

Mini İnsansız Hava Araçları İçin Bir Fırçasız Motor Test Sistemi Geliştirilmesi

Ezgi Çakıcı

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Ağustos 2019

Development of a Brushless Motor Test System For Mini Unmanned Air Vehicles

Ezgi akıcı

MASTER OF SCIENCE THESIS

Department of Electrical and Electronics Engineering

August 2019

Mini İnsansız Hava Araçları İçin Bir Fırçasız Motor Test Sistemi Geliştirilmesi

Ezgi Çakıcı

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Kontrol ve Kumanda Sistemleri Bilim Dalında
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Gökhan Dındış

Ağustos 2019

ONAY

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans öğrencisi Ezgi akıcı'nın YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı “Mini İnsansız Hava Araçları İçin Bir Fırçasız Motor Test Sistemi Geliştirilmesi” başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek oybirliği ile kabul edilmiştir.

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Gökhan Dındış

İkinci Danışman : --

Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Gökhan Dındış

Üye : Prof. Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Muammer Akçay

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Hürriyet ERŐAHAN
Enstitü Müdürü

ETİK BEYAN

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre, Dr. Öğr. Üyesi Gökhan Dındış danışmanlığında hazırlamış olduğum “Mini İnsansız Hava Araçları İçin Bir Fırçasız Motor Test Sistemi Geliştirilmesi” başlıklı YÜKSEK LİSANS tezimin özgün bir çalışma olduğunu; tez çalışmamın tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; tezimde verdiğim bilgileri, verileri akademik ve bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olarak elde ettiğimi; tez çalışmamda yaralandığım eserlerin tümüne atıf yaptığımı ve kaynak gösterdiğimi ve bilgi, belge ve sonuçları bilimsel etik ilke ve kurallara göre sunduğumu beyan ederim. 02/08/2019

Ezgi Çakıcı

ÖZET

Drone adıyla bilinen insansız hava araçları (İHA), otonom bir uçuş planı ile otomatik hareket edebilen veya uzaktan kumanda edilebilen hava araçlarıdır. İlk zamanlarda askeri amaçlar için çalışmaları başlatılan İHA'lar, bir çok alanda farklı amaçlar için de kullanılmaya başlanmıştır. Dört motorlu ve dört pervaneli olan ve quadrotor olarak bilinen insansız hava araçları üzerine akademik alanda bir çok çalışma yapılmaktadır.

Mini İHA'ların bir çeşidi olan quadrotorların konum ve yön hesabında sıklıkla MEMS (Micro-Electro-Mechanical System) tabanlı IMU (Inertial Measurement Unit)'lar kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında, MEMS tabanlı ivmeölçer ve jiroskop içeren MPU6050 kullanılarak quadrotorlarda kullanılan fırçasız doğru akım motorları için test sistemi geliştirilmesi amaçlanmıştır. Sensör verilerini okumak için mikrodenetleyici olarak Arduino Uno bordu kullanılmıştır. Motordan ve pervaneden kaynaklı titreşimlerin IMU verileri üzerine etkisi incelenmiştir. Aynı zamanda motor hızının ivmeölçer ve jiroskop ölçümlerine etkisi gözlemlenmiştir. Algılayıcı birimlerden üç ekseninde alınan ölçümlerin karşılaştırmaları Matlab ortamında grafiklerle gösterilmiştir.

Oryantasyon tahmininde kullanılan dönme matrisleri, Euler açıları ve kuaterniyonların matematiksel gösterimleri ve kendi aralarındaki dönüşümler incelenmiştir. Oryantasyon tahmininde kullanılan bu gösterimlerde diğerlerine göre daha doğru sonuçlara ulaşılan kuaterniyon gösterimi kullanılması amaçlanmıştır.

Anahtar Kelimeler : İHA, quadrotor, BLDC, MEMS, IMU, MPU6050, kuaterniyon, ivmeölçer, jiroskop

SUMMARY

Unmanned aerial vehicles (UAVs) known as drone, are aircraft that can be moved or controlled remotely by an autonomous flight plan. In the early times, the drones, which were initiated for military purposes, were started to be used for different purpose in many areas. There are many studies in the academic field on unmanned aerial vehicles as known quadrotor have four rotors and four propellers.

MEMS (Micro-Electro-Mechanical System) based IMUs (Inertial Measurement Unit) are frequently used in determining the position and direction of quadrotor which is a kind of Mini UAVs. In this thesis, it is aimed to develop a test system for brushless direct current motors (BLDC) which are used in quadrotors by using MPU6050 that including MEMS based accelerometer and gyroscope. Arduino Uno board was used as microcontroller to read sensor data. The effects of vibrations from motor and propeller on IMU data were investigated. At the same time, the effect of motor speed on accelerometer and gyroscope measurements was observed. The comparisons of measurements taken from the sensor units in three axes are shown with graphs in Matlab environment.

Mathematical representation of rotation matrices, Euler angles and quaternions which used in orientation estimation was investigated. In this representation used in orientation estimation, it is aimed to use quaternion representation which has more accurate results than others.

Keywords : UAV, quadrotor, BLDC, MEMS, IMU, MPU6050, quaternion, accelerometer, gyroscope

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim ve tez çalışmalarım süresince değerli bilgi ve katkılarını esirgemeyen tez danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Gökhan Dındış'a, çalışmalarımda desteği ve katkısı olan arkadaşlarıma, beni her zaman destekleyen ve yanımda olan değerli aileme teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET	vi
SUMMARY	vii
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xv
1. GİRİŞ VE AMAÇ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	4
3. MATERYAL VE YÖNTEM	6
3.1. Elektrikli Quadrotor Parçaları	6
3.1.1. Şase	6
3.1.2. Fırçasız doğru akım motoru (BLDC)	7
3.1.3. Pervane	9
3.1.4. Elektronik hız kontrol ünitesi (ESC)	11
3.1.5. Lityum polimer (Li-po) batarya	12
3.1.6. Uçuş kontrol kartları	13
3.2. Ataletsel Ölçüm Birimleri (IMU)	15
3.2.1. İvmeölçer	16
3.2.2. Jiroskop	19
3.3. Oryantasyon Gösterimleri	21
3.3.1. Dönme matrisi	22
3.3.2. Euler açıları	25
3.3.3. Kuaterniyon gösterimi	26
3.3.4. Oryantasyon hesabında kuaterniyon ve euler açıları farkı	29
3.4. Deney Düzenekleri	30
4. BULGULAR VE TARTIŞMA	32
4.1. IMU Verilerinin İncelenmesi	33
4.2. Titreşimin İvmeölçer Üzerindeki Etkisi	38

İÇİNDEKİLER (devam)**Sayfa**

4.2.1. İvmeölçer ham verileri.....	38
4.2.2. İvmeölçer işlenmiş verileri.....	41
4.3. Titreşimin Jiroskop Üzerindeki Etkisi	43
4.3.1. Jiroskop ham verileri	43
4.3.2. Jiroskop açısal hız verileri	45
4.4. Titreşimin Kuaterniyon Hesaplamaları Üzerine Etkisi.....	47
4.4.1. Kuaterniyon değerleri	48
4.4.2. Kuaterniyon kümülatif değerleri.....	50
4.4.3. Kuaterniyon hesaplamalarının cisim üzerinde gösterimi.....	52
4.5. Motor Hızının Algılayıcı Birim Ölçümlerine Etkisi	54
4.6. Kuaterniyon Hesaplamalarının Doğrulaması	56
4.7. İyileştirme Yöntemleri	63
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	68
KAYNAKLAR DİZİNİ.....	69

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.1. Quadrotor şasesi	7
3.2. Fırçasız doğru akım motoru.....	8
3.3. Quadrotor pervane dönüş yönleri	9
3.4 GemFan 8045C pervane	9
3.5. Pervane balansı test düzeneği	10
3.6. Elektronik hız kontrolcü (ESC).....	11
3.7. ESC kablo bağlantı diyagramı.....	12
3.8. Lityum polimer (Li-po) batarya.....	13
3.9. APM2.6 ArduPilot Mega2.6.....	13
3.10. EMAX F4 Magnum Aio Fpv Stack.....	14
3.11. Arduino Uno bordu.....	14
3.12. MPU6050 6 eksen algılayıcı birimi.....	16
3.13. İvmeölçer modeli.....	17
3.14. MEMS ivmeölçer iç yapısı.....	18
3.15. Jiroskop modeli	19
3.16. MEMS jiroskop iç yapısı.....	20
3.17. Açısal hız eksenleri.....	20
3.18. 2 boyutta orijin etrafında θ açısı kadar dönme	23
3.19. Koordinat düzlemi	23
3.20. Euler dönme açıları.....	26
3.21. Hava araçlarında Euler açıları	26
3.22. Kuaterniyon birim vektör ve dönüş açısı.....	29
3.23. Birinci deney düzeneği	30
3.24. İkinci deney düzeneği	31
3.25. Üçüncü deney düzeneği.....	31
3.26. Dördüncü deney düzeneği	31
4.1. Jiroskop ham verileri	33
4.2. Kalibrasyonlu (offseti alınmış) jiroskop ham verileri	34
4.3. Açısal hız verileri.....	34

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
4.4. İvmeölçer ham verileri.....	35
4.5. İvmeölçer işlenmiş verileri	35
4.6. Kuaterniyon değerleri	36
4.7. Kuaterniyon kümülatif değerleri	36
4.8. Cismin ilk konum gösterimi	37
4.9. Cismin kuaterniyon hesabı sonucu konum gösterimi.....	38
4.10. Motor ve pervane olmadan ivmeölçer ham verileri.....	39
4.11. Pervanesiz motor dönerken ivmeölçer ham verileri	39
4.12. Balanslı pervane ile ivmeölçer ham verileri	40
4.13. Balansı bozuk pervane ile ivmeölçer ham verileri	40
4.14. Motor ve pervane olmadan ivmeölçer işlenmiş verileri	41
4.15. Pervanesiz motor dönerken ivmeölçer işlenmiş verileri.....	41
4.16. Balanslı pervane ile ivmeölçer işlenmiş verileri.....	42
4.17. Balansı bozuk pervane ile ivmeölçer işlenmiş verileri	42
4.18. Motor ve pervane olmadan jiroskop ham verileri	43
4.19. Pervanesiz motor dönerken jiroskop ham verileri	44
4.20. Balanslı pervane ile jiroskop ham verileri	44
4.21. Balansı bozuk pervane ile jiroskop ham verileri	45
4.22. Motor ve pervane olmadan jiroskop açısal hız verileri	45
4.23. Pervanesiz motor dönerken jiroskop açısal hız verileri.....	46
4.24. Balanslı pervane ile jiroskop açısal hız verileri.....	46
4.25. Balansı bozuk pervane ile jiroskop açısal hız verileri	47
4.26. Motor ve pervane olmadan kuaterniyon değerleri.....	48
4.27. Pervanesiz motor dönerken kuaterniyon değerleri	48
4.28. Balanslı pervane ile kuaterniyon değerleri	49
4.29. Balansı bozuk pervane ile kuaterniyon değerleri	49
4.30. Motor ve pervane olmadan kuaterniyon kümülatif değerleri	50
4.31. Pervanesiz motor dönerken kuaterniyon kümülatif değerleri.....	50
4.32. Balanslı pervane ile kuaterniyon kümülatif değerleri.....	51

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
4.33. Balansı bozuk pervane ile kuaterniyon kümülatif değerleri.....	51
4.34. Motor ve pervane olmadan cismin konumu	52
4.35. Pervanesiz motor dönerken cismin konumu.....	53
4.36. Balanslı pervane ile cismin konumu.....	53
4.37. Balansı bozuk pervane ile cismin konumu	54
4.38. Jiroskop ham verileri (Motor hızı yaklaşık 4000rpm).....	54
4.39. Jiroskop ham verileri (Motor hızı yaklaşık 8000rpm).....	55
4.40. İvmeölçer ham verileri (Motor hızı yaklaşık 4000rpm)	55
4.41. İvmeölçer ham verileri (Motor hızı yaklaşık 8000rpm)	56
4.42. Dönme hareketi uygulanmamış cismin ilk konumu	57
4.43. 90 derece roll hareketi yapmış cisim	58
4.44. 90 derece pitch hareketi yapmış cisim.....	59
4.45. 90 derece yaw hareketi yapmış cisim	60
4.46. 45 ve 90 derece roll hareketi yapmış cisim	61
4.47. 45 ve 90 derece pitch hareketi yapmış cisim	62
4.48. 45 ve 90 derece yaw hareketi yapmış cisim	62
4.49. Titreşim sönümleyici	63
4.50. Titreşim sönümleyici ile test düzeneği	63
4.51. Balansı bozuk pervane sonucu ivmeölçer ham verileri	64
4.52. Balansı bozuk pervane sonucu ivmeölçer işlenmiş verileri.....	64
4.53. Balansı bozuk pervane sonucu jiroskop ham verileri.....	65
4.54. Balansı bozuk pervane sonucu açısal hız verileri.....	65
4.55. Balansı bozuk pervane sonucu kuaterniyon değerleri	66
4.56. Balansı bozuk pervane sonucu kümülatif değerleri.....	66
4.57. Balansı bozuk pervane sonucu cismin konumu.....	67

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Cizelge</u>	<u>Sayfa</u>
3.1. Emax XA2212 BLDC teknik özellikleri	8
3.2. Arduino Uno bordu teknik özellikleri	15
3.3. MPU6050 6 eksen algılayıcı birim teknik özellikleri.....	16
4.1. Cismin ilk halinin köşe noktalarının koordinatları	57
4.2. 90 derece x ekseninde roll hareketi yapan cismin koordinatları	58
4.3. 90 derece y ekseninde pitch hareketi yapan cismin koordinatları	59
4.4. 90 derece z ekseninde yaw hareketi yapan cismin koordinatları.....	60

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Kısaltmalar

IMU

BLDC

ESC

İHA

MEMS

RPY

GPS

Açıklama

Inertial Measurement Unit

Brushless Direct Current

Electronic Speed Circuit

İnsansız Hava Aracı

Micro-Electro-Mechanical System

Roll-Pitch-Yaw

Global Positioning System

1. GİRİŞ VE AMAÇ

İHA'lar, uzaktan kumanda edilebilen ya da otonom yani bir uçuş planı boyunca otomatik olarak hareket eden hava araçlarıdır. Genel olarak drone adıyla bilinir. İnsansız hava araçlarının geliştirilmesi askeri amaçlar için başlatılmıştır. Son yıllarda sivil, ticari ve akademik alanlarda da insansız hava araçları üzerine yapılan çalışmalar artmaktadır. İHA'lar günümüzde gözetleme, keşif, imha gibi askeri amaçlar, taşımacılık, zirai ilaçlama, kamera çekimi ve yangın söndürme gibi alanlarda aktif olarak kullanılmaktadır.

Quadrotorlar, insansız hava araçları arasında en çok tercih edilendir. Dört adet DC motor, dört pervane ve dört destek koluna sahip bir İHA'dır. Quadrotor, hızlı manevra kabiliyeti ve küçük yapısıyla birçok alanda kullanılmaktadır. Quadcopter olarak da bilinen quadrotorların farklı motor sayılarıyla çeşitli formları bulunmaktadır. Üç motorlu tricopter, altı motorlu hexacopter ve sekiz motorlu octocopter gibi hava araçları örnek verilebilir. Quadrotor, fırçasız doğru akım, ESC (Electronic Speed Controller) olarak bilinen elektronik hız kontrol birimi, batarya, mikrodenetleyici ve sensör (ivmeölçer, gyroscope, manyetometre, barometre, gps vb.) olmak üzere 5 temel bileşenden oluşmaktadır (Ökten vd., 2016).

Bir noktadan başka bir noktaya giderken pozisyon (dünya üzerindeki tanımlı bir referans noktasına göre) ve yön tayini seyrüsefer olarak bilinir. Yön ve konum bulma ihtiyacından dolayı çok değişik aletler ve yöntemler kullanılarak bir çok sistem geliştirilmiştir. Teknolojinin gelişmesiyle algılayıcı birimler tümleşik olarak ve küçük boyutlarda üretilmeye başlanmıştır. Çevresel koşullardan az etkilenen bu algılayıcılar, herhangi bir küresel koordinat sistemine bağlı olmaksızın pozisyon ve yönelimle ilgili parametreleri ölçebilmektedir. Bu algılayıcılar jiroskop (gyroscope), ivmeölçer (accelerometer) ve manyetometreden (magnetometer) oluşmaktadır. Quadrotor kontrolünde de yaygın olarak kullanılan bu algılayıcıların bir araya getirildiği tümleşik yapı, atalet ölçme birimi olarak tabir edilen IMU (Inertial Measurement Unit) sensörleridir. Atalet ölçme biriminde bulunan her bir algılayıcı, birbirine ortogonal x, y ve z eksenlerinde ölçüm yapmaktadır. Böylelikle tam bir yönelim tahmini yapılabilmesi için 9 serbestlik derecesine

sahip bir ölçüm kümesi elde edilir. Elde edilen yönelim yerçekimi ve Dünya'nın manyetik alanına bağlı tanımlanır (Urmat, 2015).

Algılayıcılardan alınan ölçümlerde yönelim kestirimde verinin bütünlüğünü bozacak yüksek seviyede gürültüler bulunur. Jiroskop, x, y ve z eksenleri üzerindeki açısal hızları verir. Ancak jiroskop yüksek frekanslı bileşenlerden dolayı yönelim kestirimde tek başına doğru sonuç vermeyebilir. Jiroskoplara ilaveten ivmeölçer ve manyetometreden alınan değerler ile yer çekimi ve manyetik alan da hesaplanarak tam bir yönelim hesabı alınabilir (Urmat, 2015).

Quadrotor kontrolünde kullanılan algılayıcı birimlerin ölçümlerinde verilerin hatalı gelmesine sebep olan gürültüler çoğunlukla motor ve pervanelerden kaynaklanmaktadır. Pervanelerin ve motorların balansının bozuk olması yüksek titreşimlere neden olmaktadır. Algılayıcı birimler, oluşan titreşimlerden etkilenerek hatalı ölçüm yapabilmektedir. Doğru ölçümlerin alınabilmesi için balansı yapılmış motor ve pervaneler tercih edilmelidir. Algılayıcı birimlerin titreşimden mümkün olduğunca az etkilenmesini sağlayacak şekilde yerleştirilmesi gerekmektedir.

Tezin amacı, quadrotorlarda motor ve pervane kaynaklı titreşim testleri yapmak ve IMU'lar ile yapılan oryantasyon hesaplamalarında titreşimin etkilerini incelemektir. Quadrotorlarda kontrolün yapılması için algılayıcı sensörlerden alınan verilerin doğru yapılması çok önemlidir. Hatalı yönelim tahminlerinin yapılması quadrotor kontrolünün sağlanmasını olumsuz etkileyecektir. Bu hataları en aza indirgeyecek yöntemlerle yönelim tahminlerinin yüksek doğrulukla yapılması gerekmektedir.

Quadrotor motorunun dönmesi sırasında sistem üzerinde meydana gelen titreşimlerin algılayıcı birim verilerine etkilerinin incelenmesi amaçlanmıştır. Motorun dönme hızına bağlı olarak oluşacak gürültülerin algılayıcı birim üzerindeki etkileri incelenecektir. Aynı zamanda pervanelerin ve motorların balansının algılayıcı birimler üzerindeki olumsuz etkileri gözlemlenecektir. Sistem üzerinde algılayıcı birim konumuna göre verilerin ölçümleri karşılaştırılacaktır.

Tez çalışmasının başlangıcında kullanılacak quadrotor şasesi belirlenerek, şaseye uygun ölçülerde bir fırçasız doğru akım motoru seçilmiştir. Motor teknik verilerine uygun olacak ölçülerde pervaneler seçilmiştir. Fırçasız doğru akım motorlarının sürülmesi için gerekli Elektronik Hız Kontrolcüsü (ESC) belirlenmiştir. Sistemin güç ihtiyacı için quadrotorlarda tercih edilen uygun değerlerde bir Li-po pil seçilmiştir. Kullanılacak algılayıcı birimleri olarak ivmeölçer (accelerometer) ve jiroskop (gyroscope) belirlenmiştir. Algılayıcı birimlerinin bir arada yer aldığı ve IMU olarak adlandırılan MPU6050 sensör modülü tercih edilmiştir. IMU'dan sensör verilerinin alınması için Arduino Uno kullanılmıştır.

Algılayıcı birimlerin yönelim tahmininde kullanılacak matematiksel gösterimler incelenmiştir. Bunlar dönme matrisi, Euler dönme açıları ve kuaterniyon gösterimleridir.

Bu tez çalışmasının giriş kısmında tezin amacından bahsedilmiştir. İkinci kısımda bu alanda yapılan çalışmalarla ilgili literatür araştırmalarına yer verilmiştir. Üçüncü kısımda bir mini insansız hava aracı olan dört motorlu ve dört pervaneli quadrotor sisteminin parçaları anlatılmıştır. Aynı zamanda algılayıcı birimlerden ve oryantasyon gösterim yöntemlerinden ve deney düzeneklerinden bahsedilmiştir. Dördüncü kısım olan bulgular ve tartışma kısmında titreşim kaynaklı gürültülerin algılayıcı birimler üzerine etkilerinin gösterildiği çalışma sonuçları anlatılmıştır. Ayrıca elde edilen veriler ile kuaterniyon hesaplamaları yapılarak Matlab ortamında çizdirilen bir kare prizma üzerinde cismin konumundaki farklılıklar gözlemlenmiştir. İyileştirme yöntemi olarak IMU titreşim sönümleyici malzemeler üzerine monte edilerek sonuçları titreşim sönümleyici olmadığındaki durumlarla karşılaştırılmıştır. Son kısım ise bulguların sonuçlarını ve bu sonuçlar doğrultusunda çalışmaya ek olarak yapılabilecek önerileri içermektedir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Günümüzde çeşitli uygulamalarda kullanılan algılayıcı birimler, mikro elektro mekanik (MEMS) teknolojisi ile üretilmektedir. MEMS algılayıcı birimler, küçük boyutlu, düşük maliyetli, kolay erişilebilir, hafif ve yüksek güvenilirlikli olmaları avantajları ile tercih edilmektedir. Optik cihazlar kadar hassas ölçüm yapamamaları ise dezavantajlarıdır.

MEMS tipi algılayıcı birimler çevresel ve yapısal gürültülerden dolayı bozularak yanlış ölçüm yapabilmektedir. Başlıca yapısal gürültüler, durağan durum sapması, ölçüm faktörü hatası ve konumlandırma olarak sıralanabilir. Sensörden sağlıklı ölçümler alınabilmesi için çıkış verilerinin kalibre edilmesi ve gruplanarak filtrelenmesi gerekmektedir. Jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre algılayıcıları konum belirlenmesinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Jiroskop ile üç eksen de açısal hız değişimi ölçümü yapılabilmektedir. İvmeölçer, yer çekimi ivme vektörünü kullandığı için üç eksen de konum değişimini ölçmesi mümkün değildir. Manyetomereler ise yatay düzlemdeki sapma açısını ölçmektedir (Güner vd., 2015).

Mini insansız hava araçları bir çok görevde kullanılmaktadır. Günümüzde bu kadar önemli görevlerde kullanılan bu araçların havada dengede kalması, kararlı çalışması konularında bir çok çalışma yapılmaktadır. İHA'ların havada dengede kalması ivmeölçer, jiroskop ve manyetometre gibi sensörlerden alınan bilgiler ile sağlanmaktadır (Çiçekdemir vd., 2012).

Konum ve yönelim bulmada genellikle Euler açıları (roll, pitch, yaw) gösterimi kullanılmaktadır. Ancak pitch açısının 90° olduğu durumda tekillik (gimbal lock) sorunu ortaya çıkmaktadır. Bu problem den kaçınmak için kuaterniyon gösterimi tercih edilmektedir. Mahony tarafından önerilen tamamlayıcı filtre ve Madgwick ve arkadaşları tarafından önerilen “gradient descent” algoritmaları yönelim hesabında kuaterniyon gösterimlerini kullanır (Alam vd., 2014).

İvmeölçerler, dönen motorlar tarafından üretilen mekanik titreşimlere karşı son derece hassastır. Titreşimler sensörlerin açığı tahmininde yanlış ölçümler yapılmasına neden olarak sistemin düzgün kontrol edilmesine engel olmaktadır (Alvarado vd., 2017).

MEMS tipi sensörler hızlı üretim ve ucuz maliyetli olmasından dolayı geniş bir kullanım alanına sahiptir. Son zamanlarda akıllı telefonlarda, çoğu navigasyonlarda ve robotik sistemlerinde MEMS sensörler oryantasyon hesaplamalarında kullanılmaktadır. MEMS sensörlerinin ölçümleri geniş uygulama alanlarına rağmen gürültü kaynaklarından etkilenmektedir. IMU tasarımlarında yaygın olarak kullanılan MEMS tabanlı sensörler jiroskop, ivmeölçer ve manyetometrelerdir. Üç ekseninde oryantasyon ölçümlerinde MEMS tabanlı bu üç sensöre ihtiyaç duyulur. Jiroskop ve ivmeölçerler titreşimlere karşı oldukça hassastır. Bu yüzden IMU'lar mekaniksel ve yazılımsal olarak filtrelemelere ihtiyaç duyarlar (Güner vd., 2015).

İHA'larda titreşim emilimi sağlamak için kontrol kartları ve şase arasına titreşim azaltıcı malzemeler yerleştirilmez. Ayrıca pervanelerin sistem üzerine takılmadan önce mutlaka balansının kontrol edilmesi gerekmektedir. Balansı bozuk pervaneler sistem üzerinde yüksek titreşimler üretir. Pervane balansı pervane dengelemesi sağlayan bir araç kullanılarak yapılmaktadır. Pervane için balans ayarı yapılırken dengeyi bozan tarafın zımparalanması işlemi ile dengeye getirilerek balans ayarı yapılır (Almosalami vd.).

Quadrotor üzerinde bulunan motorları ve elektronik parçaları taşıyan gövdesi genellikle hafif olması açısından alüminyum, karbon fiber veya ahşap malzemelerden seçilmektedir. Gövde üzerine konulacak motor ve pervaneler seçilirken, verimli bir çalışma için motora uygun pervaneler seçilmelidir. Enerji ihtiyacı için bu uygulamalarda hafif olmaları, anlık yüksek akım vermeleri ve şarj kapasitelerinin fazla olması gibi sebeplerle Lityum polimer (Li-po) piller kullanılır (Yiğit, 2012).

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Elektrikli Quadrotor Parçaları

Quadrotorların birçok uygulamada ve çalışmada tercih edilmesindeki en büyük etken donanımsal olarak basit bir yapıya sahip olmasıdır. Quadrotorlarda temel olarak kullanılan malzemeler aşağıdaki gibidir;

- Şase
- Fırçasız Doğru Akım Motoru (BLDC)
- Pervane
- Elektronik Hız Kontrol Ünitesi (ESC)
- Lityum polimer (Li-po) Batarya
- Uçuş Kontrol Kartları

Quadrotoru oluşturan malzemeler belirlenirken ilk olarak gövde büyüklüğüne karar verilir. Belirlenen gövdeye uygun olacak çap değerinde fırçasız doğru akım motoru seçilir. Motor seçilirken toplam uçuş ağırlığı da göz önünde bulundurulmalıdır. Seçilen motora uygun ölçülerde pervaneler belirlenir. Motora uygun olacak voltaj ve akım değerlerinde ESC ve motor gücünü karşılayacak değerlerde Lityum polimer (Li-po) pil seçilir. Uygulama konusuna bağlı olarak ihtiyaca göre bir uçuş kontrol kartı eklenir.

3.1.1. Şase

Quadrotorun iskeleti olarak bilinen şase, genellikle fiber ve alüminyum malzemelerden üretilmektedir. Şase tercihinde kolların titreşim oluşturmayacak şekilde üretilmiş olmasına dikkat edilmelidir (Kılıç, 2014). Uygulamada Şekil 3.1’de verilen plastik şase kullanılmıştır.



Şekil 3.1. Quadrotor şasesi

3.1.2. Fırçasız doğru akım motoru (BLDC)

Fırçasız doğru akım motorları doğrusal moment/hız ilişkisine sahip ve yüksek verimli olmasının yanında yüksek maliyetli ve kontrol edilmesi zor motorlardır. Fırçasız doğru akım motorlarında anahtarlama işlemleri elektronik olarak gerçekleştirilmektedir. Elektronik anahtarlama işlemi ise ESC olarak bilinen elektronik hız kontrol devreleri ile yapılmaktadır (Merç vd, 2011).

Fırçasız doğru akım motorları outrunner ve inrunner olarak ikiye ayrılır. Inrunner motorlar, rotoru merkezinde sabit sargıları dış kısımda bulunan motorlardır. Outrunner motorlar ise rotoru dış kısımda, sargıları motorun merkezinde olan motorlardır. Mini insansız hava araçlarında genellikle kullanılan fırçasız motorlar outrunner tip motorlardır. Bu motorlar üç fazlı motorlardır.

Mini insansız hava araçlarında fırçasız doğru akım motorlarının kullanılması tercih edilmektedir. Bu motorların diğer motorlara göre bakımının kolay olması, uzun ömürlü olması, elektriksel gürültü oluşturmaması, sessiz çalışması, hızlı çalışması ve yüksek torklara sahip olması tercih edilmesindeki sebeplerden bir kaçıdır. Bu avantajlarının yanında yüksek performans sağlamak için ısınma gibi problemlerinin olması, kompleks kontrol ve pahalı olması dezavantajları olarak sayılabilir.

Uygulamada kullanılan kullanılan Emax XA2212 820KV fırçasız doğru akım motoru Şekil 3.2’de görülmektedir. Motorun teknik özellikleri Çizelge 3.1’de verilmiştir.



Şekil 3.2. Fırçasız doğru akım motoru

Fırçasız doğru akım motoru parametleri olan KV değeri, devir katsayısını ifade eder. Motorun 1V ile bir dakikada çevirebileceği devir sayısını gösteren, yani voltaja göre devir sayısının hesaplanmasını sağlayan bir parametredir. KV değeri 820 olan motor 11.1V ile çalıştırıldığında, motorun dakikadaki devir sayısı $820 \times 11,1 = 9102$ devir/dakika olacaktır. Devir/ dakika yerine RPM (Revolution Per Minute) ifadesi kullanılabilir.

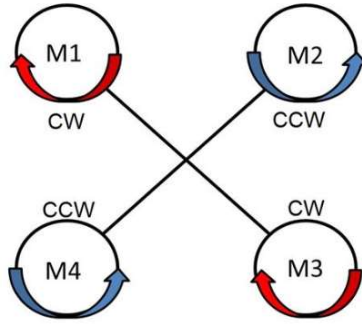
Fırçasız DC motorlar ile kullanılacak pervane seçiminde motorların özelliklerinde verilen ölçülerdeki pervanelerin kullanılması verimi artırmak açısından önemlidir.

Çizelge 3.1. Emax XA2212 BLDC teknik özellikleri

Model	Emax XA2212
Voltaj	7.2-13V
Akım	30 sn için 12A
KV	820
Max Thrust	830 g
Ağırlık	49 g
Çap	27.9 mm
Uzunluk	43.16.5 mm
Mil	3mm x 11.1 mm
Prop. Size	APC 1147

3.1.3. Pervane

Döner bir milin üzerine yerleştirilen, iki ya da daha fazla palden oluşan; hızın etkisiyle itme veya çekme kuvveti sağlayan döner kanatlara pervane denir. Quadrotorlarda genellikle iki palden oluşan, saat yönünde dönen (clockwise) ve saat yönü tersine dönen (counter clockwise) 2 tip pervane kullanılır.



Şekil 3.3. Quadrotor pervane dönüş yönleri

Quadrotor'un gövde üzerinde oluşturduğu anti tork etkisini yok etmek için 2 farklı dönüş yönüne sahip pervane kullanılır. Pervanelerin seçimi, kullanılacak motorun teknik verilerinde belirtilen ölçülerde yapılmalıdır. Belirtilen ölçüler dışında pervane kullanılması motorun fazla akım çekmesiyle ESC'nin zarar görmesine sebep olabilir.

Tez çalışmada kullanılan pervane Şekil 3.4'de bulunan GemFan 8045C karbon katkılı plastik drone pervanesidir.



Şekil 3.4 GemFan 8045C pervane

Pervanelerin isimlendirilmesi boy ve adım (pitch) açılarına göre yapılmaktadır. 8045 olarak isimlendirilen bir pervanede, pervane boyu 8 inch (80) ve pervane pitch açısı 4.5 inch demektir. Pitch açısı, pervanenin 360 derece dönüş yaptığında quadrotorun ilerleme yaptığı mesafeyi gösteren değerdir. Pitch açısı yükek olan pervaneler yavaş süratlenip hızlı uçuş sağlarken, küçük olan pervaneler ise çabuk hızlanıp yavaş uçuş sağlarlar.

Pervaneler, ahşap, fiberglas, plastik, karbon fiber, naylon ve metal gibi malzemelerden üretilmektedir. En iyi performansı sağlayan ahşap, karbon fiber ve fiberglas pervaneler profesyonel sistemler için uygundur. Plastik ve naylon pervaneler ise ucuz, esnek ve titreşime neden olmaktadır.

Pervane balansı quadrotorun uçuş performansı için oldukça önem taşımaktadır. Balansı iyi yapılmayan pervane yüksek oranda titreşim oluşturur. Titreşimden kaynaklı oluşan gürültüler dengesiz uçuşa neden olur. Pervane balansı için bazı test düzenekleri kurularak pervane balansı kontrol edilir. En basit balans ölçüm testi, pervanenin orta noktasından geçirilen bir çubuğun iki tarafı sabitlenir ve pervane çubuk üzerinde döndürülerek yapılır. Şekil 3.5’de pervane balansı test düzeneği verilmiştir. Eğer pervane yüzeye paralel olarak dengede kalabiliyorsa pervane balanslı demektir. Ancak pervane pallerinden biri bir tarafa yatma eğilimi gösterirse, o pal pervanenin ağır olan kısmıdır ve balansı bozuk demektir. Bu durumda ağır olan pal zımparalanarak ya da hafif olan pal üzerine bant yapıştırılarak parvanenin yüzeye paralel bir şekilde dengede kalması sağlanır.



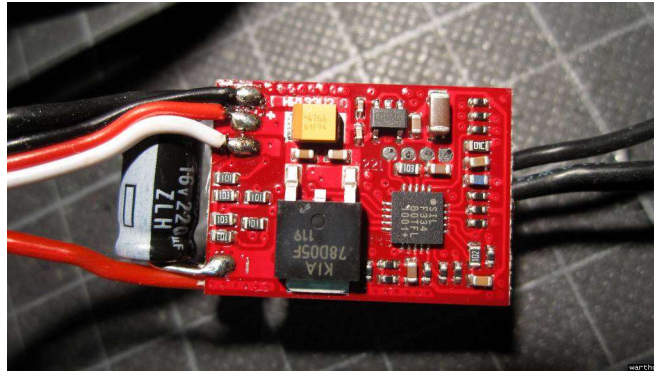
Şekil 3.5. Pervane balansı test düzeneği

Balansı bozuk pervanelerin sistem üzerinde bir çok olumsuz etkisi vardır. Çok fazla titreşim oluşturur ve bu titreşimle motor yataklarına ve şaftına zarar verir. Motor gücünün azalmasına neden olur. Sistem üzerinde bulunan sensörlerin yanlış ölçüm yapmasına neden olarak dengesiz uçuş yapılmasına sebebiyet verir.

3.1.4. Elektronik hız kontrol ünitesi (ESC)

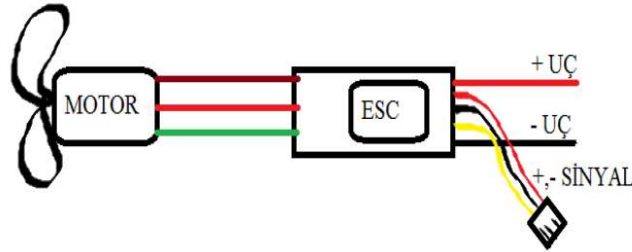
Elektronik hız kontrol devresi, uçuş kontrol kartı tarafından girişine uygulanan PWM sinyali ile fırçasız doğru akım motorlarının kontrol edilmesini sağlar. Üzerinde bulunan mikrodenetleyiciler ile kontrol işlemini gerçekleştirir. Ayrıca üzerlerinde bulunan yüksek güçlü mosfetler ve çeşitli güç elektroniği elemanları ile motorun çekebileceği ani yüksek akımlara karşı dayanıklı olmalıdır (Merç vd., 2011). ESC'ler motora uygun gerilim ve akım değerinde olmalıdır. Kullanılacak motorun çekebileceği maksimum akım değerine göre ESC seçimi yapılmalıdır. ESC akım değerinin motorun çekebileceği maksimum akım değerinden fazla seçilmesi ESC'nin ısınmasını engeller.

ESC, pilden aldığı DC (Doğru Akım) gerilimini üç fazlı AC (Alternatif Akım) gerilime çevirerek ve uçuş kontrol kartından gönderilen PWM sinyallerinin doluluk oranlarına göre motor devrini ayarlayarak motoru sürer. ESC'de motor fazlarına bağlantı sağlayan 3 adet kablo bulunmaktadır. ESC, motora bağlanan üç faz üzerinden, uygun sıra ve zamanlamayla motor fazlarına aktardığı sinyaller ile motorun istenilen hızlarda dönme hareketini gerçekleştirir (Önkol, 2010). Bu 3 kablo üzerinden, iki tanesi besleme yaparken üçüncü kablo üzerinden zıt elektromotor kuvveti (Back EMF) ile geri besleme alınır. Şekil 3.6'da verilen ESC tez çalışmasında kullanılmıştır.



Şekil 3.6. Elektronik hız kontrolcü (ESC)

Quadrotorlarda fırçasız doğru akım motorlarını sürmek için kullanılan ESC'lerin girişinde Şekil 3.7'de de görüldüğü gibi 2 güç kablosu, çıkışında ise 3 motor kablosu ve 3 BEC (Battery Eliminator Circuit) kablosu bulunmaktadır. Girişte bulunan 2 kablodan kırmızı olan + (voltaj), siyah olan kablo ise – (ground) olmak üzere pile bağlanır. Çıkıştaki 3 kablo motor fazlarına bağlanır ve herhangi iki kablonun yeri değiştirilerek motor dönüş yönü ayarlanır. 3 BEC kablosundan ise kırmızı ve siyah olan 5V regülatör devre çıkışıdır. 5V gerilim seviyesinde başka bağlantılar yapılması gerekirse bu kablolar kullanılabilir. 3 BEC kablosundan 5V gerilim ve ground uçları dışında diğer sarı uç ise ESC sinyal kablosudur. Bu sinyal kablosu ile mikrodenetleyiciden ESC'ye motor hızını ayarlayan PWM sinyalleri gönderilmektedir.



Şekil 3.7. ESC kablo bağlantı diyagramı

3.1.5. Lityum polimer (Li-po) batarya

Quadrotorlarda enerji ihtiyacı, ani yüksek akımlara dayanıklı olan Li-po (lityum polimer) piller ile sağlanmaktadır (Merç vd., 2011). Lityum polimer piller, hafif ve yüksek elektriksel kapasiteye sahip olmalarından dolayı insansız hava aracında tercih edilmektedir (Önkol, 2010).

Lityum polimer bataryaların parametrelerinde yer alan “S” ifadesi kaç tane hücrenin seri bağlandığını gösterir. 3S yazan bir bataryada 3 hücre seri bağlı demektir. Hücre başına 3.7V gerilim değeri olarak hesaplanmaktadır. Bu durumda 3S batarya $3.7 \times 3 = 11.1V$ gerilim değerine sahiptir. Enerji depolama kapasiteleri ise mAh (mili amper saat) olarak ifade edilir. mAh değeri bataryanın 1 saatte vereceği akım değerini gösterir. 1300 mAh değerinde batarya saatte 1300 mAh (mili amper) vermektir yani 1.3A akım verebilme kapasitesine sahip demektir. Diğer bir parametre ise “C” değeridir. Li-po bataryaların özelliklerinde yer alan

“C” değeri deşarj katsayısını yani pilin elektrik yük kapasitesini ne kadar hızlı boşaltabileceğini gösterir. 1300mAh ve 25C değerine sahip bir batarya için $1300 \times 25 = 32500\text{mA}$ yani saate 32.5A akım verebiliyor demektir.

Uygulamalarda Li-po bataryalar motorların çekeceği akım değerine uygun olarak seçilmelidir. Uygun olmayan batarya kullanımı hem bataryaların şişmesine hem de kullanım ömrünün azalmasına neden olmaktadır. Tez çalışmasında Şekil 3.8’de gösterilen 3S 11.1V 1300mAh 25C Lityum polimer pil (Li-po) kullanılmıştır.



Şekil 3.8. Lityum polimer (Li-po) batarya

3.1.6. Uçuş kontrol kartları

Uçuş kontrol kartları, quadrotorlarda sistem kontrolünü sağlar. Üzerinde bulunan ivmeölçer, jiroskop, manyetometre, GPS ve barometre gibi sensörlerden gerekli verileri alarak, bu verilere göre ESC’ye motor hızını ayarlaması için uygun PWM sinyallerinin gönderilmesini sağlar. Yani stabil bir uçuş için motorların dönüş hızlarını kontrol eden bir karttır. Uçuş kontrol kartları genel olarak yüksek maliyetli kartlardır ve uygulamanın ihtiyacına göre belirlenir. Şekil 3.9 ve Şekil 3.10’da örnek uçuş kontrol kartları verilmiştir.



Şekil 3.9. APM2.6 ArduPilot Mega2.6



Şekil 3.10. EMAX F4 Magnum Aio Fpv Stack

Tez çalışmasında uygun maliyetli Şekil 3.11’de görülen Arduino Uno bordu kullanılmıştır. Uygulamada algılayıcı birimlerden veri toplamak ve motoru belli bir hız da döndürmek amaçlandığı için sistem üzerinde bir uçuş kartı kullanılmasının yerine uygun maliyetli bu ürün tercih edilmiştir.



Şekil 3.11. Arduino Uno bordu

Arduino, üzerinde bulunan mikroişlemcisi Arduino’nun kendine ait programlama dili ile Arduino IDE ortamında programlanır ve karta yüklenir. Kullanımı esnek ve kolaydır. Arduino’nun açık kaynaklı bir donanıma ve yazılıma sahip olması ile uygulamalarda kolaylık ve rahatlık sağlar. Çizelge 3.2’de Arduino Uno bordunun teknik özellikleri verilmiştir.

Çizelge 3.2. Arduino Uno bordu teknik özellikleri

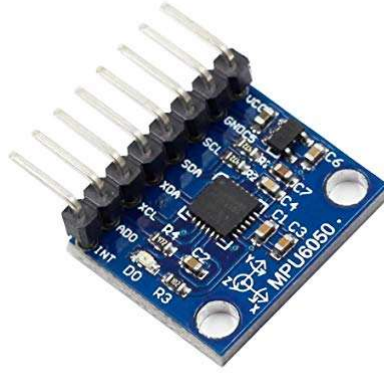
Mikrodenetleyici	Atmega328
Çalışma Gerilimi	5V
Besleme Gerilimi (Önerilen)	7-12V
Besleme Gerilimi (Limitler)	6-20V
Digital I/O Pinleri	14 adet (6 adet PWM)
Analog Giriş Pinleri	6
Çıkış Akımı (Pin Başına)	40mA
Çıkış Akımı (3.3V)	50mA
Çalışma Frekansı	16MHz

3.2. Ataletsel Ölçüm Birimleri (IMU)

Quadrotorların havada sabit kalabilmesi ve düzgün manevralar yapabilmesi için, çeşitli sensörlere ihtiyacı vardır. Kullanılan başlıca sensörler jiroskop ve ivmeölçerdir. Bunların dışında manyetometre, barometrik basınç sensörü ve ultrasonic mesafe ölçüm sensörleri de quadrotorlarda kullanılmaktadır (Merç vd., 2011).

İnsansız hava araçlarında hareketin, yönünü, değişimini ve çeşidini ölçmek için ataletsel ölçme birimleri kullanılmaktadır. IMU (Inertial Measurement Unit) olarak bilinen ataletsel ölçme birimleri 3 eksenli aygılayıcıların (ivmeölçer, jiroskop, manyetometre vb.) birleşmesiyle olan bir yapıdır. Hava araçlarının en temel elektronik ekipmanı olan IMU'lar hava araçlarının stabil ve sağlıklı bir uçuş yapması için gereklidir.

Uygulamada TDK InvenSense firmasının atalet ölçme birimi olan MPU6050 sensör modülü kullanmıştır. MPU6050'de 3 eksenli İvme ve 3 eksenli Gyro bulunmaktadır. MPU6050 ise 3 eksenli 2 ayrı algılayıcı bulundurmasıyla serbestlik derecesi 6 olan bir sensör modülüdür. Şekil 3.12'de MPU6050 algılayıcı birimi ve Çizelge 3.3'te ise teknik özellikleri verilmiştir.



Şekil 3.12. MPU6050 6 eksen algılayıcı birimi

Çizelge 3.3. MPU6050 6 eksen algılayıcı birim teknik özellikleri

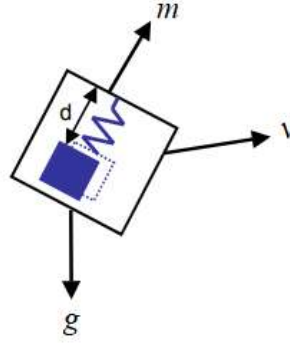
Çalışma Voltajı	3-5 V
İletişim Modu	I2C
Gyro Aralığı	$\pm 250, \pm 500, \pm 1000, \pm 2000$ dps
İvme Aralığı	$\pm 2g, \pm 4g, \pm 8g, \pm 16g$
Boyutu	15.6 mm * 20.3 mm

MPU6050 her ekseninde 16 bitlik çözünürlükle çıkış verebilmektedir. Bu hassasiyet ile gürültülü ve hızlı bir şekilde hareketlerin gerçekleştiği ortamlarda hızlı cevap verebilmektedir. Uygulamada I2C seri haberleşmesi ile sensörden istenilen veriler alınmaktadır.

3.2.1. İvmeölçer

Mini insansız hava araçları üzerine yerleştirilen ivmeölçer (accelerometer) 3 eksenindeki konum bilgileri için üzerine düşen statik (yer çekimi) ve dinamik (aniden hızlanma veya durma) ivmeyi ölçer. Sensörden ölçülen bu değer yer çekimi g (gees) veya m/s^2 şeklinde ifade edilebilir. Uzayda veya herhangi bir çekim alanı olmayan ve hareketsiz durumdaki sensör üzerine 1g yer çekimi kuvveti etki eder. 1g yaklaşık olarak $9.8 m/s^2$ olmaktadır. Bu değer dünya üzerinde bulunduğu konuma göre farklılık gösterebilir (Çiçekdemir vd., 2012).

İvmeölçer yapısı, bir kutu içinde yay sistemi ve askıda kalmış bir kütle olarak düşünülebilir (Luinge, 2002).



Şekil 3.13. İvmeölçer modeli

Şekil 3.13’de basit bir ivmeölçer modeli verilmiştir. İvmeölçer modeli, Hooke Yasası ve Newton’un 2. yasasına dayanmaktadır. Hooke Yasasına göre kütle üzerindeki kuvvet $F=kx$ ’dir. Newton’un 2. yasasına göre ise kütle üzerindeki kuvvet $F=ma$ ’dır. Bu iki kuvvetin birbirine eşit olması sonucu ise kütlenin ivmesi ile yayın uzama miktarı doğru orantılı olduğunu göstermektedir. İvmeölçer, yayın uzama miktarını yapısındaki çeşitli algılayıcılar ile elde eder ve ivme bilgisine ulaşılır. Bu modeldeki yayın değişim miktarı, doğrusal ivme ve yer çekimi ivmesinin m gibi bir birim vektörle çarpımından Eşitlik 3.1 elde edilir.

$$y_{\alpha} = k_{\alpha} (v - g) m + b_{\alpha} \quad (3.1)$$

y_{α} : ölçülen elektriksel sinyal değeri

k : ölçekleme sabiti

v : doğrusal ivme

g : yer çekimi ivmesi

m : birim vektör

b : sapma değeri

İvmeölçer durağan durumda yüzeye paralel olarak yerleştirildiğinde x , y ve z eksenlerinde sırasıyla $0g$, $0g$ ve $1g$ değerlerini gösterecektir. Bu değerlerden farklı değerler okunduğu zaman bunlar sapma değeri olarak ifade edilir (Urmat, 2015). Hareket ettiğinde ise hareket yönüne göre ölçülen ivme değişir. İdeal bir ivmeölçer, anlık doğrusal

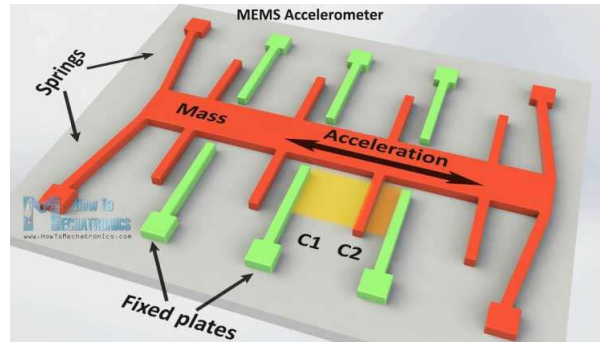
ivmelenmenin yanında yerçekimi ivmesini, sapma ve gürültü değerlerini de içermektedir (Alam vd., 2014). İvmeölçer çıkışından alınan ivme değeri sayısal olarak Eşitlik 3.2 olarak ifade edilir.

$$\alpha = v - g + b_{\alpha} + n_{\alpha} \quad (3.2)$$

α : ivme

n : gürültü

Çoğu MEMS ivmeölçer kapasitif algılama ilkesini kullanır. Şekil 3.14’de iç yapısı verilen MEMS ivmeölçer, hareketli merkez kütle ve mekanik sönümleyiciyle ana gövdeye tutturulmuş plakalardan oluşur. Hareketli plakalar (merkez kütle parçası) ve dıştaki sabit plakalar diferansiyel kapasitörleri oluşturur. Uygulanan kuvvetle merkez kütle sapar ve bu sapma kapasitans değişimiyle ölçülür. MEMS ivmeölçerler; küçük boyutlu, hafif ve ucuz olmaları açısından bir çok uygulamada tercih edilmektedir.



Şekil 3.14. MEMS ivmeölçer iç yapısı

Ölçü skalası $\pm 1g$, $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 6g$ gibi değerler ile ifade edilen ivmeölçerlerin, tek, iki ve üç eksendeki modelleri bulunmaktadır. Algılayıcıdan alınan ivme verileri, yer çekimi değeri g ile karşılaştırılarak açısal konum belirlenmesinde kullanılmaktadır. İvmeölçer, bir çok navigasyon sistemlerinde kullanılmasının yanında titreşim ölçümlerinde de kullanılarak titreşimin istenilen aralıkta olup olmadığını kontrol eder.

3.2.2. Jiroskop

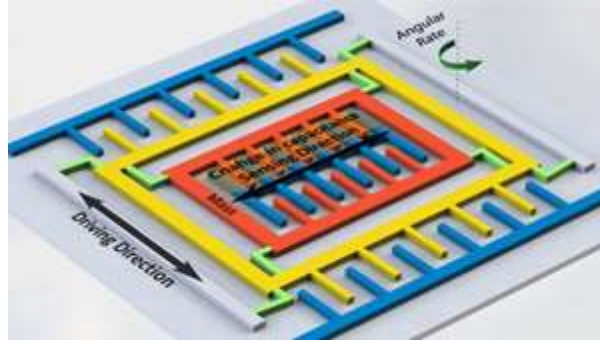
Jiroskop, açısal hızı ölçerek bir eksen etrafındaki hareketi ifade eder. Ölçüm birimi C/s (derece/saniye) olarak ifade edilir. Yön tahmini ve ayarlamasında kullanılır. Açısal dengenin korunması ilkesiyle çalışmaktadır. Uçak ve gemilerde yaygın olarak yön bulmak için kullanılmaktadır.

Jiroskop çalışma prensibi, Şekil 3.15'te de görüldüğü gibi bir tekerleğin dik bir şekilde bir çubuğa bağlanarak dönmesi sonucu bırakıldığı konuma gelmesidir. Tekerleğin etrafında bulunan çembere dik açıyla kenetlenmiş başka bir çember daha bulunmaktadır. Dönen tekerlek döndüğü yönde kalmak ister ve yönün değişimine karşı bir direnç gösterir. Bu durumda jiroskop sürekli olarak bırakıldığı konumda hareket edecektir ve cihazın konumu hakkında bilgi verecektir.



Şekil 3.15. Jiroskop modeli

Şekil 3.16'da iç yapısı gösterilen MEMS jiroskoplar, mikron büyüklükte mekanik ve elektronik devreleri içeren cihazlardır. MEMS jiroskoplar aynı zamanda titreşimli jiroskoplar olarak da bilinmektedir. Algılayıcı boyutlarının küçük, hafif, ucuz olmaları ve yüksek hassasiyette olmaları açısından diğer jiroskoplara göre tercih sebebidir. Kütle veya kütlelerin titreşimi ilkesine göre ölçüm yaparlar. Kütle hareketlerinin etkisi Coriolis etkisi olarak ifade edilmektedir.



Şekil 3.16. MEMS jiroskop iç yapısı

Eğer bir kutu içindeki kütle, bulunduğu düzleme dik ve açısal hız yönünde hareket ederse, titreşen kütle üzerine etki eden bir kuvvet oluşur. Oluşan bu kuvvet hem doğrusal hareket eksenine hem de açısal hız eksenine diktir. Coriolis kuvveti Eşitlik 3.3'deki gibi ifade edilebilir.

$$F = 2m\mathbf{v}\omega \quad (3.3)$$

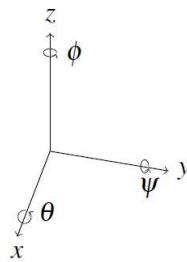
F : coriolis kuvveti

m : kütle

v : kütle hızı

ω : açısal hız

Ölçü skalası $\pm 250, \pm 500, \pm 1000, \pm 2000$ dps gibi değerler ile ifade edilen jiroskopların tek, iki ve üç eksenindeki modelleri bulunmaktadır. Algılayıcıdan okunan değerler, birbirine dik x ekseninde yuvarlama (roll), y ekseninde yunuslama (pitch) ve z ekseninde sapma (yaw) olarak konumsal açı değişimlerini vermektedir (Urmat, 2015).



Şekil 3.17. Açısal hız eksenleri

Jiroskop açısal hız hesaplamaları sapma ve gürültüleri de içerir. Jiroskop çıkışından alınan açısal hız Eşitlik 3.4 ile modellenebilir (Alam vd., 2014).

$$\omega^b = \omega + b + n \quad (3.4)$$

ω : açısal hız

b : sapma değeri

n : gürültü

Jiroskop sapma değeri, herhangi bir dönme hareketi yoksa algılayıcıdan okunan değerlerin ideal çıkış değerinden farkı olarak ifade edilir.

3.3. Oryantasyon Gösterimleri

Bir cismin bir noktası sabit iken yaptığı yer değiştirme hareketi dönme olarak ifade edilir. Yönelme ise cismin bir koordinat eksen düzleminde anlık dönme konfigürasyonu olarak tanımlanmaktadır. Geçmişten günümüze yapılan çalışmalarda oryantasyon tanımlanmasında bir çok yöntem kullanılmıştır. Bu yöntemlerden en çok kullanılanlar, dönme matrisi, Euler açıları ve kuaterniyonlardır (Sağlamer, 2008).

Bir cismin uzaydaki yönelimi, algılayıcı birimler (ivmeölçer, jiroskop, manyetometre) kullanılarak bulunabilir. Üç eksenle ivmeölçer ile cismin yönelimindeki ivmelenme, üç eksenle jiroskop ile açısal hızı ve üç eksenle manyetometre ile Dünya'nın manyetik alanı bilgileri ile yönelim hesabı yapılır (Urmat, 2015). Jiroskoplar yüksek seviyedeki gürültülerden dolayı hatalı ölçümler verir. İvmeölçerler, yer çekimine bağlı ölçüm yaptığı için üzerindeki statik ve dinamik bozulmalardan dolayı yanlış çıkışlar verir. Manyetometre ise etrafındaki manyetik gürültülerden ve ferromanyetik malzemelerden dolayı hatalı çıkışlar vermektedir. Bu üç algılayıcı birimin bir arada kullanılması ile bu hatalar giderilebilmektedir.

Jiroskop ile elde edilen yönelim kestirimindeki hatalar ivmeölçer ve manyetometre kullanılarak giderilir. Jiroskopların sabit duran cisimde dahi küçükte olsa hesapladığı açısal hızlar sapmalara neden olmaktadır. Bu şekilde jiroskop ile hesaplanan açılar yavaş yavaş

kayar. Bu sapmaları engellemek için bazı filtreler kullanılmaktadır. Bu filtreler ile jiroskop üzerinden alınan veriler ivmeölçer ile düzeltilir. Bu şekilde jiroskop sapmaları engellenmiş olur. Ancak ivmeölçer, pitch ve roll açılarını hesaplayabilir ve yaw eksenine referans olamaz. Yaw eksenine referans olabilecek algılayıcı manyetometredir. Bu sebeple farklı algoritmalar ve filtrelerle jiroskop üzerinden alınan açısal hız değişimleri, pitch ve roll eksenlerinde ivmeölçer, yaw ekseninde ise manyetometre ile düzeltilerek oryantasyon hesaplanır.

3.3.1. Dönme matrisi

Bir cismin pozisyonunun ve yönünün tanımlanması için bir koordinat sisteminin başka bir koordinat sistemine göre tanımlanması gerekmektedir.

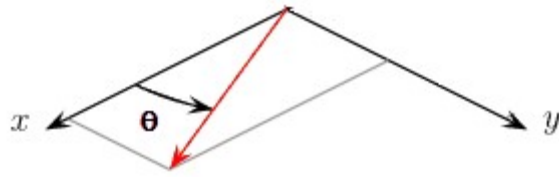
2 boyutta x_a , y_a koordinat düzlemi içinde yer alan noktaları koordinat sisteminde Şekil 3.18'deki gibi orijin etrafında bir θ açısı kadar saat yönü tersine döndürmek için Eşitlik 3.5'deki 2x2 matris kullanılır. Döndürme sonrasında oluşan yeni koordinat x_b , y_b eksenleridir.

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

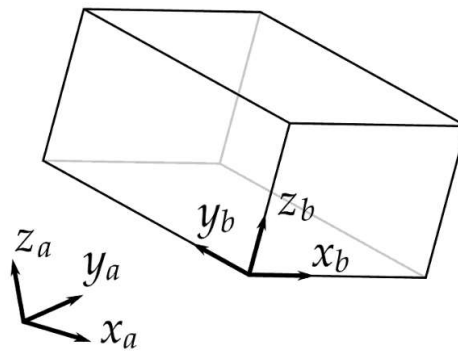
$$x_b = x_a \cos\theta - y_a \sin\theta \quad (3.7)$$

$$y_b = x_a \sin\theta + y_a \cos\theta \quad (3.8)$$



Şekil 3.18. 2 boyutta orijin etrafında θ açısı kadar dönme

Benzer şekilde 3 boyutta bir cismin dönme işleminde dönme matrisinin kullanılması aşağıdaki gibi açıklanabilir.



Şekil 3.19. Koordinat düzlemi

Şekil 3.19'de verilen x_b, y_b, z_b koordinat düzelemini cismin gövde çerçevesi, x_a, y_a, z_a koordinat düzelemini referans çerçeve olarak kabul edersek, cismin koordinat çerçevesinin yönelimi referans koordinat çerçevesine göre ifade edilirken açı ve eksen ifadelerinin yer aldığı dönme matrisleri kullanılır. Gövde çerçeve ve referans çerçeve koordinat düzlemleri uzayda aynı konumu gösteren çakışmış düzlemler olsun. Cismi z eksenini etrafında α açısı kadar döndürülmesiyle yeni x ve y eksenleri oluşur. Cismin yeni oluşan y eksenini etrafında γ açısı kadar döndürülmesinden sonra yeniden oluşan x eksenini etrafında da β açısı kadar döndürülmesiyle $R_{z,y,x}(\alpha,\gamma,\beta)$ şeklinde bir yönelim oluşur (Enginer, 2007).

Cismin yöneliminde kullanılan α, γ ve β açıları Euler açıları olarak ifade edilir. Euler açılarının döndürme sırasında belirli bir kuralı yoktur. Burada cisim havacılık ve uzay alanlarında en çok kullanılan sırasıyla z, y ve x eksenlerinde negatif açıyla (saat yönü tersine) döndürülmüştür. Bütün dönme hareketleri hareket eden çerçeve etrafında gerçekleştiği için

z, y ve x eksenlerindeki dönüşler ayrı ayrı sırasıyla 3x3 matrislerle aşağıdaki Eşitlik 3.9, 3.10 ve 3.11'deki gibi ifade edilir.

$$R_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$$R_y(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & \sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$R_x(\beta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & -\sin \beta \\ 0 & \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Cismin 3 boyutlu uzayda son yönelimini ifade etmek için bu üç dönme matrisi çarpılır. Bu durumda gövde çerçeve koordinat düzleminin (x_b, y_b, z_b) referans çerçeve koordinat düzlemine (x_a, y_a, z_a) göre olan dönmesi x, y, z eksenlerindeki 3x3 dönme matrislerinin çarpılması ile ifade edilir. Cismin 3x3 boyutundaki yönelim matrisi Eşitlik 3.13'deki gibidir.

$$R_{ab} = R_z(\alpha)R_y(\gamma)R_x(\beta) \quad (3.12)$$

$$R_{ab} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \gamma & \cos \alpha \sin \gamma \sin \beta - \sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha \sin \gamma \cos \beta + \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \gamma & \sin \alpha \sin \gamma \sin \beta + \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha \sin \gamma \cos \beta - \cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \gamma & \cos \gamma \sin \beta & \cos \gamma \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

R_{ab} matrisi 3x3 boyutunda ortogonal bir matristir. Bu matrisin tersi ve devriği Eşitlik 3.14 ve 3.15'de görüldüğü gibi birbirine eşittir.

$$\det R = \pm 1 \quad (3.14)$$

$$\mathbf{R}^{-1} = \mathbf{R}^T \quad (3.15)$$

Eşitlik 3.16'daki 3x3 boyutundaki matris ile dönme matrisinin elemanları bulunarak Eşitlik 3.17, 3.18 ve 3.19'da verilen Euler açılarına dönüşüm yapılır (Salabaugh, 1999).

$$R_{ab} = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

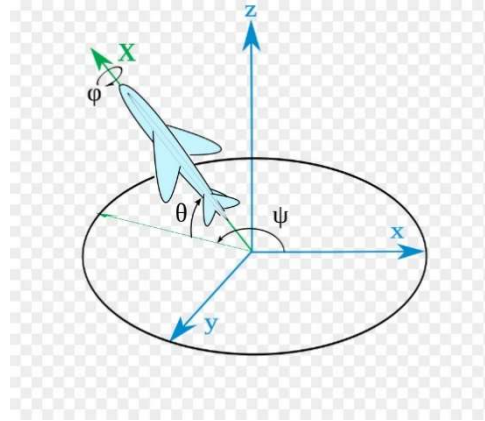
$$\alpha = \arctan(R_{21}, R_{11}) \quad (3.17)$$

$$\gamma = -\arcsin(R_{31}) \quad (3.18)$$

$$\beta = \arctan(R_{32}, R_{33}) \quad (3.19)$$

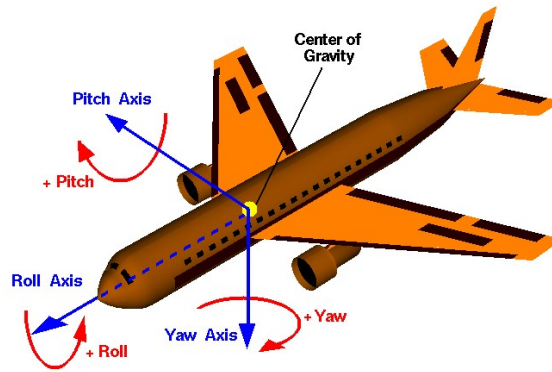
3.3.2. Euler açıları

Bir cismin dönüşü, Euler teoremine göre tek bir eksen etrafında tek bir dönüş olarak tanımlanmaktadır. Her ekseninde yapılan dönüşler Şekil 3.20'de gösterildiği gibi belli açılar ile ifade edilmektedir. Tam bir yönelim tahmini için eksenler etrafındaki dönmeler belli bir sıra ile uygulanmalıdır. Eksenler etrafındaki bu dönme sırası için kesin bir kural yoktur. x, y, z eksenlerinde 12 farklı (xyz, xzy, xyx, xzx, yzx, yxz, yzy, yxy, zxy, zyx, zxz, zyz) sıralama ile yönelim tahmini yapılabilmektedir. Havacılık ve uzayda en çok kullanılan sıralama zyx eksenlerinde yapılan dönmedir. Euler açıları kolay ifade edilebilir bir gösterim olmasına rağmen dönme hareketlerinde oluşan sürekliliği bozan tekil noktalar, oryantasyon hesaplamalarında problemlere sebep olmaktadır.



Şekil 3.20. Euler dönme açıları

Hava araçlarında sıklıkla Şekil 3.21’de de görülen Euler açılarının özelleşmiş bir versiyonu olan Roll, Pitch, Yaw açıları kullanılmaktadır.



Şekil 3.21. Hava araçlarında Euler açıları

3.3.3. Kuaterniyon gösterimi

Kuaterniyonlar, 1843 tarihinde İrlandalı matematikçi William Rowan Hamilton tarafından iki boyutlu karmaşık sayılar kavramının üç boyutta genişletilmesi çalışmaları sonucu bulunmuştur (Urmat, 2015).

Kuaterniyonlar, $q \in H$ tanımlı 4 boyutlu bir vektördür. Bir kuaterniyon vektörü, $w \in R$ skaler ve $\mathbf{v} = (x, y, z) \in R^3$ vektör kısımdan oluşur (Dam vd., 1998). Vektör, dönme eksenidir ve bu eksen etrafındaki dönme açısı ise skalerin büyüklüğü kadardır.

$$q = [w, \mathbf{v}] \quad , \quad w \in \mathbb{R}, \mathbf{v} \in \mathbb{R}^3 \quad (3.20)$$

$$q = [w, (x, y, z)] \quad , \quad w, x, y, z \in \mathbb{R} \quad (3.21)$$

$$q = [w + ix + jy + kz] \quad , \quad w, x, y, z \in \mathbb{R} \quad (3.22)$$

$$q = [qw, qx, qy, qz] \quad , \quad qw \in \mathbb{R}, qx, qy, qz \in \mathbb{C} \quad (3.23)$$

Kuaterniyoların vektör kısmında bulunan sanal kısımların çarpım sonuçları Eşitlik 3.24 - 3.27'de verilmiştir (Karamancıoğlu, 2019).

$$i^2 = j^2 = k^2 = ijk = -1 \quad (3.24)$$

$$ij = k \quad , \quad ji = -k \quad (3.25)$$

$$jk = i \quad , \quad kj = -i \quad (3.26)$$

$$ki = j \quad , \quad ik = -j \quad (3.27)$$

$q = [w + ix + jy + kz]$ olarak tanımlanan bir kuaterniyonun eşleniği q_{conj} olarak tanımlanırsa; $q_{\text{conj}} = [w - ix - jy - kz]$ şeklinde ifade edilir.

Kuaterniyon gösterimi ile oryantasyon hesabında, öncelikle dönme açıları kuaterniyon elemanları ile ifade edilir. Dönme açıları sırasıyla Roll için “ φ ”, Pitch için “ θ ” ve Yaw “ ψ ” olarak tanımlanırsa Eşitlik 3.34 – 3.37'deki kuaterniyon değerleri elde edilir.

$$c1 = \cos (\theta / 2) \quad (3.28)$$

$$c2 = \cos (\varphi / 2) \quad (3.29)$$

$$c3 = \cos (\psi / 2) \quad (3.30)$$

$$s1 = \sin (\theta / 2) \quad (3.31)$$

$$s_2 = \sin(\varphi / 2) \quad (3.32)$$

$$s_3 = \sin(\psi / 2) \quad (3.33)$$

$$q_w = [(c_1 * c_2) * c_3] - [(s_1 * s_2) * s_3] \quad (3.34)$$

$$q_x = [(c_1 * s_2) * c_3] + [(s_1 * c_2) * s_3] \quad (3.35)$$

$$q_y = [(s_1 * c_2) * c_3] - [(c_1 * s_2) * s_3] \quad (3.36)$$

$$q_z = [(c_1 * c_2) * s_3] - [(s_1 * s_2) * c_3] \quad (3.37)$$

Kuaterniyonlarda çarpma işlemi için $q_a, q_b \in H$ olarak Eşitlik 3.38'de verilen iki kuaterniyon tanımlanmıştır.

$$q_a = [q_{aW}, q_{aX}, q_{aY}, q_{aZ}], \quad q_b = [q_{bW}, q_{bX}, q_{bY}, q_{bZ}] \quad (3.38)$$

$$q_{abW} = q_{aW} * q_{bW} - q_{aX} * q_{bX} - q_{aY} * q_{bY} - q_{aZ} * q_{bZ} \quad (3.39)$$

$$q_{abX} = q_{aX} * q_{bW} + q_{aW} * q_{bX} + q_{aZ} * q_{bY} - q_{aY} * q_{bZ} \quad (3.40)$$

$$q_{abY} = q_{aY} * q_{bW} - q_{aZ} * q_{bX} + q_{aW} * q_{bY} + q_{aX} * q_{bZ} \quad (3.41)$$

$$q_{abZ} = q_{aZ} * q_{bW} + q_{aY} * q_{bX} - q_{aX} * q_{bY} + q_{aW} * q_{bZ} \quad (3.42)$$

Kuaterniyon çarpımları sonucu oluşan yeni kuaterniyon değeri Eşitlik 3.43'de verilmiştir.

$$q_{ab} = [q_{abW}, q_{abX}, q_{abY}, q_{abZ}] \quad (3.43)$$

Bir cismin oryantasyon hesabında her bir dönüşün kuaterniyon değeri bir önceki kuaterniyon değeri ile çarpılarak kümülatif kuaterniyon değerleri Eşitlik 3.45'deki gibi hesaplanır. Üç boyutlu ekseninde i tane nokta ile ifade edilen bir prizmanın ilk konumu p_i ise

cismin t kez dönüşü sonundaki konumu Eşitlik 3.46'da verilen p_i' olarak ifade edilir. Eşitlik 3.44 ile gösterilen q_0 ise herhangi bir dönme hareketi yapmayan cismin ilk kuaterniyon değeridir.

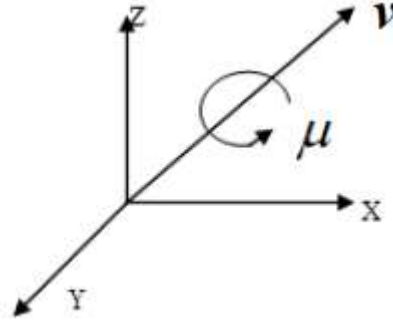
$$q_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (3.44)$$

$$\begin{aligned} q_{n1} &= q_1 q_0 \\ q_{n2} &= q_2 q_{n1} \\ &\vdots \\ q_{nt} &= q_t q_{n(t-1)} \end{aligned} \quad (3.45)$$

$$p_i' = q_{nt} p_i q_{nt(\text{conj})} \quad (3.46)$$

Dönme birim vektörü ve açısı verilen kuaterniyonun matematiksel gösterimi ise Eşitlik 3.47'deki gibidir.

$$q = \cos(\mu/2) + \mathbf{v} \sin(\mu/2) \quad (3.47)$$



Şekil 3.22. Kuaterniyon birim vektör ve dönüş açısı

3.3.4. Oryantasyon hesabında kuaterniyon ve euler açıları farkı

Oryantasyon hesabında kullanılan Euler açıları ve kuaterniyonların birbirine göre üstün ve eksik yanları bulunmaktadır. Euler açıları, x, y ve z eksenlerinin her biri etrafındaki dönme açıları olarak bularak oryantasyon hesabı yaparken; kuaterniyonlar, tanımlı bir eksen etrafında bir açıyla yönelim hesaplar.

Euler açıları ile oryantasyon hesabında dönme açıları, tanımlı koordinat sistemindeki eksenlere belirli sırasıyla uygulanması gerekir. Kuaterniyonlarda oryantasyon hesabı, koordinat sistemindeki bir birim vektör etrafında yapılır.

Euler açıları ile hesaplanan 3 boyutlu yönelimde eğer dönüşümler sonucu eksenler üst üste gelirse serbestlik derecesi kaybı yaşanır. Bu duruma “Gimbal Lock” denir. Bu durum y eksenindeki dönme açısı (pitch açısı) $\pm 90^\circ$ olduğu zaman meydana gelir. Kuaterniyonlarda eksenlerdeki serbestlik derecesi kaybı görülmez.

Kuaterniyonların karmaşık bir yapıya sahip olması, açıların fiziksel olarak görülmesinin zor olması ve normalizasyon yapılması gibi dezavantajlara vardır. Euler açıları ise kuaterniyonlara göre matris eşitlikleri sıkça kullanılan ve daha iyi bilinen bir oryantasyon gösterimidir.

3.4. Deney Düzenekleri

Yapılan çalışmada quadrotor şasesi üzerine; bir adet motor, ESC, Lipo-pil, Arduino Uno bordu ve MPU6050 IMU yerleştirilmiştir. Dört farklı deney düzeneği ile IMU üzerinde bulunan ivmeölçer ve jiroskop sensörlerinden veriler toplanmıştır. Sisteme herhangi bir dönme hareketi uygulanmayarak yatay düzlemde sabit durumdayken deneyler gerçekleştirilmiştir. Hareketsiz sistem üzerinde motorun ve pervanenin oluşturduğu titreşimlerin sensör verilerine etkileri incelenmiştir.

Dört düzenekte de Arduino ile IMU'dan veriler 4ms'de bir alınarak toplamda 1000 tane veri Arduino Seriport'una yazdırılmıştır. Seriport'a yazdırılan veriler manuel olarak bir metin dosyasına aktarılmıştır. Oluşturulan metin dosyalarındaki veriler Matlab ortamında okunarak grafiksel gösterimleri oluşturulmuştur.



Şekil 3.23. Birinci deney düzeneği

Şekil 3.23’de verilen birinci deney düzeneğinde, sabit durumdaki sistemden motor döndürülmeden IMU verileri toplanmıştır.



Şekil 3.24. İkinci deney düzeneği

Şekil 3.24’de verilen ikinci deney düzeneğinde, sisteme motor eklenmiş ve motor döndürülerek motor titreşiminin oluşturduğu etkileri gözlemlemek için IMU’dan veriler toplanmıştır.



Şekil 3.25. Üçüncü deney düzeneği

Şekil 3.25’de verilen üçüncü deney düzeneğinde, sistem üzerindeki motora balanslı bir pervane takılmıştır. Motor döndürülerek motor ve pervane etkisinde IMU’dan veriler toplanmıştır.



Şekil 3.26. Dördüncü deney düzeneği

Şekil 3.26’da verilen dördüncü deney düzeneğinde ise sistem üzerindeki motora balansı bozuk bir pervane takılmıştır. Motor döndürülerek motor ve balansı bozuk pervane etkisinde IMU’dan veriler toplanmıştır.

4. BULGULAR VE TARTIŞMA

Bu bölümde ivmeölçer ve jiroskop üzerinden alınan ölçümlerin, sistem üzerinde oluşan gürültülerden nasıl etkilendiği grafiklerle gösterilmiştir. MPU6050 algılayıcı birimi kullanılarak ivmeölçer ve jiroskop ham verileri toplanmıştır. Şase yatay düzlemde herhangi bir dönme hareketi yaptırılmadan, IMU'dan 4ms'de bir ham veri ile 1000 örnekleme alınmıştır.

Verilerin toplanmasında deney düzenekleri sırasıyla takip edilmiştir. Motor dönmüyorken, motor döndüğünde, balanslı pervane motora takılarak motor döndürüldüğünde ve balansı bozuk pervane motora takılarak motor döndürüldüğünde ki durumlar için ivmeölçer ve jiroskop ham verileri toplanmıştır. Her deney düzeneği için IMU'dan alınan veriler Matlab ortamında grafiklerle gösterilmiştir. Karşılaştırmalarının daha doğru yapılabilmesi için aynı ölçekteki koordinat düzleminde grafikler çizdirilmiştir. IMU'dan alınan jiroskop verileri ile yapılan oryantasyon hesabında kullanılan kuaterniyon gösterimlerinin sonuçları ise Matlab ortamında kare bir prizma üzerinde gösterilmiştir. Yapılan kuaterniyon hesaplamalarını doğrulamak için Matlab ortamında kullanılan programda farklı eksenlerde dönüş hareketleri yaptırılmış gibi Roll, Pitch ve Yaw eksenlerine dönme açısı değerleri girilmiş ve sonuçları dikdörtgen prizma üzerinde gösterilmiştir. Doğrulama testlerinin dikdörtgen prizma üzerinde yapılması grafiklerin daha net anlaşılmasını sağlamak içindir.

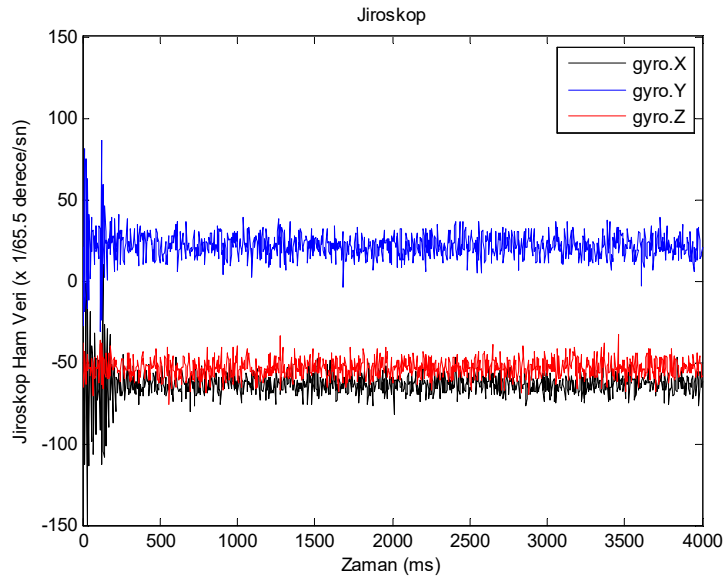
Aynı zamanda motor hızının sensör verilerine etkisini gözlemlemek amacıyla farklı motor hızlarında pervanesiz motor döndürülerek ivmeölçer ve jiroskop ham verileri incelenmiştir.

Son olarak titreşim sönümleyici malzemelerin IMU üzerindeki etkisini gözlemlemek için IMU, titreşim sönümleyici malzemeler ile monte edilen düzlem üzerine yerleştirilmiştir. Titreşim sönümleyicilerin ivmeölçer ve jiroskop ham verileri üzerindeki etkisi incelenmiştir.

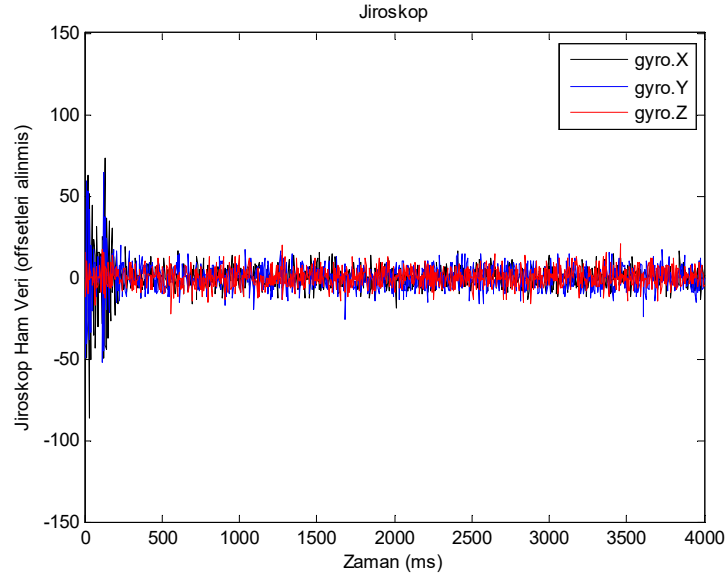
4.1. IMU Verilerinin İncelenmesi

Tez düzeneği herhangi bir titreşime maruz bırakılmadan, motor ve pervane olmadan ve durağan halde iken IMU'dan 4ms'de bir ham veri alınarak 1000 örnekleme için ilk durumları incelenmiştir.

Hareketsiz düzende her ekseninde (x, y, z) jiroskop ham veri değerleri "0" değerine yakın olmalıdır. Jiroskop kalibrasyonu için her eksenin offsetleri alınmıştır. Şekil 4.1'de kalibrasyonu yapılmamış jiroskop ham verileri görülmektedir. Şekil 4.2'de offsetleri alınarak kalibrasyonu yapılan jiroskop ham verilerinin her ekseninde "0" değerine yaklaştığı görülmektedir.

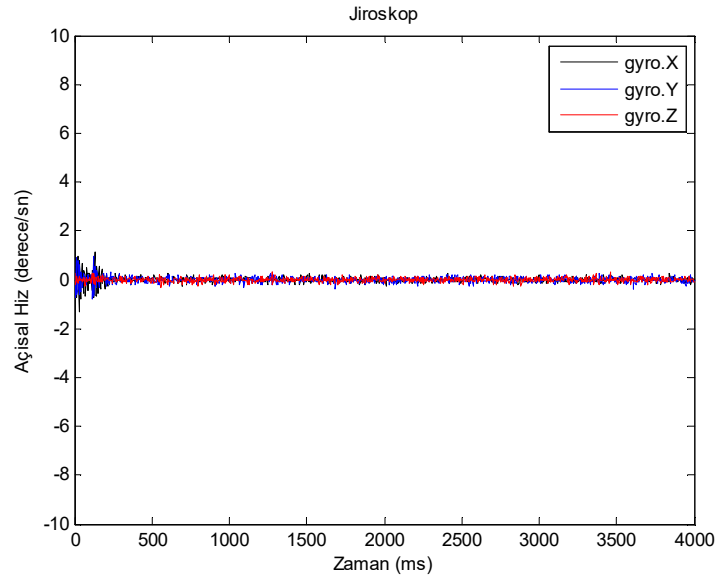


Şekil 4.1. Jiroskop ham verileri



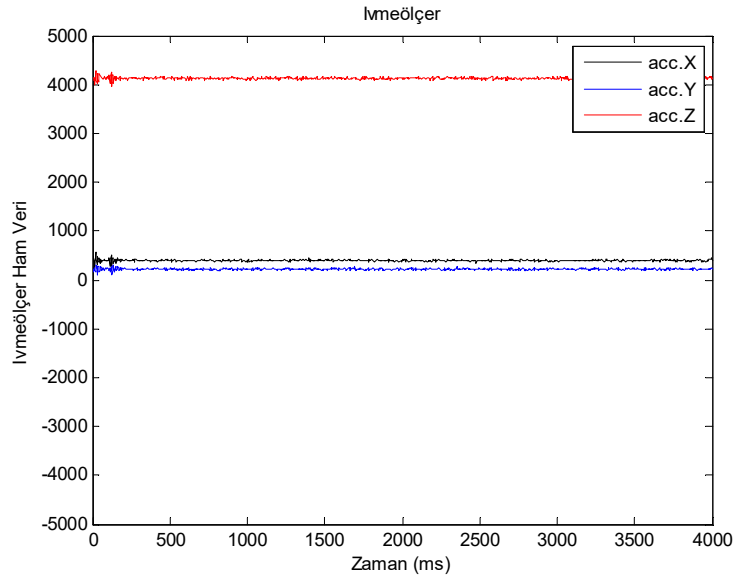
Şekil 4.2. Kalibrasyonlu (offseti alınmış) jiroskop ham verileri

MPU6050 jiroskop ham verileri $\pm 500\text{dps}$ ölçüm aralığı ayarlanarak alınmıştır. Jiroskop açısal hız değerlerine ulaşmak için ham veriler, $1/65.5$ değeri ile çarpılmaktadır. Açısal hız değerlerinin hesabı yapılırken kalibrasyonlu jiroskop değerleri ile işlemler yapılmıştır. Açısal hız (derece/sn) değerlerinin herhangi bir dönme hareketi yapmayan cisim için "0" değerinde olduğu Şekil 4.3'de gösterilmiştir.

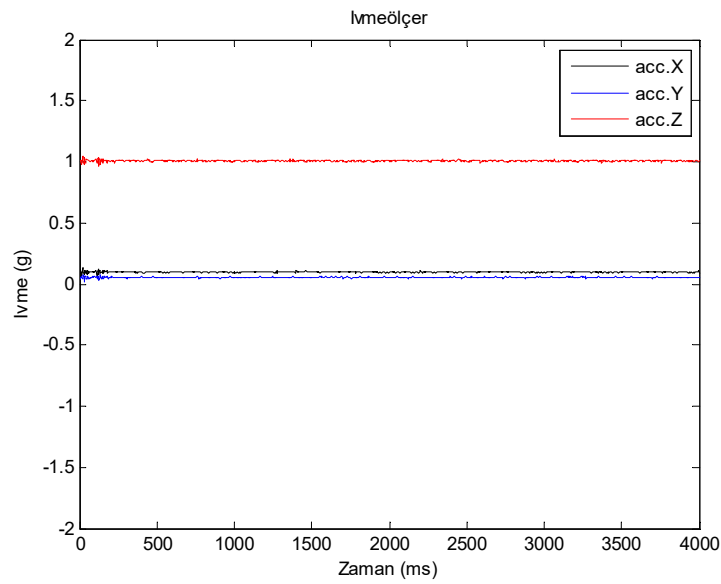


Şekil 4.3. Açısal hız verileri

MPU6050 ivmeölçer ham verileri $\pm 8g$ ölçüm aralığı ayarlanarak alınmıştır. $\pm 8g$ ölçüm aralığı için hareketsiz bir cisim üzerinde ivmeölçer ham veri değeri x ve y eksenini için “0”, z eksenini için ise “4096” değerinde olmalıdır. Şekil 4.4’de her ekseninde ivmeölçer ham verileri görülmektedir. İvmeölçerinin işlenmiş değerleri ise x ve y eksenini için “0g”, z eksenini için ise “1g” değerinde olmalıdır. Şekil 4.5’de her eksen için ivmeölçer işlenmiş “g” değerleri görülmektedir.

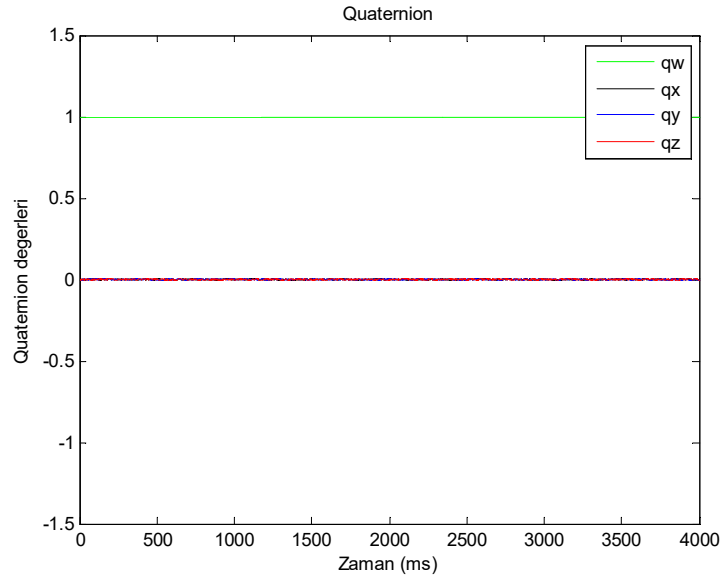


Şekil 4.4. İvmeölçer ham verileri

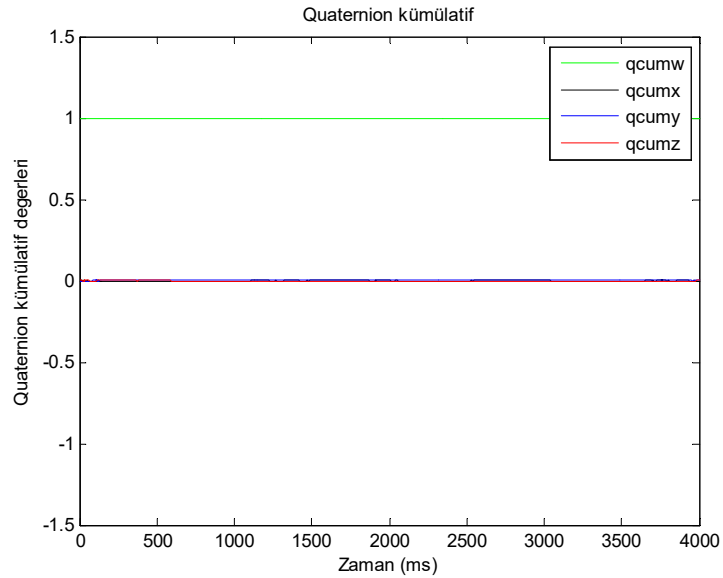


Şekil 4.5. İvmeölçer işlenmiş verileri

Kuaterniyon gösterimi ile yapılan oryantasyon hesabı için elde edilen kuaterniyon değerlerinin (q_w , q_x , q_y , q_z) ve kuaterniyon kümülatif değerlerinin (q_{cumw} , q_{cumx} , q_{cumy} , q_{cumz}) grafikleri Şekil 4.6 ve Şekil 4.7’de verilmiştir. Hareketsiz cisim üzerindeki kuaterniyon değerlerinden q_w değeri “1”, q_x , q_y ve q_z değerleri ise “0” olmalıdır.



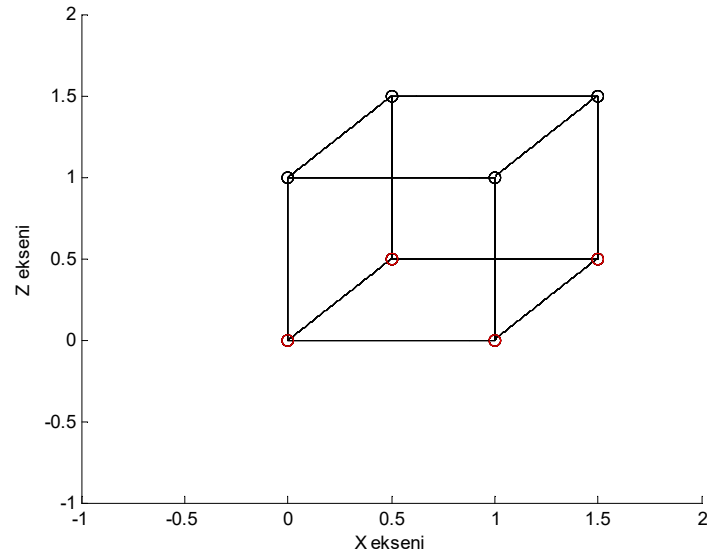
Şekil 4.6. Kuaterniyon değerleri



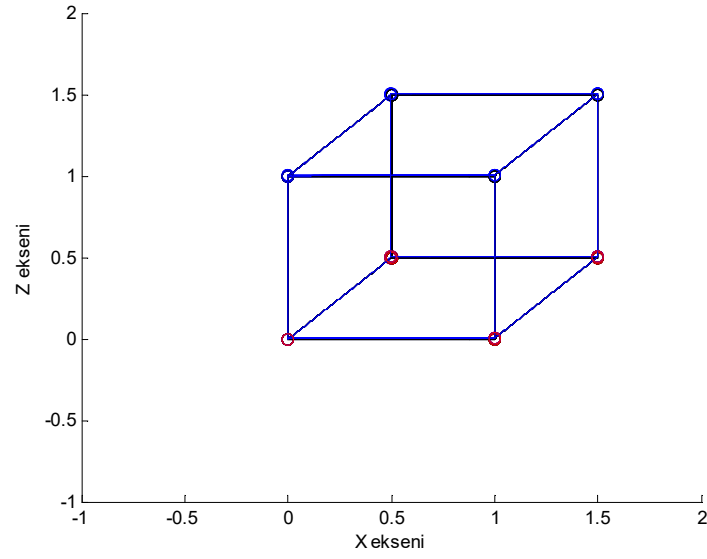
Şekil 4.7. Kuaterniyon kümülatif değerleri

Cisim hareket ettirilmediğinde 1000 örnekleme sonucundaki konumu değişmemiş olmalıdır. Şekil 4.7’de verilen kümülatif kuaterniyon değerlerinde de görüldüğü gibi cismin ilk ve son örnekleme sonucunda aynı kuaterniyon değerine sahiptir.

Cismin ilk konum gösterimi Şekil 4.8’de verilmiştir. Kuaterniyon hesaplamaları IMU’dan alınan 1000 veri için yapılarak her 100. veride hesaplanan kuaterniyon çarpım sonucu bir kare prizma üzerinde üst üste çizdirilerek gösterildiği grafik Şekil 4.9’da görülmektedir. Grafiklere bakıldığında kuaterniyon hesaplamaları sonucunda da cismin konumunda değişme olmadığı görülmektedir.



Şekil 4.8. Cismin ilk konum gösterimi



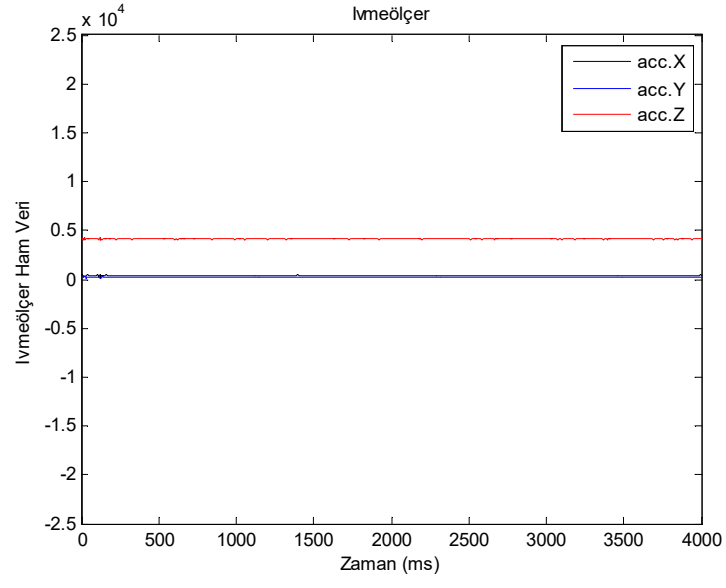
Şekil 4.9. Cismin kuaterniyon hesabı sonucu konum gösterimi

4.2. Titreşimin İvmeölçer Üzerindeki Etkisi

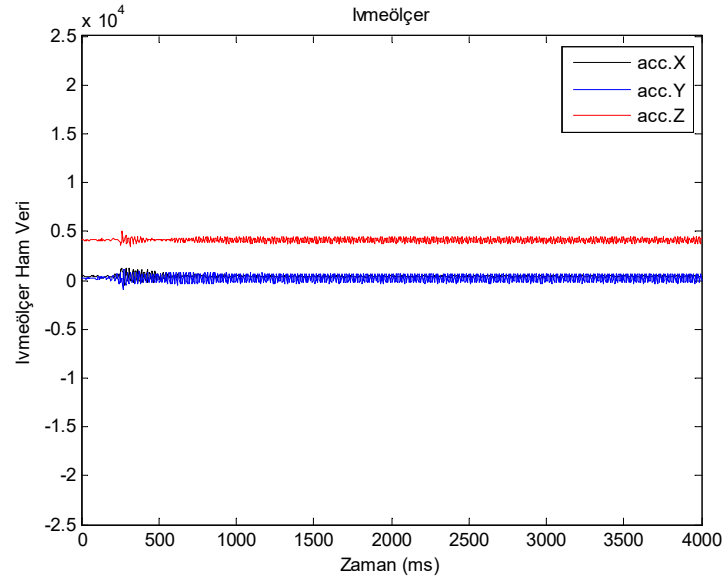
Dört deney düzeneği üzerinde IMU ivmeölçer ham verileri alınmış ve Matlab ortamında işlenerek “g” verileri elde edilmiştir. Dört durum için ham verilerin ve işlenmiş verilerin kendi aralarında titreşimin ivmeölçer üzerindeki etkisini gözlemlemek için grafikleri çizdirilmiştir. Grafiklerin karşılaştırılmasını doğru bi şekilde yapabilmek için aynı ölçekli koordinat düzelmı kullanılmıştır. Şekil 4.10 - Şekil 4.13 arasında gösterilen grafiklerde ivmeölçer ham verilerinin dört durum için karşılaştırılması yapılmıştır. Şekil 4.14 - Şekil 4.17 arasında gösterilen grafiklerde ise ivmeölçer işlenmiş verilerinin dört durum için karşılaştırılması yapılmıştır.

4.2.1. İvmeölçer ham verileri

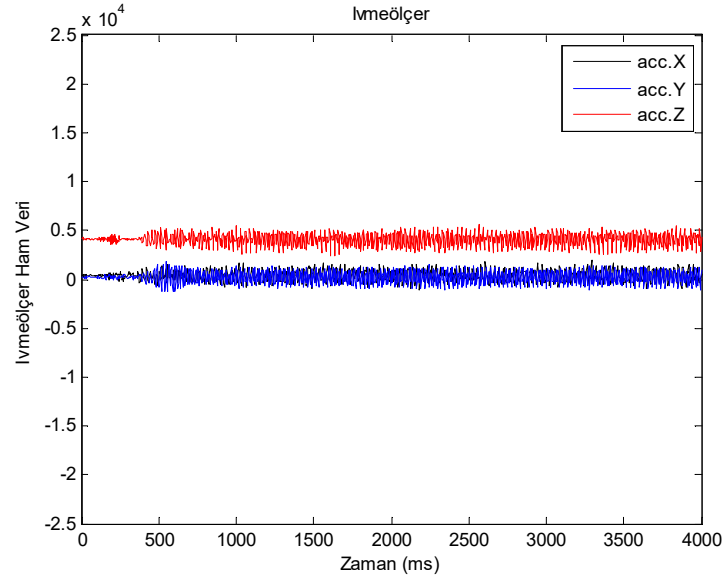
Şekil 4.10’da motor döndürülmediğinde, Şekil 4.11’de pervane takılmadan motor döndürüldüğünde, Şekil 4.12’de motora balanslı bir pervane takılarak döndürüldüğünde ve Şekil 4.13’te motora balansı bozuk pervane takılarak döndürüldüğünde ivmeölçer ham verileri görülmektedir.



Şekil 4.10. Motor ve pervane olmadan ivmeölçer ham verileri

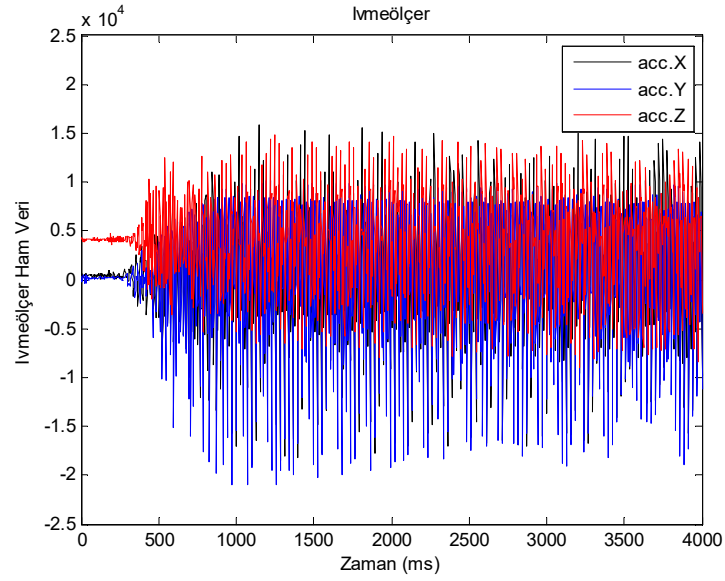


Şekil 4.11. Pervanesiz motor dönerken ivmeölçer ham verileri



Şekil 4.12. Balanslı pervane ile ivmeölçer ham verileri

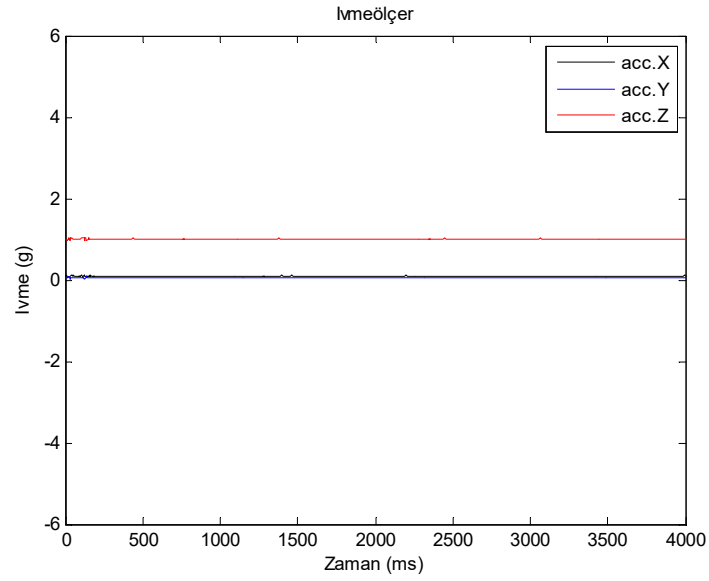
İvmeölçer ham verilerinin dört deney düzeneğinde alınan sonuçları incelendiğinde motor döndüğünde ivmeölçer verilerinin gürültülü olduğu görülmektedir. Motora pervane takılması ile gürültünün daha çok arttığı gözlemlenmektedir. Şekil 4.12 ve Şekil 4.13'de ise pervane balansının düzgün yapılmaması verilerin daha gürültülü gelmesine sebep olduğu görülmektedir.



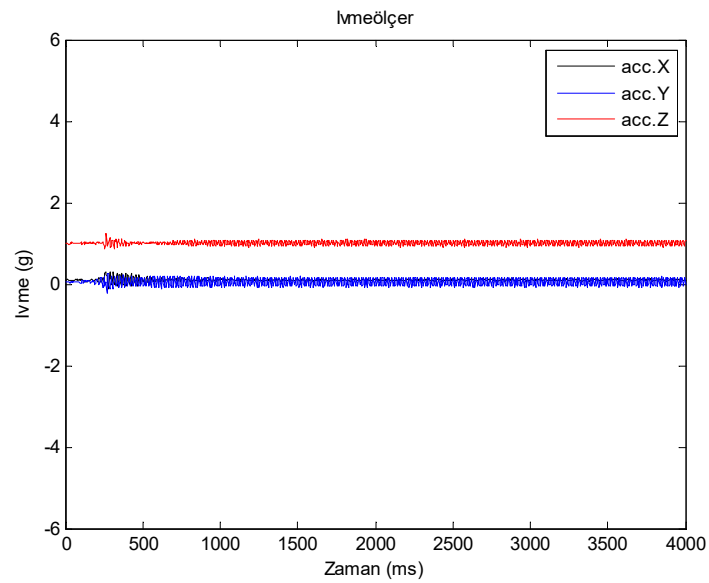
Şekil 4.13. Balansı bozuk pervane ile ivmeölçer ham verileri

4.2.2. İvmeölçer işlenmiş verileri

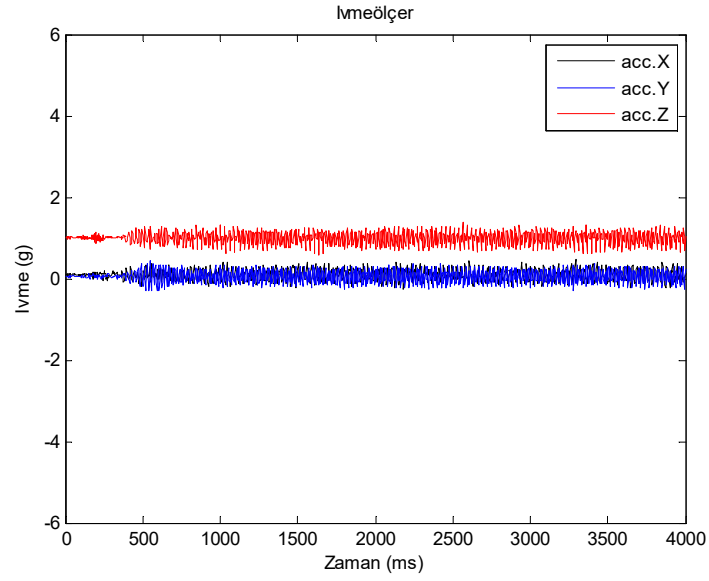
IMU'dan alınan ivmeölçer ham verilerinin Matlab ortamında işlenmesi ile "g" birimdeki elde edilen sonuçların grafiksel gösterimleri Şekil 4.14 - Şekil 4.17 arasında verilmiştir. Motorun dönmesi ile pervane etkisinin ham verilerde oluşturduğu gürültünün işlenmiş verilerde de aynı şekilde görüldüğü grafiklerde gözlemlenmektedir.



Şekil 4.14. Motor ve pervane olmadan ivmeölçer işlenmiş verileri

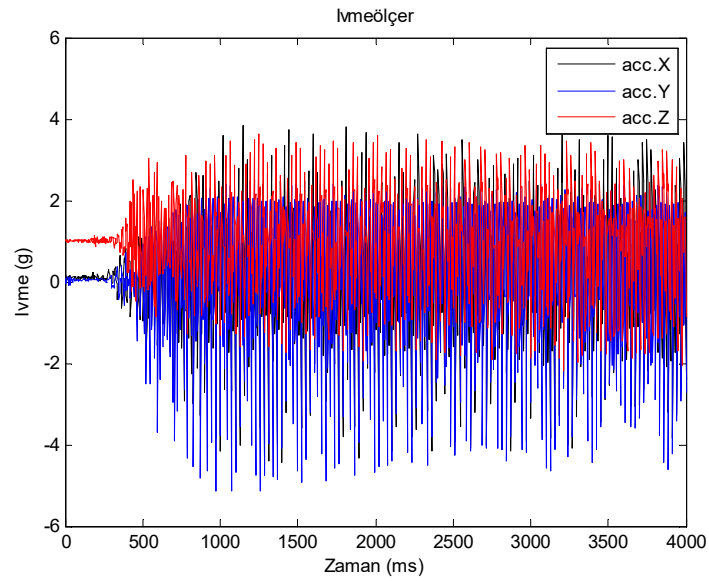


Şekil 4.15. Pervanesiz motor dönerken ivmeölçer işlenmiş verileri



Şekil 4.16. Balanslı pervane ile ivmeölçer işlenmiş verileri

Şekil 4.14'te motor döndürülmediğinde, Şekil 4.15'te pervane takılmadan motor döndürüldüğünde, Şekil 4.16'da motora balanslı bir pervane takılarak döndürüldüğünde ve Şekil 4.17'de motora balansı bozuk pervane takılarak döndürüldüğünde ivmeölçer işlenmiş "g" verileri görülmektedir.



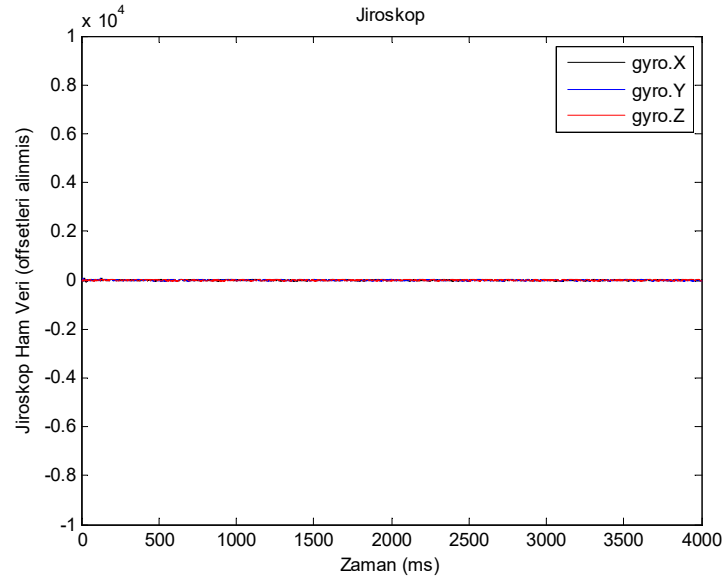
Şekil 4.17. Balansı bozuk pervane ile ivmeölçer işlenmiş verileri

4.3. Titreşimin Jiroskop Üzerindeki Etkisi

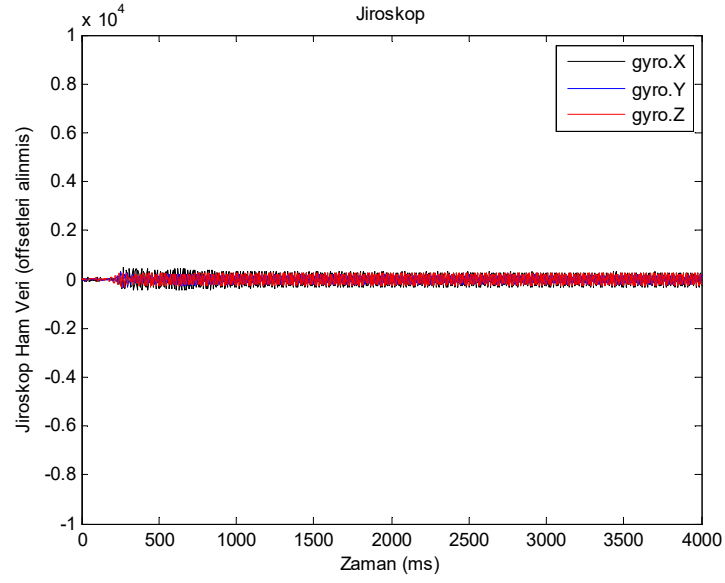
Dört deney düzeneği üzerinde IMU jiroskop ham verileri alınmış ve Matlab ortamında işlenerek açısal hız verileri elde edilmiştir. Dört durum için ham verilerin ve açısal hız verilerin kendi aralarında titreşimin jiroskop üzerindeki etkisini gözlemlemek için grafikleri çizdirilmiştir. Grafiklerin karşılaştırılmasını doğru bir şekilde yapabilmek için aynı ölçekli koordinat düzlemi kullanılmıştır. Şekil 4.18 - Şekil 4.21 arasında gösterilen grafiklerde jiroskop ham verilerinin dört durum için karşılaştırılması yapılmıştır. Şekil 4.22 - Şekil 4.25 arasında gösterilen grafiklerde jiroskop işlenmiş verilerinin dört durum için karşılaştırılması yapılmıştır.

4.3.1. Jiroskop ham verileri

Şekil 4.18’de motor döndürülmediğinde, Şekil 4.19’da pervane takılmadan motor döndürüldüğünde, Şekil 4.20’de motora balanslı bir pervane takılarak döndürüldüğünde ve Şekil 4.21’de motora balanssız pervane takılarak döndürüldüğünde jiroskop ham verileri görülmektedir.

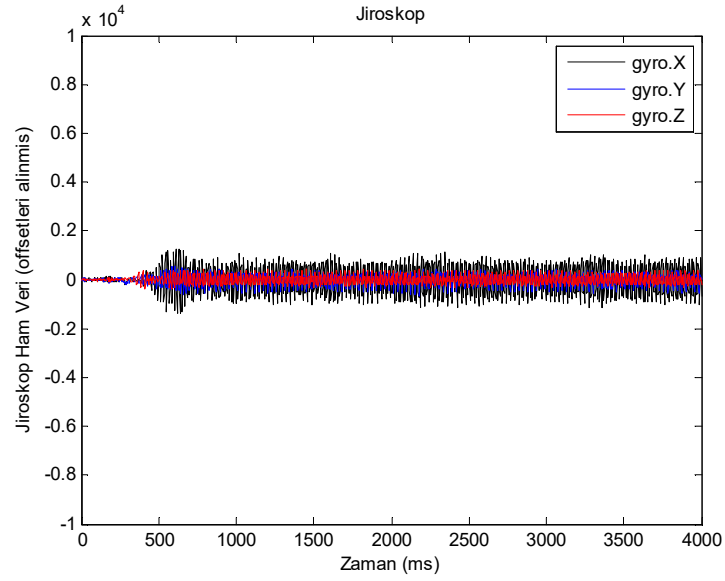


Şekil 4.18. Motor ve pervane olmadan jiroskop ham verileri

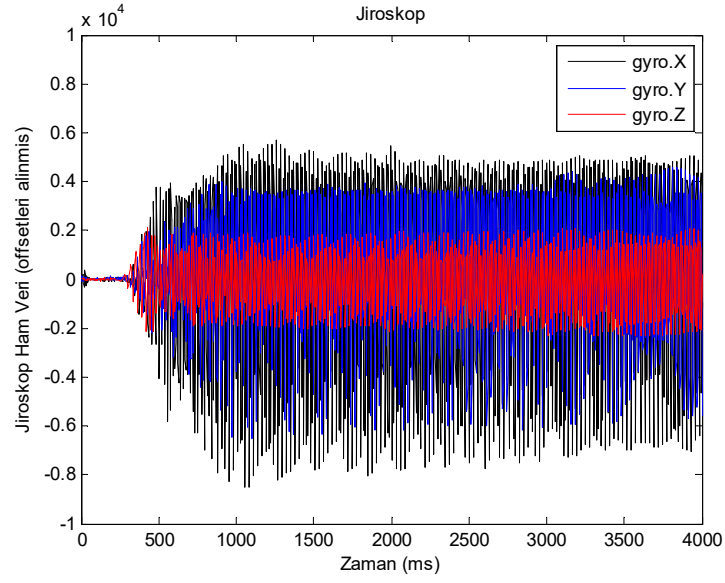


Şekil 4.19. Pervanesiz motor dönerken jiroskop ham verileri

Jiroskop ham verilerinin dört deney düzeneğinde alınan sonuçları incelendiğinde motor döndüğünde jiroskop verilerinin gürültülü olduğu görülmektedir. Motora pervane takılması ile gürültünün daha çok arttığı gözlemlenmektedir. Şekil 4.20 ve Şekil 4.21’de pervane balansının düzgün yapılmaması verilerin daha gürültülü gelmesine sebep olduğu görülmektedir.



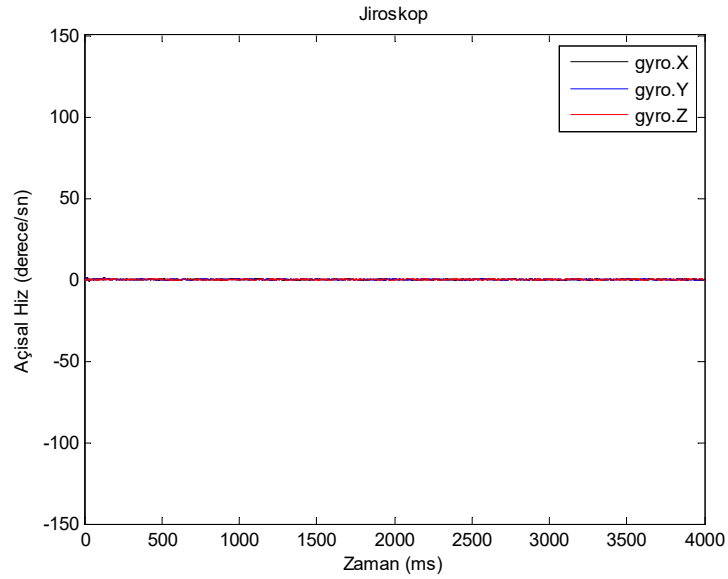
Şekil 4.20. Balanslı pervane ile jiroskop ham verileri



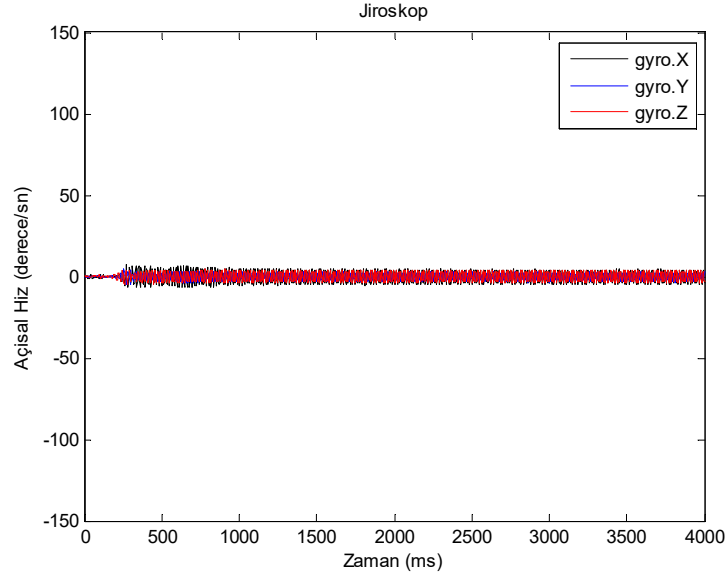
Şekil 4.21. Balansı bozuk pervane ile jiroskop ham verileri

4.3.2. Jiroskop açısal hız verileri

IMU'dan alınan jiroskop ham verilerinin Matlab ortamında işlenmesi ile elde edilen açısal hızların grafiksel gösterimleri Şekil 4.22 - Şekil 4.25 arasında verilmiştir. Motorun dönmesi ile pervane etkisinin ham verilerde oluşturduğu gürültünün açısal hız verilerde de aynı şekilde görüldüğü grafiklerde gözlemlenmektedir.

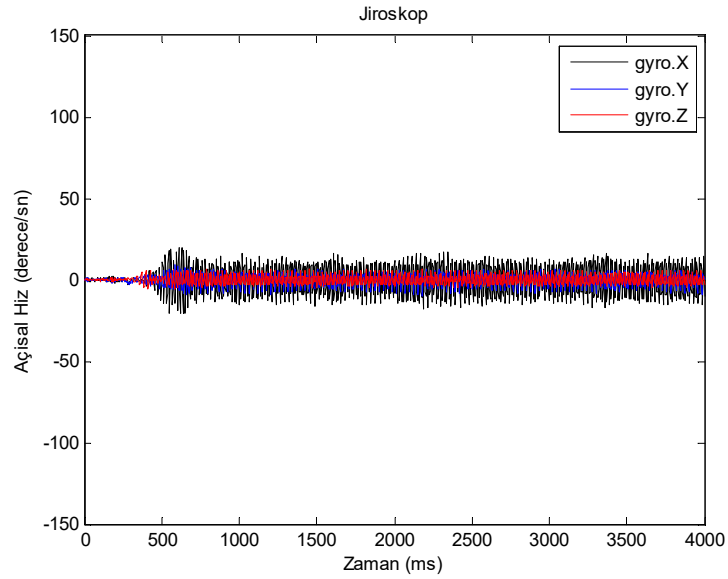


Şekil 4.22. Motor ve pervane olmadan jiroskop açısal hız verileri

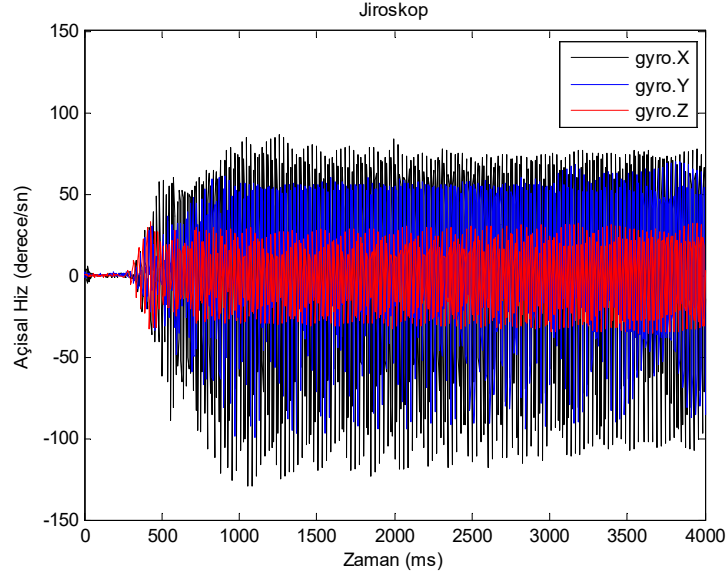


Şekil 4.23. Pervanesiz motor dönerken jiroskop açısal hız verileri

Şekil 4.22’de motor döndürülmediğinde, Şekil 4.23’te pervane takılmadan motor döndürüldüğünde, Şekil 4.24’te motora balanslı bir pervane takılarak döndürüldüğünde ve Şekil 4.25’te motora balanslı bozuk pervane takılarak döndürüldüğünde jiroskop açısal hız verileri görülmektedir.



Şekil 4.24. Balanslı pervane ile jiroskop açısal hız verileri



Şekil 4.25. Balansı bozuk pervane ile jiroskop açısal hız verileri

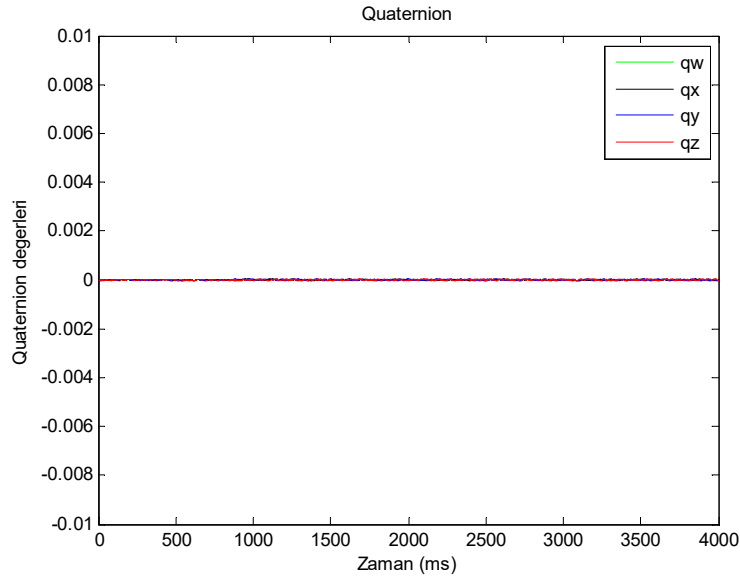
4.4. Titreşimin Kuaterniyon Hesaplamaları Üzerine Etkisi

IMU'dan alınan jiroskop ham verileri işlenerek elde edilen açısal hız verileri kullanılarak kuaterniyon gösterimi ile oryantasyon hesabı yapılmıştır. Kuaterniyon hesaplamaları her deney düzeneği için alınan 1000 örnekleme üzerinde Matlab ortamında yapılmıştır. Yapılan hesaplamalar ile her veri için kuaterniyon değerleri Şekil 4.26 - Şekil 4.29 arasında verilen grafiklerde görülmektedir. 1000 veri için kuaterniyon çarpım işlemleri de yapılarak elde edilen kümülatif değerleri de Şekil 4.30 - Şekil 4.33 arasında yer alan grafiklerde gösterilmiştir.

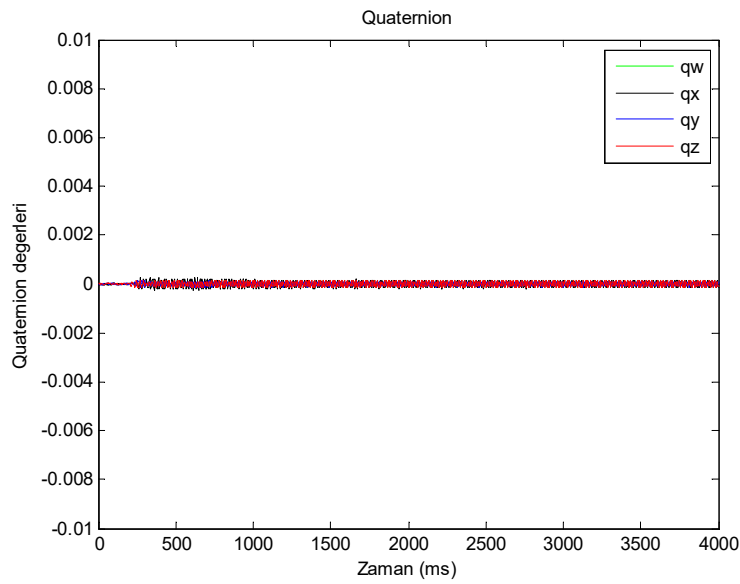
Kuaterniyon değerleri ve kümülatif değerlerin grafiksel gösterimlerini karşılaştırmak için aynı ölçekteki koordinat düzlemi kullanılmıştır. Verilerin daha net anlaşılması için ayarlananan ölçekte kuaterniyon elemanlarından olan “qw” ve kümülatif kuaterniyon “qcumw” değerleri grafiklerde görülmemektedir.

4.4.1. Kuaterniyon değerleri

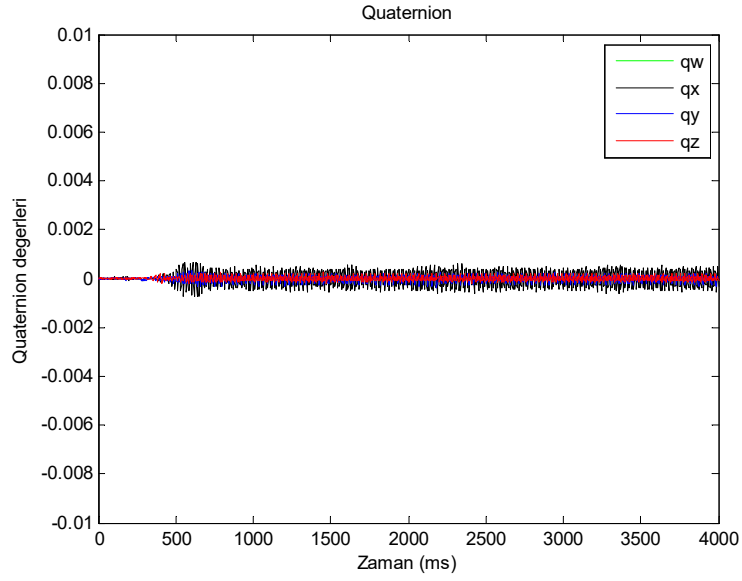
Şekil 4.26’da motor döndürülmediğinde, Şekil 4.27’de pervane takılmadan motor döndürüldüğünde, Şekil 4.28’de motora balanslı bir pervane takılarak döndürüldüğünde ve Şekil 4.29’da motora balanslı bozuk pervane takılarak döndürüldüğünde hesaplanan kuaterniyon değerleri görülmektedir.



Şekil 4.26. Motor ve pervane olmadan kuaterniyon değerleri

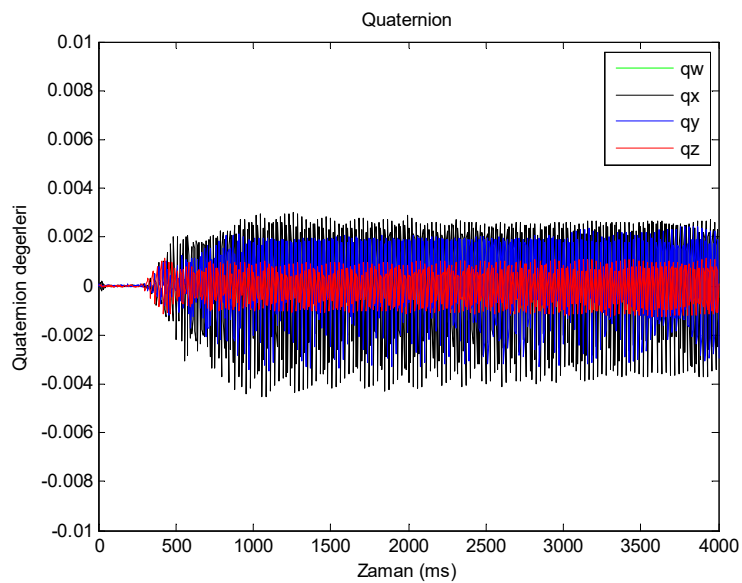


Şekil 4.27. Pervanesiz motor dönerken kuaterniyon değerleri



Şekil 4.28. Balanslı pervane ile kuaterniyon değerleri

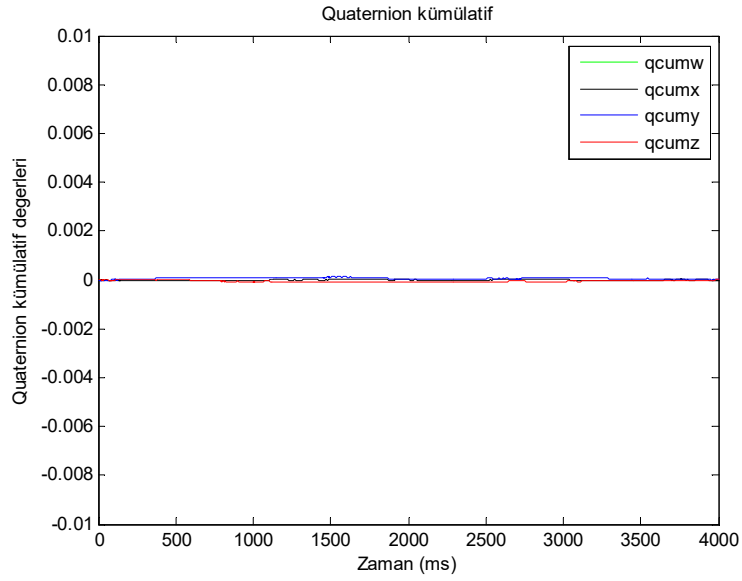
Kuaterniyon değerlerinin dört deney düzenğinde elde edilen sonuçları incelendiğinde motor döndüğünde kuaterniyon değerlerinin (qx, qy, qz) “0” değeri etrafında toplandığı ancak titreşim etkisiyle sapmaların olduğu görülmektedir. Şekil 4.28 ve Şekil 4.29’da pervane balansının etkisi ile daha gürültülü alınan verilerin kuaterniyon hesaplamalarında daha fazla sapmaya neden olduğu görülmektedir.



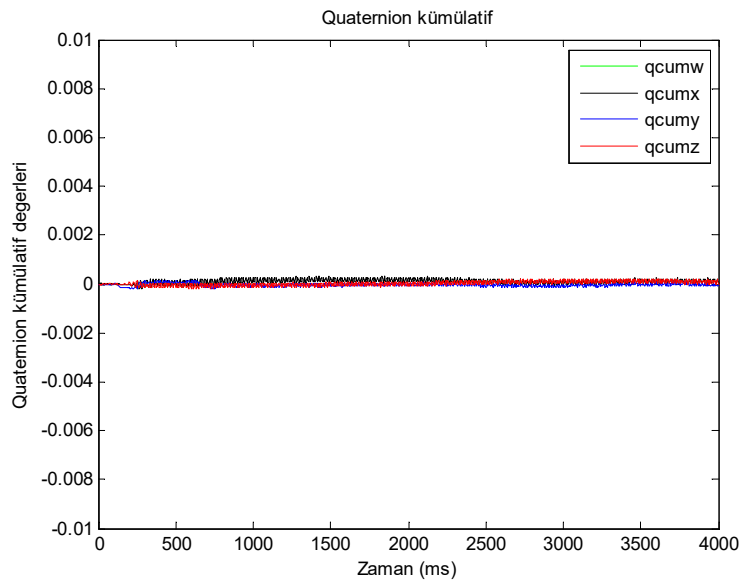
Şekil 4.29. Balansı bozuk pervane ile kuaterniyon değerleri

4.4.2. Kuaterniyon kümülatif değerleri

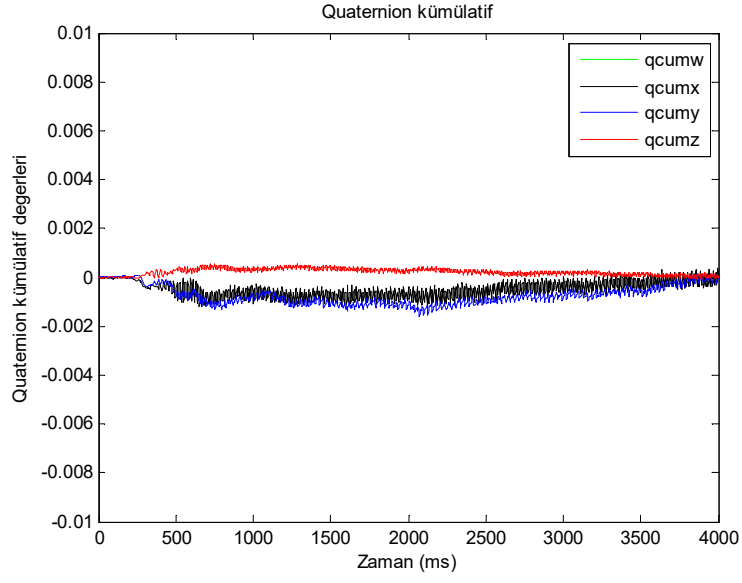
Şekil 4.30’da motor döndürülmediğinde, Şekil 4.31’de pervane takılmadan motor döndürüldüğünde, Şekil 4.32’de motora balanslı bir pervane takılarak döndürüldüğünde ve Şekil 4.33’te motora balanssız bozuk pervane takılarak döndürüldüğünde hesaplanan kuaterniyon kümülatif değerleri görülmektedir.



Şekil 4.30. Motor ve pervane olmadan kuaterniyon kümülatif değerleri

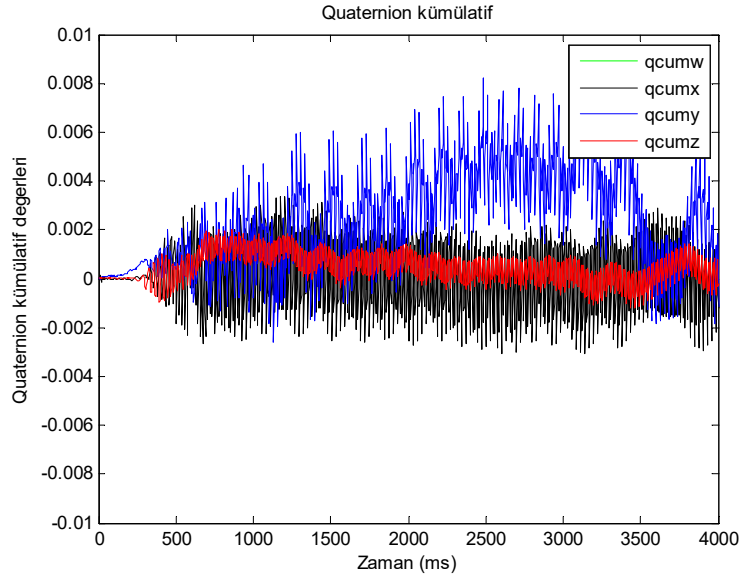


Şekil 4.31. Pervanesiz motor dönerken kuaterniyon kümülatif değerleri



Şekil 4.32. Balanslı pervane ile kuaterniyon kümülatif değerleri

Kuaterniyon kümülatif değerlerinin dört deney düzeneğinde alınan verilere göre hesaplamaları grafiklerde incelendiğinde titreşimlerin etkisiyle hesaplamalarda sapmalar meydana gelmiştir. Şekil 4.32’de balanslı pervane ile alınan verilerin kuaterniyon kümülatif değerlerinde eksenlerde maksimum 0.001 civarında sapma olduğu görülmektedir.



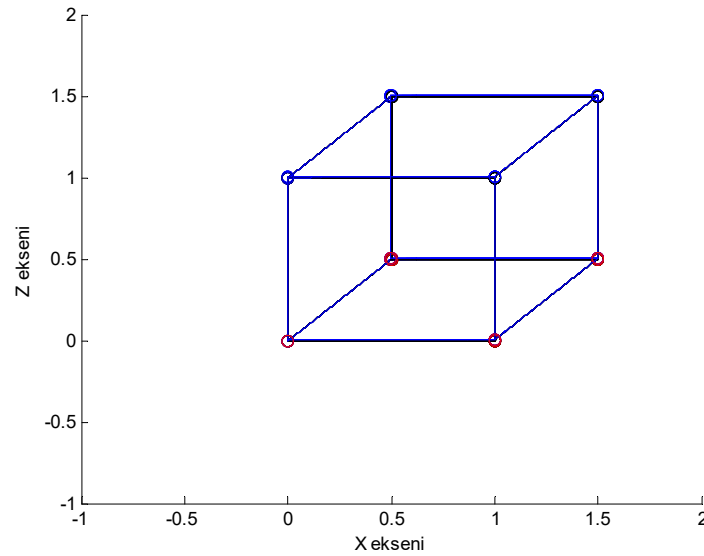
Şekil 4.33. Balansı bozuk pervane ile kuaterniyon kümülatif değerleri

Kuaterniyon kümülatif değerlerinde sapmaların en çok olduğu durum, balansı bozuk pervane ile alınan veriler üzerinde meydana gelmiştir. Şekil 4.33'te verilen grafikte balansı bozuk pervanenin yarattığı gürültünün kuaterniyon kümülatif değerleri üzerindeki sapma miktarları görülmektedir. Eksenler üzerinde maksimum 0.008 civarında sapma olduğu görülmektedir.

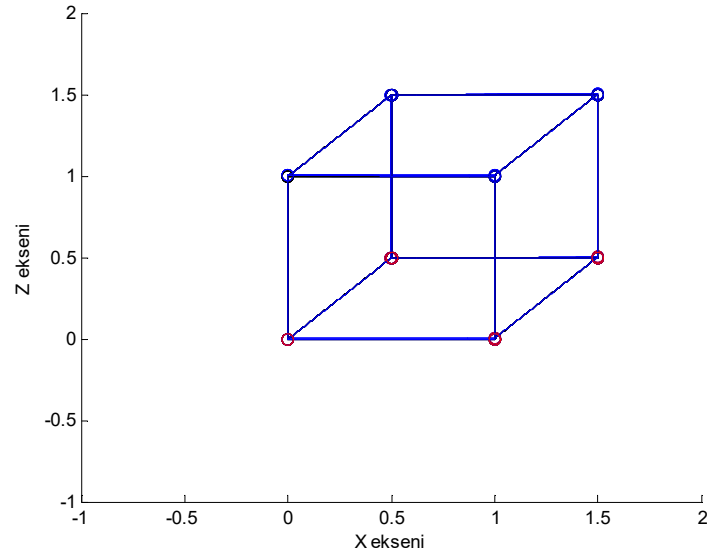
Her deney düzeneğinde verilerin toplanması sistem hareketsiz durumda iken yapılmıştır. Hareketin olmadığı sistemde x (Roll) ve y (Pitch) eksenlerinde z (Yaw) eksenine göre kuaterniyon hesaplamalarında daha fazla sapmalar olduğu gözlemlenmiştir.

4.4.3. Kuaterniyon hesaplamalarının cisim üzerinde gösterimi

Kuaterniyon gösterimi ile yapılan oryantasyon hesabı her deney düzeneğinden alınan 1000 verinin kümülatif toplam değeri hesaplanmıştır. Elde edilen kuaterniyon sonuçları Şekil 4.34 - Şekil 4.37 arasında verilen kare prizma şeklindeki cisim üzerine uygulanmış ve cismin konumunda meydana gelen sapmalar gözlenmlenmiştir.

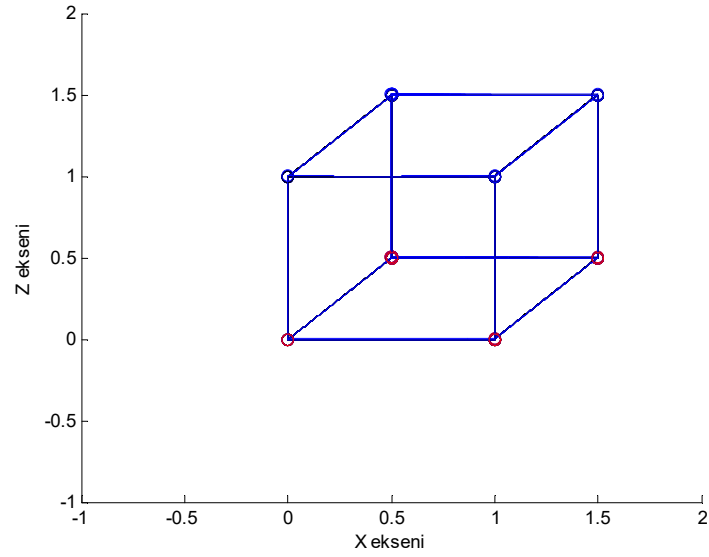


Şekil 4.34. Motor ve pervane olmadan cismin konumu

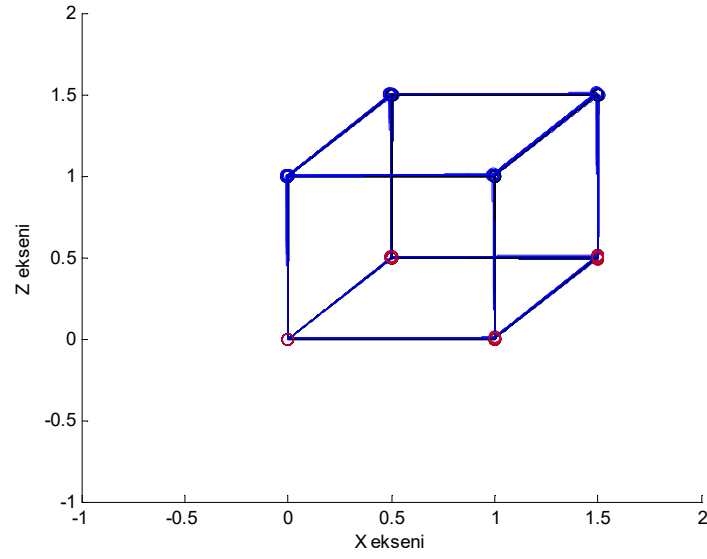


Şekil 4.35. Pervanesiz motor dönerken cismin konumu

1000 örnekleme ile yapılan kuaterniyon hesaplamalarında her 100. veride hesaplanan kuaterniyon çarpım sonucu cisme uygulanarak üst üste çizdirilmiştir. Şekil 4.37’de titreşimin en fazla olduğu balansız bozuk pervane testinden alınan veriler ile kuaterniyon hesaplamaları sonucu cismin konumu gösterilmiştir. Titreşim etkisiyle cismin konumunda sapmalar en çok bu test düzeneğinde meydana gelmiştir.



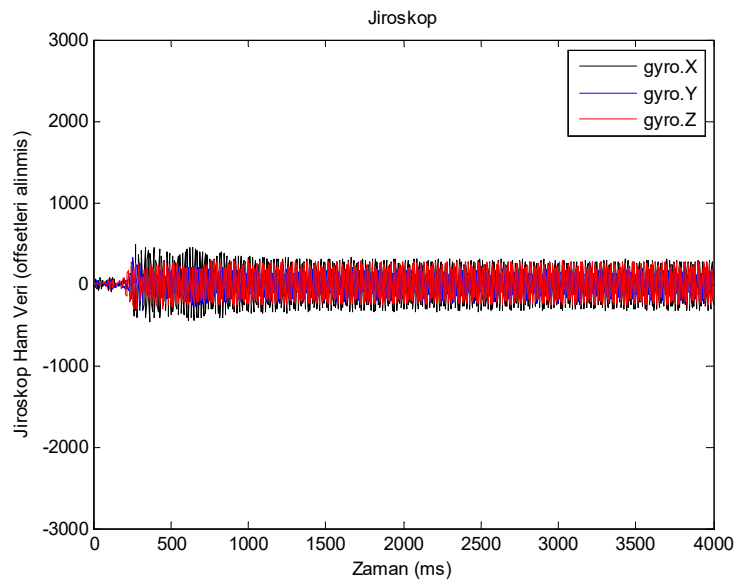
Şekil 4.36. Balanslı pervane ile cismin konumu



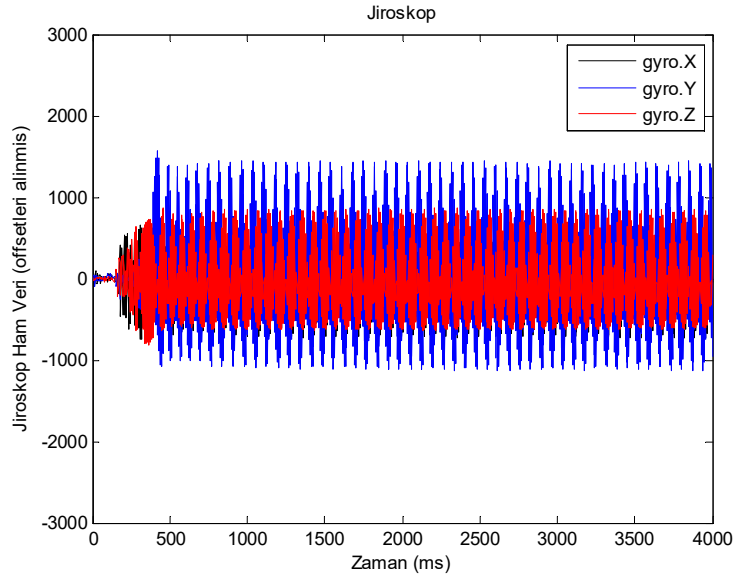
Şekil 4.37. Balansı bozuk pervane ile cismin konumu

4.5. Motor Hızının Algılayıcı Birim Ölçümlerine Etkisi

Sistem üzerindeki fırçasız doğru akım motor hızının MPU6050 ivmeölçer ve jiroskop ham verileri üzerindeki etkisi incelemiştir. Motor yaklaşık 4000 rpm ve 8000 rpm hızlarıyla döndürülmüştür. Motor hızları takometre yardımıyla ölçülmüştür. Motorun hızı arttıkça algılayıcı biriminin ölçümlerinde daha fazla gürültülerin oluştuğu gözlemlenmiştir.

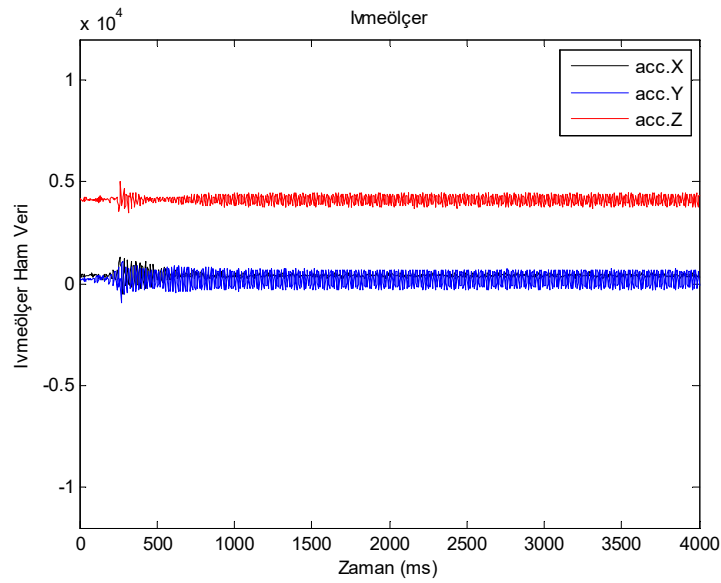


Şekil 4.38. Jiroskop ham verileri (Motor hızı yaklaşık 4000rpm)

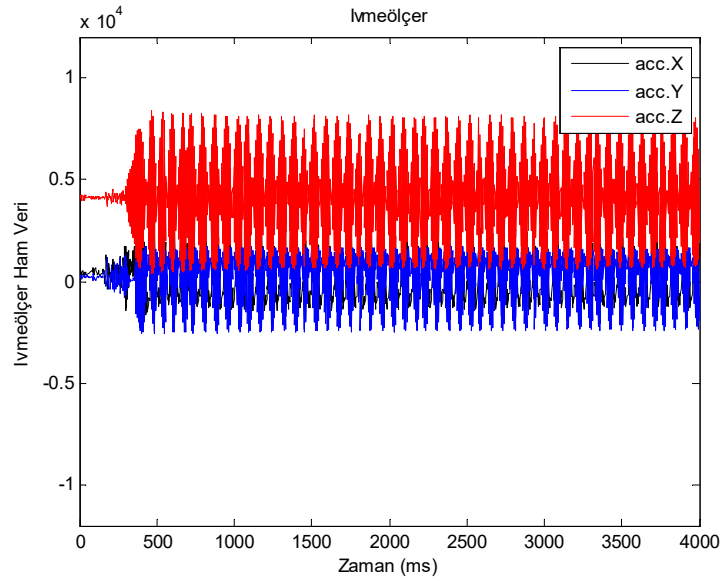


Şekil 4.39. Jiroskop ham verileri (Motor hızı yaklaşık 8000rpm)

Şekil 4.38 ve Şekil 4.39'da verilen jiroskop ham verilerinde motor hızının arttıkça ham veriler üzerinde gürültünün de arttığı gözlemlenmiştir. Aynı şekilde Şekil 4.40 ve Şekil 4.41'de de ivmeölçer ham verilerinin motor hızının artmasıyla etkilendiği ve motor hızı arttıkça ham veriler üzerinde daha fazla gürültü oluştuğu görülmektedir.



Şekil 4.40. İvmeölçer ham verileri (Motor hızı yaklaşık 4000rpm)

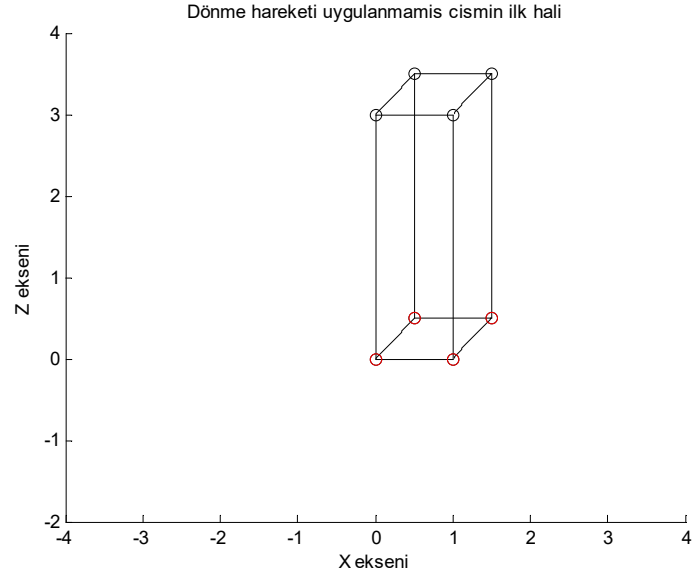


Şekil 4.41. İvmeölçer ham verileri (Motor hızı yaklaşık 8000rpm)

4.6. Kuaterniyon Hesaplamalarının Doğrulaması

Tez çalışmasında IMU'dan veriler hareketsiz sistem üzerinden alınmış ve titreşim etkisi kare prizma şeklindeki bir cisim üzerine kuaterniyon hesaplamaları uygulanarak gösterilmiştir. Eksenlerde herhangi bir dönme hareketi olmadığı için kare prizma şeklindeki cisim üzerinde titreşim etkisi anlaşılabilir. Ancak yapılan çalışmanın doğruluğunu kanıtlamak üzere Matlab ortamında gerçekleştirilen kuaterniyon hesaplamaları, yazılım üzerinde eksenlere belirli dönme açılarının manuel olarak uygulanmasıyla dikdörtgen prizma şeklindeki bir cisim ile gösterilmiştir.

Şekil 4.42'de herhangi bir dönme hareketi uygulanmamış cismin konumu gösterilmiştir. Kırmızı olarak verilen köşe noktaları referans noktaları olarak tanımlanmıştır. Çizelge 4.1'de cismin ilk konumu için köşe noktalarının koordinatları verilmiştir.

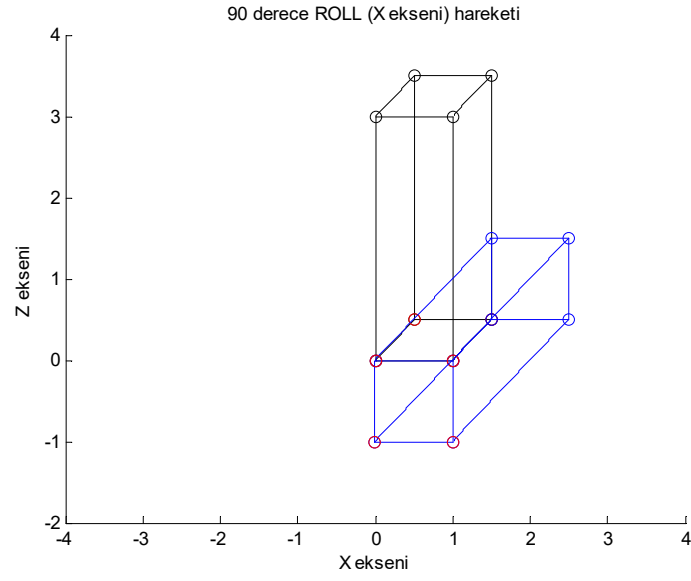


Şekil 4.42. Dönme hareketi uygulanmamış cismin ilk konumu

Çizelge 4.1. Cismin ilk konumunun köşe noktalarının koordinatları

	x	y	z
1	0	0	0
2	1	0	0
3	1	1	0
4	0	1	0
5	0	0	3
6	1	0	3
7	1	1	3
8	0	1	3

Cisme 90 derece x ekseninde Roll hareketi yaptırıldığında Şekil 4.43’de verilen grafik elde edilmiştir. Mavi ile gösterilen durum 90 derece x ekseninde dönme hareketi yapmış cismi göstermektedir.



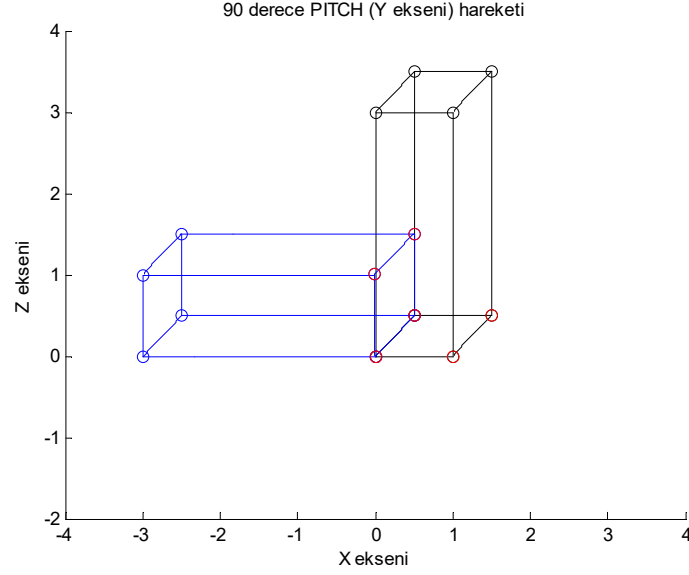
Şekil 4.43. 90 derece roll hareketi yapmış cisim

X ekseninde 90 derece dönme hareketi yapan cismin kırmızı köşe noktalarına göre bakıldığında 90 derecelik bir dönme hareketi yapıldığı görülmektedir. Ayrıca Çizelge 4.2’de verilen koordinatlar Matlab ortamından alınan cismin dönmüş durumundaki koordinatlarını göstermektedir.

Çizelge 4.2. 90 derece x ekseninde roll hareketi yapan cismin koordinatları

	x	y	z
1	0	0	0
2	1	0	0
3	1	0	-1
4	0	0	-1
5	0	3	0
6	1	3	0
7	1	3	-1
8	0	3	-1

Cisme 90 derece y ekseninde Pitch hareketi yaptırıldığında Şekil 4.44'te verilen grafik elde edilmiştir. Mavi ile gösterilen gösterilen durum 90 derece y ekseninde dönme hareketi yapmış cismi göstermektedir.



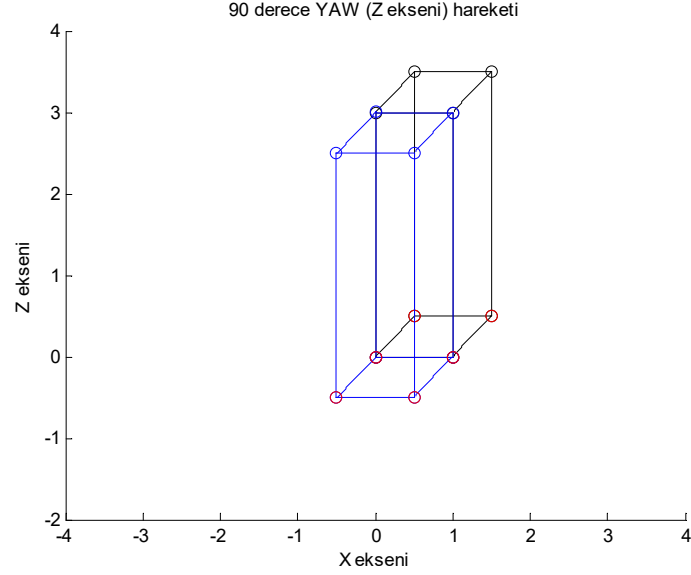
Şekil 4.44. 90 derece pitch hareketi yapmış cisim

Y ekseninde 90 derece dönme hareketi yapan cismin kırmızı köşe noktalarına göre bakıldığında 90 derecelik bir dönme hareketi yaptığı görülmektedir. Ayrıca Çizelge 4.3'te verilen koordinatlar Matlab ortamından alınan cismin dönmüş durumundaki koordinatlarını göstermektedir.

Çizelge 4.3. 90 derece y ekseninde pitch hareketi yapan cismin koordinatları

	x	y	z
1	0	0	0
2	0	0	1
3	0	1	1
4	0	1	0
5	-3	0	0
6	-3	0	1
7	-3	1	1
8	-3	1	0

Cisme 90 derece z ekseninde Yaw hareketi yaptırıldığında Şekil 4.45’de verilen grafik elde edilmiştir. Mavi ile gösterilen gösterilen durum 90 derece z ekseninde dönme hareketi yapmış cismi göstermektedir.



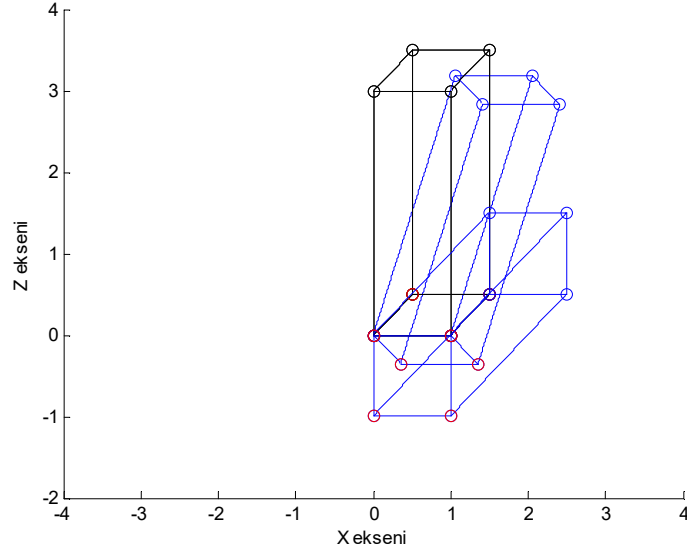
Şekil 4.45. 90 derece yaw hareketi yapmış cisim

Z ekseninde 90 derece dönme hareketi yapan cismin kırmızı köşe noktalarına göre bakıldığında 90 derecelik bir dönme hareketi yaptığı görülmektedir. Ayrıca Çizelge 4.4’te verilen koordinatlar Matlab ortamından alınan cismin dönmüş durumundaki koordinatlarını göstermektedir.

Çizelge 4.4. 90 derece z ekseninde yaw hareketi yapan cismin koordinatları

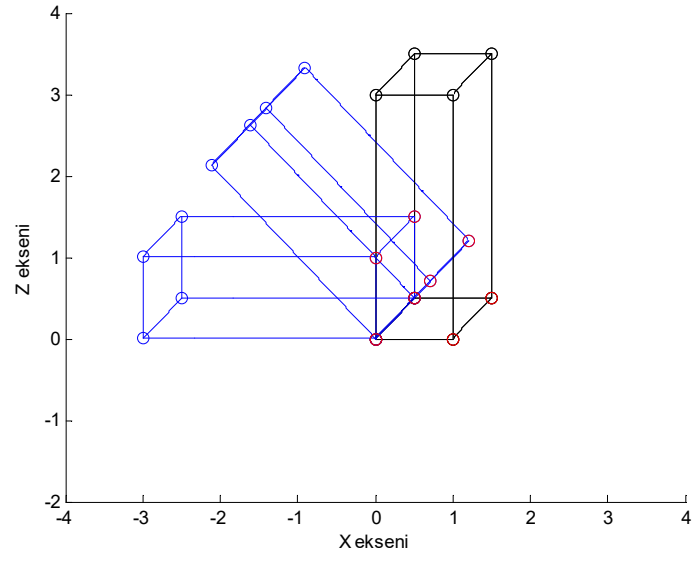
	x	y	z
1	0	0	0
2	0	-1	0
3	1	-1	0
4	1	0	0
5	0	0	3
6	0	-1	3
7	1	-1	3
8	1	0	3

Şekil 4.46, Şekil 4.47 ve Şekil 4.48’de verilen grafiklerde ise döndürülme işlemleri 1000 değerinde 90 derecelik açıya ulaşması durumu için ayarlanmıştır. Her dönme hareketinde 0.09 derece döndürülüyormuş gibi kuarterniyon hesaplamaları yapılmış ve 1000. dönüş sonunda cismin 90 derecelik dönme hareketini gerçekleştirdiği durum gözlemlenmek istenmiştir.



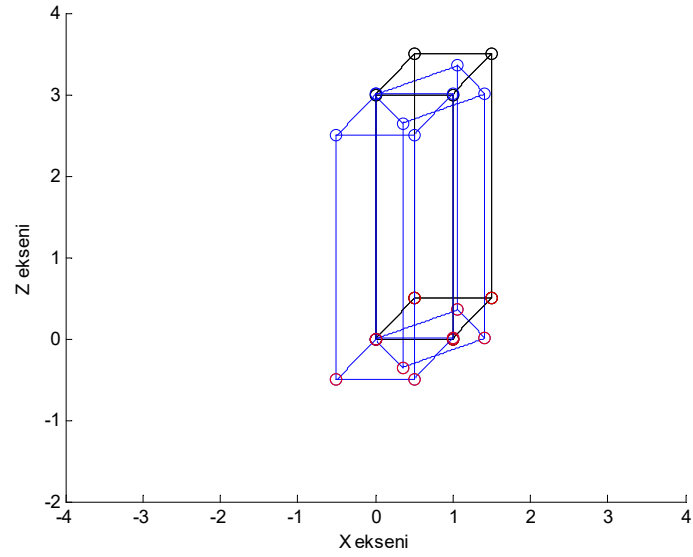
Şekil 4.46. 45 ve 90 derece roll hareketi yapmış cisim

Şekil 4.46’da cismin 0.09 derecelik açılarla x ekseninde dönme hareketinde 45 derecede ve 90 derecedeki durumu görülmektedir.



Şekil 4.47. 45 ve 90 derece pitch hareketi yapmış cisim

Şekil 4.47’de cismin 0.09 derecelik açılarla y ekseninde dönme hareketinde 45 derecede ve 90 derecedeki durumu görülmektedir.



Şekil 4.48. 45 ve 90 derece yaw hareketi yapmış cisim

Şekil 4.48’de cismin 0.09 derecelik açılarla z ekseninde dönme hareketinde 45 derecede ve 90 derecedeki durumu görülmektedir.

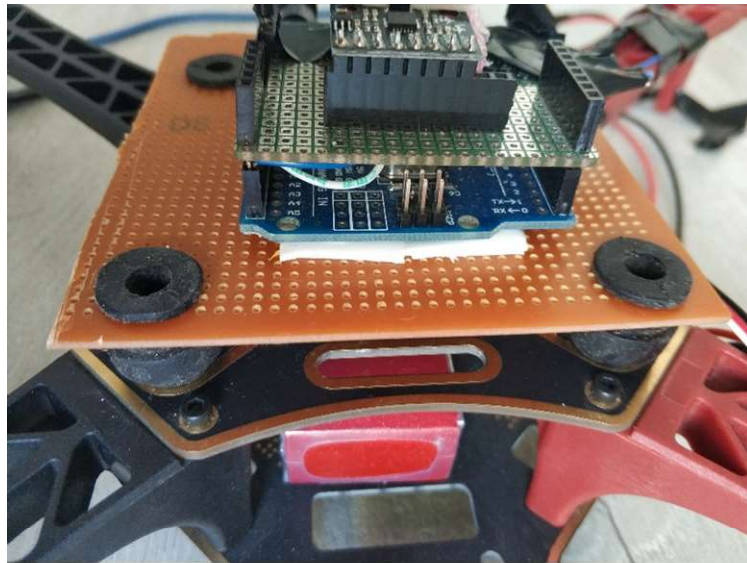
4.7. İyileştirme Yöntemleri

Motor ve pervanelerin yarattığı titreşimler ile algılayıcı birimler yanlış ölçümler vererek quadrotor sisteminde kontrolün doğru yapılmasına engel olmaktadır. Titreşimleri azaltma yöntemleri olarak yazılımsal ve mekaniksel önlemler alınabilir.

Sisteme yazılımsal olarak Complementary Filter ve Adaptive Noise Canceller (ANC) gibi algılayıcı birimlerin birbirinin hatalarını giderecek şekilde hesaplamalar yapıldığı filtreler uygulanabilir. Mekaniksel önlemler olarak Şekil 4.49'de gösterilen titreşim sönümleyici malzemeler ile sensörlerin montajı yapılabilir.

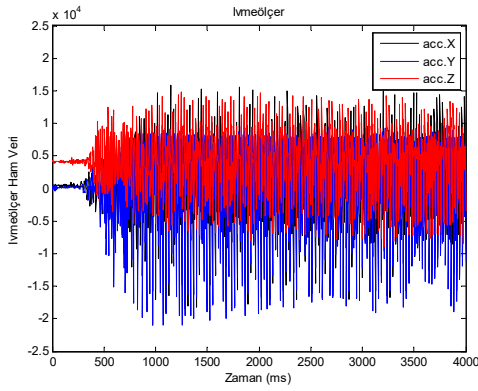


Şekil 4.49. Titreşim sönümleyici

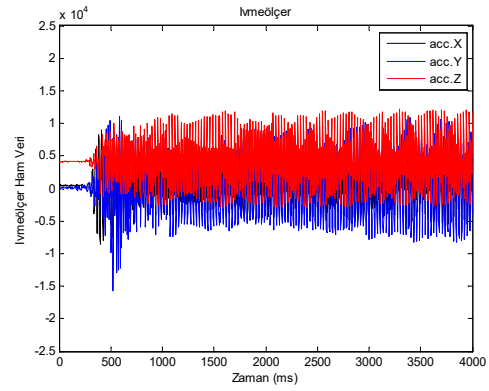


Şekil 4.50. Titreşim sönümleyici ile test düzeneği

Şekil 4.50’de görülen sistemde titreşim sönümleyici malzeme ile kurulan zemin üzerine IMU yerleştirilmiştir. Bu testte titreşimlerin en çok olduğu balansız bozuk pervane ile motorun döndürüldüğü dördüncü deney düzeneği uygulanmıştır. Alınan ivmeölçer ve jiroskop ham verilerinin Matlab ortamında işlenerek ve kuaterniyon hesaplamaları yapılarak grafikleri çıkartılmıştır. Test sonucunda Şekil 4.51 - Şekil 4.57 arasındaki verilen grafik karşılaştırmalarından da görüldüğü gibi titreşim sönümleyiciler üzerine monte edilen IMU titreşimlerden daha az etkilenmiştir.



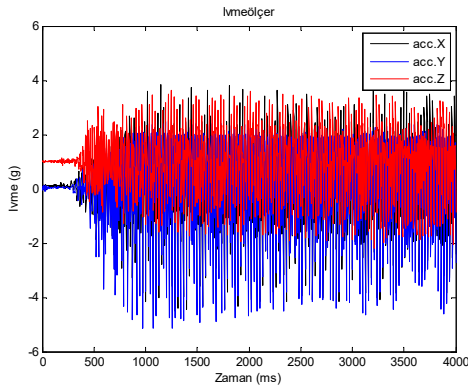
(a)



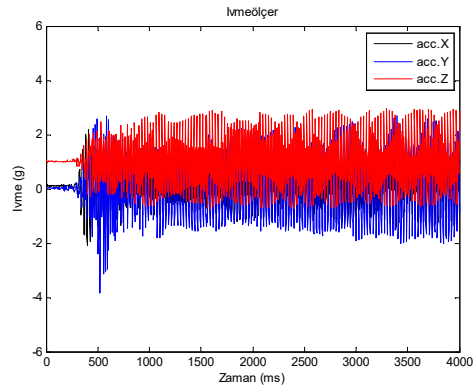
(b)

Şekil 4.51. Balansız bozuk pervane sonucu ivmeölçer ham verileri

a) titreşim sönümleyici yokken, b) titreşim sönümleyici varken



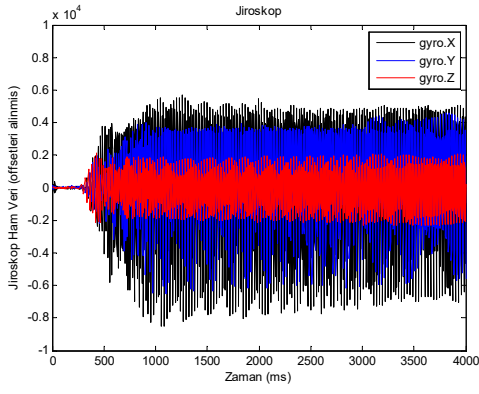
(a)



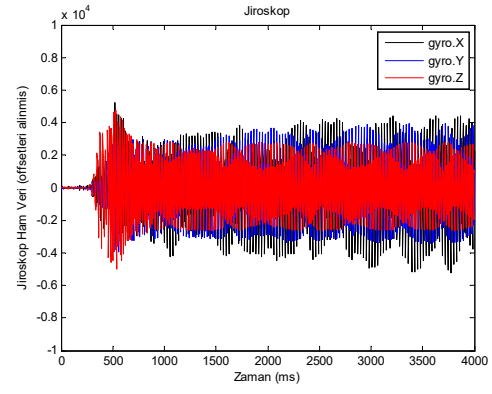
(b)

Şekil 4.52. Balansız bozuk pervane sonucu ivmeölçer işlenmiş verileri

a) titreşim sönümleyici yokken, b) titreşim sönümleyici varken

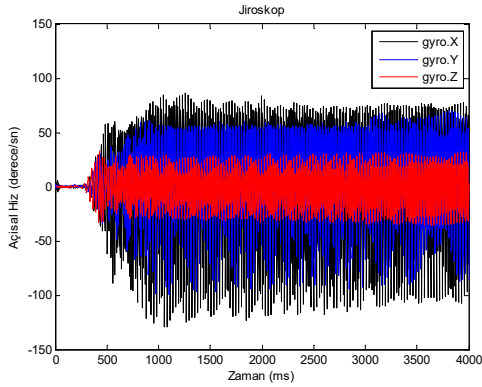


(a)

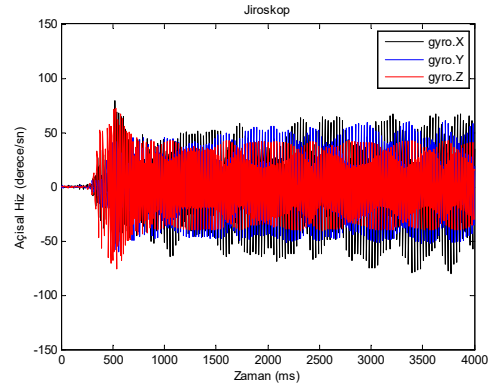


(b)

Şekil 4.53. Balansı bozuk pervane sonucu jiroskop ham verileri
a) titreşim sönümleyici yokken, b) titreşim sönümleyici varken

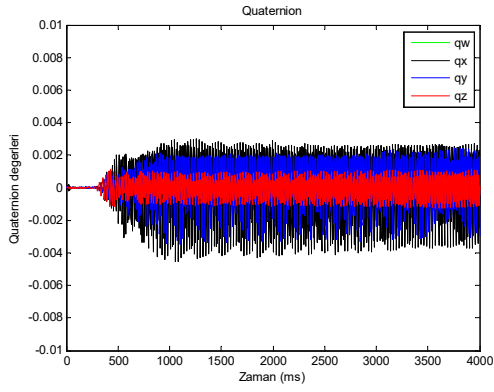


(a)

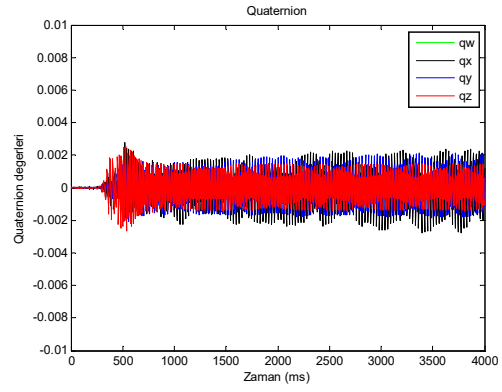


(b)

Şekil 4.54. Balansı bozuk pervane sonucu açısal hız verileri
a) titreşim sönümleyici yokken, b) titreşim sönümleyici varken



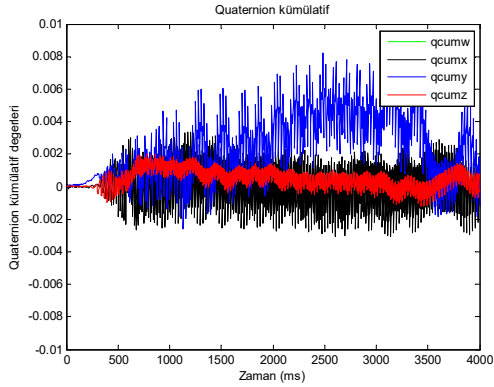
(a)



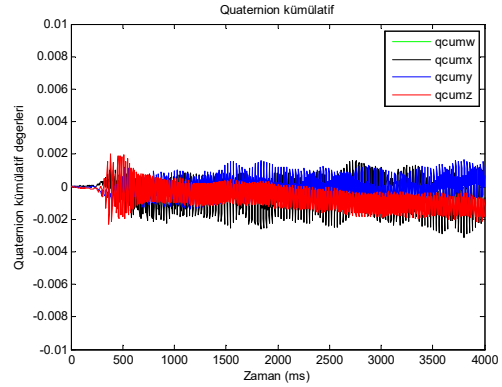
(b)

Şekil 4.55. Balansı bozuk pervane sonucu kuaterniyon değerleri

a) titreşim sönümleyici yokken, b) titreşim sönümleyici varken



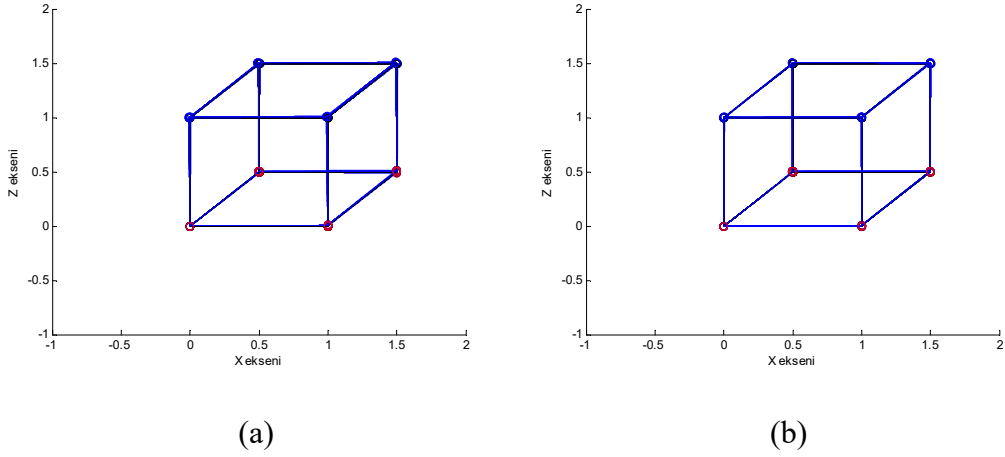
(a)



(b)

Şekil 4.56. Balansı bozuk pervane sonucu kümülatif değerleri

a) titreşim sönümleyici yokken, b) titreşim sönümleyici varken



Şekil 4.57. Balansı bozuk pervane sonucu cismin konumu
a) titreşim sönümleyici yokken, b) titreşim sönümleyici varken

Titreşim sönümleyici sistem üzerinde olduğunda ve olmadığında durum için balansı bozuk pervane ile yapılan deneyle IMU'dan ham veriler alınarak, Matlab ortamında işlenmiş ve kuaterniyon hesaplamaları kare prizma cisme uygulanmıştır. Şekil 4.57 (a)'de verilen cisim konumundaki sapmalar, IMU titreşim sönümleyici malzemeler üzerine yerleştirildiğinde Şekil 4.57 (b)'de verilen cismin konumundaki sapmalardan daha fazla olduğu görülmektedir.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

MEMS tabanlı algılayıcı birimler, oryantasyon tahmini yapmak için bir çok alanda ve uygulamada kullanılmaktadır. Mini insansız hava araçlarında, MEMS tabanlı bu algılayıcı birimlerin bir arada kullanımına olanak sağlayan IMU'lar tercih edilmektedir. Bu tez çalışmasında bir mini insansız hava aracı olan quadrotor sisteminde uçuş kontrolünün sağlanmasında kullanılan algılayıcı birimlerinin (ivmeölçer, jiroskop) ölçümlerini olumsuz etkileyen titreşim faktörünün üzerinde çalışmalar yapılmıştır.

Yapılan testlerde sabit durumdaki (herhangi bir ekseninde dönme hareketi yapmayan) bir quadrotor sisteminde oluşan titreşimlerin, ivmeölçer ve jiroskop ölçümlerini hatalı vermelerine sebep olduğu görülmüştür. Oluşan bu gürültülerin motor ve pervanelerin oluşturduğu titreşimlerden kaynaklı olduğu söylenebilir. Aynı zamanda motor hızına bağlı olarak oluşan titreşimlerin de ivmeölçer ve jiroskop verilerini farklı oranda etkilediği gözlemlenmiştir. Pervane balansının sistem üzerindeki doğru verilerin alınmasında ne derece önemli olduğu alınan ölçümlerde görülmektedir. Balansı bozuk bir pervane sistemde oluşturduğu titreşim ile verileri yüksek oranda bozmaktadır. Algılayıcı birimlerden alınan veriler kullanılarak kuaterniyon gösterimi ile oryantasyon hesabı yapılmıştır. Oluşan gürültülere rağmen kuaterniyon sonuçları ile oryantasyon hesaplarında sapmaların az olduğu görülmüştür. Araç havada asılı durumdayken titreşimlerin kuaterniyon kullanılarak yapılan açı hesaplarında zamanla hissedilebilir bir kayma (drift) yapmayacağını söyleyebiliriz. Ancak bu kaymalar araç hareket ederken kaydadeğer bir şekilde artabilir. Bu konuda ileride buna uygun çalışmalar yapılması gerekmektedir.

Sistemde pervaneler kullanılmadan önce balans kontrolleri yapılması algılayıcı birimlerden sağlıklı ölçümler alınmasını sağlayacaktır. Ayrıca kullanılan motora uygun pervanelerin kullanılması sistemin daha verimli çalışmasını sağlayacaktır. İvmeölçer ve jiroskop verilerinin ölçüm hatalarını azaltmak için algılayıcı birimler sistem üzerine titreşim önleyici malzemeler ile monte edilebilir. Kullanılan algoritmalara gürültülerin giderilmesi için algılayıcı birimlerin bir arada kullanıldığı filtreler uygulanarak da daha doğru ölçümler yapılması sağlanabilir.

KAYNAKLAR DİZİNİ

- Alam, F., ZhaiHe, Z., JiaJia H., 2014, A Comparative Analysis of Orientation Estimation Filters using MEMS based IMU, 2nd International Conference on Research in Science, Engineering and Technology (ICRSET).
- Almosalami, A., Blanchard T., Goenner, B., vd., Designing an Autonomous Aerial Robot for Successful Operations in a Non-Deterministic Indoor Environment.
- Alvarado, S., Certad, N., Lopez, G.F., Gonzalez M., 2017, Construction, Identification and Instrumentation of a Low Cost Quadcopter Research Platform, Latin American Robotics Symposium (LARS) and Brazilian Symposium on Robotics (SBR).
- Çiçekdemir, Ç., Kesler M., Karakuzu C., Yüzgeç, U., 2012, ARM Mikrodenetliyi Tabanlı Bilkopter'in 9DOF ile Dengelemesi, ELECO 2012 Elektrik-Elektronik ve Bilgisayar Mühendisliği Sempozyumu.
- Dam, E.B., Koch M., Lillhom M., 1998, Quaternions, Interpolation and Animation, Technical Report DIKU-TR-98/5.
- Enginer, B., 2007, Quadrotor VTOL Aracının Modellenmesi ve Kontrolü, Yüksek Lisans tezi, İTÜ, 82 s.
- Güner, U., Canbolat H., Ünlütürk, A., Aydoğdu, Ö., 2015, MEMS Tipi Sensörler Kullanılarak Genel Amaçlı Atalet Ölçüm Birimi Tasarımı ve Kalibrasyonu, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı.
- Güner, U., Canbolat, H., Ünlütürk, A., 2015, Design and Implementation of Adaptive Vibration Filter for MEMS Based Low Cost IMU, 9th International Conference on Electrical and Electronics Engineering.
- Karamancıoğlu, A., 2019, Kuaternionlara Giriş, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Basımevi.
- Kılıç, B., 2014, Quadcopter'in Dinamik Analizi ve Tasarımı, Yüksek Lisans tezi, Bülent Ecevit Üniversitesi Mühendislik Fakültesi, 56 s.
- Luinge, H.J., 2002, Inertial Sensing of Human Movement, Twente University Press, Ph.D. thesis, University of Twente, 88 p.

KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)

- Merç, Y., Bayılmış, C., 2011, Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı (Quadrotor) Uygulaması, 6th International Advanced Technologies Symposium (IATS'11).
- Ökten, İ., Üçgün, H., Yüzgeç, U., Kesler, M., 2016, Döner Kanat İnsansız Hava Aracı Dinamik Modellemesi ve Benzetimi, EEB 2016 Elektrik-Elektronik ve Bilgisayar Sempozyumu.
- Önkol, M., 2010, Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı, Modellemesi ve Kontrolü, Yüksek Lisans tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, 175 s.
- Sağlamer, E., 2008, Çoğul Robotlarda Hareket Koordinasyonunun Kuaternionlar İle Kinematik Olarak Modellenmesi ve Çözümü, Yüksek Lisans tezi, İTÜ, 66 s.
- Salabaugh, G.G., 1999, Computing Euler Angles From a Rotation Matrix, Technical Report, University of London.
- Urmat, S., 2015, Yönelim Çıkarımı İçin ARM Tabanlı Bir Gömülü Sistem Tasarımı ve Gerçeklenmesi, İTÜ, 107 s.
- Yiğit, C.B., 2012, Mikro Hava Araçlarının Bilinmeyen Ortamlarda Görüntü Temelli Kontrolü, Yüksek Lisans tezi, İTÜ, 101 s.