

DÖRT ROTORLU BİR HAVA ARACININ MODELLENMESİ, SİMÜLASYONU VE PD
KONTROLCÜ KULLANILARAK YÜKSEKLİK VE KONUM KONTROLÜ

Enver ELİTOK

Kütahya Dumlupınar Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliği Uyarınca

Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalında

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Mustafa TOSUN

Haziran-2019

KABUL VE ONAY SAYFASI

Enver ELİTOK'un YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı Dört Rotorlu Bir Hava Aracının Modellenmesi, Simülasyonu ve PD Kontrolcü Kullanılarak Yükseklik ve Konum Kontrolü başlıklı bu çalışma, jürimizce Kütahya Dumlupınar Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

12.07/2019

Prof. Dr. Önder UYSAL

Enstitü Müdürü, Fen Bilimleri Enstitüsü

Prof. Dr. Mehmet Ali EBEOĞLU

Anabilim Dalı Başkanı, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Dr. Öğr. Üyesi Mustafa TOSUN

Danışman, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Sınav Komitesi Üyeleri

Dr. Öğr. Üyesi Mustafa TOSUN

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü, Kütahya Dumlupınar Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Ömer KASIM

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü, Kütahya Dumlupınar Üniversitesi

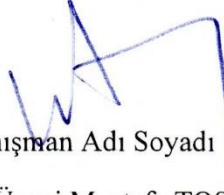
Prof. Dr. Ayhan İSTANBULLU

Bilgisayar Mühendisliği Bölümü, Balıkesir Üniversitesi



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANI

Bu tezin hazırlanmasında Akademik kurallara riayet ettiğimizi, özgün bir çalışma olduğunu ve yapılan tez çalışmasının bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olduğunu, çalışma kapsamında teze ait olmayan veriler için kaynak gösterildiğini ve kaynaklar dizininde belirtildiğini, Yüksek Öğretim Kurulu tarafından kullanılmak üzere önerilen ve Kütahya Dumlupınar Üniversitesi tarafından kullanılan İntihal Program ile tarandığını ve benzerlik oranının %3 çıktığını beyan ederiz. Aykırı bir durum ortaya çıktığı takdirde tüm hukuki sonuçlara razı olduğumuzu taahhüt ederiz.



Danışman Adı Soyadı

Dr. Öğr. Üyesi Mustafa TOSUN

İmzası



Öğrenci Adı Soyadı

Enver ELİTOK

İmzası

DÖRT ROTORLU BİR HAVA ARACININ MODELLENMESİ, SİMÜLASYONU VE PD KONTROLCÜ KULLANILARAK YÜKSEKLİK VE KONUM KONTROLÜ

Enver ELİTOK

Elektrik Elektronik Mühendisliği, Yüksek Lisans Tezi, 2019

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Mustafa TOSUN

ÖZET

Quadrotor, 4 rotordan oluşan, dikey iniş ve kalkış yapabilen ve X şekilli bir yapıya sahip olan bir hava aracıdır. Yüksek manevra kabiliyeti, düşük ve yüksek hızlarda uçabilmesi ve basit mekanik yapısı sayesinde kullanım alanları sürekli olarak artmaktadır. Quadrotor için simülasyon ortamında ve deneysel olarak birçok çalışma yapılmış ve yeni çalışmalar yapılmaktadır. Quadrotorun kontrolü için birçok kontrol yöntemi geliştirilmiştir.

Bu çalışmada quadrotorun kinematik ve dinamik eşitleri Newton-Euler ilkelerine dayanılarak elde edilmiştir. Bu eşitlikler kullanılarak quadrotorun 2 adet simülasyon modeli oluşturulmuştur. İlk simülasyon modelinde PD (Oransal-Türev) konum kontrolcü, PD (Oransal- Türev) davranış (attitude) kontrolcü ve PI (Oransal-İntegral) motor kontrolcü olmak üzere 3 adet lineer kontrolcü tasarlanmıştır. İkinci modelinde ise PD (Oransal-Türev) konum kontrolcü, kaskat P (Oransal) hız kontrolcü, PD (Oransal- Türev) davranış (attitude) kontrolcü ve PI (Oransal-İntegral) motor kontrolcü olmak üzere 4 adet lineer kontrolcü tasarlanmıştır. Bu iki simülasyon modelinin referans ve ölçülen konum sinyalleri, ölçülen lineer hızları, ölçülen Euler açıları ve konum hata sinyalleri verilmiş ve yorumlanmıştır.

Elde edilen simülasyon sonuçlarına göre quadrotor, en fazla 5 m/s hızlarda yörünge takibini garanti etmiştir. 1. ve 2. simülasyon modellerinde yerleşme süresi 3 ile 4 saniye arasında olmuştur. 1. simülasyon modelinde yerleşme süresinden sonra kalıcı hal hatası olmamıştır. 2. simülasyon modelinde yerleşme süresinden sonra lineer hızın %5'i kadar kalıcı hal hatası oluşmuştur. Giriş referans sinyali lineer olan simülasyonlarda, yerleşme süresi içinde 2. simülasyon modelinde konum hatası 1. simülasyon modelinden daha az ölçülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Quadrotor, İnsansız hava aracı, Dört rotorlu insansız hava aracı, PD kontrolcü, PI kontrolcü, P kontrolcü, VTOL.

MODELLING AND SIMULATION OF A QUADROTOR AND ALTITUDE AND POSITION CONTROL USING PD CONTROLLER

Enver ELİTOK

Electrical and Electronic Engineering, M.S. Thesis, 2019

Thesis Supervisor: Assist. Prof. Dr. Mustafa TOSUN

SUMMARY

A quadrotor is a X-shaped aerial vehicle with 4 rotors, capable of vertical landing and take-off. Thanks to high maneuverability, low and high flying speeds and simple mechanical structure, quadrotor's usage areas are constantly increasing. Many studies have been presented in the simulation environments and experiments for quadrotors and new studies are being carried out. Many control methods have been developed to control quadrotors.

In this study, kinematic and dynamic equations of the quadrotor were obtained based on Newton-Euler principles. Using these equations, 2 simulation models of the quadrotor were designed. In the first simulation model, three linear controllers were designed, which are PD (Proportional-Derivative) position controller, PD (Proportional-Derivative) attitude controller and PI (Proportional-Integral) motor controller. In the second model, 4 linear controllers were designed, which are PD (Proportional-Derivative) position controller, cascade P (Proportional) velocity controller, PD (Proportional-Derivative) attitude controller and PI (Proportional-Integral) motor controller. Reference and measured position signals, measured linear velocities, measured Euler angles and position error signals of these two simulation models were presented and discussed.

According to the simulation results, the quadrotor guaranteed trajectory at velocities up to 5 m/s. In the first and second simulation models, the settling time was between 3 and 4 seconds. In the 1st simulation model, there was no steady state error after the settling period. In the 2nd simulation model, after the settling time, steady state error occurred up to 5% of the linear velocity. In the simulations with the linear reference signal, the position error in the 2nd simulation model was less than the 1st simulation model during the settlement period.

Keywords: Quadrotor, Unmanned aerial vehicle, PD controller, PI controller, P controller, VTOL.

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının her aşamasında bilgilerini, tecrübelerini ve değerli zamanlarını esirgemeyerek bana her fırsatta yardımcı olan, motive eden ve yol gösteren kıymetli hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Mustafa TOSUN'a teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmamda yardım ve desteklerini esirgemeyen kıymetli hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Ömer KASIM'a teşekkür ederim.

Çalışamın tamamlanması için manevi desteklerini esirgemeyen ailemin her bir ferdine teşekkürü bir borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	v
SUMMARY	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xvi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xvii
 1. GİRİŞ	 1
2. LİTERATÜR ÇALIŞMALARI	9
3. QUADROTORUN MODELLENMESİ	20
3.1. Quadrotorun Rotor Hızlarına Göre Hareket Biçimleri.....	21
3.2. Quadrotorun Euler Açıları.....	22
3.3. Referans Koordinat Sistemleri	23
3.3.1. Sabit Yer (Atalet) Koordinat Sistemi (E Koordinat Sistemi)	23
3.3.2. Gövde Koordinat Sistemi (B Koordinat Sistemi)	23
3.4. Quadrotorun Temel Hareket Komutları	24
3.4.1. Gaz (Throttle) komutu	25
3.4.2. Yalpalama (Roll) komutu	26
3.4.3. Yunuslama (Pitch) komutu	27
3.4.4. Sapma (Yaw) komutu	27
3.5. Quadrotorun Newton-Euler Hareket Denklemleri	28
3.5.1. Yerçekimi ivmesi etkisi	33
3.5.2. Jirooskop etkisi	34
3.5.3. Kuvvet ve tork etkisi.....	35
3.6. DC Motor Dinamiği	39
4. SİMÜLASYON MODELİ VE AÇIKLANMASI.....	43
4.1. Quadrotorun Simülasyon Modeli	45
4.2. Simülasyon Bloklarının Açıklanması	49
4.2.1. Euler dönüşümü (XYZ-Euler) bloğu	49

İÇİNDEKİLER(devam)

	<u>Sayfa</u>
4.2.2. Euler-kuvvet ve tork dönüşümü bloğu.....	49
4.2.3. Kuvvet ve tork-omega dönüşümü bloğu.....	52
4.2.4. Motorlar bloğu.....	53
4.2.5. Quadrotor modeli bloğu.....	55
4.3. Simülasyon Modellerinde Kullanılan Kontrolcüler	57
4.3.1. Simülasyon Modeli 1'in Kontrolcülleri	57
4.3.2. Simülasyon Modeli 2'nin Kontrolcülleri	60
5. SİMÜLASYON SONUÇLARI VE YORUMLANMASI	64
5.1. Simülasyon 1	64
5.1.1. Simülasyon Modeli 1	64
5.1.2. Simülasyon Modeli 2	64
5.2. Simülasyon 2.....	69
5.2.1. Simülasyon Modeli 1	69
5.2.2. Simülasyon Modeli 2	69
5.3. Simülasyon 3.....	73
5.3.1. Simülasyon Modeli 1	74
5.3.2. Simülasyon Modeli 2	74
5.4. Simülasyon 4.....	78
5.4.1. Simülasyon Modeli 1	78
5.4.2. Simülasyon Modeli 2	78
5.5. Simülasyon 5.....	83
5.5.1. Simülasyon Modeli 1	83
5.5.2. Simülasyon Modeli 2	83
5.6. Simülasyon 6.....	87
5.6.1. Simülasyon Modeli 1	87
5.6.2. Simülasyon Modeli 2	88
5.7. Simülasyon 7.....	92
5.7.1. Simülasyon Modeli 1	92
5.7.2. Simülasyon Modeli 2	93
5.8. Simülasyon 8.....	97
5.8.1. Simülasyon Modeli 1	97
5.8.2. Simülasyon Modeli 2	98

İÇİNDEKİLER(devam)

	<u>Sayfa</u>
5.9. Simülasyon 9.....	102
5.9.1. Simülasyon Modeli 1	102
5.9.2. Simülasyon Modeli 2	103
5.10. Simülasyon 10.....	108
5.10.1. Simülasyon Modeli 1	108
5.10.2. Simülasyon Modeli 2	108
6. SONUÇLAR	113
KAYNAKLAR DİZİNİ	114
ÖZGEÇMİŞ	

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Quadrotorun yapısı.....	1
1.2. Gyroplane No.1	3
1.3. Cierva tarafından tasarlanan Otojiro	3
1.4. Bothezat tarafından tasarlanan quadrotor.....	4
1.5. Étienne tarafından tasarlanan quadrotor.....	4
1.6. Fa-61 helikopteri	5
1.7. VS-300 helikopteri	6
1.8. S-55 helikopteri.....	6
1.9. Convertawings Model A quadrotoru.....	7
1.10. Bell-Boeing Quad Tiltrotor (QTR)	8
1.11. Aeroquad ve ArduCopter	8
1.12. Anteos A2-Mini	9
1.13. Parrot AR. Drone 2.0	9
3.1. Quadrotorun her bir rotorunun dönüş yönü.....	21
3.2. Rotorların hızına göre hareket şekilleri.....	21
3.3. Quadrotorun Euler açıları.....	22
3.4. Yer koordinat sistemi ve gövde koordinat sistemi	24
3.5. Quadrotorun havada asılı kalma (hovering) modeli.....	25
3.6. Gaz (throttle) komutu	25
3.7. Yalpalama (roll) komutu	26
3.8. Yunuslama (pitch) komutu.....	27
3.9. Yönelme (yaw) komutu.....	28
3.10. ψ açısının $R(\psi, z)[-]$ aracılığıyla ZE eksenini etrafındaki dönüşü	29
3.11. θ açısının $R(\theta, Y)[-]$ aracılığıyla Y1 eksenini etrafındaki dönüşü	30
3.12. ϕ açısının $R(\phi, X)[-]$ aracılığıyla X2 eksenini etrafındaki dönüşü	30
3.13. DC motor modeli	40
3.14. DC motor devresi	40
3.15. DC motorun yüke bağlı modeli.....	41
4.1. Simülasyon Model Şeması.....	45

ŞEKİLLER DİZİNİ(devam)

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
4.2. Simülasyon Modeli 1	46
4.3. Simülasyon Modeli 2	47
4.4. Blok 1 alt bloğu.....	48
4.5. Euler açıları-Kuvvet ve Tork dönüşümü.....	50
4.6. Motorlar bloğu	53
4.7. Ön motorun (1. motor) simülasyon modeli.....	54
4.8. Motor açısal hızı bozucu etkisi	54
4.9. Motor bode diyagramı.....	55
4.10. Quadrotorun Modeli bloğu.....	56
4.11. Simülasyon Modeli 1 konum kontrolcü modeli.....	57
4.12. Simülasyon Modeli 1 Euler açıları kontrolcü modeli	58
4.13. Simülasyon Modeli 1 motor kontrolcü modeli	59
4.14. Simülasyon Modeli 2 konum kontrolcü modeli.....	61
4.15. Simülasyon Modeli 2 hız kontrolcü modeli	62
5.1. Simülasyon 1 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	65
5.2. Simülasyon 1 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	65
5.3. Simülasyon 1 Model 1 ölçülen Euler açıları	66
5.4. Simülasyon 1 Model 1 konum hata sinyalleri.....	66
5.5. Simülasyon 1 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	67
5.6. Simülasyon 1 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	67
5.7. Simülasyon 1 Model 2 ölçülen Euler açıları	68
5.8. Simülasyon 1 Model 2 konum hata sinyalleri.....	68
5.9. Simülasyon 2 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	70
5.10. Simülasyon 2 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	70
5.11. Simülasyon 2 Model 1 ölçülen Euler açıları	71
5.12. Simülasyon 2 Model 1 konum hata sinyalleri.....	71
5.13. Simülasyon 2 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	72
5.14. Simülasyon 2 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	72
5.15. Simülasyon 2 Model 2 ölçülen Euler açıları	73

ŞEKİLLER DİZİNİ(devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
5.16. Simülasyon 2 Model 2 konum hata sinyalleri.....	73
5.17. Simülasyon 3 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	74
5.18. Simülasyon 3 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	75
5.19. Simülasyon 3 Model 1 ölçülen Euler açıları	75
5.20. Simülasyon 3 Model 1 konum hata sinyalleri.....	76
5.21. Simülasyon 3 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	76
5.22. Simülasyon 3 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	77
5.23. Simülasyon 3 Model 2 ölçülen Euler açıları	77
5.24. Simülasyon 3 Model 2 konum hata sinyalleri.....	78
5.25. Simülasyon 4 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	79
5.26. Simülasyon 4 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	79
5.27. Simülasyon 4 Model 1 ölçülen Euler açıları	80
5.28. Simülasyon 4 Model 1 konum hata sinyalleri.....	80
5.29. Simülasyon 4 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	81
5.30. Simülasyon 4 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	81
5.31. Simülasyon 4 Model 2 ölçülen Euler açıları	82
5.32. Simülasyon 4 Model 2 konum hata sinyalleri.....	82
5.33. Simülasyon 5 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	83
5.34. Simülasyon 5 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	84
5.35. Simülasyon 5 Model 1 ölçülen Euler açıları	84
5.36. Simülasyon 5 Model 1 konum hata sinyalleri.....	85
5.37. Simülasyon 5 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	85
5.38. Simülasyon 5 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	86
5.39. Simülasyon 5 Model 2 ölçülen Euler açıları	86
5.40. Simülasyon 5 Model 2 konum hata sinyalleri.....	87
5.41. Simülasyon 6 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	88
5.42. Simülasyon 6 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	89
5.43. Simülasyon 6 Model 1 ölçülen Euler açıları	89
5.44. Simülasyon 6 Model 1 konum hata sinyalleri.....	90

ŞEKİLLER DİZİNİ(devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
5.45. Simülasyon 6 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	90
5.46. Simülasyon 6 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	91
5.47. Simülasyon 6 Model 2 ölçülen Euler açıları	91
5.48. Simülasyon 6 Model 2 konum hata sinyalleri	92
5.49. Simülasyon 7 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	93
5.50. Simülasyon 7 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	94
5.51. Simülasyon 7 Model 1 ölçülen Euler açıları	94
5.52. Simülasyon 7 Model 1 konum hata sinyalleri	95
5.53. Simülasyon 7 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	95
5.54. Simülasyon 7 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	96
5.55. Simülasyon 7 Model 2 ölçülen Euler açıları	96
5.56. Simülasyon 7 Model 2 konum hata sinyalleri	97
5.57. Simülasyon 8 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	98
5.58. Simülasyon 8 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	99
5.59. Simülasyon 8 Model 1 ölçülen Euler açıları	99
5.60. Simülasyon 8 Model 1 konum hata sinyalleri	100
5.61. Simülasyon 8 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	100
5.62. Simülasyon 8 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	101
5.63. Simülasyon 8 Model 2 ölçülen Euler açıları	101
5.64. Simülasyon 8 Model 2 konum hata sinyalleri	102
5.65. Simülasyon 9 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	104
5.66. Simülasyon 9 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri	104
5.67. Simülasyon 9 Model 1 ölçülen Euler açıları	105
5.68. Simülasyon 9 Model 1 konum hata sinyalleri	105
5.69. Simülasyon 9 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	106
5.70. Simülasyon 9 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri	106
5.71. Simülasyon 9 Model 2 ölçülen Euler açıları	107
5.72. Simülasyon 9 Model 2 konum hata sinyalleri	107
5.73. Simülasyon 10 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri	109

ŞEKİLLER DİZİNİ(devam)

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
5.74. Simülasyon 10 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.....	109
5.75. Simülasyon 10 Model 1 ölçülen Euler açıları	110
5.76. Simülasyon 10 Model 1 konum hata sinyalleri.....	110
5.77. Simülasyon 10 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri	111
5.78. Simülasyon 10 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.....	111
5.79. Simülasyon 10 Model 2 ölçülen Euler açıları	112
5.80. Simülasyon 10 Model 2 konum hata sinyalleri.....	112

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
4.1. Quadrotor ve motor parametreleri.....	44
4.2. Simülasyon Modeli 1 konum kontrolcü parametreleri.....	58
4.3. Simülasyon Modeli 1 Euler açıları kontrolcü parametreleri	59
4.4. Simülasyon Modeli 1 motor kontrolcü parametreleri	60
4.5. Simülasyon Modeli 2 konum kontrolcü parametreleri.....	61
4.6. Simülasyon Modeli 2 hız kontrolcü parametreleri.....	62
4.7. Quadrotor ve motor parametreleri.....	63

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
g	Yerçekimi ivmesi (ms^{-2})
m	Kütle (kg)
b	Kuvvet faktörü (Ns^2)
d	Sürüklenme faktörü (Nms^2)
l	Quadrotor kol uzunluğu (m)
J_{TP}	Pervane etrafında oluşan toplam dönel atalet momenti (Nms^2)
I	Atalet matrisi (Nms^2)
I_{XX}	X eksenindeki atalet matrisi (Nms^2)
I_{YY}	Y eksenindeki atalet matrisi (Nms^2)
I_{ZZ}	Z eksenindeki atalet matrisi (Nms^2)
X	X eksen
Y	Y eksen
Z	Z eksen
X_{des}	X ekseninde referans konum (m)
Y_{des}	Y ekseninde referans konum (m)
Z_{des}	Z ekseninde referans konum (m)
X_{mes}	X ekseninde ölçülen konum (m)
Y_{mes}	Y ekseninde ölçülen konum (m)
Z_{mes}	Z ekseninde ölçülen Konum (m)
X_{hata}	X ekseninde konum hatası (m)
Y_{hata}	Y ekseninde konum hatası (m)
Z_{hata}	Z ekseninde konum hatası (m)
E	Sabit yer koordinat sistemi
B	Gövde koordinat sistemi
H	Hibrit koordinat sistemi
O^E	Yer koordinat sistemi orijini
X^E	Yer koordinat sisteminde X eksen

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ(devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
Y^E	Yer koordinat sisteminde Y eksen
Z^E	Yer koordinat sisteminde Z eksen
O^B	Gövde koordinat sistemi orijini
X^B	Gövde koordinat sisteminde X eksen
Y^B	Gövde koordinat sisteminde Y eksen
Z^B	Gövde koordinat sisteminde Z eksen
ϕ	Yalpalama açısı (rad)
θ	Yunuslama açısı (rad)
ψ	Sapma açısı (rad)
ϕ_{des}	Referans yalpalama açısı (rad)
θ_{des}	Referans yunuslama açısı (rad)
ψ_{des}	Referans sapma açısı (rad)
ϕ_{mes}	Ölçülen yalpalama açısı (rad)
θ_{mes}	Ölçülen yunuslama açısı (rad)
ψ_{mes}	Ölçülen sapma açısı (rad)
$V_{X_{mes}}$	X ekseninde ölçülen lineer hız (ms^{-1})
$V_{Y_{mes}}$	Y ekseninde ölçülen lineer hız (ms^{-1})
$V_{Z_{mes}}$	Z ekseninde ölçülen lineer hız (ms^{-1})
U_1	Gaz komutu (N)
U_2	Yalpalama komutu (Nm)
U_3	Yunuslama komutu (Nm)
U_4	Sapma komutu (Nm)
Ω_1	1. motorun açısal hızı ($rads^{-1}$)
Ω_2	2. motorun açısal hızı ($rads^{-1}$)
Ω_3	3. motorun açısal hızı ($rads^{-1}$)
Ω_4	4. motorun açısal hızı ($rads^{-1}$)
$\Omega_{1_{mes}}$	1. motorun ölçülen açısal hızı ($rads^{-1}$)
$\Omega_{2_{mes}}$	2. motorun ölçülen açısal hızı ($rads^{-1}$)

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ(devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
$\Omega_{3_{mes}}$	3. motorun ölçülen açısal hızı ($rads^{-1}$)
$\Omega_{4_{mes}}$	4. motorun ölçülen açısal hızı ($rads^{-1}$)
$\dot{\xi}$	E koordinat sisteminde genelleştirilmiş hız vektörü
ν	B koordinat sisteminde genelleştirilmiş hız vektörü
J_{θ}	Genelleştirilmiş matris
ξ	E koordinat sisteminde tanımlanan konum vektörü
r^E	E koordinat sisteminde tanımlanan lineer konum vektörü (m)
θ^E	E koordinat sisteminde tanımlanan açısal konum vektörü (rad)
v^B	B koordinat sisteminde tanımlanan lineer hız vektörü (ms^{-1})
ω^B	B koordinat sisteminde tanımlanan açısal hız vektörü ($rads^{-1}$)
J_{θ}	Genelleştirilmiş matris
$0_{3 \times 3}$	3x3 boyutunda 0 matrisi
R_{θ}	Dönüşüm matrisi
R_{θ}^{-1}	Ters dönüşüm matrisi
T_{θ}	Transfer matrisi
T_{θ}^{-1}	Ters transfer matrisi
$I_{3 \times 3}$	3x3 boyutunda birim matris
$\dot{v}^B$	B koordinat sisteminde tanımlanan lineer ivme vektörü (ms^{-2})
$\dot{\omega}^B$	B koordinat sisteminde tanımlanan açısal ivme vektörü ($rads^{-2}$)
F^B	B koordinat sisteminde tanımlanan kuvvet vektörü (N)
τ^B	B koordinat sisteminde tanımlanan tork vektörü (Nm)
Λ	Genelleştirilmiş kuvvet vektörü (N)
$\dot{\nu}$	B koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş ivme vektörü
M_B	B koordinat sisteminde tanımlanan sistemin atalet matrisi
$C_B(\nu)$	B koordinat sisteminde tanımlanan Coriolis-merkez matrisi
$S(k)$	Ters-simetrik matris
$G_B(\xi)$	Yerçekimi vektörü
F_G^B	B koordinat sisteminde tanımlanan yerçekimi kuvvet vektörü (N)

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ(devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
F_G^E	E koordinat sisteminde tanımlanan yerçekimi kuvvet vektörü (N)
$O_B(v)$	B koordinat sisteminde tanımlanan jiroskopik pervane matrisi
Ω	Pervanelerin açısal hız vektörü ($rad s^{-1}$)
E_B	Hareket matrisi
$U_B(\Omega)$	Hareket vektörü
ζ	H koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş hız vektörü
$\dot{\zeta}$	H koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş ivme vektörü
M_H	H koordinat sisteminde tanımlı sistemin atalet matrisi
$C_H(\zeta)$	H koordinat sisteminde tanımlanan Coriolis-merkezi matrisi
G_H	H koordinat sisteminde tanımlanan yerçekimi vektörü
$O_H(\zeta)$	H koordinat sisteminde tanımlanan jiroskopik pervane matrisi
$E_H(\xi)$	H koordinat sisteminde tanımlanan hareket matrisi
R	Rirenç (Ω)
L	İndüktör (H)
e	Kaynak gerilimi (V)
v_R	R direnci üzerinde oluşan gerilim (V)
v_L	L indüktörü üzerinde oluşan gerilim (V)
i	Motor armatür akımı (A)
K_E	Motor gerilim sabiti ($V s rad^{-1}$)
K_M	Motor tork sabiti ($N m A^{-1}$)
Ω_M	Motorun açısal hızı ($rad s^{-1}$)
J_r	Rotor atalet momenti ($N m s^2$)
T_M	Motorun ürettiği tork ($N m$)
T_{load}	Yük torku ($N m$)

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ(devam)

<u>Kısaltmalar</u>	<u>Açıklama</u>
İHA	İnsansız Hava Aracı
VTOL	Dikey İniş-Kalkış
BDCM	Fırçasız Doğru Akım Motoru
IMU	Atalet Ölçüm Birimi
PID	Oransal-İntegral-Türev
PD	Oransal-Türev
PI	Oransal-İntegral
P	Oransal
DOF	Serbestlik Derecesi
6DOF	6 Serbestlik Derecesi
GPS	Global Konumlama Sistemi
PSO	Parçacık Sürü Optimizasyonu
AFGS	Uyarlamalı Bulanık Kazanç Programlama
SMC	Sürgülü Mod Kontrol
FLS	Bulanık Mantık Sistemi
FBNC	Düzlük Tabanlı Doğrusal Olmayan Kontrolcü
LQ	Lineer Kuadratik
FIS	Bulanık Kontrolcü Editörü
MRFT	Modifiyeli Röle Geri Besleme Testi
CIFT	Kaskat Yinelemeli Geri Bildirim Ayarlama
RNN	Tekrarlayan Nöral Ağ
FFNN	İleri Beslemeli Sinir Ağları
DNN	Dinamik Sinir Ağı
ASBC	Adaptif Kaymalı Geri Adım Kontrolcü
CAD	Bilgisayar Destekli Tasarım
DR	Bozulma Reddi

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ(devam)

<u>Kısaltmalar</u>	<u>Açıklama</u>
LQR	Lineer Kuadratik Regülatör
MPC	Model Önsezili Kontrolcü
EMC	Gömülü Model Kontrolü
NNs	Sinir Ağları
DC	Doğru Akım

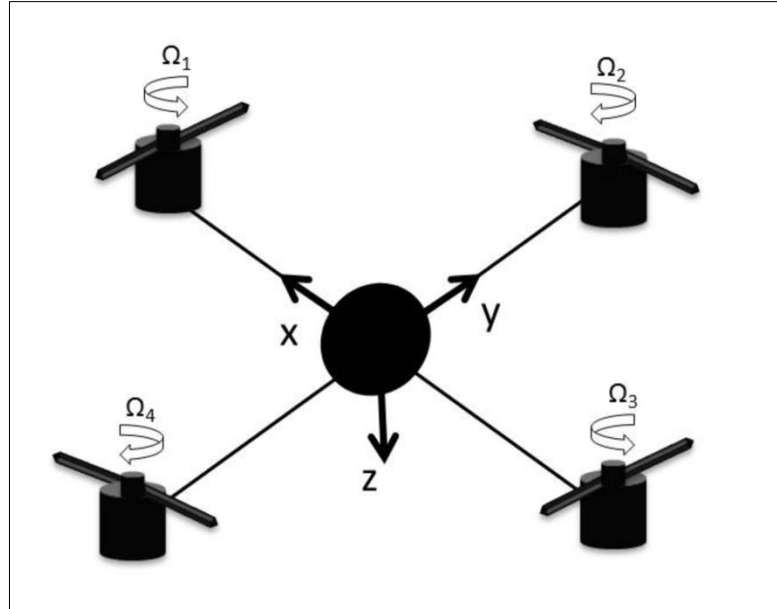
1. GİRİŞ

İnsansız hava aracı (İHA), aerodinamik etkiler kullanarak insan pilot taşımadan uçabilen araçlardır. Uçuşu yüklü veya yüksüz olarak otonom veya yerden pilotlar tarafından uzaktan kontrol edilebilir. İHA'lar genellikle savaş, yangın, sınır güvenliği gibi insanlar için uygun olmayan ya da daha tehlikeli olmayan askeri, soruşturma, gözlem ve kurtarma görevleri için kullanılabilir. Ayrıca fotoğraf veya film çekimi ya da hobi amaçlı olarak kullanılabilir.

İHA'lar sabit kanatlı ve döner kanatlı olarak iki ana grupta sınıflandırılabilir. Döner kanatların kontrolü sabit kanatlardan daha zor ve karmaşıktır. Ancak döner kanatların düşey kalkış ve iniş kabiliyeti avantajı vardır. Tek rotorlu, iki rotorlu, üç rotorlu, dördü rotorlu ve benzeri kanatlı isimleri ile isimlendirilen farklı tipte döner kanatlı insansız hava araçları bulunmaktadır (Yiğit, 2014).

Quadrotor

Quadrotor, 4 rotordan oluşan ve Şekil 1.1.'de gösterildiği gibi X şekilli bir yapıya sahip olan bir insansız hava aracıdır. Her kolun sonunda 1 adet rotor bulunur (Elkholy, 2014).



Şekil 1.1. Quadrotorun yapısı.

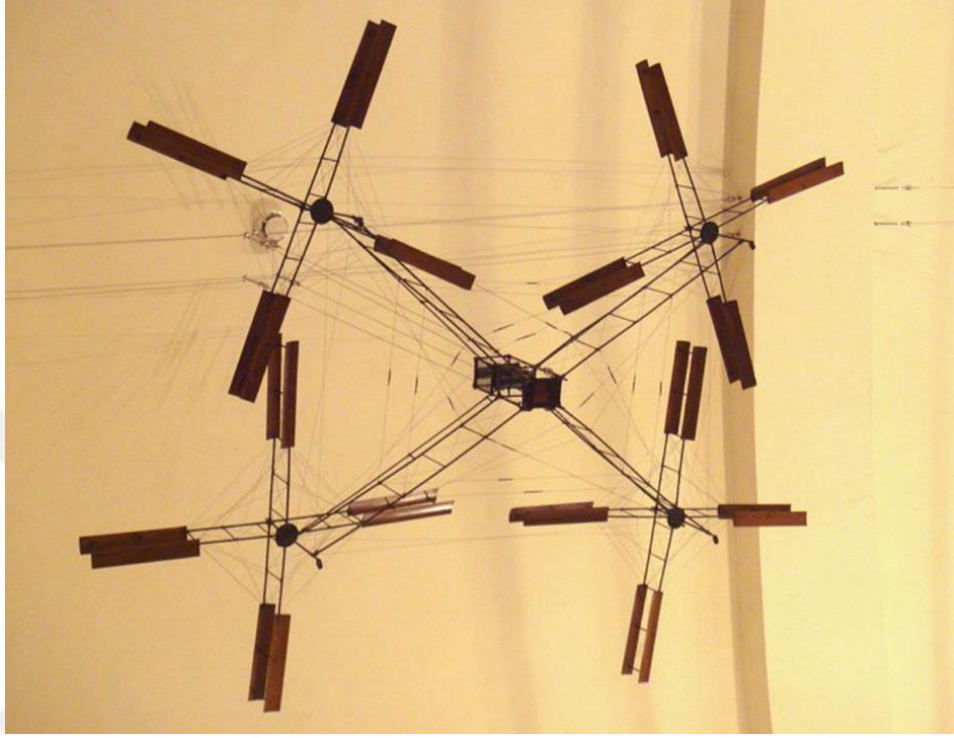
Quadrorotorların dikey olarak kalkış ve iniş yapabilmesi (VTOL) bu araçlara avantaj sağlamaktadır. Manevra kabiliyetinin iyi olması, düşük ve yüksek hızlarda uçabilmesi ve basit mekanik yapısı sayesinde kullanım alanları sürekli olarak artmaktadır (Akyüz, 2013). Bu avantajlarına rağmen quadrorotorlar doğrusal olmayan ve modellenmesi zor uçuş dinamikleri ve uçuş koşullarına göre değişkenlik gösteren bir yapıya sahiptir. Sistem parametrelerinin uçuş performansını doğrudan etkilemesi gibi dezavantajları vardır. Bu nedenle quadrorotorun uçuş dinamiği tasarlanacak kontrolcü veya kontrolcülerin başarısı ile doğru orantılıdır (Castillo vd., 2005).

İnsansız Hava Araçlarının Tarihi

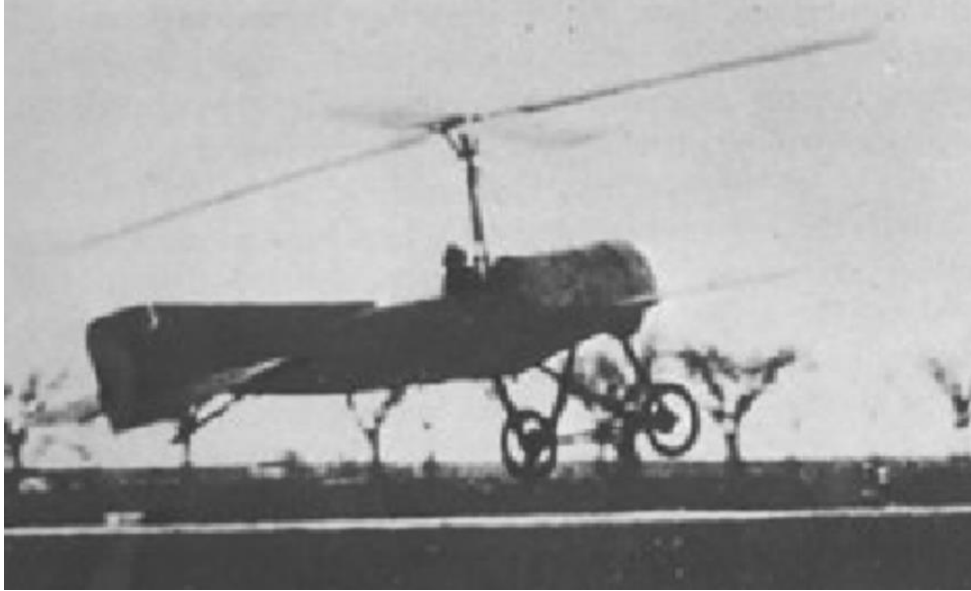
Döner kanatlı hava taşıtları daha teknolojik, karmaşık ve yeni görünse de yüz yıldan daha uzun bir geçmişe sahiptir. Çin'in uçan oyuncaklarından ve Leonardo Da Vinci'nin sarmal uçak vidalarından sonra, Forlanini'nin döner kanatlı uçak modeli 1877'de 12 metrede 20 saniye uçabilmiştir. Bu sürenin ardından, helikopter ve multirotorlara ilgi her geçen gün gelişen teknoloji ile yoğun bir şekilde artmaktadır (Yiğit, 2014).

1907 yılında, Fransız bir bilim adamı ve akademisyen olan Charles Richet, pilotu olmayan küçük bir helikopter yapmıştır. Denemesi başarılı olmayan Richet'in öğrencilerinden biri olan Louis Bréguet dört adet dört kanatlı çift kanatlı rotoru çalıştıran ve pilotun hemen üstünde 45 beygirlik (34 kW) sekiz silindirli Antoinette tipi motora sahip Gyroplane No.1 isimli bir quadrorot tasarlamıştır (Şekil 1.2). Brüt ağırlık 578 kilogram olan quadrorotun sadece dikey uçuş yapmasını istemiştir. Ancak her biri kollardan birinin ucunu tutan dört adam dışında quadrorotun stabilitesini veya kontrolünü sağlayamamıştır (Yiğit, 2014).

1923 yılında Juan de la Cierva, Otojiro adlı helikoptere benzer bir hava aracı geliştirmiştir. Bu hava aracını, sabit kanatlı uçak ve helikoptere benzer şekilde tasarlamıştır. Klasik kanat ve kuyruklu yapısı olan bu hava aracının pervanelerini gövde üzerinde dikey bir shafta montelemiştir. Kaldırma miktarını ve kanatların neden olduğu kuvveti dengelemek ve stabil bir uçuş sağlamak için kanatları dairesel adım kontrollü bir shaft üzerine kurmuştur. Tasarladığı pervane kanadı, günümüzdeki helikopterlerde de kullanılmaktadır. İki adet Cierva C.40 tipi Otojiro (Şekil 1.3) Birinci Dünya Savaşı boyunca hava gözlem noktası olarak kullanılmıştır. Otojiorolar, havada sabit tutunabilme ve modern helikopterler gibi dikey alçalma özelliğine sahip olamamıştır (Ofiaz, 2013).



Şekil 1.2. Gyroplane No.1 (Bayrakçeken, 2013).

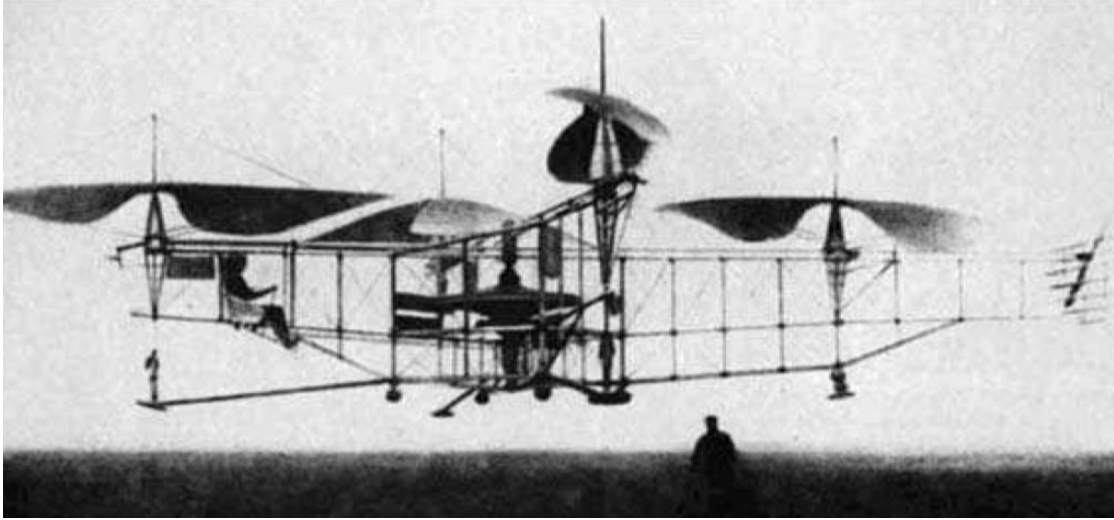


Şekil 1.3. Cierva tarafından tasarlanan Otojiro (Oflaz, 2013).

1922’de Georges de Bothezat ve Jerome Ivan iki adet ve farklı tasarımlara sahip hava aracı geliştirmişler (Şekil 1.4) ve deneysel uçuş yapmışlardır. X şeklinde bir iskelete sahip aracın kollarına altı bıçaklı rotorlar yerleştirmişlerdir. 1924’te Étienne, bir quadrotor (Şekil 1.5) tasarlayıp test etmiştir. Étienne’in tasarladığı quadrotor 1 kilometre boyunca uçmayı başarmıştır (Ali, 2010).



Şekil 1.4. Bothezat tarafından tasarlanan quadrotor (Ali, 2010).



Şekil 1.5. Étienne tarafından tasarlanan quadrotor (Ali, 2010).

1936 yılında Heinrich Focke ve Gert Achgelis, Fa-61 olarak adlandırdıkları, yan yana iki pervaneli bir araç tasarlamışlardır (Şekil 1.6). Pervaneleri öne ve kuyruğa doğru eğimli planlamışlardır. Pervanelerin eğim açılarını değiştirerek kontrolü sağlamışlardır. Etkili yön kontrolü için dikey bir dümen ve yatay kuyruk inşa etmişlerdir. Aracın ön kısmında bulunan boyu kısa olan pervaneleri ise sadece radyal motoru soğutmak için kullanmışlardır. Fa-61 aracı, tamamen kontrol edilebilen ve başarılı dönüşler yapabilen ilk helikopter olmuştur (Oflaz, 2013).



Şekil 1.6. Fa-61 helikopteri (Oflaz, 2013).

1939 yılında Igor Sikorsky VS-300 isimli ilk klasik helikopter (Şekil 1.7) ile döner kanatlı hava araçlarının ilk başarılı uçuşunu gerçekleştirmiştir. Bu hava aracı, bir ana pervane ve üç adet yardımcı kuyruk pervanesi ve iki adet dikey itici yatay kuyruk pervanesi ile adım değiştirerek aracın kontrolünü sağlamayı başarmıştır. Sadece 75 hp gücünde bir motorla, havada sabit kalabilme, yanlara ve geriye gidebilme ve diğer manevraların birçoğunu yapabilme yeteneğine sahip bir helikopter tasarlamıştır (Oflaz, 2013).



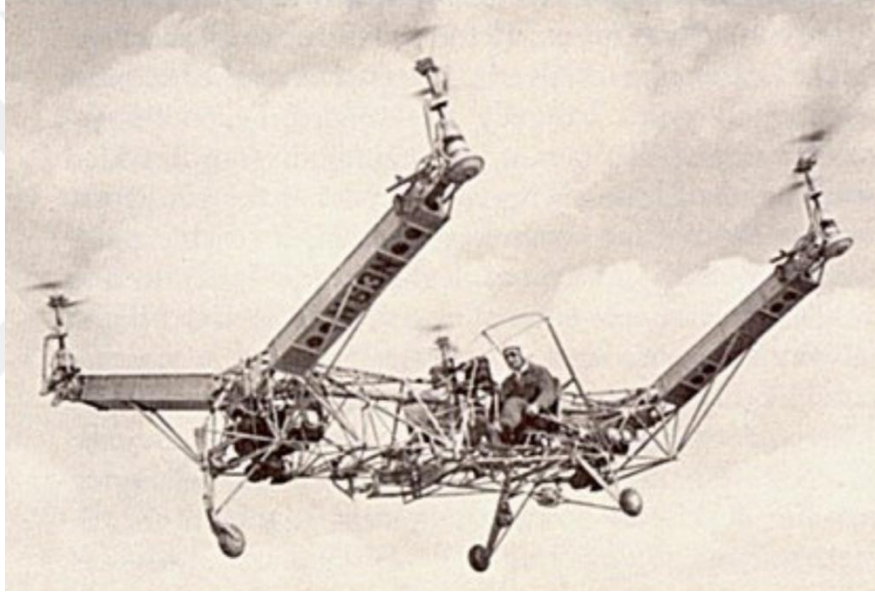
Şekil 1.7. VS-300 helikopteri (Oflaz, 2013).

1950’li yıllar boyunca, helikopterlerin gelişmesi için birçok çalışma yapılmıştır. Sikorsky, dünyanın ilk sertifikalı ticari taşıyıcı helikopterini (Şekil 1.8) S-55 ismiyle üretmiştir (Oflaz, 2013).



Şekil 1.8. S-55 helikopteri (Oflaz, 2013).

1955'te De Bothezat Convertawings Model A isimli bir quadrotor (Şekil 1.9) prototipi tasarlamış ve başarıyla uçurmuştur. Quadrotorun gövdesini profil çelik ve rotorları ise alüminyum alaşım ile desteklemiştir. Tasarladığı 2 motor ve bu motorlara bağlı çok sayıda kayış ile rotor tahrik sistemine güç sağlamıştır. Şaft ve şanzıman kutuları tasarlayarak dört rotorun bağlantısını yapmıştır. Böylece ihtiyaç duyulduğunda rotorların hepsini kullanabilmeyi amaçlamıştır. İlk uçuşunu 1956'da yapmıştır (Yiğit, 2014).



Şekil 1.9. Convertawings Model A quadrotoru (Yiğit, 2014).

2000'li yılların başından itibaren yüksek hızlı fırçasız DC motorların (BDCM) geliştirilmesi, entegre atalet ölçüm birimlerinin (IMU) ve yüksek akım ve kapasiteye sahip lityum iyon bataryaların üretilmesi ile mini ve mikro boyuttaki insansız hava araçlarının gelişmesini hızlandırmıştır. Sivil kullanım, dağlık arazi keşifleri, ormanlık alanların izlenmesi, meteorolojik araştırmalar, tarımsal ilaçlama ve izleme, veri iletişimi ve askeri istihbarat ve keşif gibi amaçlar için dikey kalkış ve iniş yapabilen insansız hava araçlarına ihtiyaç duyulmuştur (Akyol, 2017).

Bell Boeing Quad Tiltrotor (QTR), Bell Boeing V-22 Osprey (Şekil 1.10) tenteli dört rotorlu ve eğilebilen bir türevine sahiptir ve Boeing ve Bell şirketleri tarafından geliştirilmiştir (Akyol, 2017).



Şekil 1.10. Bell-Boeing Quad Tiltrotor (QTR) (Akyol, 2017).

AeroQuad ve ArduCopter (Şekil 1.11), Arduino tabanlı açık kaynaklı yazılım kullanan quadrotor projeleridir (Akyol, 2017).



Şekil 1.11. Aeroquad ve ArduCopter (Akyol, 2017).

Aermatica Spa tarafından tasarlanan Anteos quadrotoru (Şekil 1.12), sivil hava sahasında uçuşuna izin verilen ilk döner kanatlı radyo kontrollü uçağıdır. Fransız üretici Parrot SA tarafından tasarlanan Parrot AR Drone 2.0. (Şekil 1.13) eğlence amaçlı (video oyunları, artırılmış gerçeklik vb.) tasarlanmıştır. Wi-fi aracılığıyla akıllı telefonlar ile kontrol edilebilir (Akyol, 2017).



Şekil 1.12. Anteos A2-Mini (Akyol, 2017).



Şekil 1.13. Parrot AR. Drone 2.0. (Akyol, 2017).

2. LİTERATÜR ÇALIŞMALARI

Bu bölümde quadrotor ile ilgili yapılan literatür çalışmaları verilmiştir. Quadrotorun hem simülasyon ortamında hem de gerçek bir platform tasarlanarak birçok çalışması yapılmıştır. Quadrotorların kontrolü için lineer ve lineer olmayan kontrolcüler olmak üzere çok sayıda kontrolcü çeşidi tasarlanmıştır.

Dong vd., (2013), bir quadrotorun modellemesi ve kontrolü üzerine ön sonuçlar sunmuşlardır. Aerodinamik kavramlarla, matematiksel bir modeli quadrotorun dinamiklerini tanımlamak için önermişlerdir. Bu modelin parametrelerini Matlab Identify Toolbox ile yapılan analizlerle tanımlamışlardır. Geliştirilmiş modele göre bir grup PID kontrolcü tasarlamışlardır. Geliştirilen modeli ve kontrolcülerini doğrulamak için, irtifa kontrolü, pozisyon kontrolü ve yörünge takibi için simülasyonlar ve deneyler gerçekleştirmişlerdir. Simülasyonları ve dış deneyleri, kontrolcülerin referansları, pozisyon kontrolünde maksimum 0,5 metre ve maksimum %15'lik maksimum aşma ile çok iyi takip ettiğini göstermiştir. Atak açısı her zaman küçük olmadığı için, yüksekliği tam olarak sabit bulamamış, dış ortamlarda rastgele bozulmaların oluştuğunu göstermiş ve deneylerinin, modelin varsayılan koşullar altında genel durumlarda benimsenebileceğini göstermiştir.

Stevanovic vd., (2012), quadrotor için sağlam bir çıkış izleme kontrolcüsü önermişlerdir. Önerilen kontrolcü sadece dört durum değişkeninin ölçülmesini gerektirmiştir: atalet koordinat çerçevesindeki pozisyonlar ve sapma açısı. Ayrıca, kontrolcünün, değişmeyen dinamiklere dayanıklı olduğu ve tüm harici kuvvet ve tork bozulmalarını engellediğini göstermişlerdir. Önerilen kontrolcünün etkinliğini yatay düzlemde çok şiddetli harici kuvvet bozuklukları etkisine sahip rüzgâr modelini kullanarak simülasyonda test etmişlerdir. Simülasyon sonuçları, önerdikleri kontrolcünü, quadrotorun yörünge takibi performansı üzerindeki bozulma etkisinin önemli ölçüde azaltılmasını sağladığını göstermişlerdir. Bu kontrolcü özelliğinin, rüzgâr etkisinin önlenemediği gerçek uygulamalarda önemli olduğunu belirtmişlerdir. Önerdikleri kontrolörün temel dezavantajını, filtre kazançlarının ayarlanması için kesin ayarlama kuralları olmaması olarak göstermişlerdir.

Ghazbi vd., (2014), dinamik quadrotorun tam doğrusal olmayan modellemesi çalışmışlardır. Modellemeyi Newton-Euler metodu ve tahrik sistemi modellemesi kullanılarak iki bölümlü gövde modellemesi ile yürütmüşlerdir. Tahrik sistemini sekiz hareket fazında modellemişlerdir. Hareket

fazına göre, sistemleri dinamik modellerden birine geçecek şekilde tasarlamışlardır. Bundan sonra, lineer olmayan modeli MATLAB yazılımını kullanarak simülasyonda test etmişlerdir. Çalışmalarında ayrıca, kontrolcülerini tasarlanırken kullanılacak güçlü bir fiziksel duyu oluşturmak için sanal girdiler oluşturmuşlardır. Daha sonra, sistemin doğruluğunu göstermek için 6 dinamik performans testi ve 3 adet PD kontrolcü tasarlamışlardır. Model üzerindeki 6 testi uygulayarak, tasarladıkları modelin doğruluğunu teyit etmişlerdir. Tasarladıkları denetleyiciyi Mian ve Wang tarafından önerilen modelle karşılaştırmış ve PD denetleyicilerinin sistem girdilerini %85 daha hızlı algılayabildiğini göstermişlerdir.

Rendón ve Martins (2017), quadrotorun davranış ve yörünge kontrolü için Parçacık Sürüşü Optimizasyon (PSO) algoritmasını sunmuşlardır. Bunu gerçekleştirmek için artı orantılı türev kontrol stratejisini uygulamışlardır. Ayarlama kazançları için parçacık sürüşü ve doğrulama için kök ortalama karesi hatasını kullanmışlardır. Quadrotor kinematik ve dinamik modelinin temel ifadelerini oluşturmuşlardır. Yol planlamasını, ek maliyet fonksiyonunu en aza indirmek ve bir dizi ara yol noktası aracılığıyla yumuşak bir yörüngeyi garantilemek için Euler-Lagrange denklemleri ile gerçekleştirmişlerdir. Quadrotor modelinin ve kontrol algoritmalarının ayrıntılı bir açıklamasını ve PID kontrolcünün kazanç değerlerini belirlemek için PSO kullanmanın avantajlarını göstermişlerdir. Bu yaklaşımın güvenilirliğini birkaç simülasyon aracılığıyla test etmişlerdir. Simülasyonlarında, açılarda ve hızlarda çok hızlı değişimlere sahip olmayan yörüngeler için güvenilir bir performans olduğunu, parçacık sürüşü, yol izlemesi ve davranış kontrol ayarlanması için iyi bir potansiyeli olduğunu göstermişlerdir. İşleme süresini genellikle 5 ila 20 dakika arasında belirlemiş, ancak bunun, ilk parçacık seçimi ile daha ilişkili olduğunu bulmuşlardır. Oransal ve türev kazançlarını, quadrotorun modelindeki birkaç diferansiyel denklem ile ilişkilendirmişler ve en iyi kazanç setini hesaplamada zorlukların arttığını belirlemişlerdir.

Yang ve Yan (2016), quadrotorlar için davranış regülasyonu problemini ele almak için yeni bir Uyarlamalı Bulanık Kazanç Programlaması Sürgülü Mod Kontrolü (AFGS-SMC) yaklaşımını önermişlerdir. İlk olarak quadrotorun kinematik ve dinamik modelini oluşturmuşlardır. İkinci olarak Sürgülü Mod Kontrolü'nin (SMC) tasarımını ayrıntılı olarak açıklamış ve kapalı döngü sisteminin kararlılığını Lyapunov Stabilité Teoremi'ni kullanarak kanıtlamışlardır. SMC'nin kontrolünün anahtarlanmasıyla ortaya çıkan gürültü sorununu çözmek için ve kontrol kazanç değerlerini bulanık kurallara göre uyarlamak için AFGS-SMC'yi düzenleyen bir Bulanık Mantık Sistemi'ni (FLS) önermişlerdir. Simülasyon sonuçları aracılığıyla önerilen kontrol yaklaşımının davranış regülasyonu

için etkili ve sağlam olduğunu kanıtlamışlardır. Karşılaştırma sonuçlarının, AFGS-SMC'nin gürültüsünü azalttığını ve kontrol performansını etkili bir şekilde artırdığını göstermişlerdir.

Nguyen vd., (2017), nominal durumlarda ve arızadan etkilenen şartlarda bir quadrotorun yörünge izleme problemini ele almışlardır. Diferansiyel Düzlük Yöntemi'ni, yörünge üretimi ve kontrol tasarımı için kullanmışlardır. Bu özelliği, quadrotor dinamik özelliklerinde herhangi bir varsayım ya da basitleştirme olmaksızın verildiği gerçeğine dayandırmışlardır. Ayrıca, düzlük özelliklerini ve hesaplanmış tork kontrolü ve geri besleme doğrusallaştırma arasındaki bir kombinasyonu kullanarak, iki katmanlı bir kontrol tasarımını önermişlerdir. İzleme performanslarını ve stabiliteyi, kapsamlı simülasyonlar kullanarak nominal ve hatalı çalışma için analiz etmişlerdir. Farklı senaryoları dikkate alarak elde ettikleri simülasyon sonuçlarının, tasarladıkları Düzlük Tabanlı Doğrusal Olmayan Kontrolcü'nün (Flatness-Based Nonlinear Control (FBNC)) yeteneklerini kanıtladığını göstermiştir.

Garcia-Aunon vd., (2017), bir quadrotorun kontrolcü parametrelerini belirlemek için Bulanık Mantık (Fuzzy Logic) kullanmışlardır. Bu yaklaşımı, sabit parametreleri ve quadrotorun kinematik denklemlerinin analizine dayanan başka bir ayarlama metodunu karşılaştırmak için uygulamışlardır. Rasgele oluşturdukları yolları takip eden birçok quadrotor simülasyonundan sonra, bulanık mantık kontrolcünün iyi ve uygulanabilir bir çözüm olmasının yanısıra, herhangi bir yörüngeye uygulanabileceğini de kanıtlamışlardır. Kinematik analizin en iyi performansı verdiğini, bulanık yaklaşım ile kinematik analizin birbirine yakın sonuçlar verdiğini göstermişlerdir. Parametrelerin bulunması için kinematik analizin çok sayıda simülasyona ihtiyaç duyduğunu, bulanık mantık yaklaşımının daha hızlı ve kolay olduğunu bulmuşlardır.

Ferrarese vd., (2013), çalışmalarında yenilikçi bir quadrotorun matematiksel modelini türetmişlerdir. Aracı tek bir içten yanmalı motor, değişken pervane kanatları ve devirme (tilting) motorları ile karakterize etmişlerdir. Tasarladıkları modeli, rotor aerodinamiğinin makul bir şekilde hesaplanabilmesini, rotorlarda kullanılan tipik pervanelere ve motorun dinamiklerine uygun hale getirmişlerdir. Quadrotorun kontrolü için PID kontrolcü kullanmışlardır. Quadcopter modelinin 3 boyutlu uzayda manevra kabiliyetlerini test etmek amacıyla sayısal simülasyonlar yapmışlardır. Sonuç olarak, tasarladıkları modelin, 3 boyutlu uzayda basit görevler tanımları için klasik quadrotorlar kadar başarılı olduğunu ortaya koymuşlardır.

Bouabdallah vd., (2004), OS4 diye adlandırılan bir mikro quadrotor için klasik PID kontrolcüler ve modern Lineer Kuadratik (Linear Quadratic (LQ)) kontrolcüler tasarlamışlardır. Modelin çeşitli simülasyonlarını yapılar ve kontrolcülerin kontrol yasalarını onayladığını göstermişlerdir. LQ kontrolcünün ortalama sonuçlar verdiğini doğrulamışlardır. PID kontrolcünün ise küçük sapmalar olmasına rağmen dönme açılarını iyi bir şekilde kontrol ettiğini görmüşlerdir. Tasarladıkları modeli başarılı bir şekilde uçurmuşlardır.

Elkholy (2014), quadrotorun dikey kalkış ve iniş (VTOL) tipi İnsansız Hava Aracı (İHA) için detaylı bir matematiksel model sunmuştur. Quadrotorun lineer olmayan dinamik modelini Newton-Euler yöntemi kullanılarak ifade etmiştir. Bu modeli, birçok literatürde atlanan aerodinamik etkiler ve rotor dinamiği dahil olmak üzere detaylandırmıştır. Quadrotorun yüksekliğini, davranışını, yönünü ve konumunu kontrol etmek için lineer Oransal-Türev-İntegral (PID) kontrolcü, lineer olmayan Sürgülü Mod Kontrolcüsü (SMC), lineer olmayan Geri Adım Kontrolcü (Nonlinear Backstepping Controller) ve Kazanç Planlama Tabanlı PD (Gain-Scheduling PD) olmak üzere 4 adet kontrolcü tasarlamıştır. Kazanç Planlama Tabanlı PD kontrolcünün, quadrotorun değişen bir yörüngeye uyması için komut verildiğinde geleneksel PD denetleyicisinden daha iyi bir performans verdiğini görmüştür. SMC ve Geri Adım Kontrolcünden, lineer olmayan yapıları nedeniyle lineer gezinme bölgesinin dışında daha iyi performans elde etmiştir. PD ve Geri Adım Kontrolcülerini, rüzgârın sisteme etkisi eklendiğinde diğer tüm kontrol cihazlarından daha iyi bir performans verdiğini göstermiştir.

Abdelkhalek vd., (2015), bir quadcopterin lineer modelinin dinamiklerini ve kontrol sistemini sunmuşlardır. Yeni olarak tasarladıkları açışal ivme ve PD kontrolcünün birleşimi olan PD-A kontrolcü ile klasik PD kontrolcüyü karşılaştırmışlardır. PD-A kontrolcüsünün, klasik PD kontrolcünden daha iyi performans göstermesini amaçlamışlardır. PD-A'nın PD üzerinde etkinliğini göstermek için, bir serbestlik dereceli quadcopter modeli ile teorik ve deneysel çalışmalar yapmışlardır. MATLAB Simulink ortamını teorik sonuçların üretilmesi için kullanmışlardır. Teorik ve deneysel sonuçlar arasında karşılaştırma yapmışlar, PD-A metodolojisinin PD metodolojisinden çok daha stabil olduğunu ortaya koymuşlardır. Çalışmalarında, PD-A kontrolörünün yüksek frekanslı dalgalanmalara sahip bir sistemde teorik ve deneysel olarak, dalgalanmaların frekansını ve genliğini düşürdüğünü belirlemişlerdir. Bu nedenle, PD-A'nın, sistemde mevcut olabilecek yüksek frekanslı rahatsızlıkların azaltılmasında çok faydalı olduğunu ve bunun bazı durumlarda filtrelerle alternatif oluşturabileceğini göstermişlerdir. Ancak, PD'nin, istenen geçici ve kararlı durum karakteristiğini

garanti etmesi durumunda, PD-A'nın kullanılmasının, sistem hızını azaltacağı için kötü bir tercih olacağını belirtmişlerdir.

Akyüz (2013), quadrotorun referans model değerlerine göre PD ve Bulanık Mantık Kontrolcü tasarımı yapmıştır. PD kontrolcü yapısını çift katlı (kaskat) bir yapıda tasarlamıştır. İlk olarak açısal konum kontrolcülerini deneme-yanılma yöntemi ile belirlemiştir. İkinci olarak yunuslama ve yalpalama eksenleri için açısal konum kontrolcülerinin referanslarını doğrusal konum kontrolcülerine verecek şekilde kontrolcü yapısını güncellemiştir. Kontrolcü performansını lineer olmayan model üzerinde denemiştir. Bulanık Mantık kontrol uygulamasında Matlab programındaki Bulanık Kontrolcü Editörü'nü (Fuzzy Inference System (FIS)) kullanarak tasarlamıştır. Giriş ve çıkış üyelik fonksiyonlarını referans değerlere göre üçgen üyelik fonksiyonu olarak belirlemiştir. Çıkarım (Inference) yöntemi olarak uzman kişi deneyimine dayanan bilgi girişi için uygun ve en yaygın kullanılan çıkarım yöntemi olan Mamadani Çıkarım Sistemi'ni kullanmış, durulama yöntemi olarak ağırlık merkezi yöntemini uygulamıştır. Sonuç olarak, PD kontrol sistemin bulanık mantık kontrol sistemine göre daha az salınımlı ve daha hızlı sonuç verdiğini gözlemlemiştir. Ayrıca bulanık mantık kontrol benzetiminde giriş üyelik fonksiyonları sayısı ve kural sayısı fazla olduğu için benzetim süresinin PD kontrole göre daha uzun sürdüğünü belirlemiş ve PD kontrolcülü sistemin bulanık mantık kontrolcülü sisteme göre daha kısa sürede hedef değere ulaştığını ortaya koymuştur.

Chehadeh ve Boiko (2018), optimum performansa yakın ve dayanıklılık (robustness) garantisi sağlayan, bir quadrotorun davranış (attitude) dinamikleri için optimum ayar kuralları tasarlamışlardır. Modifiyeli Röle Geri Besleme Testi (Modified Relay Feedback Test (MRFT)) yapmışlar ve bu testin quadrotora birkaç saniye uçuş garantisi sağladığını görmüşlerdir. Bu testi kontrolcünün en uygun şekilde ayarlanması için kullanmışlardır. Bu ayar kuralını, özel olarak tasarladıkları bir quadrotor üzerinde PD kontrolcü kullanarak uçuş sırasında deneysel olarak test etmişlerdir. Önerilen yaklaşımlar sayesinde performans ve sağlamlıkta önemli avantajları olduğunu ortaya koymuşlardır. MRFT ile PD kontrolcü ayarını basit bir şekilde en fazla %4'lük bir performans düşüşü ile optimum düzeyde yapabildiklerini göstermişlerdir. PD kontrolcü parametrelerini ayarlama süresinin birkaç saniyeden uzun olmayacağını görmüşler ve bu kontrolcü ile stabil bir uçuş sağlamışlardır.

Hemjyoti (2018), lineer olmayan Dinamik Evirme Uçuş Kontrolü (Dynamic Inversion Flight Control) yöntemini kullanarak asma yükü olan bir quadrotor problemini ele almıştır. Newton yasalarını kullanarak quadrotor-yük sisteminin yeni dinamiklerini sunmuştur. Quadrotoru istenen

koordinatlara yönlendirmek ve aynı zamanda havada asılı kalan kütlenin sallanma açısını en aza indirmek için Dinamik Evirme Kontrolcü'sünü uygulamıştır. Tüm simülasyonu atalet çerçevesinde yürütmüştür. Pozisyonu korumak için bir dış döngü kontrolcü kullanmış ve istenen yuvarlanma, yalpalama ve yunuslama açıları için bir iç çevrim kontrolcüsü kullanmıştır. Tasarladığı kontrolcünün havada asılı olan kütlenin sallanma açılarını azalttığını göstermiştir. Ayrıca, askıdaki kütlenin ilk bozucu etkilere karşı dayanıklı olduğunu ortaya koymuştur.

Tesch vd., (2016), Kaskat Yinelemeli Geri Bildirim Ayarlama (Cascade Iterative Feedback Tuning (CIFT)) yöntemini kullanarak gerçek bir deneysel quadrotor kontrolcüsünü ayarlamışlardır. Yöntemleri veriye dayalıdır. Bu nedenle araç için bir modelleme kullanmamışlardır. Tüm kullandıkları giriş-çıkış verilerini kapalı döngü sisteminden toplamışlardır. Yöntemleri, Newton-Raphson algoritmasını kullanarak quadrotorun istenen ve ölçülen açı değerleri arasındaki hatanın en aza indirilmesini sağlamıştır ve düşük maliyetli ve düşük karmaşıklık ile araç modeline gerek kalmadan istenen performansı sağlamıştır. Ortalama hatayı, sadece P (oransal) Kontrolcü kullanarak 11.054 dereceden 0.975 dereceye düşürmüşlerdir. Kullandıkları yöntemin, tasarladıkları dört kontrolcünün ayarlanması için, düşük maliyetle ve karmaşık modellere ihtiyaç duymadan istenen performansı elde etmesi için uygun olduğunu göstermişlerdir.

Murphy (2016), kontrol sistemleri simülasyonu için bir sanal laboratuvar geliştirmiştir. Var olan teoriyi kullanarak mekanik olarak bir quadrotor modeli oluşturmuş ve irtifa ve koordinat kontrolü için bir Geri Besleme Kontrolcüsü (Feedback Controller) tasarlamıştır. Simülasyon ortamını, kullanıcıların kontrolcü parametrelerini kolayca değiştirmesine izin veren şeffaf bir modelleme platformu üzerine kurmuştur. İnsan-makine arayüzü ile, quadrotorun yörüngesinin gerçek zamanlı izlenmesini sağlayan iki ve üç boyutlu grafik ekranları kullanmıştır. Tasarladığı sanal laboratuvarı birden çok öğrenci grubu tarafından kullanılması için uygun hale getirmiştir. Bu sanal laboratuvar da gerçekleştirilebilecek kontrol simülasyonlarının tipini göstermek için iki örnek deney sunmuştur. Bu deneylerden elde ettiği sonuçların, bu sanal laboratuvarın lisans mühendisliği öğrencileri için kontrol ve simülasyon kurslarına ve projelere kolayca entegre edilebileceğini göstermiştir.

Domingos vd., (2016), quadrotorun stabilizasyonu ve navigasyon kontrolü için parametreden bağımsız kendi kendine öğrenen bir quadrotorun Otonom Bulanık (Auto Fuzzy) Sisteminin tasarımını ve değerlendirilmesini ele almışlardır. Simülasyon sonuçlarının Otonom Bulanık Kontrol Sisteminin

klasik bulanık kontrolü geride bıraktığını, özellikle parametre değişimleriyle birlikte beklenmeyen ortam bozulmalarına karşı stabil kaldığını ortaya koymuşlardır.

Atmeh ve Subbarao (2016), Tekrarlayan Nöral Ağı (RNN) ve İleri Beslemeli Sinir Ağlarını (FFNN) içeren bir Dinamik Sinir Ağını (DNN) ayrıntılı olarak açıklamışlardır. Bu nöro-dinamik sistemi yörünge üretimi problemini uyarlanabilir olarak çözmek için kullanmışlardır. Bu ağları kullanarak zamanın bir fonksiyonu olarak noktaların yerini birleştiren bir yol planlamışlardır. RNN'yi, belirli bir yörünge oluşturmak için FFNN çıkışı tahrik eden ve istenen dinamik bir davranışı sergileyecek şekilde tasarlamışlardır. Sistemi uyumlu hale getirmek için FFNN çıkışlarına dayanan RNN'ye girişler üretmek için bir FFNN geri bildirimi geliştirmişlerdir. Farklı türdeki yörüngelerin üretilmesi için yaptıkları simülasyonları, DNN'nin yeteneklerini, yörünge üretme problemini çözmek için başarıyla uygulamışlardır. Sundukları çözümün, robotikte engellerden kaçınma veya insansız bir hava aracı için yol planlaması gibi herhangi bir yörünge oluşturma uygulamasında kullanılabileceğini belirtmişlerdir.

Chovancová vd., (2014), bir quadrotorun matematiksel olarak modellemesini ve sunulan modellerde kullanılan parametrelerin belirlenmesine odaklanmışlardır. Bir kontrolcü tasarlamak için birkaç quadrotor modeli kullanmışlardır. Lineer olmayan modeli, sabit gövde çerçevesine ve aynı zamanda yer eksenine göre tasarlamışlardır. Bir sonraki modeli Quaterniyonlar (Quaternions) Denklemleriyle tanımlamışlardır. En son sundukları matematiksel model, bazı güç değerlerinin ve momentlerin ihmal edilebileceği sabit bir konuma sahip bir modeldir. Model parametrelerini deneysel tanımlama, hesaplamalar veya her iki yolun kombinasyonu ile elde etmişlerdir. Bu parametreler kol uzunluğu, quadrotorun toplam kütlesi, atalet matrisi, sürtünme katsayıları, itme katsayısı ve sürtünme katsayısıdır. Kullanılan kontrolcünün türünü quadrotor matematiksel modelinin lineer veya lineer olmamasına göre seçmişlerdir.

Subudhi ve Ezhilarasi (2018), tasarım parametreleri ile beraber Newton-Euler hareket ve kuvvet denklemlerini kullanarak quadrotorun doğrusal olmayan bir modelini geliştirmişlerdir. Quadrotorun belirlenen yörüngeyi takip etmesi için Cascade Robust PD Kontrolcü tasarlamışlardır. Tasarladıkları bu kontrolcü, sistemde bozucu etkiler olsa bile sistemin bundan çok az etkileneceği şekilde tasarlanmıştır. Oluşturdıkları kontrolcülerini simülasyonda quadrotor modeli ile test etmişlerdir. Çalışmalarını literatürde bulunan modellerle karşılaştırmışlar ve en az yerleşme (settling) ve aşma zamanı (overshoot) olan ve iyi şekilde yörünge izleyen model elde etmişlerdir. Hızlı, doğru

sonuçlar veren, istenen yörüngeyi ihmal edilebilecek bir gecikmeyle takip eden bir model tasarlamışlardır.

Chingozha ve Nyandoro (2014), quadrotor davranış (attitude) kontrolü için Adaptif Kaymalı Geri Adım Kontrolcü (ASBC) önermişlerdir. Konvansiyonel Kayma Modu Kontrolcüler (Sliding Mode Controller (SMC)) gerçek hayatta tespit edilmesi zor olan belirsizliklerin sınırlarına ihtiyaç duyarken, tasarladıkları kontrolcü formülasyonunun, belirsiz durumların üst sınırları hakkında bir ön bilgi alınmasına ihtiyaç duymadığını ortaya koymuşlardır. Önerdikleri kontrolcünün, eşleşmiş belirsizlikleri olan katı geribildirim formunda olan sistemler için uygun olduğunu önermişlerdir. Gerçekleştirdikleri sayısal simülasyonlar, önerdikleri kontrol yönteminin, quadrotorun istenen davranış özelliklerini gösterdiği ve küresel asimptotik yörünge izlemesini garanti ettiğini ortaya koymuşlardır. Sundukları metodolojinin, kayma kazancının aşırı tahmin edilmesi dezavantajına sahip olduğunu ve gerçekleştirdikleri simülasyonda tasarladıkları kontrolcünün, sabit ve zaman değişkenli sinyalleri mükemmel şekilde izleyebildiğini göstermişlerdir.

Vempati vd., (2014), gelişmiş yerleşik hesaplama gücü ve çeşitli uygulamalar ile hafif bir quadrotor tasarlamayı ve üretmeyi amaçlamışlardır. Bilgisayar Destekli Tasarım'ı (CAD), sistemin kütle ve atalet parametrelerini tahmin etmek için kullanmışlardır. PID kontrolcü ve Geri Adım Kontrolcü (Back Stepping Controller) ele almışlar ve performanslarını değerlendirmişlerdir. Bir simülatörü kontrol stratejilerini kolayca doğrulamak ve etkililiklerini değerlendirmek için tasarlamışlardır. Ayrıca basit bir siyah-beyaz kamera çıkışı kullanarak görüntü tabanlı lokalizasyonu sisteme dahil etmişlerdir.

Sahul vd., (2014), bir quadrotorda yalpalama ve yuvarlanma kanalları için Optimum Bozulma Reddi (Optimal Disturbance Rejection (DR)) kullanarak PID Kontrolcünün tasarlanması için yeni bir yöntem sunmuşlardır. Bunu, PID kontrolcünün kazanç parametrelerini elde etmek için bozulma duyarlılığı fonksiyonunu optimize ederek yapmışlardır. Önerdikleri PID kontrolcüyü, kapalı çevrim sistemini simüle ederek ve deneysel olarak mevcut bir quadrotor test yatağında test ederek, Doğrusal Kuadratik Regülatör (Linear Quadratic Regulator (LQR)) temelli mevcut bir PID kontrolcü ile karşılaştırmışlardır. Sonuçların, önerdikleri yöntemin etkinliğini doğruladığını göstermişlerdir. Mevcut LQR ve çalışmalarında önerdikleri DR kontrolcünün, iyi yörünge izleme ve iyi bozulma reddi kabiliyeti gösterdiğini ortaya koymuşlar ve tasarladıkları DR kontrolcünün daha iyi bozulma reddi performansı olduğunu göstermişlerdir.

Bemporad vd., (2009), insansız hava araçlarının stabilizasyonu ve otonom navigasyonu için geri besleme kontrol fonksiyonlarını tasarlamak için bir hiyerarşik hibrit Model Önsüzli Kontrol (Model Predictive Control (MPC)) yaklaşımı önermişlerdir. Bir quadrotorun doğrusal olmayan dinamik denklemlerini formüle ettikten sonra, istenen komuta setlerinin etrafındaki aracı stabilize etmek için lineer bir MPC kontrolcüsü tasarlamışlardır. Bunları, quadrotor engellerden kaçarak hedefe doğru yol alırken daha üst katmanlı hibrit bir MPC kontrolcü kullanarak daha yavaş bir örnekleme hızında üretmişlerdir. Tam hiyerarşik bir kontrol şemasının performansını sanal bir 3D ortamda simülasyonlar ve görselleştirme yoluyla değerlendirmişlerdir. Doğrusal olmayan bir modeli genişleterek stabilizasyon üzerinde daha fazla iyileştirme yapılabileceğini belirtmişlerdir. Herbirinin MPC ile kontrol edildiği birden çok quadrotoru kontrol etmek ve koordinasyonu sağlamak için kullanılabileceğini öne sürmüşlerdir. MPC'nin ayarlama (set) noktalarını ve kısıtlamalarını belirleme esnekliğinden dolayı quadrotorun birçok farklı görev senaryosunda kullanılabileceğini belirtmişlerdir.

Tamayo vd., (2018), çalışmalarında bir quadrotorun giriş ve çıkışının lineer hale getirilmesi ile ilgili yeni bir bakış açısı sunmuşlardır. Quadrotorun altı serbestlik derecesine sahip, dört rotorlu ve kısmen harekete geçirilen bir sistem olmasından dolayı sistemin giriş ile çıkışını doğrusal hale getirmişlerdir. Nümerik dengesizlikten (instability) dolayı sapma ve konum kontrolleri için Eğik Eksen Kuaterniyonlar (Tilted Axes Quaternions) kullanmışlardır. Davranış, yükseklik, konum kontrolünü standart quadrotor üzerinde, sapma ve pozisyon kontrolünü ise eğik rotorlu quadrotor (tilted rotor quadrotor) üzerinde test etmişlerdir. Sundukları çalışmanın, sistemin daha iyi anlaşılmasını, sınırlamalarını ve kontrolünü sağladığını göstermişlerdir.

Lotufo vd., (2016), Gömülü Model Kontrolü (Embedded Model Control (EMC)) için dahili bir model tasarlamının yeni bir yolu olarak Geri Besleme Doğrusallaştırma (Feedback Linearization) yaklaşımının kullanımını araştırmışlardır. Geribesleme doğrusallaştırma, tüm doğrusal olmayanları komut düzeyinde toplamaya izin vermiştir. EMC, bir bozucu etki dinamiği modeli ile, kontrol yasası aracılığıyla doğrusal olmayan terimleri tahmin etmeyi ve reddetmeyi mümkün kılmıştır. Bu metodu bir Borea Projesi Quadrotoru'na uygulamışlardır. Gömülü Model Kontrol metodolojisini, kontrol ünitesine kodlanmış ve fabrika ile paralel olarak çalışan bir dahili modelin (Gömülü Model) tasarımı olarak ifade etmişlerdir. Sistemik sensör hatalarını reddetmek ve böylece davranış tahmin yeteneğini geliştirmek için iki modlu bir kontrol stratejisini önermişlerdir. Yüksek doğrulukta bir sayısal simülatör kullanarak, önerilen kontrol stratejisinin uygulanabilirliğini göstermişler ve bunun,

geri besleme doğrusallaştırma yaklaşımının, EMC tekniklerinin doğrusal olmayan sistem kontrolüne genişletilmesini sağladığını ortaya koymuşlardır. EMC'yi Borea Quadrotorun kontrolünde başarıyla uygulamışlardır. Geri Beslemeli Doğrusallaştırılmış Modele (Feedback Linearized Model) dayanan EMC kontrolcüsünün düzgün çalıştığını ve quadrotorun istenen uçuş yörüngesini takip etmesine izin verdiğini göstermişlerdir.

Das vd., (2009), yörünge takibini garantilemek ve iyi manevra yeteneklerine sahip bir quadrotor kontrolcüsü tasarlamak için Dinamik İnversiyon (Dynamic Inversion) yöntemini kullanmışlardır. Standart dinamik inversiyon yönteminin aksine yörünge izleme performansını artırmak için lineer kontrolcü parametrelerini benzersiz bir şekilde ayarlamışlardır. Lyapunov tipi ispat yöntemine dayanarak stabilite ve yörünge takibi performansını garantilemişlerdir. Tasarladıkları kontrol yönteminin verimliliğini göstermek için bozucu etkilerin olduğu durumda lineer olmayan bir quadrotor modeli ile simülasyon ortamında test etmişlerdir. Tasarladıkları kontrolcünün, güçlü tutunma ve çoklu giriş-çıkış etkileri gibi problemlere tatmin edici ve eş zamanlı cevap verebildiğini göstermişlerdir. Ancak tasarladıkları kontrolcünün bozucu etkilere karşı hassas olduğunu göstermişlerdir.

Benallegue vd., (2008), Yüksek Dereceden Kayan Mod Gözlemci (High Order Sliding Mode Observer) ile beraber çalışan geri beslemeli doğrusallaştırma tabanlı bir kontrolcü tasarlamışlardır. Yüksek dereceden Kayan Mod Gözlemciyi, rüzgâr ve harici bozucu etkilerin etkisini belirlemek için tasarlamışlardır. Tasarladıkları gözlemci ve kontrolcüler sayesinde sistemlerinde en az sayıda sensör kullanabilmişlerdir. Ayrıca lineer olmayan harici bozucu etkileri en aza indirip stabiliteyi ve dayanıklılığı artırdıklarını göstermişlerdir.

Dierks ve Jagannathan (2010) çalışmalarında, Sinir Ağlarını (Neural Networks (NNs)) ve çıkış geribesleme yöntemlerini kullanarak quadrotor için lineer olmayan yeni bir kontrolcü tasarlamışlardır. Pratik bir sistem tasarlamak yerine, aerodinamik sürtünme ve kanat hareketi gibi belirsiz doğrusal olmayan terimler de dahil olmak üzere, çevrimiçi olarak İHA'nın tüm dinamiklerini öğrenmek için bir NN tasarlamışlardır. Tasarladıkları bu yöntemin quadrotoru, sadece 4 kontrol giriş komutu ile 6 serbestlik derecesinde kontrol edebildiğini göstermişlerdir. Buna ek olarak NN kontrolcünün, quadrotorun lineer ve açılma hızlarını da tahmin ettiğini ispat etmişlerdir. Çıkış geri besleme kontrolünü sadece konum ve yüksekliğinin ölçülebildiği koşullarda geliştirmişlerdir. Kullandıkları yöntemin, istenen yörüngede hareketi garanti ettiğini ve nümerik sonuçların teorik sonuçları doğruladığını göstermişlerdir.

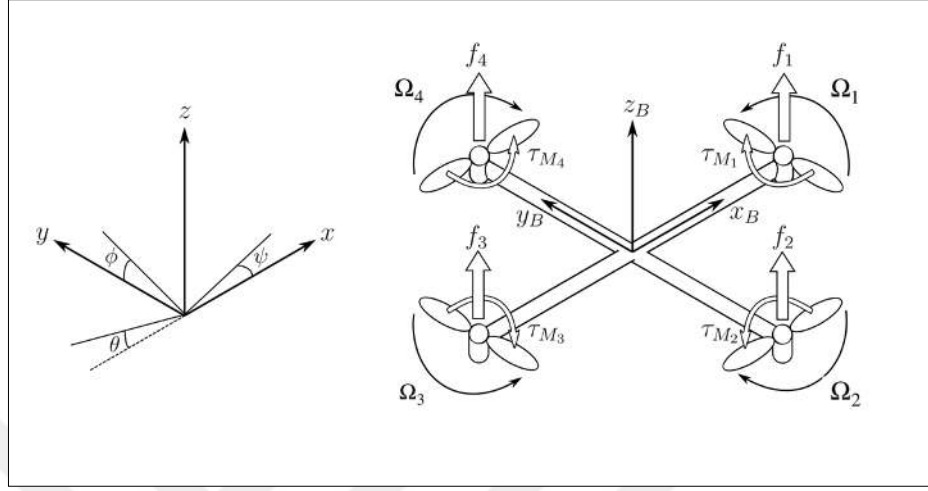
3. QUADROTORUN MODELLENMESİ

Quadrotor, çapraz konfigürasyonda (X şeklinde), dört rotor ve 6 serbestlik derecesine sahip insansız bir hava aracıdır. Bu çapraz yapı oldukça ince ve hafiftir. Ancak motorları mekanik olarak (yapıdan daha ağır olan) birbirine bağlayarak oldukça sağlam bir yapı gösterir. Her pervane rotora doğrudan veya redüktör dişlileri ile bağlı olabilir. Tüm pervanelerin dönme eksenleri sabit (gövdenin herbir kolunun uçlarına sabitlenmiş) ve birbirlerine paraleldir. Ayrıca, sabit aralıklı pervanelere sahiptirler ve havayı yerçekimi yönünde (yukarı doğru kaldırmak için) iterler (Bresciani, 2008).

Bu bölümde quadrotorun kinematik ve dinamik modeli Newton-Euler hareket denklemlerine göre ve aşağıdaki varsayımlar dikkate alınarak verilecektir (Bouabdallah, 2007; Fang ve Gao, 2011). Bu varsayımlar, quadrotorun sadece 4 rotorunun hızı değiştirilerek kontrol edildiğini göstermektedir (Bresciani, 2008).

- Quadrotorun yapısı katı (rigid) ve simetriktir.
- Dört rotorun ağırlık merkezi, gövde çerçevesinin orijini ile çakışmaktadır.
- Pervaneler katı (rigid) kabul edilmiştir.
- Dünya yer çekimi ivmesi (g), quadrotorun kütlesi (m) ve gövde atalet matrisi (I) sabittir.
- Motorların itme katsayısı ve tork katsayısı sabittir.
- İtme ve sürüklenme kuvvetleri pervanenin hızının karesiyle orantılıdır.

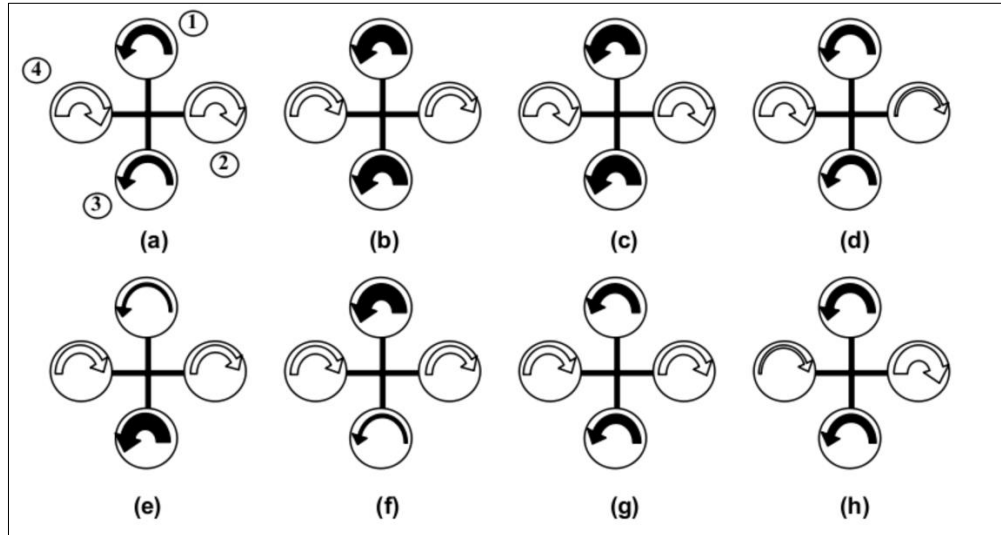
Quadrotorun herbir rotoru birbirinden bağımsız çalışan 1 adet DC motor ve buna bağlı 1 adet pervaneden oluşur. 1. ve 3. pervaneler saat yönünün tersi yönünde 2. ve 4. pervaneler ise saat yönünde döner (Şekil 3.1). Bu sayede sistemin tork dengesi sağlanır ve sabit uçuşlarda jiroskop ve aerodinamik tork etkileri yok edilir (Elkholy, 2014).



Şekil 3.1. Quadrotorun her bir rotorunun dönüş yönü (Luukkonen, 2011).

3.1. Quadrotorun Rotor Hızlarına Göre Hareket Biçimleri

Rotor hızlarına göre quadrotorun nasıl hareket ettiği Şekil 3.2’de gösterilmiştir. Oklar rotorun dönüş yönünü, kalın olması rotorun daha hızlı döndüğünü ve ince olması ise rotorun daha yavaş döndüğünü göstermektedir (Lopez, 2011).



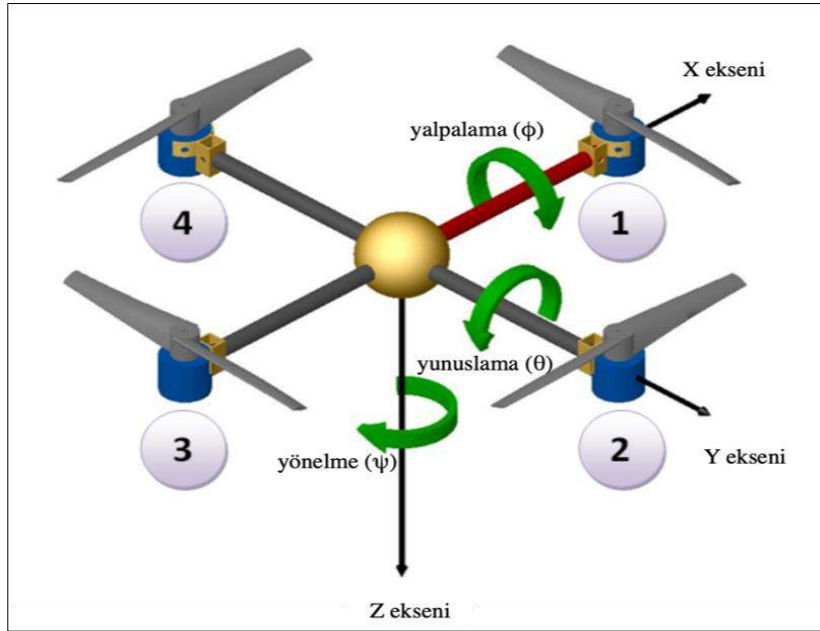
Şekil 3.2. Rotorların hızına göre hareket şekillleri (Lopez, 2011).

Şekil 3.2’de verilen 8 durumda quadrotorun hareket şekilleri şöyledir;

- (a) durumu: Yönelme hareketi (saat yönünün tersi),
- (b) durumu: Yönelme hareketi (saat yönünde)
- (c) durumu: Yükselme
- (d) durumu: Yalpalama hareketi (sağ tarafa)
- (e) durumu: Yunuslama hareketi (öne doğru)
- (f) durumu: Yunuslama hareketi (arkaya doğru)
- (g) durumu: Alçalma
- (h) durumu: Yalpalama hareketi (sol tarafa)

3.2. Quadrotorun Euler Açıları

Quadrotor 6 serbestlik derecesine (6DOF) sahiptir. Bu 6 serbestlik derecesi X, Y, Z, ϕ, θ ve ψ değişkenlerini ifade etmek için kullanılır. X, Y ve Z değişkenleri quadrotorun kütle merkezinin sabit yer atalet koordinat sistemine göre sırasıyla X, Y ve Z eksenlerindeki uzaklıklarını gösterir. ϕ, θ ve ψ , quadrotorun yönelmesini temsil eden 3 Euler açısıdır (Şekil 3.3).



Şekil 3.3. Quadrotorun Euler açıları (Domingues, 2009).

Şekil 3.3'te gösterilen ϕ , yalpalama (roll) açısı olarak adlandırılan X eksenine etrafındaki dönme açısıdır. θ , yunuslama (pitch) açısı olarak adlandırılan Y eksenine etrafındaki dönme açısıdır. ψ ise yönelme (yaw) açısı olarak adlandırılan Z eksenine etrafındaki dönme açısıdır. ϕ yalpalama ve θ yunuslama açıları genellikle quadrotorun davranışı (attitude) ile ilgiliyken, ψ yönelme açısı quadrotorun rotası (heading) ile ilişkilidir. Zeminden olan uzaklığa irtifa (yükseklik) denir ve Z ile ifade edilir (Elkholy, 2014).

3.3. Referans Koordinat Sistemleri

Quadrotor birden fazla sensöre sahiptir. Her görev ve sensör çıktısı farklı koordinat sistemlerinde ifade edilir. Bu nedenle, bir koordinat sistemi, quadrotorun hareketini temsil etmek için yeterli değildir. Örneğin bir ivmeölçer ve jiroskop, gövde koordinat sistemine göre ölçümler yapar. Ancak bir manyetometre veya GPS gibi sensörler sabit yer koordinat sistemine göre ölçümler yapar. Bununla birlikte, konum ve yörünge takibi de sabit yer koordinat sistemine göre yapılır. Bu nedenle tüm hareket denklemleri, matematiksel modelleme yapılırken aynı koordinat sisteminde ifade edilmeli ve gerekli dönüşümler koordinat sistemleri arasında yapılmalıdır (Beard, 2008).

Bir quadrotorun matematik modelini açıklamadan önce, yapısını ve konumunu tanımladığımız referans koordinat sistemlerini tanıtmak gerekir. Quadrotor için 2 referans koordinat sistemi kullanılır. Birincisi sabit yer koordinat sistemi, ikincisi quadrotorun gövde merkezinde yer alan ve quadrotor ile birlikte hareket eden gövde koordinat sistemidir. Yer koordinat sistemi atalet koordinat sistemi olarak da adlandırılan sabit koordinat sistemidir ve Newton yasasının geçerli olduğu kabul edilen bir sistemdir (Sabatino, 2015).

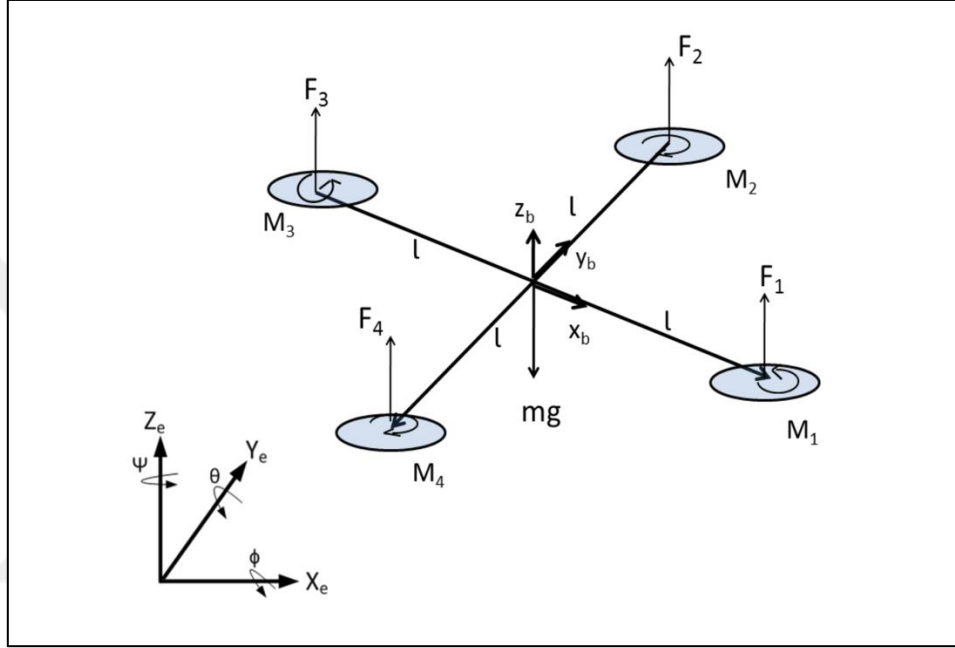
3.3.1. Sabit Yer (Atalet) Koordinat Sistemi (E Koordinat Sistemi)

Sabit yer koordinat sistemi (Şekil 3.4) O^E, X^E, Y^E, Z^E ile ifade edilir. X^E doğuya, Y^E kuzeye ve Z^E yer koordinat sisteminde yukarı doğru yönlendirilir. O^E , yer koordinat sisteminin orijini. Bu koordinat sistemi ^E üst indisiyle ifade edilecektir (Güney, 2013).

3.3.2. Gövde Koordinat Sistemi (B Koordinat Sistemi)

Gövde koordinat sistemi (Şekil 3.4) quadrotor çerçevesinin ağırlık merkezine sabitlenmiştir ve O^B, X^B, Y^B, Z^B ile tanımlanır. Gövde koordinat sistemi quadrotor ile birlikte hareket halindedir. Benzer şekilde gövde koordinat sisteminde X^B quadrotorun önüne, Y^B sağına, Z^B yukarıya doğru yönlendirilir ve O^B quadrotorun ağırlık merkezinin orijini. 1-4 rotorları, sırasıyla $+X^B, +Y^B, -X^B$

ve $-Y^B$ eksenlerinde quadrotorun gövdesine tutturulmuştur. Bu koordinat sistemi B üst indisiyle ifade edilecektir (Güney, 2013).

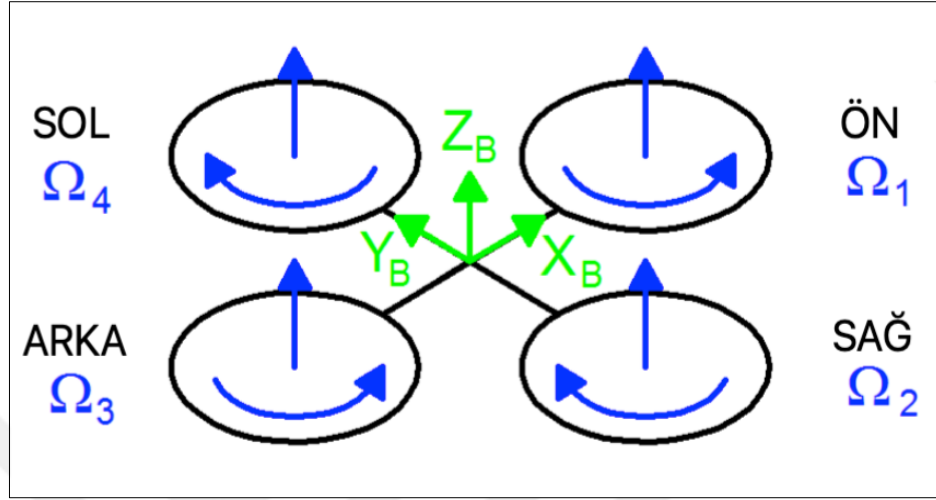


Şekil 3.4. Yer koordinat sistemi ve gövde koordinat sistemi (Güney, 2013).

3.4. Quadrotorun Temel Hareket Komutları

Şekil 3.5'te tüm pervaneler aynı açısal hızda $\Omega_H [rad s^{-1}]$ döndükleri için yerçekimine zıt ve aynı kuvveti oluşturduklarından dolayı havada asılı kalır ve konumunu korur. Yeşil ile gösterilen, gövde koordinat sistemidir. H , 1'den 4'e kadardır ve 4 rotorun herbirini temsil eder. Mavi ile gösterilen oklar motorların dönüş yönlerini ve yerçekimine zıt oluşan kuvvetleri göstermektedir (Bresciani, 2008).

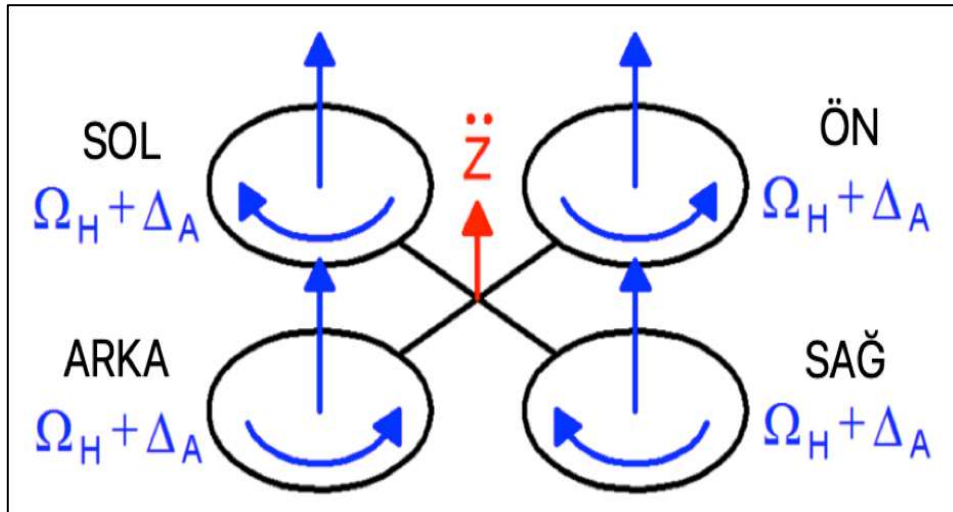
Quadrotor 6 serbestlik derecesine (6DOF) sahip olmasına rağmen, sadece dört pervanenin hızı değiştirilerek kontrol edilir. Quadrotorun belirli bir yükseklik ve davranışa (attitude) ulaşmasını sağlayan 4 temel hareket vardır. Bu nedenle yukarıda kabul edilen varsayımlardan dolayı bu 4 hareket için kontrolcü tasarlamak 6 değişkene göre kontrolcü tasarlamaktan daha kolay olacaktır. Quadrotorun 4 temel hareketi aşağıda verilmiştir (Bresciani, 2008).



Şekil 3.5. Quadrotorun havada asılı kalma (hovering) modeli (Bresciani, 2008).

3.4.1. Gaz (Throttle) komutu (U_1)

Bu komut, tüm pervane hızlarını aynı miktarda artırarak (veya azaltarak) sağlanır. Quadrotoru yükselten veya alçaltan dikey bir itki kuvveti (thrust) oluşur. Quadrotor tam olarak yatay bir pozisyonda ise, yer atalet koordinat sisteminin dikey yönü (Z^E) ve gövde koordinat sisteminin dikey yönü (Z^B) çakışır. Aksi takdirde oluşan itki kuvveti eylemsizlikten dolayı hem dikey hem de yatay bir ivme oluşturur. Şekil 3.6'da gaz komutu gösterilmiştir (Bresciani, 2008).

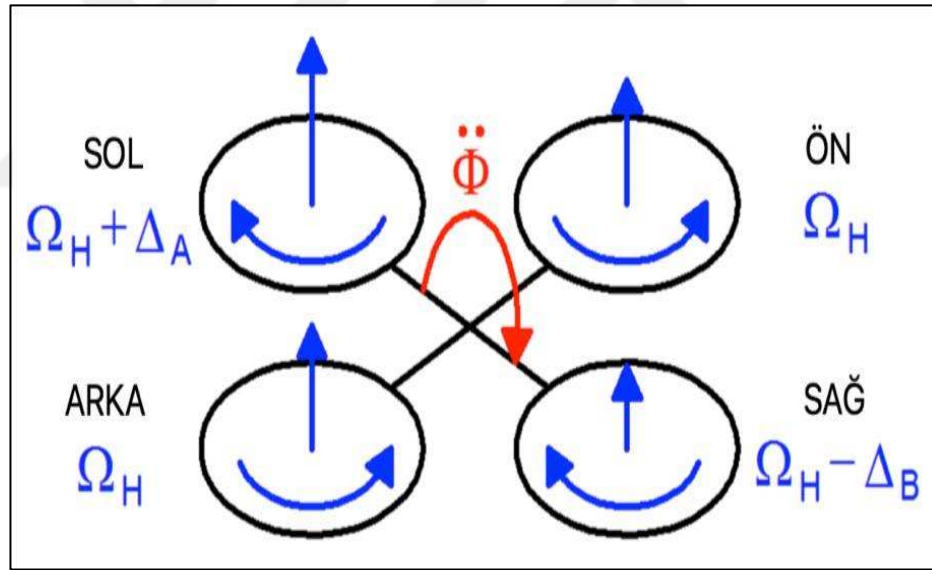


Şekil 3.6. Gaz (throttle) komutu (Bresciani, 2008).

Mavi ile gösterilen her bir rotorun açısal hızı $\Omega_H + \Delta_A$ (veya $\Omega_H - \Delta_A$) olarak verilir. $\Delta_A [\text{rads}^{-1}]$ sabit Ω_H açısal hızına göre pozitif veya negatif bir değişkendir. Δ_A çok büyük olamaz. Çünkü quadrotor modeli doğrusal olmayan aşırı yüksek kuvvetlerden ve doyumdan etkilenir (Bresciani, 2008).

3.4.2. Yalpalama (Roll) komutu (U_2)

Bu komut, sol pervane hızını artırarak (veya azaltarak) ve sağdaki hızı azaltarak (veya artırarak) sağlanır. X_B eksenine göre tork $[Nm]$ oluşur. Bu komut yalnızca yalpalama açısında (ϕ) değişiklik meydana getirir ve quadrotorun yüksekliğinde değişiklik olmaz. Şekil 3.7’de yalpalama komutu gösterilmiştir (Bresciani, 2008).

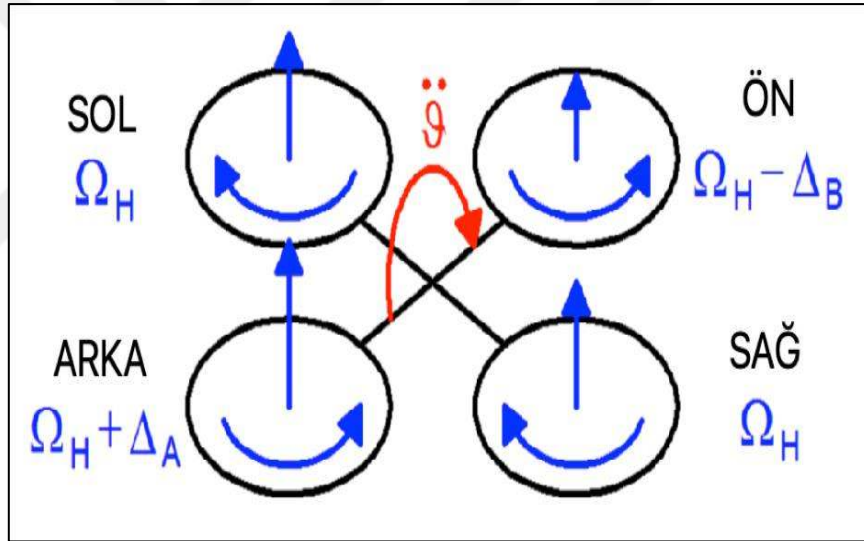


Şekil 3.7. Yalpalama (roll) komutu (Bresciani, 2008).

Pozitif $\Delta_A [\text{rads}^{-1}]$ ve $\Delta_B [\text{rads}^{-1}]$ değişkenleri dikey itki kuvvetini (U_1) değiştirmeyecek şekilde değiştirilir. Δ_A , yaklaşık olarak Δ_B ’ye eşittir ($\Delta_A \approx \Delta_B$). Önceki durumdaki gibi Δ_A ve Δ_B ’nin değeri küçük olmalıdır (Bresciani, 2008).

3.4.3. Yunuslama (Pitch) komutu (U_3)

Bu komut, yalpalama komutuna (U_2) çok benzer. Arka pervane hızını artırarak (veya azaltarak) ve ön pervane hızını azaltarak (veya artırarak) oluşturulur. Y^B eksenine göre tork $[Nm]$ oluşur. Yalnızca yunuslama açısında (θ) değişiklik meydana getirir ve quadrotorun yüksekliğinde ve U_1 komutunda bir değişiklik olmaz. Önceki komutta olduğu gibi pozitif $\Delta_A [rads^{-1}]$ ve $\Delta_B [rads^{-1}]$ değişkenleri dikey itki kuvvetini (U_1) değiştirmeyecek şekilde ayarlanır. Δ_A , yaklaşık olarak Δ_B 'ye eşittir ($\Delta_A \approx \Delta_B$). Δ_A ve Δ_B 'nin değeri küçük olmalıdır. Aşağıdaki Şekil 3.8'de yunuslama komutu gösterilmiştir (Bresciani, 2008).

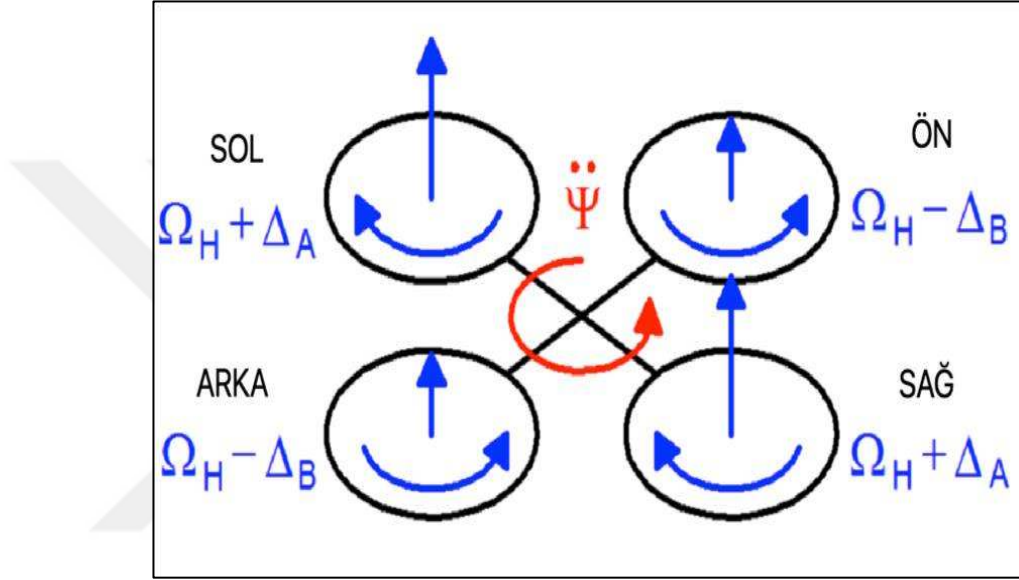


Şekil 3.8. Yunuslama (pitch) komutu (Bresciani, 2008).

3.4.4. Sapma (Yaw) komutu (U_4)

Bu komut, ön ve arka pervanelerin hızını artırarak (veya azaltarak) ve sol ve sağ pervanelerin hızını azaltarak (veya artırarak) sağlanır. Z^B eksenine göre tork $[Nm]$ oluşur. Yönelme hareketi, sol ve sağ pervanelerin saat yönünde ve ön ve arka pervanelerin saat yönünün tersine dönmesi ile üretilir. Bu nedenle, toplam tork eşit olmadığından quadrotor Z^B eksenini doğrultusunda (kendi çevresinde) döner. Yalnızca yönelme açısında (ψ) değişiklik meydana getirir ve quadrotorun yüksekliğinde bir değişiklik olmaz.

Önceki komutta olduğu gibi pozitif $\Delta_A[\text{rads}^{-1}]$ ve $\Delta_B[\text{rads}^{-1}]$ değişkenleri dikey itki kuvvetini (U_1) değiştirmeyecek şekilde değiştirilir. Δ_A , yaklaşık olarak Δ_B 'ye eşittir ($\Delta_A \approx \Delta_B$). Δ_A ve Δ_B 'nin değeri küçük olmalıdır. Şekil 3.9'da yönelme komutu gösterilmiştir (Bresciani, 2008).



Şekil 3.9. Yönelme (yaw) komutu (Bresciani, 2008).

3.5. Quadrotorun Newton-Euler Hareket Denklemleri

Bu çalışmada quadrotorun kinematik ve dinamik eşitlikleri Newton-Euler ilkelerine dayanılarak elde edilmiştir (Elkholy, 2014). Eşitliklerdeki $[+]$, değişkenin bir biriminin olduğunu, $[-]$ ise değişkenin biriminin olmadığını göstermektedir.

Eşitlik 3.1, 6 serbestlik derecesine sahip katı bir gövdenin (rigid body) genel kinematikini tanımlamaktadır.

$$\dot{\xi} = J_{\theta} \mathbf{v} \quad (3.1)$$

Eşitlik 3.1'de $\xi[+]$, E koordinat sisteminde genelleştirilmiş hız vektörü, $\mathbf{v}[+]$, B koordinat sisteminde genelleştirilmiş hız vektörü ve $J_{\theta}[-]$ ise genelleştirilmiş matristir.

Eşitlik 3.2’de $\xi[+]$, E koordinat sisteminde tanımlanan lineer $\mathbf{r}^E[m]$ ve açısal $\boldsymbol{\theta}^E[rad]$ konum vektörlerinden oluşur.

$$\boldsymbol{\xi} = [\mathbf{r}^E \boldsymbol{\theta}^E]^T = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Benzer şekilde, $\mathbf{v}[+]$, B koordinat sisteminde tanımlanan lineer $\mathbf{V}^B[ms^{-1}]$ ve açısal $\boldsymbol{\omega}^B[rad s^{-1}]$ hız vektörlerinden oluşur (Eşitlik 3.3).

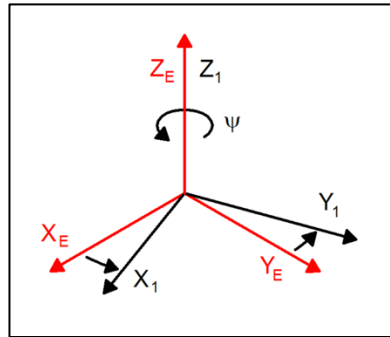
$$\mathbf{v} = [\mathbf{V}^B \boldsymbol{\omega}^B]^T = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Ek olarak, genelleştirilmiş $\mathbf{J}_{\boldsymbol{\theta}}[-]$ matrisi 4 alt matristen oluşmaktadır (Eşitlik 3.4).

$$\mathbf{J}_{\boldsymbol{\theta}} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{\boldsymbol{\theta}} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{T}_{\boldsymbol{\theta}} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Eşitlik 3.4’te verilen $\mathbf{0}_{3 \times 3}$ notasyonu 3x3 boyutunda 0 matrisidir. $\mathbf{R}_{\boldsymbol{\theta}}[-]$ dönüşüm matrisi ve $\mathbf{T}_{\boldsymbol{\theta}}[-]$ transfer matrisi olarak adlandırılır.

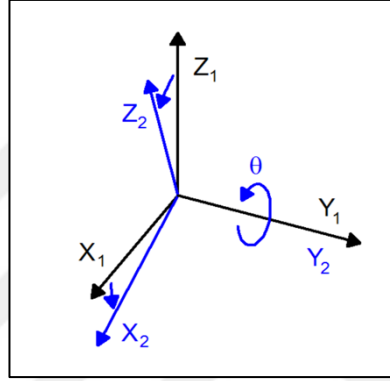
$\mathbf{R}_{\boldsymbol{\theta}}[-]$, 3 temel dönüşüm matrisinin belirli sırayla çarpımından oluşur. ϕ, θ ve ψ Euler açılarıdır. Eşitliklerdeki notasyonlar $c_k = \cos k$, $s_k = \sin k$, $t_k = \tan k$ olarak ifade edilmiştir.



Şekil 3.10. ψ açısının $\mathbf{R}(\psi, z)[-]$ aracılığıyla $\mathbf{Z}^E$ eksenini etrafındaki dönüşü.

$$\mathbf{R}(\psi, z) = \begin{bmatrix} c_\psi & -s_\psi & 0 \\ s_\psi & c_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

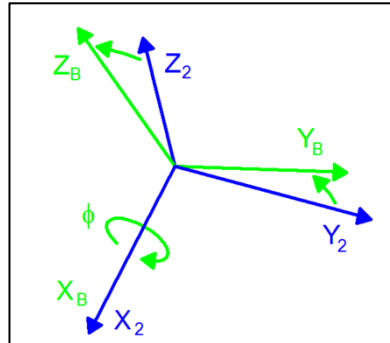
Eşitlik 3.5'te ψ yönelme açısının $\mathbf{R}(\psi, \mathbf{Z})$ alt dönüşüm matrisi aracılığıyla Z^E eksenini etrafındaki dönüşü gösterilmiştir.



Şekil 3.11. θ açısının $\mathbf{R}(\theta, Y)[-]$ aracılığıyla Y_1 eksenini etrafındaki dönüşü.

$$\mathbf{R}(\theta, y) = \begin{bmatrix} c_\theta & 0 & s_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s_\theta & 0 & c_\theta \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Eşitlik 3.6'da θ yönelme açısının $\mathbf{R}(\theta, Y)$ alt dönüşüm matrisi aracılığıyla Y_1 eksenini etrafındaki dönüşü gösterilmiştir.



Şekil 3.12. ϕ açısının $\mathbf{R}(\phi, X)[-]$ aracılığıyla X_2 eksenini etrafındaki dönüşü.

$$\mathbf{R}(\phi, x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi & c_\phi \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Eşitlik 3.7’de ϕ yönelme açısının $\mathbf{R}(\phi, X)$ alt dönüşüm matrisi aracılığıyla $\mathbf{X}_2$ eksenini etrafındaki dönüşü gösterilmiştir.

$\mathbf{R}_\theta$ dönüşüm matrisi Eşitlik 3.5, Eşitlik 3.6 ve Eşitlik 3.7’de verilen alt dönüşüm matrisinin çarpımından oluşur ve Eşitlik 3.8’de ifadesi verilmiştir.

$$\mathbf{R}_\theta = \mathbf{R}(\psi, z)\mathbf{R}(\theta, y)\mathbf{R}(\phi, x) = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\phi + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\phi + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

B koordinat sisteminde tanımlanan lineer hız $\mathbf{V}^B [ms^{-1}]$ ile E koordinat sisteminde tanımlanan lineer hız $\mathbf{V}^E [ms^{-1}]$ (veya $\dot{\mathbf{r}}^E [ms^{-1}]$) ilişki Eşitlik 3.9’da verilmiştir. $\mathbf{R}_\theta$, B koordinat sisteminde tanımlanan lineer hız ifadesi olan $\mathbf{V}^B$ ’yi E koordinat sisteminde tanımlamak için kullanılır.

$$\mathbf{V}^E = \dot{\mathbf{r}}^E = \mathbf{R}_\theta \mathbf{V}^B \quad (3.9)$$

Lineer hızda olduğu gibi, E koordinat sisteminde tanımlanan açısal hız $\dot{\boldsymbol{\theta}}^E [rads^{-1}]$ (veya Euler oranları) ile B koordinat sisteminde tanımlanan açısal hız $\boldsymbol{\omega}^B [rads^{-1}]$ arasındaki ilişki Eşitlik 3.10’da verilmiştir. Aynı şekilde $\mathbf{T}_\theta$, B koordinat sisteminde tanımlanan açısal hız $\boldsymbol{\omega}^B$ ifadesini E koordinat sisteminde tanımlamak için kullanılır.

$$\boldsymbol{\omega}^B = \mathbf{T}_\theta^{-1} \dot{\boldsymbol{\theta}}^E \quad (3.10)$$

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}^E = \mathbf{T}_\theta \boldsymbol{\omega}^B \quad (3.11)$$

$\mathbf{T}_\theta[-]$ transfer matrisi Euler açıları $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ kullanılarak Eşitlik 3.14’te elde edilmiştir. $\mathbf{T}_\theta^{-1}[-]$, $\mathbf{T}_\theta[-]$ transfer matrisinin tersidir.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{R}(\phi, x)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{R}(\phi, x)^{-1} \mathbf{R}(\theta, y)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_\theta^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$\mathbf{T}_\theta^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & c_\theta s_\phi \\ 0 & -s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

$$\mathbf{T}_\theta = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi/c_\theta & c_\phi/c_\theta \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

6 serbestlik derecesine sahip katı bir gövdenin dinamiği tanımlanırken gövdenin kütlesi $m[kg]$ ve atalet matrisi $\mathbf{I}[Nms^2]$ dikkate alınır. Katı gövdenin dinamiği Eşitlik 3.15'te tanımlanmıştır.

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}}^B \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}^B \times (m\mathbf{V}^B) \\ \boldsymbol{\omega}^B \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Eşitlik 3.15'te verilen $\mathbf{I}_{3 \times 3}$, 3x3 boyutunda birim matris, $\dot{\mathbf{V}}^B[ms^{-2}]$ B koordinat sisteminde tanımlanan lineer ivme vektörü, $\dot{\boldsymbol{\omega}}^B[rad s^{-2}]$ B koordinat sisteminde tanımlanan açısal ivme vektörü, $\mathbf{F}^B[N]$ B koordinat sisteminde tanımlanan kuvvet vektörü $\boldsymbol{\tau}^B[Nm]$ ise B koordinat sisteminde tanımlanan tork vektörüdür.

Bu çalışmada 2 varsayım kabul edilmiştir.

- Gövde koordinat sisteminin (B) orijini (O_B), quadrotorun gövdesinin kütle merkezi ile çakışır. Aksi takdirde, quadrotorun hareket denklemleri oldukça karmaşık hale gelir.
- Gövde koordinat sisteminin (B) eksenleri, gövde temel atalet ($\mathbf{I}$) eksenleriyle çakışır. Bu durumda atalet matrisi ($\mathbf{I}$) köşegendir (diagonal). Bu 2 varsayım quadrotorun hareket denklemlerinin daha kolay tanımlanmasını sağlar.

Genelleştirilmiş kuvvet vektörü ($\boldsymbol{\Lambda}$) Eşitlik 3.16'da verilmiştir.

$$\boldsymbol{\Lambda} = [\mathbf{F}^B \boldsymbol{\tau}^B]^T = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Eşitlik 3.15'teki ifade Eşitlik 3.17'de, matris formunda yazılmıştır.

$$\mathbf{M}_B \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{C}_B(\mathbf{v})\mathbf{v} = \boldsymbol{\Lambda} \quad (3.17)$$

Eşitlik 3.17’de $\dot{\mathbf{v}}$ B koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş ivme vektörü, $\mathbf{M}_B[+]$ B koordinat sisteminde tanımlanan sistemin atalet matrisi, $\mathbf{C}_B(\mathbf{v})[+]$ ise B koordinat sisteminde tanımlanan Coriolis-merkez (Coriolis-centripetal) matrisidir. Eşitlik 3.18’de sistemin atalet matrisi gösterilmiştir.

$$\mathbf{M}_B = \begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Eşitlik 3.18’de yukarıdaki 2 varsayımdan dolayı $\mathbf{M}_B$ ’nin köşegen ve sabit bir matris olduğu görülmektedir. Eşitlik 3.19’da Coriolis-merkez (Coriolis-centripetal) matrisi tanımlanmıştır.

$$\mathbf{C}_B(\mathbf{v}) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & -m\mathbf{S}(\mathbf{V}^B) \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\mathbf{S}(I\boldsymbol{\omega}^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & mw & -mv \\ 0 & 0 & 0 & -mw & 0 & mu \\ 0 & 0 & 0 & mv & -mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz}r & -I_{yy}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{zz}r & 0 & I_{xx}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{yy}q & -I_{xx}p & 0 \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Eşitlik 3.19’da ters-simetrik operatör (skew-symmetric operator) $\mathbf{S}(\cdot)[+]$ yer almaktadır. Genel 3 boyutlu bir $\mathbf{k}[-]$ vektörü için $(\mathbf{S}(\mathbf{k}))$ ters-simetrik matrisi Eşitlik 3.20’de verilmiştir.

$$\mathbf{S}(\mathbf{k}) = -\mathbf{S}^T(\mathbf{k}) = \begin{bmatrix} 0 & -k_3 & k_1 \\ k_3 & 0 & -k_1 \\ -k_2 & k_1 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{k} = \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Eşitlik 3.17, genelleştirilmiş ve daha önce yapılan basitleştirmelere uyan tüm katı cisimler için geçerlidir. Ancak, bu çalışmada quadrotorun modellenmesi için kullanılmıştır. Dolayısıyla son vektör, quadrotorun dinamiği hakkında özel dinamik ifadeler içermektedir. Genelleştirilmiş kuvvet vektörü $\mathbf{A}$, quadrotorun dinamik ifadelerinden dolayı 3 etkiye sahiptir.

3.5.1. Yerçekimi ivmesi etkisi

Bu etki yerçekimi ivmesinin $g[m s^{-2}]$ etkisiyle oluşan $\mathbf{G}_B(\boldsymbol{\xi})[+]$ yerçekimi vektörüdür. Yerçekimi vektörü bir kuvvet olduğu için sadece doğrusal (lineer) eşitliklerde yer alır. Açısal (angular) eşitlikleri etkilemez. Eşitlik 3.22’de $\mathbf{G}_B(\boldsymbol{\xi})$ vektörü elde edilmiştir.

$$\mathbf{F}_G^E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$$\mathbf{G}_B(\xi) = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_G^B \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_\theta^{-1} \mathbf{F}_G^E \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mgs_\theta \\ -mgc_\theta s_\phi \\ -mgc_\theta s_\phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Eşitlik 3.21'deki $\mathbf{F}_G^B[N]$, B koordinat sisteminde tanımlanan yerçekimi kuvvet vektörü, Eşitlik 3.22'deki $\mathbf{F}_G^E[N]$, E koordinat sisteminde tanımlanan yerçekimi kuvvet vektörü, $\mathbf{0}_{3 \times 1}$ 3x1 boyutunda sıfır vektörü, $\mathbf{R}_\theta$ ortogonal (orthogonal) normalleştirilmiş matris, $\mathbf{R}_\theta^{-1}$, $\mathbf{R}_\theta$ 'nın tersi (transpozu) olan $\mathbf{R}_\theta^T$ 'ye eşittir. $\mathbf{R}_\theta$ Eşitlik 3.5'te verilen dönüşüm matrisidir.

3.5.2. Jiroskop etkisi

Bu etki, pervanelerin dönmesi sonucu üretilen jiroskopik etkilerdir. İkisi saat yönünde ve diğer ikisi saat yönünün tersine döndüğü için rotor hızlarının cebirsel toplamı sıfıra eşit olmadığı zaman genel bir tork dengesizliği oluşur. Ek olarak, yalpalama (roll) veya yunuslama (pitch) oranları da sıfırdan farklıysa Eşitlik 3.23'te verilen jiroskopik bir tork oluşur.

$$\begin{aligned} \mathbf{O}_B(\mathbf{v})\boldsymbol{\Omega} &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ -\sum_{k=1}^4 J_{TP}(\boldsymbol{\omega}^B \times [0 \ 0 \ 1]^T)(-1)^k \Omega_k \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ J_{TP}[-q \ p \ 0]^T \boldsymbol{\Omega} \end{bmatrix} = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} \end{aligned} \quad (3.23)$$

Eşitlik 3.23'te verilen $\mathbf{O}_B(\mathbf{v})[+]$, B koordinat sisteminde tanımlanan jiroskopik pervane matrisi ve $J_{TP}[Nms^2]$ ise pervane etrafında oluşan toplam dönel (rotational) atalet momentidir. Eşitlik 3.12'de de görüldüğü gibi pervanelerin dönüşü sonucu üretilen jiroskopik etkiler sadece açısal (angular) eşitliklerde yer almaktadır. Doğrusal (lineer) eşitliklerde yer almaz.

Eşitlik 3.23'te yer alan $\boldsymbol{\Omega}[rads^{-1}]$ tüm pervanelerin hızı (Eşitlik 3.24) ve $\boldsymbol{\Omega}[rads^{-1}]$ ise pervanelerin hız vektörüdür (Eşitlik 3.25).

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (3.24)$$

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

Eşitlik 3.24 ve Eşitlik 3.25'teki $\Omega_1[\text{rads}^{-1}]$ ön pervanenin hızı, $\Omega_2[\text{rads}^{-1}]$ sağ pervanenin hızı, $\Omega_3[\text{rads}^{-1}]$ arka pervanenin hızı ve $\Omega_4[\text{rads}^{-1}]$ sol pervanenin hızıdır.

3.5.3. Kuvvet ve tork etkisi

- Bu etki, temel hareket komutları (U_1, U_2, U_3, U_4) tarafından üretilen kuvvet ve torklardır. Aerodinamik açıdan bakıldığında kuvvet ve torklar pervanelerin hızlarının kareleri ile orantılıdır. Böylece, hareket matrisi $\mathbf{E}_B[+]$, $\boldsymbol{\Omega}^2$ ile hareket vektörü $\mathbf{U}_B(\boldsymbol{\Omega})[+]$ 'nin çarpımına eşittir. Aerodinamik etki parametrelerinden olan kuvvet faktörü $b[\text{Ns}^2]$ ve sürüklenme faktörü $d[\text{Nms}^2]$ Bresciani (2008)'in çalışmasından alınmıştır.

Eşitlik 3.26'da quadrotorun hareket vektörü verilmiştir.

$$\mathbf{U}_B(\boldsymbol{\Omega}) = \mathbf{E}_B \boldsymbol{\Omega}^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Eşitlik 3.26'da $l[m]$ quadrotorun kütle merkezi ile bir pervanenin arasındaki uzunluktur. U_1, U_2, U_3 ve U_4 daha önce verilen hareket vektörü elemanlarıdır. U_4 tarafından üretilen tork ifadesi $\dot{\Omega}$ ifadesinin ihmal edilmesiyle basitleştirilmiştir. Bu nedenle tüm hareket denklemleri benzer bir ifadeye sahip olmuştur ve kontrol edilmesi kolaylaşmıştır.

Eşitlik 3.26'da ifade edildiği gibi, $\mathbf{U}_B(\boldsymbol{\Omega})$ hareket vektörü, pervane hızlarının karesi $\boldsymbol{\Omega}^2$ ve sabit bir matris olan $\mathbf{E}_B$ 'nin çarpımına eşittir. Eşitlik 3.27'de hareket matrisi gösterilmiştir.

$$\mathbf{E}_B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

Quadro rotorun dinamiğini tanımlamak için yukarıdaki 3 etki göz önüne alınarak Eşitlik 3.17 yeniden yazılmıştır (Eşitlik 3.28).

$$\mathbf{M}_B \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{C}_B(\mathbf{v})\mathbf{v} = \mathbf{G}_B(\boldsymbol{\xi}) + \mathbf{O}_B(\mathbf{v})\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{E}_B\boldsymbol{\Omega}^2 \quad (3.28)$$

Eşitlik 3.28 tekrar düzenlenip B koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş hız vektörünün türevi ($\dot{\mathbf{v}}$) Eşitlik 3.29’da elde edilmiştir.

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{M}_B^{-1}(-\mathbf{C}_B(\mathbf{v})\mathbf{v} + \mathbf{G}_B(\boldsymbol{\xi}) + \mathbf{O}_B(\mathbf{v})\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{E}_B\boldsymbol{\Omega}^2) \quad (3.29)$$

Eşitlik 3.29’daki matris formundaki ifade, Eşitlik 3.30’da denklem sistemi halinde verilmiştir.

$$\begin{cases} \dot{u} = (vr - wq) + gs_\theta \\ \dot{v} = (wp - ur) - gc_\theta s_\phi \\ \dot{w} = (uq - vp) - gc_\theta s_\phi + \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} qr - \frac{I_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr + \frac{I_{TP}}{I_{YY}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (3.30)$$

Eşitlik 3.30’daki notasyonlar $c_k = \cos k$, $s_k = \sin k$ olarak ifade edilmiştir. Eşitlik 3.31’de pervanelerin hız girişleri denklem sistemi olarak verilmiştir. Aynı zamanda bu girişler Eşitlik 3.26’da verilen quadro rotorun temel hareket komutlarıdır.

$$\begin{cases} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 &= lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 &= lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ U_4 &= d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega &= -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (3.31)$$

Eşitlik 3.3a’da verilen quadro rotorun dinamik hareket ifadeleri B koordinat sisteminde tanımlıdır. Daha önce de ifade edildiği gibi, bu ifadeler 6 serbestlik derecesine sahip tüm katı cisimler için geçerlidir. Ancak E koordinat sisteminde tanımlı doğrusal (linear) denklemlerin ve B koordinat sisteminde tanımlı açısal (angular) denklemlerin birlikte yer aldığı hibrit bir koordinat sisteminde (H koordinat sistemi) yazılan dinamik hareket denklemleri, quadro rotorun modellenmesinde çok daha yarar sağlayacaktır. Çünkü H koordinat sisteminde tanımlanacak dinamik hareket denklemleri ile tasarlanacak kontrolcülerin entegre edilmesi daha kolay olacaktır. Eşitlik 3.32’de H koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş hız vektörü $\boldsymbol{\zeta}[+]$ verilmiştir.

$$\zeta = [\dot{r}^E \omega^B]^T = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

H koordinat sisteminde tanımlı sistem dinamiği ifadesi matris formunda Eşitlik 3.33'te verilmiştir.

$$\mathbf{M}_H \dot{\zeta} + \mathbf{C}_H(\zeta)\zeta = \mathbf{G}_H + \mathbf{O}_H(\zeta)\Omega + \mathbf{E}_H(\xi)\Omega^2 \quad (3.33)$$

Eşitlik 3.33'te verilen $\zeta[+]$, H koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş ivme vektörüdür. Eşitlik 3.33'te yer alan tüm matris ve vektörler aşağıda verilmiştir. H koordinat sisteminde tanımlı sistemin atalet matrisi $\mathbf{M}_H[+]$, Eşitlik 3.18'de verilen atalet matrisine ($\mathbf{M}_B[+]$) eşittir (Eşitlik 3.34)

$$\mathbf{M}_H = \mathbf{M}_B = \begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

Aksine, H koordinat sisteminde tanımlanan Coriolis-merkezi (Coriolis-centripetal) matrisi $\mathbf{C}_H(\zeta)[+]$, B koordinat sisteminde tanımlanan Coriolis-merkezi matrisine eşit değildir ve Eşitlik 3.35'te verilmiştir.

$$\mathbf{C}_H(\zeta) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\mathbf{S}(\mathbf{I}\omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}r & -I_{YY}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ}r & 0 & I_{XX}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY}q & -I_{XX}p & 0 \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

H koordinat sisteminde tanımlanan yerçekimi vektörü $\mathbf{G}_H[+]$, Eşitlik 3.36'da gösterilmiştir.

$$\mathbf{F}_G^E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}_H = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_G^E \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Pervanelerin dönüşü sonucu üretilen jiroskopik etkiler değişmemiştir. Çünkü sadece B koordinat sisteminde tanımlanan açısal (angular) denklemleri etkiler. B koordinat sisteminde tanımlanan jiroskopik pervane matrisi $\mathbf{O}_H(\boldsymbol{\zeta})[+]$, Eşitlik 3.18’de verilen ifadeyle aynıdır (Eşitlik 3.37).

$$\mathbf{O}_H(\boldsymbol{\zeta})\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{O}_B(\mathbf{v})\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ J_{TP}[-q \ p \ 0]^T \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} \quad (3.37)$$

H koordinat sisteminde tanımlanan hareket matrisi $\mathbf{E}_H(\boldsymbol{\xi})[+]$, Eşitlik 3.26’da gösterilen B koordinat sisteminde tanımlanandan farklıdır. Çünkü U_1 hareket komutu $\mathbf{R}_\theta$ ’dan dolayı tüm lineer denklemleri etkilemektedir. Hareket matrisi ve pervanelerin hızlarının karesi arasındaki ilişki Eşitlik 3.38’de gösterilmiştir.

$$\mathbf{E}_H(\boldsymbol{\xi})\boldsymbol{\Omega}^2 = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_\theta & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{T}_\theta \end{bmatrix} \mathbf{E}_B\boldsymbol{\Omega}^2 = \begin{bmatrix} (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (c_\theta c_\phi)U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

Eşitlik 3.33 yeniden düzenlenerek H koordinat sisteminde tanımlanan genelleştirilmiş hız vektörünün türevi $\dot{\boldsymbol{\zeta}}[+]$ Eşitlik 3.39’da elde edilmiştir.

$$\dot{\boldsymbol{\zeta}} = \mathbf{M}_H^{-1}(-\mathbf{C}_H(\boldsymbol{\zeta})\boldsymbol{\zeta} + \mathbf{G}_H + \mathbf{O}_H(\boldsymbol{\zeta})\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{E}_H(\boldsymbol{\xi})\boldsymbol{\Omega}^2) \quad (3.39)$$

Eşitlik 3.39’daki matris formundaki ifade, Eşitlik 3.40’ta denklem sistemi halinde verilmiştir.

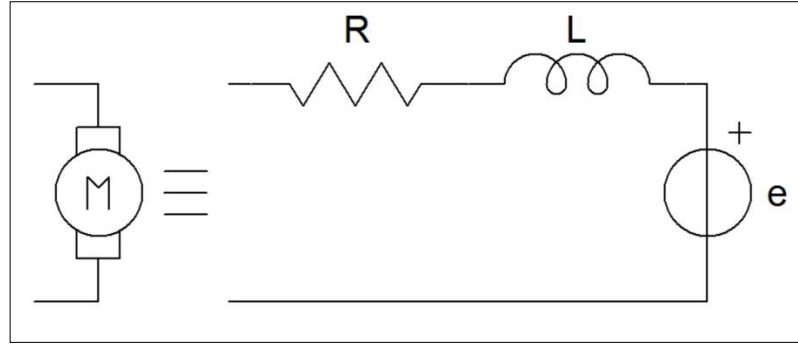
$$\begin{cases} \ddot{X} &= (\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Y} &= (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Z} &= -g + (\cos\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} &= \frac{I_{YY}-I_{ZZ}}{I_{XX}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{ZZ}-I_{XX}}{I_{YY}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{XX}-I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (3.40)$$

Eşitlik 3.40'ta verilen pervanelerin hız girişleri Eşitlik 3.31'deki B koordinat sisteminde tanımlananlarla aynıdır. Bu çalışmada Eşitlik 3.40'ta verilen denklemler quadrotorun modelinin oluşturulması için kullanılacaktır. Daha önce ifade edildiği gibi bu denklemler, quadrotorun kontrolü için tasarlanacak kontrolcülerin parametrelerinin bulunması için kolaylık sağlayacaktır.

3.6. DC Motor Dinamiği

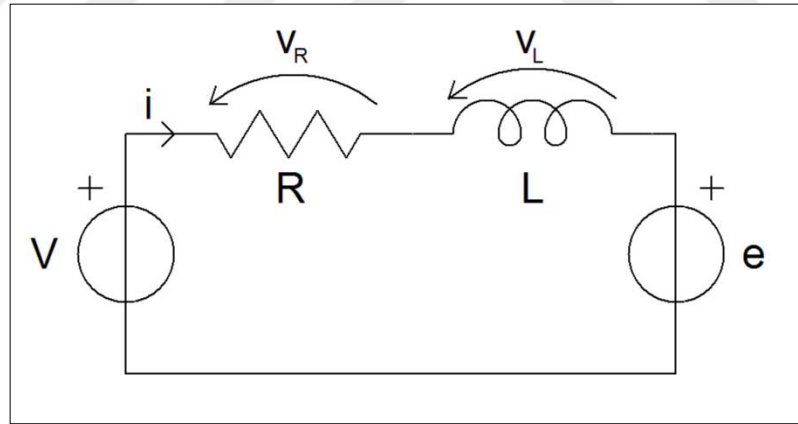
DC motor, elektrik enerjisini mekanik enerjiye dönüştüren bir aktüatördür. Stator ve rotor adı verilen 2 adet etkileşimli elektromanyetik devreden oluşur. Stator sabit ve rotor dönen kısımdır. Rotor, değişken sayıda bakır sargıdan oluşur ve dışarıdan komütatör aracılığıyla uyarılabilir. Stator, 2 veya daha fazla bakır sargıdan veya sabit mıknatıslardan oluşur ve rotoru elektromanyetik olarak uyarır. Rotor sargılarına DC gerilim uygulandığında rotor, oluşan manyetik ve elektriksel kuvvetlerin etkileşimiyle döner (Bresciani, 2008).

DC motor, elektriksel ve mekanik büyüklükleri içeren bir modele sahiptir. Bu model, direnç $R[\Omega]$, indüktör $L[H]$ ve gerilim kaynağından $e[V]$ oluşur. Direnç $R[\Omega]$, bakır iletkenin içerisinde geçen akımı sınırlar ve Joule kaybını temsil eder. Direncin değeri; uzunluğu, kesit alanı ve iletkenliğine göre değişiklik gösterir. İndüktör $L[H]$, rotor ve stator sargılarında manyetik alan oluşturur. Gerilim kaynağı $e[V]$ ise rotor hızıyla orantılı bir gerilim $[V]$ sağlar. Bu model Şekil 3.13'te gösterilmiştir.



Şekil 3.13. DC motor modeli.

DC motor, harici bir gerilim kaynağı $v[V]$ ile kontrol edilir. Teorik olarak sürücü kayıplarını temsil etmesi için harici gerilim kaynağına seri bağlanmalıdır. Ama bu çalışmada gerilim kaynağı kayıpları ihmal edilmiştir. DC motorun temel elektrik devresi Şekil 3.14’te verilmiştir.



Şekil 3.14. DC motor devresi.

Kirchhoff Gerilim Yasası’nın uygulanmasıyla Eşitlik 3.41 elde edilir.

$$v = v_R + v_L + e \quad (3.41)$$

Eşitlik 3.41’de verilen v , giriş gerilimi, $v_R[V]$, R direnci üzerinde oluşan gerilim, $v_L[V]$ ise L indüktörü üzerinde oluşan gerilimdir. v gerilimi Eşitlik 3.42’de yeniden yazılmıştır.

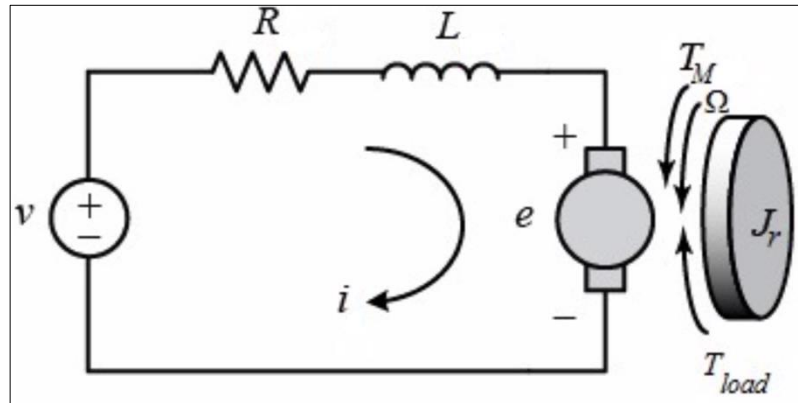
$$v = Ri + L \frac{\partial i}{\partial t} + K_E \Omega_M \quad (3.42)$$

Eşitlik 3.42'deki $i[A]$ motor armatür akımı, $K_E[Vsrad^{-1}]$ motor gerilim sabiti ve $\Omega_M[rad s^{-1}]$ ise motorun açısal hızıdır. Bu eşitlikte R direnci gerilimi $v_R = Ri$ (Ohm Kanunu), L indüktör gerilimi $v_L = L \frac{\partial i}{\partial t}$ olarak verilir. $K_E \Omega_M$ ifadesi elektriksel ve mekanik ilişkiyi gösterir.

DC motorun sürücü karakteristiği belirlenirken indüktör etkisi çok önemlidir. Ancak mekanik hesaplamalarda aşağıdaki nedenlerden dolayı ihmal edilir.

- Robotikte kullanılan motorların çoğu özel mekanik tasarımlar sayesinde küçük indüktanslı üretilir.
- DC motorun elektriksel kısımlarının cevap süresi her zaman mekanik kısımlarından çok daha hızlıdır. Bu nedenle tüm sistemin hızı en yavaş olanınkine göre belirlenir.
- Birinci dereceden bir diferansiyel çözmek, ikinci dereceden bir diferansiyel denklemini çözmekten daha kolay ve daha hızlıdır (Bresciani, 2008).

Ancak bu çalışmada, indüktör etkisi hesaba katılarak motorlar modellenmiştir. Rotorlara dişli sisteminin bağlı olmadığı kabul edilmiştir. Quadrotorlarda çoğunlukla fırçasız DC motor kullanılmaktadır. Fırçasız DC motorun dinamiği geleneksel DC motorlarla aynıdır. Fırçasız DC motorun yüke bağlı kararlı hal modeli Şekil 3.15'te gösterilmiştir (Elkholy, 2014).



Şekil 3.15. DC motorun yüke bağlı modeli (Elkholy, 2014).

Eşitlik 3.43'te verilen ifadede armatür akımının türevi çekilirse Eşitlik 3.43 elde edilir.

$$\frac{\partial i}{\partial t} = \frac{v - Ri - K_E \Omega_M}{L} \quad (3.43)$$

Motorun mekanik ifadesi Eşitlik 3.44'te verilmiştir.

$$J_r \dot{\Omega} = T_M - T_{load} \quad (3.44)$$

Motorun ürettiği tork Eşitlik 3.45'te verilmiştir ve motorun açısal hızı Ω_M ile aynı yöndedir.

$$T_M = K_E i \quad (3.45)$$

T_{load} pervanelerin dönmesi ile oluşan yük torkudur. Motorun açısal hızının Ω_M tersi yöndedir ve Eşitlik 3.46'da verilmiştir (Elkholy, 2014).

$$T_{load} = K_M \Omega^2 \quad (3.46)$$

4. SİMÜLASYON MODELİ VE AÇIKLANMASI

Bu bölümde quadrotorun Matlab/Simulink ortamı kullanılarak oluşturulan simülasyon modeli açıklanacaktır. Quadrotorun tam bir simülasyon modeli oluşturulmuş ve tasarlanan kontrolcülerle entegre edilerek simülasyon ortamında yükseklik, konum ve yörünge takibi simülasyonları test edilmiştir. Tasarlanan simülasyon modelinde kullanılan tüm bloklar ve kontrolcü bloklarının denklemleri ve açıklamaları bu bölümde verilmiştir.

Literatürde quadrotorun kontrolü için lineer, lineer olmayan, öğrenme tabanlı (learning-based) ve hibrit kontrolcüler gibi birçok kontrolcü tasarlanmıştır. PID (Oransal-İntegral-Türev) kontrolcüler lineer kontrolcüler olarak sınıflandırılır. PID kontrolcüler, parametrelerinin kolaylıkla değiştirilebilmesi, tasarımının basit olması, güvenilir olması ve yüksek stabilitesi (good stability) sayesinde çokça tercih edilmektedir. Quadrotorun kontrolünde lineer kontrolcü olarak PID (Oransal-İntegral-Türev) ve PD (Oransal-Türev) en çok tercih edilen kontrolcülerdir (Noh ve Song, 2017).

Quadrotorun, karmaşık ve lineer olmayan dinamik bir sisteme sahip olmasından dolayı quadrotorun kontrolünde PID kontrolcülerin kullanılması durumunda çeşitli dezavantajlar ortaya çıkar (Domingos vd., 2016; Subudhi ve Ezhilarasi, 2018; Antonio-Toledo vd., 2018). Quadrotorun stabil ve kararlı bir yörünge takip etmesi için tasarlanacak PID kontrolcünün parametrelerinin ayarlanması zordur. PID gibi lineer kontrolcüler quadrotorun yavaş ve sınırlı hareketi için uygundur. Bu durum quadrotorun performansını sınırlar. Daha iyi bir performans, yüksek hız, agresif manevralar ve yüksek hız için lineer olmayan kontrolcülerin kullanılması gerekir. Ayrıca, yüksek bozucu etkilerin olması ve yörünge sinyallerinin anlık değiştiği durumlarda PID kontrolcü kullanılan quadrotorların performansı düşer (Cibiraj ve Varatharajan, 2017; Tesch vd., 2016; Das vd., 2018; Njinwoua ve VandeWouwer, 2018; Falconi ve Melchiorri, 2012; Vempati vd., 2014, Das, 2018; Rastgoftar vd., 2017; Sadeghzadeh vd., 2012; Yang vd., 2013; Dierks ve Jagannathan, 2010).

Lineer bir kontrolcü olan PID kontrolcünün kullanılabilmesi için quadrotorun simülasyon modelinde kullanılan motorların modelinin lineer hale getirilmesi gerekmektedir. Ayrıca PID kontrolcülerin kullanılması için quadrotorun modellemesinde 3. Bölüm'de açıklanan basitleştirmeler ve varsayımlar yapılmıştır.

Bu çalışmada ilk olarak quadrotorun lineer olmayan Newton-Euler hareket denklemleri kullanılarak quadrotorun 2 adet simülasyon modeli oluşturulmuştur. İlk simülasyon modelinde PD

(Oransal-Türev) konum kontrolcü, PD (Oransal- Türev) davranış (attitude) kontrolcü ve PI (Oransal-İntegral) motor kontrolcü olmak üzere 3 adet lineer kontrolcü tasarlanmıştır. İkinci modelinde ise PD (Oransal-Türev) konum kontrolcü, kaskat P (Oransal) hız kontrolcü, PD (Oransal- Türev) davranış (attitude) kontrolcü ve PI (Oransal-İntegral) motor kontrolcü olmak üzere 4 adet lineer kontrolcü tasarlanmıştır. Bu iki simülasyon modeli karşılaştırılmış ve sonuçları verilmiştir. Giriş referans konum sinyalleri ($X_{des}, Y_{des}, Z_{des}$) ile ölçülen konum sinyalleri ($X_{mes}, Y_{mes}, Z_{mes}$) arasındaki hatanın en aza indirilmesi ve yörünge takibinin iyileştirilmesi amaçlanmıştır. Bunun için, tasarlanan kontrolcüler için en uygun parametrelerin bulunması istenmiştir.

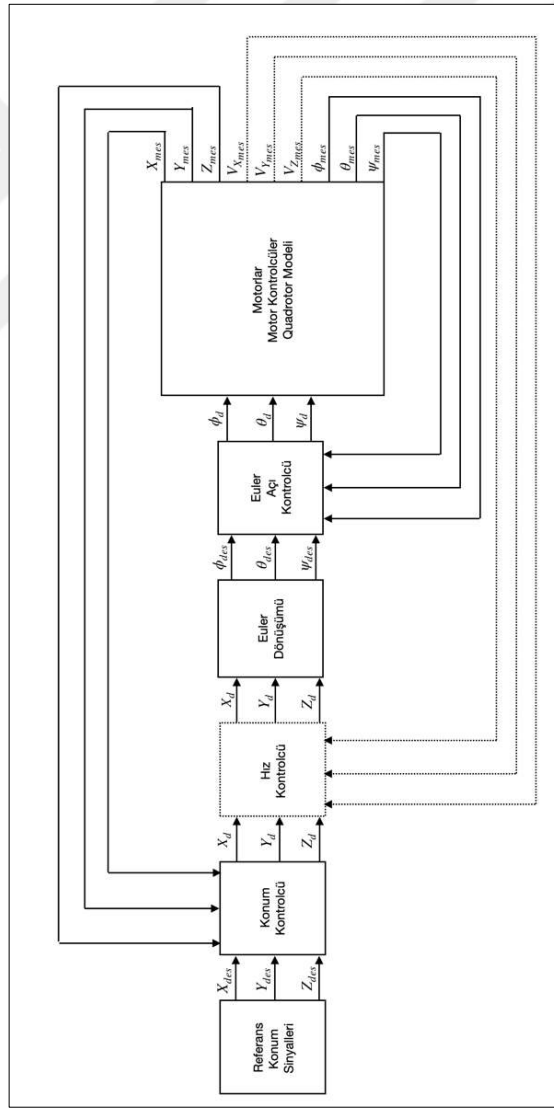
Quadrotorun simülasyon modeli tasarlanmadan önce quadrotorun hareket denklemlerinde yer alan parametrelerin ve tasarlanacak motorların parametrelerinin bulunması gerekir. Bu parametreler deneyler sonucunda elde edilir. Ancak bu çalışma simülasyon ortamında yapıldığından ve gerçek bir sistem tasarlanmadığından dolayı parametreler Bresciani'nin (2008) çalışmasından alınmış ve Çizelge 4.1'de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Quadrotor ve motor parametreleri (Bresciani, 2018).

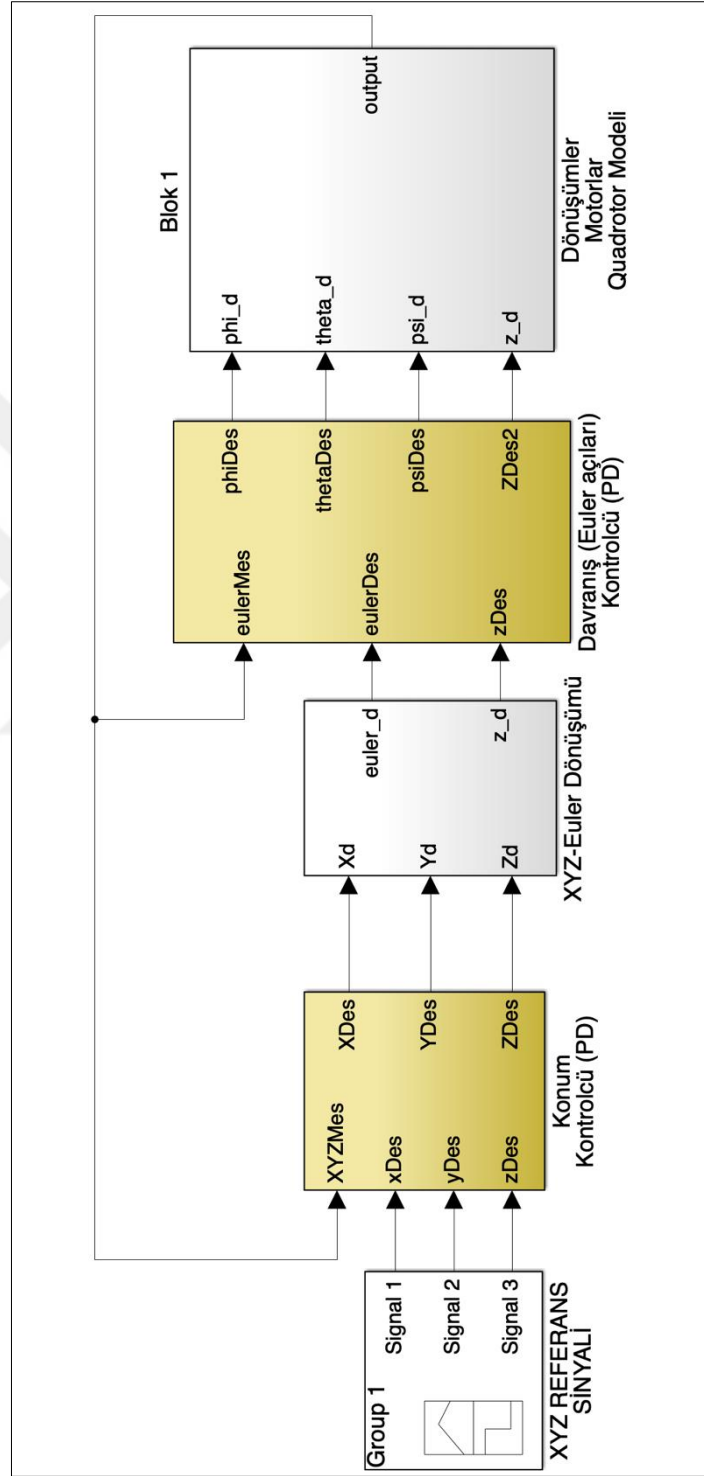
Parametre	Değeri	Birimi
m	1	kg
l	0,24	m
b	$54,2 \times 10^{-6}$	Ns^2
d	$1,1 \times 10^{-6}$	Nms^2
g	9,81	ms^{-2}
I_{xx}	$8,1 \times 10^{-3}$	Nms^2
I_{yy}	$8,1 \times 10^{-3}$	Nms^2
I_{zz}	$14,2 \times 10^{-3}$	Nms^2
J_{ip}	104×10^{-6}	Nms^2
K_e	$6,3 \times 10^{-3}$	$Vsrad^{-1}$
K_m	$6,3 \times 10^{-3}$	NmA^{-1}
R	0,6	Ω
L	15×10^{-6}	H

4.1. Quadrotorun Simülasyon Modeli

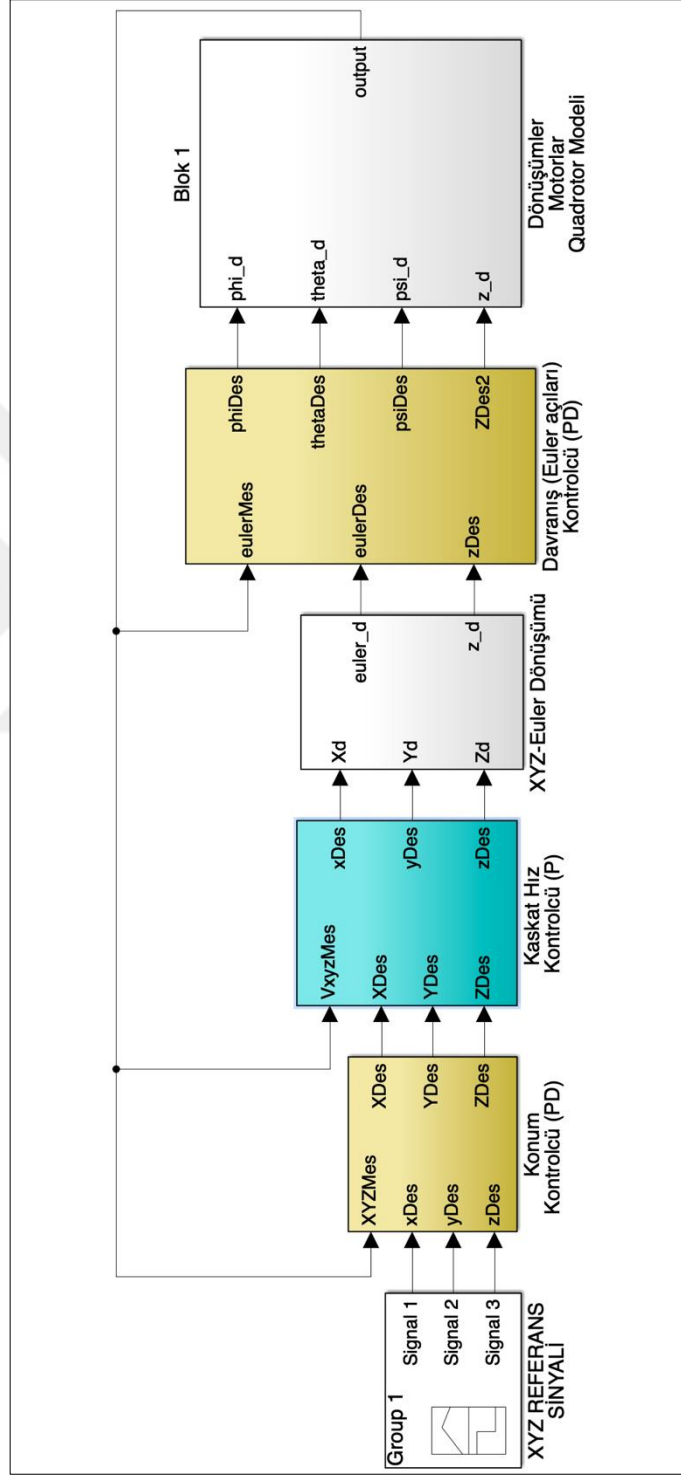
Quadrotorun tam modelinin şeması Şekil 4.1’de gösterilmiştir. Bu çalışmada 2 adet simülasyon modeli tasarlanmıştır. 1. simülasyon modelinde hız kontrolcü yer almamıştır. 2. simülasyon modelinde ise konum kontrolcüyeye kaskat bağlı bir hız kontrolcü yer almaktadır. 1. simülasyon modeli Şekil 4.2’de ve 2. simülasyon modeli Şekil 4.3’te gösterilmiştir. Tasarlanan diğer tüm bloklar her iki simülasyon modelinde aynıdır.



Şekil 4.1. Simülasyon Model Şeması.

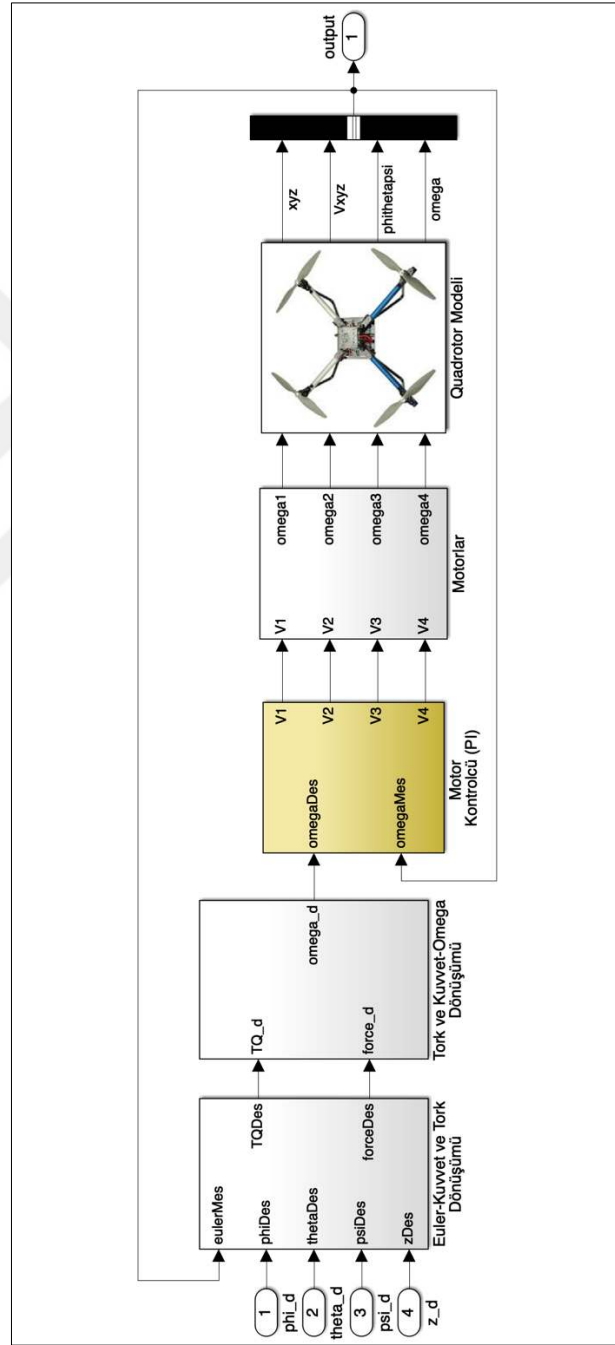


Şekil 4.2. Simülasyon Modeli 1.



Şekil 4.3. Simülasyon Modeli 2.

Şekil 4.2 ve Şekil 4.3'te gösterilen Dönüşümler, Motorlar ve Quarotorun Modeli bloğu (Blok 1) alt sisteme sahiptir ve Şekil 4.4'te gösterilmiştir.



Şekil 4.4. Blok 1 alt bloğu.

4.2. Simülasyon Bloklarının Açıklanması

4.2.1. Euler dönüşümü (XYZ-Euler) bloğu

Quadrotorun referans konum sinyallerine ($X_{des}, Y_{des}, Z_{des}$) göre hareket etmesi için buna uygun Euler açıları ($\phi_{des}, \theta_{des}, \psi_{des}$) üretilmesi gerekir. Bu blok, Eşitlik 4.2 ve Eşitlik 4.3'teki ifadeleri kullanarak giriş referans konum sinyallerini Euler açılarına dönüştürmek için kullanılmıştır. Eşitlik 4.2 ve Eşitlik 4.3'te kullanılan bu ifadeler (Benallegue, 2008; Dierks, 2010 ve Zuo, 2010)'un çalışmalarında kullandıkları ifadeler baz alınarak yapılmıştır. Ancak bu ifadeler bu çalışmada farklı olarak tasarlanmış ve simülasyon modelinde kullanılmıştır.

$$dis = \sqrt{X_{des}^2 + Y_{des}^2 + Z_{des}^2} \quad (4.1)$$

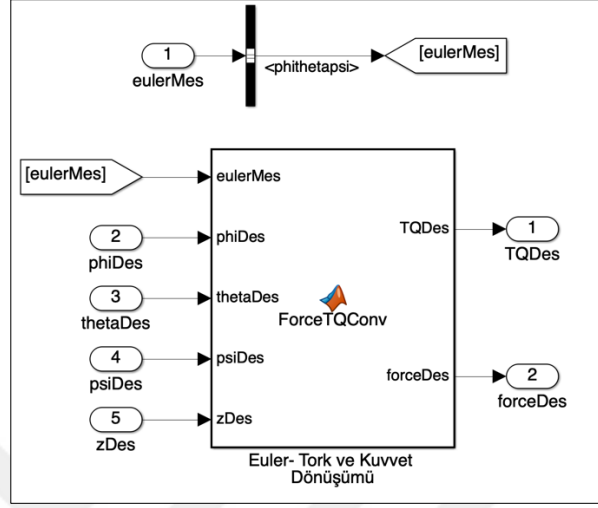
$$\phi_{des} = \frac{\arcsin\left(\frac{X_{des}\sin(\psi_{des}) - Y_{des}\cos(\psi_{des})}{dis}\right)}{2} \quad (4.2)$$

$$\theta_{des} = \frac{\arcsin\left(\frac{X_{des}\cos(\psi_{des}) + Y_{des}\sin(\psi_{des})}{dis}\right)}{2\cos(\phi_{des})} \quad (4.3)$$

Eşitlik 4.1'de verilen $dis[m]$, E koordinat sisteminde orijine göre uzaklığı gösterir. $\phi_{des}[rad]$ ve $\theta_{des}[rad]$ açıları, $\psi_{des}[rad]$ açısı ve konum ifadeleri kullanarak Eşitlik 4.2 ve Eşitlik 4.3'te üretilmiştir. Bu çalışmada ψ_{des} açısının değeri 30° ($\frac{\pi}{6}[rad]$) olarak sabit seçilmiş ve simülasyonda kullanılmıştır.

4.2.2. Euler-kuvvet ve tork dönüşümü bloğu

Bu blokta, ölçülen ve referans Euler açılarını kullanarak kuvvet ve tork elde edilmiştir. Bu blokta gösterilen $euler_{mes}$ quadrotorun çıkışında ölçülen Euler açıları, $euler_{des}$ referans Euler açıları ve Z_{des} ise Şekil 4.1'de gösterilen XYZ referans sinyal bloğundan gelen Z eksen konum sinyalidir. Bu blok Şekil 4.5'te gösterilmiştir.



Şekil 4.5. Euler açıları-Kuvvet ve Tork dönüşümü.

Eşitlik 4.4’te, ölçülen Euler açıları ve Eşitlik 4.5’te ise referans Euler açıları vektör olarak gösterilmiştir.

$$euler_{mes} = \begin{bmatrix} \phi_{mes} \\ \theta_{mes} \\ \psi_{mes} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$euler_{des} = \begin{bmatrix} \phi_{des} \\ \theta_{des} \\ \psi_{des} \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Eşitlik 3.14’teki ters transfer matrisi kullanılırsa transfer matrisinin yeni ifadesi elde edilir (Eşitlik 4.6). Eşitlik 3.19’da verilen atalet matrisi Eşitlik 4.7’de verilmiştir. Eşitliklerde $c_k = \cos k$, $s_k = \sin k$, $t_k = \tan k$ olarak ifade edilmiştir.

$$T_{\theta}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_{\theta_{mes}} \\ 0 & c_{\phi_{mes}} & c_{\theta_{mes}} s_{\phi_{mes}} \\ 0 & -s_{\phi_{mes}} & c_{\theta_{mes}} c_{\phi_{mes}} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

$$TQ_{des} = I T_{\theta}^{-1} euler_{des} \quad (4.8)$$

Eşitlik 4.8’de referans tork vektörü TQ_{des} , I atalet matrisi, T_{θ}^{-1} ters transfer matrisi ve $euler_{des}$ referans Euler vektörünün çarpımından oluşmuştur (Eşitlik 4.9).

$$TQ_{des} = \begin{bmatrix} TQx_{des} \\ TQy_{des} \\ TQz_{des} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_{\theta_{mes}} \\ 0 & c_{\phi_{mes}} & c_{\theta_{mes}}s_{\phi_{mes}} \\ 0 & -s_{\phi_{mes}} & c_{\theta_{mes}}c_{\phi_{mes}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_{des} \\ \theta_{des} \\ \psi_{des} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Eşitlik 3.8’deki R_{θ} dönüşüm matrisindeki Euler açıları, ölçülen Euler açıları ($euler_{mes}$) ile yazılırsa yeni ifadesi Eşitlik 4.10’da elde edilir.

$$R_{\theta} = \begin{bmatrix} c_{\psi_{mes}}c_{\theta_{mes}} & -s_{\psi_{mes}}c_{\phi_{mes}} + c_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}}s_{\phi_{mes}} & s_{\psi_{mes}}s_{\phi_{mes}} + c_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}}c_{\phi_{mes}} \\ s_{\psi_{mes}}c_{\theta_{mes}} & c_{\psi_{mes}}c_{\phi_{mes}} + s_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}}s_{\phi_{mes}} & -c_{\psi_{mes}}s_{\phi_{mes}} + s_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}}c_{\phi_{mes}} \\ -s_{\theta_{mes}} & c_{\theta_{mes}}s_{\phi_{mes}} & c_{\theta_{mes}}c_{\phi_{mes}} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

Eşitlik 4.10’da verilen dönüşüm matrisinin tersi alınır ters dönüşüm matrisi R_{θ}^{-1} elde edilir (Eşitlik 4.11).

$$R_{\theta}^{-1} = \begin{bmatrix} c_{\psi_{mes}}c_{\theta_{mes}} & c_{\theta_{mes}}s_{\psi_{mes}} & -s_{\theta_{mes}} \\ c_{\psi_{mes}}s_{\phi_{mes}}s_{\theta_{mes}} - c_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}} & c_{\phi_{mes}}c_{\psi_{mes}} + s_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}} & c_{\theta_{mes}}s_{\phi_{mes}} \\ s_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}} + c_{\phi_{mes}}c_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}} & c_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}} - c_{\psi_{mes}}s_{\phi_{mes}} & c_{\phi_{mes}}c_{\theta_{mes}} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Quadrotorun Z eksenindeki konumu quadrotorun yüksekliği olarak ifade edilir. Z_{des} ise E koordinat sisteminde Z ekseninde ifade edilen konum sinyalidir. Z_{des} kullanılarak quadrotorun yükseklik vektörü (alt) Eşitlik 4.12’de verilmiştir.

$$alt = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Z_{des} \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

Şekil 4.4’te verilen $force_{des}$ (F_{des}) referans kuvvettir. $F[N]$ kuvvet vektörü Eşitlik 4.15’te verilmiştir. Eşitlik 4.14’te F_{des} ifadesi elde edilmiştir.

$$F = R_{\theta}^{-1}alt \quad (4.13)$$

$$F = \begin{bmatrix} c_{\psi_{mes}}c_{\theta_{mes}} & c_{\theta_{mes}}s_{\psi_{mes}} & -s_{\theta_{mes}} \\ c_{\psi_{mes}}s_{\phi_{mes}}s_{\theta_{mes}} - c_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}} & c_{\phi_{mes}}c_{\psi_{mes}} + s_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}} & c_{\theta_{mes}}s_{\phi_{mes}} \\ s_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}} + c_{\phi_{mes}}c_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}} & c_{\phi_{mes}}s_{\psi_{mes}}s_{\theta_{mes}} - c_{\psi_{mes}}s_{\phi_{mes}} & c_{\phi_{mes}}c_{\theta_{mes}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Z_{des} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

$$F_{des} = F(3) = Z_{des}c_{\phi_{mes}}c_{\theta_{mes}} \quad (4.15)$$

4.2.3. Kuvvet ve tork-omega dönüşümü bloğu

Bu blokta, Eşitlik 4.9 ve Eşitlik 4.15'te elde edilen referans tork vektörü TQ_{des} ve referans kuvvet F_{des} ifadelerini kullanarak referans motor açısal hızları elde edilmiştir. Eşitlik 3.28'de verilen hareket matrisi E_B Eşitlik 4.16'da yeniden yazılmıştır. Eşitlik 4.17'de hareket matrisinin tersi E_B^{-1} verilmiştir.

$$E_B = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$E_B^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4b} & 0 & -\frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & -\frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & 0 & \frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & \frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4d} \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

Eşitlik 3.16'daki genelleştirilmiş kuvvet vektörü yeniden yazılırsa Eşitlik 4.18 elde edilir.

$$\Lambda = \begin{bmatrix} F_{des} \\ TQ_{des} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{des} \\ TQ_{x_{des}} \\ TQ_{y_{des}} \\ TQ_{z_{des}} \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

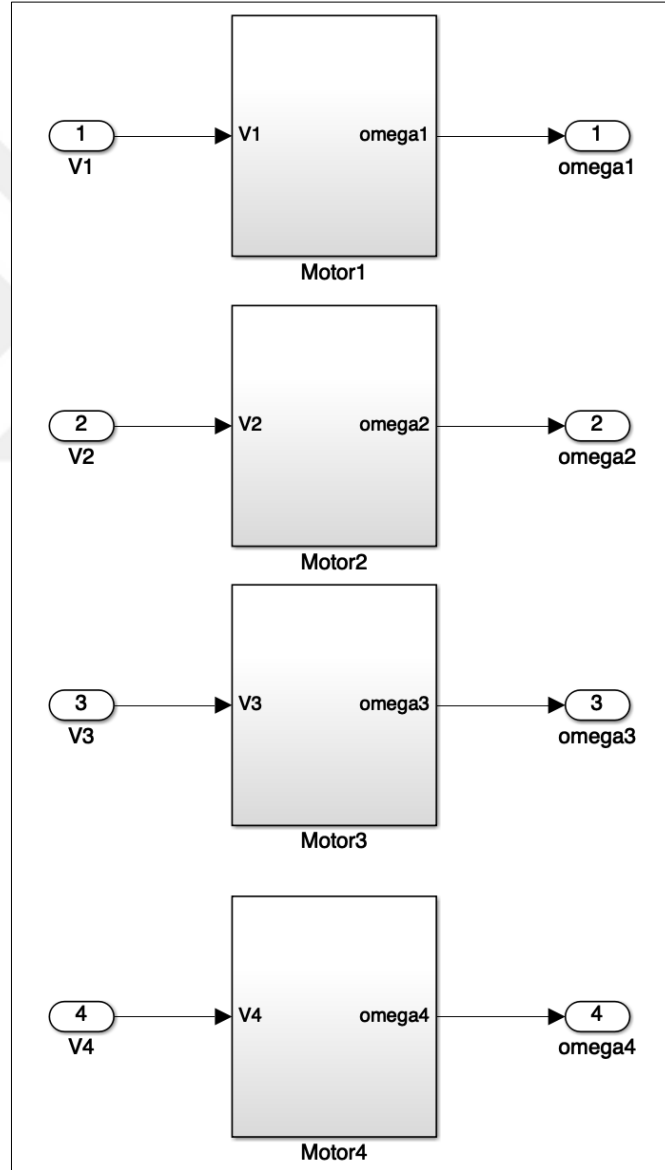
$$\omega_{des} = E_B^{-1} \Lambda \quad (4.19)$$

$$\omega_{des} = \begin{bmatrix} \Omega_{1_{des}} \\ \Omega_{2_{des}} \\ \Omega_{3_{des}} \\ \Omega_{4_{des}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4b} & 0 & -\frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & -\frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & 0 & \frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & \frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{des} \\ TQ_{x_{des}} \\ TQ_{y_{des}} \\ TQ_{z_{des}} \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

Eşitlik 4.19'da verilen ω_{des} (Ω_{des}) vektörü ters hareket matrisi E_B^{-1} ve referans kuvvet-tork vektörünün çarpımından oluşur. Eşitlik 4.20'de verilen 1. motorun (ön motor) referans açısal hızı $\Omega_{1_{des}}$, 2. motorun (sağ motor) referans açısal hızı $\Omega_{2_{des}}$, 3. motorun (arka motor) referans açısal hızı $\Omega_{3_{des}}$, 4. motorun (sol motor) referans açısal hızı $\Omega_{4_{des}}$ olarak elde edilir.

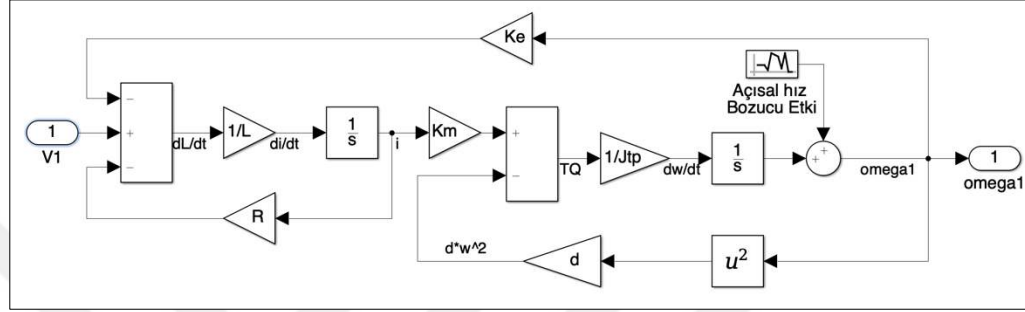
4.2.4. Motorlar bloğu

Quadrotorun simülasyon modelinde kullanılan motorlar Eşitlik 3.43, Eşitlik 3.44, Eşitlik 3.45 ve Eşitlik 3.46'daki ifadeler kullanılarak modellenmiştir. Tasarlanan motor bloğu Şekil 4.6'da gösterilmiştir.



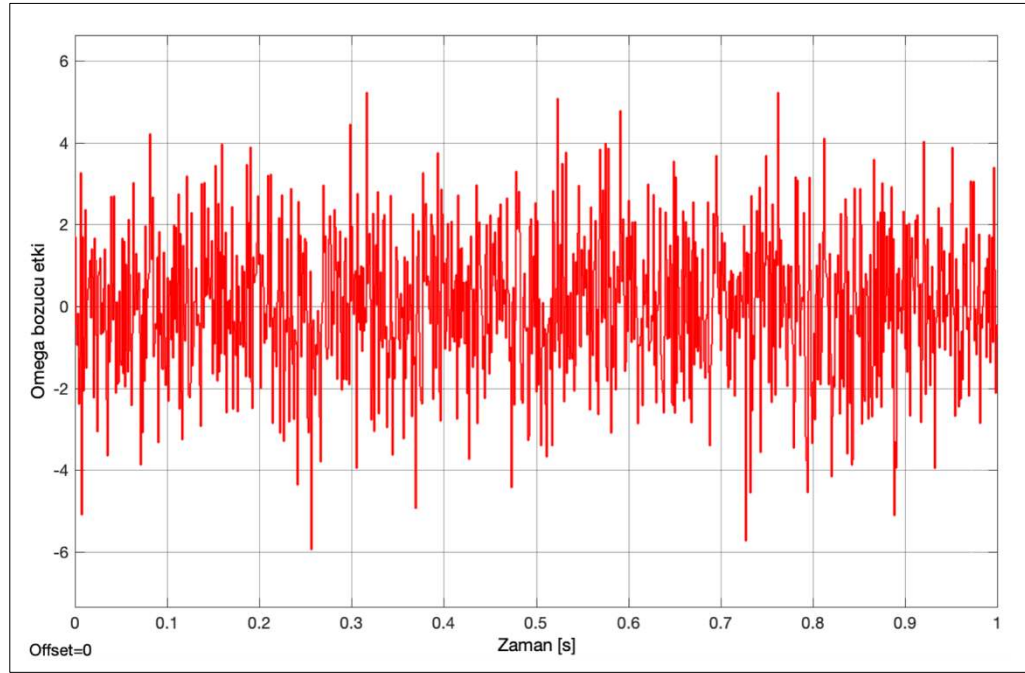
Şekil 4.6. Motorlar bloğu.

Herbir motorun simülasyon modeli aynı tasarlanmıştır. Motor1 bloğu Şekil 4.7’de gösterilmiştir. Şekil 4.7’deki V , motor giriş gerilimi ve Ω (omega) ise motorun açısal hızıdır.



Şekil 4.7. Ön motorun (1. motor) simülasyon modeli.

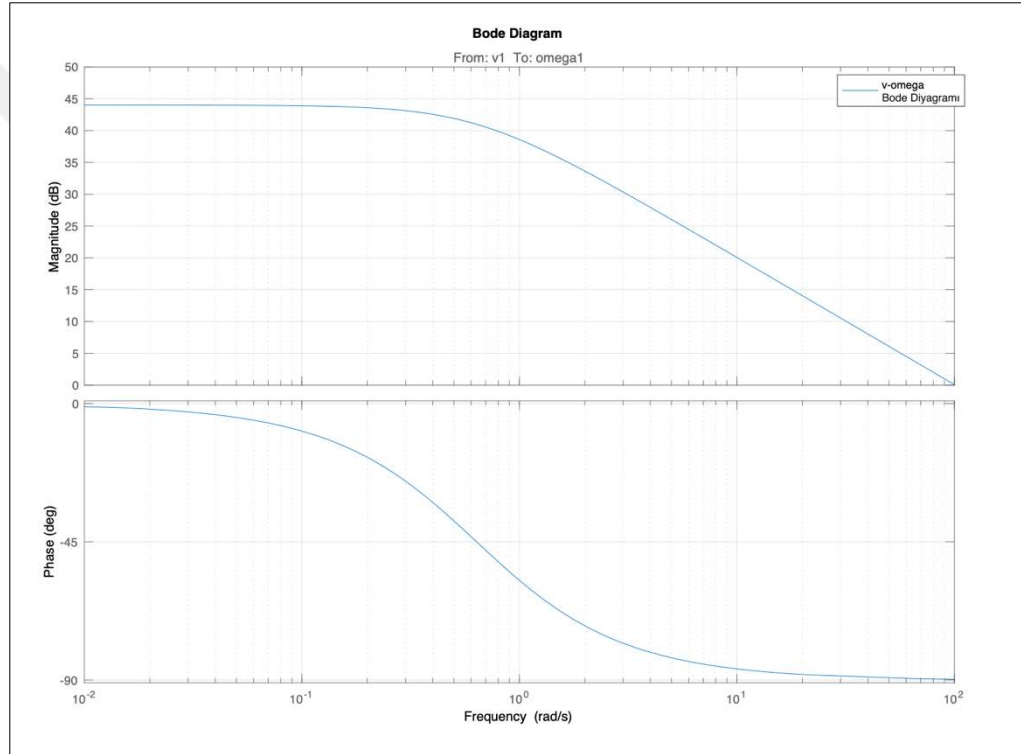
Tasarlanan motor modellerinde indüksiyon etkisi göz önüne alınmıştır. Ayrıca her bir motorun açısal hızına her 1 ms ' de $\pm 3\text{ [rads}^{-1}\text{]}$ değişen bozucu etki girilmiştir. Bozucu etki grafiği Şekil 4.8’de gösterilmiştir.



Şekil 4.8. Motor açısal hızı bozucu etkisi.

Tasarlanan motorlar lineer olmayan bir modele sahiptir. Bu nedenle motor modellerinin lineer hale getirilmesi gerekir. Her bir motorun lineer hale getirildikten sonra transfer fonksiyonları Eşitlik 4.21’de ve bode diyagramı Şekil 4.9’da verilmiştir.

$$\frac{4.038 \times 10^6}{s^2 + 4 \times 10^4 s + 2.544 \times 10^4} \quad (4.21)$$



Şekil 4.9. Motor bode diyagramı.

4.2.5. Quadrotor modeli bloğu

Bu bloktaki model, Eşitlik 3.31 ve Eşitlik 3.40’taki ifadeler kullanılarak tasarlanmıştır. Tasarlanan bu model Şekil 4.10’da gösterilmiştir. Konum (X_{mes} , Y_{mes} , Z_{mes}), lineer hızlar ($V_{X_{mes}}$, $V_{Y_{mes}}$, $V_{Z_{mes}}$), Euler açıları (ϕ_{mes} , θ_{mes} , ψ_{mes}) ve motor açısal hızları ($\Omega_{1-4_{mes}}$) ölçüm olarak alınmış ve kontrolcülere geri besleme olarak bağlanmıştır.

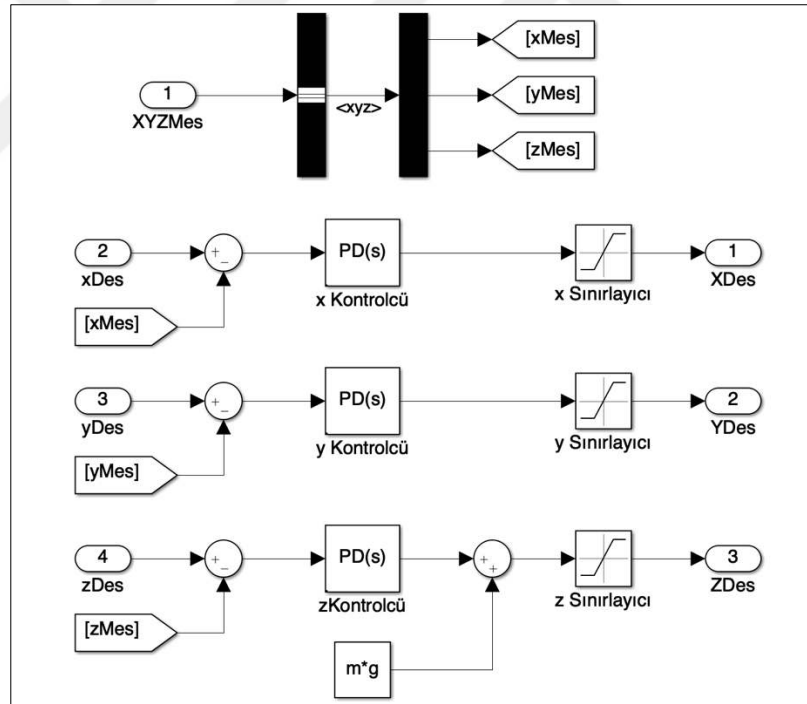
4.3. Simülasyon Modellerinde Kullanılan Kontrolcüler

4.3.1. Simülasyon Modeli 1'in kontrolcileri

Simülasyon Modeli 1'de PD (Oransal-Türev) konum kontrolcü, PD (Oransal- Türev) Euler açı kontrolcü ve PI (Oransal- İntegral) olmak üzere 3 kontrolcü tasarlanmıştır.

Konum kontrolcü bloğu

Simülasyon Modeli 1 için tasarlanan konum kontrolcü modeli Şekil 4.11'de gösterilmiştir. Şekil 4.11'de gösterilen x_{mes} , y_{mes} ve z_{mes} quadrotor modeli çıkışında ölçülen konum sinyalleri ve x_{des} , y_{des} ve z_{des} ise referans konum sinyalleridir.



Şekil 4.11. Simülasyon Modeli 1 konum kontrolcü modeli.

Simülasyon Modeli 1 konum kontrolcünde kullanılan PD kontrolcü parametreleri Çizelge 4.2'de ve kontrolcü ifadeleri Eşitlik 4.22, Eşitlik 4.23 ve Eşitlik 4.24'te verilmiştir.

$$X_{des} = k_p(x_{des} - x_{mes}) + k_d(\dot{x}_{des} - \dot{x}_{mes}) \quad (4.22)$$

$$Y_{des} = k_p(y_{des} - y_{mes}) + k_d(\dot{y}_{des} - \dot{y}_{mes}) \quad (4.23)$$

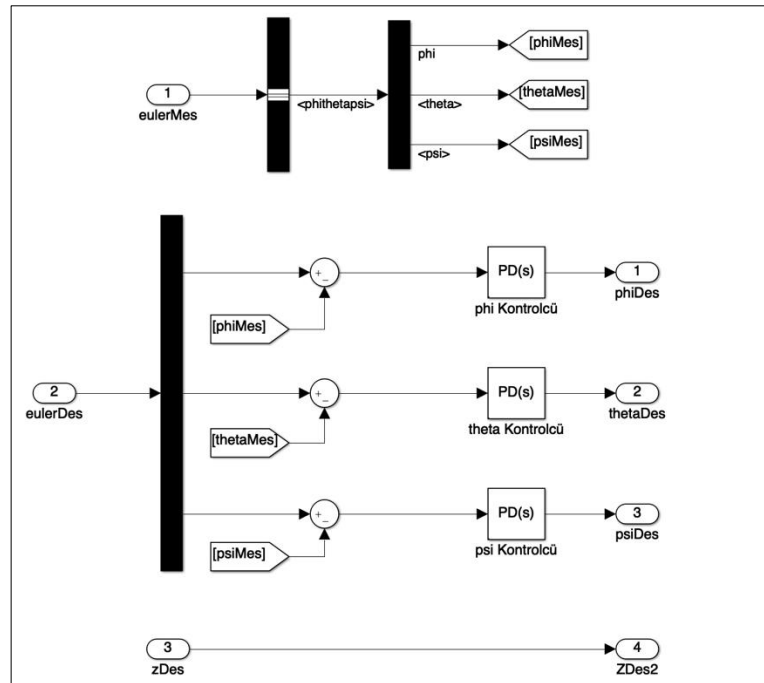
$$Z_{des} = k_p(z_{des} - z_{mes}) + k_d(\dot{z}_{des} - \dot{z}_{mes}) + mg \quad (4.24)$$

Çizelge 4.2. Simülasyon Modeli 1 konum kontrolcü parametreleri.

Kontrolcü	K_p	K_d
x eksen konum kontrolcüsü	10	9
y eksen konum kontrolcüsü	10	9
z eksen konum kontrolcüsü	10	9

Euler açıları (Davranış) kontrolcü bloğu

Simülasyon Modeli 1 için tasarlanan davranış kontrolcü modeli Şekil 4.12’de gösterilmiştir. Şekil 4.12’deki ϕ_{mes} , θ_{mes} ve ψ_{mes} quadrotor modeli çıkışında ölçülen Euler açıları, ϕ_{des} , θ_{des} ve ψ_{des} referans Euler açılarıdır. Z_{des} ise referans z eksen konum sinyalidir.



Şekil 4.12. Simülasyon Modeli 1 Euler açıları kontrolcü modeli.

Simülasyon Modeli 1 Euler açıları kontrolcünde kullanılan PD kontrolcü parametreleri Çizelge 4.3'te ve kontrolcü ifadeleri Eşitlik 4.25, Eşitlik 4.26 ve Eşitlik 4.27'de verilmiştir.

$$\phi_{Des} = k_p(\phi_{des} - \phi_{mes}) + k_d(\dot{\phi}_{des} - \dot{\phi}_{mes}) \quad (4.25)$$

$$\theta_{Des} = k_p(\theta_{des} - \theta_{mes}) + k_d(\dot{\theta}_{des} - \dot{\theta}_{mes}) \quad (4.26)$$

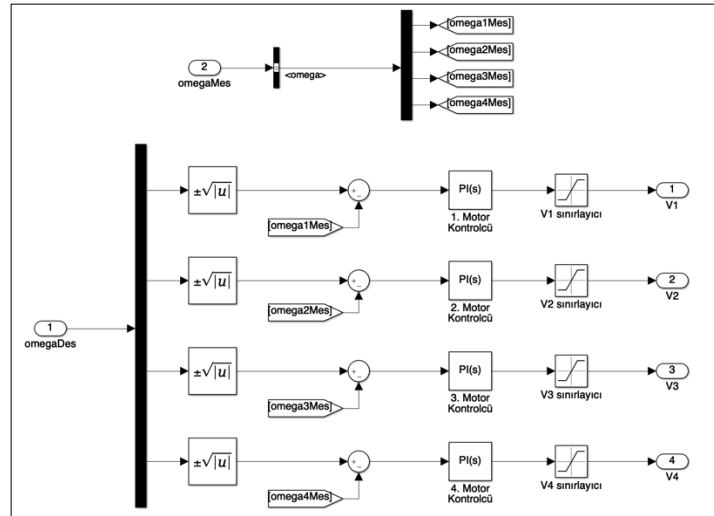
$$\psi_{Des} = k_p(\psi_{des} - \psi_{mes}) + k_d(\dot{\psi}_{des} - \dot{\psi}_{mes}) \quad (4.27)$$

Çizelge 4.3. Simülasyon Modeli 1 Euler açıları kontrolcü parametreleri.

Kontrolcü	K_p	K_d
ϕ açısı kontrolcüsü	20	10
θ açısı kontrolcüsü	20	10
ψ açısı kontrolcüsü	20	10

Motor kontrolcü bloğu

Simülasyon Modeli 1 için tasarlanan motor kontrolcü modeli Şekil 4.13'te gösterilmiştir. Şekil 4.13'te gösterilen Ω_{1mes} , Ω_{2mes} , Ω_{3mes} ve Ω_{4mes} motor çıkışında ölçülen motor açısal hızları, Ω_{1des} , Ω_{2des} , Ω_{3des} ve Ω_{4des} referans motor açısal hızlarıdır.



Şekil 4.13. Simülasyon Modeli 1 motor kontrolcü modeli.

Simülasyon Modeli 1 motor kontrolcünde kullanılan PI kontrolcü parametreleri Çizelge 4.4'te ve kontrolcü ifadeleri Eşitlik 4.28, Eşitlik 4.29, Eşitlik 4.30 ve Eşitlik 4.31'de gösterilmiştir.

$$V_1 = k_p(\Omega_{1_{des}} - \Omega_{1_{mes}}) + k_i \int (\Omega_{1_{des}} - \Omega_{1_{mes}}) dt \quad (4.28)$$

$$V_2 = k_p(\Omega_{2_{des}} - \Omega_{2_{mes}}) + k_i \int (\Omega_{2_{des}} - \Omega_{2_{mes}}) dt \quad (4.29)$$

$$V_3 = k_p(\Omega_{3_{des}} - \Omega_{3_{mes}}) + k_i \int (\Omega_{3_{des}} - \Omega_{3_{mes}}) dt \quad (4.30)$$

$$V_4 = k_p(\Omega_{4_{des}} - \Omega_{4_{mes}}) + k_i \int (\Omega_{4_{des}} - \Omega_{4_{mes}}) dt \quad (4.31)$$

Çizelge 4.4. Simülasyon Modeli 1 motor kontrolcü parametreleri.

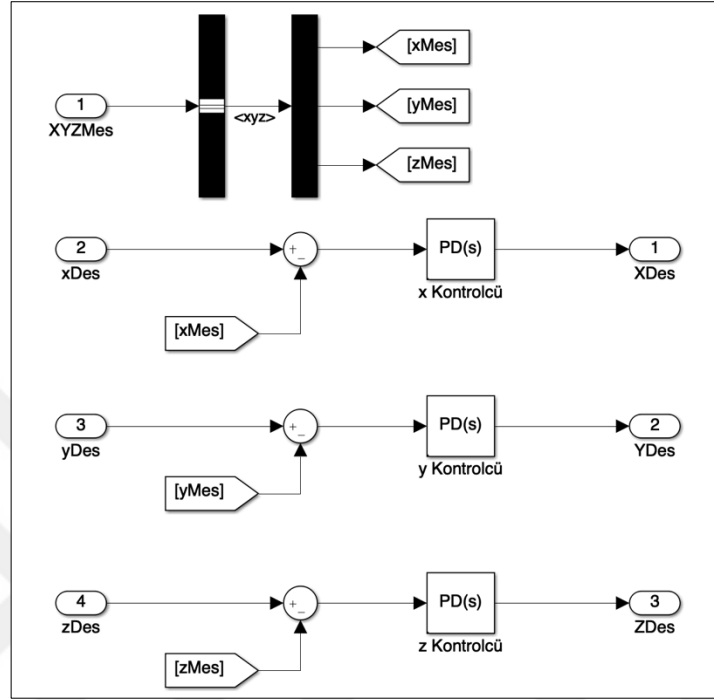
Kontrolcü	K _p	K _d
Motor 1 kontrolcüsü	7	10
Motor 2 kontrolcüsü	7	10
Motor 3 kontrolcüsü	7	10
Motor 4 kontrolcüsü	7	10

4.3.2. Simülasyon Modeli 2'nin kontrolcülere

Simülasyon Modeli 2'de PD (Oransal-Türev) konum kontrolcü, kaskat P (Oransal) hız kontrolcü, PD (Oransal- Türev) Euler açı kontrolcü ve PI (Oransal- İntegral) olmak üzere 4 kontrolcü tasarlanmıştır. Bu modelde tasarlanan Euler açı kontrolcü ve motor kontrolcü Simülasyon Modeli 1'de verilenlerle aynıdır. Sadece konum kontrolcü ve kaskat hız kontrolcü verilmiştir.

Konum Kontrolcü Bloğu

Simülasyon Modeli 2 için tasarlanan konum kontrolcü modeli Şekil 4.14'te gösterilmiştir. Şekil 4.14'te gösterilen x_{mes} , y_{mes} ve z_{mes} quadrotor modeli çıkışında ölçülen konum sinyalleri ve x_{des} , y_{des} ve z_{des} ise referans konum sinyalleridir.



Şekil 4.14. Simülasyon Modeli 2 konum kontrolcü modeli.

Simülasyon Modeli 2 konum kontrolcünde kullanılan PD kontrolcü parametreleri Çizelge 4.5'te gösterilmiştir. Kontrolcü ifadeleri Eşitlik 4.32, Eşitlik 4.33 ve Eşitlik 4.35'te verilmiştir.

$$X_{des} = k_p(x_{des} - x_{mes}) + k_d(\dot{x}_{des} - \dot{x}_{mes}) \quad (4.32)$$

$$Y_{des} = k_p(y_{des} - y_{mes}) + k_d(\dot{y}_{des} - \dot{y}_{mes}) \quad (4.33)$$

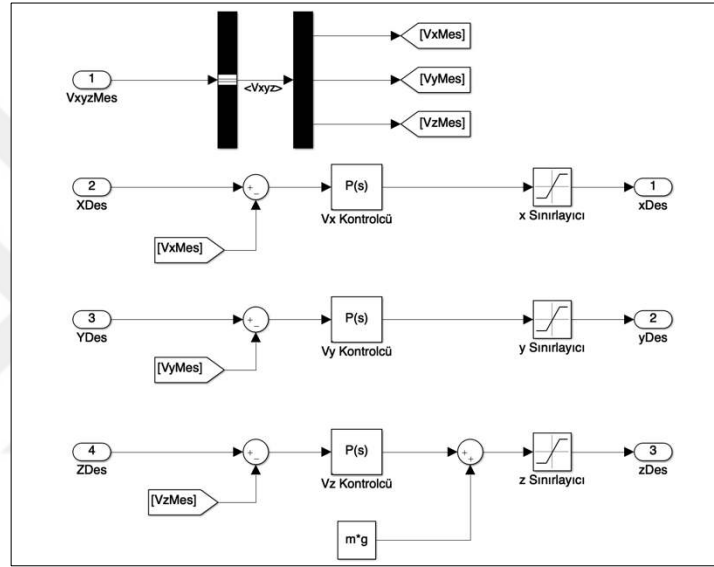
$$Z_{des} = k_p(z_{des} - z_{mes}) + k_d(\dot{z}_{des} - \dot{z}_{mes}) \quad (4.34)$$

Çizelge 4.5. Simülasyon Modeli 2 konum kontrolcü parametreleri.

Kontrolcü	K_p	K_d
x eksen konum kontrolcüsü	10	9
y eksen konum kontrolcüsü	10	9
z eksen konum kontrolcüsü	10	9

Hız Kontrolcü Bloğu

Simülasyon Modeli 2’de kaskat olarak tasarlanan hız kontrolcü modeli Şekil 4.15’te gösterilmiştir. Şekil 4.15’te gösterilen $V_{x_{mes}}$, $V_{y_{mes}}$ ve $V_{z_{mes}}$ quadrotor modeli çıkışında ölçülen lineer hızlar ve x_{des} , y_{des} ve z_{des} ise referans konum sinyalleridir.



Şekil 4.15. Simülasyon Modeli 2 hız kontrolcü modeli.

Simülasyon Modeli 2 kaskat hız kontrolcünde kullanılan P (oransal) kontrolcü parametreleri Çizelge 4.6’da ve kontrolcü ifadeleri Eşitlik 4.35, Eşitlik 4.36 ve Eşitlik 4.37’de verilmiştir.

$$x_{des} = k_p (X_{des} - V_{x_{mes}}) \quad (4.35)$$

$$y_{des} = k_p (Y_{des} - V_{y_{mes}}) \quad (4.36)$$

$$z_{des} = k_p (Z_{des} - V_{z_{mes}}) + mg \quad (4.37)$$

Çizelge 4.6. Simülasyon Modeli 2 hız kontrolcü parametreleri.

Kontrolcü	K_p
x eksenli hız kontrolcüsü	1,2
y eksenli hız kontrolcüsü	1,72
z eksenli hız kontrolcüsü	2

Quadrotorun simülasyon modelinde kullanılan Euler açılarının, konum sinyallerinin ve motor gerilimlerinin sınırlandırılması gerekir. Bu sınırlamalar Çizelge 4.7’de gösterilmiştir.

Çizelge 4.7. Quadrotor ve motor parametreleri.

Parametre	Parametre İsmi	Sınır Değerleri	Birimi
ϕ	Yalpalama açısı	$[-\frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{6}]$	<i>rad</i>
θ	Yunuslama açısı	$[-\frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{6}]$	<i>rad</i>
ψ	Sapma açısı	$\frac{\pi}{6}$	<i>rad</i>
V	Motor gerilimi	$[-30,30]$	<i>V</i>
X	x eksen konumu	$[-50,50]$	<i>m</i>
Y	y eksen konumu	$[-50,50]$	<i>m</i>
Z	z eksen konumu	$[-50,50]$	<i>m</i>

5. SİMÜLASYON SONUÇLARI VE YORUMLANMASI

Bu bölümde, tasarlanan 2 simülasyon modelinin sonuçları verilecektir. 10 adet simülasyon yapılmış ve 1. simülasyon modeli ve 2. simülasyon modelinin ölçüm grafikleri verilmiştir. Her bir simülasyonda 1. ve 2. simülasyon modellerinin konum, hız, Euler açıları ve konum hata grafikleri tek tek verilmiş ve yorumlanmıştır.

Grafiklerde gösterilen X_{Des} , Y_{Des} ve Z_{Des} referans konum sinyali, X_{Mes} , Y_{Mes} ve Z_{Mes} ölçülen konum sinyalleri, $V_{X_{Mes}}$, $V_{Y_{Mes}}$ ve $V_{Z_{Mes}}$ ölçülen lineer hız sinyalleri, ϕ_{mes} , θ_{mes} ve ψ_{mes} ölçülen Euler açıları ve X_{hata} , Y_{hata} ve Z_{hata} ise referans ve ölçülen konum sinyallerinde oluşan hatayı göstermektedir. İki simülasyon modelinin sonuçlarının karşılaştırılması için her simülasyonda her iki modele de aynı referans konum sinyali uygulanmıştır.

5.1. Simülasyon 1

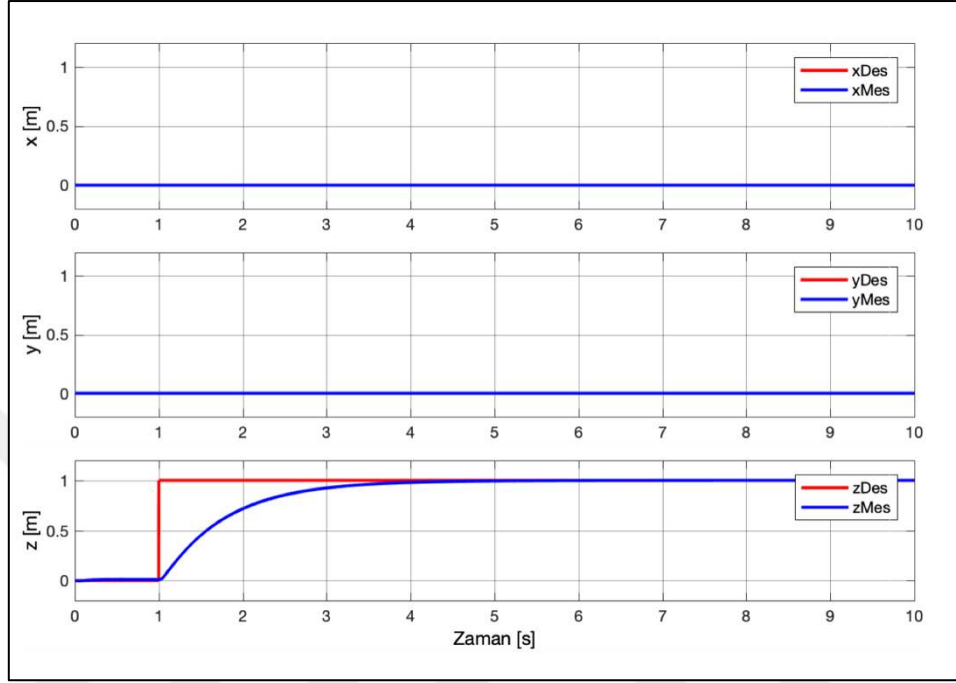
Simülasyon 1’de quadrotorun 1. saniyede 1 m yüksekliğe çıkması istenmiştir. Bunun için Z ekseninde adım referans sinyali uygulanmıştır.

5.1.1. Simülasyon Modeli 1

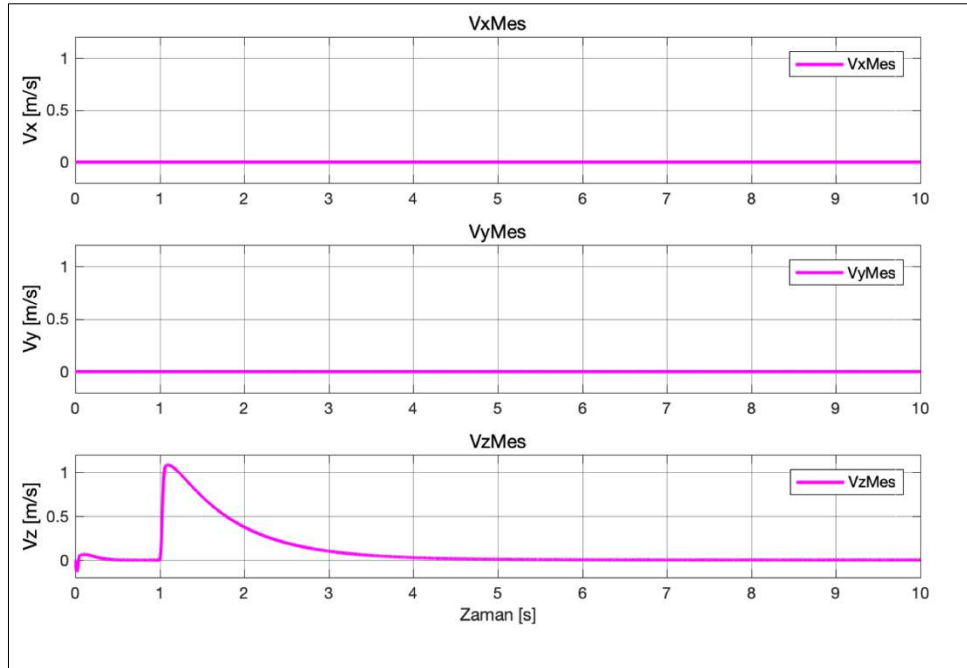
Şekil 5.1’de quadrotorun yüksekliği 1. saniyede yükselmeye başlamış ve 4,5. saniyede 1 metreye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3,5 saniye olmuştur. Kalıcı hal hatası (Şekil 5.4) %0 olarak ölçülmüştür. Şekil 5.2’de lineer hız, Şekil 5.3’te Euler açıları ve Şekil 5.4’te konum hata grafiği verilmiştir. Şekil 5.3’te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuştur. ϕ_{Mes} ve θ_{Mes} 0’dır. Şekil 5.2’de lineer hız en fazla 1,1 m/s olarak ölçülmüştür.

5.1.2. Simülasyon Modeli 2

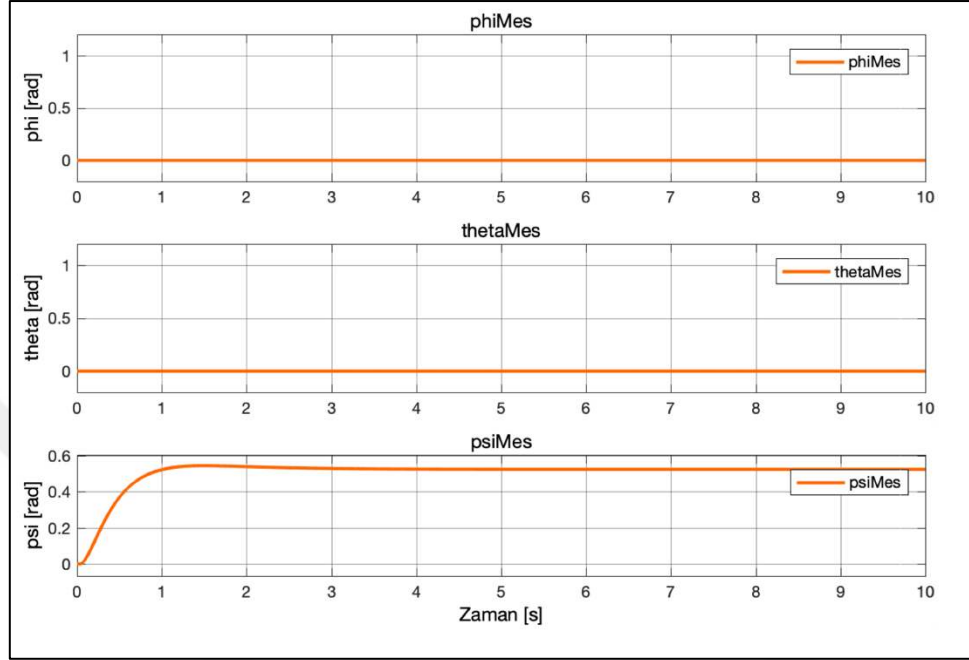
Şekil 5.5’te quadrotorun yüksekliği 1. saniyede yükselmeye başlamış ve 4,7. saniyede 1 metreye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3,7 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.8) 0,01 m olmuştur. Şekil 5.6’da lineer hız, Şekil 5.7’de Euler açıları ve Şekil 5.8’de konum hata grafiği verilmiştir. Şekil 5.7’de ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuştur. ϕ_{Mes} ve θ_{Mes} 0’dır. Şekil 5.6’da lineer hız en fazla 1,1 m/s olarak ölçülmüştür.



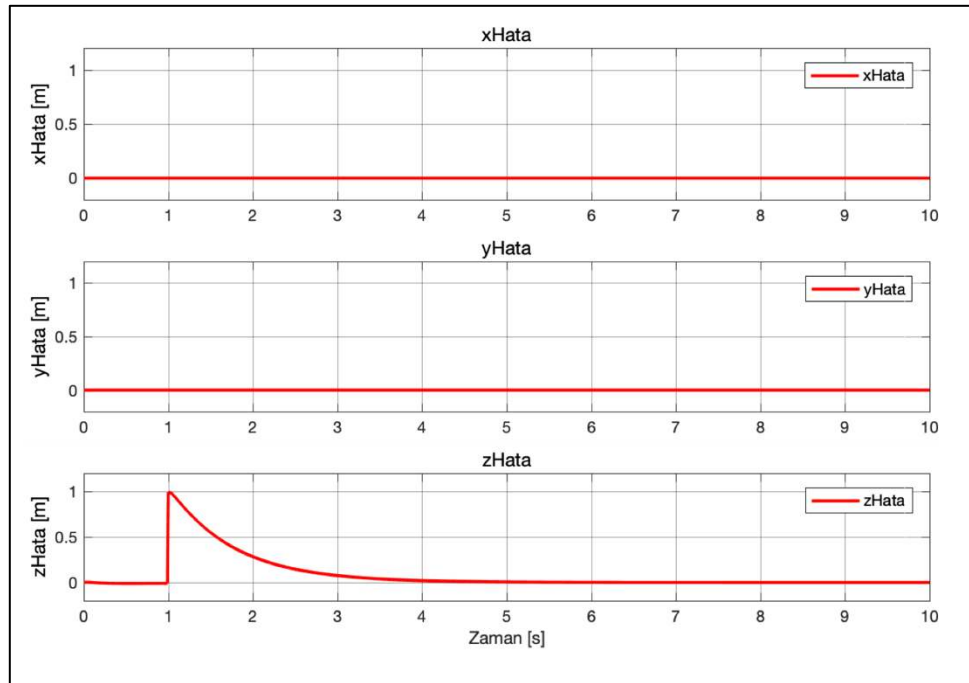
Şekil 5.1. Simülasyon 1 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



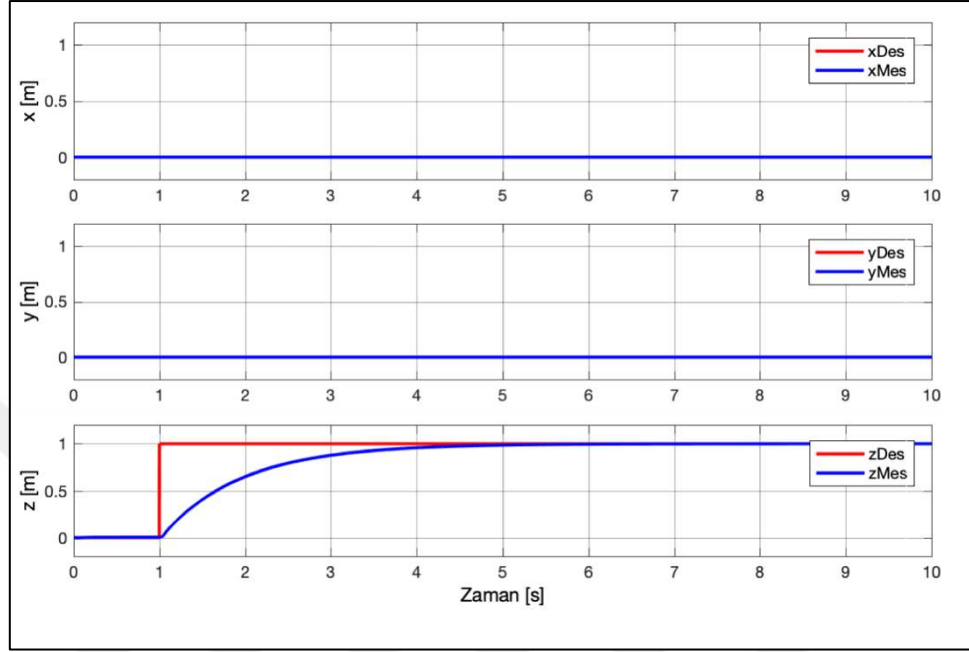
Şekil 5.2. Simülasyon 1 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



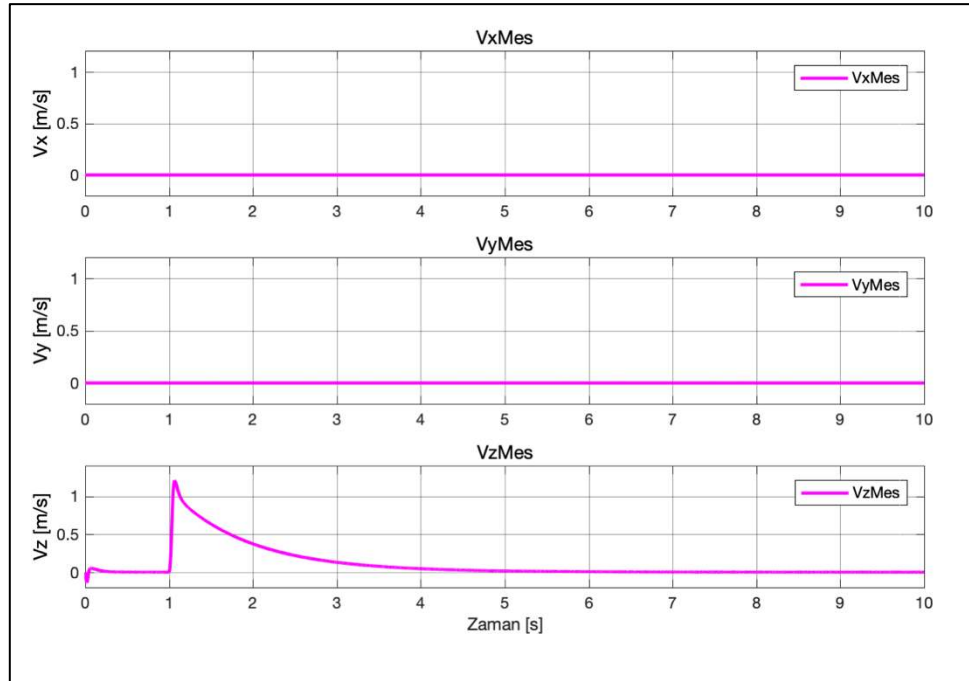
Şekil 5.3. Simülasyon 1 Model 1 ölçülen Euler açıları.



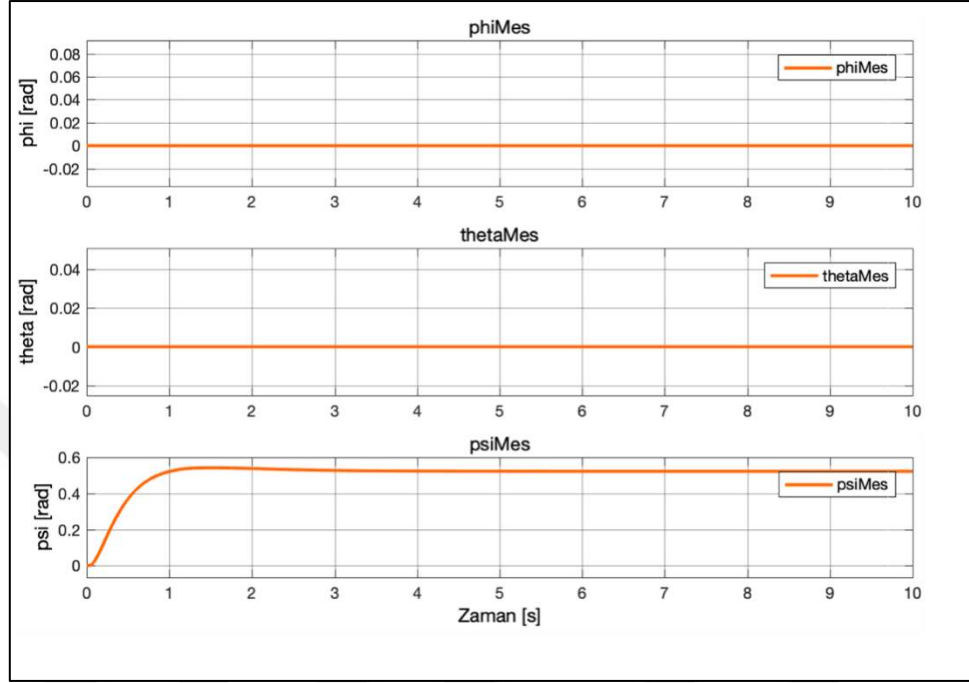
Şekil 5.4. Simülasyon 1 Model 1 konum hata sinyalleri.



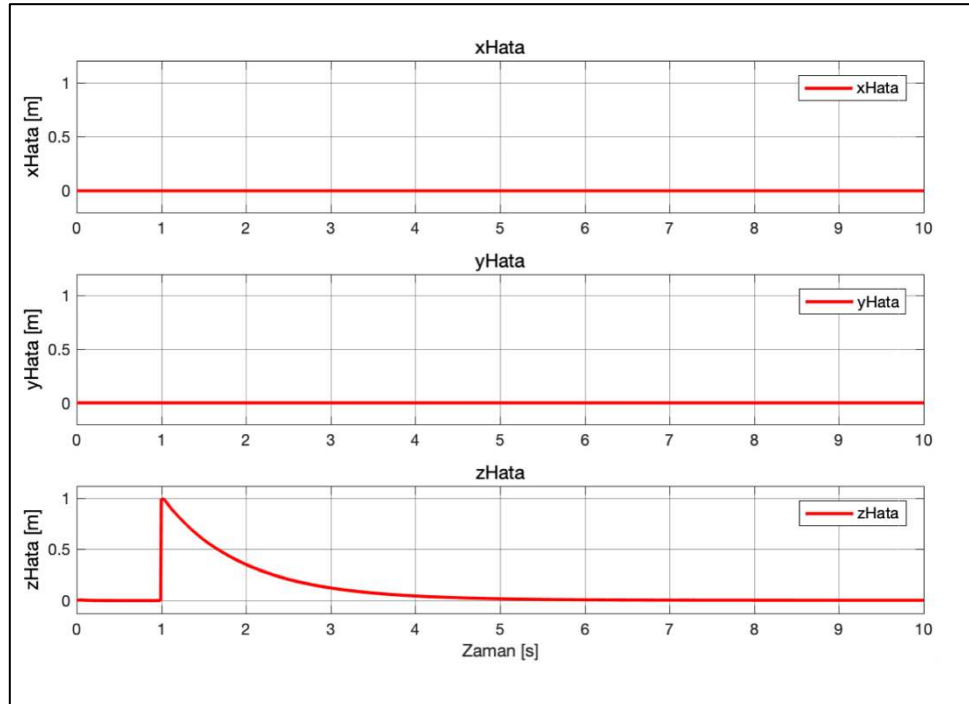
Şekil 5.5. Simülasyon 1 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.6. Simülasyon 1 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.7. Simülasyon 1 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.8. Simülasyon 1 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.2. Simülasyon 2

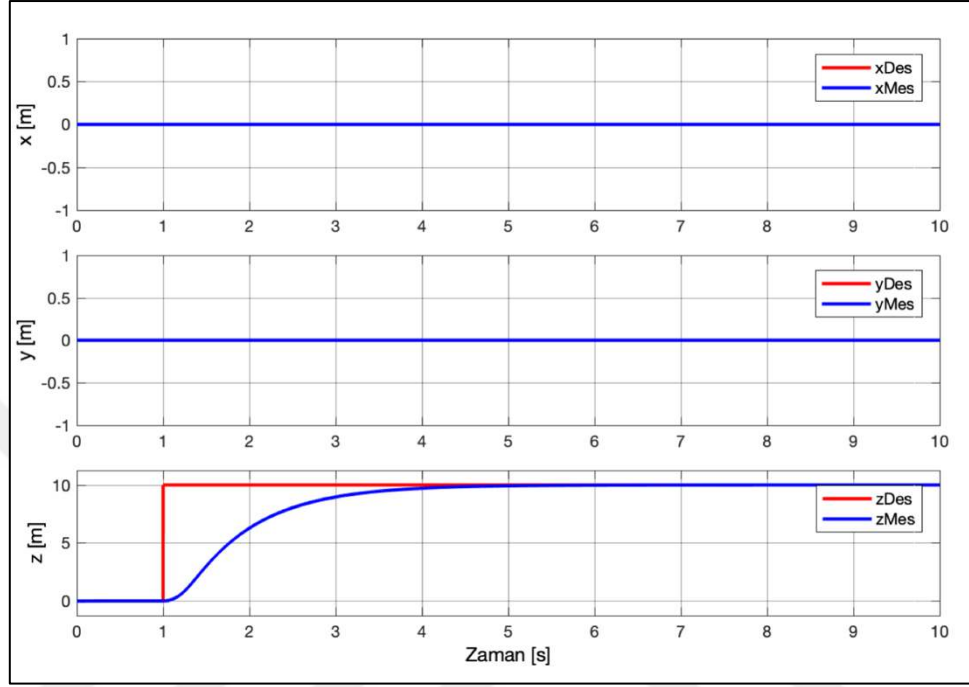
Simülasyon 2’de quadrotorun 1. saniyede 10 m yüksekliğe çıkması istenmiştir. Bunun için Z ekseninde adım referans sinyali uygulanmıştır.

5.2.1. Simülasyon Modeli 1

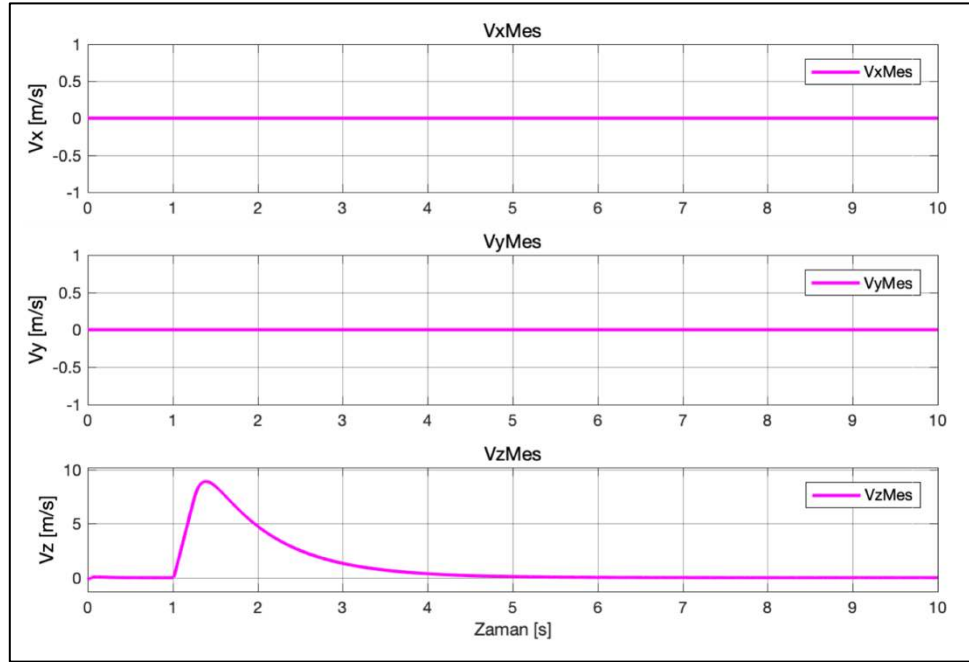
Şekil 5.9’da quadrotorun yüksekliği 1. saniyede yükselmeye başlamış ve 4,5. saniyede 10 metreye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3,5 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.12) %0 olmuştur. Şekil 5.10’da lineer hız, Şekil 5.11’de Euler açıları ve Şekil 5.12’de konum hata grafiği verilmiştir. Şekil 5.11’de ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuştur. ϕ_{Mes} ve θ_{Mes} 0’dır. Şekil 5.1 ve Şekil 5.9 incelendiğinde quadrotor 1 metreye ve 10 metreye aynı sürede ulaşmıştır. Yerleşme süreleri aynı ve kalıcı hal hataları 1. ve 2. simülasyonda %0’dır. Şekil 5.10’da lineer hız en fazla 9 m/s olarak ölçülmüştür.

5.2.2. Simülasyon Modeli 2

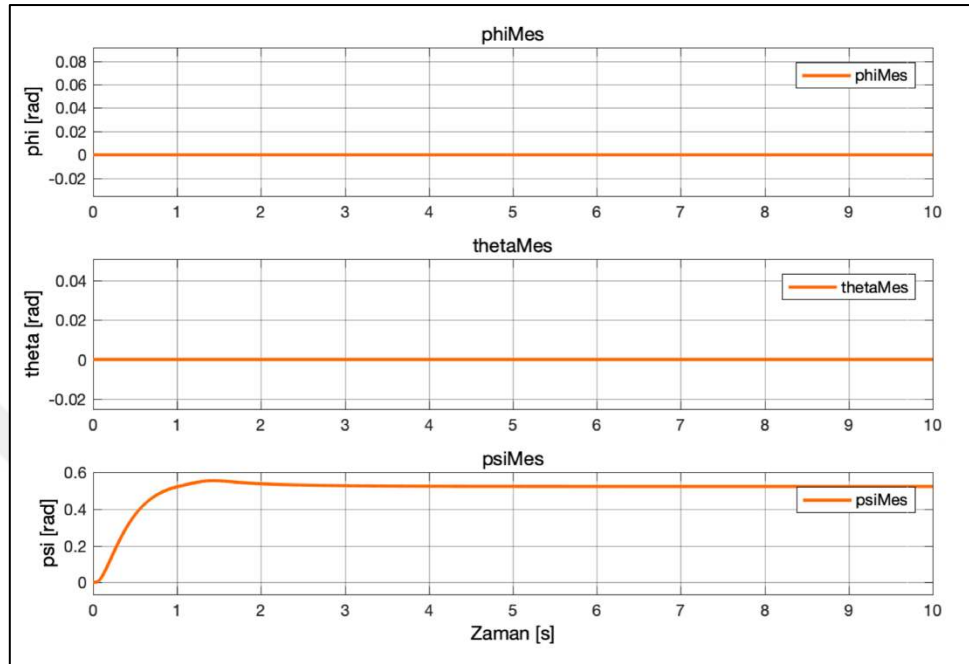
Şekil 5.13’te quadrotorun yüksekliği 1. saniyede yükselmeye başlamış ve 4,7. saniyede 10 metreye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3,7 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.16) 0,02 m olmuştur. Şekil 5.14’te lineer hız, Şekil 5.15’te Euler açıları ve Şekil 5.16’da konum hata grafiği verilmiştir. Şekil 5.15’te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olarak ölçülmüştür. ϕ_{Mes} ve θ_{Mes} 0’dır. Şekil 5.5 ve Şekil 5.13 incelendiğinde quadrotor 1 metreye ve 10 metreye aynı sürede ulaşmıştır. Yerleşme süreleri aynıdır. Kalıcı hal hatası 1. simülasyonda 1 m’de 0,01 m ve 2. simülasyonda 10 m’de 0,02 m olmuştur. Şekil 5.14’te lineer hız en fazla 8,5 m/s olarak ölçülmüştür.



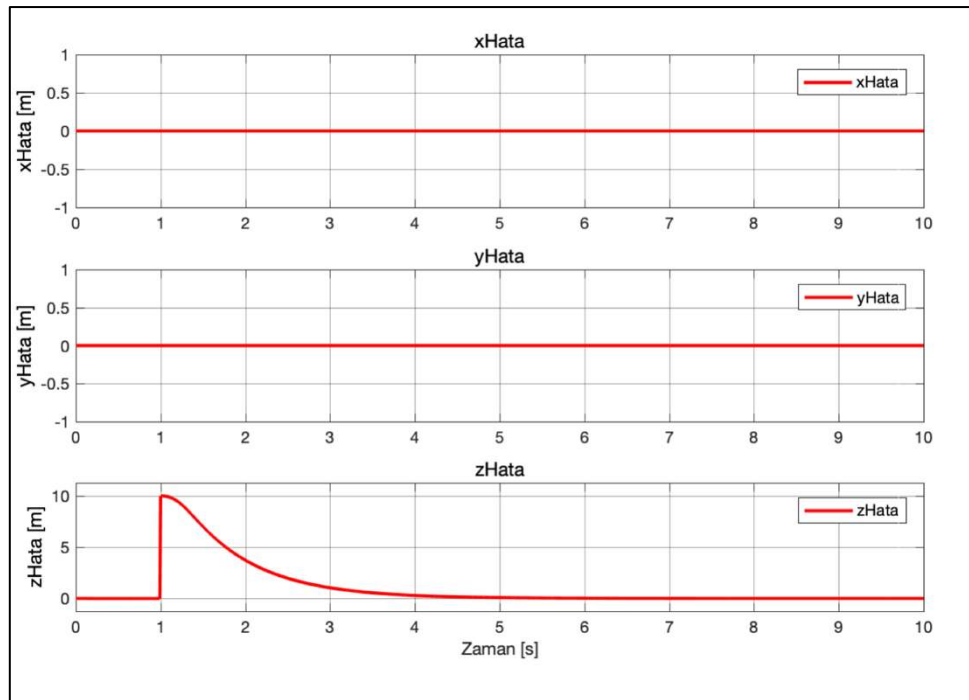
Şekil 5.9. Simülasyon 2 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



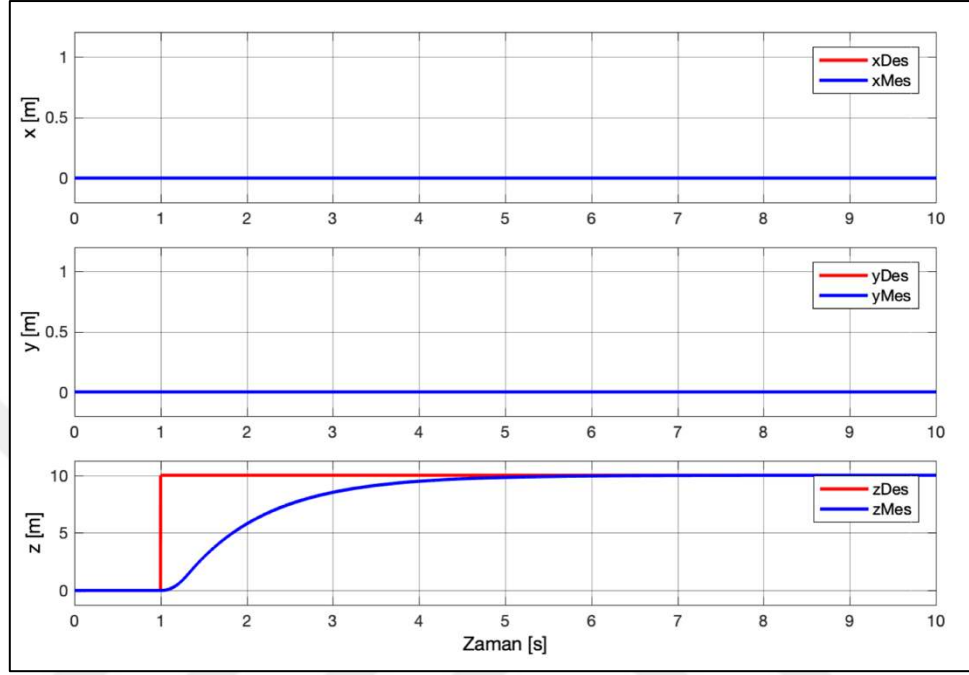
Şekil 5.10. Simülasyon 2 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



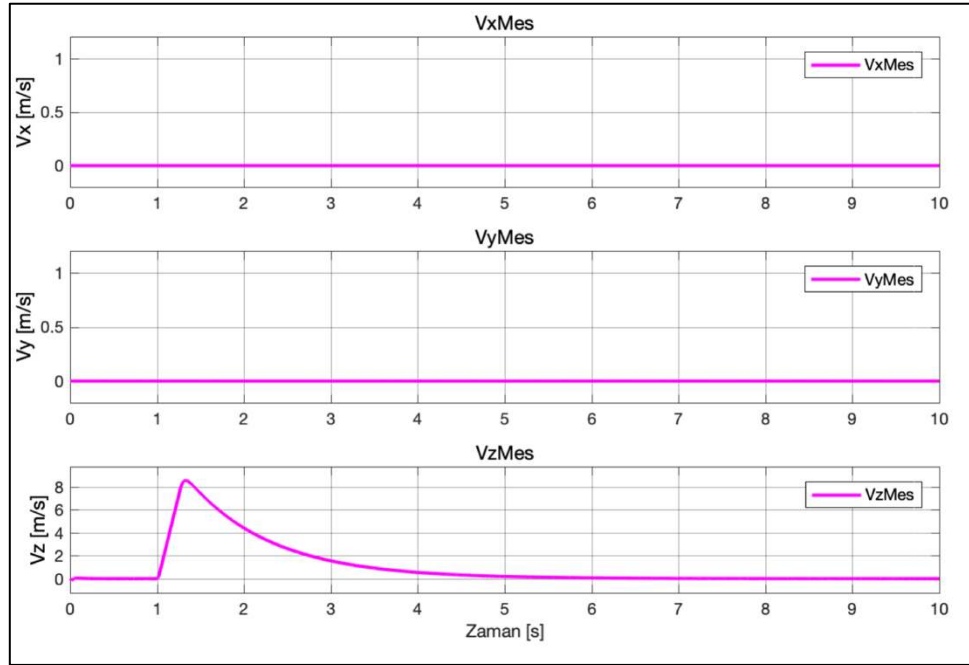
Şekil 5.11. Simülasyon 2 Model 1 ölçülen Euler açıları.



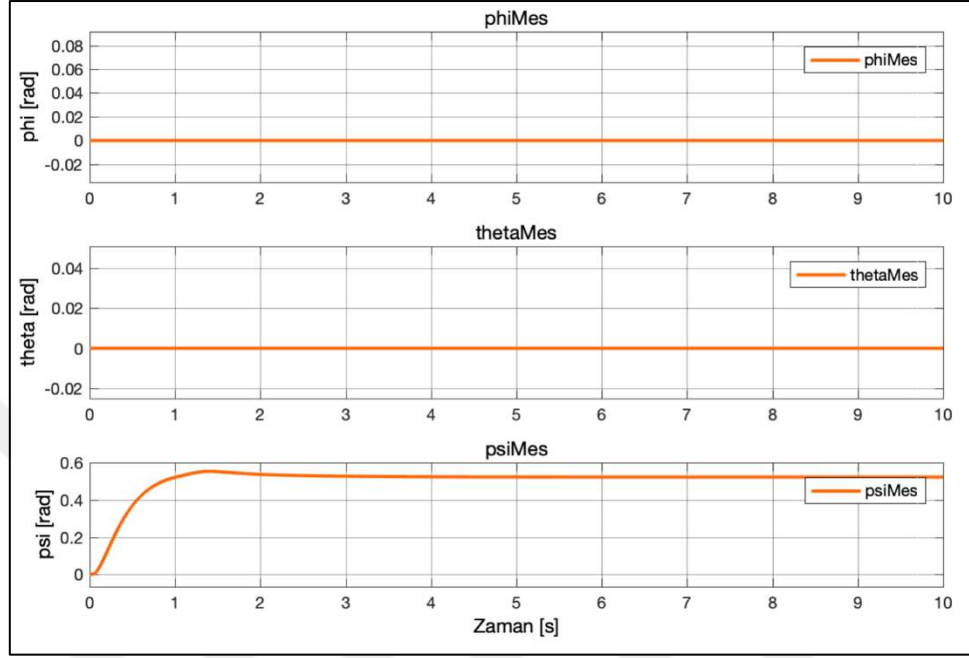
Şekil 5.12. Simülasyon 2 Model 1 konum hata sinyalleri.



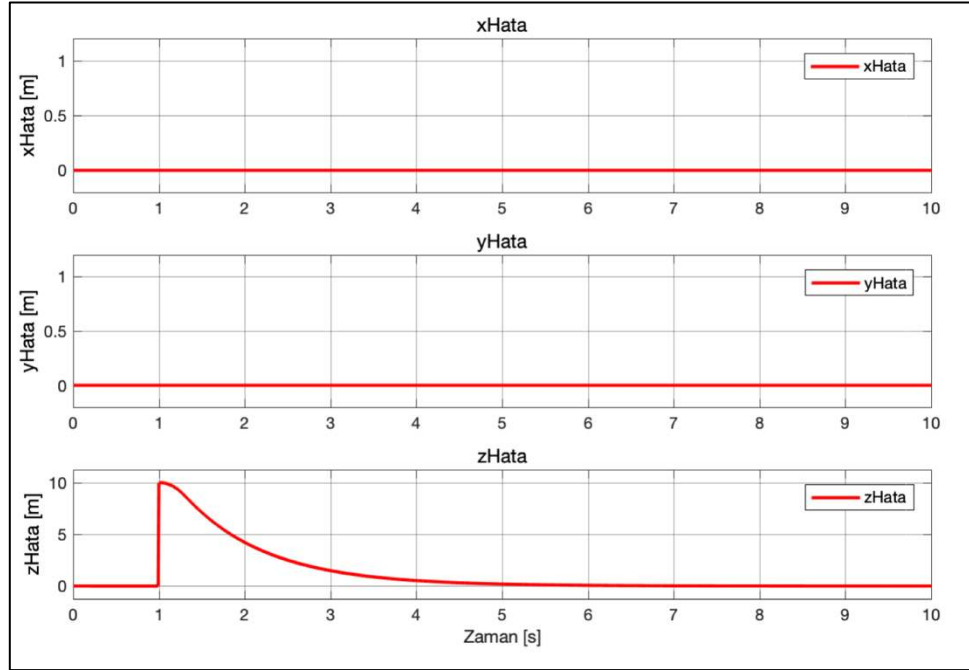
Şekil 5.13. Simülasyon 2 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.14. Simülasyon 2 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.15. Simülasyon 2 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.16. Simülasyon 2 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.3. Simülasyon 3

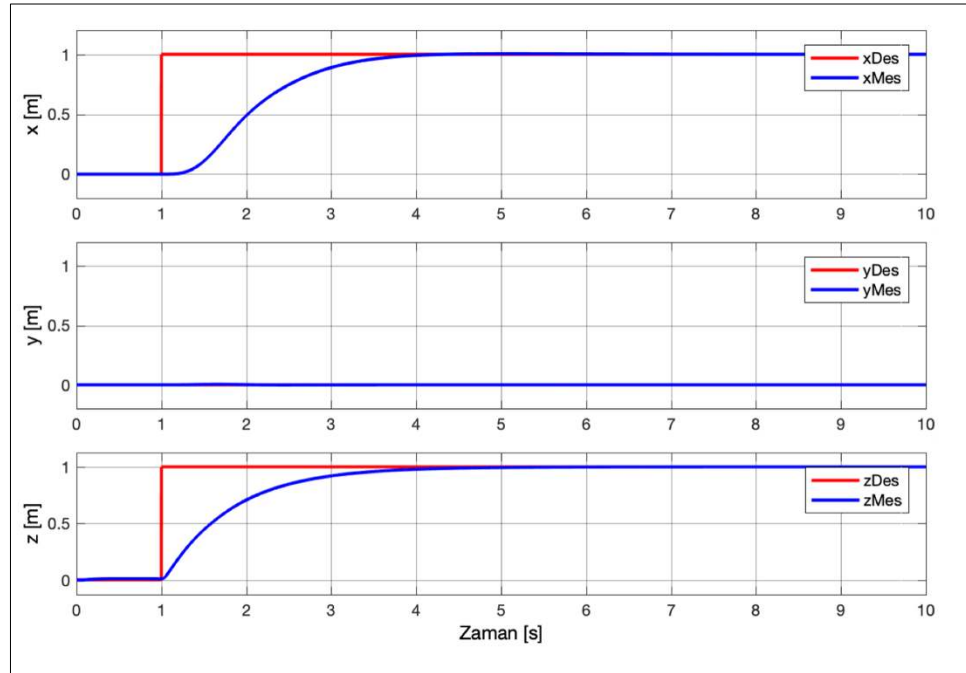
Simülasyon 3'te quadrotorun 1. saniyede X ve Z eksenlerinde 1 m olması istenmiştir. Bunun için X ve Z eksenlerinde adım referans sinyali uygulanmıştır.

5.3.1. Simülasyon Modeli 1

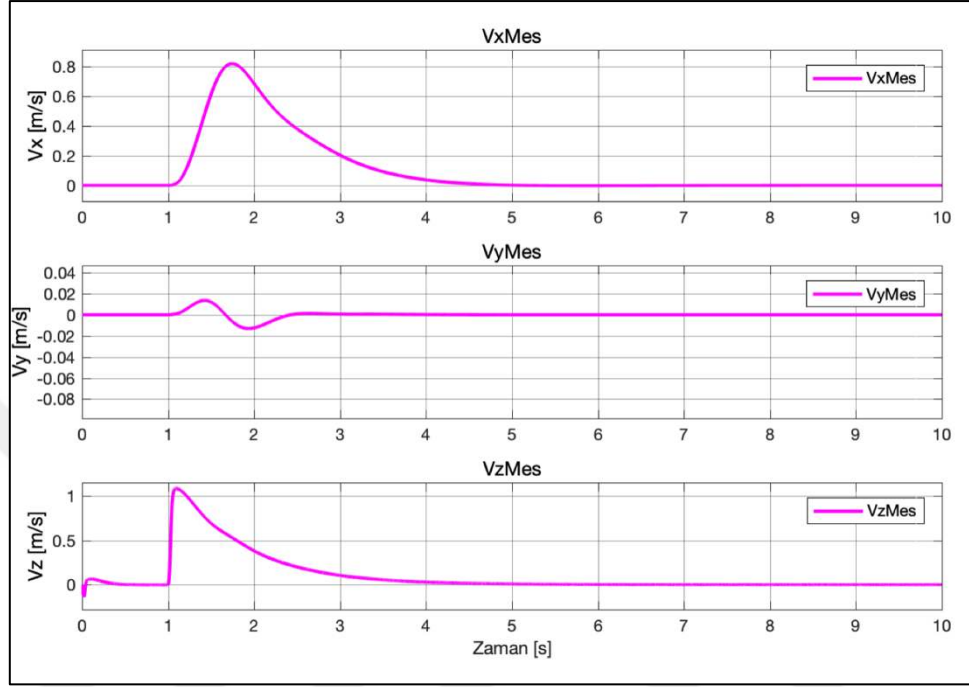
Şekil 5.17'de X ve Z eksenlerinde 4. saniyede 1 m 'ye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.20) %0 olmuştur. Şekil 5.18'de lineer hız, Şekil 5.19'da Euler açıları ve Şekil 5.20'de konum hata grafiği verilmiştir. V_X en fazla $0,82\text{ m/s}$, V_Z ise en fazla $1,1\text{ m/s}$ olarak ölçülmüştür. Şekil 5.19'da ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.

5.3.2. Simülasyon Modeli 2

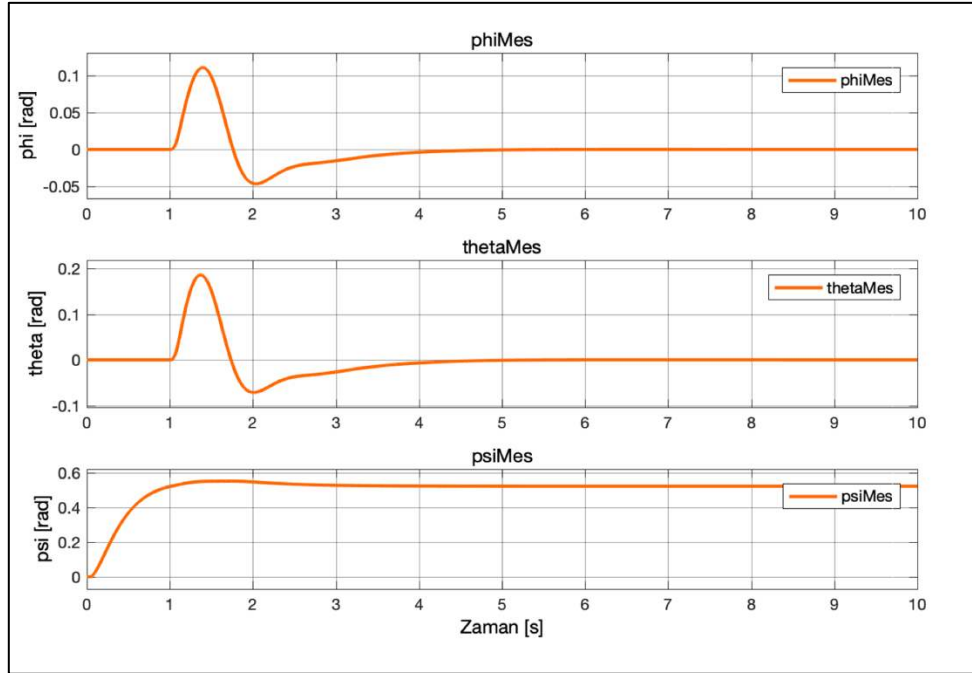
Şekil 5.21'de X ve Z eksenlerinde 4,5. saniyede 1 m 'ye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3,5 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.24) %1 ($0,01\text{ m}$) olmuştur. Şekil 5.22'de lineer hız, Şekil 5.23'da Euler açıları ve Şekil 5.24'de konum hata grafiği verilmiştir. V_X en fazla $0,8\text{ m/s}$, V_Z ise en fazla $1,2\text{ m/s}$ olarak ölçülmüştür. Şekil 5.23'da ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.



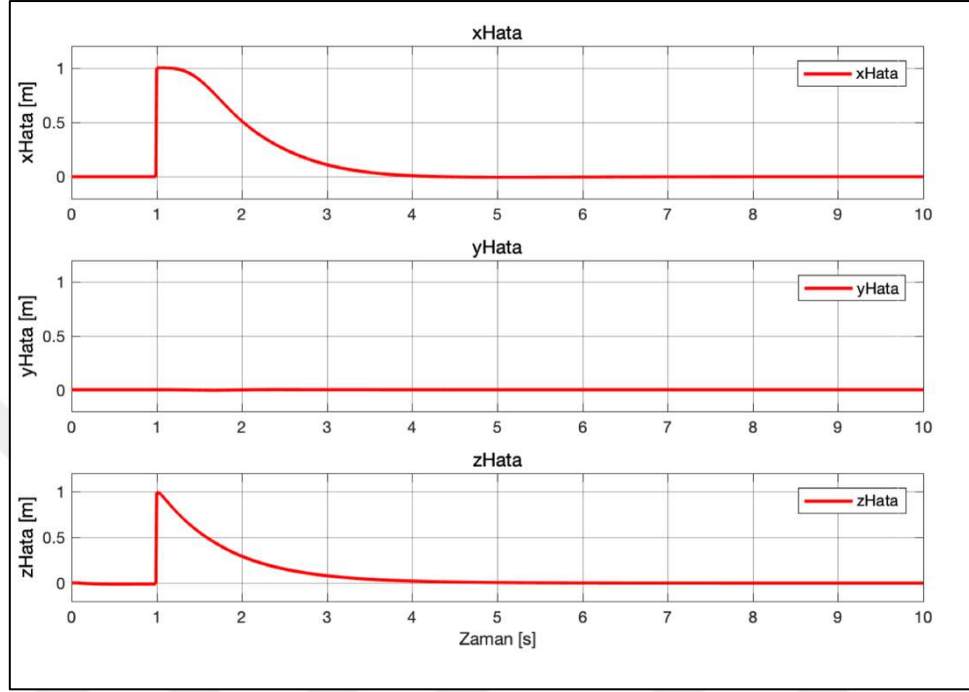
Şekil 5.17. Simülasyon 3 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



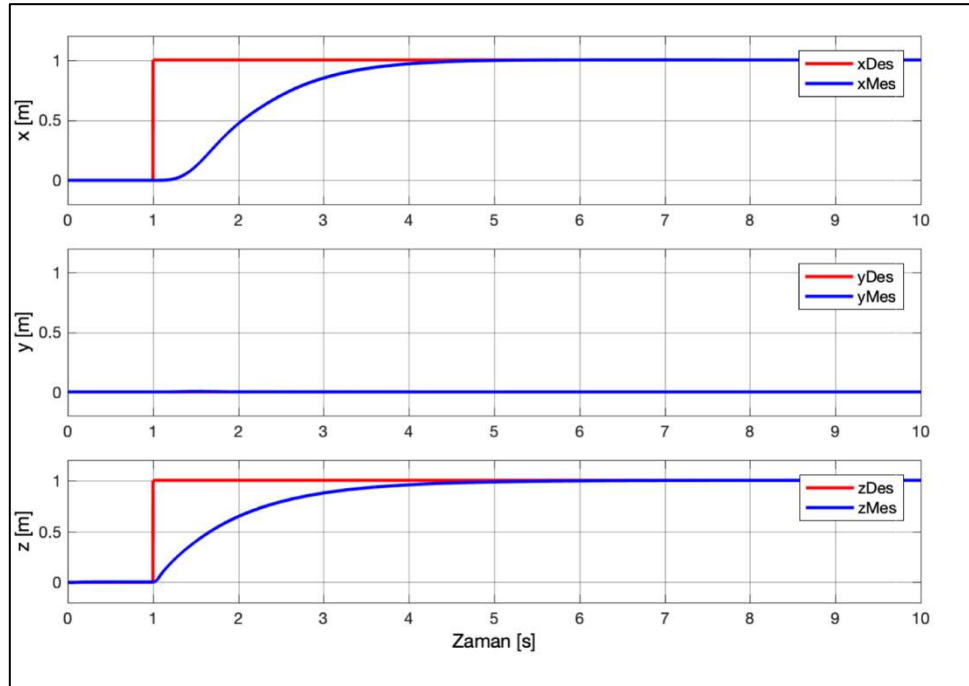
Şekil 5.18. Simülasyon 3 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



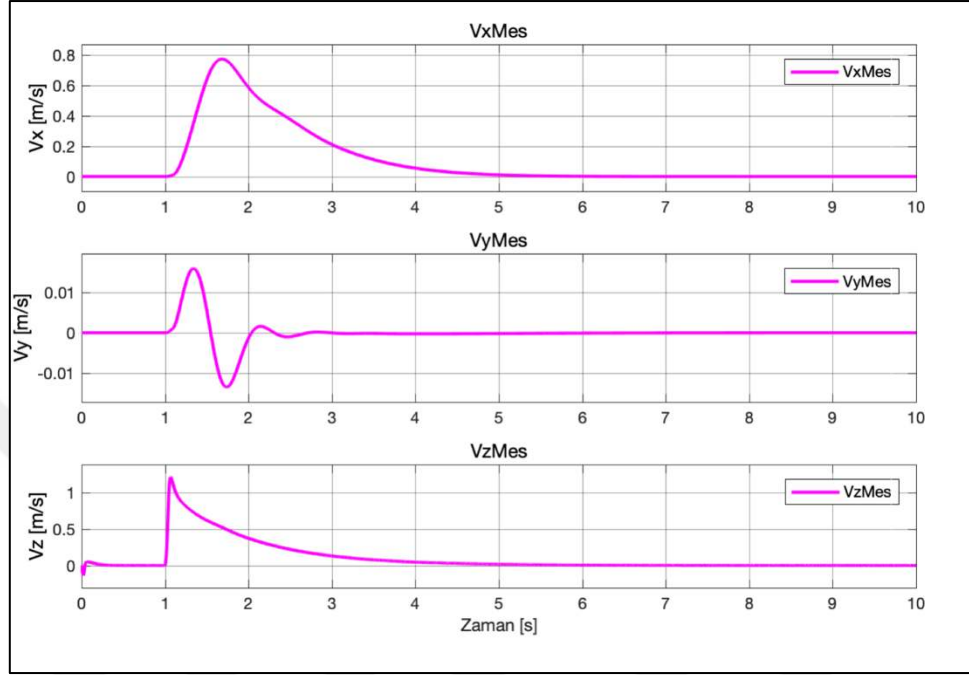
Şekil 5.19. Simülasyon 3 Model 1 ölçülen Euler açıları.



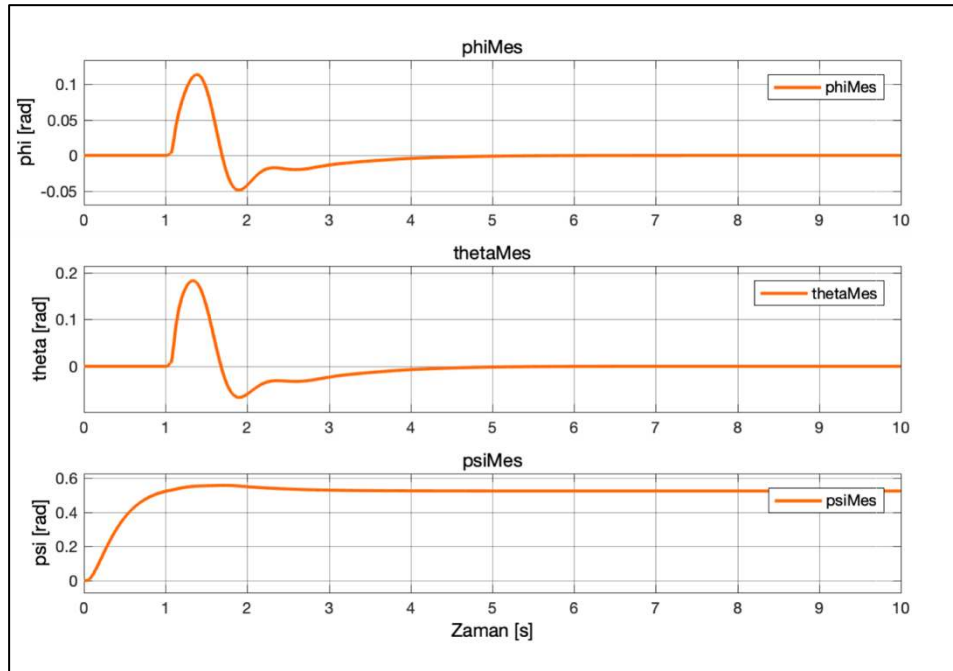
Şekil 5.20. Simülasyon 3 Model 1 konum hata sinyalleri.



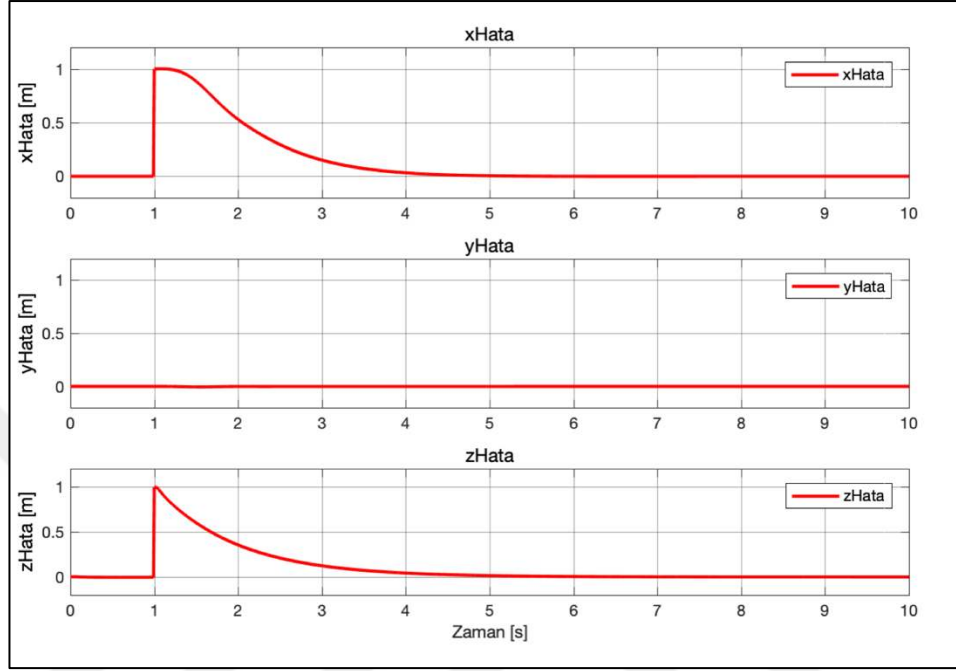
Şekil 5.21. Simülasyon 3 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.22. Simülasyon 3 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.23. Simülasyon 3 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.24. Simülasyon 3 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.4. Simülasyon 4

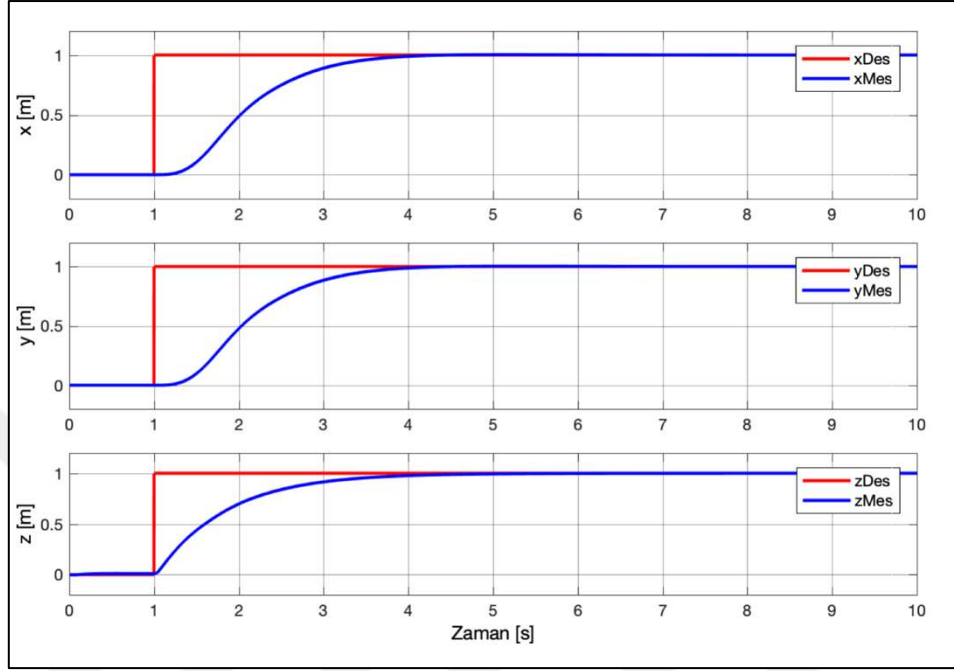
Simülasyon 4'te quadrotorun 1. saniyede X , Y ve Z eksenlerinde 1 m olması istenmiştir. Bunun için X , Y ve Z eksenlerinde adım referans sinyali uygulanmıştır.

5.4.1. Simülasyon Modeli 1

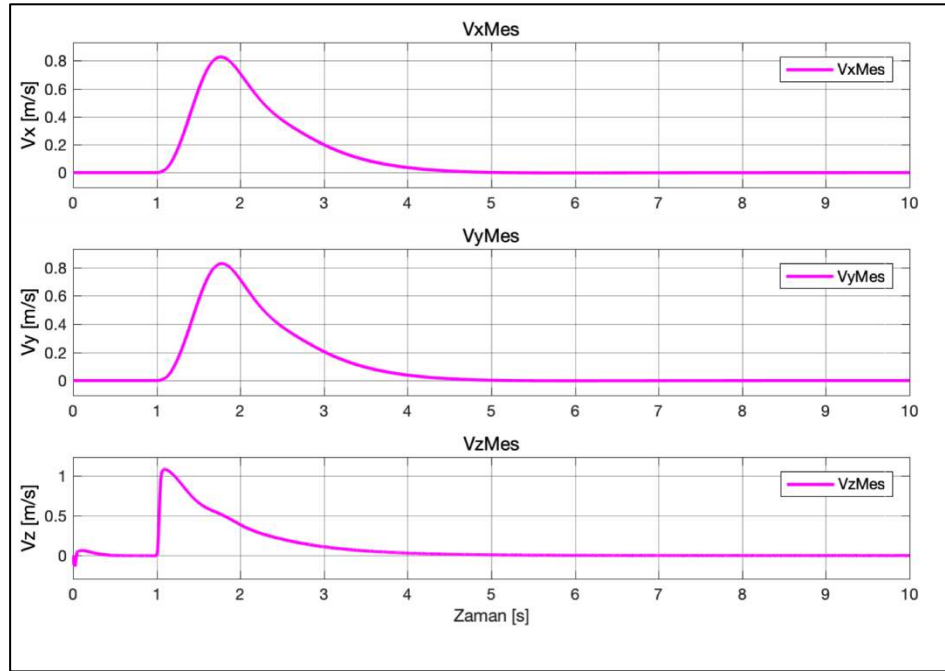
Şekil 5.25'te X , Y ve Z eksenlerinde 4. saniyede 1 m'ye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.28) %0 olmuştur. Şekil 5.26'da lineer hız, Şekil 5.27'de Euler açıları ve Şekil 5.28'de konum hata grafiği verilmiştir. V_X ve V_Y en fazla 0,82 m/s, V_Z ise en fazla 1,1 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.27'de ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.

5.4.2. Simülasyon Modeli 2

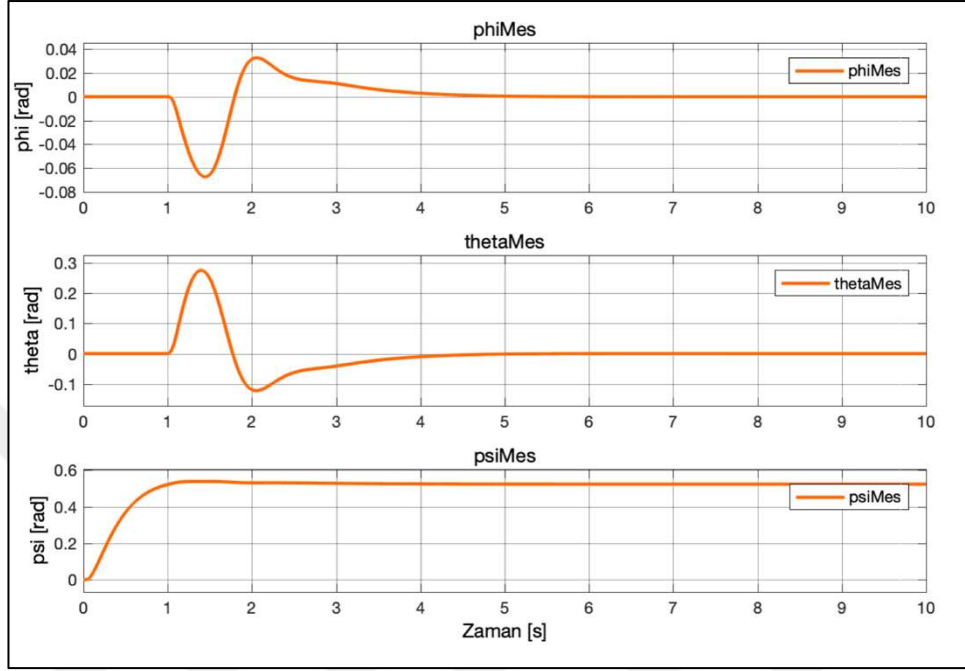
Şekil 5.29'da X , Y ve Z eksenlerinde 4,5. saniyede 1 m'ye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3,5 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.32) %1 (0,01 m) olmuştur. Şekil 5.30'da lineer hız, Şekil 5.31'de Euler açıları ve Şekil 5.32'de konum hata grafiği verilmiştir. V_X en fazla 0,8 m/s, V_Z ise en fazla 1,2 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.31'de ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.



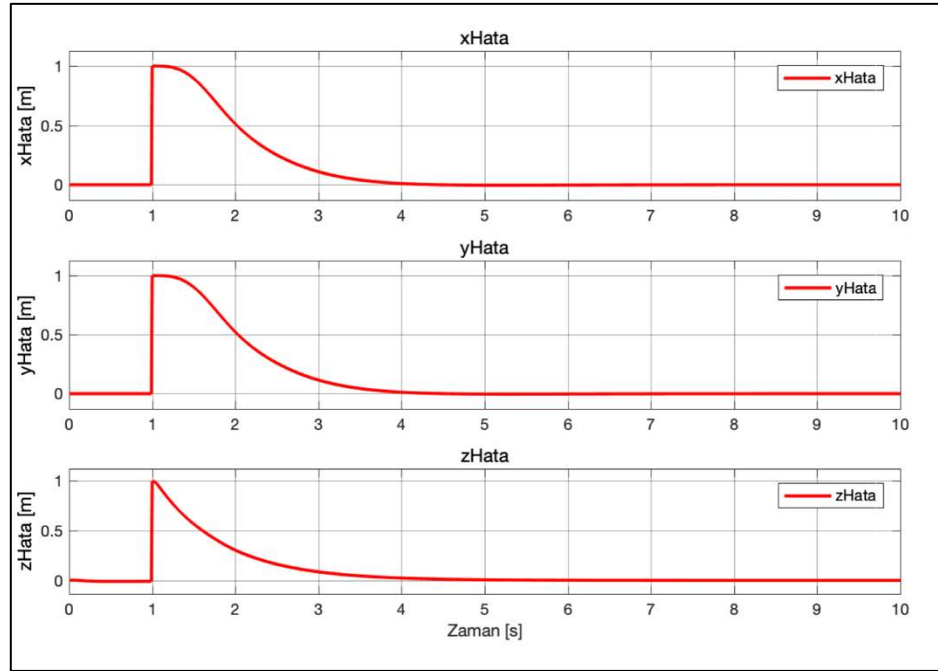
Şekil 5.25. Simülasyon 4 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



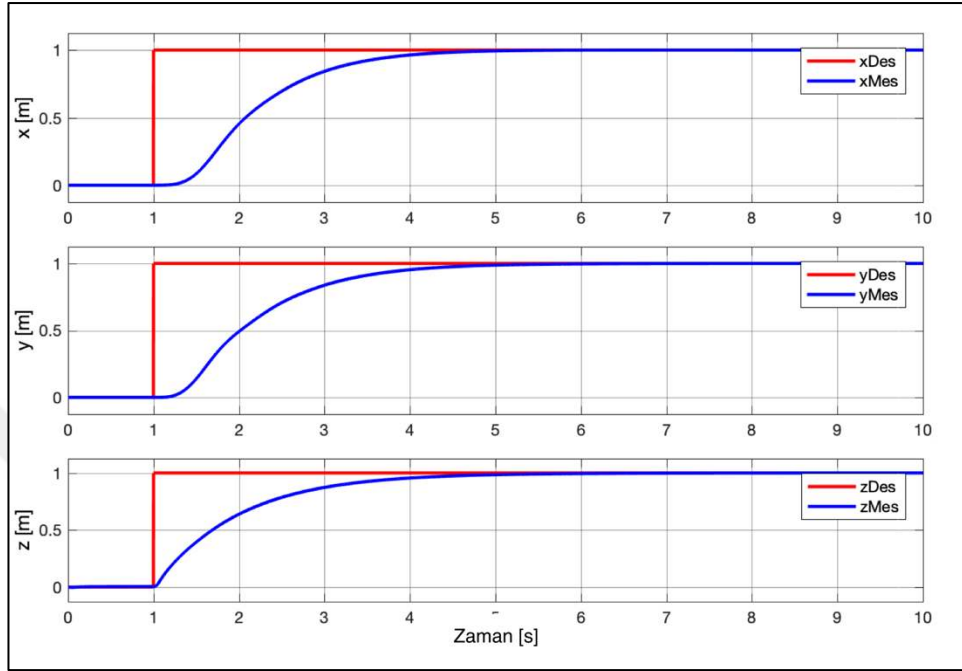
Şekil 5.26. Simülasyon 4 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



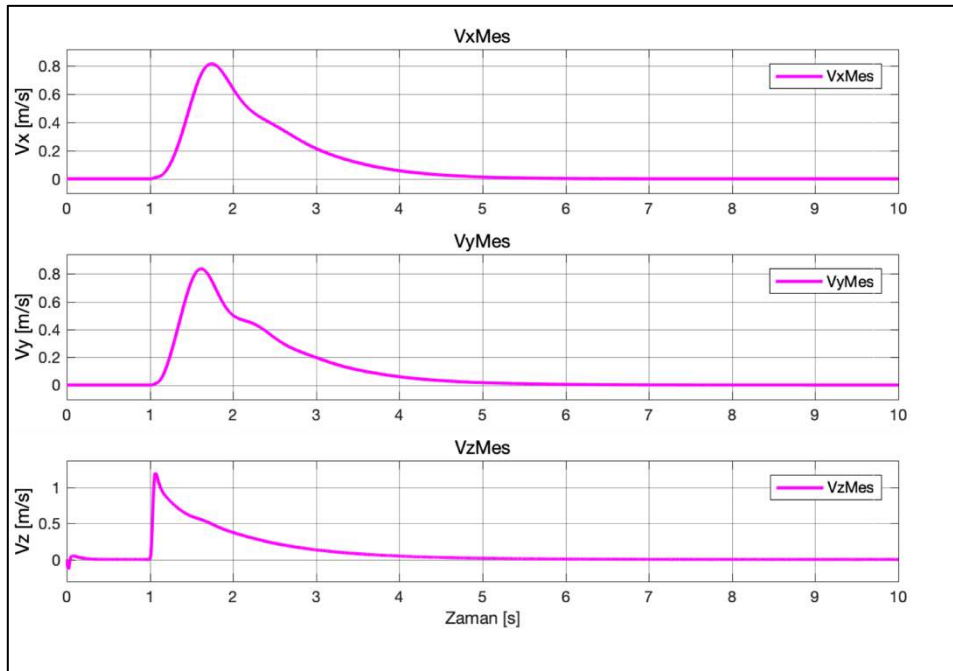
Şekil 5.27. Simülasyon 4 Model 1 ölçülen Euler açıları.



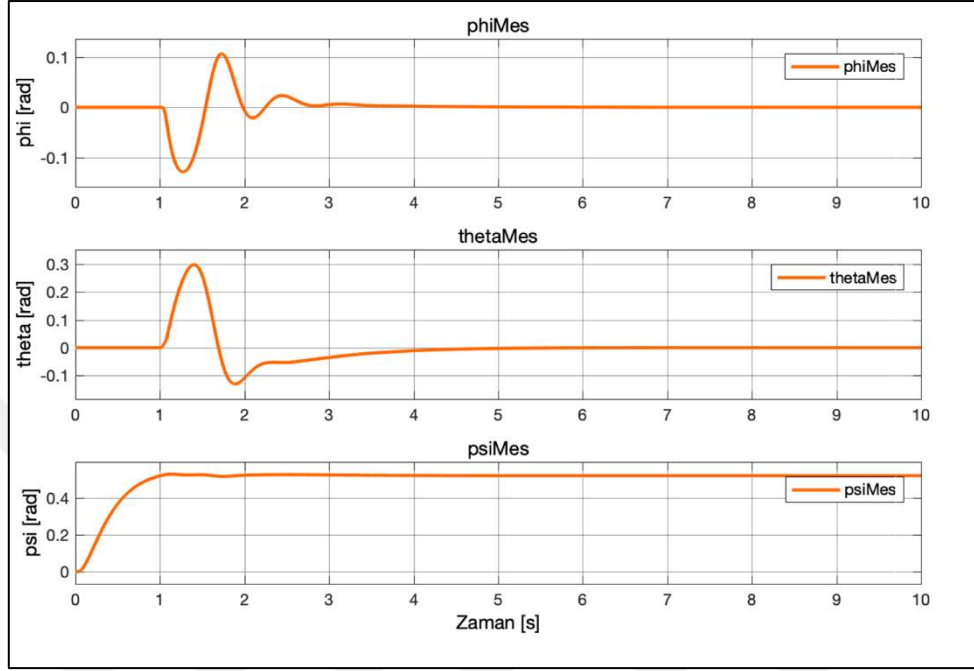
Şekil 5.28. Simülasyon 4 Model 1 konum hata sinyalleri.



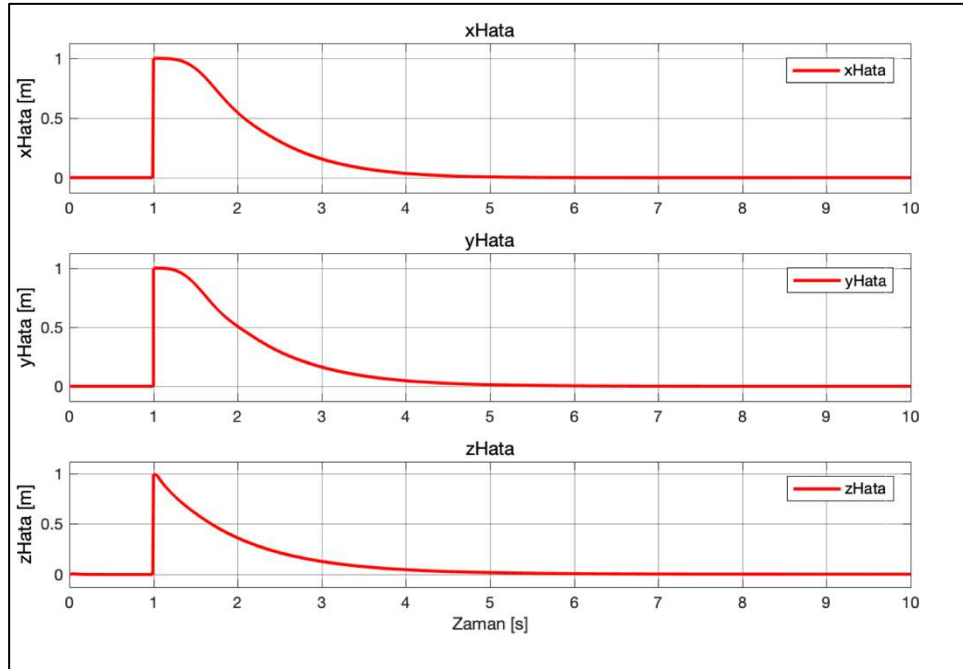
Şekil 5.29. Simülasyon 4 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.30. Simülasyon 4 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.31. Simülasyon 4 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.32. Simülasyon 4 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.5. Simülasyon 5

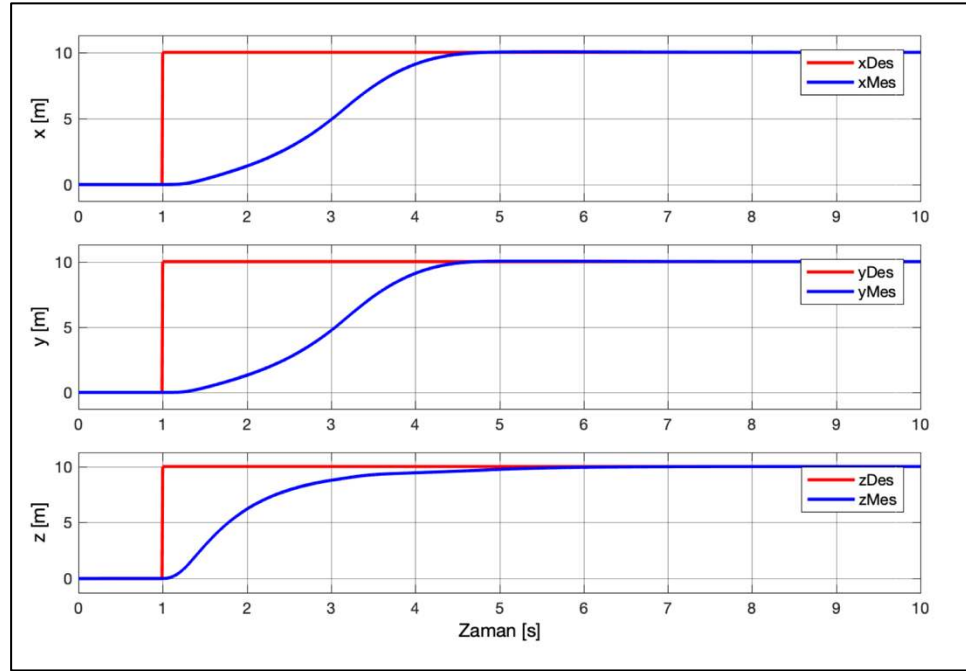
Simülasyon 5'te quadrotorun 1. saniyede X , Y ve Z eksenlerinde 10 m olması istenmiştir. Bunun için X , Y ve Z eksenlerinde adım referans sinyali uygulanmıştır.

5.5.1. Simülasyon Modeli 1

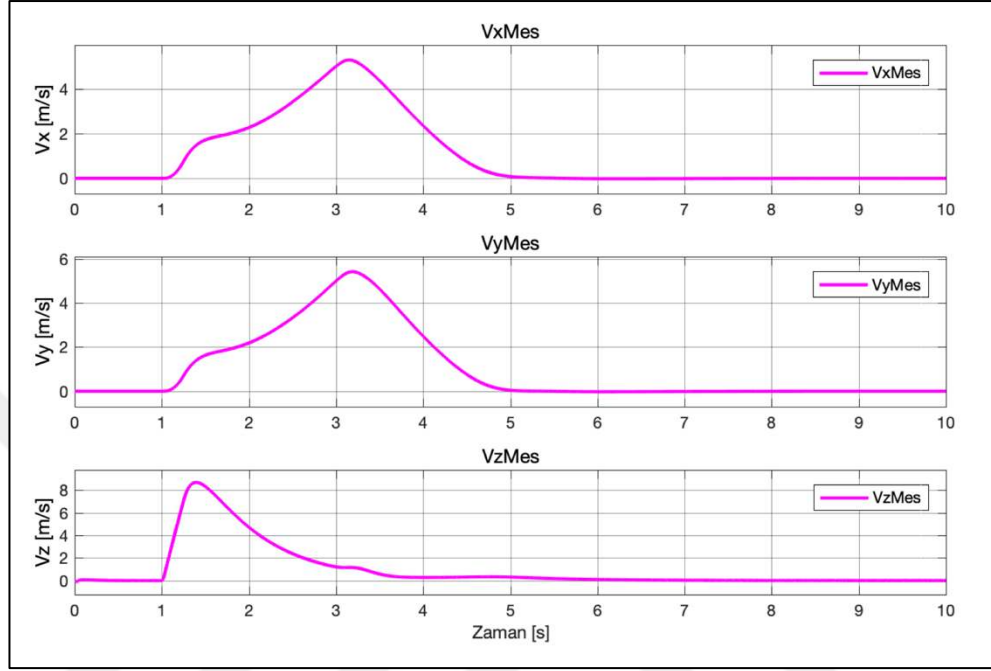
Şekil 5.33'te X , Y ve Z eksenlerinde 4,5. saniyede 10 m 'ye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 3,5 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.36) %0 olmuştur. Şekil 5.34'te lineer hız, Şekil 5.35'te Euler açıları ve Şekil 5.36'da konum hata grafiği verilmiştir. V_X ve V_Y en fazla 5 m/s , V_Z ise en fazla 9 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.35'te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.

5.5.2. Simülasyon Modeli 2

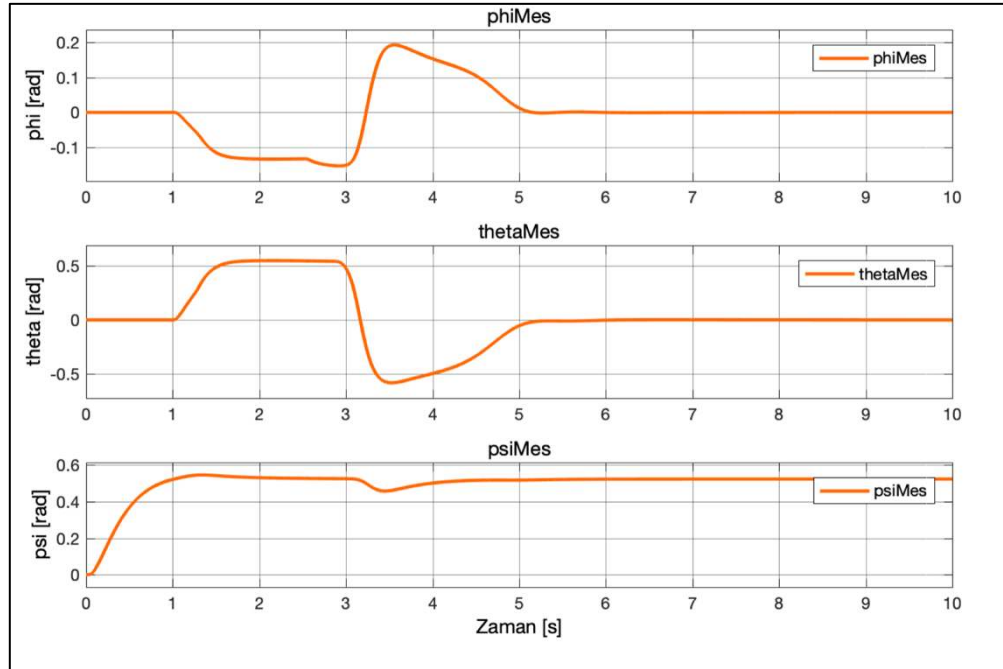
Şekil 5.37'de X , Y ve Z eksenlerinde 5,2. saniyede 10 m 'ye ulaşmıştır. Yerleşme zamanı 4,2 saniye, kalıcı hal hatası (Şekil 5.40) %2 ($0,02\text{ m}$) olmuştur. Şekil 5.38'de lineer hız, Şekil 5.39'da Euler açıları ve Şekil 5.40'ta konum hata grafiği verilmiştir. V_X en fazla 5 m/s , V_Z ise en fazla 8 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.39'da ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.



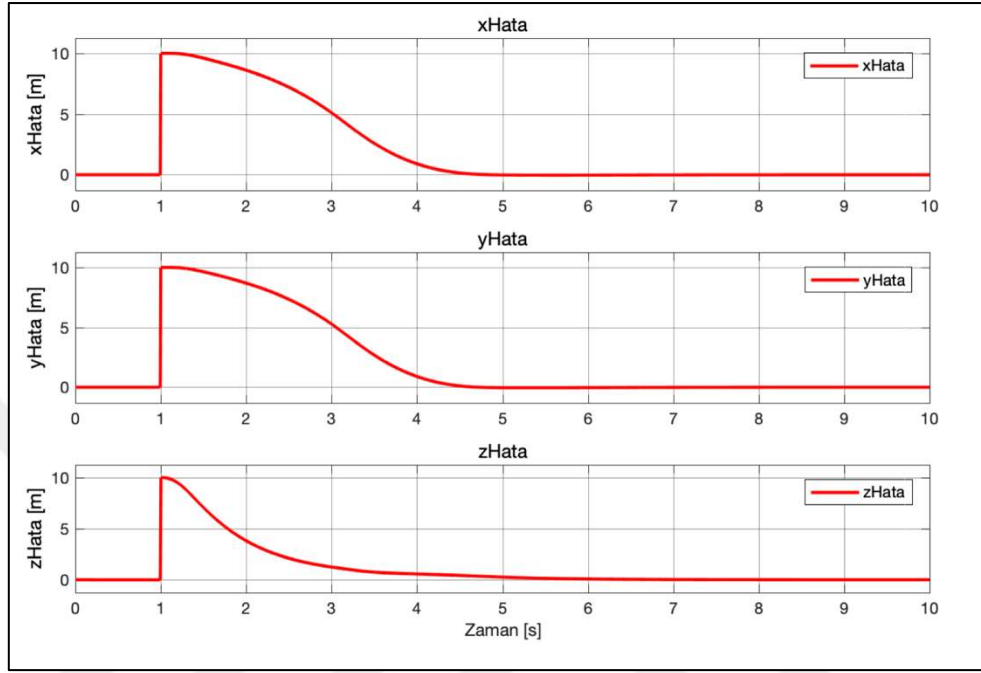
Şekil 5.33. Simülasyon 5 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



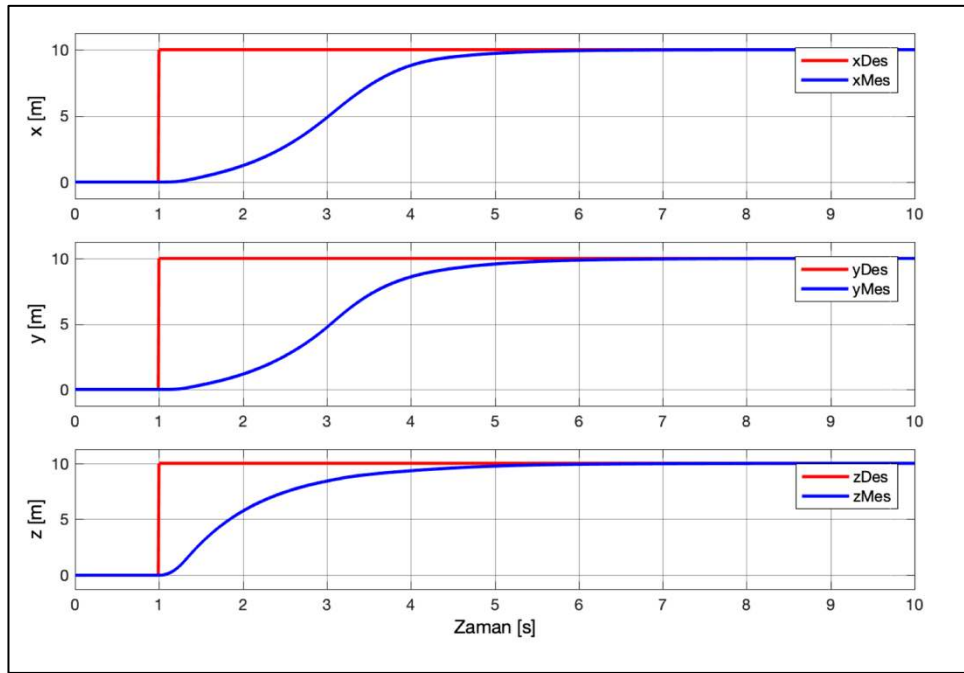
Şekil 5.34. Simülasyon 5 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



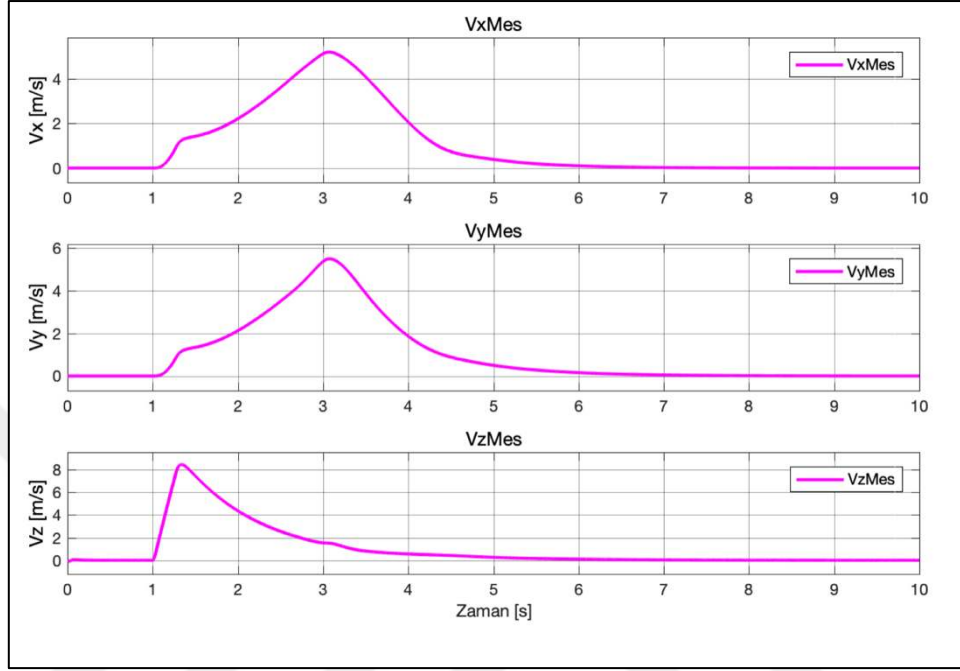
Şekil 5.35. Simülasyon 5 Model 1 ölçülen Euler açıları.



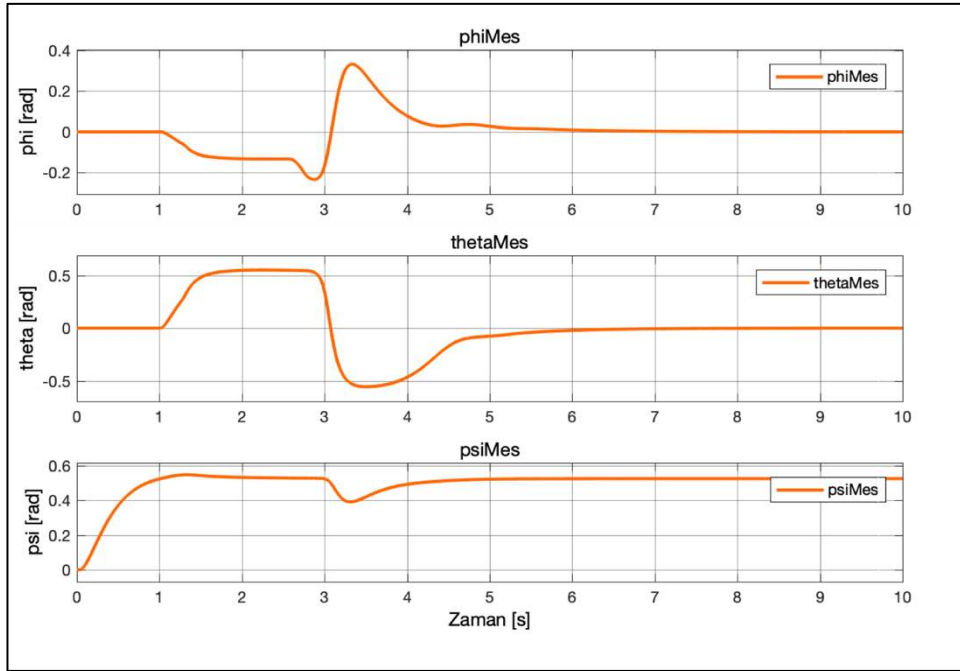
Şekil 5.36. Simülasyon 5 Model 1 konum hata sinyalleri.



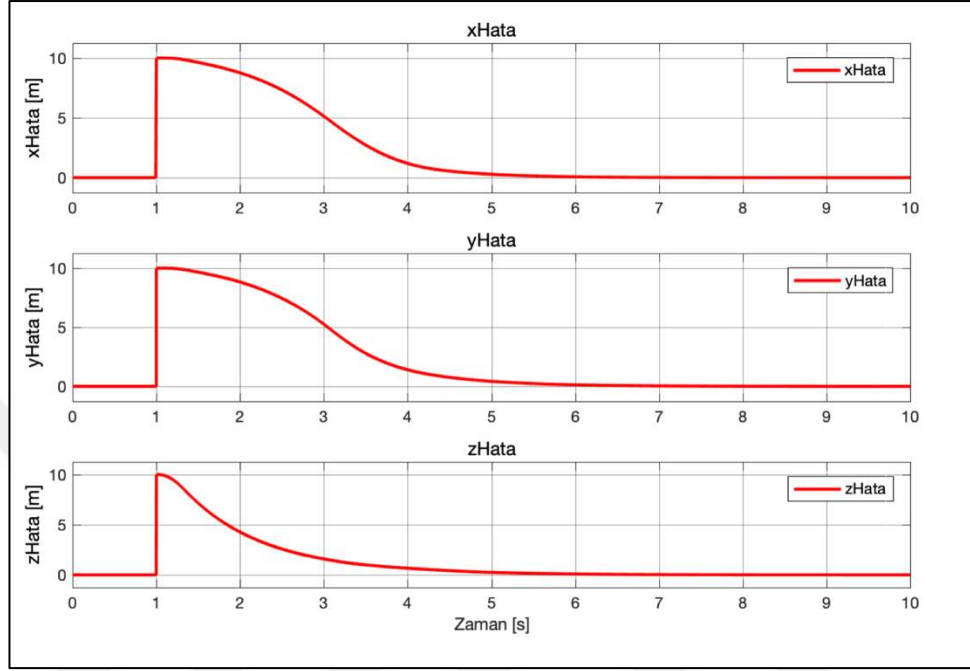
Şekil 5.37. Simülasyon 5 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.38. Simülasyon 5 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.39. Simülasyon 5 Model 2 ölçülen Euler açıları.



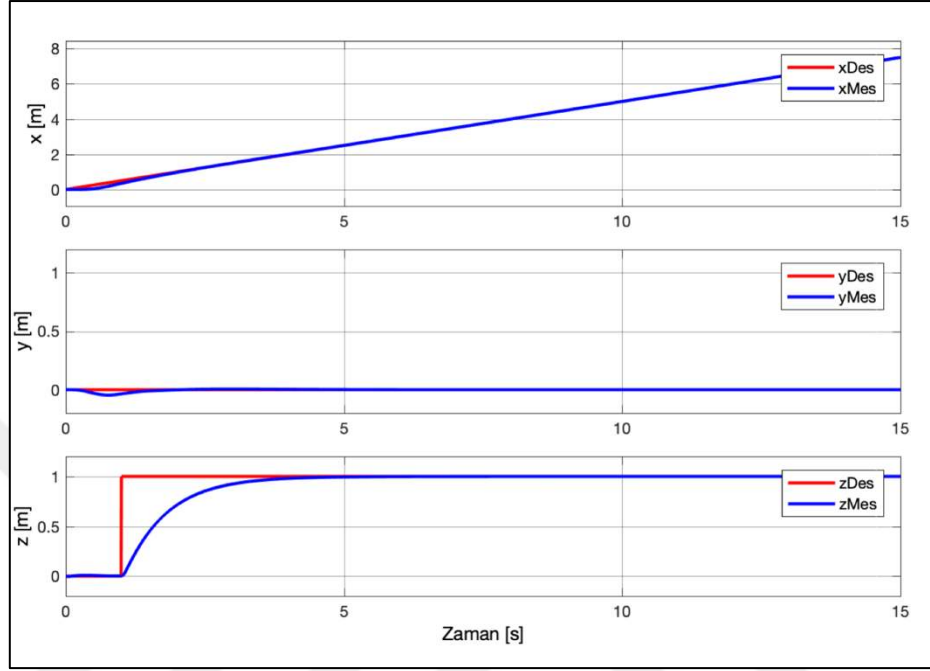
Şekil 5.40. Simülasyon 5 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.6. Simülasyon 6

Simülasyon 6'da X eksenini için lineer referans sinyal, Z ekseninde 1 saniyede 1 m olacak şekilde referans adım sinyali uygulanmıştır.

5.6.1. Simülasyon Modeli 1

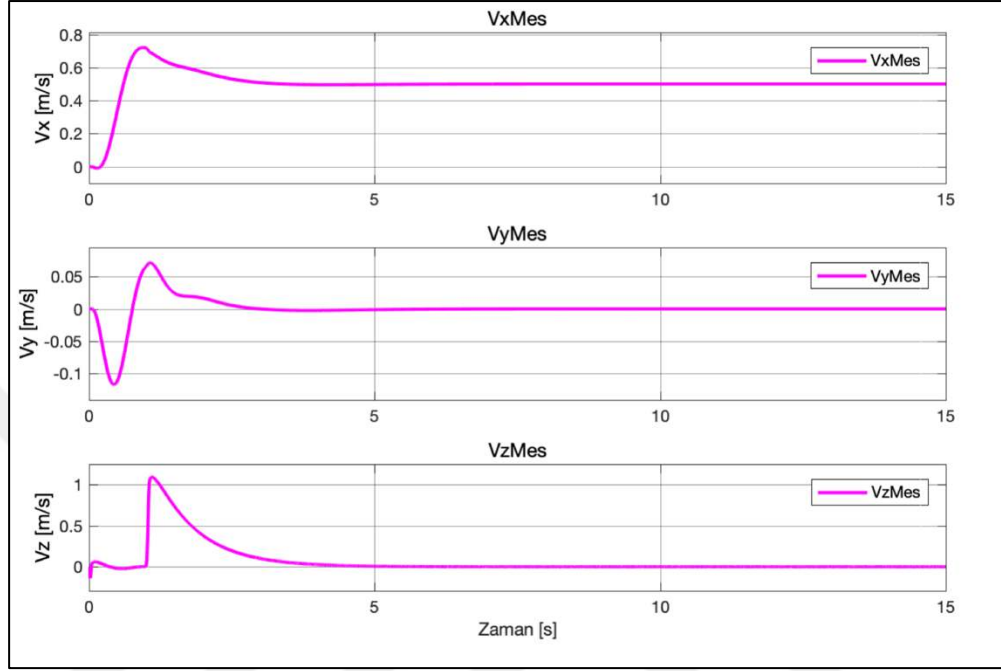
Şekil 5.41'de X ekseninde 3. saniyeye kadar en fazla 0,22 m hata, Y ekseninde 3. saniyeye kadar en fazla 0,45 m meydana gelmiştir. 3. saniyeden sonra X ve Y eksenlerinde kalıcı hal hatası %0 olmuştur. Z ekseninde 4. saniyede 1 m 'ye ulaşmıştır ve yerleşme zamanı 3 saniye, kalıcı hal hatası ise %0 olmuştur. Şekil 5.42'de lineer hız, Şekil 5.43'te Euler açıları ve Şekil 5.44'te konum hata grafiği verilmiştir. V_X 0,5 m/s 'ye çıkmış ve sabit kalmıştır. V_Z ise en fazla 1,1 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.43'te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.



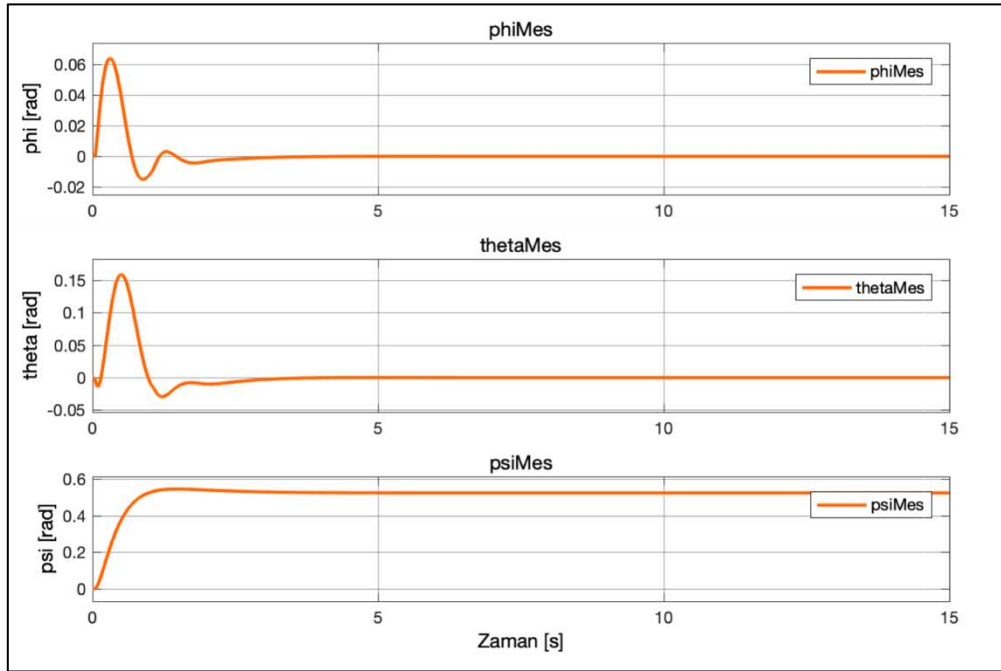
Şekil 5.41. Simülasyon 6 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.

5.6.2. Simülasyon Modeli 2

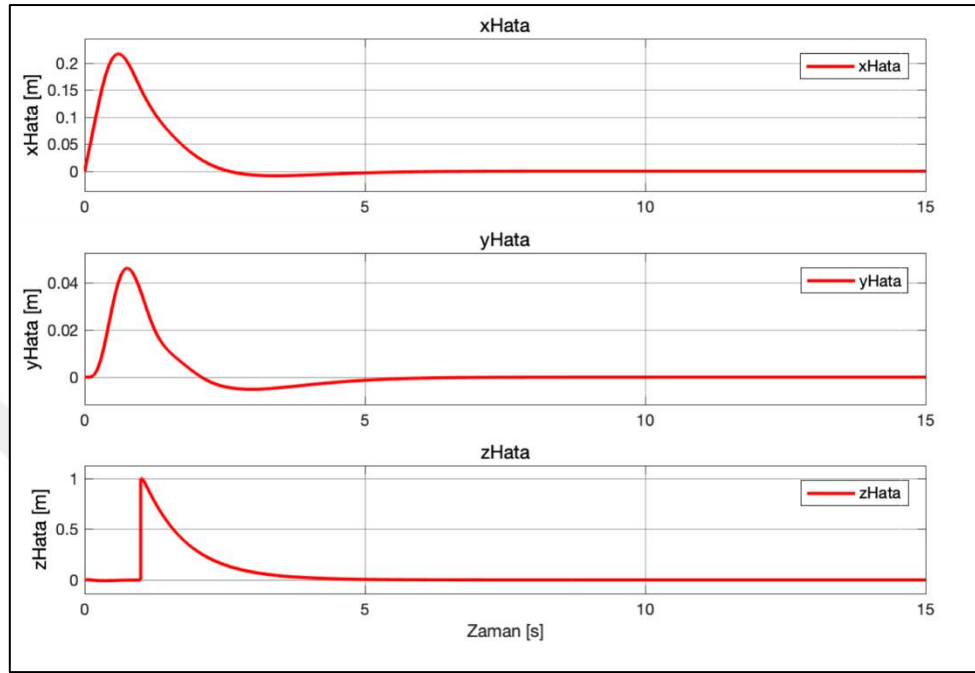
Şekil 5.45'te X ekseninde 3. saniyeye kadar en fazla $0,2 \text{ m}$ hata, Y ekseninde 3. saniyeye kadar en fazla $0,028 \text{ m}$ meydana gelmiştir. 3. saniyeden sonra X ekseninde kalıcı hal hatası $0,05 \text{ m}$ ve Y ekseninde kalıcı hal hatası $\%0$ olmuştur. Z ekseninde 5. saniyede 1 m 'ye ulaşmıştır ve yerleşme zamanı 4 saniye, kalıcı hal hatası ise $\%1$ ($0,01 \text{ m}$) olmuştur. Şekil 5.46'da lineer hız, Şekil 5.47'de Euler açıları ve Şekil 5.48'de konum hata grafiği verilmiştir. V_x $0,5 \text{ m/s}$ 'ye çıkmış ve sabit kalmıştır. V_z ise en fazla $1,1 \text{ m/s}$ olarak ölçülmüştür. Şekil 5.47'de ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır. Şekil 5.41 ve Şekil 5.45'e bakıldığında 3. saniyeye kadar 2. simülasyon modeli, (hız kontrolcü olan model) X ekseninde hatayı $\%9$ azaltmıştır. Fakat 3. saniyeden sonra X ekseninde $0,05 \text{ m}$ ve Z ekseninde $0,01 \text{ m}$ kalıcı hal hatası meydana getirmiştir.



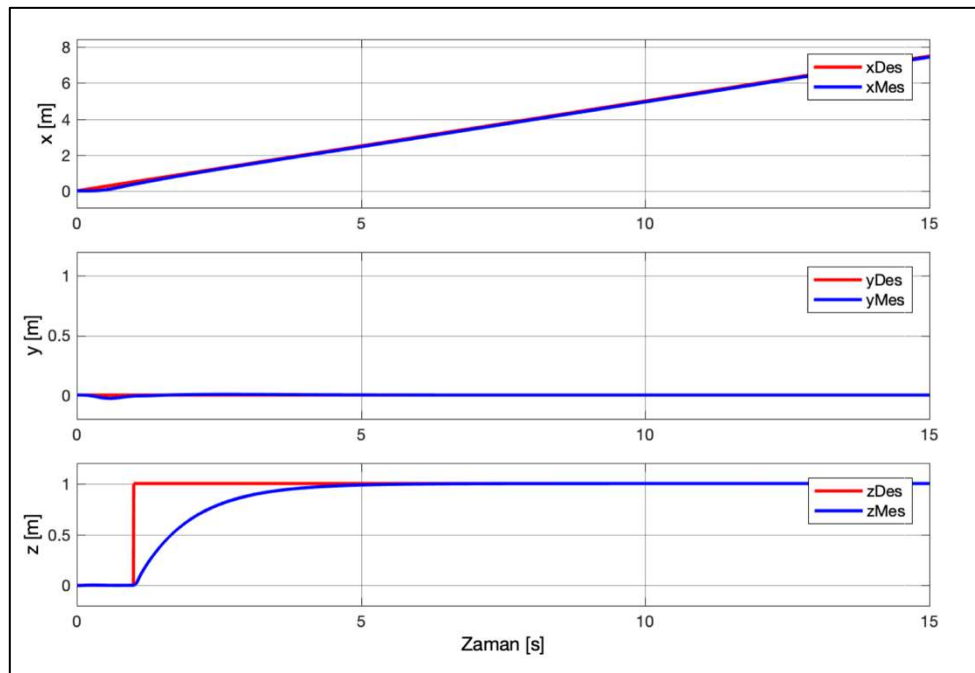
Şekil 5.42. Simülasyon 6 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



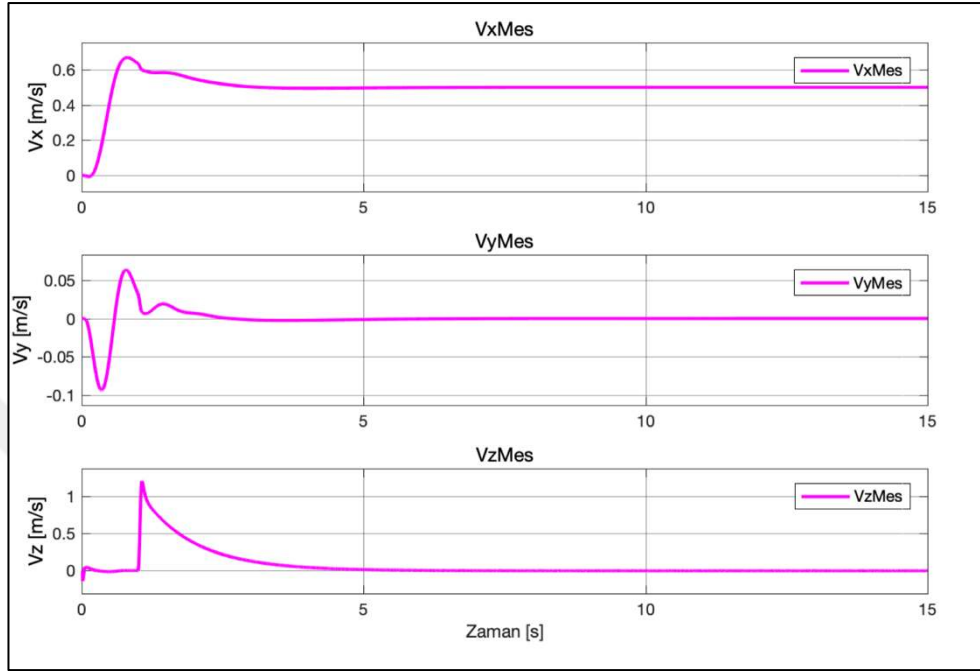
Şekil 5.43. Simülasyon 6 Model 1 ölçülen Euler açıları.



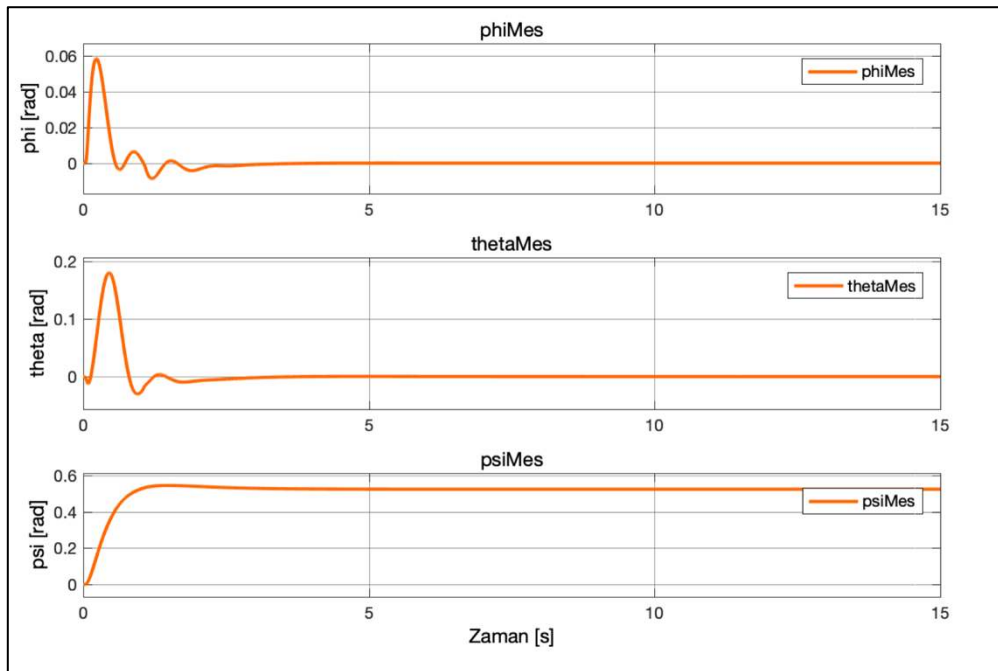
Şekil 5.44. Simülasyon 6 Model 1 konum hata sinyalleri.



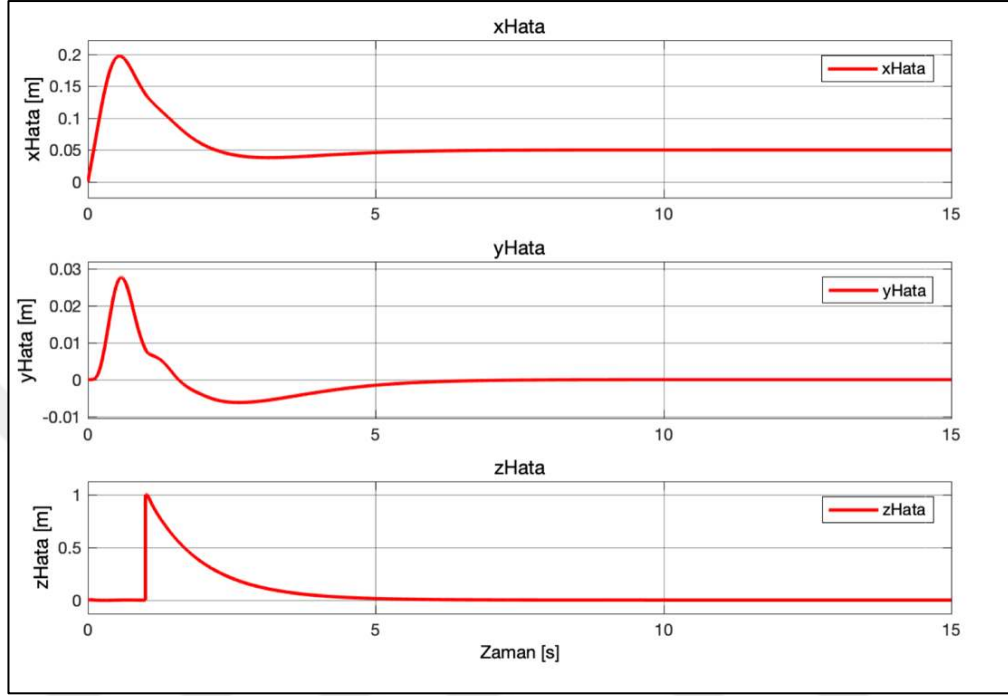
Şekil 5.45. Simülasyon 6 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.46. Simülasyon 6 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.47. Simülasyon 6 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.48. Simülasyon 6 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.7. Simülasyon 7

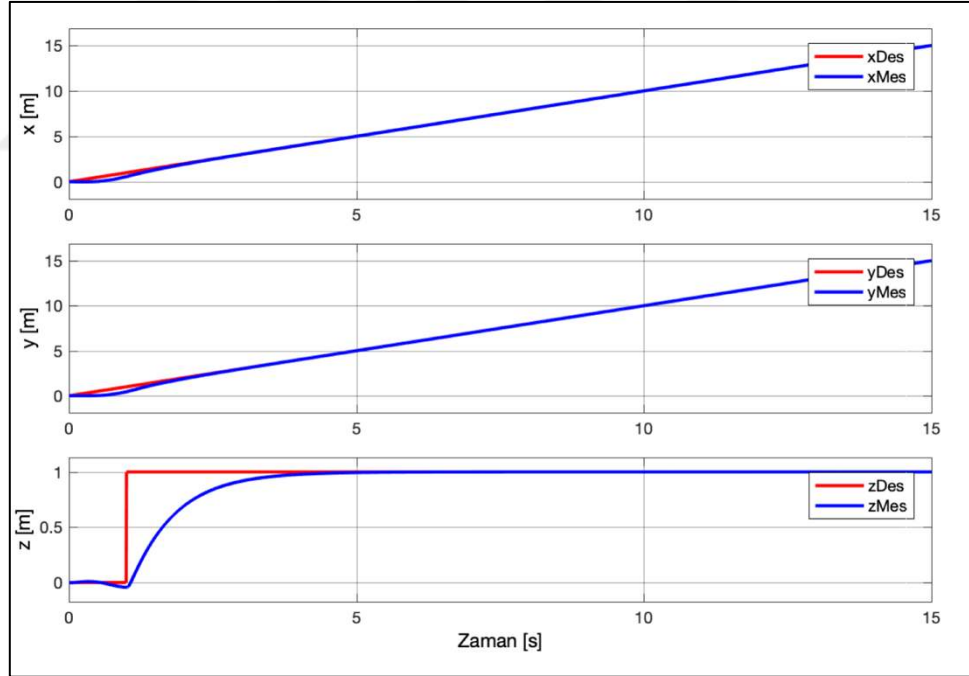
Simülasyon 7’de X ve Y eksenini için lineer referans sinyal, Z eksenini için adım referans sinyali uygulanmıştır. Quadrotorun X ve Y ekseninde 15 saniyede 15 metre ve 1. saniyede 1 metre yüksekliğe çıkması istenmiştir.

5.7.1. Simülasyon Modeli 1

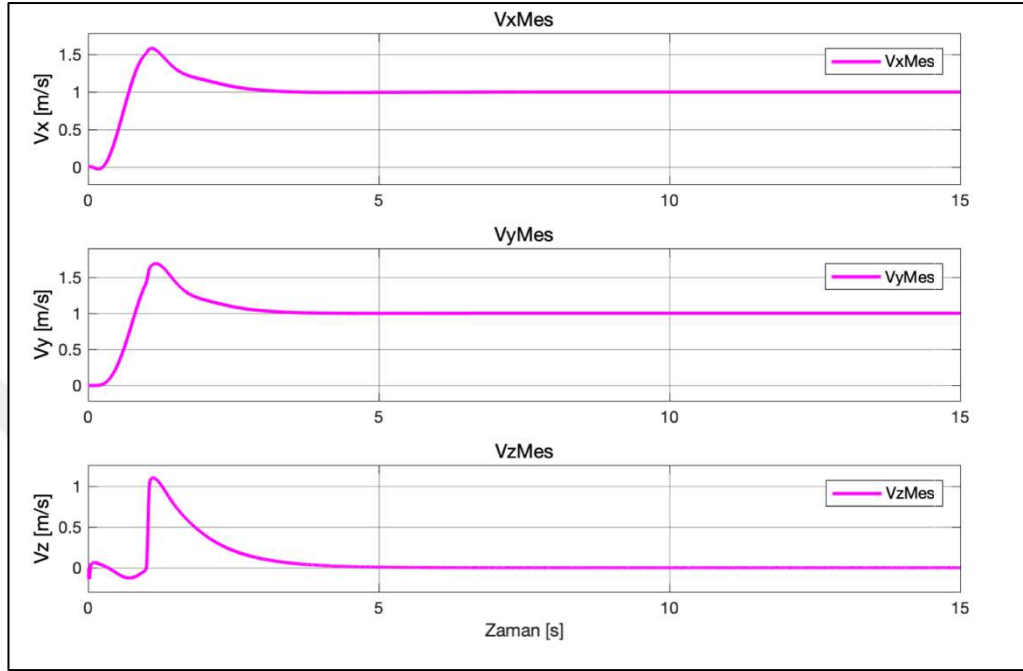
Şekil 5.52’deki hata grafiğinde X ekseninde 3. saniyeye kadar en fazla 0,5 m hata, Y ekseninde 3. saniyeye kadar en fazla 0,6 m meydana gelmiştir. 3. saniyeden sonra X ve Y eksenlerinde kalıcı hal hatası %0 olmuştur. Z ekseninde 4. saniyede 1 m’ye ulaşmıştır ve yerleşme zamanı 3 saniye, kalıcı hal hatası ise %0 olmuştur. Şekil 5.49’da referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.50’de lineer hız, Şekil 5.51’de ölçülen Euler açıları ve Şekil 5.52’de konum hata grafiği verilmiştir. V_X ve V_Y 1 m/s’ye çıkmış ve sabit kalmıştır. V_Z ise en fazla 1,1 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.51’de ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.

5.7.2. Simülasyon Modeli 2

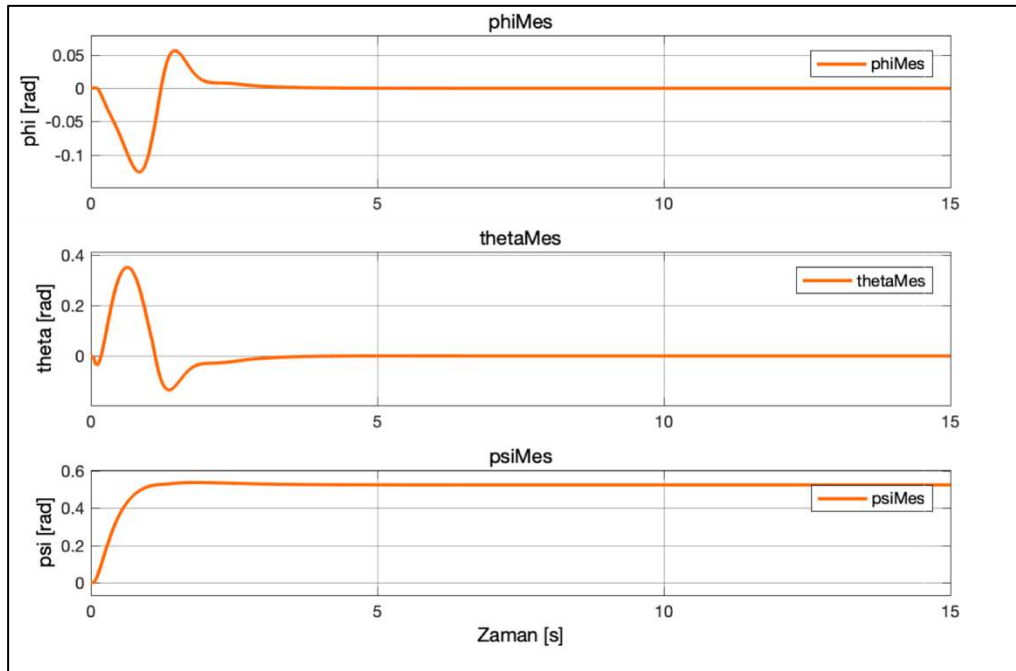
Şekil 5.56'daki hata grafiğinde X ve Y ekseninde 3. saniyeye kadar en fazla 0,5 m hata meydana gelmiştir. 3. saniyeden sonra X ve Y eksenlerinde kalıcı hal hatası 0,1 m olmuştur. Z ekseninde 5. saniyede 1 m'ye ulaşmıştır ve yerleşme zamanı 4 saniye, kalıcı hal hatası ise %1 (0,01 m) olmuştur. Şekil 5.53'te referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.54'te lineer hız, Şekil 5.55'te Euler açıları ve Şekil 5.56'da konum hata grafiği verilmiştir. V_X ve V_Y 1 m/s'ye çıkmış ve sabit kalmıştır. V_Z ise en fazla 1,1 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.55'te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır. Şekil 5.52 ve Şekil 5.56'ya bakıldığında 3. saniyeye kadar 2. simülasyon modeli, (hız kontrolcü olan model) Y ekseninde hatayı %1,6 azaltmıştır. Fakat 3. saniyeden sonra X ve Y eksenlerinde 0,1 m ve Z ekseninde 0,01 m kalıcı hal hatası meydana getirmiştir.



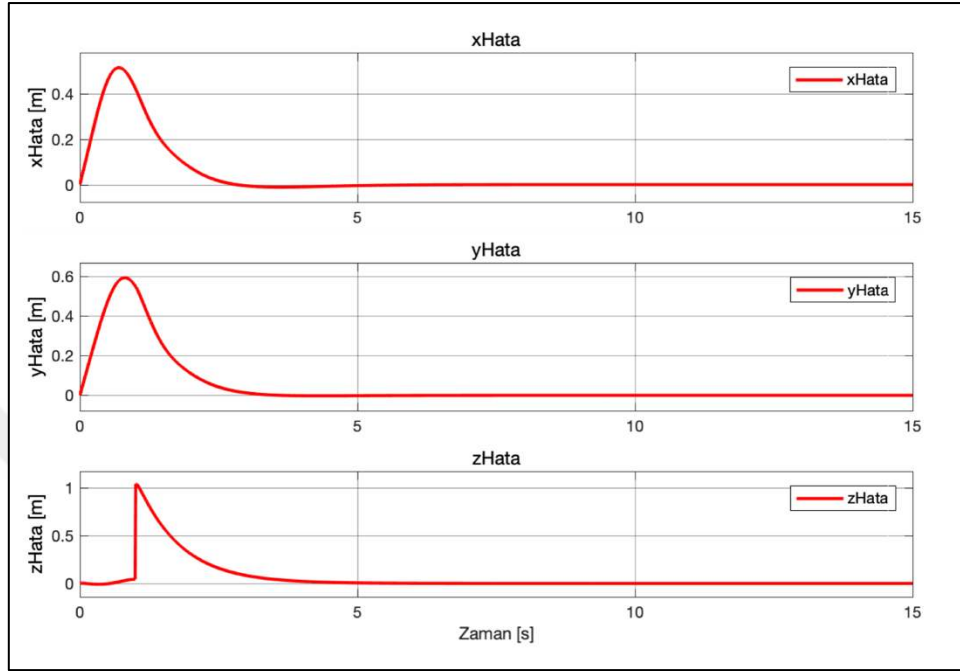
Şekil 5.49. Simülasyon 7 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



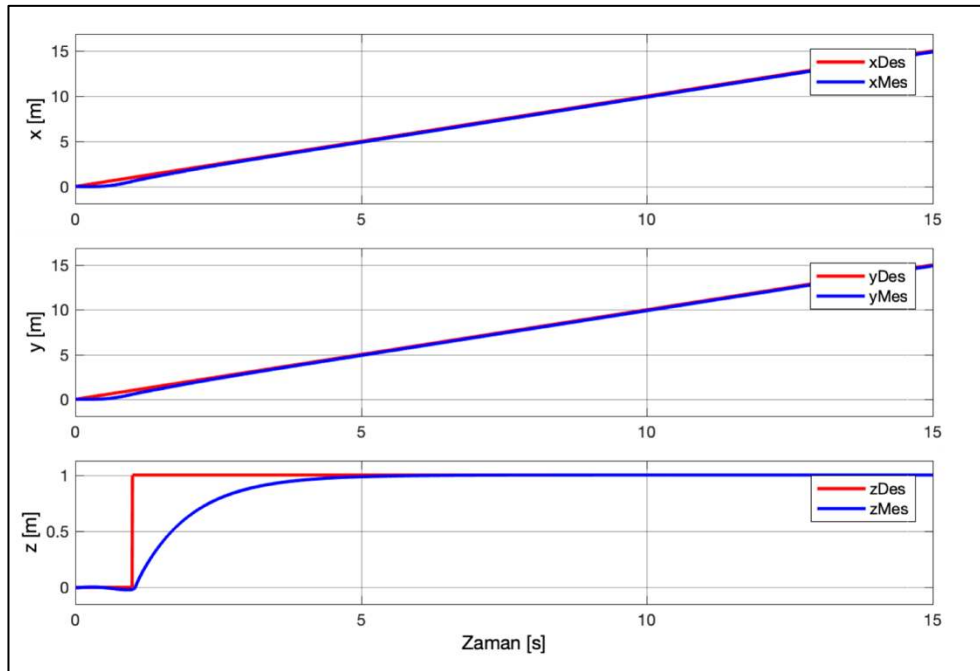
Şekil 5.50. Simülasyon 7 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



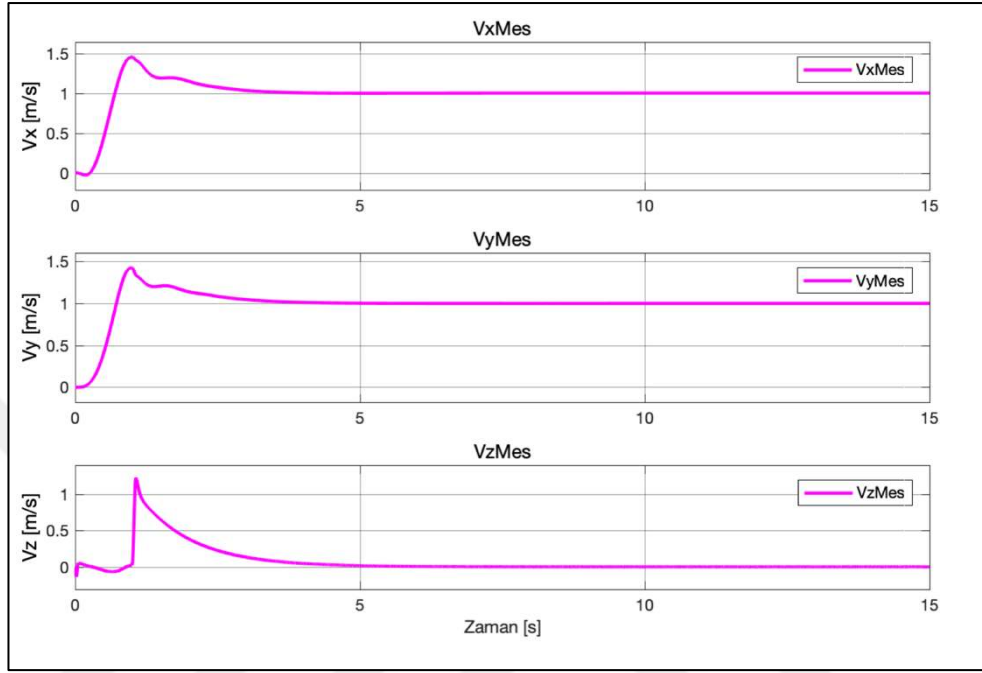
Şekil 5.51. Simülasyon 7 Model 1 ölçülen Euler açıları.



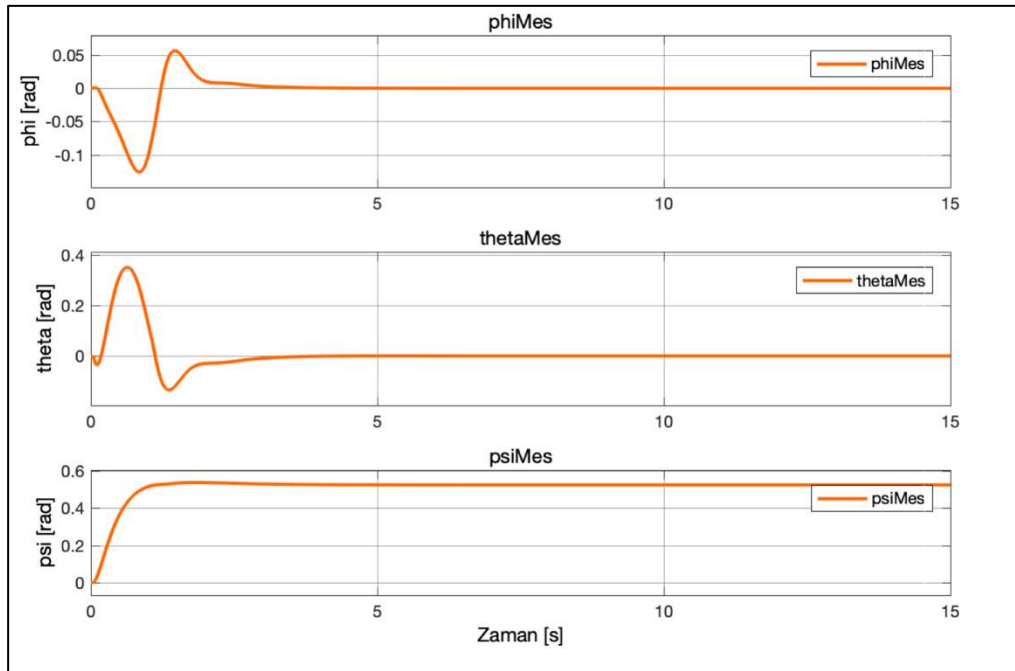
Şekil 5.52. Simülasyon 7 Model 1 konum hata sinyalleri.



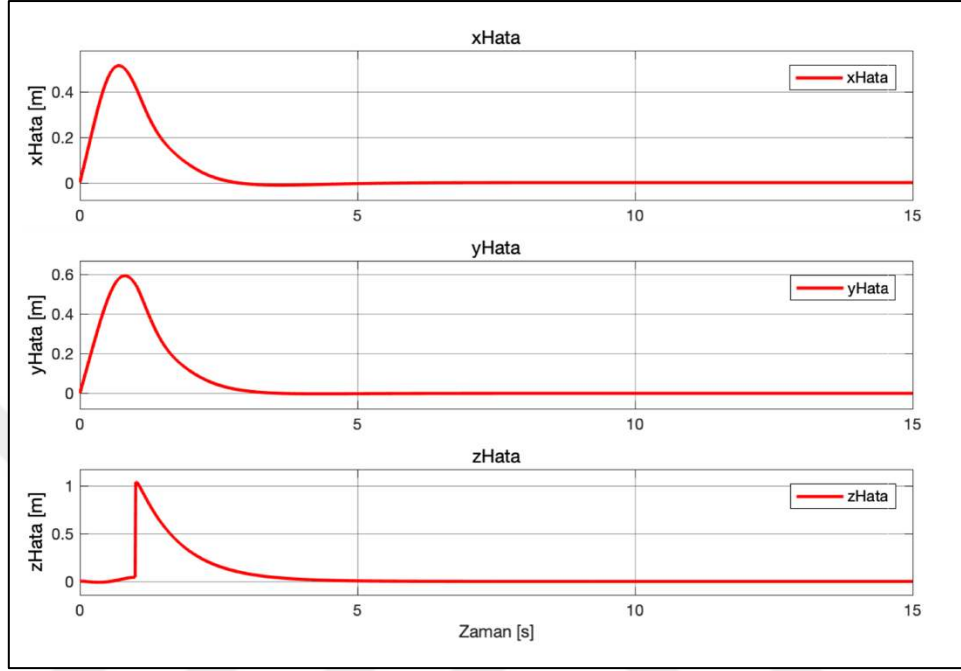
Şekil 5.53. Simülasyon 7 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.54. Simülasyon 7 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.55. Simülasyon 7 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.56. Simülasyon 7 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.8. Simülasyon 8

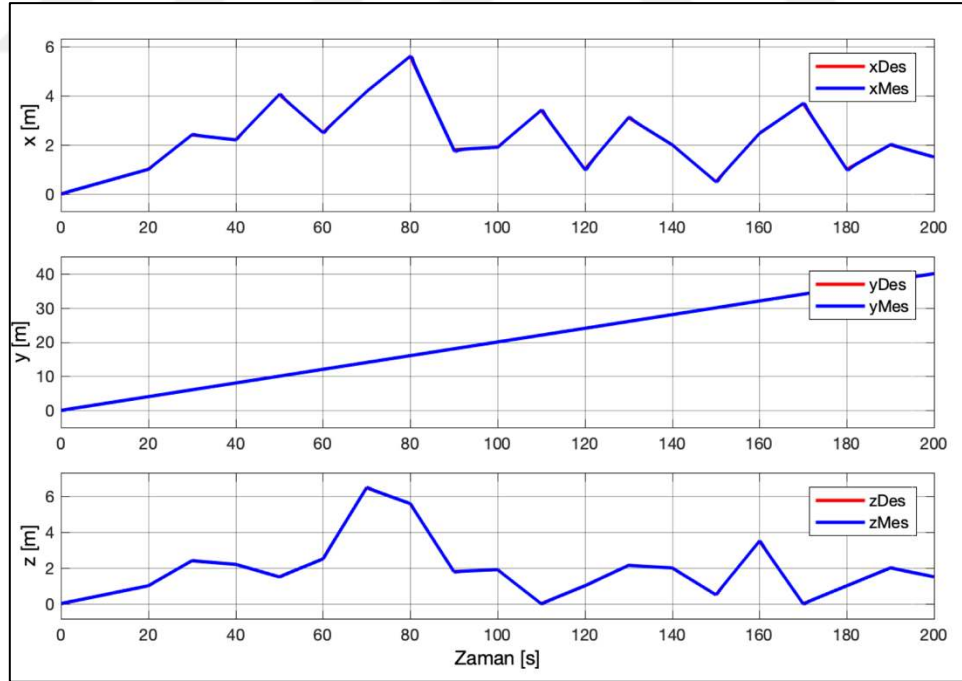
Simülasyon 8’de X ve Z ekseninde her 10 saniyede değişen ve farklı lineer hızlara sahip referans sinyali, Y ekseninde ise sabit bir lineer hızla sahip referans sinyali uygulanmıştır.

5.8.1. Simülasyon Modeli 1

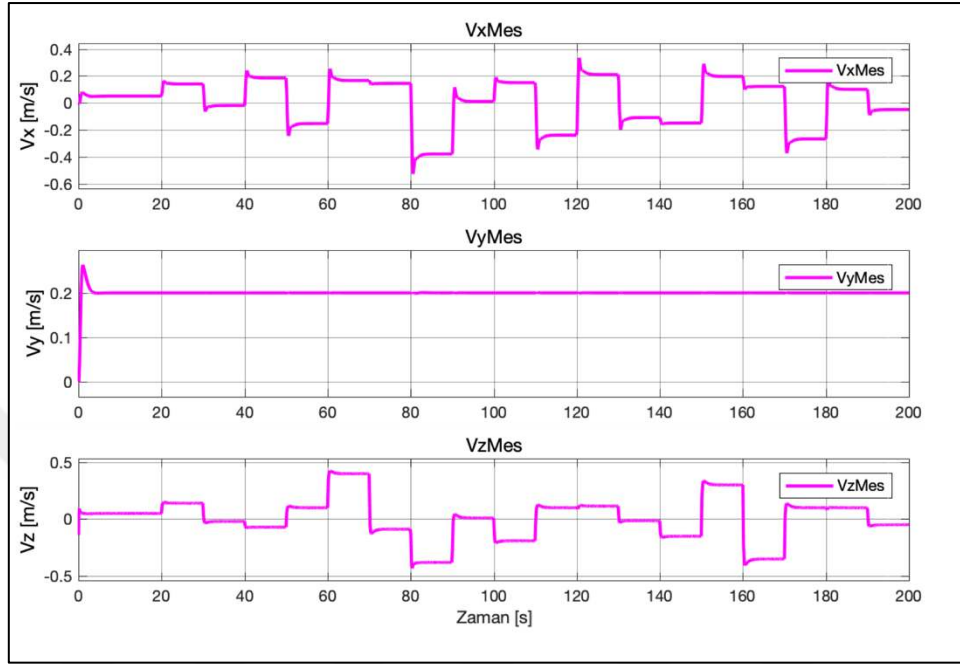
Şekil 5.60’ta hata grafiğinde X ekseninde en fazla $0,1 \text{ m}$ hata, Y ekseninde 3 . saniyeye kadar en fazla $0,08 \text{ m}$ hata, Z ekseninde ise en fazla $0,05 \text{ m}$ hata meydana gelmiştir. Referans sinyalin değiştiği andan itibaren yerleşme süresinden sonra (3 saniye) X , Y ve Z eksenlerinde kalıcı hal hatası $\%0$ olmuştur. Şekil 5.57’de referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.58’de lineer hız, Şekil 5.59’da ölçülen Euler açıları ve Şekil 5.60’ta konum hata grafiği verilmiştir. V_x en fazla $0,3 \text{ m/s}$, V_y $0,2 \text{ m/s}$ sabit ve V_z ise en fazla $0,4 \text{ m/s}$ olarak ölçülmüştür. Şekil 5.59’de ψ_{Mes} 1 . saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır. Lineer hız arttıkça yerleşme süresi içinde (3 saniye) konum hatası da artmıştır. Fakat yerleşme süresinden sonra kalıcı hal hatası olmamıştır.

5.8.2. Simülasyon Modeli 2

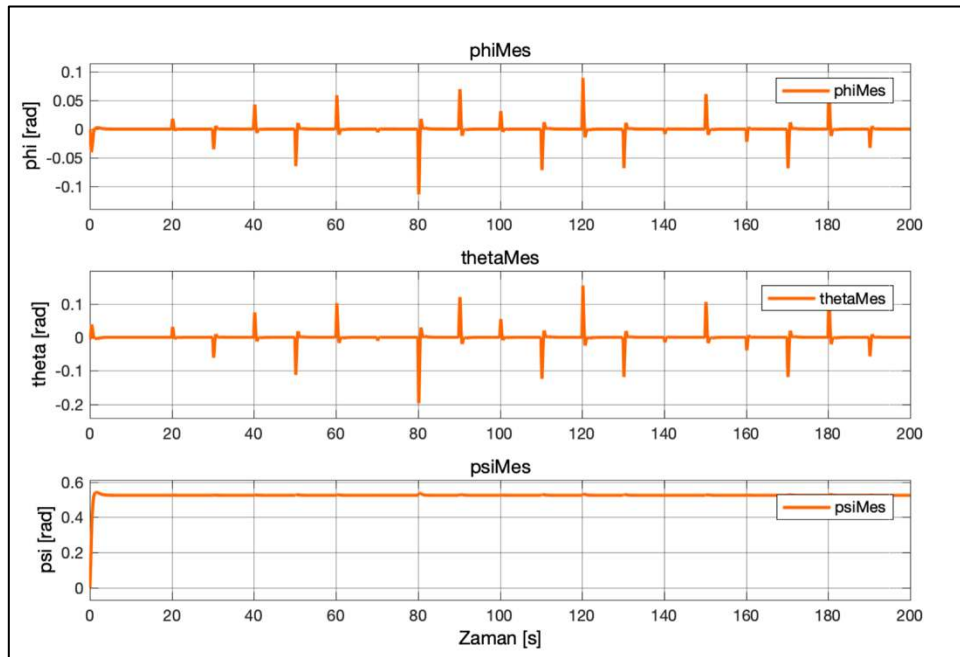
Şekil 5.64'te hata grafiğinde her yerleşme süresi içinde X ekseninde en fazla $0,06\text{ m}$, Y ekseninde en fazla $0,06\text{ m}$ ve Z ekseninde ise en fazla $0,04\text{ m}$ konum hatası olmuştur. Yerleşme süresinden sonra ise kalıcı hal hatası X ekseninde en fazla $0,025\text{ m}$, Y ekseninde en fazla $0,02\text{ m}$ ve Z ekseninde ise en fazla $0,025\text{ m}$ kalıcı hal hatası olmuştur. Fakat konum hatası, referans sinyalin başlamasından yerleşme zamanına kadar olan sürede Simülasyon Modeli 1'e göre azalmıştır. Simülasyon Modeli 1'de kalıcı hal hatası olmamasına rağmen bu modelde kalıcı hal hatası görülmüştür. Şekil 5.61'de referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.62'de lineer hız, Şekil 5.63'te ölçülen Euler açıları ve Şekil 5.64'te konum hata grafiği verilmiştir. V_X en fazla $0,3\text{ m/s}$, V_Y $0,2\text{ m/s}$ sabit ve V_Z ise en fazla $0,4\text{ m/s}$ olarak ölçülmüştür. Şekil 5.63'te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır. Yine bu modelde Simülasyon Modeli 1'de olduğu gibi lineer hız arttıkça yerleşme süresi içinde (3 saniye) konum hatası da artmıştır.



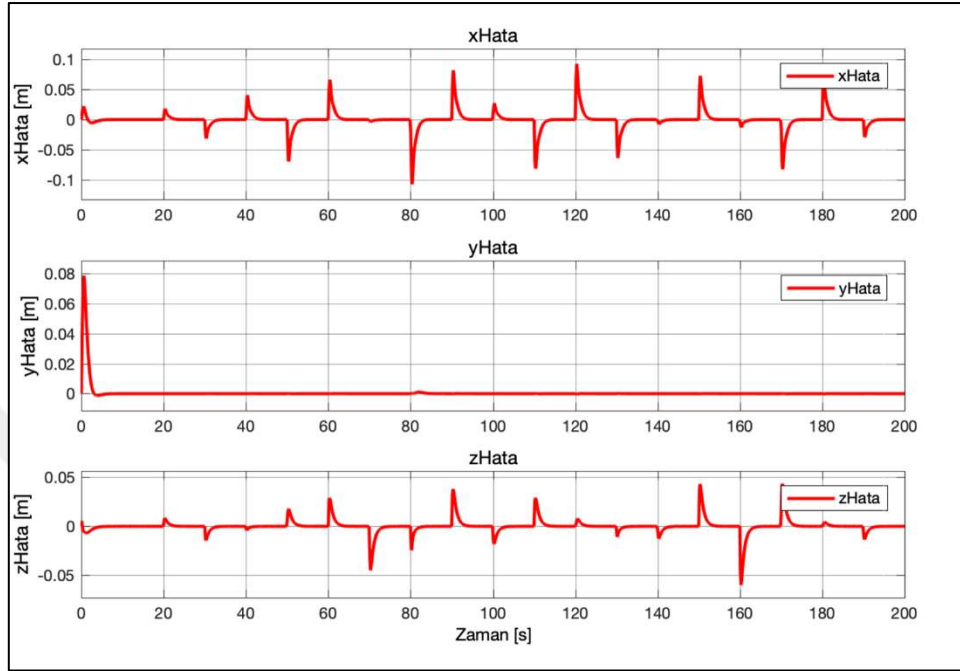
Şekil 5.57. Simülasyon 8 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



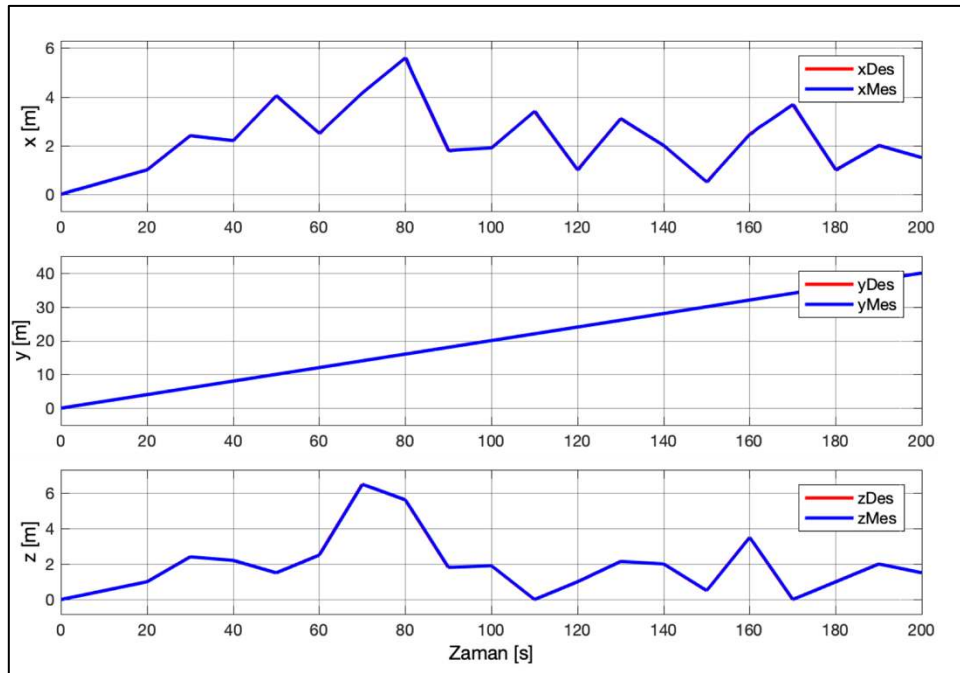
Şekil 5.58. Simülasyon 8 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



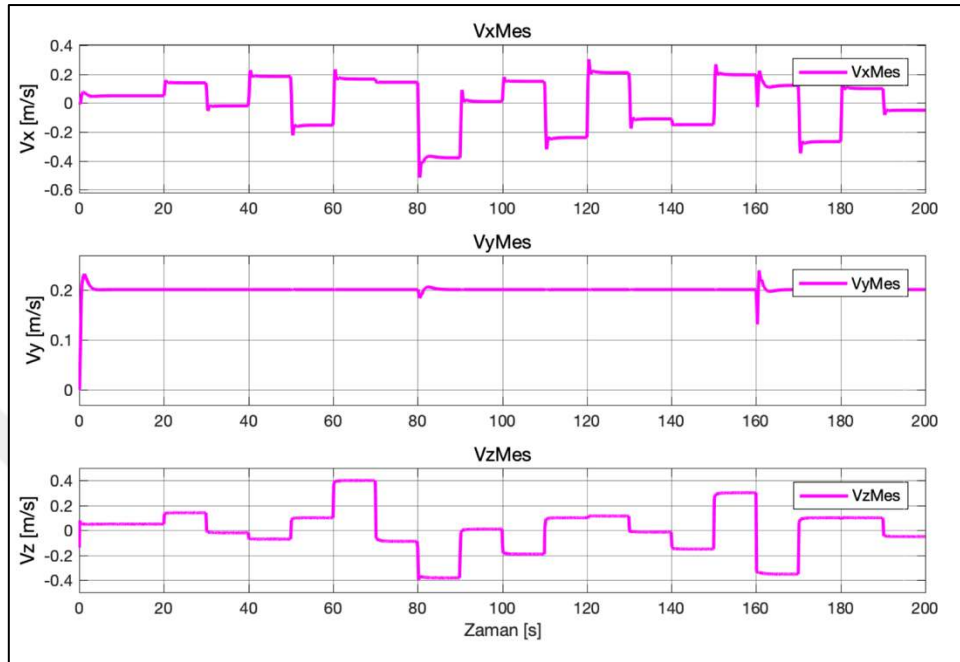
Şekil 5.59. Simülasyon 8 Model 1 ölçülen Euler açıları.



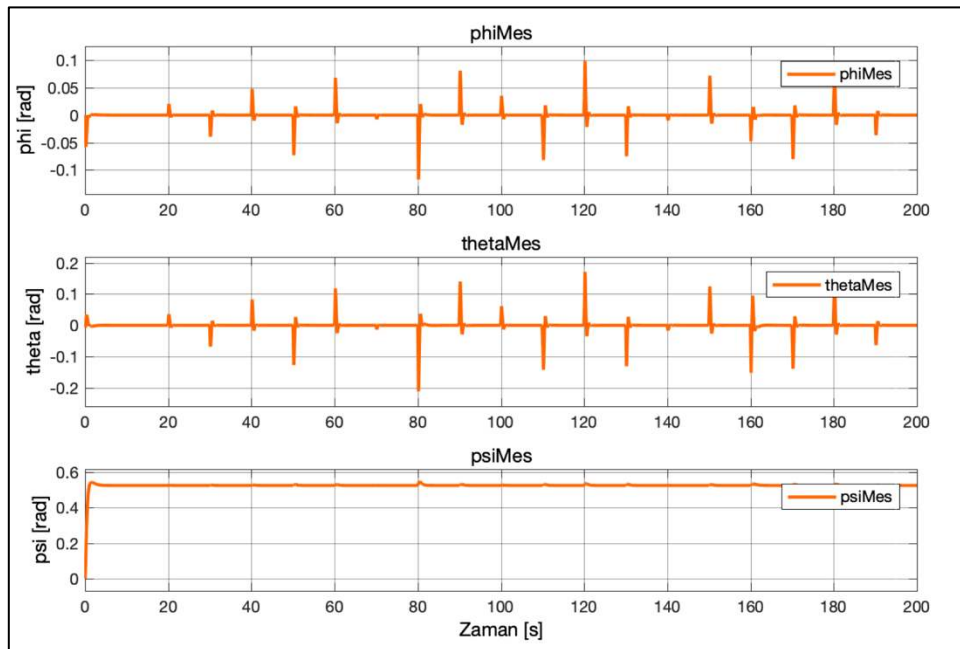
Şekil 5.60. Simülasyon 8 Model 1 konum hata sinyalleri.



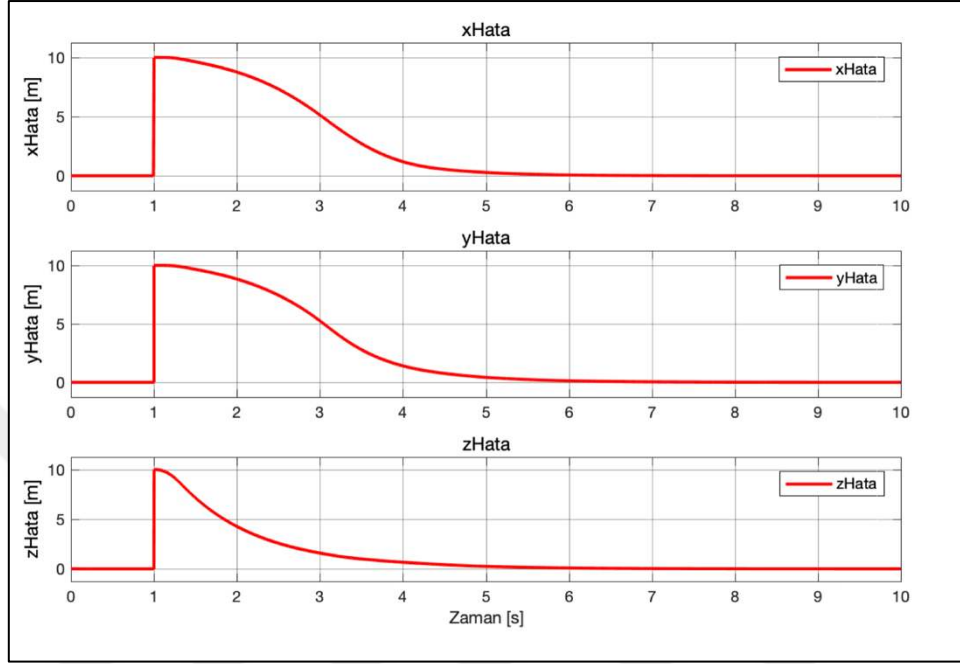
Şekil 5.61. Simülasyon 8 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.62. Simülasyon 8 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.63. Simülasyon 8 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.64. Simülasyon 8 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.9. Simülasyon 9

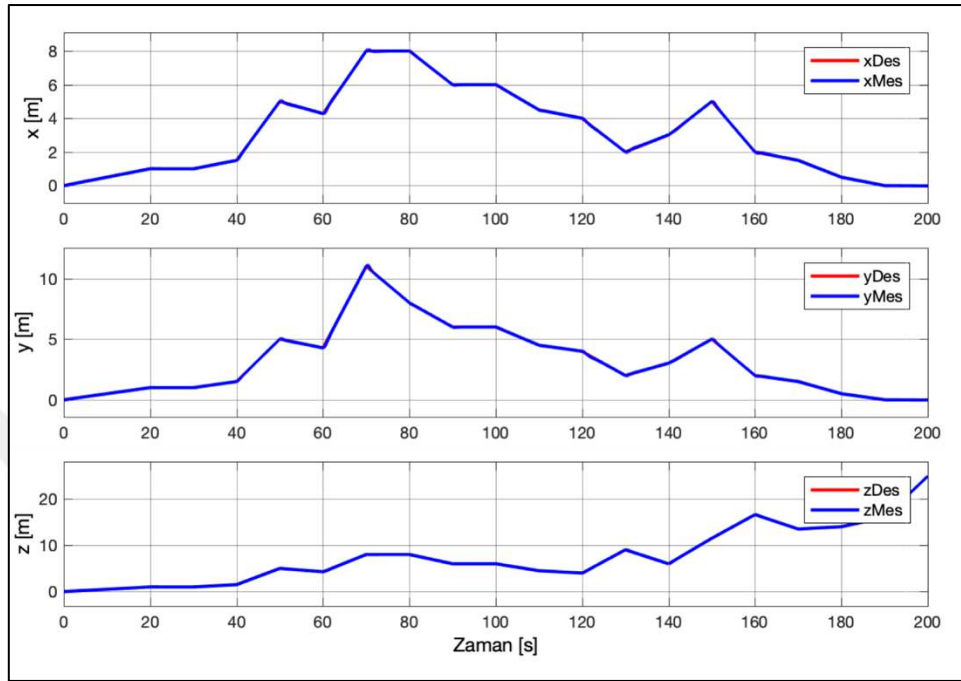
Simülasyon 9’da X , Y ve Z ekseninde her 10 saniyede değişen ve farklı lineer hızlara sahip referans sinyali uygulanmıştır.

5.9.1. Simülasyon Modeli 1

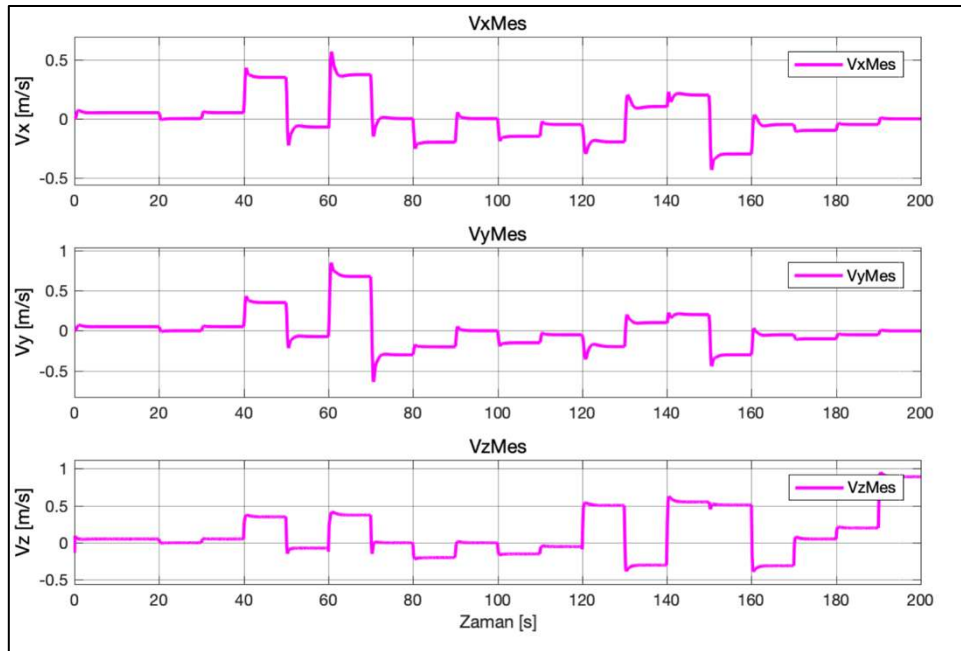
Şekil 5.68’deki hata grafiğinde X ekseninde en fazla 0,12 m hata, Y ekseninde en fazla 0,19 m hata, Z ekseninde ise en fazla 0,07 m hata meydana gelmiştir. Referans sinyalin değiştiği andan itibaren yerleşme süresinden sonra (3 saniye) X , Y ve Z eksenlerinde kalıcı hal hatası %0 olmuştur. Şekil 5.65’te referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.66’da lineer hız, Şekil 5.67’de ölçülen Euler açıları ve Şekil 5.68’de konum hata grafiği verilmiştir. V_X en fazla 0,52 m/s , V_Y en fazla 0,8 m/s ve V_Z ise en fazla 0,9 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.67’de ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır. Lineer hız arttıkça yerleşme süresi içinde (3 saniye) konum hatası da artmıştır. Fakat yerleşme süresinden sonra kalıcı hal hatası olmamıştır.

5.9.2. Simülasyon Modeli 2

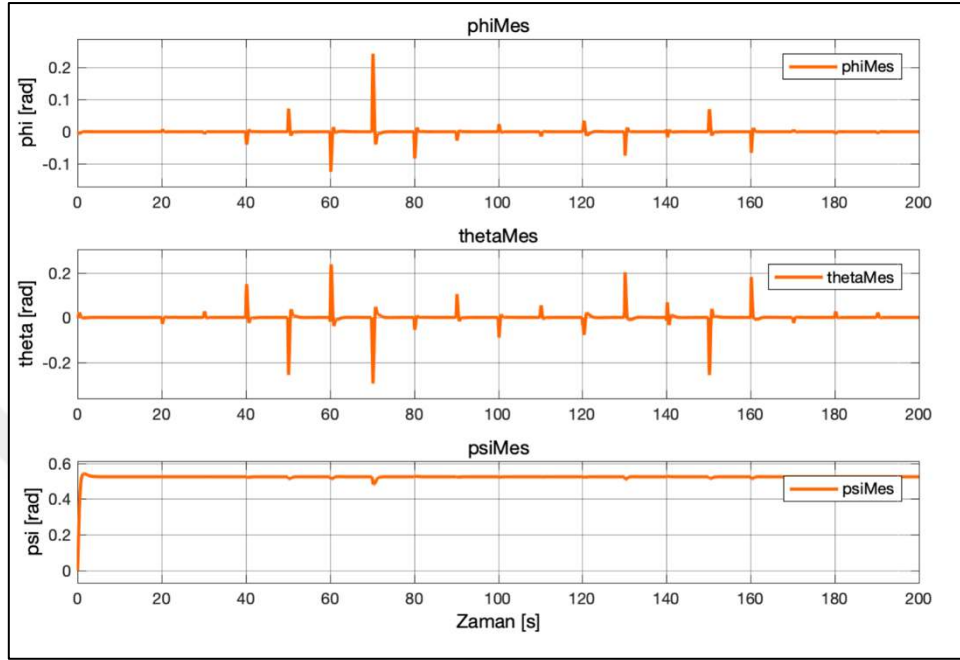
Şekil 5.72’de hata grafiğinde her yerleşme süresi içinde X ekseninde en fazla 0,15 m , Y ekseninde en fazla 0,11 m ve Z ekseninde ise en fazla 0,09 m konum hatası olmuştur. Yerleşme süresinden sonra ise kalıcı hal hatası X ekseninde en fazla 0,04 m , Y ekseninde en fazla 0,06 m ve Z ekseninde ise en fazla 0,05 m kalıcı hal hatası olmuştur. Simülasyon Modeli 1’de kalıcı hal hatası olmamasına rağmen bu modelde kalıcı hal hatası görülmüştür. Fakat Simülasyon Modeli 1’e göre Z ekseninde yerleşme süresi içinde daha az hata olmuştur. Şekil 5.69’da referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.70’te lineer hız, Şekil 5.71’de ölçülen Euler açıları ve Şekil 5.72’de konum hata grafiği verilmiştir. V_X en fazla 0,5 m/s , V_Y en fazla 0,7 m/s sabit ve V_Z ise en fazla 0,9 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.63’te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır. Yine bu modelde Simülasyon Modeli 1’de olduğu gibi lineer hız arttıkça yerleşme süresi içinde (3 saniye) konum hatası da artmıştır.



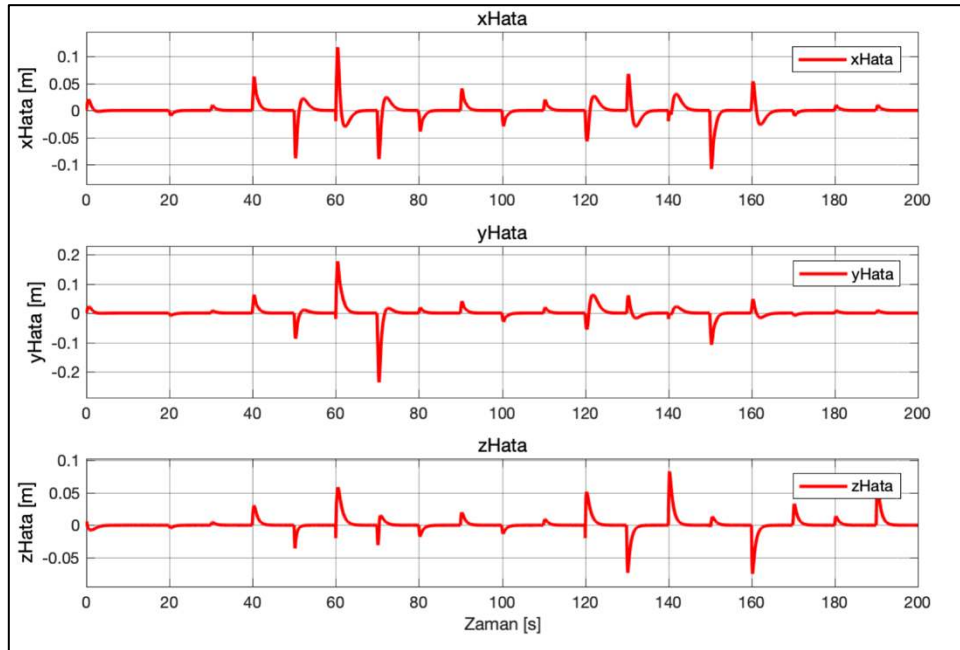
Şekil 5.65. Simülasyon 9 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



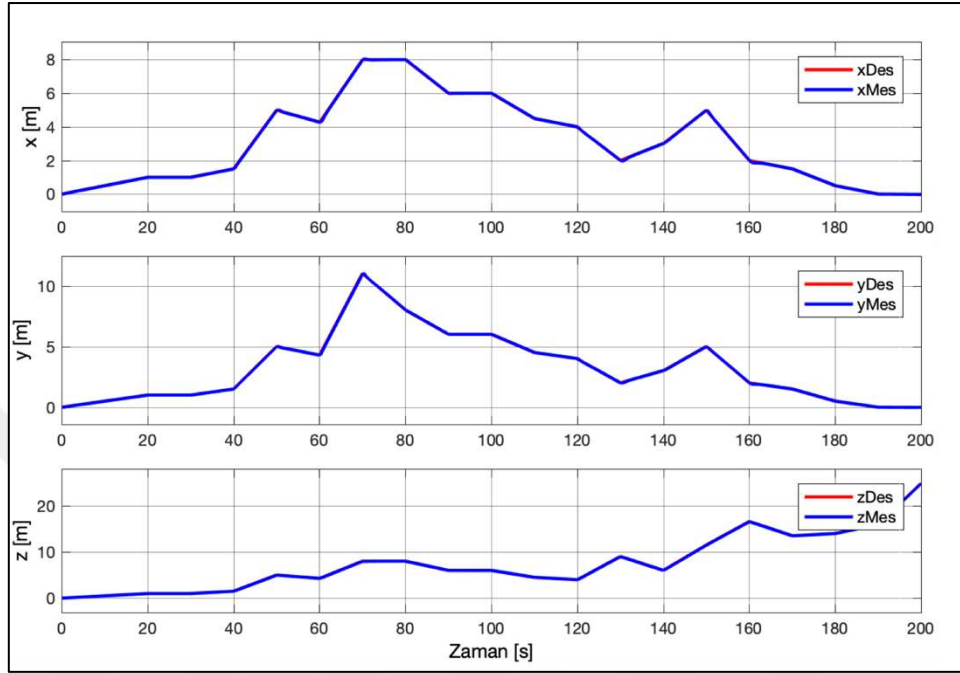
Şekil 5.66. Simülasyon 9 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



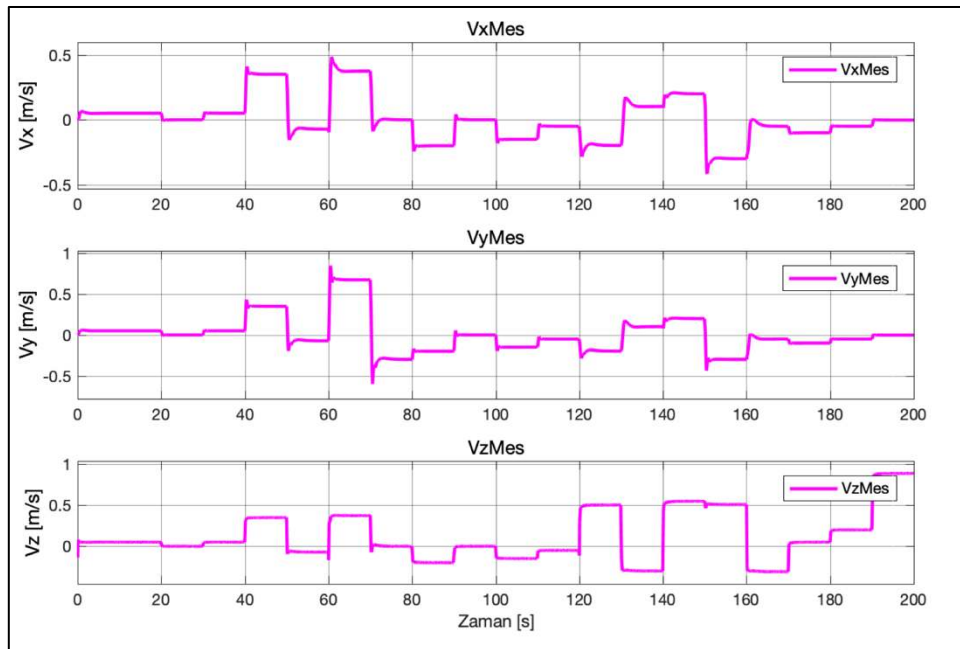
Şekil 5.67. Simülasyon 9 Model 1 ölçülen Euler açıları.



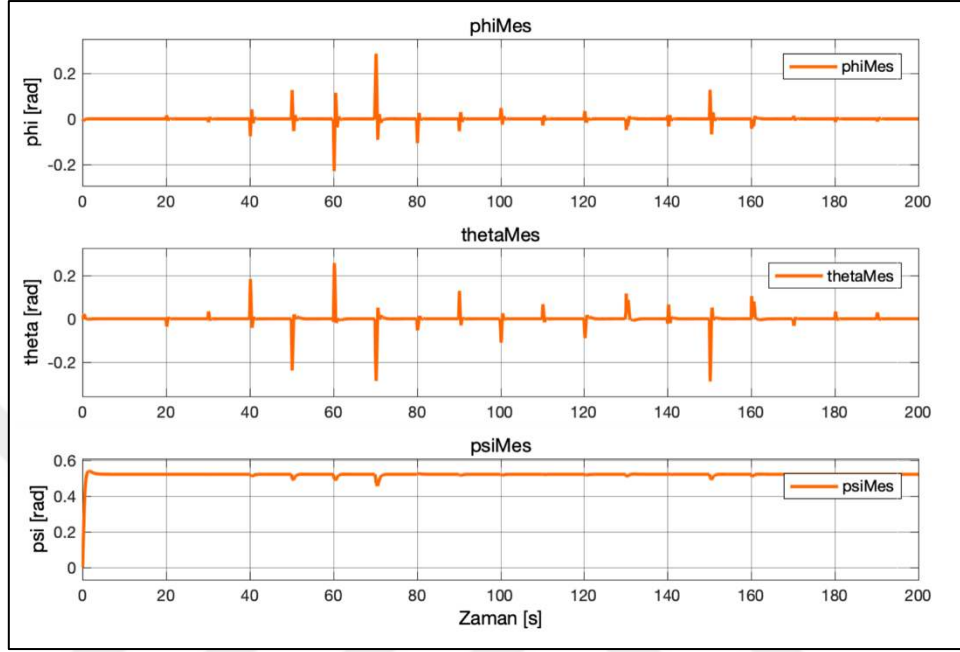
Şekil 5.68. Simülasyon 9 Model 1 konum hata sinyalleri.



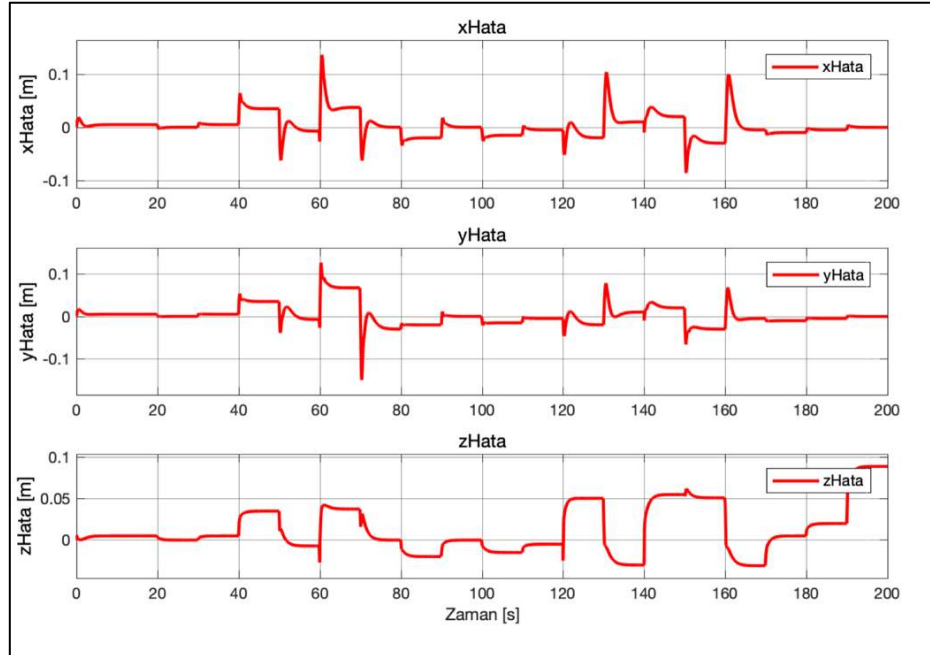
Şekil 5.69. Simülasyon 9 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.70. Simülasyon 9 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.71. Simülasyon 9 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.72. Simülasyon 9 Model 2 konum hata sinyalleri.

5.10. Simülasyon 10

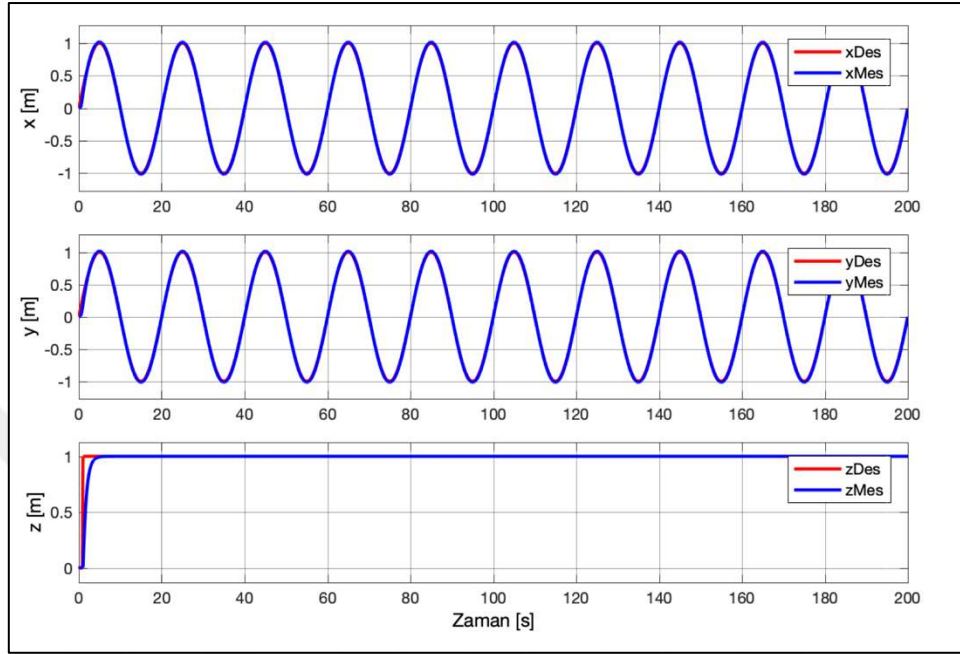
Simülasyon 10'da X ve Y eksenlerinde sinüzoidal sinyal ve Z ekseninde adım referans sinyali uygulanmıştır.

5.10.1. Simülasyon Modeli 1

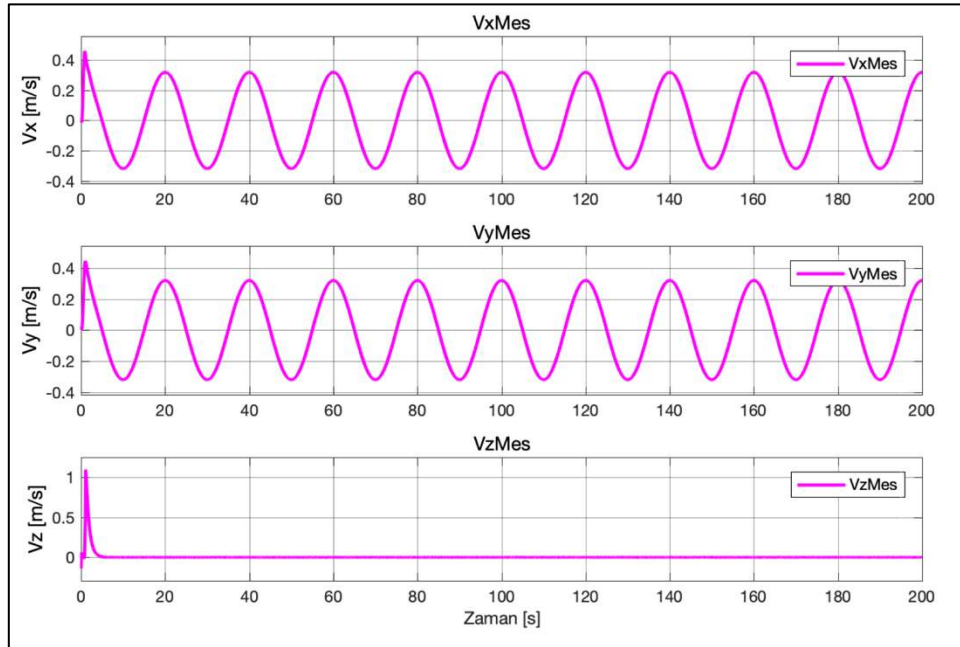
Şekil 5.76'da hata grafiğinde X ve Y eksenlerinde en fazla $0,02 \text{ m}$ (%2) hata ve Z ekseninde ise kalıcı hal hatası olmamıştır. Şekil 5.73'te referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.74'te lineer hız, Şekil 5.75'te ölçülen Euler açıları ve Şekil 5.76'da konum hata grafiği verilmiştir. V_X ve V_Y en fazla $0,3 \text{ m/s}$ ve V_Z ise en fazla 1 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.75'te ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.

5.10.2. Simülasyon Modeli 2

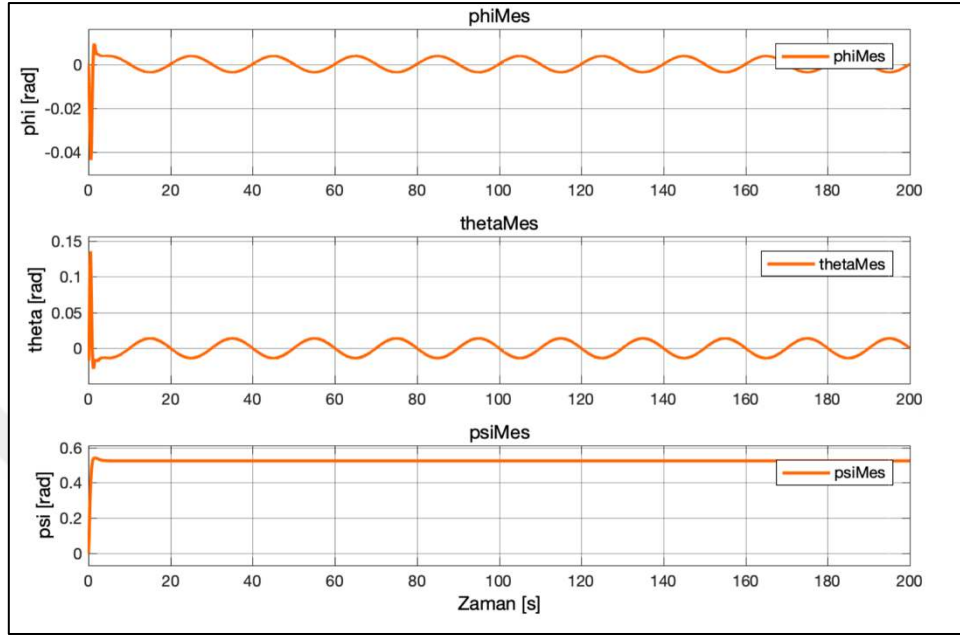
Şekil 5.80'de hata grafiğinde X ve Y eksenlerinde en fazla $0,035 \text{ m}$ (%3,5) hata ve Z ekseninde ise kalıcı hal hatası $0,01 \text{ m}$ (%1) ölçülmüştür. Şekil 5.77'de referans ve ölçülen konum sinyalleri, Şekil 5.78'de lineer hız, Şekil 5.79'da ölçülen Euler açıları ve Şekil 5.80'de konum hata grafiği verilmiştir. V_X ve V_Y en fazla $0,3 \text{ m/s}$ ve V_Z ise en fazla 1 m/s olarak ölçülmüştür. Şekil 5.79'da ψ_{Mes} 1. saniyede $\pi/6$ olmuş ve sabit kalmıştır.



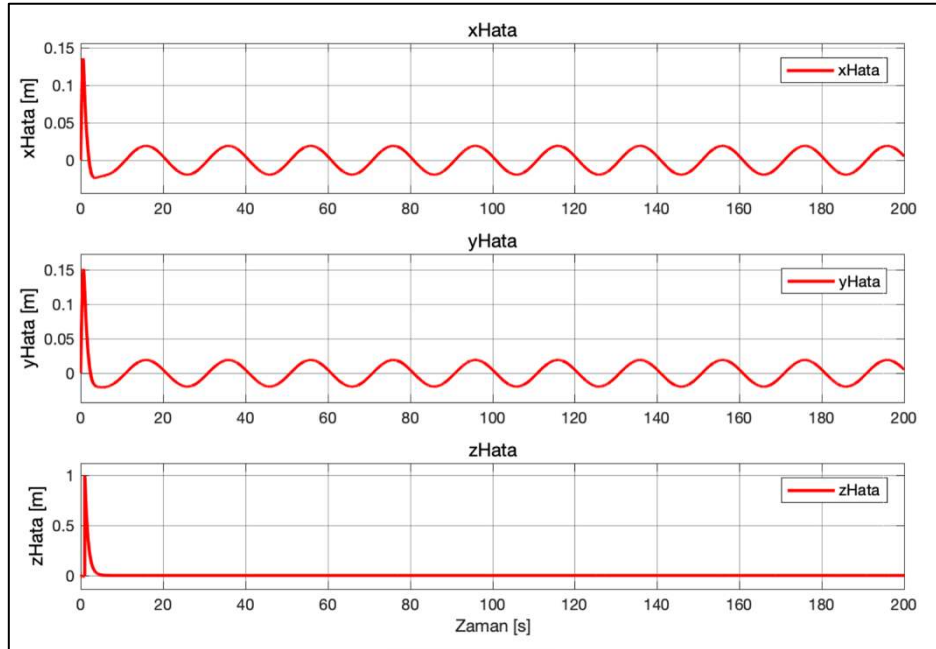
Şekil 5.73. Simülasyon 10 Model 1 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



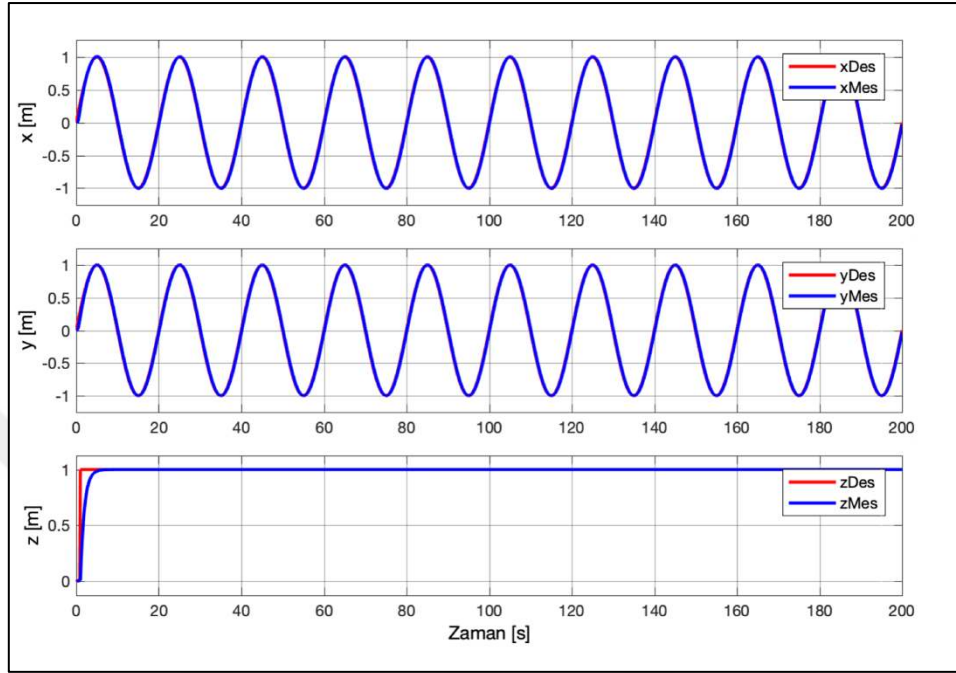
Şekil 5.74. Simülasyon 10 Model 1 ölçülen lineer hız sinyalleri.



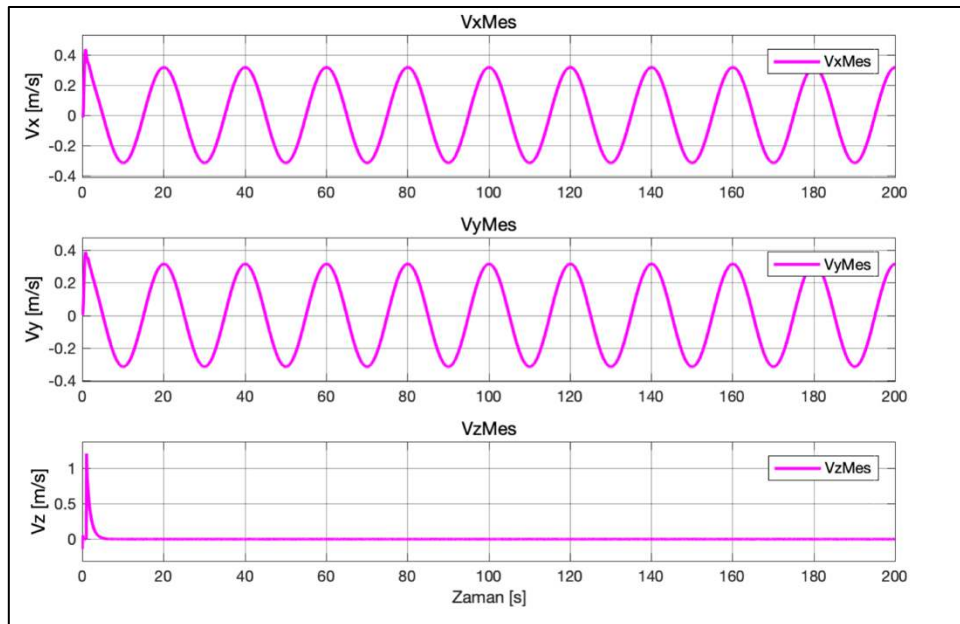
Şekil 5.75. Simülasyon 10 Model 1 ölçülen Euler açıları.



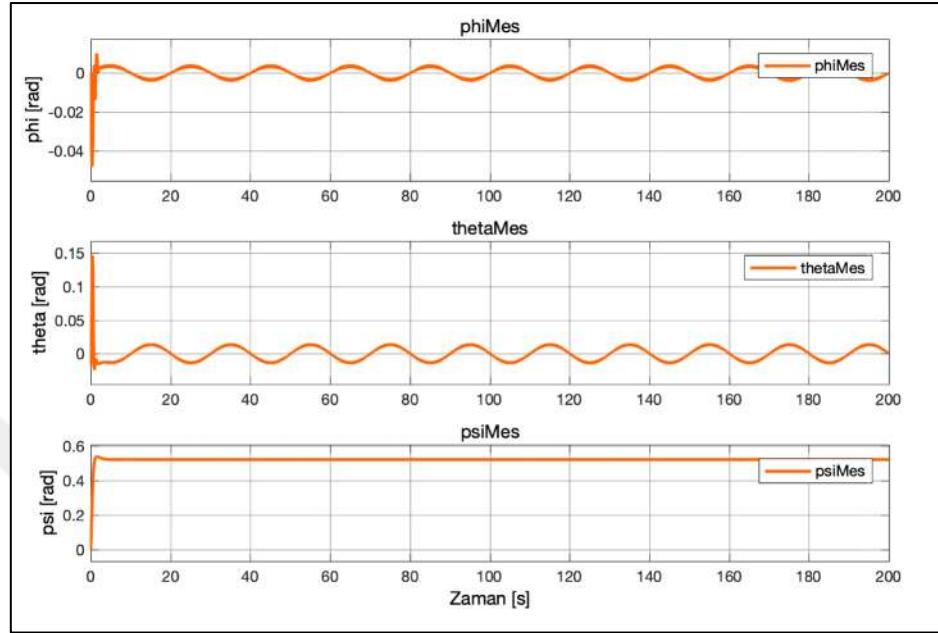
Şekil 5.76. Simülasyon 10 Model 1 konum hata sinyalleri.



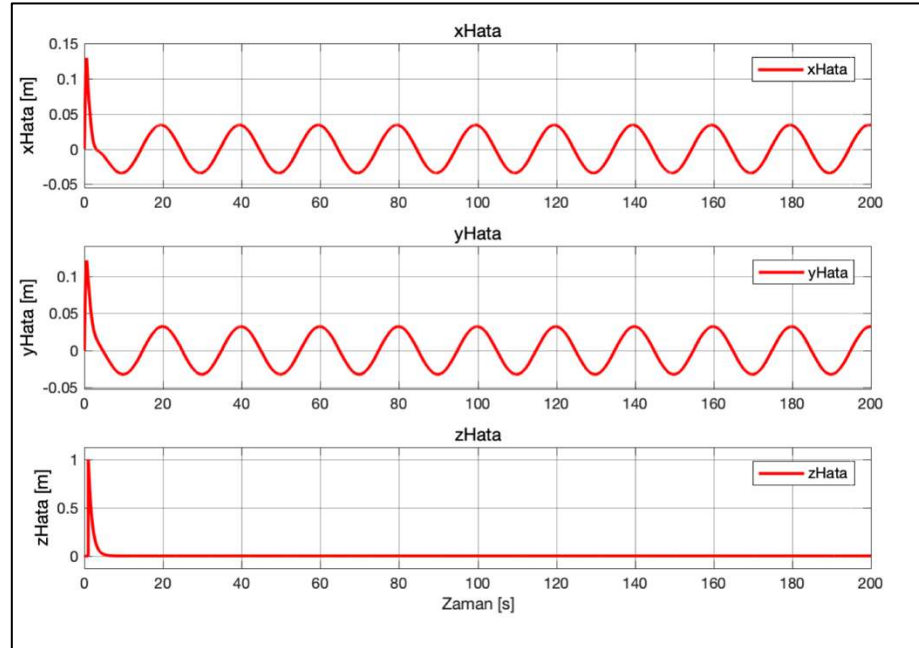
Şekil 5.77. Simülasyon 10 Model 2 referans ve ölçülen konum sinyalleri.



Şekil 5.78. Simülasyon 10 Model 2 ölçülen lineer hız sinyalleri.



Şekil 5.79. Simülasyon 10 Model 2 ölçülen Euler açıları.



Şekil 5.80. Simülasyon 10 Model 2 konum hata sinyalleri.

6. SONUÇLAR

Bu çalışmada tasarlanan 2 adet simülasyon modelinde 10 adet simülasyon yapılmış ve referans ve ölçülen konum sinyalleri, ölçülen lineer hız sinyalleri, ölçülen Euler açıları ve ölçülen konum hata sinyalleri verilmiştir. Elde edilen simülasyon sonuçlarına göre quadrotor, en fazla 5 m/s hızlarda yörünge takibini garanti etmiştir. 1. ve 2. simülasyon modellerinde yerleşme süresi 3 ile 4 saniye arasında olmuştur. Quadrotorun lineer hızı arttığında yerleşme süresi içindeki konum hata oranı artmıştır. 1. simülasyon modelinde yerleşme süresinden sonra kalıcı hal hatası olmamıştır (sinüzoidal referans sinyali uygulanan simülasyonlar hariç). 2. simülasyon modelinde yerleşme süresinden sonra lineer hızın %5'i kadar kalıcı hal hatası oluşmuştur. Giriş referans sinyali lineer olan simülasyonlarda, yerleşme süresi içinde 2. simülasyon modelinde konum hatası 1. simülasyon modelinden daha az ölçülmüştür. Hız kontrolcü olan 2. simülasyon modelinin tek avantajı lineer referans sinyali uygulanan simülasyonlarda yerleşme süresi içindeki hatayı azaltmasıdır. Dolayısıyla 1. simülasyon modeli en fazla %5 hata ile iyi bir performans göstermiştir. Ayrıca yerleşme süresinden sonra kalıcı hal hatası oluşturmamıştır. 2. simülasyon modelinin yalnızca yerleşme süresi boyunca kullanılması ve yerleşme süresinden sonra ise kalıcı hal hatasının olmaması için 1. simülasyon modelinin kullanılması daha iyi sonuçlar vermiştir.

Subudhi ve Ezhilarasi (2018) yaptıkları çalışmada quadrotorun yörünge takibi için ilk olarak adım referans sinyali uygulamışlar ve quadrotorun X , Y ve Z eksenlerinde 1 metrede olmasını istemişlerdir. X ve Y eksenlerinde yerleşme zamanını yaklaşık 7s ve Z ekseninde ise yerleşme zamanını 2s olarak ölçmüşlerdir. Yerleşme zamanından sonra kalıcı hal hatasını ise %0 bulmuşlardır. İkinci olarak sinüzoidal referans sinyali uygulamışlar ve yaklaşık %6-%7 kalıcı hal hatası ölçmüşlerdir. Bu çalışmada adım referans sinyali uygulandığında yerleşme süresi, X ve Y eksenlerinde %57 daha kısa (yerleşme süresi 3s) olmuştur. Ancak Z ekseninde Subudhi ve Ezhilarasi (2018)'nin çalışmasında yerleşme süresi %30 daha kısa (2s) ölçülmüştür. Kalıcı hal hatası ise bu çalışmadaki Simülasyon Modeli 1'deki sonuçlar Subudhi ve Ezhilarasi (2018)'nin yaptığı çalışmadaki sonuçlarla (%0) aynı ölçülmüştür. Sinüzoidal referans sinyali uygulandığında ise bu çalışmada en fazla %5 hata ölçülmüş ve Subudhi ve Ezhilarasi (2018)'nin çalışmasından %1-2 daha az hata oluşmuştur.

KAYNAKLAR DİZİNİ

- Abdelkhalek, M.A., S.El-Demerdash, M., A.El-Tahan, A., N.Dief, T. (2015). Attitude Stability of Quadcopter Using Classic Control with Angular Acceleration. *IRACST-International Journal of Computer Science and Information Technology & Security (IJCSITS)*, Cilt 5, Sayı 4
- Akyol P. (2017). Disturbance Rejection and Attitude Control of Quadrotor with LQG. M.Sc., Başkent University, Institute of Science and Engineering, 7
- Akyüz S. (2013). Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı (Quadrotor)'nın PD ve Bulanık Kontrolcü Tasarımı ve Benzetim Uygulaması. Yüksek Lisans Tezi, Ege Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 5
- Ali, S., Gueaieb, W. (2010). Intelligent Flight Control of an Autonomous Quadrotor. *Motion Control*, doi:10.5772/6968
- Antonio-Toledo, M. E., Sanchez, E. N., Alanis, A. Y., Flórez, J. A., Perez-Cisneros, M. A. (2018). Real-Time Integral Backstepping with Sliding Mode Control for a Quadrotor UAV. *IFAC-PapersOnLine*, Cilt 51, Sayı 13, 549-554
- Atmeh, G., Subbarao, K. (2016). A Dynamic Neural Network with Feedback for Trajectory Generation. *IFAC-PapersOnLine*, 49(1), 367-372
- Bayrakçeken M. K. (2013). Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü. Doktora Tezi, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 3
- Bemporad, A., Pascucci, C. A., Rocchi, C. (2009). Hierarchical and Hybrid Model Predictive Control of Quadcopter Air Vehicles. *IFAC Proceedings Volumes*, 42(17), 14-19
- Benallegue, A., Mokhtari, A., Fridman, L. (2008). High-order sliding-mode observer for a quadrotor UAV. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 18(4-5), 427-440
- Bouabdallah S. (2007). Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying. Ph.D., Pour L'obtention Du Grade De Docteur Ès Sciences, École Polytechnique Fédérale De Lausanne, 15
- Bouabdallah S., Noth A., Siegwart R. (2004). PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. Proceedings of 2004 IEEE/RSJ International Conference On Intelligent Robots and Systems, September 28-October 2
- Bresciani T. (2008). Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. M.Sc., Department of Automatic Control, Lund University, 8
- Castillo, P., Lozano, R., Dzul, A. E. (2005) Modelling and Control of Mini-Flying Machines. *Springer London*, 81-119
- Chehadeh M. S., Boiko I. (2018). Design of Rules for In-Flight Non-Parametric Tuning of PID Controllers for Unmanned Aerial Vehicles. *Journal of the Franklin Institute*, S0016-0032(18)30660-4

KAYNAKLAR DİZİNİ(devam)

- Chingozha, T., Nyandoro, O. (2014). Adaptive Sliding Backstepping Control of Quadrotor UAV Attitude. *IFAC Proceedings Volumes*, 47(3), 11043-11048
- Chovancová, A., Fico, T., Chovanec, L., Hubinsk, P. (2014). Mathematical Modelling and Parameter Identification of Quadrotor (a survey). *Procedia Engineering*, 96, 172-181
- Cibiraj, N., Varatharajan, M. (2017). Chattering reduction in sliding mode control of quadcopters using neural networks. *Energy Procedia*, 117, 885-892
- Das, A., Lewis, F., Subbarao, K. (2009). Dynamic inversion with zero-dynamics stabilisation for quadrotor control. *IET Control Theory & Applications*, 3(3), 303-314
- Das, H. (2018). Dynamic Inversion Control of Quadrotor with a Suspended Load. *IFAC-PapersOnLine*, Cilt 51, Sayı 1, 172-177
- Das, H., Sridhar, K., Padhi, R. (2018). Bio-inspired Landing of Quadrotor using Improved State Estimation. *IFAC-PapersOnLine* Cilt 51, Sayı 1, 462-467
- Dierks, T., Jagannathan, S. (2010). Output Feedback Control of a Quadrotor UAV Using Neural Networks. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 21(1), 50-66
- Domingos, D., Camargo, G., Gomide, F. (2016). Autonomous Fuzzy Control and Navigation of Quadcopters. *IFAC-PapersOnLine*, 49(5), 73-78
- Domingues, J. M. B. (2009). Quadrotor Prototype. Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, 2
- Dong, W., Gu, G., Zhu, X., Ding H. (2013). Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Aerodynamic Concepts. *World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, Cilt 7, Sayı 5
- ElKholy H. T. M. N. (2014). Dynamic Modeling and Control of a Quadrotor Using Linear and Nonlinear Approaches". M.Sc., The American University in Cairo, School Of Sciences and Engineering, 14
- Falconi, R., Melchiorri, C. (2012). Dynamic Model and Control of an Over-actuated Quadrotor UAV. *IFAC Proceedings Volumes*, 45(22), 192-197
- Fang, Z., Gao, W. (2011). Adaptive integral backstepping control of a Micro-Quadrotor. 2011 2nd International Conference on Intelligent Control and Information Processing
- Ferrarese G., Giulietti F., Avanzini G. (2013). Modeling and Simulation of a Quad-Tilt Rotor Aircraft. 2nd IFAC Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems, November 20-22
- Garcia-Aunon, P., Peñas, M. S., de la Cruz García, J. M. (2017). Parameter selection based on fuzzy logic to improve UAV path-following algorithms. *Journal of Applied Logic*, 24, 62-75

KAYNAKLAR DİZİNİ(devam)

- Ghazbi, S. N., Akbari A. A., GharibM. R. (2014). Quadrotor: Fully Dynamic Modeling, Nonlinear Simulation and Control Of Attitudes”. *Indian J.Sci.Res.*1(2), 759-769
- Güney M. A. (2013). A New Coordination Framework for Multi-UAV Formation Control. M.Sc., Graduate School of Sabancı University
- J. L. Boiffier (1998). *The dynamics of flight the equations*. John Wiley & Sons
- Lopez, D. P. (2011), Attitude control in Mikrokopter quadrotor, <http://bitsofunderstanding.wordpress.com/category/argos/> (Erişim tarihi: 2 Mart 2019)
- Lotufo, M. A., Colangelo, L., Perez-Montenegro, C., Novara, C., Canuto, E. (2016). Embedded Model Control for UAV Quadrotor via Feedback Linearization. *IFAC-PapersOnLine*, 49(17), 266-271
- Luukkonen T. (2011). Modelling and control of quadcopter. Independent research project in applied mathematics, School of Science, Aalto University, 2
- Murphy, M. D. (2016). A modular virtual laboratory for quadrotor control simulation. *IFAC-PapersOnLine*, 49(6), 93-98
- Nguyen, N. T., Prodan, I., Stoican, F., Lefèvre, L. (2017). Reliable nonlinear control for quadcopter trajectory tracking through differential flatness. *IFAC-PapersOnLine*, 50(1), 6971-6976
- Njinwoua, B. J., VandeWouwer, A. (2018). Cascade attitude control of a quadcopter in presence of motor asymmetr. *IFAC PapersOnLine* 51-4, 113-118
- Noh, J., Song, Y. (2017). A Simulation Study for Practical Control of a Quadrotor. *International Journal of Applied Engineering Research* ISSN 0973-4562 Cilt 12, Sayı 21, 11598-11605
- Oflaz T. (2013). Dört Rotorlu Hava Aracının İrtifa Denetimi İçin Doğrusal Olmayan Denetleyici Tasarımı ve Uygulaması. Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 25
- R. W. Beard (2008). *Quadrotor dynamics and control*. Brigham Young University
- Rastgoftar, H., Taheri, E., Ghasemi, A. H., Atkins, E. M., Girard, A. (2017). Continuum Deformation of a Multi-Quadcopter System in a Payload Delivery Mission. *IFAC-PapersOnLine*, 50(1), 3455-3462
- Rendón, M. A., Martins, F. F. (2017). Path Following Control Tuning for an Autonomous Unmanned Quadrotor Using Particle Swarm Optimization. *IFAC-PapersOnLine*, 50(1), 325-330
- Sabatino F. (2015). Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation. M.Sc., Department of Electrical Engineering, KTH Vetenskap Och Konst, 7
- Sadeghzadeh, I., Abdolhosseini, M., Zhang, Y. M. (2012). Payload Drop Application of Unmanned Quadrotor Helicopter Using Gain-Scheduled PID and Model Predictive Control Techniques. *Lecture Notes in Computer Science*, 386-395

KAYNAKLAR DİZİNİ(devam)

- Sahul, M. P. V., Chander, V. N., Kurian, T. (2014). A novel method on Disturbance Rejection PID Controller for Quadcopter based on Optimization algorithm. *IFAC Proceedings Volumes*, 47(1), 192-199
- Stevanovic, S., Kasac J., Stepanic, J. (2012). Robust Tracking Control of a Quadrotor Helicopter Without Velocity Measurement. *Annals of DAAAM for 2012 & Proceedings of the 23rd International DAAAM Symposium*, Cilt 23, Sayı 1
- Subudhi C. S., Ezhilarasi D. (2018). Modeling and Trajectory Tracking with Cascaded PD Controller for Quadrotor. *International Conference on Robotics and Smart Manufacturing (RoSMa2018)*, *Procedia Computer Science* 133, 952-959
- Tamayo A. J., Ríos C. A., Zannatha J. M. I., Soto S. M. O. (2018). Quadrotor Input-Output Linearization and Cascade Control. *IFAC-PapersOnLine* Cilt 51, Sayı 13, 437-442
- Tesch, D. A., Eckhard, D., Guarienti, W. C. (2016). Pitch and Roll control of a Quadcopter using Cascade Iterative Feedback Tuning. *IFAC-PapersOnLine*, 49(30), 30-35
- Vempati, A. S., Choudhary, V., Behera, L. (2014). Quadrotor: Design, Control and Vision Based Localization. *IFAC Proceedings Volumes*, 47(1), 1104-1110
- Yang, J., Cai, Z., Lin, Q., Wang, Y. (2013). Self-tuning PID control design for quadrotor UAV based on adaptive pole placement control. *2013 Chinese Automation Congress*
- Yang, Y., Yan, Y. (2016). Attitude regulation for unmanned quadrotors using adaptive fuzzy gain scheduling sliding mode control. *Aerospace Science and Technology*, 54, 208-217
- Yiğit Z. (2014). Modeling And Control Of Quadrotor Unmanned Aerial VTOL Vehicle. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 1
- Zuo, Z. (2010). Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor. *IET Control Theory & Applications*, 4(11), 2343-2355

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : ELİTOK Enver
Doğum tarihi ve yeri : 05/11/1990 Maden
e-posta : enver.elitok@dpu.edu.tr

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Doktora		
Yüksek Lisans		
Lisans	Yıldız Teknik Üniversitesi	2013
Lise	Elâzığ Gazi Lisesi	2007

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2014	Kütahya Dumlupınar Üniversitesi	Arş.Gör.

Yabancı Dil : İngilizce (YDS:66,25)