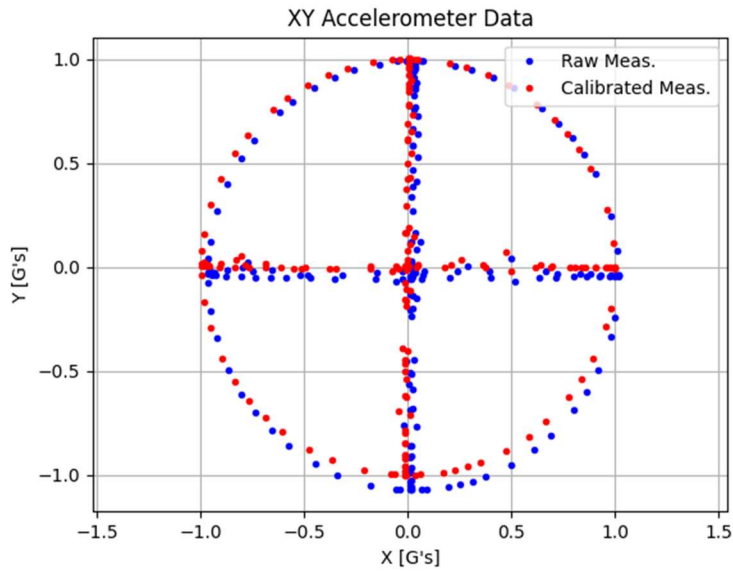


Figure 5.30 XY Accelerometer Data

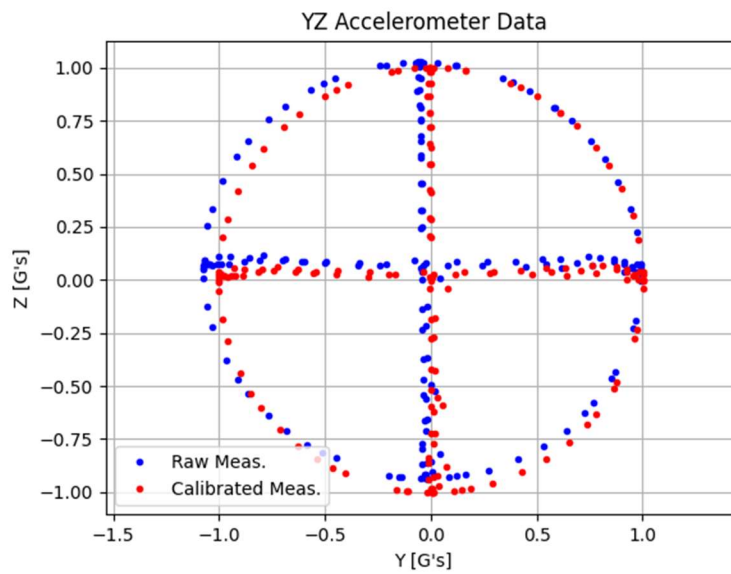


Figure 5.31 YZ Accelerometer Data

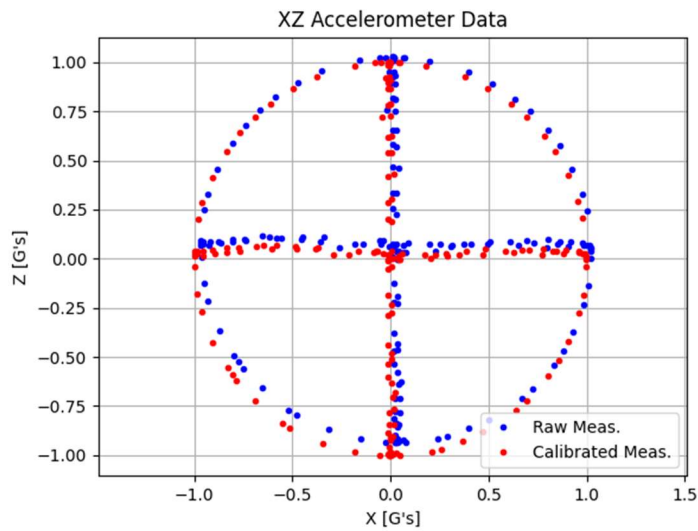


Figure 5.32 XZ Accelerometer Data

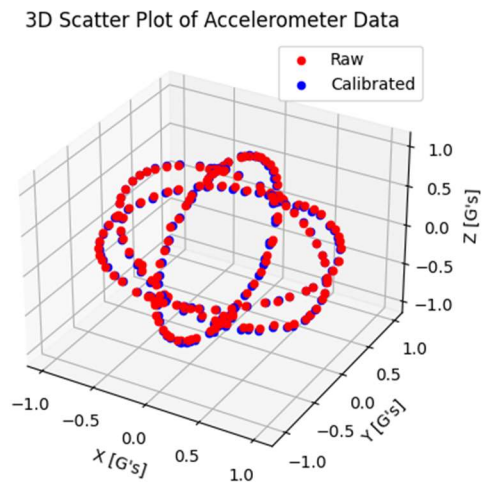


Figure 5.33 Accelerometer 3D scatter plot

The accelerometer calibration plot showcases the discrepancy between the original accelerometer readings and the calibrated data. It demonstrates how the calibration procedure effectively reduced biases, corrected scale factors, and accounted for misalignments. The remaining deviations, if present, can provide insights into any residual errors or sources of noise that need to be addressed.

5.3 State Estimation Algorithm Evaluation

In addition to the device's functionality test, the Madgwick algorithm was implemented to incorporate sensor fusion techniques. The algorithm combines data from the accelerometer, magnetometer, and gyroscope to estimate orientation in the form of Euler angles. This integration enhances the accuracy and stability of orientation estimation by reducing the individual sensor's inherent limitations.

The figure below illustrates the outcome of the algorithm after subjecting the device to multiple rotations.

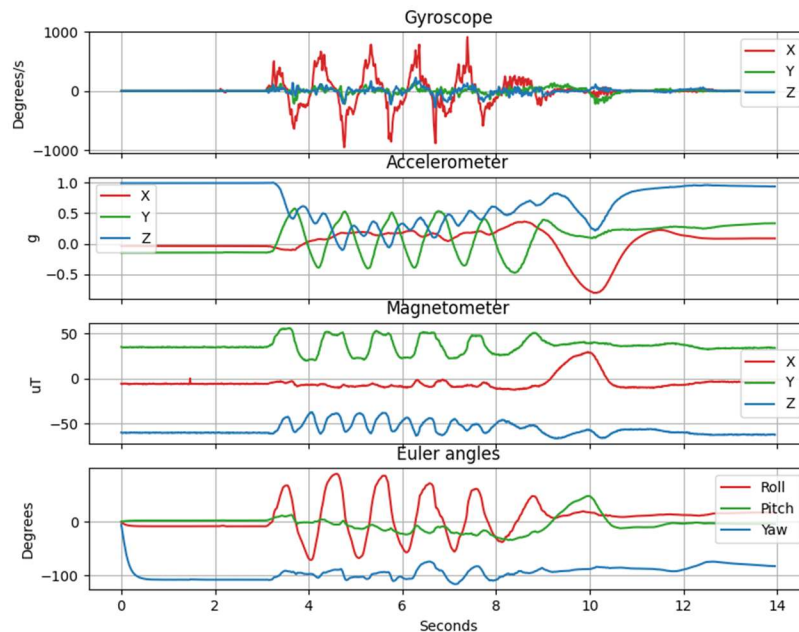


Figure 5.34 Madgwick Algorithm implementation results

The plot demonstrates a smooth transition as the device undergoes rotations. After initialization, it takes a few hundredths of a second for the algorithm to converge and accurately estimate the correct orientation. During this convergence period, the estimated orientation gradually aligns with the actual orientation of the device. The plot showcases the algorithm's ability to adapt and refine its estimation over time, ultimately achieving a reliable and accurate representation of the device's orientation.

6 Conclusions

In conclusion, this thesis project has successfully achieved the design, assembly, and implementation of a PCB for an Inertial Navigation System device. Additionally, the firmware development process was carried out to enable efficient operation of the device. The focal point of this research was the implementation of a sensor fusion algorithm, specifically the Madgwick algorithm, which effectively combines data from multiple sensors to enhance the accuracy and reliability of the INS system.

The design and assembly of the PCB involved careful consideration of various factors, such as component selection, layout optimization, and ensuring proper electrical connections. Through meticulous planning and execution, a functional and robust PCB was created, serving as a crucial hardware component of the INS device.

Furthermore, the firmware development process played a vital role in enabling the interaction between the hardware components and the software algorithms. By writing efficient and reliable firmware code, the INS device was able to process sensor data, perform necessary calculations, and generate accurate navigation outputs.

The implementation of the Madgwick algorithm for sensor fusion allowed for the integration of data from multiple sensors. By combining these inputs, the algorithm effectively estimated the orientation and position of the INS device, resulting in improved navigation performance. The successful integration of the Madgwick algorithm demonstrates the potential for enhancing navigation accuracy in various applications, such as unmanned aerial vehicles (UAVs), autonomous vehicles, and robotics.

Overall, this thesis project not only showcased the ability to design and assemble a PCB for an INS device but also demonstrated the significance of firmware development and the implementation of sensor fusion algorithms. The results obtained contribute to the field of inertial navigation, providing a foundation for further advancements in navigation technology. The successful completion of this project emphasizes the importance of interdisciplinary efforts, combining knowledge from electrical engineering, firmware development, and sensor fusion algorithms to create innovative and practical navigation solutions.

7 Future Work

The completion of this thesis project lays the foundation for several potential avenues of future work that can further enhance the capabilities and performance of the designed INS device. The following areas present promising opportunities for exploration and development:

Integration of GNSS Module: Incorporating a Global Navigation Satellite System (GNSS) module, such as GPS or Galileo, into the existing INS device would significantly improve its positioning accuracy and reliability. Future work could focus on designing and implementing the necessary hardware interfaces and developing drivers to enable seamless integration of the GNSS module with the existing system.

Expansion of Sensor Fusion Algorithms: While the Madgwick algorithm has proven effective in combining sensor data for accurate orientation estimation, exploring, and implementing alternative sensor fusion algorithms can provide valuable insights and performance improvements. Future research could involve integrating algorithms such as the Extended Kalman Filter (EKF) or Mahony algorithm and comparing their performance against the Madgwick algorithm. This comparative analysis would facilitate a deeper understanding of the strengths and limitations of different sensor fusion approaches.

Performance Evaluation and Optimization: Conducting comprehensive performance evaluations and optimization efforts would be crucial for enhancing the overall system performance. Future work could involve conducting extensive testing scenarios to assess the accuracy, stability, and robustness of the INS device under different environmental conditions and dynamic motions. These evaluations could lead to further refinement of the firmware, calibration processes, and algorithmic parameters, thereby improving the system's accuracy and response in real-world scenarios.

8 Bibliography

- [1] “What is an Inertial Navigation System? | Dewesoft.” <https://dewesoft.com/blog/what-is-inertial-navigation-system> (accessed Jun. 19, 2023).
- [2] J. Bennet, *Navigation: A Very Short Introduction*, First. New York, NY: Oxford University Press, 2017.
- [3] “What is An Inertial Navigation System?” <https://aerospace.honeywell.com/us/en/about-us/blogs/what-is-an-inertial-navigation-system> (accessed Jun. 19, 2023).
- [4] “Sputnik Biographies--Wernher von Braun (1912-1977).” <https://history.nasa.gov/sputnik/braun.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [5] W. M. Macek, D. T. M. , Jr. Davis, W. M. Macek, and D. T. M. , Jr. Davis, “Rotation Rate Sensing with Traveling-Wave Ring Lasers,” *ApPhL*, vol. 2, no. 3, pp. 67–68, 1963, doi: 10.1063/1.1753778.
- [6] E.-H. Shin, “Estimation Techniques for Low-Cost Inertial Navigation,” University of Calgary, Calgary, Alberta, 2005.
- [7] R. Laureando Emanuele Menegatti David Tedaldi Correlatore Ing Alberto Pretto, “IMU calibration without mechanical equipment (Calibrazione di IMU svincolata da apparati meccanici),” 2013.
- [8] O. J. Woodman, “An introduction to inertial navigation An introduction to inertial navigation,” 2007, [Online]. Available: <http://www.cl.cam.ac.uk/http://www.cl.cam.ac.uk/techreports/>
- [9] “Difference Between IMU, AHRS, & INS - Overview | Inertial Sense [Video].” <https://inertialsense.com/difference-between-imu-ahrs-ins/> (accessed Jun. 19, 2023).
- [10] “File:Apollo IMU at Draper Hack the Moon exhibit.agr.jpg - Wikimedia Commons.” <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=82248569> (accessed Jun. 19, 2023).
- [11] “What is an Inertial Measurement Unit? · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-inertial-measurement-unit-imu> (accessed Jun. 19, 2023).
- [12] “Learn how an Attitude and Heading Reference System (AHRS) works · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-ahrs> (accessed Jun. 19, 2023).
- [13] “What is an Inertial Navigation System? · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-ins> (accessed Jun. 19, 2023).
- [14] “Inertial Navigation Primer · VectorNav.” <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer> (accessed Jun. 18, 2023).

- [15] “Learn about the integration of a GNSS Compass with a GNSS/INS · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-gnsscompass> (accessed Jun. 19, 2023).
- [16] “Introduction to inertial sensors · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-inertial> (accessed Jun. 19, 2023).
- [17] “MEMS: Microelectromechanical Systems”, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available:
<https://courses.cs.washington.edu/courses/cse466/15au/pdfs/lectures/MEMS%20Sensors.pdf>
- [18] “Learn about MEMS accelerometers, gyroscopes, and magnetometers · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-mems> (accessed Jun. 19, 2023).
- [19] J. Gustafsson, “Orientation estimation of a rigid multi body system using accelerometers, gyroscopes and the geometry.”
- [20] J. Du, “SIGNAL PROCESSING FOR MEMS SENSOR BASED MOTION ANALYSIS SYSTEM,” Mälardalen University, 2016.
- [21] M. Pettersson, “Extended Kalman Filter for Robust UAV Attitude Estimation,” Linköpings Universitet, Linköping , 2015.
- [22] K. Gade, “Introduction to Inertial Navigation and Kalman Filtering (INS tutorial),” 2009.
- [23] M. Håkansson, “Inertial Measurement Unit Application for Time of Flight Cameras,” Luleå University of Technology, Luleå, 2011.
- [24] “Earth’s Magnetic Field.” <https://www.poleshiftnews.com/earths-magnetic-field.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [25] “Barometric pressure sensor | Electronics Basics | ROHM.”
<https://www.rohm.com/electronics-basics/sensor/barometric-pressure-sensor> (accessed Jun. 19, 2023).
- [26] “The 3 Main Errors That Affect Pressure Sensor Accuracy - WIKA blog.”
https://blog.wika.us/knowhow/pressure-sensor-accuracy-3-errors/?doing_wp_cron=1687167077.8269550800323486328125 (accessed Jun. 19, 2023).
- [27] “Comparing Pressure Transmitter Accuracy and Non-Linearity | WIKA blog.”
<https://blog.wika.us/knowhow/pressure-transmitter-accuracy-and-non-linearity/> (accessed Jun. 19, 2023).
- [28] “Learn how a GNSS-Aided Inertial Navigation System (GNSS/INS) works · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/theory-of-operation/theory-gpsins> (accessed Jun. 19, 2023).

- [29] “IMU Specifications Explained · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/specifications--and--error-budgets/specs-imuspecs> (accessed Jun. 19, 2023).
- [30] L. B. Pupo, “Characterization of Errors and Noises in MEMS Inertial Sensors Using Allan Variance Method.”
- [31] A. M. Sabatini, “Kalman-filter-based orientation determination using inertial/magnetic sensors: Observability analysis and performance evaluation,” *Sensors*, vol. 11, no. 10, pp. 9182–9206, Oct. 2011, doi: 10.3390/s111009182.
- [32] G. Welch and G. Bishop, “An Introduction to the Kalman Filter.” [Online]. Available: <http://www.cs.unc.edu/~gb>
- [33] N. Trawny and S. I. Roumeliotis, “Indirect Kalman Filter for 3D Attitude Estimation,” 2005.
- [34] J. Diebel, “Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors,” 2006.
- [35] N. Trawny and S. I. Roumeliotis, “Indirect Kalman Filter for 3D Attitude Estimation (includes Quaternions),” *Technical Report*, no. 612, 2005.
- [36] J. Solà, “Quaternion kinematics for the error-state Kalman filter,” *arXiv e-prints*, p. arXiv:1711.02508, Nov. 2017, doi: 10.48550/arXiv.1711.02508.
- [37] A. Noureldin, T. B. Karamat, and J. Georgy, “Basic Navigational Mathematics, Reference Frames and the Earth’s Geometry,” in *Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration*, Springer Berlin Heidelberg, 2013, pp. 21–63. doi: 10.1007/978-3-642-30466-8_2.
- [38] “Reference frames and how they are used in inertial navigation · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/math-fundamentals/math-refframes> (accessed Jun. 19, 2023).
- [39] K. J. Johnston and C. De Vegt, “REFERENCE FRAMES IN ASTRONOMY,” 1999. [Online]. Available: <http://maia.usno.navy.mil/conventions.html>.
- [40] “File:Geoide NIMA.gif - Wikimedia Commons.”
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Geoide_NIMA.gif (accessed Jun. 19, 2023).
- [41] “Complementary Filter — AHRS 0.3.1 documentation.”
<https://ahrs.readthedocs.io/en/latest/filters/complementary.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [42] A. Valade, P. Acco, P. Grabolosa, and J. Y. Fourniols, “A study about kalman filters applied to embedded sensors,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 17, no. 12, Dec. 2017, doi: 10.3390/s17122810.
- [43] “Personal.” <https://nitiinjsanket.github.io/tutorials/attitudeest/kf> (accessed Jun. 19, 2023).

- [44] A. Kelly, “A 3D State Space Formulation of a Navigation Kalman Filter for Autonomous Vehicles,” Pittsburgh, PA, May 1994.
- [45] S. O. H. Madgwick, A. J. L. Harrison, and R. Vaidyanathan, “Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm,” in *2011 IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics*, 2011, pp. 1–7. doi: 10.1109/ICORR.2011.5975346.
- [46] S. O. H. Madgwick, “An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays,” 2010.
- [47] R. Mahony, T. Hamel, J.-M. Pflimlin, J.-M. Pflimlin Nonlinear, and R. Mahony, “Complementary Filters on the Special Orthogonal Group,” *IEEE Trans Automat Contr*, vol. 53, no. 5, pp. 1203–1217, 2008, doi: 10.1109/TAC.2008.923738i.
- [48] R. Mahony, T. Hamel, and J.-M. Pflimlin, “Complementary filter design on the special orthogonal group $SO(3)$.”
- [49] R. Mahony, T. Hamel, and J.-M. Pflimlin, “Nonlinear Complementary Filters on the Special Orthogonal Group,” *IEEE Trans Automat Contr*, vol. 53, no. 5, pp. 1203–1218, 2008, doi: 10.1109/TAC.2008.923738.
- [50] M. Euston, P. Coote, R. Mahony, J. Kim, and T. Hamel, “A Complementary Filter for Attitude Estimation of a Fixed-Wing UAV.”
- [51] M. Euston, P. Coote, R. Mahony, J. Kim, and T. Hamel, “A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV,” in *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2008, pp. 340–345. doi: 10.1109/IROS.2008.4650766.
- [52] G. Baldwin, R. Mahony, J. Trumpf, T. Hamel, and T. Cheviron, “Complementary filter design on the Special Euclidean group $SE(3)$,” in *2007 European Control Conference (ECC)*, 2007, pp. 3763–3770. doi: 10.23919/ECC.2007.7068746.
- [53] “General Description Applications • Industrial Sensors • 4-20mA Current Loops • HVAC and Building Control • High-Voltage LDO Replacement • General Purpose Point-of-Load”, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available: www.maximintegrated.com
- [54] “Datasheet - STM32G431x6, STM32G431x8 STM32G431xB,” 2021, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online]. Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32g431cb.pdf>
- [55] “Introduction to SPI Interface | Analog Devices.” <https://www.analog.com/en/analog-dialogue/articles/introduction-to-spi-interface.html> (accessed Jun. 19, 2023).
- [56] “UART: A Hardware Communication Protocol Understanding Universal Asynchronous Receiver/Transmitter | Analog Devices.” <https://www.analog.com/en/analog-dialogue/articles/uart-a-hardware-communication-protocol.html> (accessed Jun. 19, 2023).

- [57] “CAN & CAN FD: Serial protocol decoding | PicoScope A to Z.”
<https://www.picotech.com/library/oscilloscopes/can-bus-serial-protocol-decoding>
(accessed Jun. 19, 2023).
- [58] “LPS22HB EMS nano pressure sensor: 260-1260 hPa absolute digital output barometer,”
2017. Accessed: Jun. 21, 2023. [Online]. Available:
<https://www.st.com/resource/en/datasheet/lps22hb.pdf>
- [59] “Datasheet - LSM6DSV16BX,” 2023. Accessed: Jun. 21, 2023. [Online]. Available:
<https://www.st.com/resource/en/datasheet/lsm6dsv16bx.pdf>
- [60] “LIS2MDL,” 2018. Accessed: Jun. 21, 2023. [Online]. Available:
<https://www.st.com/resource/en/datasheet/lis2mdl.pdf>
- [61] “Teseo-LIV3FL Tiny low power GNSS module,” 2022, Accessed: Jun. 21, 2023. [Online].
Available: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/teseo-liv3fl.pdf>
- [62] “Learn more about magnetometer models and HSI calibration · VectorNav.”
<https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/specifications--and--error-budgets/specs-hsicalibration> (accessed Jun. 19, 2023).
- [63] “The FreeRTOS™ Reference Manual,” 2017, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online].
Available: https://www.freertos.org/fr-content-src/uploads/2018/07/FreeRTOS_Reference_Manual_V10.0.0.pdf
- [64] “Mastering the FreeRTOS™ Real Time Kernel”, Accessed: Jun. 19, 2023. [Online].
Available: <http://www.FreeRTOS.org>
- [65] “What is a Real-Time Operating System.” <https://www.digikey.gr/en/maker/projects/what-is-a-realtime-operating-system-rtos/28d8087f53844decafa5000d89608016> (accessed Jun. 19, 2023).