
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

DURUM BAĞIMLI RİCCATİ DENKLEM TABANLI KAYAN KİPLİ DENETLEYİCİNİN ÜÇ SERBETLİK DERECELİ HELİKOPTERE UYGULANMASI

Ümit Müfit GÜZEY

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ARALIK 2017

Ümit Müfit GÜZEY tarafından hazırlanan "DURUM BAĞIMLI RİCCATİ DENKLEM TABANLI KAYAN KİPLİ DENETLEYİCİNİN ÜÇ SERBETLİK DERECELİ HELİKOPTERE UYGULANMASI" adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Gazi Üniversitesi Makina Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Prof. Dr. Metin Uymaz SALAMCI

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum. ...……

Başkan: Prof. Dr. Mehmet Arif ADLI

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum. ……...

Üye: Doç. Dr. İlkay Yavrucuk

Havacılık ve Uzay Anabilim Dalı, Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum. ……...

Tez Savunma Tarihi: 13/12/2017

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

……..……

Prof. Dr. Hadi GÖKÇEN

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Ümit Müfit GÜZEY

13/12/2017

DURUM BAĞIMLI RİCCATİ DENKLEM TABANLI KAYAN KİPLİ DENETLEYİCİNİN ÜÇ SERBETLİK DERECELİ HELİKOPTERE UYGULANMASI

(Yüksek Lisans Tezi)

Ümit Müfit GÜZEY

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Aralık 2017

ÖZET

Tabiatta bulunan birçok fiziksel sistem doğrusal olmayan dinamiğe sahiptir. Endüstriyel uygulamalarda doğrusal olmayan dinamiğe sahip sistemlerin kontrol çalışmalarında gerek klasik kontrol teorisi gerek modern kontrol teorilerini kullanırken sistem öncelikle doğrusallaştırılır. Doğrusal olan dinamik model, sistemi gerçek davranışlarından farklı ifade edebilmektedir. İyi tasarımı yapılan kontrolcü gürbüz olması durumunda, sistem dinamiğindeki belirsizlikleri örtebilir. Ancak dinamikte olan her belirsizlik kontrol çabasını oldukça arttırmaktadır. Bu çalışmada, 3 serbestlik dereceli helikopter deney seti için modern kontrol teorisinin bir çeşidi olan kayan kipli kontrol yöntemi ile tasarım yapılmıştır. Doğrusal ve doğrusal olmayan sistem dinamikler için tasarlanan kontrolcülerin zaman düzlemindeki cevapları irdelenmiştir. Sistem doğrusal olmayan model ile ifade edildiğinde, sistemi kontrol etmek için daha az enerjiye ihtiyaç olduğu ve durağan durum cevabının doğrusal kontrollere göre daha iyi olduğu açıkça görülmüştür. Çalışmada, Kayan Kipli Kontrol yönteminde çatırtı parametresi değişimi, çatırtı problemi çözme yöntemlerinin karşılaştırılması irdelenmiştir. Bunlarla birlikte, kontrol algoritmasının çözülme periyodunun gürbüzlük ve kontrol çabası üzerindeki etkileri incelenmiştir.

Bilim Kodu	:	91418
Anahtar Kelimeler	:	Kontrol Teorisi, Doğrusal Olmayan Sistemler, Kayan Kipli Kontrol, 3 Serbestlik Dereceli Helikopter, Gerçek Zamanlı Kontrol
Sayfa Adedi	:	166
Danışman	:	Prof. Dr. Metin Uymaz SALAMCI

APPLICATION OF STATE DEPENDENT RICCATI EQUATION BASED SLIDING MODE CONTROL TO THREE DEGREE OF FREEDOM HELICOPTER

(M. Sc. Thesis)

Ümit Müfit GÜZEY

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

December 2017

ABSTRACT

In environment, many physical systems have nonlinear dynamics. In industrial applications, control studies of systems having nonlinear dynamics are initially linearized while designing control algorithms using both classic control and modern control theories. Linearized system dynamics can have different behaviors from actual system dynamics. In case of well-designed robust controller uncertainties of system dynamics can be suppressed. On the other hand, any uncertainties increase the controller effort. In this study Sliding mode controller, which is a type of modern control methods, is designed for a 3 degree of freedom helicopter experiment kit which has nonlinear system dynamics. The responses of controllers, which are designed for linear and nonlinear system dynamics, are examined in the time domain. When the system is described as nonlinear, it is clearly seen that steady state responses of the system are better than the responses of linear controllers and less energy is required to control the system. The effect of chattering parameters and comparing of chattering solving methods in sliding mode control are studied. In addition, the effects of the time interval defined in the control loop on the performance and robustness of the system are analyzed.

Science Code	:	91418
Key Words	:	Control Theory, Nonlinear Systems, Sliding Mode Control, 3 Degree of Freedom Helicopter, Real Time Control
Page Number	:	166
Supervisor	:	Prof. Dr. Metin Uymaz SALAMCI

TEŞEKKÜR

Lisans ve yüksek lisans öğrenim hayatım boyunca her türlü karşılaştığım zorluk karşısında maddi, manevi desteğini benden esirgemeyen, değerli vaktini bana ayıran değerli hocam Prof. Dr. Metin Uymaz Salamcı'ya sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışmamda beni bilgi birikimiyle destekleyen, yol gösteren Sinan Özcan'a teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışmasında, aynı sistem üzerinde çalışmalar yaptığımız değerli arkadaşlarım Bedrettin Mahmut Kocagil ve Ahmet Arıcan'a desteklerinden ve yardımlarından ötürü teşekkürlerimi sunarım.

DKTM/2015/07 proje kodu ile Gazi Üniversitesi'ne tezimde çalıştığım deney setini sağlayan Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'ye teşekkürlerimi sunarım.

İlkokul hocalarımdan, üniversitedeki tüm hocalarıma, iş hayatımdaki amirlerimden, arkadaşlarıma kadar bana bugüne kadar bilgi katan herkese teşekkürlerimi sunarım.

Bana her türlü desteği ömrüm boyunca hiçbir zaman esirgemeyen, beni bugünlere getiren sevgili babacığım İsmail Güzey'e, anneciğim Ayşe Güzey'e, beni her zaman motive eden ablacığım Neşe Güzey Beder'e ve kardeşim Mehmet Akif Güzey'e desteklerinden dolayı sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak, her zaman yanımda olan, hayatımın her sürecinde beni destekleyen, bana her konuda inanan, desteklerini hiç esirgemeyen, varlığıyla beni tamamlayan sevgili eşim Tuba Güzey'e sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ x

ŞEKİLLERİN LİSTESİ xi

SİMGELER VE KISALTMALAR xix

1. GİRİŞ 1

2. 3 SERBESTLİK DERECELİ HELİKOPTER DENEY SETİNİN MATEMATİKSEL MODELİ 5

2.1. Yükseliş Hareketi 6

2.2. Yalpa Hareketi 7

2.3. Gezinti Hareketi 7

3. KAYAN KİPLİ KONTROL YÖNTEMİ 11

3.1. Kayma Fonksiyonu Tasarımı 15

3.2. Doğrusal ve Doğrusal Olmayan Kayma Yüzeylerinin Karşılaştırılması 16

3.3. Kayma Yüzeyine Erişmek ve Yüzeyde Kalmak İçin Kontrolcünün Bulunması 17

3.4. Kayma Kipinin Uygulanabilirliği 17

3.5. Kayan Kipli Kontrol Yönteminin Uygulanması İçin Kontrol Yüzeylerinin, Değişken Parametrelerinden Ayrılması 19

3.6. Kontrol Kuralı Tasarımı 21

3.6.1. Düzeltici kontrol girişi 22

3.6.2. Eşdeğer kontrol girişi 22

Sayfa

3.7. Çatırtı Problemi 22

3.8. Kontrolcü Performansının Değerlendirilmesi 25

4. KAYAN KİPLİ KONTROL TASARIMI 27

4.1. Doğrusal Olmayan Matematiksel Model 27

4.1.1. Doğrusal olmayan matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi 27

4.1.2. Doğrusal olmayan matematiksel model referans takibi için durum uzay formunun düzenlenmesi 28

4.2. Doğrusal Matematiksel Model 30

4.2.1. Doğrusal matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi 30

4.2.2. Doğrusal matematiksel model referans takibi için durum uzay formunun düzenlenmesi 32

4.3. Kayan Kipli Kontrol Yönteminin Uygulanması İçin Kontrol Yüzeylerinin, Değişken Parametrelerinden Ayrılması 33

4.3.1. Doğrusal olmayan matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi 35

4.3.2. Doğrusal matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi 37

4.4. Kontrol Kuralı Tasarımı 38

4.5. 3 Serbestlik Dereceli Helikopter Modeli Yörünge Takibi 39

4.5.1. İleri kinematik analiz 40

4.5.2. İleri kinematik ile yörünge tanımlanması 41

4.5.3. Geri kinematik analiz 43

4.5.4. Geri kinematik ile yörünge tanımlamaları 43

4.6. Benzetim Modelinin Tasarımı 45

4.7. Deney Modelinin Tasarımı 46

4.8. Durum Değişken Riccati Denklemi Ayrık Zamanlı Çözüm Algoritması 48

4.9. Filtre Tasarımı 49

Sayfa

5. BENZETİM ve DENEY SONUÇLARI 51

5.1. Benzetim 1: Kontrol Girişinin Uygulama Frekansının Etkisi 54

5.2. Benzetim 2: Çatırtı Parametresinin Değişimi 60

5.3. Benzetim 3: Çatırtı Problemi Çözme Yöntemi 66

5.4. Benzetim 4: Matematiksel Model 72

5.5. Benzetim 5: Yörünge – 1 Takibi 78

5.6. Benzetim 6: Yörünge – 2 Takibi 84

5.7. Deney 1: Kontrol Girişinin Uygulama Frekansının Etkisi 90

5.8. Deney 2: Çatırtı Parametresinin Değişimi 97

5.9. Deney 3: Çatırtı Problemi Çözme Yöntemi 103

5.10. Deney 4: Matematiksel Model 109

5.11. Deney 5: Yörünge – 1 Takibi 116

5.12. Deney 6: Yörünge – 2 Takibi 128

5.13. Deney 7: Minimum Çalışma Frekansı 134

6. SONUÇ VE ÖNERİLER 147

KAYNAKLAR 151

EKLER 155

EK-1: Kayan kipli kontrol fonksiyonu 155

EK-2: Ayrık zamanlı cebirsel riccati denklemi 159

EK-3: Geri kinematik analiz 160

EK-4: İleri kinematik analiz 161

EK-5: Simulink modeli 162

ÖZGEÇMİŞ 166

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 2.1 CIFER Doğrusal Olmayan Model Parametre Değerleri 9

Çizelge 2.2 CIFER Doğrusal Model Parametre Değerleri..... 10

Çizelge 4.1 Denavit-Hartenberg parametreleri 40

Çizelge 5.1 Benzetim 1 performans indisleri..... 59

Çizelge 5.2 Benzetim 2 performans indisleri..... 65

Çizelge 5.3 Benzetim 3 performans indisleri..... 71

Çizelge 5.4 Benzetim 4 performans indisleri..... 78

Çizelge 5.5 Benzetim 5 performans indisleri..... 84

Çizelge 5.6 Benzetim 6 performans indisleri..... 90

Çizelge 5.7 Deney 1 performans indisleri..... 96

Çizelge 5.8 Deney 2 performans indisleri..... 102

Çizelge 5.9 Deney 3 performans indisleri..... 108

Çizelge 5.10 Deney 4 performans indisleri..... 115

Çizelge 5.11 Deney 5 performans indisleri..... 127

Çizelge 5.12 Deney 6 performans indisleri..... 133

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 2.1 3 Serbestlik dereceli helikopterin bileşenleri 5

Şekil 2.2 3 Serbestlik dereceli helikopterin hareket eksenleri 6

Şekil 2.3 3 Serbestlik dereceli helikopterin hareket eksenleri 7

Şekil 3.1 İkinci dereceden bir sistemde kayan kipli kontrolde evreler 11

Şekil 3.2 Orijinde kararsız denge noktası 13

Şekil 3.3 Orijinde eyer denge noktası 13

Şekil 3.4 Asimptotik olarak denge 14

Şekil 3.5 Seçilen kayma yüzeyi eğrisi 14

Şekil 3.6 Kayma fonksiyonunun önemi 16

Şekil 3.7 Doğrusal olmayan ve doğrusal olan kayma yüzeyleri 16

Şekil 3.8 İşaret fonksiyonu 23

Şekil 3.9 Doyum fonksiyonu 23

Şekil 3.10 Hiperbolik teğet fonksiyonu 24

Şekil 3.11 Yumuşatılmış işaret fonksiyonu 24

Şekil 4.1 3 Eksenli helikopter modelinin koordinat eksenleri 39

Şekil 4.2 Yükseliş ekseni yörüngesi 41

Şekil 4.3 Gezinti ekseni yörüngesi 42

Şekil 4.4 Hedef nokta yörüngesi 42

Şekil 4.5 Yörünge-1 44

Şekil 4.6 Yörünge-2 44

Şekil 4.7 Benzetim modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-1 45

Şekil 4.8 Benzetim modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-2 46

Şekil 4.9 Deney modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-1 47

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.10 Deney modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-2 47

Şekil 4.11 Durum değişken riccati denklemi ayrık zamanlı çözüm algoritması 49

Şekil 5.1 Benzetim 1 yükseliş eksen konumu 54

Şekil 5.2 Benzetim 1 yükseliş eksen konum hatası 54

Şekil 5.3 Benzetim 1 yalpa eksen konumu 55

Şekil 5.4 Benzetim 1 gezinti eksen konumu 55

Şekil 5.5 Benzetim 1 gezinti eksen konum hatası 56

Şekil 5.6 Benzetim 1 yükseliş eksen hızı 56

Şekil 5.7 Benzetim 1 yalpa eksen hızı 57

Şekil 5.8 Benzetim 1 gezinti eksen hızı 57

Şekil 5.9 Benzetim 1 ön motor kontrol girişi 58

Şekil 5.10 Benzetim 1 arka motor kontrol girişi 58

Şekil 5.11 Benzetim 1 yörünge takibi 59

Şekil 5.12 Benzetim 2 yükseliş eksen konumu 60

Şekil 5.13 Benzetim 2 yükseliş eksen konum hatası 60

Şekil 5.14 Benzetim 2 yalpa eksen konumu 61

Şekil 5.15 Benzetim 2 gezinti eksen konumu 61

Şekil 5.16 Benzetim 2 gezinti eksen konum hatası 62

Şekil 5.17 Benzetim 2 yükseliş eksen hızı 62

Şekil 5.18 Benzetim 2 yalpa eksen hızı 63

Şekil 5.19 Benzetim 2 gezinti eksen hızı 63

Şekil 5.20 Benzetim 2 ön motor kontrol girişi 64

Şekil 5.21 Benzetim 2 arka motor kontrol girişi 64

Şekil 5.22 Benzetim 2 yörünge takibi 65

Şekil **Sayfa**

Şekil 5.23 Benzetim 3 Yükseliş eksen konumu 66
Şekil 5.24 Benzetim 3 yükseliş eksen konum hatası 66
Şekil 5.25 Benzetim 3 yalpa eksen konumu 67
Şekil 5.26 Benzetim 3 gezinti eksen konumu 67
Şekil 5.27 Benzetim 3 gezinti eksen konum hatası 68
Şekil 5.28 Benzetim 3 yükseliş eksen hızı 68
Şekil 5.29 Benzetim 3 yalpa eksen hızı 69
Şekil 5.30 Benzetim 3 gezinti eksen hızı 69
Şekil 5.31 Benzetim 3 ön motor kontrol girişi 70
Şekil 5.32 Benzetim 3 arka motor kontrol girişi 70
Şekil 5.33 Benzetim 3 yörünge takibi 71
Şekil 5.34 Benzetim 4 yükseliş eksen konumu 72
Şekil 5.35 Benzetim 4 yükseliş eksen konum hatası 73
Şekil 5.36 Benzetim 4 yalpa eksen konumu 73
Şekil 5.37 Benzetim 4 gezinti eksen konumu 74
Şekil 5.38 Benzetim 4 gezinti eksen konum hatası 74
Şekil 5.39 Benzetim 4 yükseliş eksen hızı 75
Şekil 5.40 Benzetim 4 yalpa eksen hızı 75
Şekil 5.41 Benzetim 4 gezinti eksen hızı 76
Şekil 5.42 Benzetim 4 ön motor kontrol girişi 76
Şekil 5.43 Benzetim 4 arka motor kontrol girişi 77
Şekil 5.44 Benzetim 4 yörünge takibi 77
Şekil 5.45 Benzetim 5 yükseliş eksen konumu 78
Şekil 5.46 Benzetim 5 yükseliş eksen konum hatası 79

Şekil **Sayfa**

Şekil 5.47 Benzetim 5 yalpa eksen konumu 79
Şekil 5.48 Benzetim 5 gezinti eksen konumu 80
Şekil 5.49 Benzetim 5 gezinti eksen konum hatası 80
Şekil 5.50 Benzetim 5 yükseliş eksen hızı 81
Şekil 5.51 Benzetim 5 yalpa eksen hızı 81
Şekil 5.52 Benzetim 5 gezinti eksen hızı 82
Şekil 5.53 Benzetim 5 ön motor kontrol girişi 82
Şekil 5.54 Benzetim 5 arka motor kontrol girişi 83
Şekil 5.55 Benzetim 5 yörünge takibi 83
Şekil 5.56 Benzetim 6 yükseliş eksen konumu 84
Şekil 5.57 Benzetim 6 yükseliş eksen konum hatası 85
Şekil 5.58 Benzetim 6 yalpa eksen konumu 85
Şekil 5.59 Benzetim 6 gezinti eksen konumu 86
Şekil 5.60 Benzetim 6 gezinti eksen konum hatası 86
Şekil 5.61 Benzetim 6 yükseliş eksen hızı 87
Şekil 5.62 Benzetim 6 yalpa eksen hızı 87
Şekil 5.63 Benzetim 6 gezinti eksen hızı 88
Şekil 5.64 Benzetim 6 ön motor kontrol girişi 88
Şekil 5.65 Benzetim 6 arka motor kontrol girişi 89
Şekil 5.66 Benzetim 6 yörünge takibi 89
Şekil 5.67 Deney 1 yükseliş eksen konumu 90
Şekil 5.68 Deney 1 yükseliş eksen konum hatası 91
Şekil 5.69 Deney 1 yalpa eksen konumu 91
Şekil 5.70 Deney 1 gezinti eksen konumu 92

Şekil **Sayfa**

Şekil 5.71 Deney 1 gezinti eksen konum hatası 92
Şekil 5.72 Deney 1 yükseliş eksen hızı..... 93
Şekil 5.73 Deney 1 yalpa eksen hızı 93
Şekil 5.74 Deney 1 gezinti eksen hızı..... 94
Şekil 5.75 Deney 1 ön motor kontrol girişi..... 94
Şekil 5.76 Deney 1 arka motor kontrol girişi..... 95
Şekil 5.77 Deney 1 yörünge takibi..... 95
Şekil 5.78 Deney 2 yükseliş eksen konumu..... 97
Şekil 5.79 Deney 2 yükseliş eksen konum hatası 97
Şekil 5.80 Deney 2 yalpa eksen konumu 98
Şekil 5.81 Deney 2 gezinti eksen konumu..... 98
Şekil 5.82 Deney 2 gezinti eksen konum hatası 99
Şekil 5.83 Deney 2 yükseliş eksen hızı..... 99
Şekil 5.84 Deney 2 yalpa eksen hızı 100
Şekil 5.85 Deney 2 gezinti eksen hızı..... 100
Şekil 5.86 Deney 2 ön motor kontrol girişi..... 101
Şekil 5.87 Deney 2 arka motor kontrol girişi..... 101
Şekil 5.88 Deney 2 yörünge takibi..... 102
Şekil 5.89 Deney 3 yükseliş eksen konumu..... 103
Şekil 5.90 Deney 3 yükseliş eksen konum hatası 103
Şekil 5.91 Deney 3 yalpa eksen konumu 104
Şekil 5.92 Deney 3 gezinti eksen konumu..... 104
Şekil 5.93 Deney 3 gezinti eksen konum hatası 105
Şekil 5.94 Deney 3 yükseliş eksen hızı..... 105

Şekil **Sayfa**

Şekil 5.95 Deney 3 yalpa eksen hızı 106
Şekil 5.96 Deney 3 gezinti eksen hızı 106
Şekil 5.97 Deney 3 ön motor kontrol girişi 107
Şekil 5.98 Deney 3 arka motor kontrol girişi 107
Şekil 5.99 Deney 3 yörünge takibi 108
Şekil 5.100 Deney 4 yükseliş eksen konumu 109
Şekil 5.101 Deney 4 yükseliş eksen konum hatası 110
Şekil 5.102 Deney 4 yalpa eksen konumu 110
Şekil 5.103 Deney 4 gezinti eksen konumu 111
Şekil 5.104 Deney 4 gezinti eksen konum hatası 111
Şekil 5.105 Deney 4 yükseliş eksen hızı 112
Şekil 5.106 Deney 4 yalpa eksen hızı 112
Şekil 5.107 Deney 4 gezinti eksen hızı 113
Şekil 5.108 Deney 4 ön motor kontrol girişi 113
Şekil 5.109 Deney 4 arka motor kontrol girişi 114
Şekil 5.110 Deney 4 yörünge takibi 114
Şekil 5.111 Deney 5 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konumu 116
Şekil 5.112 Deney 5 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konum hatası 116
Şekil 5.113 Deney 5 doğrusal olmayan model yalpa eksen konumu 117
Şekil 5.114 Deney 5 doğrusal olmayan model gezinti eksen konumu 117
Şekil 5.115 Deney 5 doğrusal olmayan model gezinti eksen konum hatası 118
Şekil 5.116 Deney 5 doğrusal olmayan model yükseliş eksen hızı 118
Şekil 5.117 Deney 5 doğrusal olmayan model yalpa eksen hızı 119
Şekil 5.118 Deney 5 doğrusal olmayan model gezinti eksen hızı 119

Şekil **Sayfa**

Şekil 5.119 Deney 5 doğrusal olmayan model ön motor kontrol girişi 120

Şekil 5.120 Deney 5 doğrusal olmayan model arka motor kontrol girişi 120

Şekil 5.121 Deney 5 doğrusal olmayan model yörünge takibi 121

Şekil 5.122 Deney 5 doğrusal model yükseliş eksen konumu 121

Şekil 5.123 Deney 5 doğrusal model yükseliş eksen konum hatası 122

Şekil 5.124 Deney 5 doğrusal model yalpa eksen konumu 122

Şekil 5.125 Deney 5 doğrusal model gezinti eksen konumu 123

Şekil 5.126 Deney 5 doğrusal model gezinti eksen konum hatası 123

Şekil 5.127 Deney 5 doğrusal model yükseliş eksen hızı 124

Şekil 5.128 Deney 5 doğrusal model yalpa eksen hızı 124

Şekil 5.129 Deney 5 doğrusal model gezinti hızı 125

Şekil 5.130 Deney 5 doğrusal model ön motor kontrol girişi 125

Şekil 5.131 Deney 5 doğrusal model arka motor kontrol girişi 126

Şekil 5.132 Deney 5 doğrusal model yörünge takibi 126

Şekil 5.133 Deney 6 yükseliş eksen konumu 128

Şekil 5.134 Deney 6 yükseliş eksen konum hatası 128

Şekil 5.135 Deney 6 yalpa eksen konumu 129

Şekil 5.136 Deney 6 gezinti eksen konumu 129

Şekil 5.137 Deney 6 gezinti eksen konum hatası 130

Şekil 5.138 Deney 6 yükseliş eksen hızı 130

Şekil 5.139 Deney 6 yalpa eksen hızı 131

Şekil 5.140 Deney 6 gezinti eksen hızı 131

Şekil 5.141 Deney 6 ön motor kontrol girişi 132

Şekil 5.142 Deney 6 arka motor kontrol girişi 132

Şekil **Sayfa**

Şekil 5.143 Deney 6 yörünge takibi 133
Şekil 5.144 Deney 7 doğrusal model yükseliş eksen konumu 134
Şekil 5.145 Deney 7 doğrusal model yükseliş eksen konum hatası 134
Şekil 5.146 Deney 7 doğrusal model yalpa eksen konumu 135
Şekil 5.147 Deney 7 doğrusal model gezinti konumu 135
Şekil 5.148 Deney 7 doğrusal model gezinti konum hatası 136
Şekil 5.149 Deney 7 doğrusal model yükseliş eksen hızı 136
Şekil 5.150 Deney 7 doğrusal model yalpa eksen hızı 137
Şekil 5.151 Deney 7 doğrusal model gezinti eksen hızı 137
Şekil 5.152 Deney 7 doğrusal model ön motor kontrol girişi 138
Şekil 5.153 Deney 7 doğrusal model arka motor kontrol girişi 138
Şekil 5.154 Deney 7 doğrusal model yörünge takibi 139
Şekil 5.155 Deney 7 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konumu 139
Şekil 5.156 Deney 7 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konum hatası 140
Şekil 5.157 Deney 7 doğrusal olmayan model yalpa eksen konumu 140
Şekil 5.158 Deney 7 doğrusal olmayan model gezinti eksen konumu 141
Şekil 5.159 Deney 7 doğrusal olmayan model gezinti eksen konum hatası 141
Şekil 5.160 Deney 7 doğrusal olmayan model yükseliş eksen hızı 142
Şekil 5.161 Deney 7 doğrusal olmayan model yalpa eksen hızı 142
Şekil 5.162 Deney 7 doğrusal olmayan model gezinti eksen hızı 143
Şekil 5.163 Deney 7 doğrusal olmayan model ön motor kontrol girişi 143
Şekil 5.164 Deney 7 doğrusal olmayan model arka motor kontrol girişi 144
Şekil 5.165 Deney 7 doğrusal olmayan model yörünge takibi 144

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
$\boldsymbol{A(x)}$	Durum bağımlı sistem matrisi
$\boldsymbol{A^z(z)}$	Kayan kipli kontrol durum bağımlı sistem matrisi
$\boldsymbol{B(x)}$	Durum bağımlı kontrol matrisi
$\boldsymbol{B^z(z)}$	Kayan kipli kontrol durum bağımlı kontrol matrisi
$\boldsymbol{e(t)}$	Hata vektörü
$\boldsymbol{F_D}$	Sürtünme kuvveti
$\boldsymbol{f_ç}$	Çözümleme frekansı
$\boldsymbol{g}$	Yer çekimi ivmesi
$\boldsymbol{J_{xx}}$	x ekseni etrafında atalet momenti
$\boldsymbol{J_{yy}}$	y ekseni etrafında atalet momenti
$\boldsymbol{J_{zz}}$	z ekseni etrafında atalet momenti
$\boldsymbol{M}$	Kontrol edilebilirlik matrisi
$\boldsymbol{m}$	Helikopter gövdesinin ağırlığı
$\boldsymbol{Q}$	DARE ağırlık matrisi
$\boldsymbol{R}$	DARE ağırlık matrisi
$\boldsymbol{S}$	Kayma yüzeyi eğimi
$\boldsymbol{T}$	Dönüşüm matrisi
$\boldsymbol{T_b}$	Arka motor kaldırma kuvveti
$\boldsymbol{T_f}$	Ön motor kaldırma kuvveti
$\boldsymbol{u_f}$	Ön motor kontrol girişi
$\boldsymbol{u_b}$	Arka motor kontrol girişi
$\boldsymbol{u_c}$	Düzeltici kontrol girişi
$\boldsymbol{u_{eq}}$	Eşdeğer kontrol girişi
$\boldsymbol{V_{cyc}}$	Motor kontrol girişi gerilimleri farkı
$\boldsymbol{V_{coll}}$	Motor kontrol girişi gerilimleri toplamı
$\boldsymbol{W}$	Ağırlık matrisi

Simgeler	Açıklamalar
$\boldsymbol{x_e}$	Durum değişken hata vektörü
$\boldsymbol{x(t)}$	Durum değişkenleri vektörü
$\boldsymbol{z}$	Kayan kipli kontrol değişken vektörü
Ψ	Gezinti eksen konumu
$\dot{\psi}$	Gezinti eksen hızı
$\ddot{\psi}$	Gezinti eksen ivmesi
$\boldsymbol{\xi_{\psi_d}}$	Gezinti eksen referans
$\boldsymbol{\xi_{\psi}}$	Gezinti eksen referans farkı
$\boldsymbol{\sigma}$	Kayma fonksiyonu
$\boldsymbol{\tau_{coll}}$	Motor kaldırma kuvvetleri toplamı
$\boldsymbol{\tau_{cyc}}$	Motor kaldırma kuvvetleri farkı
$\boldsymbol{\varphi}$	Yalpa eksen konumu
$\boldsymbol{\dot{\varphi}}$	Yalpa eksen hızı
$\boldsymbol{\ddot{\varphi}}$	Yalpa eksen ivmesi
$\boldsymbol{\theta}$	Yükseliş eksen konumu
$\boldsymbol{\dot{\theta}}$	Yükseliş eksen hızı
$\boldsymbol{\ddot{\theta}}$	Yükseliş eksen ivmesi
$\boldsymbol{\xi_{\theta_d}}$	Yükseliş eksen referans
$\boldsymbol{\xi_{\theta}}$	Yükseliş eksen referans farkı

Kısaltmalar	Açıklamalar
$\boldsymbol{DARE}$	Ayrık Zamanlı Cebirsel Riccati Denklemi
$\boldsymbol{IAE}$	Hatanın mutlak değerlerinin toplamı
$\boldsymbol{ISCI}$	Kontrol girişi karelerinin toplamı
$\boldsymbol{ISE}$	Hatanın zaman ağırlıklı mutlak değerleri
$\boldsymbol{ITAE}$	Hatanın karelerinin toplamı
$\boldsymbol{ITSE}$	Hatanın zaman ağırlıklı karelerinin
$\boldsymbol{KKP}$	Kayan kipli kontrol
$\boldsymbol{TV}$	Kontrol giriş değişimi

1. GİRİŞ

Kontrol sistemleri için ilk matematiksel model çalışması, J. C. Maxwell tarafından governörün diferansiyel denklemlerini çıkarıp, denge noktası etrafında doğrusallaştırılarak yapılmıştır. Bu çalışmada Maxwell, sistem karakteristik denklemlerinin köklerinin negatif olması durumunda sistem kararlılığının mümkün olduğunu ifade etmiştir. E. J. Routh 1877'de sistem karakteristik denklemleri inceleyerek kararlılık kriterlerini geliştirmiştir. A. M. Lyapunov, doğrusal olmayan diferansiyel denklemler ile hareketli sistemlerin kararlılığı konusunda çalışmıştır. Lyapunov'un yaklaşımı durum değişken yönteminin temelini oluşturmaktadır [1-2].

Mekanik sistemlerin elektronik olarak desteklenmesi ve entegrasyonu sonucu sistemlerin otomatik kontrol ihtiyacını doğmuştur. Sistemleri belirlenen koşullar altında çalıştırmak, hata faktörlerini azaltmak, verimi yüksek ürünler elde etmek için belli kurallar dahilinde sistemlerin kontrol edilmesi gerekmektedir.

Hayatımızın çoğu alanında otomatik kontrol sistemleri ile iç içe yaşamaktayız. Apartmanlarımızdaki merdiven aydınlatmasının hareket algılayıcısının tetiği ile devreye giren aydınlatmanın belirlenen sürede söndürülmesi, doğalgaz kombilerimiz üzerinde bulunan sıcaklık ayar potasyometresi ile termostat geri beslemeli olarak sıcaklığın istenilen değerde tutulması, araçlarımızda bulunan hız kontrol özelliği ile eğimli yollar da dahil olmak üzere hızın sabitlenmesi otomatik kontrol sistemlerine örneklerdir [3].

Otomatik kontrol sistemleri;

- Sistemlerin tutarlı ve hassas çalışması,
- Eyleyici sistemler ile insan gücü gerektiren uygulamaları insansızlaştırmak,
- Sistem hatalarını ortadan kaldırmak,
- Sistemi optimum enerji ile idame ettirmek

amacıyla kullanılmaktadır [4].

Gerçek hayatta sistemlerin çoğu doğrusal olmayan sistemlerdir. Ancak endüstride otomatik kontrol uygulamalarında birçok sistem doğrusallaştırma uygulanarak doğrusal olarak modellenmiştir. Ancak doğrusallaştırma uygulanan sistemlerde, doğrusallaştırma bölgeleri

dışında otomatik kontrol sisteminin, kontrol çabası oldukça artmaktadır. Sistemler, gerçekte olduğu gibi doğrusal olmayan şekilde modellendiğinde kontrol çabasının optimum düzeyde olduğu görülmektedir.

Otomatik kontrol sistemleri, klasik ve modern kontrol yöntemleri olarak iki grup altında toplanabilir.

Klasik kontrol teorisi, sistem girişi ve çıkışı arasındaki ilişkiyi esas almaktadır. Klasik kontrol yöntemleri genellikle doğrusal olarak modellenen sistemlerin kontrolü için kullanılmaktadır. Klasik kontrol yöntemlerinde, zaman ve frekans tabanında analizler ile kontrol tasarımı yapılmaktadır.

Modern kontrol teorisi, adi diferansiyel hareket denklemlerin analizini esas almaktadır. Hareket denklemleri ile sistemlerin iç dinamikleri modelleyerek zaman tanım bölgesinde analiz yapılarak kontrol tasarımı yapılmaktadır. Modern kontrol yöntemlerinde, sistemi durum uzay formunda ifade ederek, sistem değişkenlerini istenilen değere getirecek kontrolcü kazancı belirlenir [5].

Kayan kipli kontrol, değişken yapılı sistemlerde 1950 yılların başlarında, Emelyanov tarafından uygulanmış ve ayrıntılı çalışmalar yapılmıştır. Utkin 1992 yılında ayrık zamanlı olarak kayan kipli kontrol üzerine çalışmalar yapmıştır. Doğrusal ve doğrusal olmayan sistemler için kayan kipli kontrolde anahtarlama yöntemleri için farklı yöntemler sunulmuş ve kurallar oluşturmuştur [6-9].

Kayan kipli kontrol; değişken yapılı kontrolün bir şeklidir. Kayan kipli kontrol yöntemi, yüksek frekanslı anahtarlama ile bir sistemin dinamiklerini değiştirir. Kayan kipli kontrol yönteminde, sistemin durum değişkenleri bulundukları ilk konumdan kayma yüzeyi üzerine taşınarak, kayma yüzeyi üzerinde denge noktasına eriştirilir. Sistem değişkeninin kayma yüzeyine erişene kadar olan kısım yaklaşma fazı, dengeye erişinceye kadar olan kısım ise kayma hareketi olarak tanımlanmaktadır. Kayan kipli kontrol, matematiksel modelde bulunan belirsizlikler, bozucu girişlere karşı gürbüz bir kontrol yöntemidir [10].

Kayan kipli kontrol yöntemi kullanılarak birçok çalışma yapılmıştır. Doğrusal olmayan sistemleri ardışık doğrusal zamanla değişen sistemler halinde modelleyerek, zamanla

değişen yeni bir optimal kayma yüzeyi tasarım yapılmıştır. Doğrusal olmayan sistemlerin zamanla değişen doğrusal yüzey kullanılarak Kayan Kipli Kontrolü yöntemi geliştirilmiş ve bu yöntem, bir evrik sarkaç ve bir füze modeline uygulanarak yöntemin başarısı gösterilmiştir. Doğrusal Zamanla Değişen Yüzey kullanılarak Kayan Kipli Kontrol Yöntemi, evrik sarkaç mekanizmasının denge konumuna getirilmesi, füze modelinin ise normal ivme takibi amacıyla kullanılmıştır [11].

Tezin Önemi

Tabiatta birçok sistem doğrusal olmayan dinamiğe sahiptir. Fiziksel sistemlerin kontrol uygulamalarında endüstride, doğrusal kontrol yöntemleri ile kontrol çalışmaları oldukça yaygındır. Ancak doğrusal kontrol yöntemleri uygulanırken, doğrusal olmayan dinamik sistemlere tayin edilen denge noktası etrafında doğrusallaştırma yapılmaktadır. Bu doğrusallaştırma işleminden sonra, sistemin matematik modeli gerçekten uzaklaşmaktadır. Endüstride kullanılan klasik ve modern kontrol teorisindeki yöntemler ile sistemler kontrol edilebilmektedir. Fakat bu kontrol yöntemleri uygulandığında kontrol çabası oldukça artmaktadır. Kontrol edilmesi istenen model gerçekte olduğu gibi doğrusal olmayan şekilde modellendiğinde, sistem optimum enerji ile en az çaba harcayarak kontrol edilebilmektedir. Literatürde doğrusal olmayan sistemler için kontrol sistemi tasarımı benzetimsel çalışmaları oldukça fazladır. Bu çalışmada, doğrusal olmayan dinamiğe sahip 3 serbestlik dereceli helikopter deney seti gerçekte olduğu gibi doğrusal olmayan sistem dinamiği ile modellenerek modern kontrol teorisi Kayan Kipli Kontrol yöntemi kullanılarak kontrol sistemi tasarımı yapılmıştır. Tasarımı yapılan kontrolcü deneysel olarak uygulanmıştır. Doğrusal olmayan kontrol yönteminde sistemin optimum enerji ile kontrol edilebildiği gösterilmiştir. Literatürde bu tür çalışmaların arttırılmasıyla birlikte endüstride doğrusal olmayan kontrol yönteminin kullanım alanının artacağı, sistemlerin optimum çaba ile kontrol edilebileceği düşünülmektedir.

Tezin İçeriği

Bu çalışmada, 3 serbestlik dereceli helikopter deney seti için literatürde daha önce oluşturulan doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel model kullanılarak kontrol uygulama çalışması benzetimsel ve deneysel olarak yapılmıştır.

Bölüm 2’de deney setinin matematiksel modelinin temeli anlatılmış, deney setinin fiziksel davranışları matematiksel olarak tanımlanmıştır.

Bölüm 3’de doğrusal ve doğrusal olmayan sistemler için modern kontrol teorisi yöntemlerinden Kayan Kipli Kontrol yöntemi teorisine değinilmiştir. Kayan kipli kontrol yöntemi için kurallar tanımlanmıştır. Kayan kipli kontrol yönteminde, kayma fazında oluşan çatırtı problemine literatürde daha önce araştırılan çözüm yöntemleri tanıtılmıştır. Kontrolcü performansını ölçmek için literatürde kullanılan yöntemlere değinilmiştir.

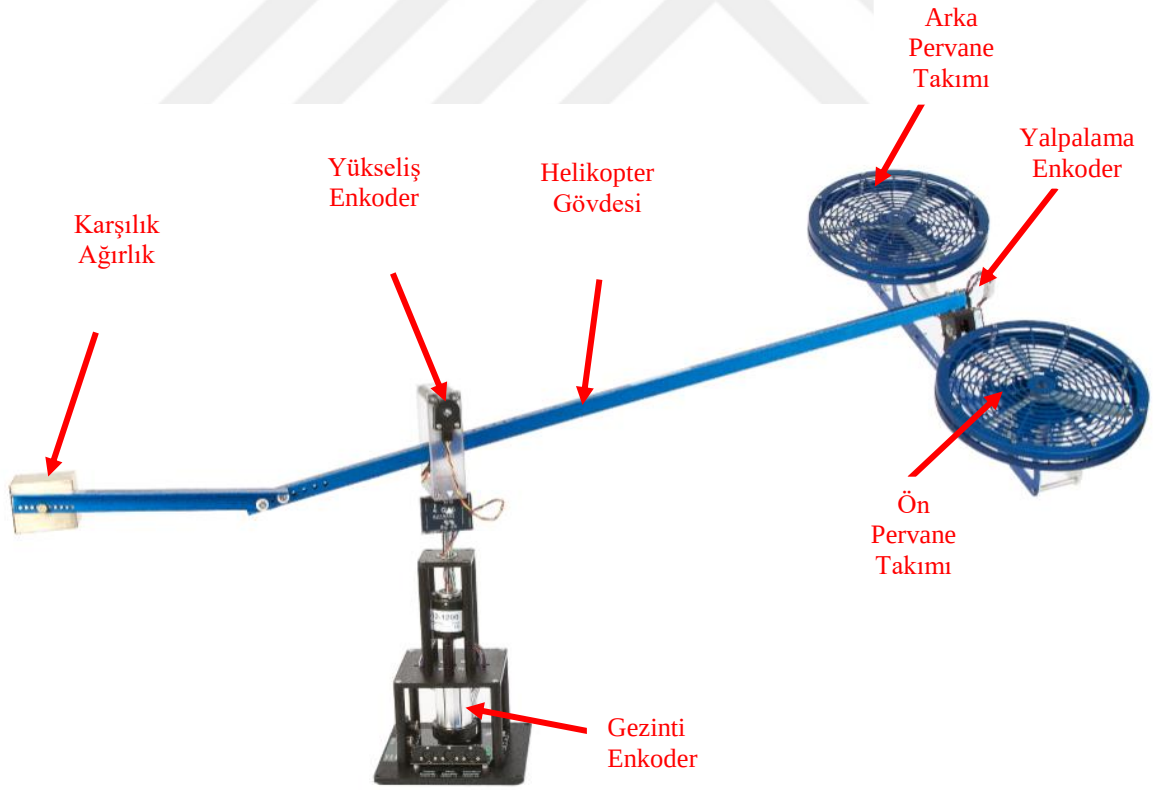
Bölüm 4’de sistemin doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modelleri, Kayan Kipli Kontrol yöntemi kuralına göre şekillendirilmiştir. Sistemin, Matlab Simulink ortamında benzetim ve deney modeli tasarımı yapılmıştır. Deney çalışması için uyarlama çalışmaları yapılmıştır. Matematiksel modelde bulunan durum değişkenlerinden ölçülemeyen hız değişkenleri için filtre tasarımı yapılmıştır. Sistemin, kontrol uygulaması için Kayan Kipli Kontrolde optimum kayma yüzeyi hesaplaması için ayrık zamanlı olarak çözüm algoritması oluşturulmuştur.

Bölüm 5’de tasarlanan kontrolcüler farklı parametreler ışığında benzetimsel ve deneysel olarak test edilmiş ve sonuçları sunulmuştur.

2. 3 SERBESTLİK DERECELİ HELİKOPTER DENEY SETİNİN MATEMATİKSEL MODELİ

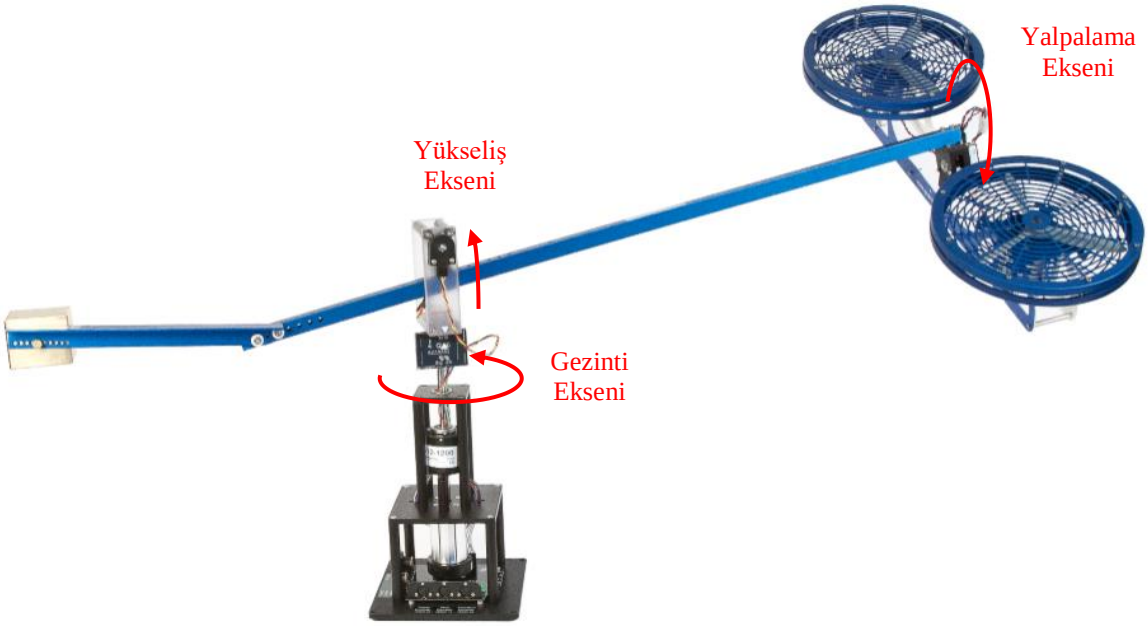
Kayan Kipli Kontrol yöntemi, Quanser firmasının ürettiği 3 serbestlik dereceli helikopter deney setine uygulanarak test edilecektir. 3 serbestlik dereceli helikopter deney seti farklı kontrolcü tasarım çalışmaları için daha önce kullanılmıştır. Bu çalışmalardan bazılarında; doğrusal olmayan H-∞ kontrol yöntemi ile yörünge takibi [12], merkezi olmayan formasyon kontrol yöntemi [13], kayan kipli kontrol yöntemi [14-15], 3 serbestlik dereceli model helikopterin doğrusal olmayan adaptif model takip kontrolü [16], geri beslemeli referans kontrol, kazanç zamanlama ve yassılık tabanlı ileri beslemeli kontrol [17], gözetimsel kontrol [18] yöntemleri denenmiştir.

Kayan Kipli Kontrol yöntemini 3 serbestlik dereceli helikopter deney setine uygulamak için "3 Serbestlik Dereceli Helikopter İçin Gözetimsel Kontrol Tasarımı ve Uygulaması" tezinde [18] oluşturulan matematiksel modeller kullanılacaktır.



Şekil 2.1 3 Serbestlik dereceli helikopterin bileşenleri

Şekil 2.1'de deney setinin bileşenleri gösterilmektedir. Deney seti 3 eksende hareket etmektedir. Bu eksenler Şekil 2.2'de gösterilmektedir.



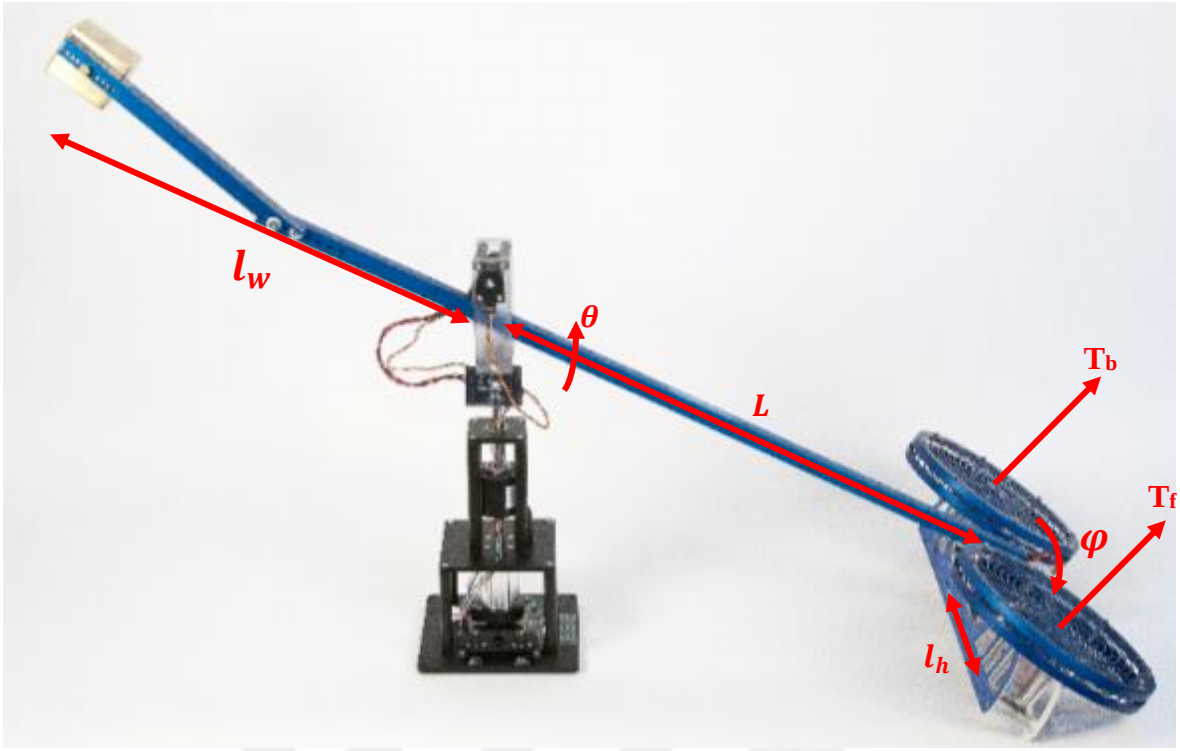
Şekil 2.2 3 Serbestlik dereceli helikopterin hareket eksenleri

Deney setinde bulunan ön ve arka pervane takımında bulunan iki adet DC motorun oluşturduğu kaldırma kuvvetleri farkı ile helikopter gövdesi gezinti, yükseliş ve yalpalama eksenlerinde hareket etmektedir.

3 serbestlik dereceli helikopter deney seti matematiksel modeli açısal momentum değişim hızına Newton'un ikinci yasası uygulanarak türetilecektir. Atalet momentleri J_{xx}, J_{yy} ve J_{zz} ile ifade edilmektedir. Atalet momenti terimleri, motor ve karşılık ağırlıkları noktasal yük olarak kabul edilerek bulunacaktır. Ana kolun atalet momenti içi boş silindir atalet formülü ile, ağırlığı ise alüminyum yoğunluğundan yaklaşık olarak hesaplanarak bulunacaktır.

2.1. Yükseliş Hareketi

Helikopter modelinin yükseliş hareketi, ön ve arka pervanelerin birlikte oluşturduğu kaldırma kuvvetleri, T_b ve T_f ile kontrol edilmektedir. Hareket denklemi Eş 2.1'de verilmektedir.



Şekil 2.3 3 Serbestlik dereceli helikopterin hareket eksenleri

$$J_{yy}\ddot{\theta} = -Mgl_\theta \, sin(\theta + \theta_0) + (T_b + T_f)L \, cos(\varphi) \quad (2.1)$$

2.2. Yalpa Hareketi

Helikopter modelinin yalpa hareketi, ön ve arka motorun farklı kaldırma kuvvetleri oluşturması sonucu oluşmaktadır. Arka motorun kaldırma kuvveti daha büyük olma durumunda, yalpa ekseni pozitif yönde hareket edecektir. Hareket denklemi Eş 2.2'de verilmektedir.

$$J_{xx}\ddot{\theta} = (T_b - T_f)l_h - mgl_\varphi \, sin\, \varphi \quad (2.2)$$

2.3. Gezinti Hareketi

Helikopter modelinin gezinti hareketi, yalpa eğimi sıfırdan farklı olmaması durumunda kaldırma kuvvetlerinin bileşkesi sonucu oluşmaktadır. Pozitif yalpalama hareketi, pozitif gezinti hareketi oluşturacaktır. Bununla birlikte gezinti ekseninde aerodinamik sürtünme kuvveti etkimektedir. Hareket denklemi Eş 2.3'de verilmektedir.

$$J_{zz}\ddot{\psi} = \left(T_b + T_f\right)L\,cos\,\theta\,sin\,\varphi + \left(-T_b + T_f\right)l_h\,sin\,\theta\,sin\,\varphi - F_D \quad (2.3)$$

Doğrusal olmayan model, NASA'nın geliştirdiği CIFER yazılımıyla birlikte basitleştirilmiştir [18]. Doğrusal olmayan modelde, DC motorlar birinci dereceden sistem olarak tanımlanacaktır. Model kontrolcü girişleri olarak da kollektif ve çevrimsel gerilimleri kullanılacaktır. DC motorların yalpa ekseni etrafında oluşturacağı yalpalama momentini τ_{cyc} olarak, yükseliş ekseninde oluşturacağı momenti τ_{coll} olarak ifade edilecektir. Bu şekilde, kaldırma kuvveti sabitleri elenerek daha basit bir doğrusal olmayan model türetilecektir.

Eş 2.4 yükseliş hareketini tanımlamaktadır. İkinci derece hareket denklemi, karşılık ağırlıktan ötürü pendulumun salınım karakteristiğini tanımlamaktadır. $-d_1\dot{\theta}$ terimi, aerodinamik ve mekanik sönümleme torkunu, $-d_2 \sin\theta$ terimi direnç gösteren yay etkisini, $d_3\tau_{coll}\cos\varphi$ terimi ise dik olan kaldırma etkisini ifade etmektedir.

$$\ddot{\theta} = -d_1\dot{\theta} - d_2\,sin\,\theta + d_3\tau_{coll}\,cos\,\varphi \quad (2.4)$$

Eş 2.5 yalpa hareketini tanımlamaktadır. İkinci derece hareket denklemi, hafif sönümlü salınım karakteristiğini tanımlamaktadır. $-b_1\dot{\varphi}$ terimi rotor sönümü, $-b_2 \sin\varphi$ terimi pendulumun direnç yay torkunu ve $b_3\tau_{cyc}$ terimi ise rotor torkunu ifade etmektedir.

$$\ddot{\varphi} = -b_1\dot{\varphi} - b_2 \sin\varphi + b_3\tau_{cyc} \quad (2.5)$$

Eş 2.6 gezinti hareketini tanımlamaktadır. $-a_1\dot{\psi}$ terimi, aerodinamik sürtünmeyi ve $a_2(\alpha\tau_{coll} + 1)\sin\varphi$ terimi ise itki etkisini ifade etmektedir.

$$\ddot{\psi} = -a_1\dot{\psi} + a_2(\alpha\tau_{coll} + 1)\sin\varphi \quad (2.6)$$

Helikopter deney seti, iki adet DC motorla sürülerek tahrik edilmektedir. DC motorlar birlikte aynı hızda çalışarak yükseliş momentini, diferansiyel çalışarak yalpalama momentini oluşturmaktadır. Kontrol girdileri V_{coll} ve V_{cyc} olarak ifade edilmektedir. V_{coll}, iki kanatın hızının birlikte kontrolünü ifade etmektedir. Pozitif gerilim pozitif kaldırma

momenti oluşturmaktadır. V_{cyc}, iki kanatın hızlarının diferansiyel değişimini ifade etmektedir. Pozitif gerilim, pozitif yalpalama momenti oluşturmaktadır.

Birinci dereceden DC motor dinamiği, ataletsel ve motor gecikmelerini Eş 2.7 ve Eş 2.8'de verilen diferansiyel denklemler ile tanımlanmaktadır.

$$\dot{\tau}_{cyc} = -c_1\tau_{cyc} + c_2V_{cyc} \tag{2.7}$$

$$\dot{\tau}_{coll} = -e_1\tau_{coll} + e_2V_{coll} \tag{2.8}$$

$$V_{cyc} = \frac{u_b - u_f}{2} \tag{2.9}$$

$$V_{coll} = \frac{u_b + u_f}{2} \tag{2.10}$$

CIFER programında elde edilen doğrusal olmayan parametre değerleri Çizelge 2.1'de verilmektedir [18].

Çizelge 2.1 CIFER Doğrusal Olmayan Model Parametre Değerleri

Parametre	a_1	a_2	b_1	b_2	b_3	c_1	c_2
Değer	0,2517	0,2105	0,3290	1,5664	16,2	7,32	1
Parametre	d_1	d_2	d_3	e_1	e_2	α	
Değer	0,1011	0,504	1,34	6,16	1	4	

CIFER programında, doğrusal olmayan matematiksel model kullanılarak doğrusal matematik model denklemleri Eş 2.11 – Eş 2.15'de verildiği gibi elde edilmektedir [18].

$$\ddot{\theta} = a_1\theta + a_2\dot{\theta} + a_3\tau_{col} \tag{2.11}$$

$$\ddot{\varphi} = b_1\varphi + b_2\dot{\varphi} + b_3\tau_{cyc} \tag{2.12}$$

$$\ddot{\psi} = c_1\varphi + c_2\dot{\psi} \tag{2.13}$$

$$\dot{\tau}_{cyc} = d_1\tau_{cyc} + e_1u_f + e_2u_b \quad (2.14)$$

$$\dot{\tau}_{coll} = d_2\tau_{coll} + f_1u_f + f_2u_b \quad (2.15)$$

Çizelge 2.2 CIFER Doğrusal Model Parametre Değerleri

Parametre	a_1	a_2	a_3	b_1	b_2	b_3	c_1
Değer	-0,5544	-0,1008	1,34	1,422	0,326	-16,2	-0,1671
Parametre	c_2	d_1	d_2	e_1	e_2	f_1	f_2
Değer	-0,2517	-7,32	-6,16	-0,475	0,475	0,7	0,7

3. KAYAN KİPLİ KONTROL YÖNTEMİ

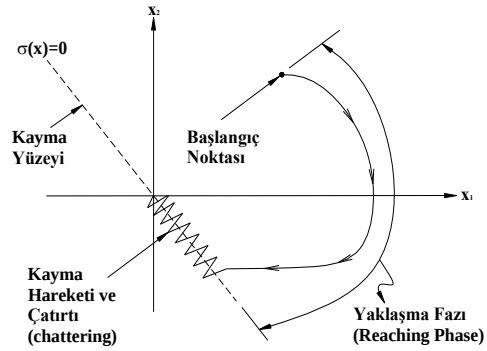
Kayan Kipli Kontrol (KKK) asıl olarak açık döngülü davranışı adi diferansiyel denklemler ile modellenebilen dinamik sistemler için tasarlanmıştır. Kayan Kipli Kontrol (KKK), belirli koşulların sağlanması durumunda, matematik modeldeki belirsizlikleri, sisteme etki eden bozucu girişleri sönümleyerek tasarlanan koşulları sağlayabilen gürbüz bir kontrol yöntemidir.

Kayan Kipli Kontrolün (KKK) temeli gürbüz kontrol olarak bilinen değişken yapılı kontrole dayanmaktadır. Kayan Kipli Kontrolde oluşturulan kayma yüzeyine sistemin durum değişkenleri getirilerek (Yaklaşma Fazı), değişkenler bu kayma yüzeyinde tutulur (Kayma Hareketi). Sistem kayma hareketine başladıktan sonra, sistem parametre değişimlerinden ve bozucu etkilerden bağımsız hale gelir [19].

Şekil 3.1'de ikinci dereceden bir sistemin Kayan Kipli Kontroldeki evreleri gösterilmektedir.

$$\sigma(x) = x_2 - Sx_1 \tag{3.1}$$

Sistem değişkenleri başlangıç koşulundan bırakılarak Eş 3.1'de verilen S eğimine sahip kayma yüzeyine getirilir. Bu evre *Yaklaşma Fazı (Reaching Phase)* olarak tanımlanmaktadır. Yaklaşma fazının tamamlanması akabinde sistem değişkenleri S eğimine sahip kayma yüzeyi komşuluğunda denge noktasına erişmeye çalışacaktır. Sistem değişkenlerinin S eğimine sahip kayma yüzeyine yerleşmesinden, denge noktasına varana kadar geçen süredeki hareketi *Kayma Hareketi* evresi olarak tanımlanmaktadır. Kayma yüzeyi komşuluğunda yapılan hareket ise *Çatırtı (Chattering)* olarak tanımlanmaktadır [11].



Şekil 3.1 İkinci dereceden bir sistemde kayan kipli kontrolde evreler [11]

Yaklaşma fazında, sistem değişkenlerinin farklı değerlerinde sürekli olarak kayma yüzeyine yönlenmesi için kayma yüzeyini tanımlayan $\sigma(x)$ eğri denkleminin Eş 3.2'de verilen eşitsizliği sağlaması gerekmektedir.

$$\sigma(x)\,\dot{\sigma}(x) \leq 0 \tag{3.2}$$

Yaklaşma fazı, Eş 3.3'de verilen kayma yüzeyi denklemlerini sağladığı an itibari ile sonlanır ve kayma hareketi başlar [20].

$$\sigma(x) = 0\,,\ \dot{\sigma}(x) = 0 \tag{3.3}$$

Değişken yapılı sistemler bazı değişkenlerden ötürü herhangi bir anda kesikliğe uğrayabilir. Eş 3.4'de ikinci dereceden bir sistemin dinamiği verilmektedir. Doğrusal geri beslemeli kontrol yasasına göre $u(t)$ kontrolcü girişinde süreksiz değişken kontrolcü kazancı k bulunmaktadır [21].

$$\dot{x_1}(t) = x_2(t)$$

$$\dot{x_2}(t) = ax_2(t) + u(t) \qquad u(t) = -kx_1(t) \tag{3.4}$$

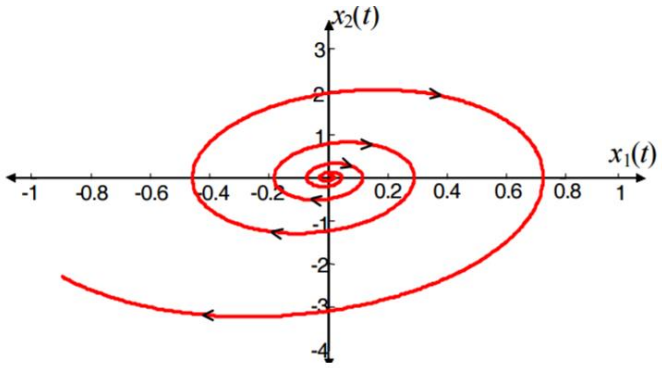
Eş 3.4'de verilen sistemin kapalı çevrim öz değerleri Eş 3.5'de verilmiştir.

$$\lambda_{1,2} = \frac{a \pm \sqrt{a^2 - 4k}}{2} \tag{3.5}$$

Öz değerler, $|k| > a^2/4$ ifadesinin farklı k ve a değerleri için farklı özelliklere sahiptir. Bu özellikler iki durum için irdelenecektir. $a = 1$ ve $|k| = 12$ olarak kabul edilirse;

Durum.1

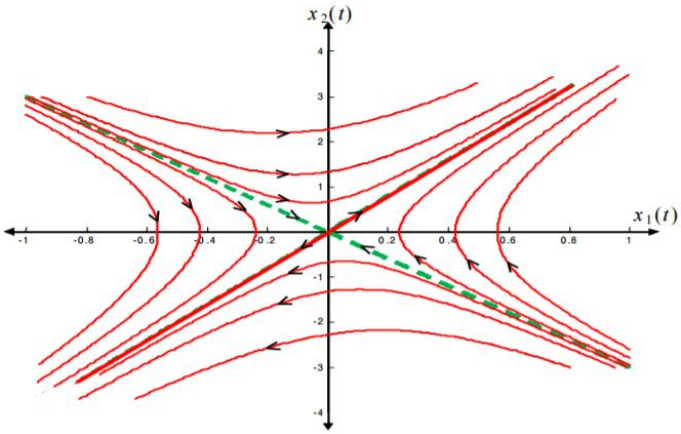
$k = 12 > a^2/4$ için özdeğerler $\lambda_{1,2} = 0.5 \pm j3.4278$ olarak bulunur. Bu durumda orijinde kararsız denge noktası oluşur.



Şekil 3.2 Orijinde kararsız denge noktası [21]

Durum.2

$k = -12 < -a^2/4$ için özdeğerler $\lambda_1 = -3$ ve $\lambda_2 = 4$ olarak bulunur. Bu durumda orijinde eyer denge noktası oluşur.



Şekil 3.3 Orijinde eyer denge noktası [21]

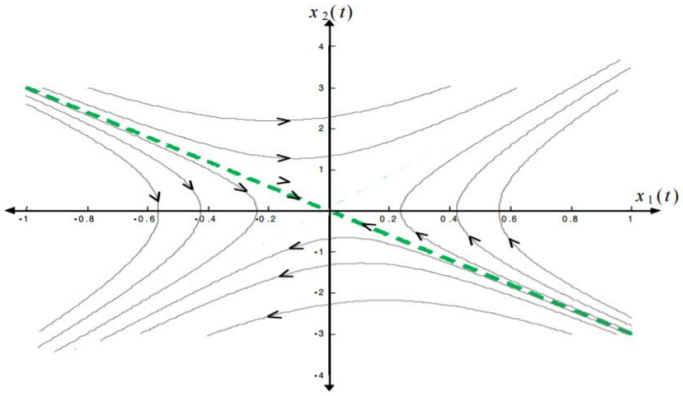
Kesik çizgiler (Kararlı öz değerlerin öz vektörleri) sistem yörüngelerinde orijine yakınsamaktadır. Süreksiz k ile eyer denge noktası yapısı kullanılarak sistem kararlı hale getirilir.

Kesik çizgili doğrunun denklemi Eş 3.6'da verilmiştir.

$$\sigma(x) = x_2(t) - \lambda_1 x_1(t) = x_2(t) + 3x_1(t) \tag{3.6}$$

Süreksiz kontrol girdisi Eş 3.7'de olduğu gibi seçilir.

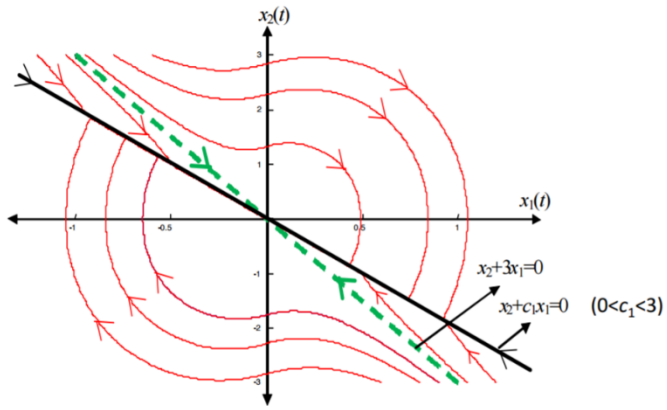
$$u(t) = \begin{cases} 12x_1(t), & \sigma(x)x_1 > 0 \\ -12x_1(t), & \sigma(x)x_1 < 0 \end{cases} \tag{3.7}$$



Şekil 3.4 Asimptotik olarak denge [21]

Kayma fonksiyonu sistemin yörüngelerinden $\sigma(x) = x_2 + 3x_1$ olarak seçilir. Bu fonksiyona Kayma Kipi Fonksiyonu olarak da bilinmektedir. Kayan Kipli Kontrol tasarımı iki ana adımdan oluşmaktadır.

- Kararlı Kayma Yüzeyi Eğrisinin Seçimi
- Kontrol Yasasının Kayma Yüzeyine Uygulanması



Şekil 3.5 Seçilen kayma yüzeyi eğrisi [21]

Kayan Kipli Kontrolde sıfır olmayan bir noktadan başlatılan durum değişkeni iki fazdan geçmektedir. İlk faz, durum değişkeninin kayma yüzeyine erişmesine kadar olan kısımdır. İkinci faz ise kayma yüzeyinde sistemin dinamiğine bağlı olarak kararlı hale gelene kadar olan hareketi olan kısımdır.

3.1. Kayma Fonksiyonu Tasarımı

Matematiksel modeli Eş 3.8'deki gibi verilen sistem için kayma fonksiyonu tasarımı için, $x(t), f(x) \in R^n$, $u(t) \in R^m$ ve $B(x) \in R^{nxm}$ koşulları sağlanmalıdır. $f(x), u(t)$ ve $B(x)$ x'e göre sürekli türev alınabilir olarak tanımlanmaktadır.

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u(t) \tag{3.8}$$

Kayma Kontrolü:

$$u_c(t) = u_i(t,x) = \begin{cases} u_i^+(t,x), & \sigma_i(x) > 0 \\ u_i^-(t,x), & \sigma_i(x) < 0 \end{cases} \tag{3.9}$$

Kayma Yüzeyi:

$n - m$ boyutunda m kadar kısıt denklemi ile kayma yüzeyi R^n'de oluşur.

$$\boldsymbol{\sigma(x)} = [\sigma_1(x) \quad \dots \quad \sigma_m(x)]^T = 0 \tag{3.10}$$

Kayma Fonksiyonu Özellikleri:

- Kayma fonksiyonunun derecesi sistemin derecesinden düşük olmalıdır.

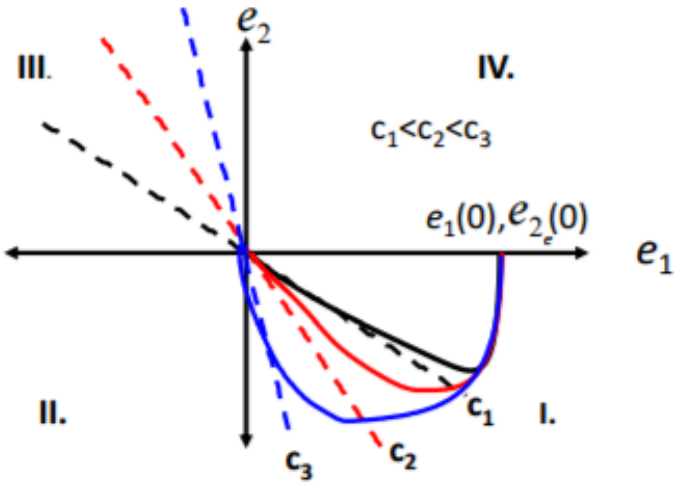
2. dereceden sistem için kayma fonksiyonu derecesi birinci dereceden olmaktadır.

$$\sigma(\boldsymbol{x}) = x_2 + Sx_1 = 0, \; S \in \boldsymbol{\mathcal{R}} \tag{3.11}$$

- Kayan Kip sistem dinamiğinden bağımsızdır. Kayan Kip, kayma fonksiyonunun parametreleri tarafından tanımlanmaktadır.
- Kayma fonksiyonu kontrol yasasından bağımsızdır.

Kayma Fonksiyonunun Önemi:

$$\dot{e_1} = e_2$$
$$\dot{e_2} = -ce_2 - ksign(\sigma) \tag{3.12}$$

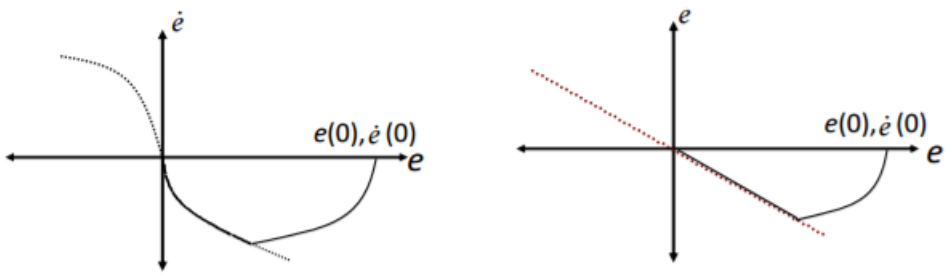


Şekil 3.6 Kayma fonksiyonunun önemi [21]

Eş 3.12'de verilen sistem dinamiği için tasarlanan farklı kayma yüzeyleri Şekil 3.6'da gösterilmektedir.

Durum değişkenleri e_1 ve e_2, başlangıç anında sıfırdan farklı bir konumda başlamaktadır. Şekil 3.6'da 3 farklı kayma yüzeyi bulunmaktadır. Sistemin fiziksel özellikleri izin verdiği ölçüde, kayma yüzeyi eğimleri belirlenebilmektedir. Sistemin fiziksel özellikleri izin vermesi durumunda, c_1 kayma yüzeyine sahip kontrolcü ile sistem değişkenleri daha hızlı denge noktasına erişecektir.

3.2. Doğrusal ve Doğrusal Olmayan Kayma Yüzeylerinin Karşılaştırılması



Şekil 3.7 Doğrusal olmayan ve doğrusal olan kayma yüzeyleri [21]

Doğrusal olmayan kayma yüzeyleri doğrusal olmayan sistemlerin genel özelliklerine uygundur ve çok fazla yüzey tasarlama imkânı sağlamaktadır. Ancak kayma yüzeylerinin fonksiyonları doğrusal olmayan denklemlerle yazmak doğrusal denklemlerle yazmaktan

daha zordur. Kayma fonksiyonun yüzey parametrelerini belirlemek doğrusal olmayan kayma fonksiyonları için daha zordur.

Doğrusal kayma yüzeylerinde yüzey parametrelerini belirlemek daha kolaydır. Ancak doğrusal kayma yüzeyi tüm sistem dinamiği için uygun olmayabilir. Bununla birlikte, doğrusal kayma yüzeylerinde kontrol sinyalinin büyüklüğü takip hatasının artmasıyla doğru orantılı olarak büyümektedir.

3.3. Kayma Yüzeyine Erişmek ve Yüzeyde Kalmak İçin Kontrolcünün Bulunması

Kayma yüzeyi, yörünge dışında kalan değişkeni yüzeye yakınsatmaktadır. Bu yakınsatma için kontrol girişi u, düzeltici giriş u_c ve eşdeğer kontrol u_{eq} parametrelerinden oluşmaktadır. Kontrol girişi Eş 3.13'de verilmiştir.

$$u(t) = u_c(t) + u_{eq}(t) \tag{3.13}$$

Kontrol girişinde bulunan düzeltici giriş u_c, sistemin kayma yüzeyine erişmesini sağlamaktadır, eşdeğer kontrol girişi u_{eq} ise kayma yüzeyi eğrisinin eğimini sıfırlayarak durum değişkeninin kayma yüzeyi üzerinde kalmasını sağlamaktadır.

3.4. Kayma Kipinin Uygulanabilirliği

m tane kontrol girişi olan sistem için m tane kayma fonksiyonu ve $2^m - 1$ tane kayma yüzeyi mevcuttur. Kayma Kipli Kontrol uygulanabilirliği farklı yöntemler ile test edilebilmektedir. Direkt kayma yaklaşımı, Yaklaşma yasası yaklaşımı, Lyapunov fonksiyonu yaklaşımı yöntemleriyle kontrol algoritması oluşturulabilir [22].

Lyapunov 2. Metodu; doğrusal ya da doğrusal olmayan sistemlerin zaman düzleminde çözümü bilinmeden kararlılığının incelenebilmesi olanağını veren yöntemdir. Öyle ki bir sistemin cevabı $y(t)$ olarak tanımlandığında sistemin kararlı ya da kararsız olması koşulları Eş 3.14 ve Eş 3.15'de verilmiştir.

$$\lim_{t\to\infty} y(t) = \infty \tag{3.14}$$

$$\lim_{t\to\infty} y(t) = n\,, n \in \boldsymbol{\mathcal{R}} \tag{3.15}$$

Eş 3.14'de sistemin bir değere yakınsamadığı görülmektedir. Bu sistem kararsız sistem olarak tanımlanmaktadır. Eş 3.15'de sistem n sabitine yakınsadığından ötürü sistem kararlı olarak tanımlanmaktadır.

Teorem:

$\dot{x} = f(x,t)$ sisteminin denge durumunun faz uzayında orijin ($f(0,t) = 0, \forall t\ için$) olmak üzere birinci kısmi türevleri sürekli olan $V(x,t)$ skaler fonksiyonu mevcutsa ve aşağıdaki koşulları sağlıyorsa sistem $x = 0$ da düzgün olarak asimptotik kararlıdır.

Seçilen Lyapunov fonksiyonu $V(x,t)$'nin özellikleri Eş 3.16'da verilen koşulları sağlıyorsa $V(x,t)$ fonksiyonu pozitif tanımlı bir fonksiyondur.

$$V(x,t) > 0 \quad \forall x \neq 0\ ve\ \forall t$$
$$V(x,t) = 0 \quad x = 0\ ve\ \forall t \tag{3.16}$$

Bu durumda sistemin kararlı, kararsız ve asimptotik kararlı sistem olarak tanımlamak için Eş 3.17, Eş 3.18 ve Eş 3.19'daki koşullar irdelenmelidir.

$$\dot{V}(x,t) > 0 \quad \forall x \neq 0\ ve\ \forall t\ için$$
$$\dot{V}(x,t) = 0 \quad x = 0\ ve\ \forall t\ için \tag{3.17}$$

koşulları sağlıyorsa $\dot{V}(x,t)$ kesin pozitiftir. Bu durumda sistem, kararsız sistemdir.

$$\dot{V}(x,t) < 0 \quad \forall x \neq 0\ ve\ \forall t\ için$$
$$\dot{V}(x,t) = 0 \quad x = 0\ ve\ \forall t\ için \tag{3.18}$$

koşulları sağlıyorsa $\dot{V}(x,t)$ kesin negatiftir. Bu durumda sistem, düzgün asimptotik kararlı bir sistemdir.

$$\dot{V}(x,t) \leq 0 \quad \forall x \neq 0\ ve\ \forall t\ için$$

$$\dot{V}(x,t) = 0 \quad x = 0 \; ve \; \forall t \; için \tag{3.19}$$

koşulları sağlıyorsa $\dot{V}(x,t)$ yarı kesin negatiftir. Bu durumda sistem, düzgün kararlı bir sistemdir [23].

Pozitif tanımlı Lyapunov fonksiyonu Eş 3.20'de verilmiştir.

$$V(x,t) = \frac{1}{2}\sigma(x,t)^T\sigma(x,t) \tag{3.20}$$

$$\dot{V}(x,t) = \frac{\partial V(x,t)}{\partial \sigma}\dot{\sigma}(x,t) = \sigma(x,t)^T\dot{\sigma}(x,t) < 0 \tag{3.21}$$

$$\dot{\sigma}(x,t) = \frac{\partial \sigma(x,t)}{\partial x}\dot{x} = \frac{\partial \sigma(x,t)}{\partial x}[f(x,u,t) + B(x,t)u(t)] \tag{3.22}$$

$$\dot{V}(x,t) = \sigma(x,t)^T\frac{\partial \sigma(x,t)}{\partial x}[f(x,u,t) + B(x,t)u(t)] < 0 \tag{3.23}$$

Eş 3.23'de $\dot{V}(x,t)$ parametresinin negatif tanımlanarak kararlı olması için kontrol girişi $u(t)$'yi uygun seçerek sağlanır. Bu durumda yörüngeler yüzeye yakınsamaktadır ve sistem kararlıdır.

3.5. Kayan Kipli Kontrol Yönteminin Uygulanması İçin Kontrol Yüzeylerinin, Değişken Parametrelerinden Ayrılması

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}(t), A \in \boldsymbol{\mathcal{R}^{nxn}}, \boldsymbol{B} \in \boldsymbol{\mathcal{R}^{nxm}}, \boldsymbol{x} \in \boldsymbol{\mathcal{R}^{n}}, \boldsymbol{u} \in \boldsymbol{\mathcal{R}^{m}} \tag{3.24}$$

sistemi için kontrolcü girişlerinin bulunduğu hareket denklemlerinden, kontrolcü girişi olmayanları ayırmak için değişkenlere dönüşüm uygulanmalıdır. Öyle bir $\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x})$ dönüşüm matrisi seçilmelidir ki, kontrol girişleri olan hareket denklemleri, kontrol girişi olmayan hareket denklemlerinden ayrılmalıdır. Seçilen dönüşüm matrisi sisteme uygulandığında yeni bir koordinat sistemi oluşturulur. Bu durumda değişkenler x koordinat sisteminden z koordinat sistemine taşınmaktadır [11,24-25].

Eş 3.24'de verilen sistem dönüşüm uygulandıktan sonra,

- Kontrol girişinin olmadığı $\boldsymbol{n-m}$ adet alt sistem,
- Kontrol girişinin olduğu $\boldsymbol{m}$ adet alt sistem

ile ifade edilebilir.

Dönüşüm matrisinin uygulanabilmesi için,

- Dönüşüm matrisi $T(x)$, sistemi kontrol girişinin olmadığı $\boldsymbol{n-m}$ adet alt sistem denklemine ve kontrol girişinin olduğu $\boldsymbol{m}$ adet alt sistem denklemine ayırabilmelidir.
- Dönüşüm matrisi $T(x)$ tersi alınabilir bir matris olmalıdır.

Dönüşüm matrisi $T(x)$ kontrol edilebilirlik matrisinden elde edilmektedir [26].

Kontrol edilebilirlik matrisi,

$$\boldsymbol{M} = [\boldsymbol{B}\ \boldsymbol{AB}\ \dots\dots \boldsymbol{A^{n-1}B}] \tag{3.25}$$

olarak tanımlanır. Sistemin karakteristik polinomu Eş 3.26'dan, ağırlık matrisi Eş 3.27 elde edilir.

$$|sI - A| = s^n + a_1 s^{n-1} + \cdots + a_{n-1}s + a_n \tag{3.26}$$

$$\boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} a_{n-1} & a_{n-2} & \dots & a_1 & 1 \\ a_{n-2} & a_{n-1} & \dots & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ a_1 & 1 & \cdots & 0 & 0 \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{3.27}$$

$\boldsymbol{T}$ dönüşüm matrisi aşağıdaki eşleniğe göre elde edilebilir.

$$\boldsymbol{T} = (\boldsymbol{MW})^{-1} \tag{3.28}$$

$$\boldsymbol{z} = \boldsymbol{Tx},\ \ \boldsymbol{x} = \boldsymbol{T^{-1}z} \tag{3.29}$$

$$\boldsymbol{z}(t) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{z_1}(t) \\ \boldsymbol{z_2}(t) \end{bmatrix}, \boldsymbol{z_1} \in \boldsymbol{\mathcal{R}^{n-m}}, \boldsymbol{z_2} \in \boldsymbol{\mathcal{R}^m} \tag{3.30}$$

$\boldsymbol{z_1}(t)$ vektörü kontrol giriş olmayan değişkenleri, $\boldsymbol{z_2}(t)$ vektörü kontrol girişi olan değişkenlerini ifade etmektedir. Sistem dinamiğine dönüşüm uygulanması durumunda Eş

3.31, Eş 3.32, Eş 3.33, Eş 3.34), Eş 3.35'de verilen z koordinant sistemindeki sistem dinamiği oluşur.

$$\dot{\boldsymbol{z}}(t) = \boldsymbol{T}\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{T}[\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}(t)] \tag{3.31}$$

$$\dot{\boldsymbol{z}}(t) = \boldsymbol{T}[\boldsymbol{A}(x)\boldsymbol{T}^{-1}\boldsymbol{z}(t) + \boldsymbol{B}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}(t)] = \boldsymbol{T}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{T}^{-1}\boldsymbol{z}(t) + \boldsymbol{T}\boldsymbol{B}(x)\boldsymbol{u}(t) \tag{3.32}$$

$$\boldsymbol{A}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) = \boldsymbol{T}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{T}^{-1} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_{11}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) & \boldsymbol{A}_{12}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) \\ \boldsymbol{A}_{21}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) & \boldsymbol{A}_{22}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) \end{bmatrix} \tag{3.33}$$

$$\boldsymbol{B}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) = \boldsymbol{T}\boldsymbol{B}(\boldsymbol{x}) = \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{B}_{\boldsymbol{2}}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) \end{bmatrix} \tag{3.34}$$

$$\dot{\boldsymbol{z}}(t) = \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{1}}(t) \\ \dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{2}}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_{11}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) & \boldsymbol{A}_{12}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) \\ \boldsymbol{A}_{21}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) & \boldsymbol{A}_{22}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{z}_{\boldsymbol{1}}(t) \\ \boldsymbol{z}_{\boldsymbol{2}}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{B}_{\boldsymbol{2}}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z}) \end{bmatrix} \boldsymbol{u}(t) \tag{3.35}$$

$$\dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{1}}(t) = \boldsymbol{A}_{\boldsymbol{11}}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z}_{\boldsymbol{1}}(t) + \boldsymbol{A}_{\boldsymbol{12}}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z}_{\boldsymbol{2}}(t) \tag{3.36}$$

$$\dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{2}}(t) = \boldsymbol{A}_{\boldsymbol{21}}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z}_{\boldsymbol{1}}(t) + \boldsymbol{A}_{\boldsymbol{22}}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z})z_2(t) + \boldsymbol{B}_{\boldsymbol{2}}^{\boldsymbol{z}}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{u}(t) \tag{3.37}$$

Sistem dinamiği Eş 3.36 ve Eş 3.37'de gösterildiği gibi iki alt sisteme ayrılmıştır. Eş 3.36'da verilen dinamikte bir kontrol girişi bulunmazken, Eş 3.37'de kontrol girişi bulunmaktadır.

3.6. Kontrol Kuralı Tasarımı

Kayma yüzeyi, Eş 3.36'da verilen sistem için Eş 3.38'de gösterildiği gibi yazılabilir.

$$\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{z}) = \boldsymbol{z}_{\boldsymbol{2}}(t) + \boldsymbol{S}\boldsymbol{z}_{\boldsymbol{1}}(t) \tag{3.38}$$

Eş 3.23'de verilen eşitsizliğin sağlanması için kontrol girişi tasarımı Eş 3.41 ve Eş 3.42'ye göre yapılır.

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}}(\boldsymbol{z}) = \dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{2}}(\boldsymbol{t}) + \boldsymbol{S}(\boldsymbol{t})\dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{1}}(\boldsymbol{t}) + \dot{\boldsymbol{S}}(\boldsymbol{t})\boldsymbol{z}_{\boldsymbol{1}}(\boldsymbol{t}) \tag{3.39}$$

$\sigma(z)\dot{\sigma}(z) < 0$ olması için Durum Değişken Riccati Denklemi çözümü kullanılarak uygun S matrisi hesaplanır. Kontrol girişi Eş 3.40'da tanımlanmıştır.

$$\boldsymbol{u}(t) = \boldsymbol{u_c}(t) + \boldsymbol{u_{eq}}(t) \tag{3.40}$$

3.6.1. Düzeltici kontrol girişi

Düzeltici kontrol girişi u_c, Eş 3.23'de her $\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}, t)$ için $\dot{\boldsymbol{V}}(\boldsymbol{x}, t)$ parametresini negatif tanımlanabilmesi için yeteri kadar büyük seçilmelidir. Düzeltici kontrol girişi için tipik seçim Eş 3.41'de verilmiştir.

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{u_c}(t) = -\boldsymbol{B_2^z}(\boldsymbol{z})k\, sgn(\boldsymbol{\sigma}) \quad sgn(\boldsymbol{\sigma}) = sgn(\boldsymbol{\sigma_i}) \\ &sgn(\boldsymbol{\sigma}) = f(x) = \begin{cases} 1, & \sigma_i > 0 \\ -1, & \sigma_i < 0 \end{cases}, \; k\, pozitif\; sabit \end{aligned} \tag{3.41}$$

3.6.2. Eşdeğer kontrol girişi

Eğdeğer kontrol girişi u_{eq} için tipik seçim Eş 3.42'da verilmiştir.

$$\boldsymbol{u_{eq}}(t) = -\left[\frac{\partial \boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}}\boldsymbol{B}(\boldsymbol{x})\right]^{-1}\frac{\partial \sigma(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}} f(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) \tag{3.42}$$

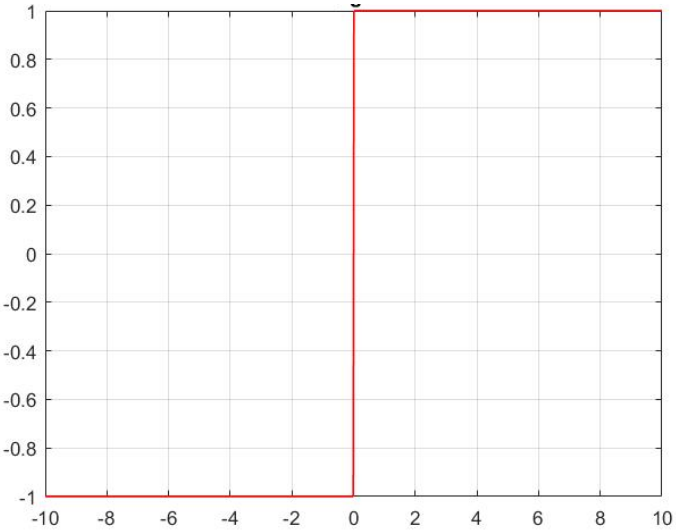
$$\boldsymbol{u_{eq}}(t) = -\boldsymbol{B_2^z}(\boldsymbol{z})^{-1}\{\dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{2}}(t) + \boldsymbol{\sigma}\dot{\boldsymbol{z}}_{\boldsymbol{1}}(t) + \dot{\boldsymbol{\sigma}}\boldsymbol{z_1}(t)\} \tag{3.43}$$

$$\boldsymbol{u_{eq}}(t) = -\boldsymbol{B_2^z}(z)^{-1}\begin{Bmatrix} \left(\boldsymbol{A_{21}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_1}(t) + \boldsymbol{A_{22}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_2}(t)\right) + \\ \boldsymbol{\sigma}\left(\boldsymbol{A_{11}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_1}(t) + \boldsymbol{A_{12}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_2}(t)\right) + \dot{\boldsymbol{\sigma}}\boldsymbol{z_1}(t) \end{Bmatrix} \tag{3.44}$$

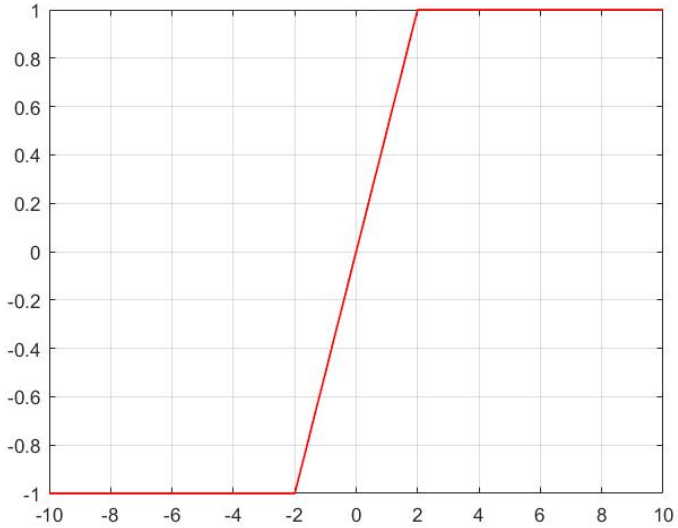
3.7. Çatırtı Problemi

Kayan kipli kontrol yaklaşımında kayma yüzeyinde yörüngenin dışındaki hareketlere çatırtı (Chattering) denmektedir. Bu pratikte yüksek frekansta kontrol girişi olarak da tanımlanabilmektedir. Çatırtı, sistemlerin kontrolünde hassasiyet derecesini düşürür, mekanik hızlı sistemlerin ani hareket etmesine, eyleyicilerin hasar görmesine ve elektrik devrelerinde ısıl kayıplara neden olur [27]. Çatırtı probleminin çözümü farklı çözümler

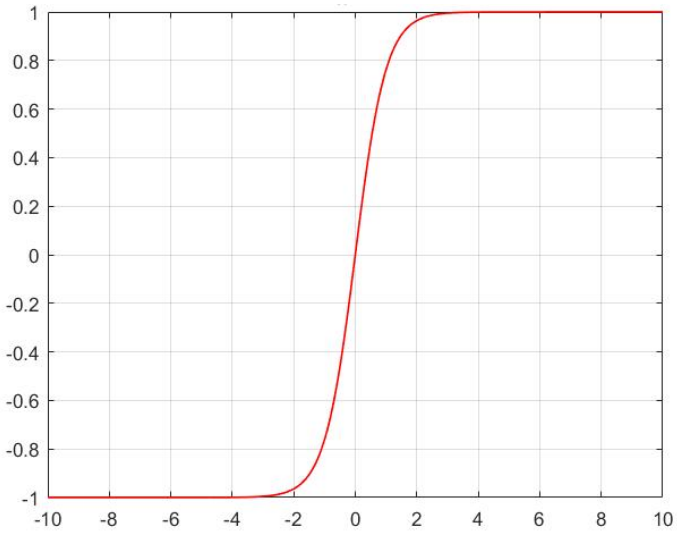
getirilmiştir. Genelde düzeltici kontrol girişindeki işaret fonksiyonu (Şekil 3.8) yerine, doyum fonksiyonu (Şekil 3.9), hiperbolik teğet fonksiyonu (Şekil 3.10) ya da yumuşatılmış işaret fonksiyonu (Şekil 3.11) kullanılmaktadır. Erişme fazında yüksek kazançlı ancak kayma yüzeyinde değişken kazançlı bir kontrol sinyali sistemin kayma yüzeyine ulaşma hızını arttıracak, kayma yüzeyinde çatırtıyı azaltacak, kayan kipli kontrol yönteminin gerçek sistemlere uygulanabilirliğini arttıracaktır. Düzeltici kontrol girişi bu durumda hata ve referans değerine bağlı olarak kazancı değişen bir denklemden Eş 3.45 elde edilecektir [23, 28-30].



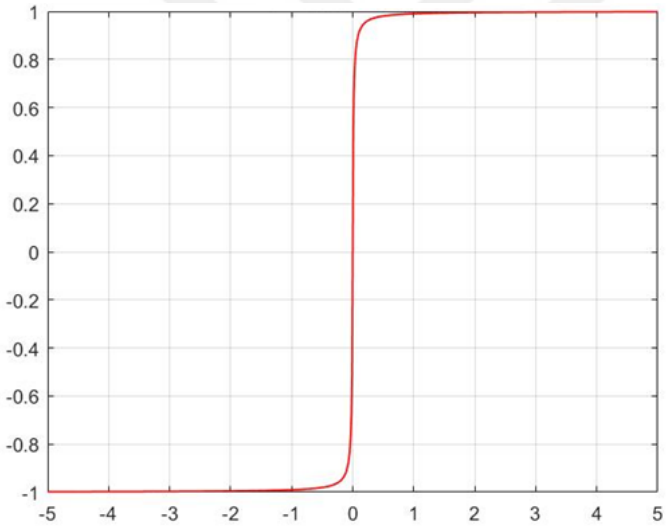
Şekil 3.8 İşaret fonksiyonu



Şekil 3.9 Doyum fonksiyonu



Şekil 3.10 Hiperbolik teğet fonksiyonu



Şekil 3.11 Yumuşatılmış işaret fonksiyonu

$$\boldsymbol{u_c}(t) = -\boldsymbol{B_2^z}(\boldsymbol{z})k_a(\boldsymbol{r}(t)^2)(|\boldsymbol{e}(t)| + \boldsymbol{\varepsilon}) \tanh\left(k_s \frac{\boldsymbol{\sigma}(t)}{|\boldsymbol{e}(t)|+\boldsymbol{\varepsilon}}\right) \tag{3.45}$$

Eş 3.45'de $k_a > 0$, $k_s > 0, \varepsilon > 0, r(t) \neq 0$ olmak üzere;

- k_a en yüksek düzeltici kontrol sinyalinin büyüklüğünü sınırlandırılması için kullanılan katsayıdır ve sistem üzerindeki belirsizlikleri karşılayacak yeterli büyüklükte düzeltici kontrol sinyalinin üretilmesi için kullanılır.
- k_s kayma yüzeyi etrafındaki sınır kalınlığının sınırlandırılması için kullanılan katsayıdır.
- ε, hata değerinin sıfıra gitmesi durumunda hiperbolik tanjant fonksiyonunu tanımsız olmaması için kullanılan çok küçük bir değerdir.

- $\boldsymbol{r}(t)^2$ terimi referans değerinde yapılacak değişikliklerde düzeltici kontrol girişine üstel bir katkı sağlar.
- $|\boldsymbol{e}(t)| + \boldsymbol{\varepsilon}$ terimi erişme fazında yüksek düzeltici kontrol sinyali sağlayarak sistemin hızını arttırır. Sistem kayma yüzeyine eriştikten sonra ise düzeltici kontrol sinyali değişimini azaltarak çatırtı problemini çözecektir [30].

3.8. Kontrolcü Performansının Değerlendirilmesi

Kontrol algoritmasının performansının karşılaştırılması için farklı yöntemler bulunmaktadır. Çatırtı probleminin çözümünde kullanılacak yöntemlerin performanslarını karşılaştırmak için literatürde olan hata tabanlı performans indeksleri hatanın mutlak değerlerinin toplamı Eş 3.46, hatanın zaman ağırlıklı mutlak değerleri toplamı Eş 3.48, hatanın karelerinin toplamı Eş 3.47, hatanın zaman ağırlıklı karelerinin toplamı Eş 3.49 ile ölçümler yapılacaktır. Kontrol işaretinin performansının incelenmesi amacıyla toplam kontrol giriş değişimi Eş 3.50 ve kontrol girişi karelerinin toplamı Eş 3.51 irdelenecektir [31-33]. IAE, ISE, ITAE ve ITSE performans indeksleri arttıkça sistemin performansının artacağını göstermektedir. TV ve ISCI performans indeksleri arttıkça sistemin harcadığı enerjinin artacağını göstermektedir.

$$IAE = \sum_{i=0}^{\infty} |\boldsymbol{u}(i+1) - \boldsymbol{u}(i)| = \int |\boldsymbol{e}(t)| dt \tag{3.46}$$

$$ISE = \int \boldsymbol{e}^2(t)\, dt \tag{3.47}$$

$$ITAE = \int t|\boldsymbol{e}(t)| dt \tag{3.48}$$

$$ITSE = \int t|\boldsymbol{e}(t)^2| dt \tag{3.49}$$

$$TV = \int |\boldsymbol{u}(t+1) - \boldsymbol{u}(t)|\, dt \tag{3.50}$$

$$ISCI = \int \boldsymbol{u}(t)^2\, dt \tag{3.51}$$

4. KAYAN KİPLİ KONTROL TASARIMI

3 serbestlik dereceli helikopter deney setini, kayan kipli kontrol yöntemini kullanarak kontrol etmek için öncelikle hareket denklemleri durum uzay formunda yazılmalı, referans takibi için düzenlenmeli ve kontrol girişi terimleri olan hareket denklemleri ile olmayan hareket denklemleri birbirinden ayrılmalıdır.

4.1. Doğrusal Olmayan Matematiksel Model

4.1.1. Doğrusal olmayan matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi

Eş 2.4 – Eş 2.8'de verilen hareket denklemleri Eş 4.1'de verilen formda yazılarak durum uzay formu oluşturulacaktır. Durum değişkenleri Eş 4.2'de verilecektir. Hareket denklemleri Eş 4.3 – Eş 4.10'da durum değişkenleri parametrelerine göre düzenlenecektir.

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}(\boldsymbol{x}, t)\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(\boldsymbol{x}, t)\boldsymbol{u}(t) \tag{4.1}$$

$$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} \theta \\ \varphi \\ \psi \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} \\ \tau_{cyc} \\ \tau_{coll} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \end{bmatrix} \tag{4.2}$$

$$\dot{x}_1 = x_4 \tag{4.3}$$

$$\dot{x}_2 = x_5 \tag{4.4}$$

$$\dot{x}_3 = x_6 \tag{4.5}$$

$$\dot{x}_4 = -d_1 x_4 - d_2 \sin x_1 + d_3 x_8 \cos x_2 \tag{4.6}$$

$$\dot{x}_5 = -b_1 x_5 - b_2 \sin x_2 + b_3 x_7 \tag{4.7}$$

$$\dot{x}_6 = -a_1 x_6 + a_2(\alpha x_8 + 1)\sin x_2 \tag{4.8}$$

$$\dot{x}_7 = -c_1 x_7 - \frac{c_2}{2} u_f + \frac{c_2}{2} u_b \tag{4.9}$$

$$\dot{x}_8 = -e_1 x_8 + \frac{e_2}{2} u_f + \frac{e_2}{2} u_b \tag{4.10}$$

Durum uzay $\boldsymbol{A}$ ve $\boldsymbol{B}$ matrisleri Eş 4.11 ve Eş 4.12'deki gibi yazılır.

$$\boldsymbol{A}(\boldsymbol{x},t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{d_2 \sin x_1}{x_1} & 0 & 0 & -d_1 & 0 & 0 & 0 & d_3 \cos x_2 \\ 0 & -\frac{b_2 \sin x_2}{x_2} & 0 & 0 & -b_1 & 0 & b_3 & 0 \\ 0 & \frac{a_2(\alpha x_{10}+1)\sin x_2}{x_2} & 0 & 0 & 0 & -a_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -c_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -e_1 \end{bmatrix} \tag{4.11}$$

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -\frac{c_2}{2} & \frac{c_2}{2} \\ \frac{e_2}{2} & \frac{c_2}{2} \end{bmatrix} \tag{4.12}$$

4.1.2. Doğrusal olmayan matematiksel model referans takibi için durum uzay formunun düzenlenmesi

3 serbestlik dereceli helikopter deney seti, yükseliş ve gezinti eksenleri referans verilerek kontrol edilecektir. Referans takibi için birinci tip servo sistemi tasarımı yöntemi kullanılacaktır [34-36]. Sistem Eş 4.13'de verildiği gibi tanımlanmıştır.

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{x}} &= \boldsymbol{A}(\boldsymbol{x},t)\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(t) \\ \boldsymbol{y}(\boldsymbol{x},t) &= \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t) \end{aligned} \tag{4.13}$$

Kontrol çıktısı olarak yükseliş ve gezinti eksenlerinin durumları kontrol edileceğinden C matrisi Eş 4.14'de olduğu gibi yazılabilir.

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.14}$$

Referans takibi için tasarlanacak sistem asimptotik olarak kararlı bir sistem olmalıdır. Takip edilecek y durumları referans sinyal ξ'a, kontrolcü girişleri u_e ise 0'a yakınsamalıdır. Durum değişkenleri, referans sinyaller, kontrolcü girişleri Eş 4.15, Eş 4.16 ve Eş 4.17'deki gibi tanımlanır.

$$\boldsymbol{x_e}(t) = \boldsymbol{x}(t) - \boldsymbol{x}(\infty) \tag{4.15}$$

$$\boldsymbol{\xi_e}(t) = \boldsymbol{\xi}(t) - \boldsymbol{\xi}(\infty) \tag{4.16}$$

$$\boldsymbol{u_e}(t) = \boldsymbol{u}(t) - \boldsymbol{u}(\infty) \tag{4.17}$$

Eş 4.18 ve Eş 4.19'da hata fonksiyonları verilmiştir.

$$\xi_\theta = \int_0^t \left(\xi_\theta(\tau) - \xi_{\theta_d}(\tau)\right) d\tau \tag{4.18}$$

$$\xi_\psi = \int_0^t \left(\xi_\psi(\tau) - \xi_{\psi_d}(\tau)\right) d\tau \tag{4.19}$$

Durum uzay matrisleri bu durumda Eş 4.20 olduğu gibi ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{x}}_{\boldsymbol{e}}(t) \\ \dot{\boldsymbol{\xi}}_{\boldsymbol{e}}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}(\boldsymbol{x},t) & 0 \\ \boldsymbol{C} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{x_e}(t) \\ \boldsymbol{\xi_e}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{B} \\ 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{u_e}(t)$$

$$\dot{\boldsymbol{e}}(t) = \widehat{\boldsymbol{A}}(\boldsymbol{x},t)\tilde{\boldsymbol{x}}(t) + \widehat{\boldsymbol{B}}\boldsymbol{u_e}(t) \tag{4.20}$$

$\hat{A}(x,t)$ ve $\hat{B}(x,t)$ durum uzay matrisleri Eş 3.31 ve Eş 3.32'de olduğu gibi düzenlenir.

$$\widehat{\boldsymbol{A}}(\boldsymbol{x},t)=$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{d_2 \sin x_1}{x_1} & 0 & 0 & -d_1 & 0 & 0 & 0 & d_3 \cos x_2 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{b_2 \sin x_2}{x_2} & 0 & 0 & -b_1 & 0 & b_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{a_2(\alpha x_{10}+1)\sin x_2}{x_2} & 0 & 0 & 0 & -a_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -c_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -e_1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.21}$$

$$\widehat{\boldsymbol{B}}=\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -\frac{c_2}{2} & \frac{c_2}{2} \\ \frac{e_2}{2} & \frac{c_2}{2} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.22}$$

4.2. Doğrusal Matematiksel Model

4.2.1. Doğrusal matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi

Eş 2.11 – Eş 2.15'de verilen hareket denklemleri Eş 4.23'de verilen formda yazılarak durum uzay formu oluşturulacaktır. Durum değişkenleri Eş 4.24'de verilecektir. Hareket denklemleri, Eş 4.25 – Eş 4.32'de durum değişkenleri parametrelerine göre düzenlenecektir.

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(t) \tag{4.23}$$

$$\boldsymbol{x}=\begin{bmatrix} \theta \\ \varphi \\ \psi \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} \\ \tau_{cyc} \\ \tau_{coll} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \end{bmatrix} \tag{4.24}$$

$$\dot{x}_1 = x_4 \tag{4.25}$$

$$\dot{x}_2 = x_5 \tag{4.26}$$

$$\dot{x}_3 = x_6 \tag{4.27}$$

$$\dot{x}_4 = a_1 x_1 + a_2 x_4 + a_3 x_8 \tag{4.28}$$

$$\dot{x}_5 = b_1 x_2 + b_2 x_5 + b_3 x_7 \tag{4.29}$$

$$\ddot{x}_6 = c_1 x_2 + c_2 x_6 \tag{4.30}$$

$$\dot{x}_7 = d_1 x_7 + e_1 u_f + e_2 u_b \tag{4.31}$$

$$\dot{x}_8 = d_2 x_8 + f_1 u_f + f_2 u_b \tag{4.32}$$

Durum uzay $\boldsymbol{A}$ ve $\boldsymbol{B}$ matrisleri Eş 4.11 ve Eş 4.12'deki gibi yazılır.

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_1 & 0 & 0 & a_2 & 0 & 0 & 0 & a_3 \\ 0 & b_1 & 0 & 0 & b_2 & 0 & b_3 & 0 \\ 0 & c_1 & 0 & 0 & 0 & c_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_2 \end{bmatrix} \tag{4.33}$$

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ e_1 & e_2 \\ f_1 & f_2 \end{bmatrix} \tag{4.34}$$

4.2.2. Doğrusal matematiksel model referans takibi için durum uzay formunun düzenlenmesi

Sistem Eş 4.35'de verildiği gibi tanımlanmıştır.

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(t)$$
$$\boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t) \tag{4.35}$$

Kontrol çıktısı olarak yükseliş ve gezinti eksenlerinin durumları kontrol edileceğinden C matrisi Eş 4.36'da olduğu gibi yazılabilir.

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.36}$$

Referans takibi için tasarlanacak sistem asimptotik olarak kararlı bir sistem olmalıdır. Takip edilecek y durumları referans sinyal ξ'a, kontrolcü girişleri u_e ise 0'a yakınsamalıdır. Durum değişkenleri, referans sinyaller, kontrolcü girişleri Eş 4.37, Eş 4.38 ve Eş 4.39'daki gibi tanımlanmaktadır.

$$\boldsymbol{x_e}(t) = \boldsymbol{x}(t) - \boldsymbol{x}(\infty) \tag{4.37}$$

$$\boldsymbol{\xi_e}(t) = \boldsymbol{\xi}(t) - \boldsymbol{\xi}(\infty) \tag{4.38}$$

$$\boldsymbol{u_e}(t) = \boldsymbol{u}(t) - \boldsymbol{u}(\infty) \tag{4.39}$$

Eş 4.40 ve Eş 4.41'de hata fonksiyonları verilmiştir.

$$\xi_\theta = \int_0^t \left(\xi_\theta(\tau) - \xi_{\theta_d}(\tau)\right) d\tau \tag{4.40}$$

$$\xi_\psi = \int_0^t \left(\xi_\psi(\tau) - \xi_{\psi_d}(\tau)\right) d\tau \tag{4.41}$$

Durum uzay formu bu durumda Eş 4.42'de olduğu gibi ifade edilir.

$$\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{x}}_{\boldsymbol{e}}(t)\\ \dot{\boldsymbol{\xi}}_{\boldsymbol{e}}(t)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A} & 0\\ \boldsymbol{C} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_{\boldsymbol{e}}(t)\\ \boldsymbol{\xi}_{\boldsymbol{e}}(t)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}\\ 0\end{bmatrix}\boldsymbol{u}_{\boldsymbol{e}}(t)$$

$$\dot{\boldsymbol{e}}(t)=\widehat{\boldsymbol{A}}\tilde{\boldsymbol{x}}(t)+\widehat{\boldsymbol{B}}\boldsymbol{u}_{\boldsymbol{e}}(t) \tag{4.42}$$

$\widehat{\boldsymbol{A}}(\boldsymbol{x})$ ve $\widehat{\boldsymbol{B}}(\boldsymbol{x})$ durum uzay matrisleri Eş 4.43 ve Eş 4.44'de olduğu gibi düzenlenir.

$$\widehat{\boldsymbol{A}}=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ a_1 & 0 & 0 & a_2 & 0 & 0 & 0 & a_3 & 0 & 0\\ 0 & b_1 & 0 & 0 & b_2 & 0 & b_3 & 0 & 0 & 0\\ 0 & c_1 & 0 & 0 & 0 & c_2 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_2 & 0 & 0\\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix} \tag{4.43}$$

$$\widehat{\boldsymbol{B}}=\begin{bmatrix}0 & 0\\ 0 & 0\\ 0 & 0\\ 0 & 0\\ 0 & 0\\ 0 & 0\\ e_1 & e_2\\ f_1 & f_2\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix} \tag{4.42}$$

4.3. Kayan Kipli Kontrol Yönteminin Uygulanması İçin Kontrol Yüzeylerinin, Değişken Parametrelerinden Ayrılması

Kayan Kipli Kontrol yönteminin uygulanabilmesi için kontrol yüzeylerinin, değişken parametrelerinden ayrılması gerekmektedir. Eş 3.28'de verilen dönüşüm matrisine göre dönüşüm matrisi tanımlanır. Dönüşüm matrisi her durum değişkenin her değeri için hesaplanabilir olmalıdır ve dönüşüm matrisi her durumda tersi alınabilmesi gerekmektedir [37].

Kontrol edilebilirlik matrisi $\boldsymbol{M}$,

$$\boldsymbol{M}=[\boldsymbol{B}\ \boldsymbol{AB}\ \boldsymbol{A^2B}\ \ldots\boldsymbol{A^9B}] \tag{4.45}$$

Sistemin karakteristik polinomal denklemi,

$$|s\boldsymbol{I} - \boldsymbol{A}| = s^{10} + a_1 s^9 + \cdots + a_9 s + a_{10} \tag{4.46}$$

Katsayılar ile ağırlık matrisi $\boldsymbol{W}$,

$$\boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} a_9 & a_8 & \dots & a_1 & 1 \\ a_8 & a_9 & \dots & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ a_1 & 1 & \cdots & 0 & 0 \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.47}$$

olarak tanımlanır. Dönüşüm matrisi Eş 4.48 ile bulunur.

$$\boldsymbol{T} = (\boldsymbol{MW})^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.48}$$

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{z_1} \\ \boldsymbol{z_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \\ z_5 \\ z_6 \\ z_7 \\ z_8 \\ z_9 \\ z_{10} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_7 \\ x_8 \end{bmatrix} \tag{4.49}$$

4.3.1. Doğrusal olmayan matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi

$$\boldsymbol{A^z(z) = T\widehat{A}(x)T^{-1}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A_{11}^z(z)} & \boldsymbol{A_{12}^z(z)} \\ \boldsymbol{A_{21}^z(z)} & \boldsymbol{A_{22}^z(z)} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{d_2 \sin z_1}{z_1} & 0 & 0 & -d_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_3 \cos z_2 \\ 0 & -\frac{b_2 \sin z_2}{z_2} & 0 & 0 & -b_1 & 0 & 0 & 0 & b_3 & 0 \\ 0 & \frac{a_2(\alpha z_{10}+1) \sin z_2}{z_2} & 0 & 0 & 0 & -a_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -c_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -e_1 \end{bmatrix} \quad (4.50)$$

$$\boldsymbol{B_z = T\widehat{B}} = \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{B_2^z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -\frac{c_2}{2} & \frac{c_2}{2} \\ \frac{e_2}{2} & \frac{c_2}{2} \end{bmatrix} \quad (4.51)$$

B_z matrisi incelendiğinde ilk 8 hareket denkleminde kontrol girişi olmadığı görülmektedir. Bu durumda $\boldsymbol{z_1}(t)$ vektörü kontrol giriş olmayan değişkenleri, $\boldsymbol{z_2}(t)$ vektörü kontrol girişi olan değişkenleri ifade etmek üzere $\boldsymbol{z_1}(t)$ ve $\boldsymbol{z_2}(t)$ vektörleri, Eş 4.52 ve Eş 4.53'deki gibi tanımlanmaktadır.

$$\boldsymbol{z_1} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \\ z_5 \\ z_6 \\ z_7 \\ z_8 \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

$$\boldsymbol{z_2} = \begin{bmatrix} z_9 \\ z_{10} \end{bmatrix} \tag{4.53}$$

Bu durumda $A^z(z)$ ve B^z durum değişken matrisleri bileşenleri $A_{11}^z(z)$, $A_{12}^z(z)$, $A_{21}^z(z)$, $A_{22}^z(z)$ ve B_2^z Eş 4.54 – Eş 4.58'de verilmektedir.

$$\boldsymbol{A_{11}^z(z)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{d_2 \sin z_1}{z_1} & 0 & 0 & -d_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{b_2 \sin z_2}{z_2} & 0 & 0 & -b_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{a_2(\alpha z_{10}+1) \sin z_2}{z_2} & 0 & 0 & 0 & -a_1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.54}$$

$$\boldsymbol{A_{12}^z(z)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & d_3 \cos z_2 \\ b_3 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.55}$$

$$\boldsymbol{A_{21}^z(z)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.56}$$

$$\boldsymbol{A_{22}^z(z)} = \begin{bmatrix} -c_1 & 0 \\ 0 & -e_1 \end{bmatrix} \tag{4.57}$$

$$\boldsymbol{B_2^z} = \begin{bmatrix} -\frac{c_2}{2} & \frac{c_2}{2} \\ \frac{e_2}{2} & \frac{c_2}{2} \end{bmatrix} \tag{4.58}$$

4.3.2. Doğrusal matematiksel model durum uzay formunun düzenlenmesi

$$\boldsymbol{A^z(z) = T\hat{A}T} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A_{11}^z} & \boldsymbol{A_{12}^z} \\ \boldsymbol{A_{21}^z} & \boldsymbol{A_{22}^z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_1 & 0 & 0 & a_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_3 \\ 0 & b_1 & 0 & 0 & b_2 & 0 & 0 & 0 & b_3 & 0 \\ 0 & c_1 & 0 & 0 & 0 & c_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_2 \end{bmatrix} \quad (4.59)$$

$$\boldsymbol{B_z = T\hat{B}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{B_2^z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ e_1 & e_2 \\ f_1 & f_2 \end{bmatrix} \quad (4.60)$$

Eş 4.61 ve Eş 4.62'deki gibi tanımlanmaktadır.

$$\boldsymbol{z_1} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \\ z_5 \\ z_6 \\ z_7 \\ z_8 \end{bmatrix} \quad (4.61)$$

$$\boldsymbol{z_2} = \begin{bmatrix} z_9 \\ z_{10} \end{bmatrix} \quad (4.62)$$

Bu durumda A^z ve B^z durum değişken matrisleri bileşenleri A_{11}^z, A_{12}^z, A_{21}^z, A_{22}^z ve B_2^z Eş 4.63 – Eş 4.67'de verilmektedir.

$$\boldsymbol{A_{11}^{z}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_1 & 0 & 0 & a_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b_1 & 0 & 0 & b_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_1 & 0 & 0 & 0 & c_2 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.63}$$

$$\boldsymbol{A_{12}^{z}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & a_3 \\ b_3 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.64}$$

$$\boldsymbol{A_{21}^{z}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.65}$$

$$\boldsymbol{A_{22}^{z}} = \begin{bmatrix} d_1 & 0 \\ 0 & d_2 \end{bmatrix} \tag{4.66}$$

$$\boldsymbol{B_{2}^{z}} = \begin{bmatrix} e_1 & e_2 \\ f_1 & f_2 \end{bmatrix} \tag{4.67}$$

4.4. Kontrol Kuralı Tasarımı

Kayan kipli kontrol yöntemine göre sistem durumları kayma yüzeyine getirilerek, kayma yüzeyinde kayma hareketi ile denge noktasına erişmesi sağlanır. Kayma yüzeyi tasarımı için kayma yüzeyi eğimi bulunması gerekmektedir.

$\sigma(z)\dot{\sigma}(z) < 0$ şartının sağlanması için Durum Değişken Riccati Denklemi çözülerek $\boldsymbol{S}$ kayma yüzeyi eğimi hesaplanır. Durum Değişken Riccati Denklemi kontrol girişi olmayan alt sisteme uygulanır. Sistem, her çözüm anından dondurularak, durum değişkenlerinin anlık değerlerine göre dondurulur. Durum Değişken Riccati Denklemi ayrık zamanlı olarak doğrusal zamanla değişmeyen sistem gibi çözülür.

Kontrol girişi, düzeltici kontrol girişi ve eşdeğer kontrol girişi olarak iki bileşenden oluşmaktadır.

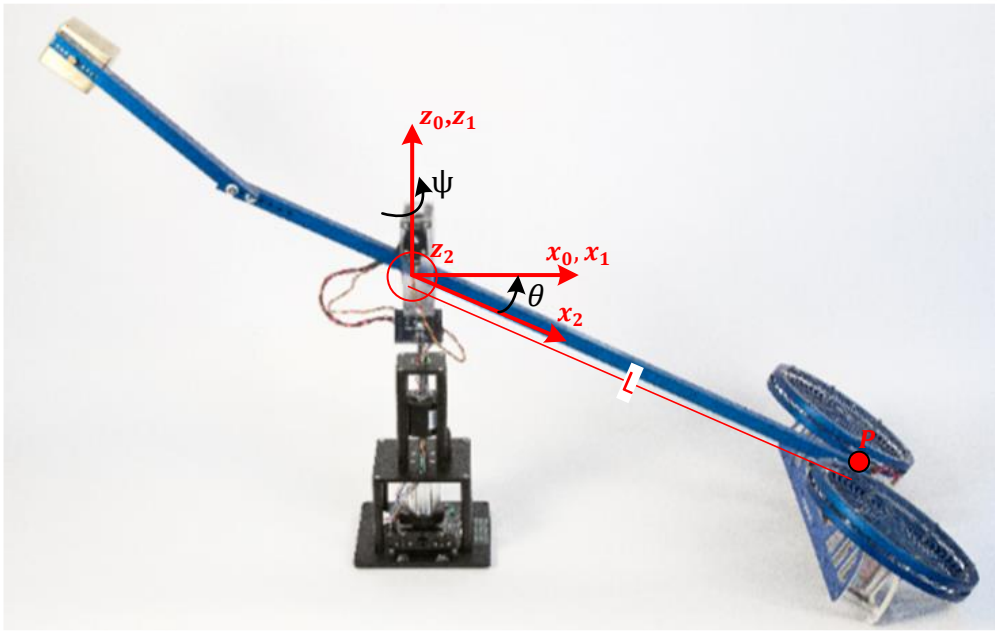
$$\boldsymbol{u}(t) = \boldsymbol{u_c}(t) + \boldsymbol{u_{eq}}(t) \tag{4.68}$$

$$\boldsymbol{u_c}(t) = -\boldsymbol{B_2^z}(\boldsymbol{z})k\ sgn\big(\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{z})\big) \tag{4.69}$$

$$u_{eq}(t) = -\boldsymbol{B_2^z}(\boldsymbol{z})^{-1}\begin{Bmatrix} \big(\boldsymbol{A_{21}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_1}(t) + \boldsymbol{A_{22}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_2}(t)\big) \\ +\boldsymbol{S}(\boldsymbol{z})\big(\boldsymbol{A_{11}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_1}(t) + \boldsymbol{A_{12}^z}(\boldsymbol{z})\boldsymbol{z_2}(t)\big) + \dot{\boldsymbol{S}}\boldsymbol{z_1}(t) \end{Bmatrix} \tag{4.70}$$

4.5. 3 Serbestlik Dereceli Helikopter Modeli Yörünge Takibi

Bu bölümde, 3 serbestlik dereceli helikopter modeline yörünge takibi yaptırabilmek için, modelin ileri ve geri kinematik denklemleri çıkarılacaktır. Şekil 4.1'de koordinat eksenleri tanımlanmıştır. Yörünge takibinde, gezinti ve yükseliş hareketleri kontrol edilerek P noktasının pozisyonu hedef nokta olarak alınacaktır.



Şekil 4.1 3 Eksenli helikopter modelinin koordinat eksenleri

Şekil 4.1'de tanımlanan koordinat eksenlerine göre Denavit-Hartenberg parametreleri Çizelge 4.1'de verilmiştir.

Çizelge 4.1 Denavit-Hartenberg parametreleri

Koordinant Ekseni	α_{i-1}	a_{i-1}	d_i	θ_i
1	0	0	0	ψ
2	$\pi/2$	0	0	θ

4.5.1. İleri kinematik analiz

3 serbestlik dereceli helikopter modelinin, gezinti ve yükseliş pozisyonları bilinmesi durumunda P noktasının 0 nolu koordinat eksenine göre pozisyon bilgisini elde etmek için ileri kinematik analiz yapılmalıdır. İleri kinematik analiz için koordinat eksenleri arasında dönüşümü için Eş 4.71'de verilen dönüşüm matrisi uygulanacaktır.

$$ {}^{i}_{i-1}T = \begin{bmatrix} \cos\theta_i & -\sin\theta_i & 0 & a_{i-1} \\ \sin\theta_i \cos\alpha_{i-1} & \cos\theta_i \cos\alpha_{i-1} & -\sin\alpha_{i-1} & -\sin\alpha_{i-1}\, d_i \\ \sin\theta_i \sin\alpha_{i-1} & \cos\theta_i \sin\alpha_{i-1} & \cos\alpha_{i-1} & -\cos\alpha_{i-1}\, d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{4.71} $$

$$ {}^{3}_{0}P = {}^{1}_{0}T\,{}^{2}_{1}T\,{}^{3}_{2}P \tag{4.72} $$

P pozisyonu öncelikle 1 nolu koordinat eksenine göre, sonra 0 nolu koordinat eksenine göre pozisyonu bulunacaktır. P noktasının 2 nolu koordinat eksenine göre pozisyonu Eş 4.73'de verilmiştir.

$$ {}^{3}_{2}P = \begin{bmatrix} L \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{4.73} $$

1 nolu koordinat eksenine göre P noktasının koordinatı Eş 4.74'de;

$$ {}^{3}_{1}P = {}^{2}_{1}T\,{}^{3}_{2}P $$

$$ {}^{3}_{1}P = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L\cos\theta \\ 0 \\ L\sin\theta \\ 0 \end{bmatrix} \tag{4.74} $$

0 nolu koordinat eksenine göre P noktasının koordinatı Eş 4.75'de;

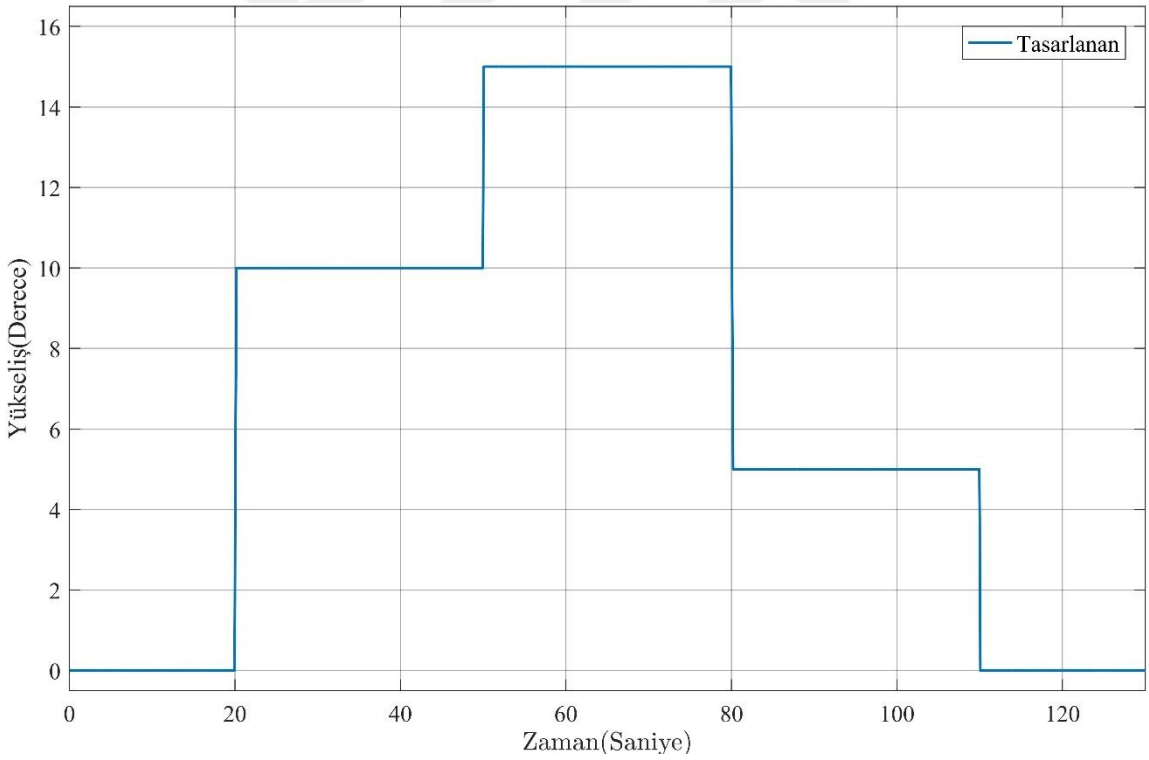
$$ {}^{3}_{0}P = {}^{1}_{0}T\,{}^{3}_{1}P $$

$$ {}^{3}_{0}P = \begin{bmatrix} cos\,\psi & -sin\,\psi & 0 & 0 \\ sin\,\psi & cos\,\psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L\,cos\,\theta \\ 0 \\ L\,sin\,\theta \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L\,cos\,\theta\,cos\,\psi \\ L\,cos\,\theta\,sin\,\psi \\ L\,sin\,\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.75) $$

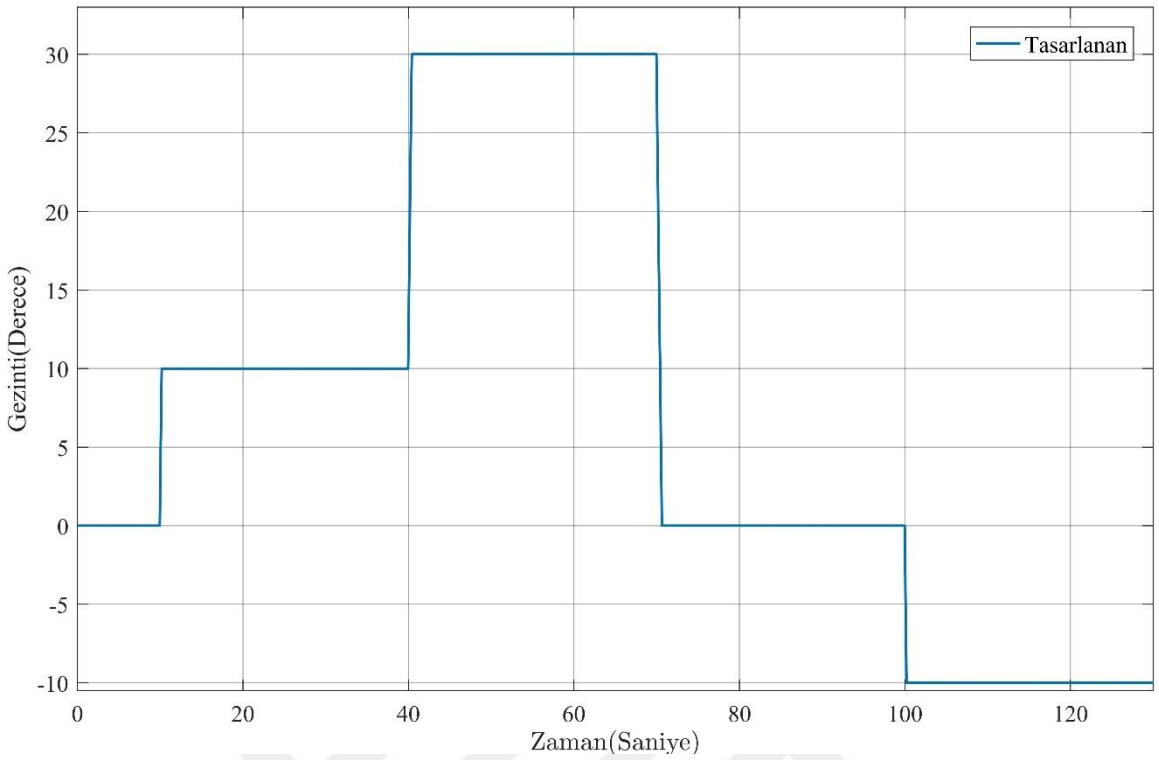
tanımlanmıştır.

4.5.2. İleri kinematik ile yörünge tanımlanması

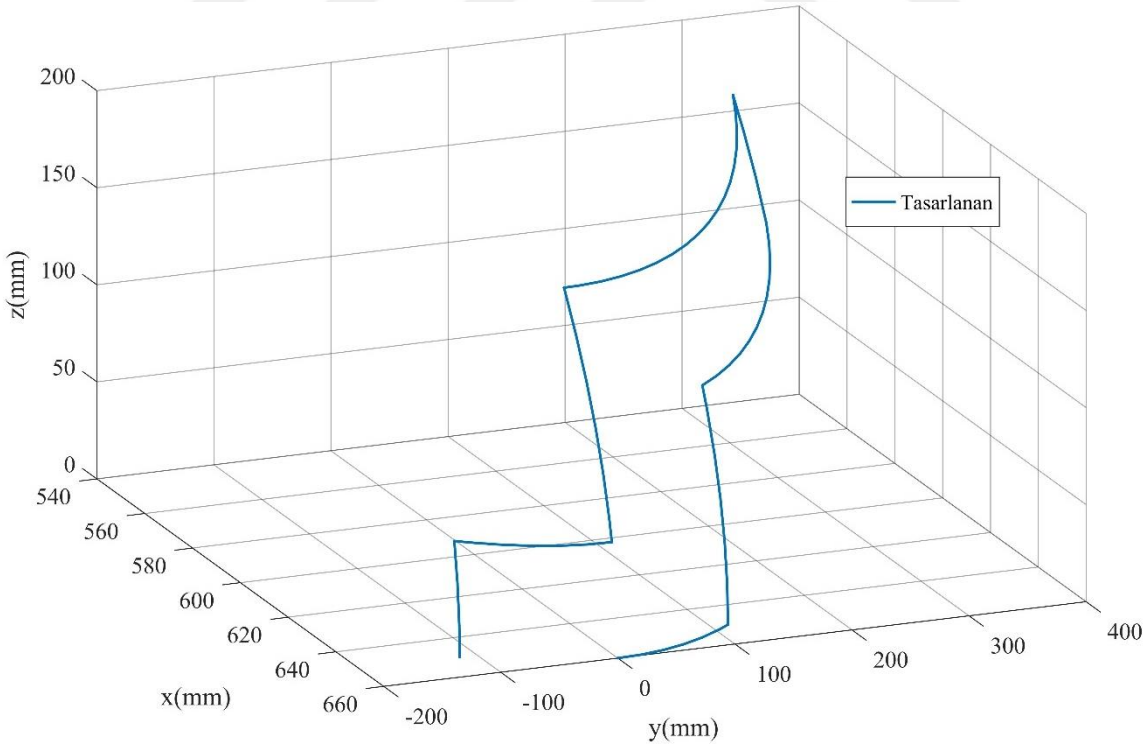
3 serbestlik dereceli helikopter modeli, direkt hedef pozisyon tanımlanarak adım fonksiyonlar ile yükseliş ve gezinti eksenleri kontrol edilecektir. İleri kinematik denklemler kullanılarak hedef noktanın 0 nolu eksen takımına göre konumu hesaplanacaktır. Yükseliş ekseni yörüngesi Şekil 4.2'de, gezinti ekseni yörüngesi Şekil 4.3'de ve hedef noktanın 0 nolu eksen takımına göre yörüngesi Şekil 4.4 verilmektedir.



Şekil 4.2 Yükseliş ekseni yörüngesi



Şekil 4.3 Gezinti ekseni yörüngesi



Şekil 4.4 Hedef nokta yörüngesi

4.5.3. Geri kinematik analiz

3 serbestlik dereceli helikopter modelinin, 0 nolu eksen takımına göre kartezyen koordinatlarında tanımlanan yörüngede hareket edebilmesi için gezinti ve yükseliş eksenlerin açısal pozisyonlarının hesaplanması gerekmektedir. Açısal pozisyonlar geri kinematik analiz ile hesaplanacaktır.

$${}^{2}_{1}T^{-1}\,{}^{1}_{0}T^{-1}\,{}^{3}_{0}P = {}^{3}_{2}P \tag{4.76}$$

$$\begin{bmatrix} z\sin(\theta) + x\cos(\psi)\cos(\theta) + y\cos(\theta)\sin(\psi) \\ z\cos(\theta) - x\cos(\psi)\sin(\theta) - y\sin(\psi)\sin(\theta) \\ xsin(\psi) - y * \cos(\psi) \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{4.77}$$

Eş 4.77'de verilen denklemler düzenlenirse gezinti ve yükseliş eksenlerinin açısal pozisyonları Eş 4.78 ve Eş 4.79'da verildiği gibi hesaplanır.

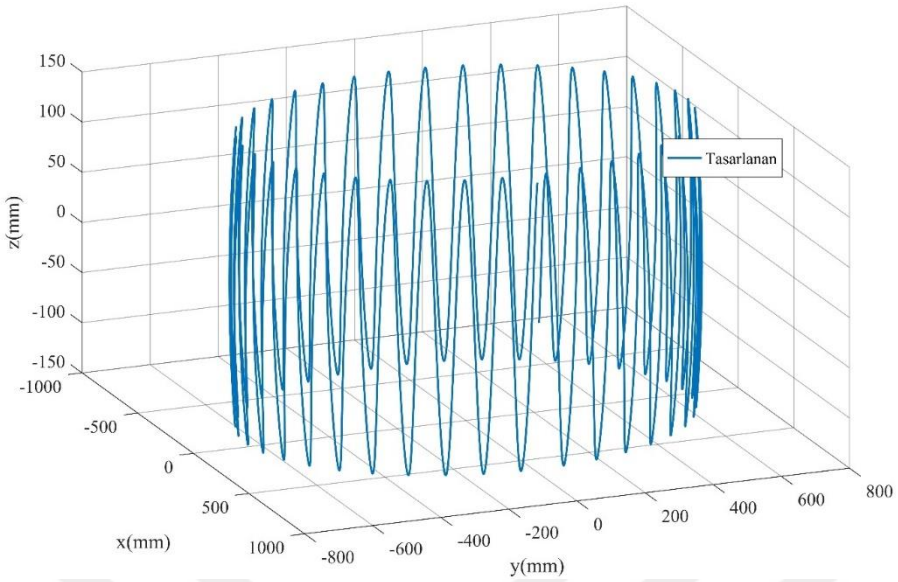
$$\psi = atan2(y, x) \tag{4.78}$$

$$\theta = asin\left(\frac{z}{L}\right) \tag{4.79}$$

4.5.4. Geri kinematik ile yörünge tanımlamaları

3 serbestlik dereceli helikopter modeli için tasarlanan kontrolcü algoritmaları iki farklı yörünge üzerinde test edilecektir. Yörünge denklemleri Eş 4.80 ve Eş 4.81'de verilmiştir.

$$\begin{aligned} t &= \pi + \frac{\pi}{7}\sin\left(\frac{t}{10}\right) \\ 0 &< \theta < \frac{\pi}{5} \\ x &= L\cos\left({}^{(t-\pi)}/_{2}\right)\cos(10\theta) \\ y &= L\cos\left({}^{(t-\pi)}/_{2}\right)\sin(10\theta) \\ z &= L\sin\left({}^{(t-\pi)}/_{2}\right) \end{aligned} \tag{4.80}$$



Şekil 4.5 Yörünge-1

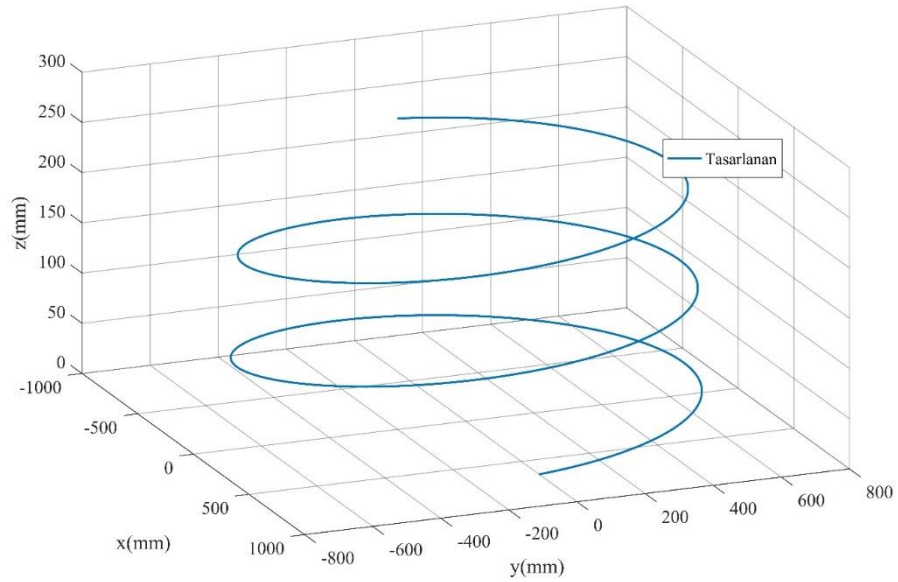
$$\pi < t < \frac{5\pi}{4}$$

$$0 < \theta < \frac{\pi}{2}$$

$$x = L\cos\left({}^{(t-\pi)}/_{2}\right)\cos(10\theta) \tag{4.81}$$

$$y = L\cos\left({}^{(t-\pi)}/_{2}\right)\sin(10\theta)$$

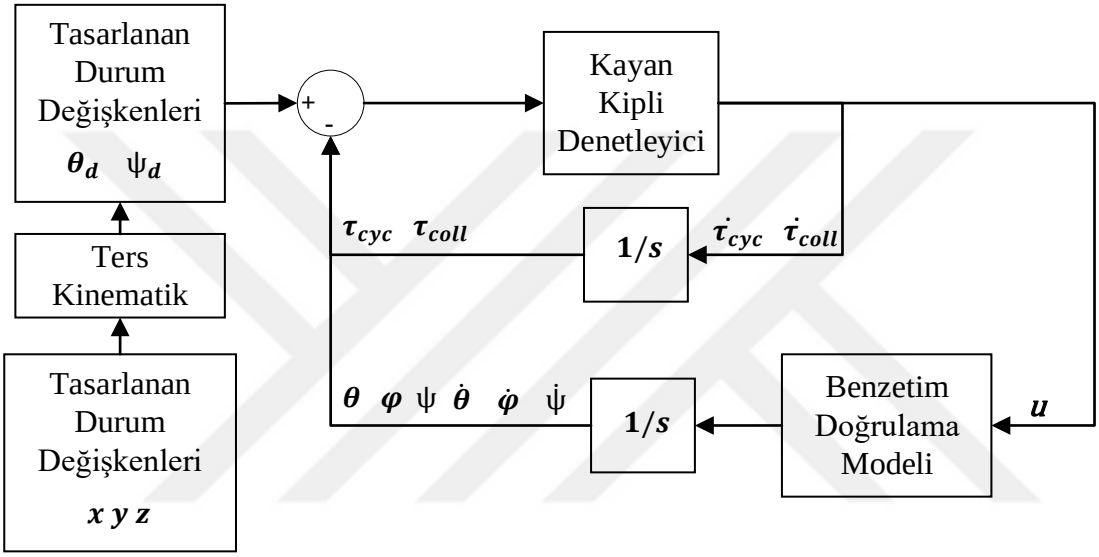
$$z = L\sin\left({}^{(t-\pi)}/_{2}\right)$$



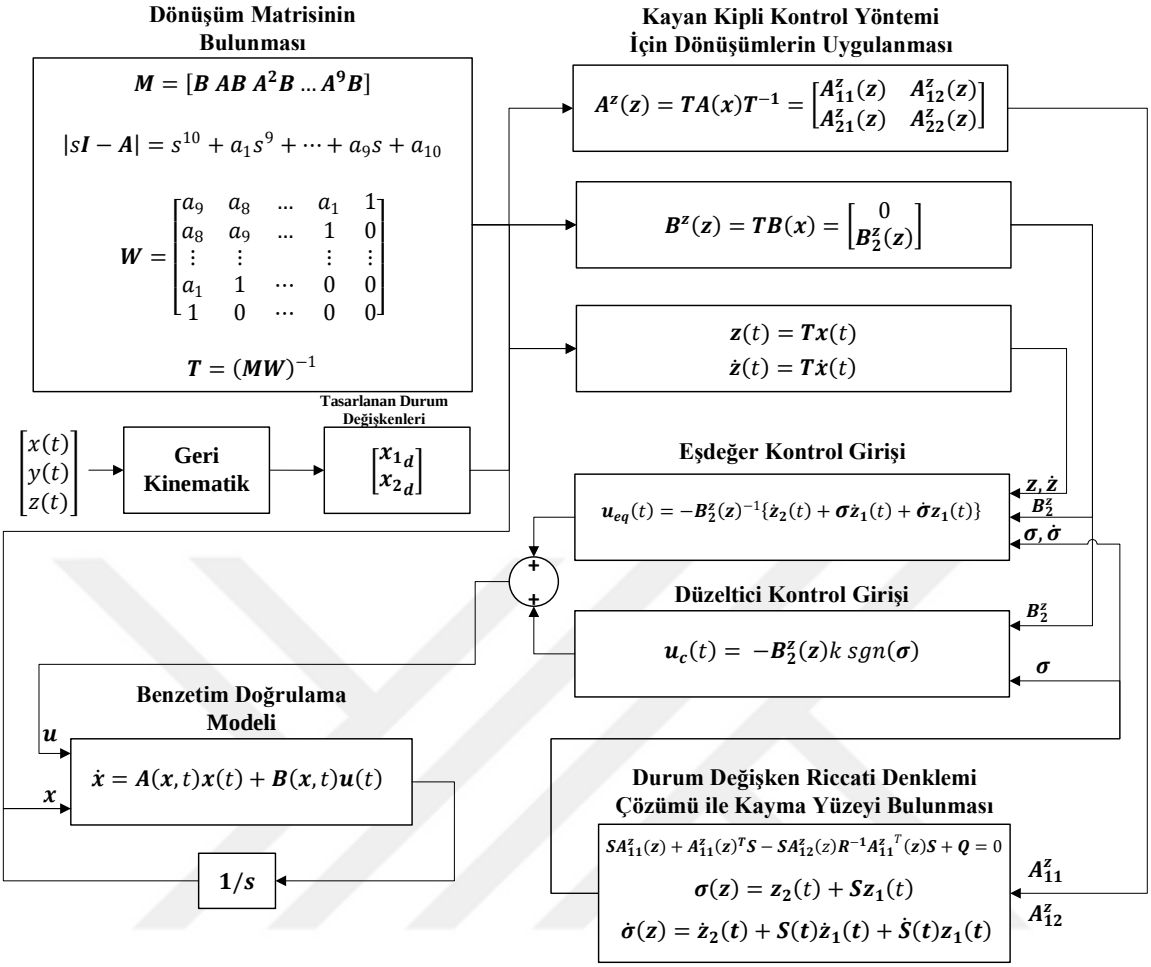
Şekil 4.6 Yörünge-2

4.6. Benzetim Modelinin Tasarımı

Quanser firmasının geliştirdiği 3 serbestlik dereceli helikopter modeli, Matlab SIMULINK yazılımı kullanılarak modellenecektir. Benzetim çalışmalarında, tasarlanan kontrolcü algoritmaları doğrusal olmayan sistem dinamiği ile kapalı çevrimde doğrulanacaktır. Benzetim modeli için kayan kipli kontrol yöntemi blok diyagramı Şekil 4.7 ve Şekil 4.8'de verilmiştir.



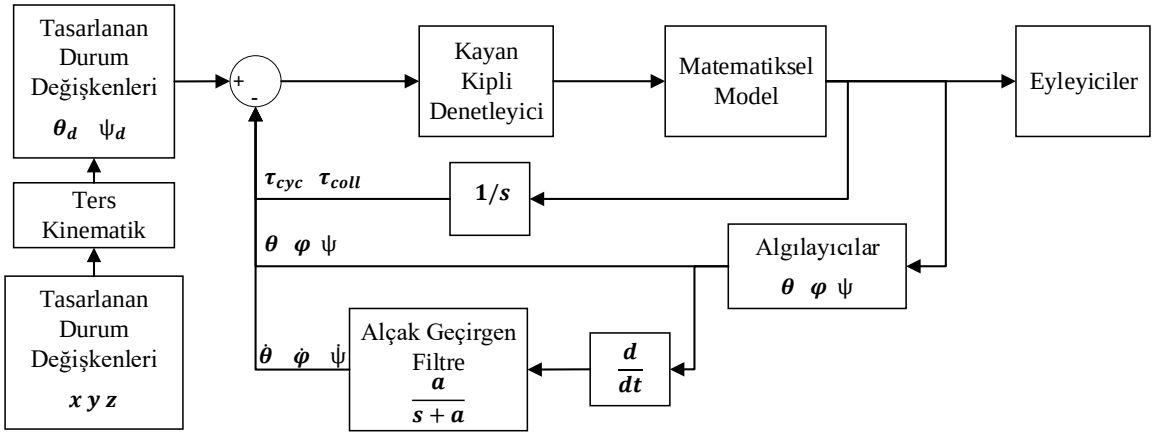
Şekil 4.7 Benzetim modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-1



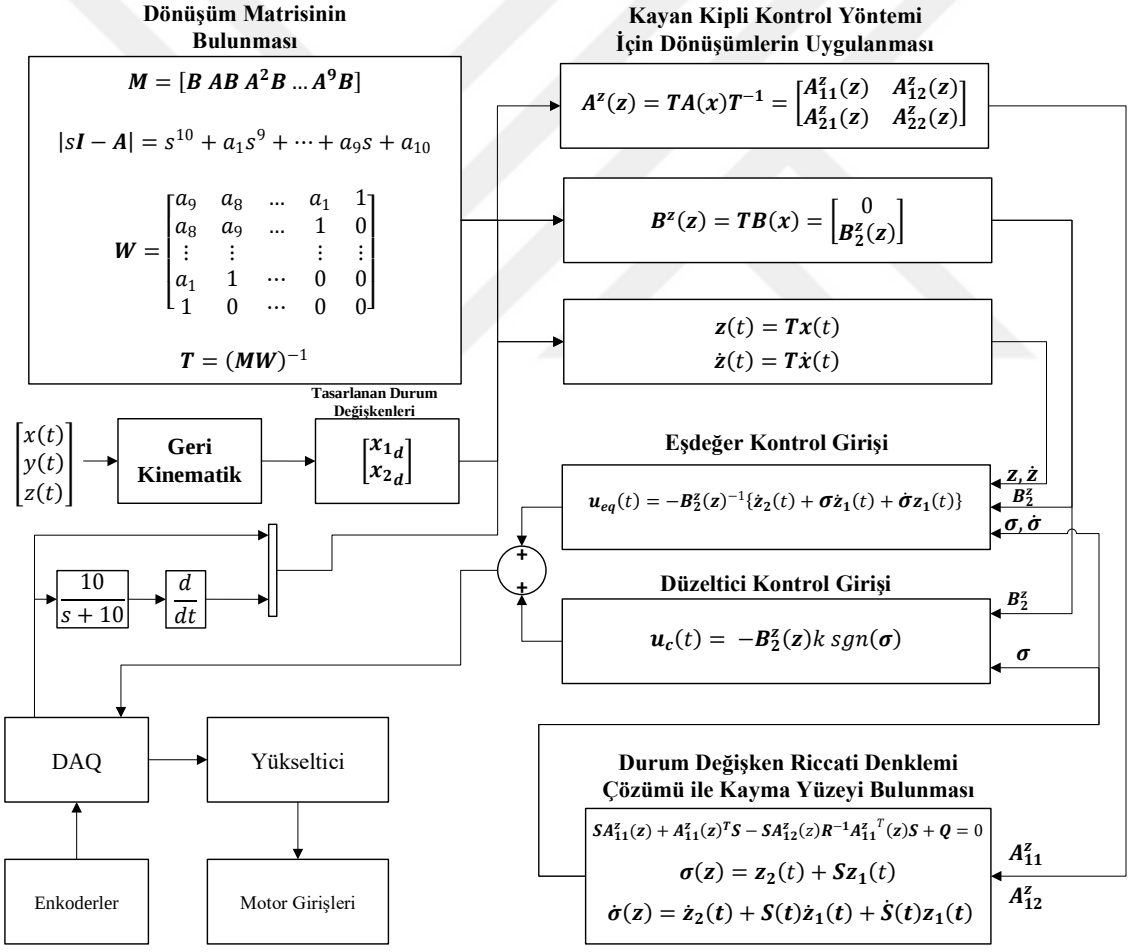
Şekil 4.8 Benzetim modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-2

4.7. Deney Modelinin Tasarımı

Deney çalışmalarında, tasarlanan kontrolcü Simulink yazılımı üzerinden veri toplama cihazı üzerinden gelen enkoder verilerini kontrolcü algoritması değerlendirerek, kontrolcü girişleri yükseltici kullanılarak motorlara iletilir. Durum değişkenlerinden yalpa, yükseliş ve gezinti enkoder verileri, alçak geçirgen filtreden geçirilerek zamana göre değişiminden eksenlerin hız verileri hesaplanır. Deney modeli için kayan kipli kontrol yöntemi blok diyagramı Şekil 4.9 ve Şekil 4.10'da verilmiştir.



Şekil 4.9 Deney modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-1



Şekil 4.10 Deney modeli kayan kipli kontrol blok diyagramı-2

4.8. Durum Değişken Riccati Denklemi Ayrık Zamanlı Çözüm Algoritması

Kayan Kipli Kontrol yönteminde, kayma yüzeyi bulunmasında farklı yöntemler kullanılabilmektedir. Kök yerleştirme yöntemi, durum değişken Riccati denklemi ile optimum yüzey hesaplama bunlardan bazılarıdır.

3 serbestlik dereceli helikopter deney seti çalışmalarında gerçek zamanlı kontrol çalışması Quanser firmasının sağladığı mikro kontrolcü üzerinden yapılmaktadır. Mikro kontrolcü gereği kontrolcü algoritması ayrık zamanlı olarak çalışmalıdır. Bu bakımdan Matlab kütüphanesinde bulunan DARE (Ayrık Zamanlı Cebirsel Riccati Denklemi) fonksiyonu ile optimum kayma yüzeyi hesaplanacaktır. Ancak mikro kontrolcü Simulink ortamında, harici biçimde çalıştırıldığında DARE fonksiyonu mikro kontrolcüye yüklenmektedir. Bu bakımdan DARE fonksiyonu algoritması ayrık zamanlı olarak yazılmıştır.

Çözüm algoritması:

1. Kontrol algoritması çözüm frekansı $f_ç$ belirlenir.
2. Q ve R matrisleri belirlenir. $Q = diag(10\ 2\ 20\ 1\ 10\ 10\ 1\ 1) \quad R = diag(0{,}5\ 0{,}5)$
3. A_{11}^z ve A_{12}^z matrisleri ayrık zamanda tanımlanır.

$$G = f_ç A_{11}^z + I$$

$$L = f_ç A_{12}^z$$

4. Durum değişken Riccati denklemi belirlenen iterasyona göre çözülür.

$P_t = I$ (Başlangıç olarak belirlenir.)

İterasyon

$P_{t+1} = Q + G^T P_t G - G^T P_t L(R + L^T P_t L)^{-1} L^T P_t G$

$\nabla = P_{t+1} - P_t$

$\Delta = \sqrt{(\sum\sum \nabla_{ij}^2)}$

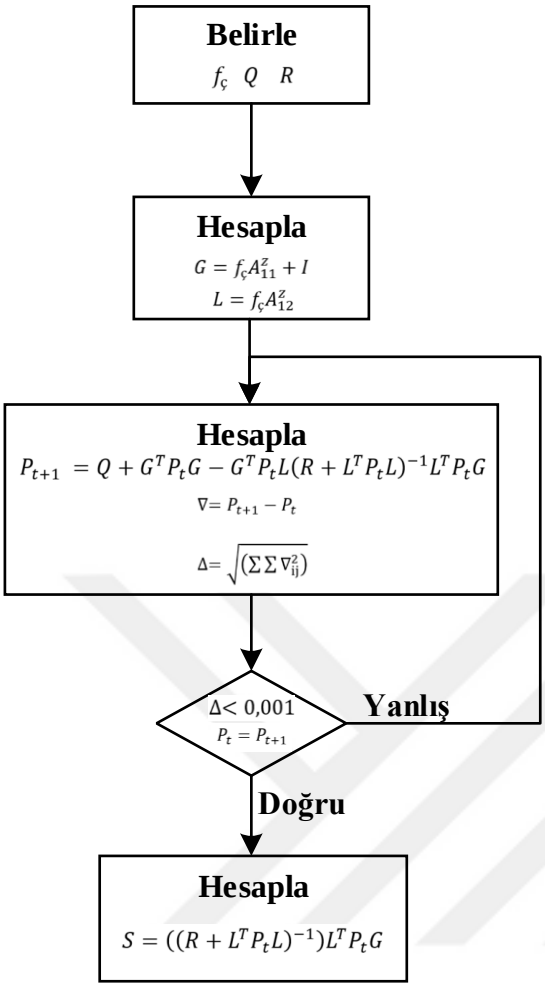
$Eğer\ \Delta < 0{,}001$

İterasyon sonlandırılır.

$P_t = P_{t+1}$

5. Optimum kayma yüzey eğimi hesaplanır.

$$S = ((R + L^T P_t L)^{-1}) L^T P_t G$$



Şekil 4.11 Durum değişken riccati denklemi ayrık zamanlı çözüm algoritması

4.9. Filtre Tasarımı

3 serbestlik dereceli helikopter deney setinde 3 eksende, 3 farklı artımsal enkoder bulunmaktadır. Artımsal enkoderlerin çıkışları, sadece eksenlerin konumunu çıkış olarak vermektedir. Kontrol algoritmalarında, durum değişken olarak eksenlerin konumlarının yanında hızları da bulunmaktadır. Enkoderler ayrık zamanlı olarak çıkış vermektedir. Enkoderlerin konum çıkışlarından, hız verisini elde etmek için alçak geçirgen süzgeç kullanılmıştır. Alçak geçirgen süzgeç tasarımı deneysel olarak yapılmıştır.

5. BENZETİM ve DENEY SONUÇLARI

3 serbestlik dereceli helikopter için doğrusal ve doğrusal olmayan modeller kullanılarak tasarlanan kontrolcülerin performansları irdelemek amacıyla farklı uygulamalarda testler yapılacaktır. Kontrolcü performansını etkileyebilecek olan kontrol girişi uygulama frekansı, düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı, çatırtı problemi çözüm yöntemleri, doğrusal ve doğrusal olmayan model parametreleri uygulama değişkenleri olacaktır.

Testler ilk önce benzetim ortamında yapılacak, akabinde deney ortamında tekrarlanacaktır. Deney ortamında, doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modeller için tasarlanan kontrolcülerin sistemi kontrol edebildiği minimum kontrol girişi uygulama frekansı test edilecektir. Uygulamalarda öncelikle sistemin adım fonksiyonlarına karşı cevapları, akabinde sisteme verilen yörüngenin takibi irdelenecektir.

Uygulama 1 Kontrol girişinin uygulama frekansı:

Kontrol algoritmasının farklı periyodlarda çözdürülmesiyle, kontrol girişini uygulama frekansı değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi irdelenecektir. Kontrol algoritması 25 Hz, 150 Hz ve 300 Hz frekanslarla çözdürülecektir.

Bu uygulamada doğrusal olmayan model kullanılacaktır. Düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı 4 olarak alınacaktır. Çatırtı problemi çözüm yöntemi olarak hiperbolik teğet fonksiyonu kullanılacaktır.

Uygulama 2 Çatırtı Parametresi:

Kayan kipli kontrol yönteminde düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısının değişiminin performans üzerindeki etkisi irdelenecektir. k kazanç katsayısı 2, 4 ve 6 kullanılarak testler yapılacaktır.

Bu uygulamada doğrusal olmayan model kullanılacaktır. Kontrol girişi uygulama frekansı olarak 150 Hz alınacaktır. Çatırtı problemi çözüm yöntemi olarak hiperbolik teğet fonksiyonu kullanılacaktır.

Uygulama 3 Çatırtı Problemini Çözme Yöntemi:

Kayan kipli kontrol yönteminde çatırtı problemini çözme yöntemlerinin performans üzerindeki etkisi irdelenecektir. Düzeltici kontrol girişinde işaret, doyum, hiperbolik teğet, yumuşatılmış işaret fonksiyonu ve değişken hiperbolik teğet fonksiyonu kullanılacaktır.

Bu uygulamada doğrusal olmayan model kullanılacaktır. Kontrol girişi uygulama frekansı olarak 150 Hz alınacaktır. Düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı 4 olarak alınacaktır.

Uygulama 4 Matematiksel Model:

Kayan kipli kontrol yöntemi kullanılarak doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modelleri kullanılarak performans üzerindeki etkisi irdelenecektir. Doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel model için tasarlanan kontrolcülerin performansları karşılaştırılacaktır.

Bu uygulamada kontrol girişi uygulama frekansı 20 Hz olarak alınacaktır. Düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı 4 olarak alınacaktır. Çatırtı problemi çözüm yöntemi olarak hiperbolik teğet fonksiyonu kullanılacaktır.

Uygulama 5 Yörünge -1 Takibi:

Kayan kipli kontrol yöntemi kullanılarak doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modelleri kullanılarak performans üzerindeki etkisi irdelenecektir. Doğrusal ve doğrusal olmayan model matematiksel model için tasarlanan kontrolcülerin 20 Hz uygulama frekansında kontrolcü performansları karşılaştırılacaktır. Yörünge – 1'de 3 serbestlik dereceli helikopter modeli gezinti ekseninde doğrusal bir değişim gerçekleşirken, yükseliş ekseni sinüs fonksiyonu hareketi yapmaktadır.

Bu uygulamada kontrol girişi uygulama frekansı 20 Hz olarak alınacaktır. Düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı 4 olarak alınacaktır. Çatırtı problemi çözüm yöntemi olarak hiperbolik teğet fonksiyonu kullanılacaktır.

Uygulama 6 Yörünge -2 Takibi:

Kayan kipli kontrol yöntemi, doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modelleri kullanılarak performans üzerindeki etkisi irdelenecektir. Doğrusal ve doğrusal olmayan model matematiksel model için tasarlanan kontrolcülerin 150 Hz uygulama frekansında kontrolcü performansları karşılaştırılacaktır. Yörünge – 2'de 3 serbestlik dereceli helikopter modeli gezinti ve yükseliş ekseninde doğrusal bir değişim ile hareket etmektedir.

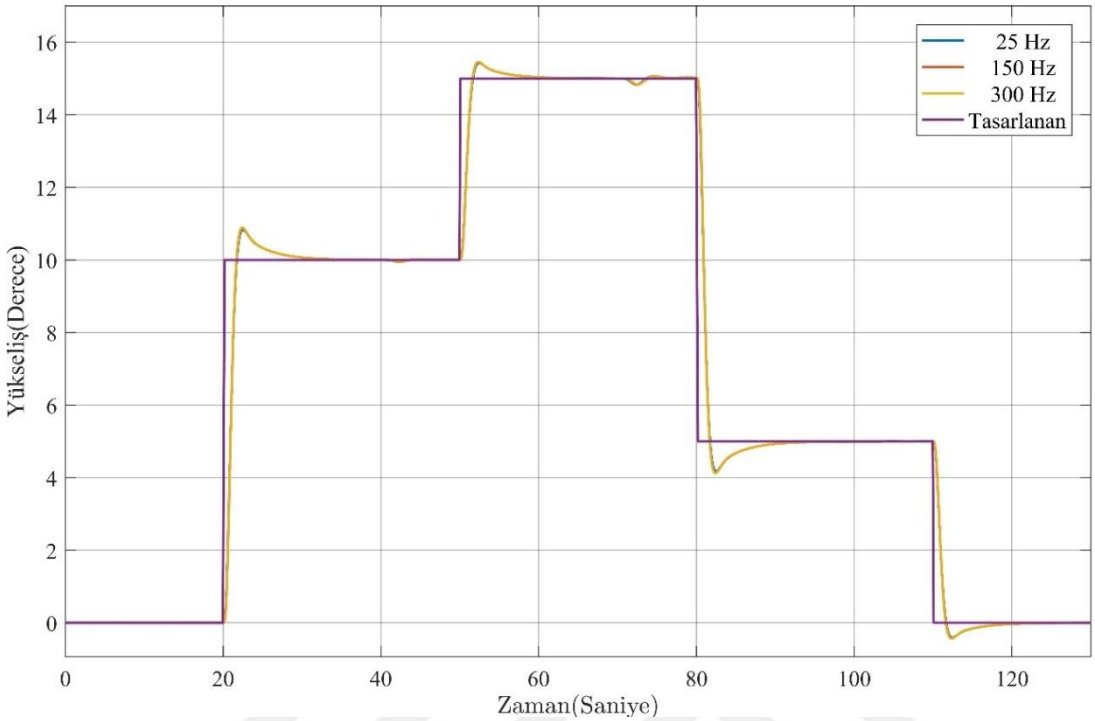
Bu uygulamada kontrol girişi uygulama frekansı 150 Hz olarak alınacaktır. Düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı 4 olarak alınacaktır. Çatırtı problemi çözüm yöntemi olarak hiperbolik teğet fonksiyonu kullanılacaktır.

Uygulama 7 Minimum Çalışma Frekansı:

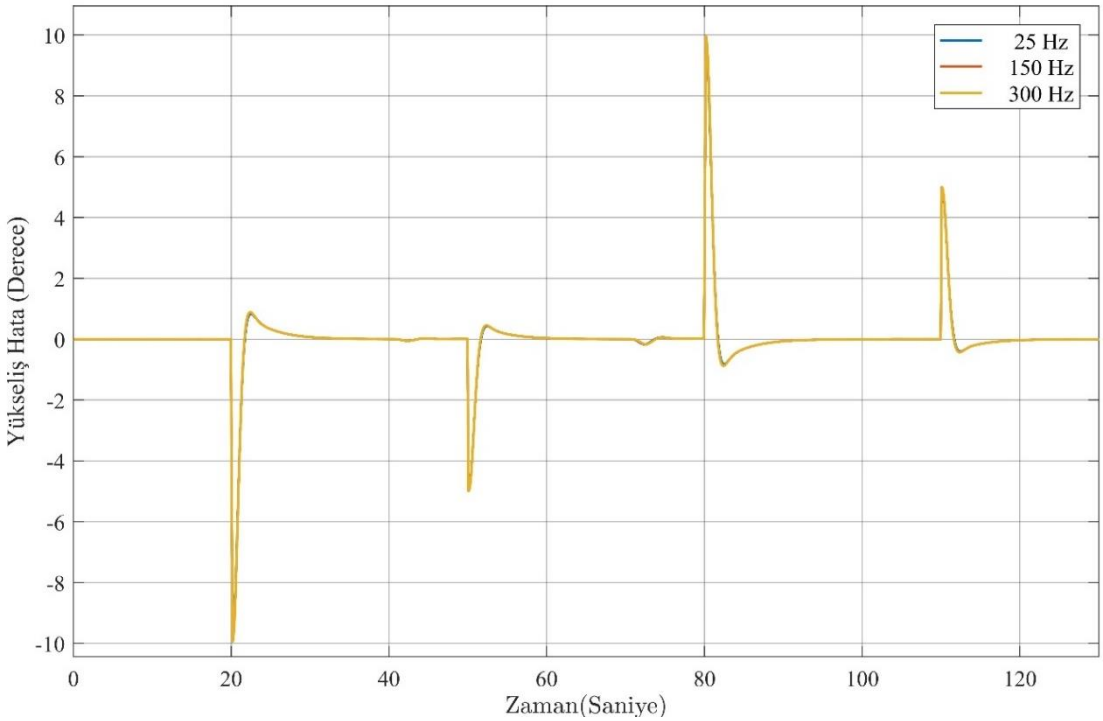
Kayan Kipli kontrol yöntemi kullanılarak doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modelleri kullanılarak performans üzerindeki etkisi irdelenecektir. Doğrusal ve doğrusal olmayan model matematiksel model için tasarlanan kontrolcülerin 10 Hz uygulama frekansında kontrolcü performansları karşılaştırılacaktır.

Bu uygulamada kontrol girişi uygulama frekansı 10 Hz olarak alınacaktır. Düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı 4 olarak alınacaktır. Çatırtı problemi çözüm yöntemi olarak hiperbolik teğet fonksiyonu kullanılacaktır.

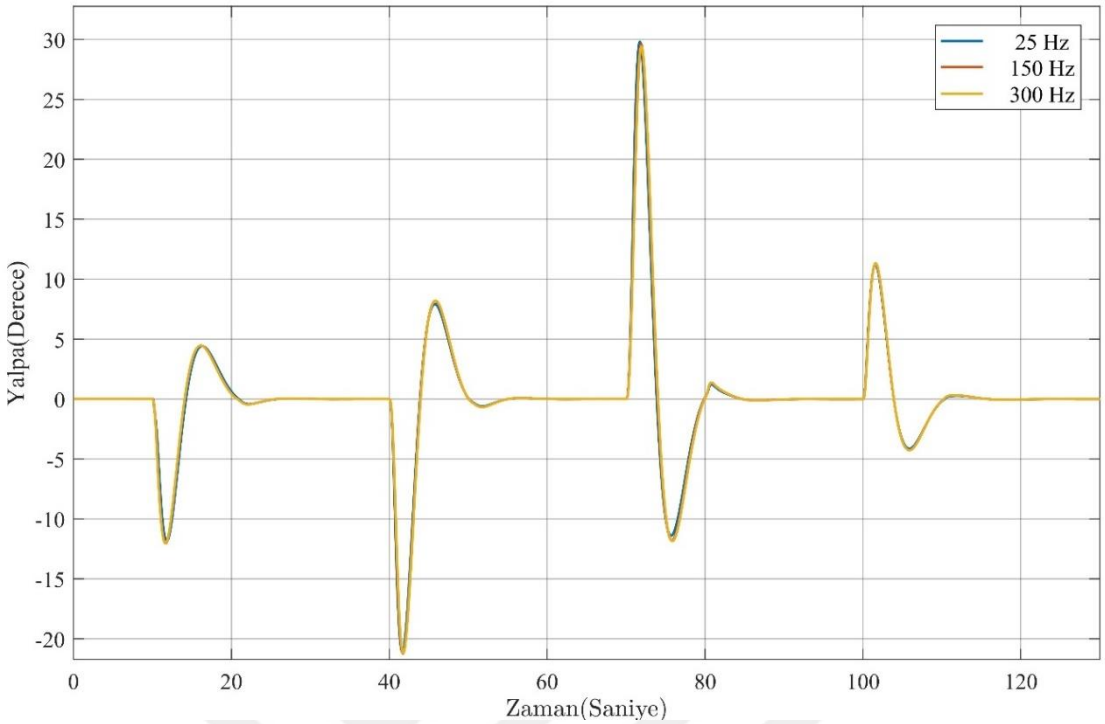
5.1. Benzetim 1: Kontrol Girişinin Uygulama Frekansının Etkisi



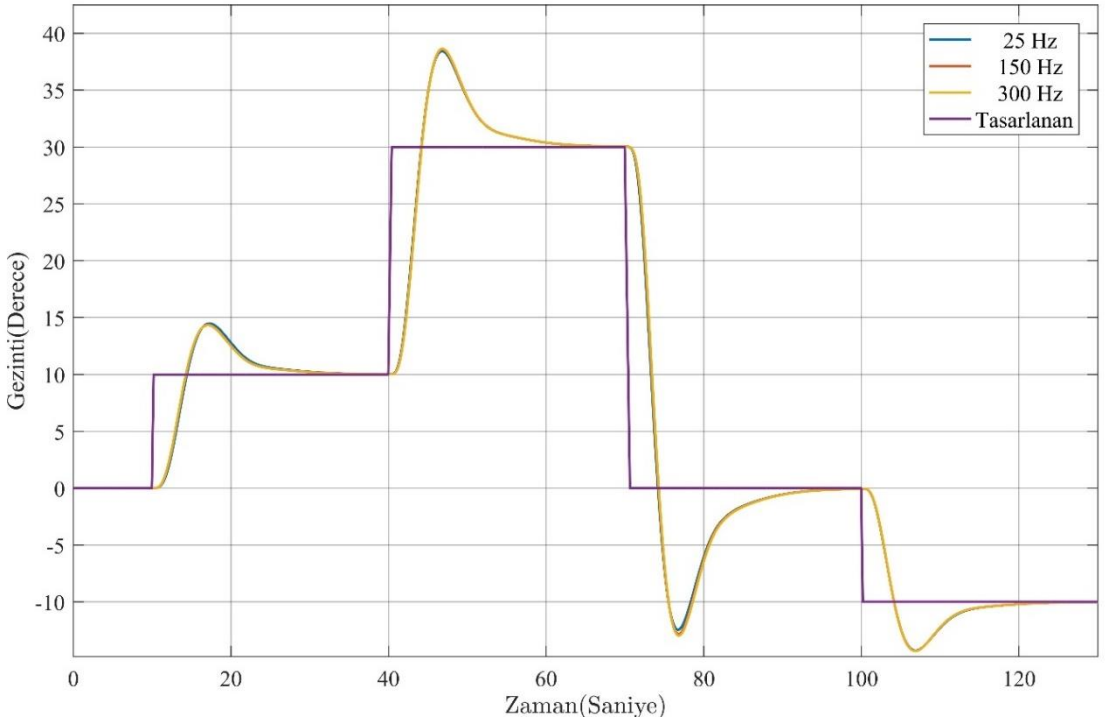
Şekil 5.1 Benzetim 1 yükseliş eksen konumu



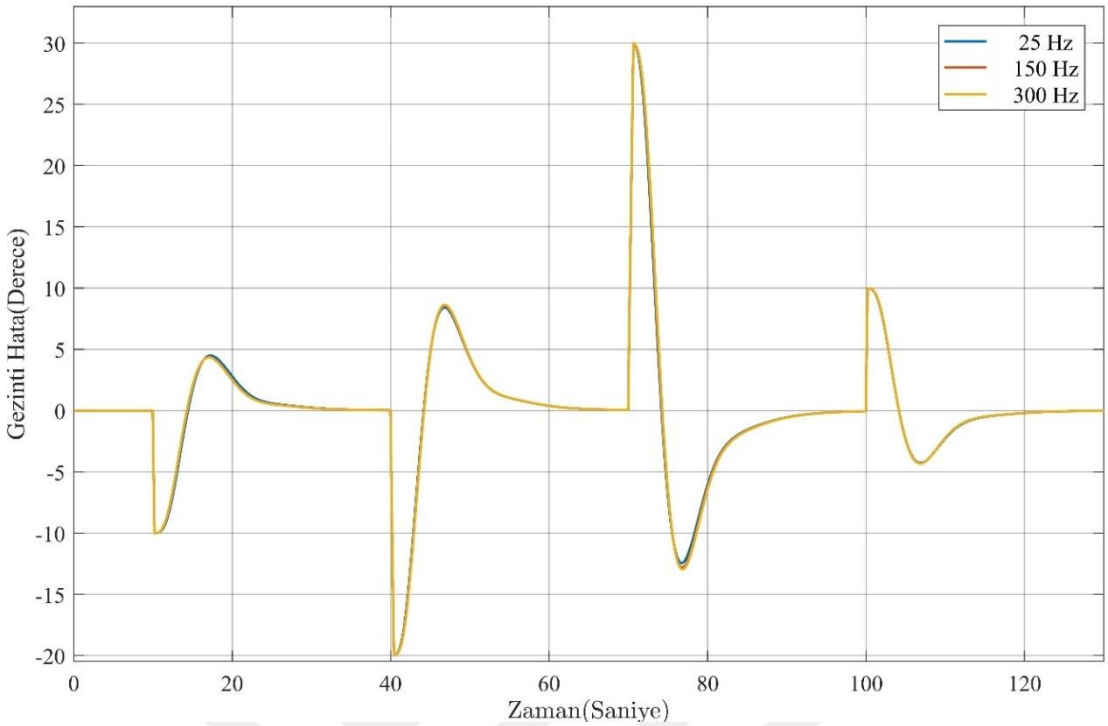
Şekil 5.2 Benzetim 1 yükseliş eksen konum hatası



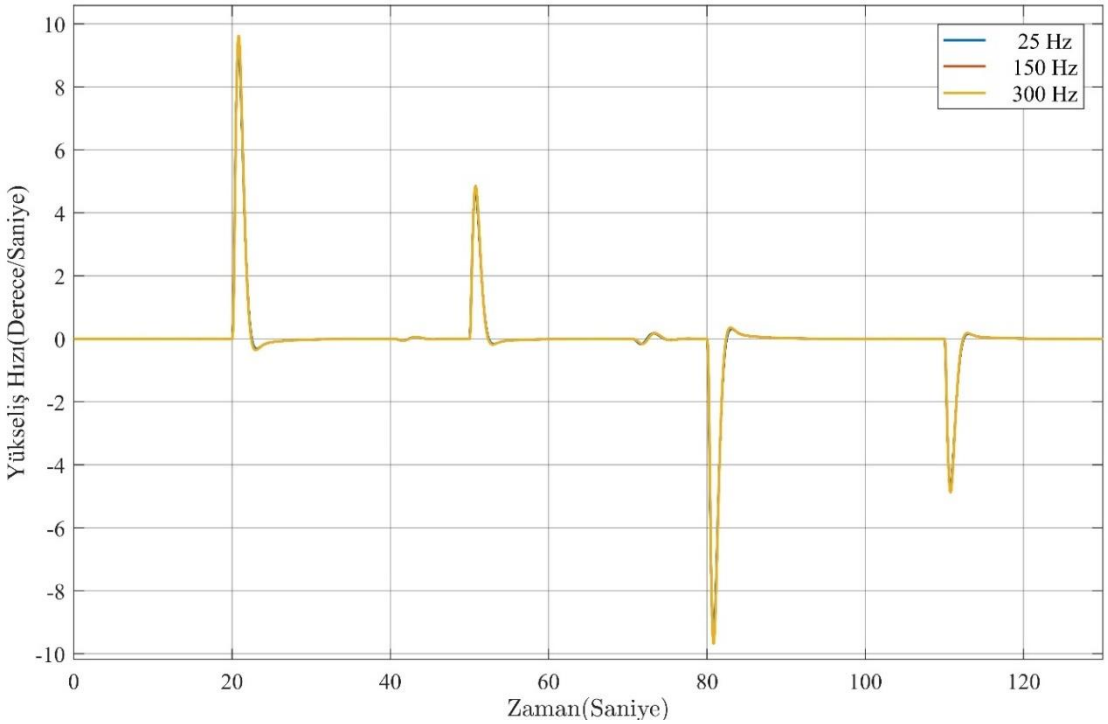
Şekil 5.3 Benzetim 1 yalpa eksen konumu



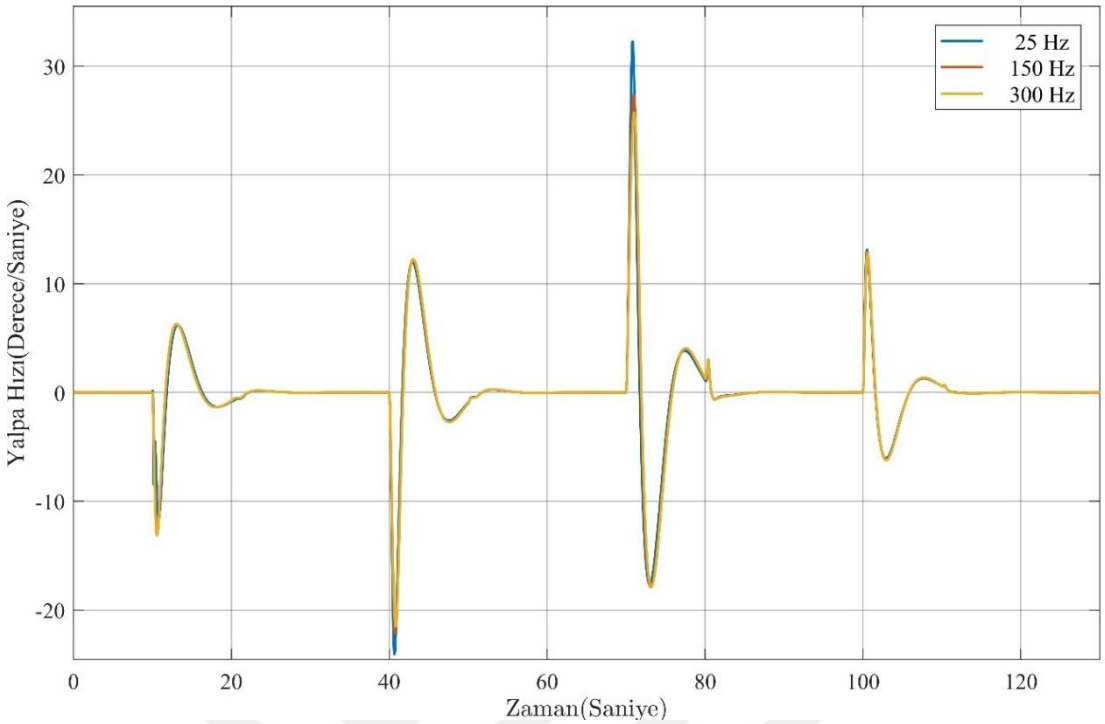
Şekil 5.4 Benzetim 1 gezinti eksen konumu



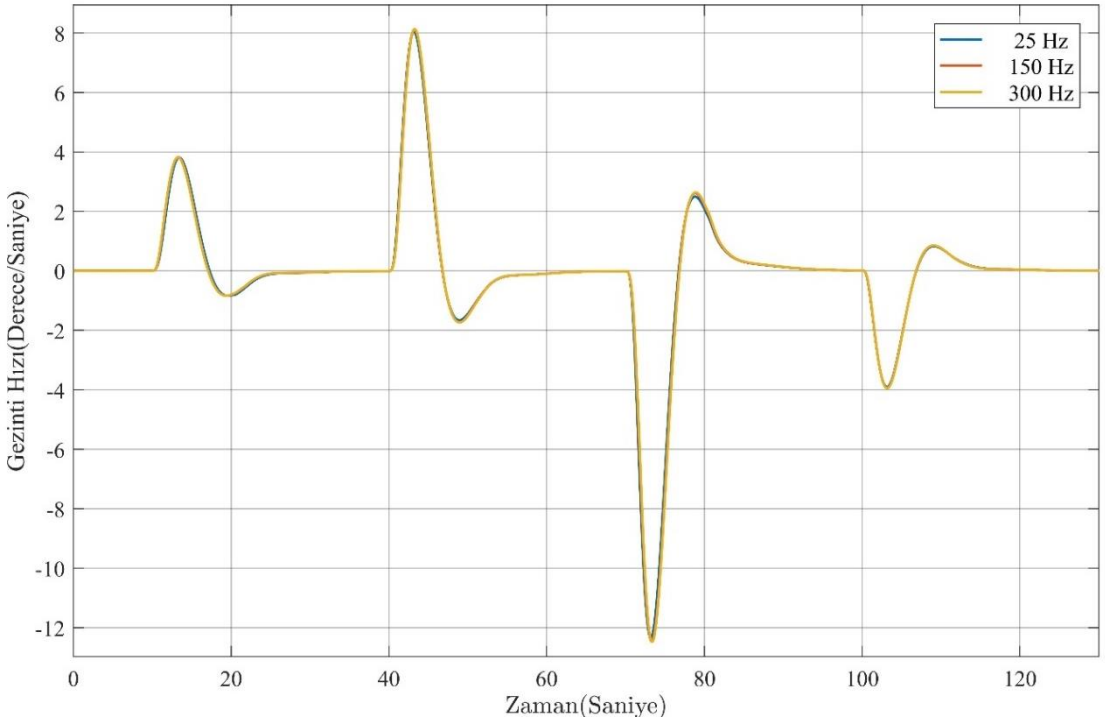
Şekil 5.5 Benzetim 1 gezinti eksen konum hatası



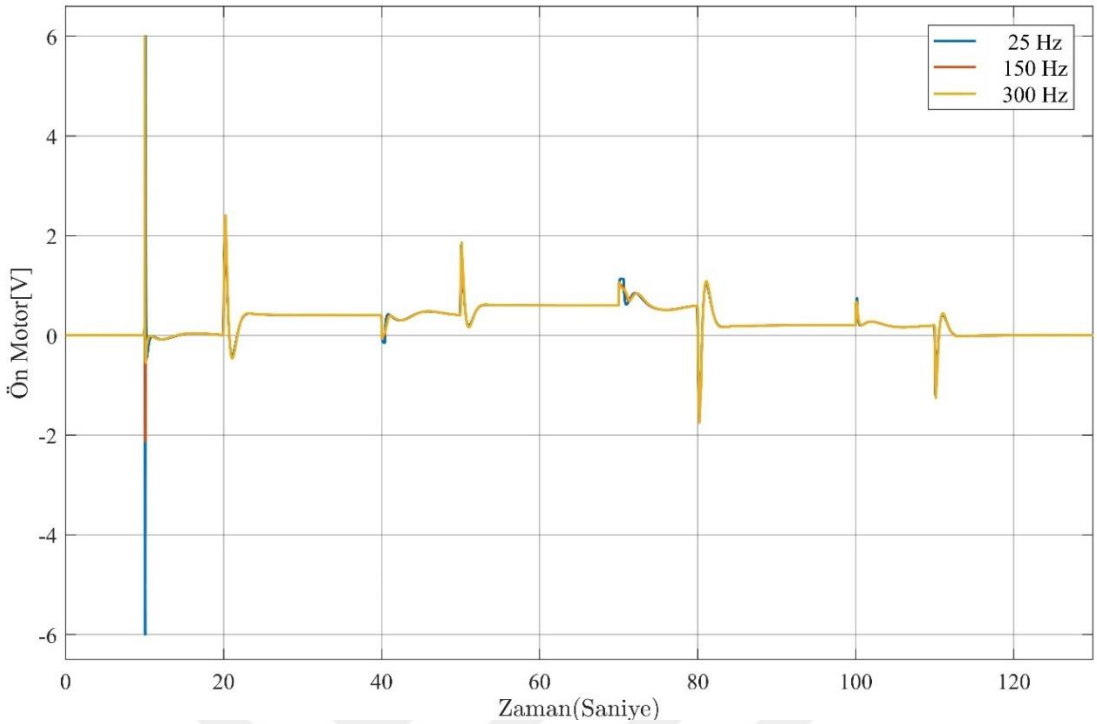
Şekil 5.6 Benzetim 1 yükseliş eksen hızı



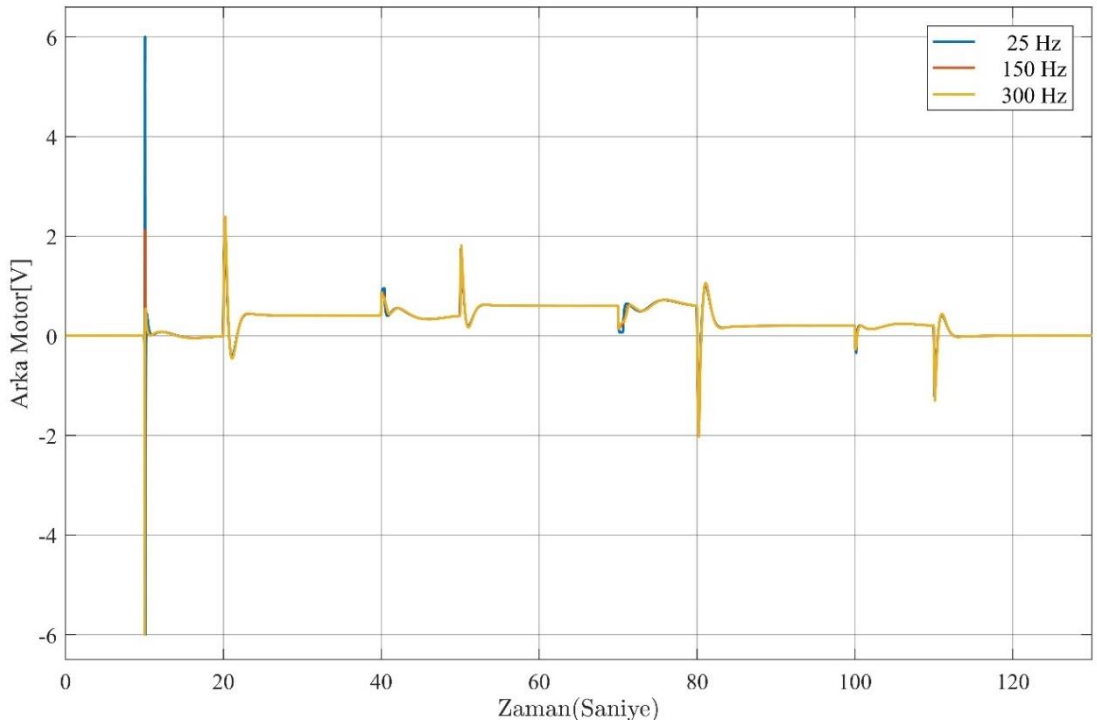
Şekil 5.7 Benzetim 1 yalpa eksen hızı



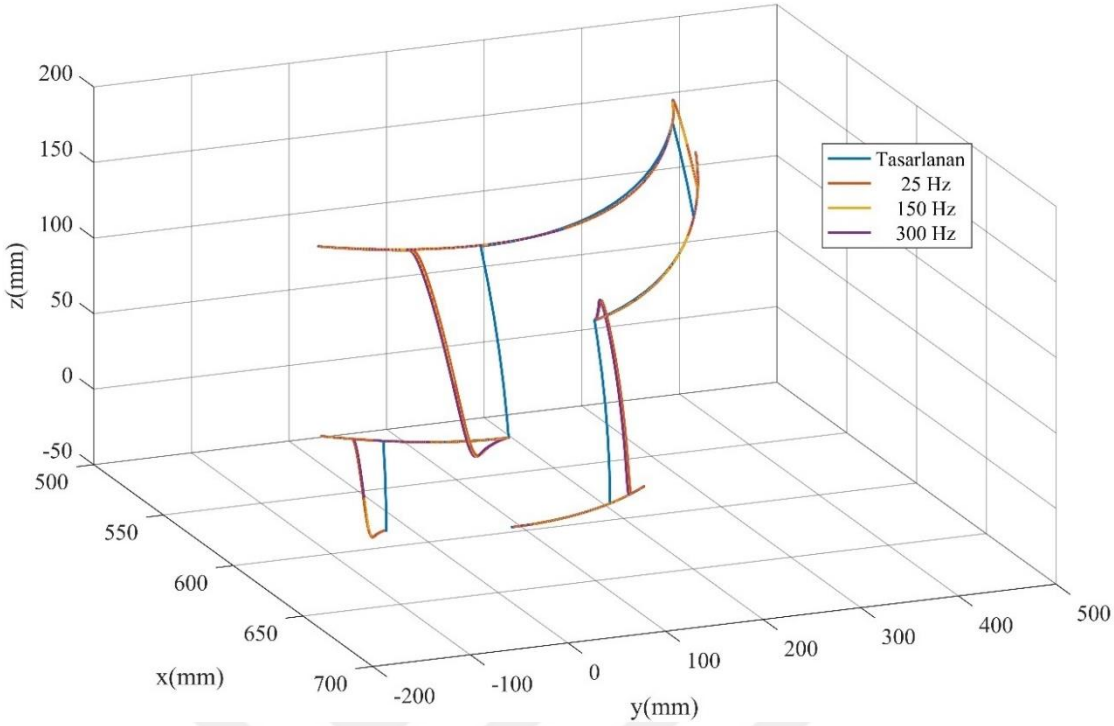
Şekil 5.8 Benzetim 1 gezinti eksen hızı



Şekil 5.9 Benzetim 1 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.10 Benzetim 1 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.11 Benzetim 1 yörünge takibi

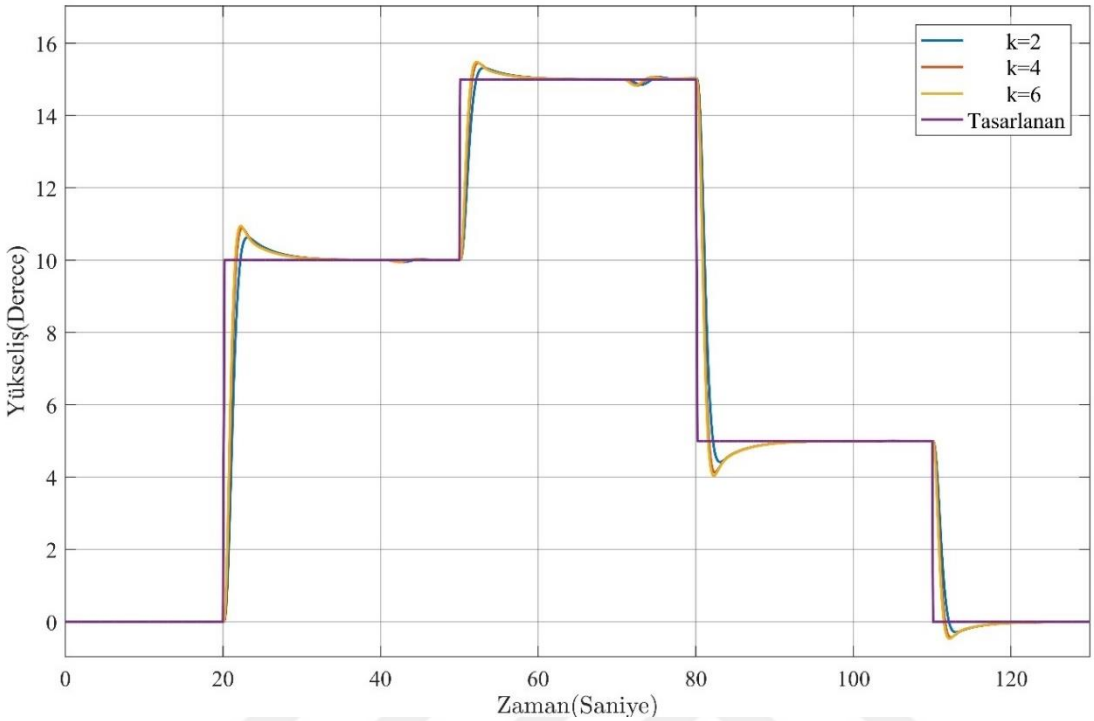
Performans indisleri:

Çizelge 5.1 Benzetim 1 performans indisleri

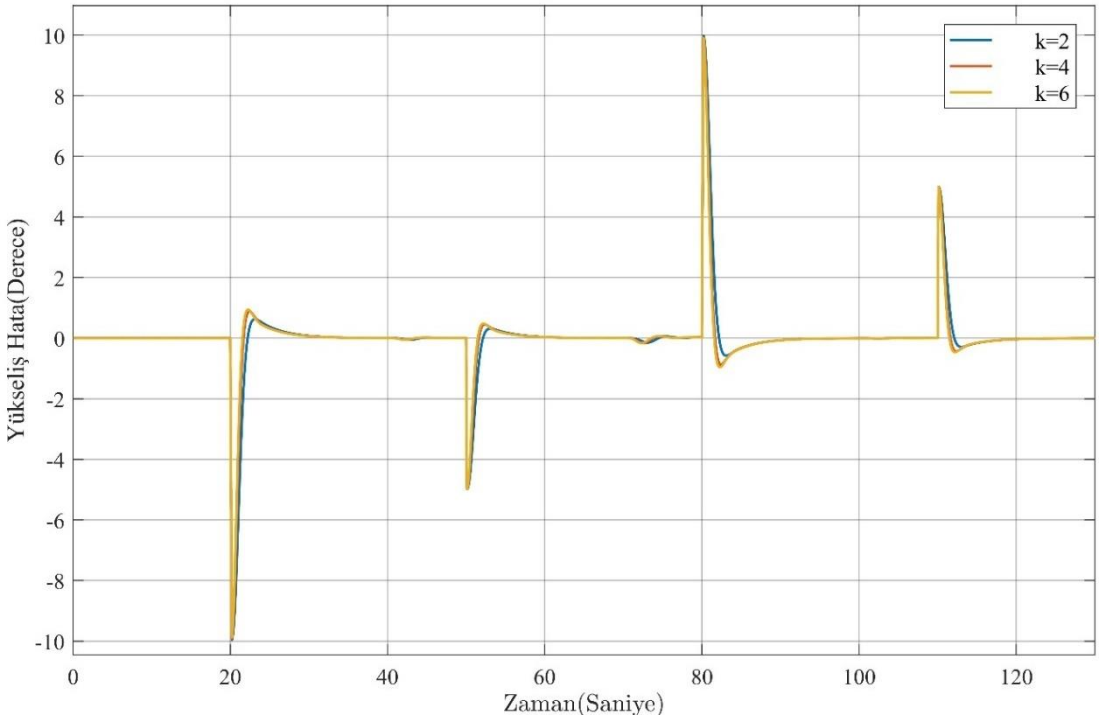
Frekans	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
25 Hz	7,0225	1,2898	434,6295	80,1862	4,8550	47,5537
150 Hz	7,0234	1,3093	437,1287	81,9156	0,9688	45,9908
300 Hz	7,0555	1,3228	439,8873	82,9215	0,4826	45,7663

Benzetim 1'de kontrol girişi uygulama frekansı değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi analiz edilmiştir. Şekil 5.1 ve Şekil 5.2 yükseliş ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. Şekil 5.4 ve Şekil 5.5 gezinti ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. Çizelge 5.1'de performans parametreleri verilmiştir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre kontrolcü uygulama frekansı arttıkça performansın arttığı gözlenmiştir. TV ve ISCI parametrelerine göre kontrolcü uygulama frekansı arttıkça kontrol çabasının azaldığı, daha az enerji harcandığı gözlenmiştir.

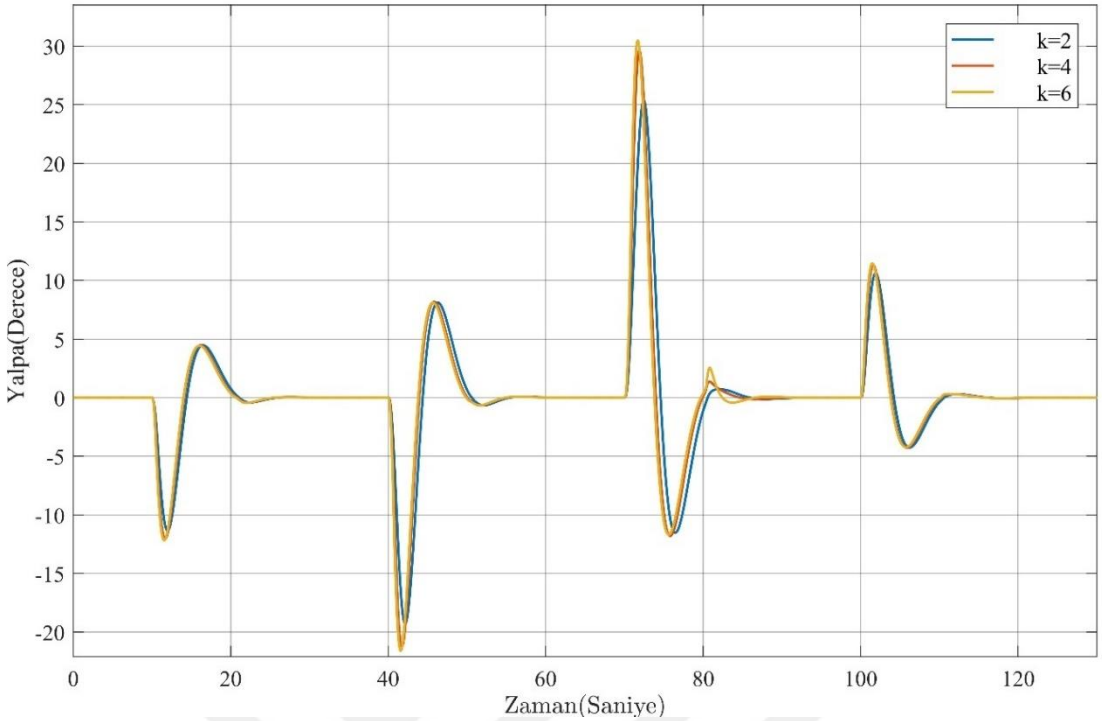
5.2. Benzetim 2: Çatırtı Parametresinin Değişimi



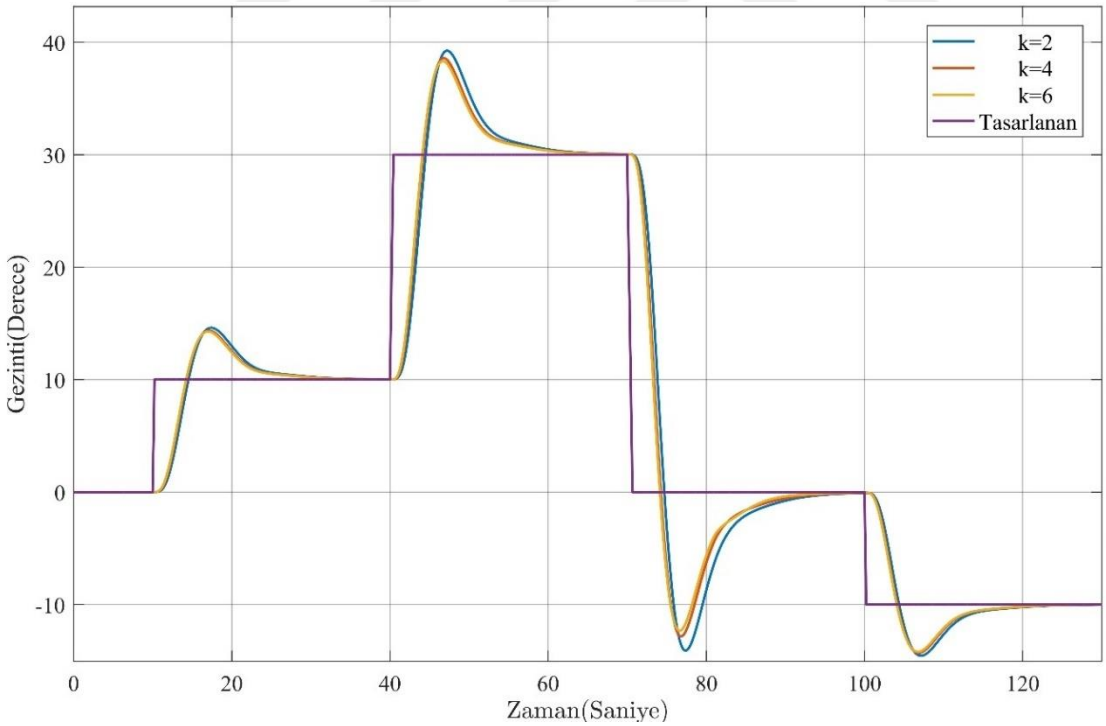
Şekil 5.12 Benzetim 2 yükseliş eksen konumu



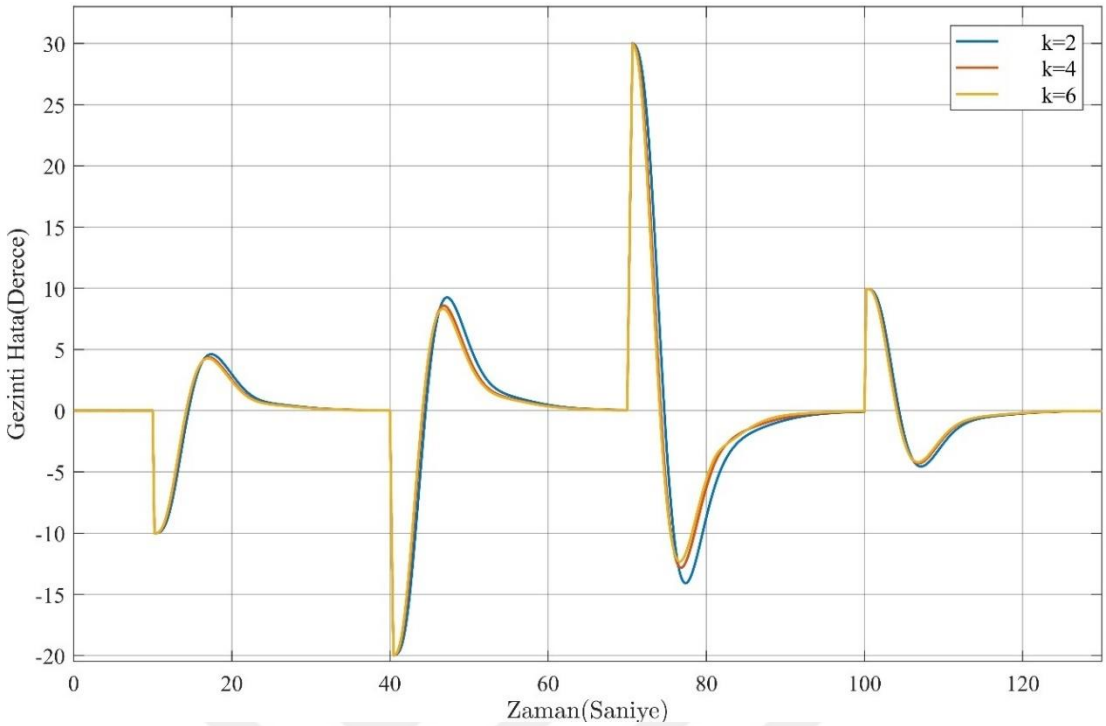
Şekil 5.13 Benzetim 2 yükseliş eksen konum hatası



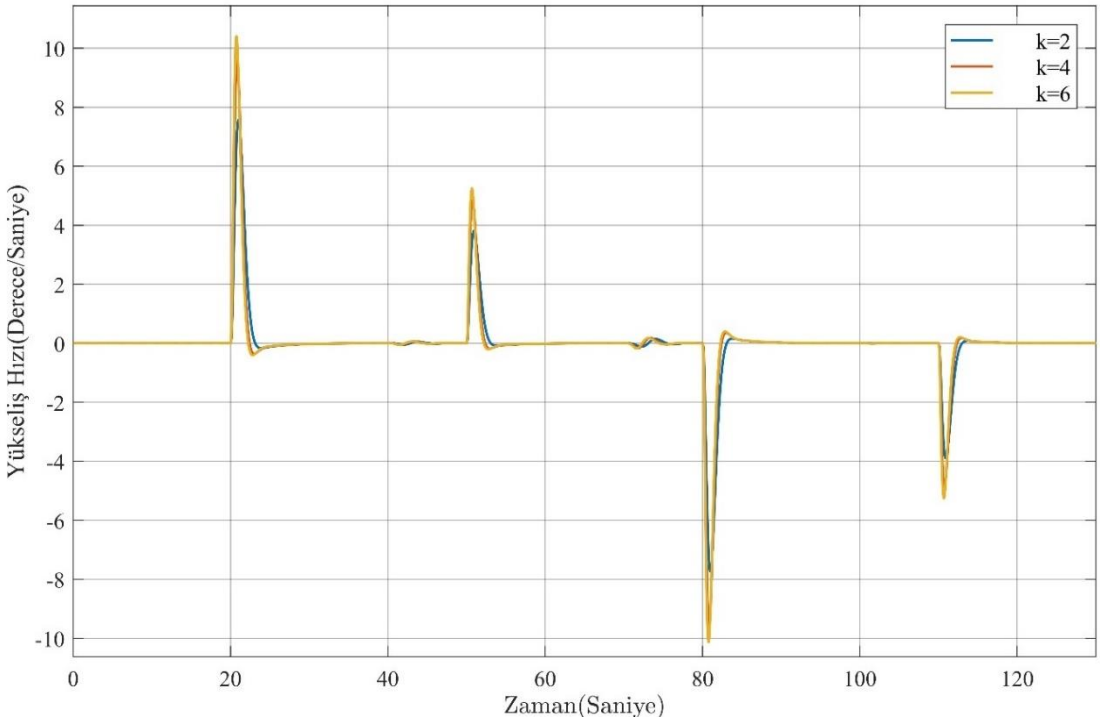
Şekil 5.14 Benzetim 2 yalpa eksen konumu



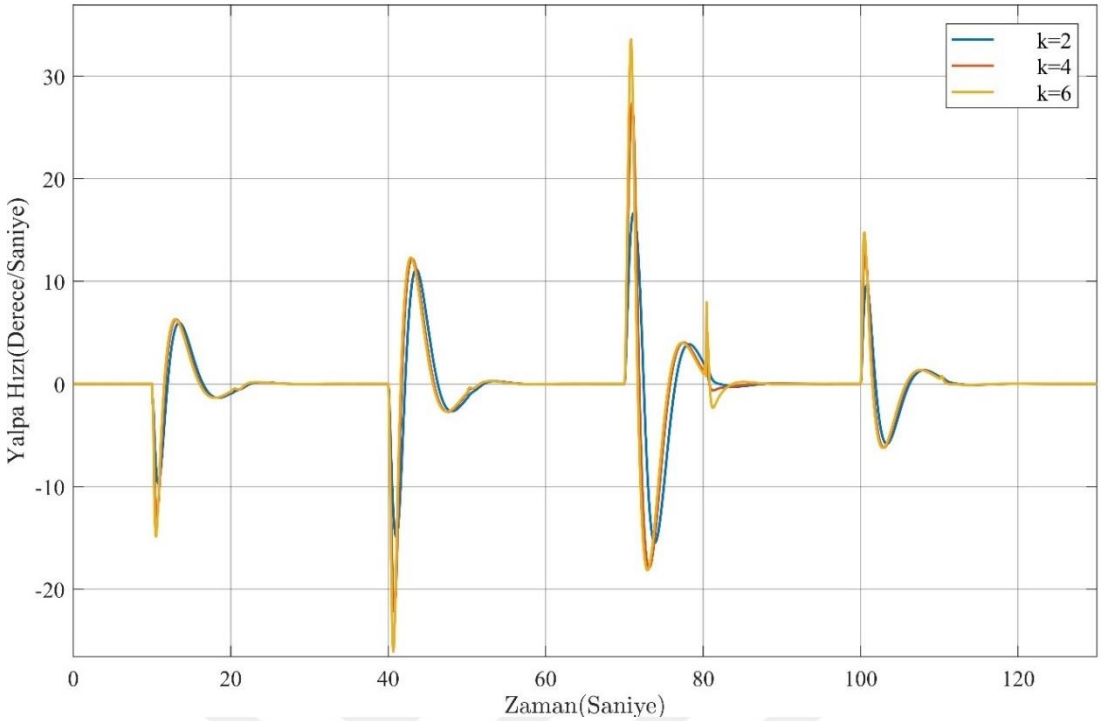
Şekil 5.15 Benzetim 2 gezinti eksen konumu



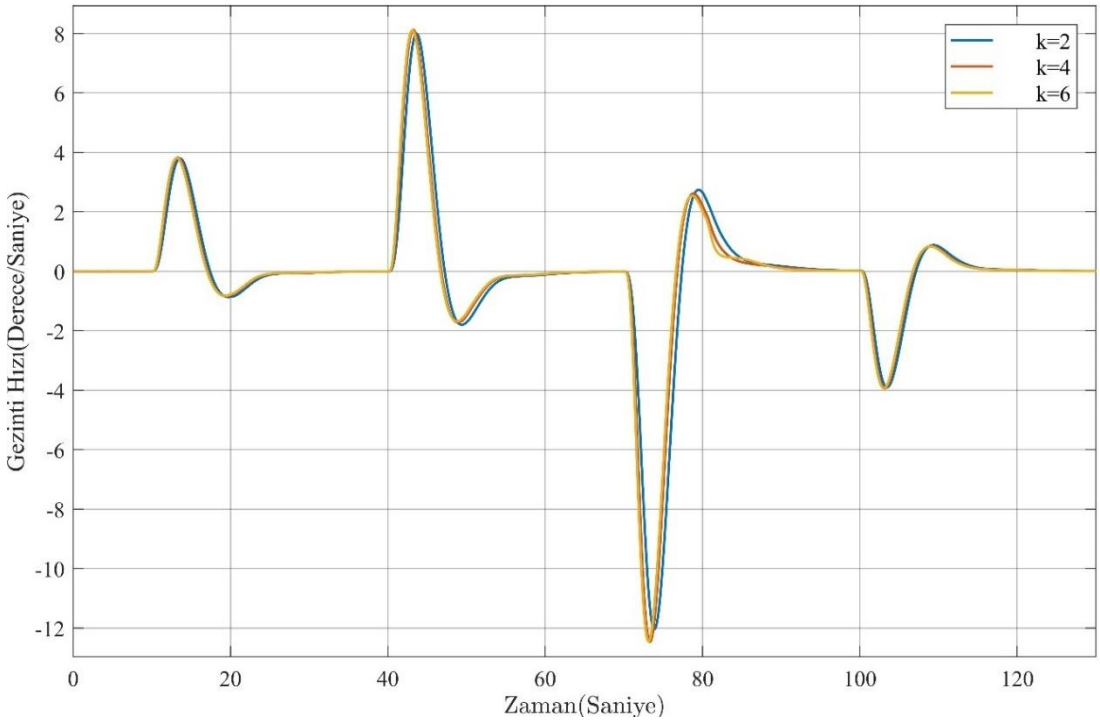
Şekil 5.16 Benzetim 2 gezinti eksen konum hatası



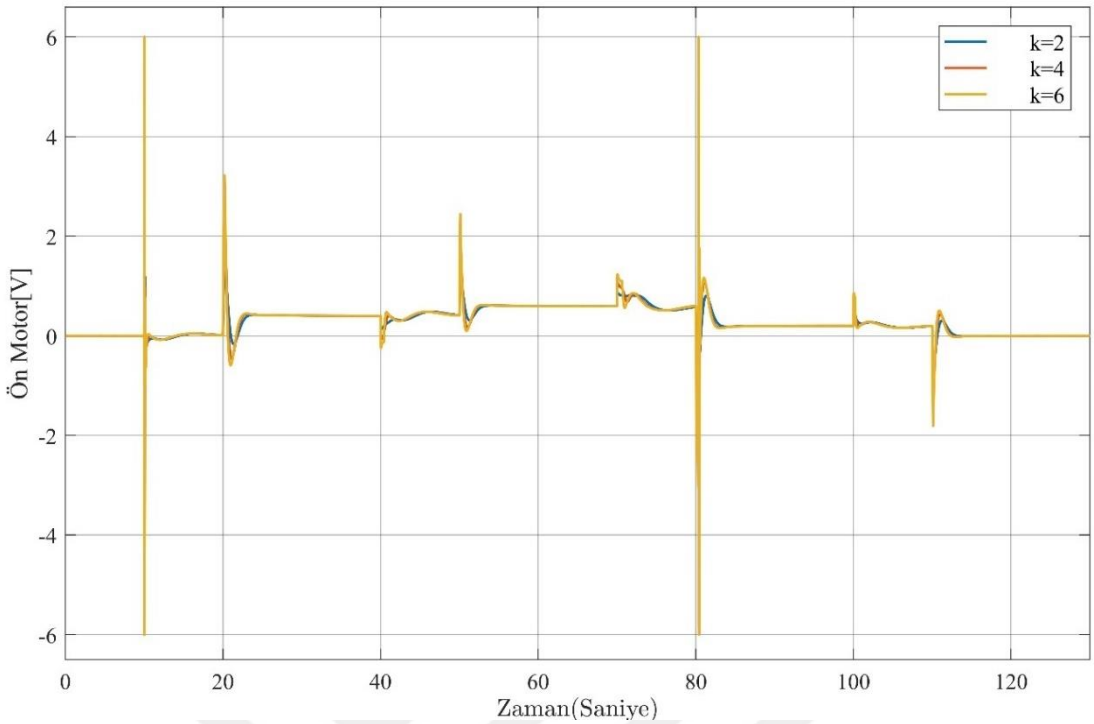
Şekil 5.17 Benzetim 2 yükseliş eksen hızı



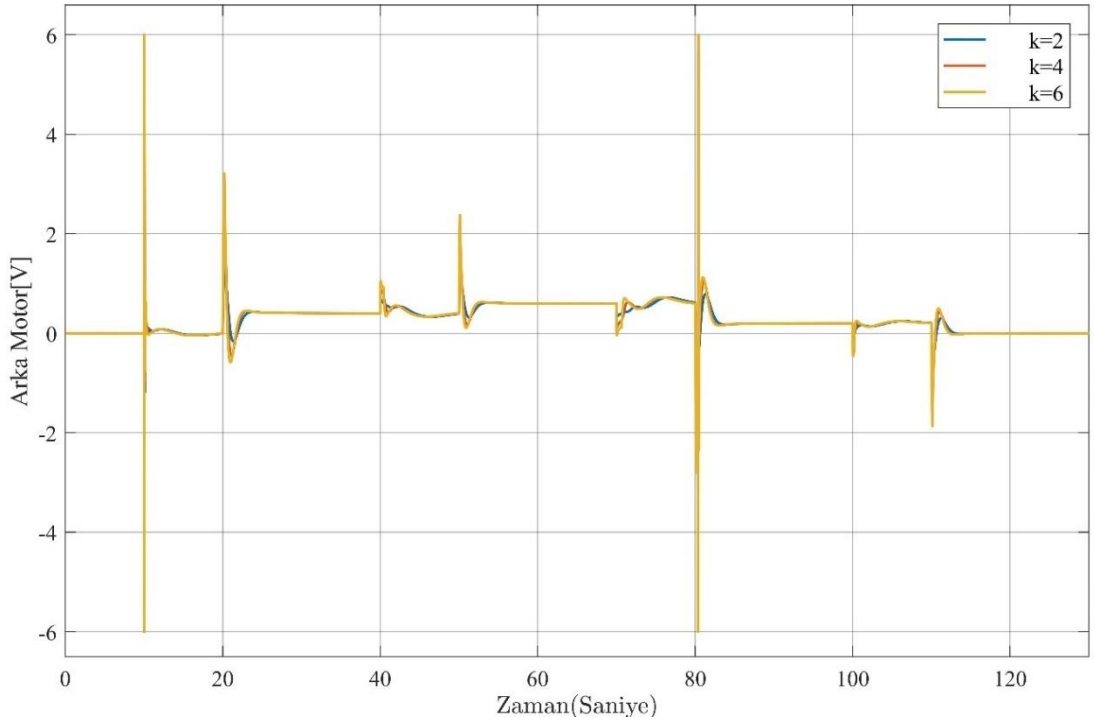
Şekil 5.18 Benzetim 2 yalpa eksen hızı



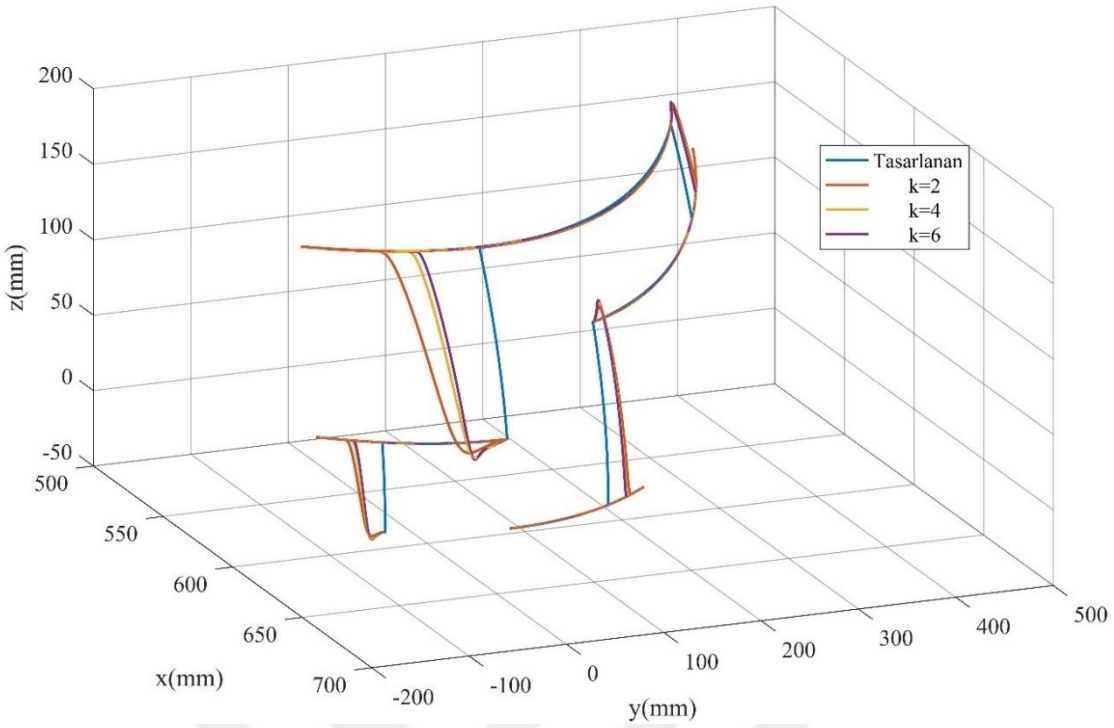
Şekil 5.19 Benzetim 2 gezinti eksen hızı



Şekil 5.20 Benzetim 2 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.21 Benzetim 2 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.22 Benzetim 2 yörünge takibi

Performans indisleri:

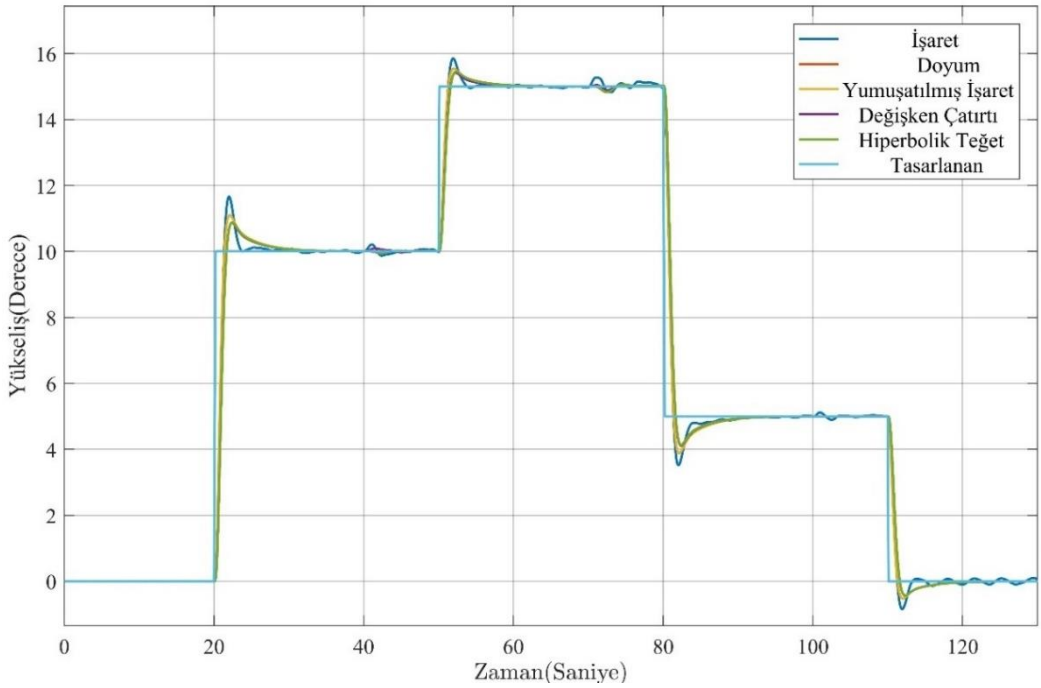
Çizelge 5.2 Benzetim 2 performans indisleri

k	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
2	7,8571	1,5354	492,4963	96,9470	0,7460	40,8913
4	7,0234	1,3093	437,1287	81,9156	0,9688	45,9908
6	6,7376	1,2309	418,3644	76,7890	1,5083	55,5738

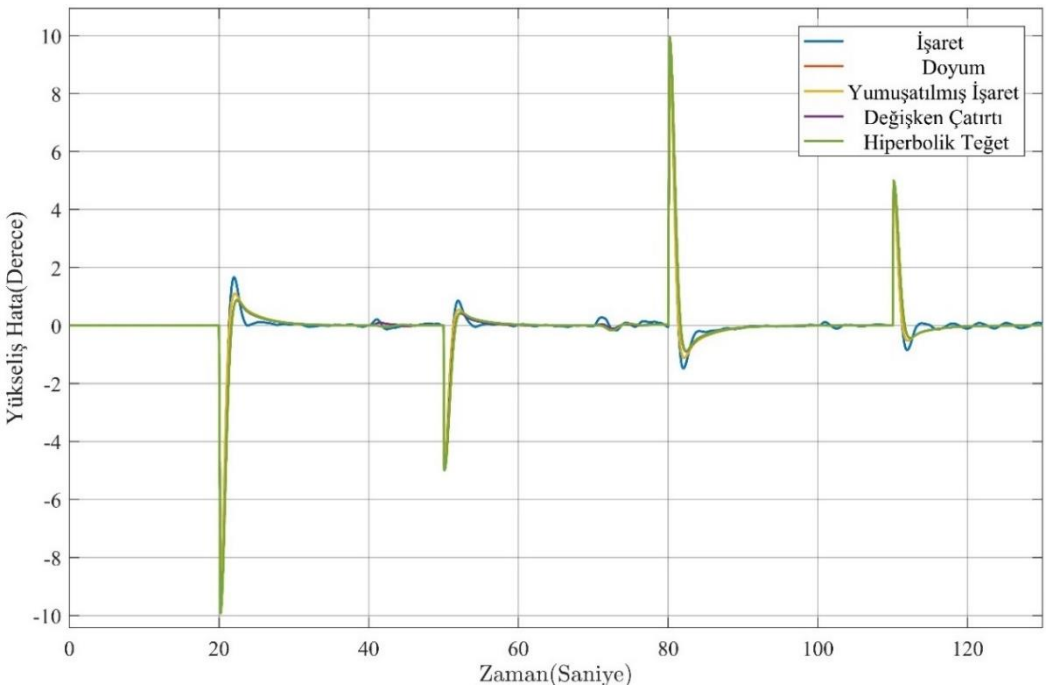
Benzetim 2'de kayan kipli kontrol yönteminde düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısının değişiminin performans üzerindeki etkisi irdelenmiştir. Şekil 5.12 ve Şekil 5.13'de yükseliş ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. Şekil 5.15 ve Şekil 5.16 gezinti ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. Çizelge 5.2'de düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç kat sayısısı değişiminin performans indisinin değişimini göstermektedir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç kat sayısı arttıkça hata değerlerinin azaldığı gözlenmiştir. TV ve ISCI parametrelerine göre düzeltici

kontrol girişinde bulunan k kazanç kat sayısısı arttıkça kontrol çabasının arttığı, daha fazla enerji harcandığı gözlenmiştir.

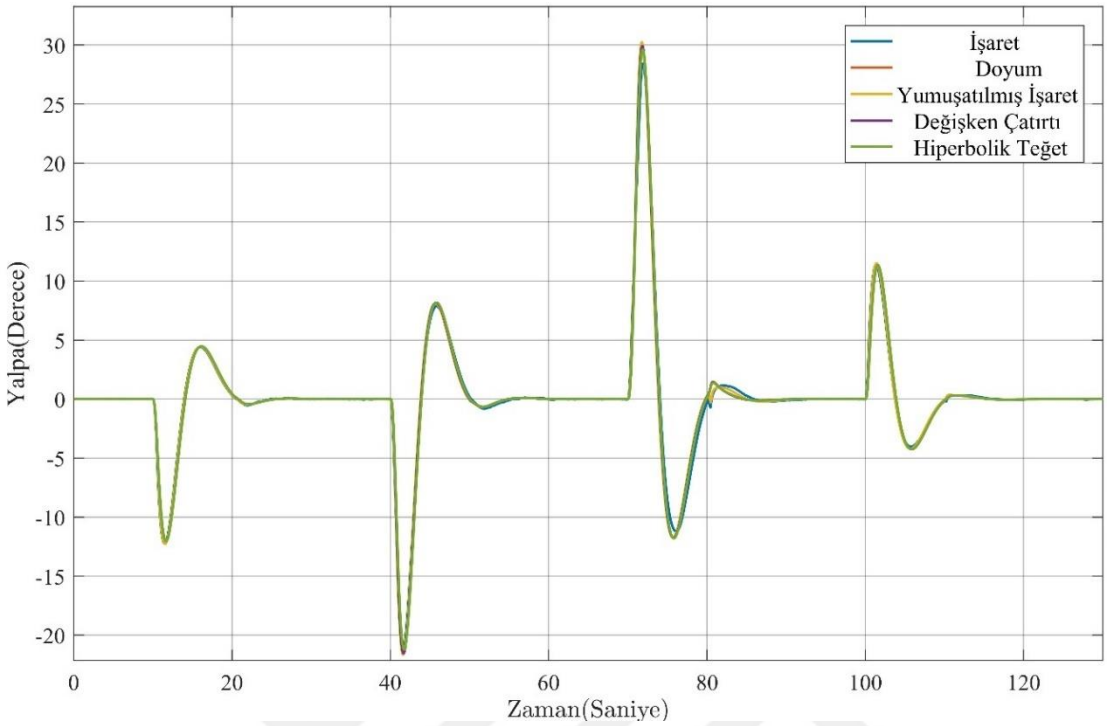
5.3. Benzetim 3: Çatırtı Problemi Çözme Yöntemi



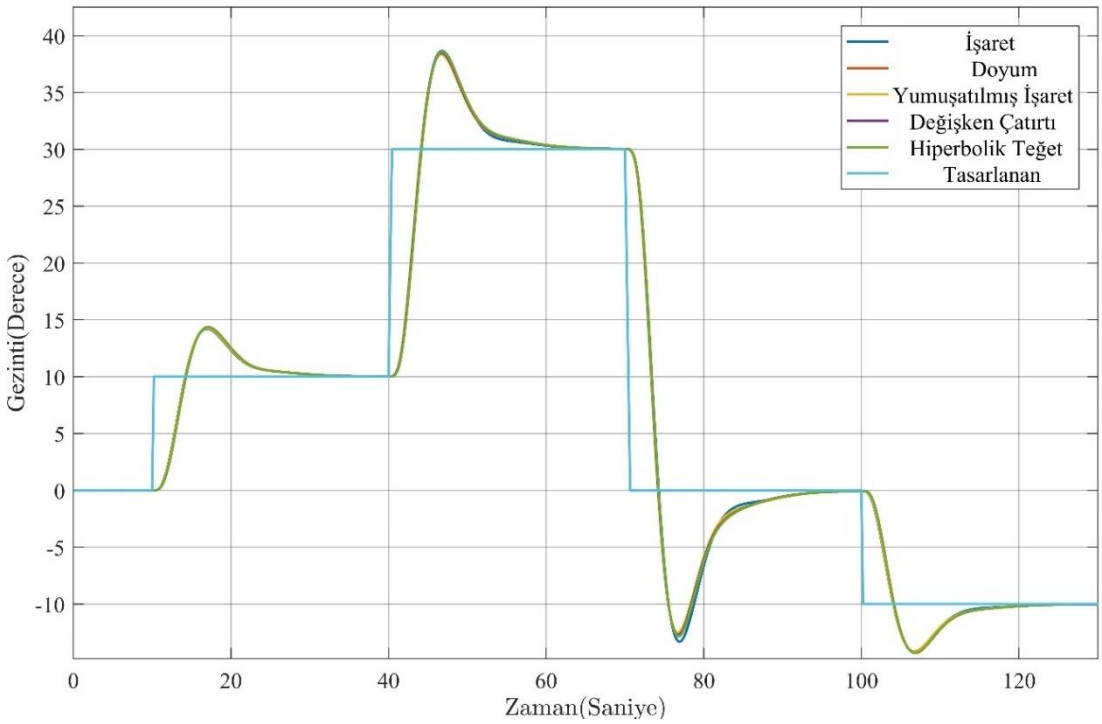
Şekil 5.23 Benzetim 3 Yükseliş eksen konumu



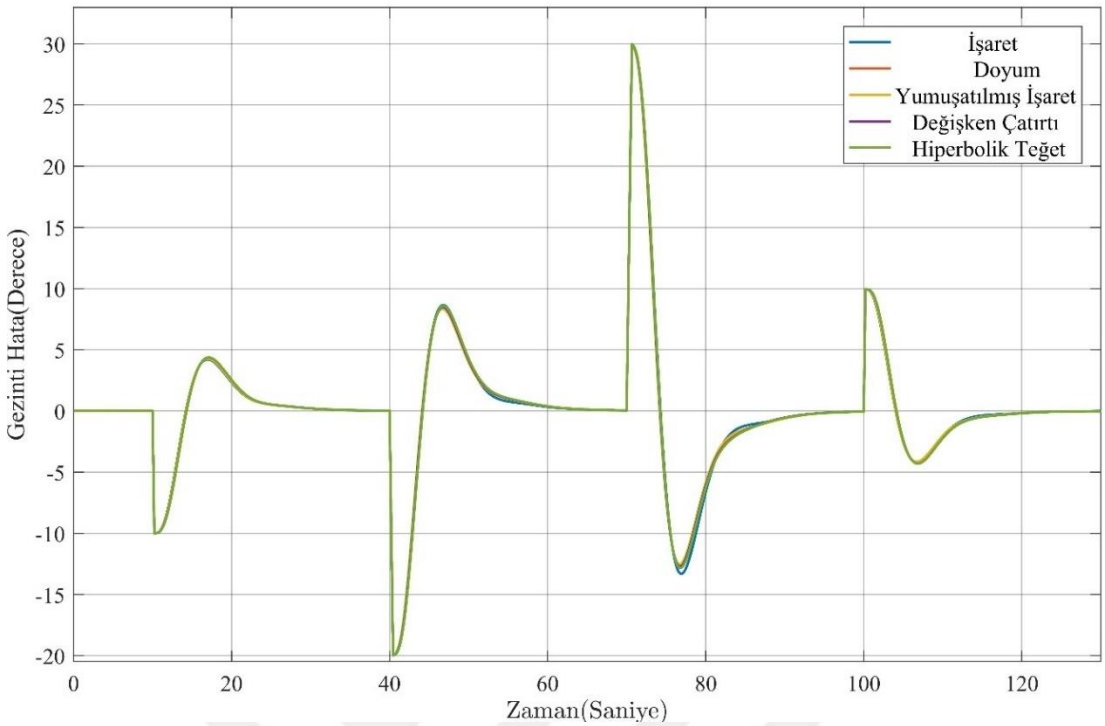
Şekil 5.24 Benzetim 3 yükseliş eksen konum hatası



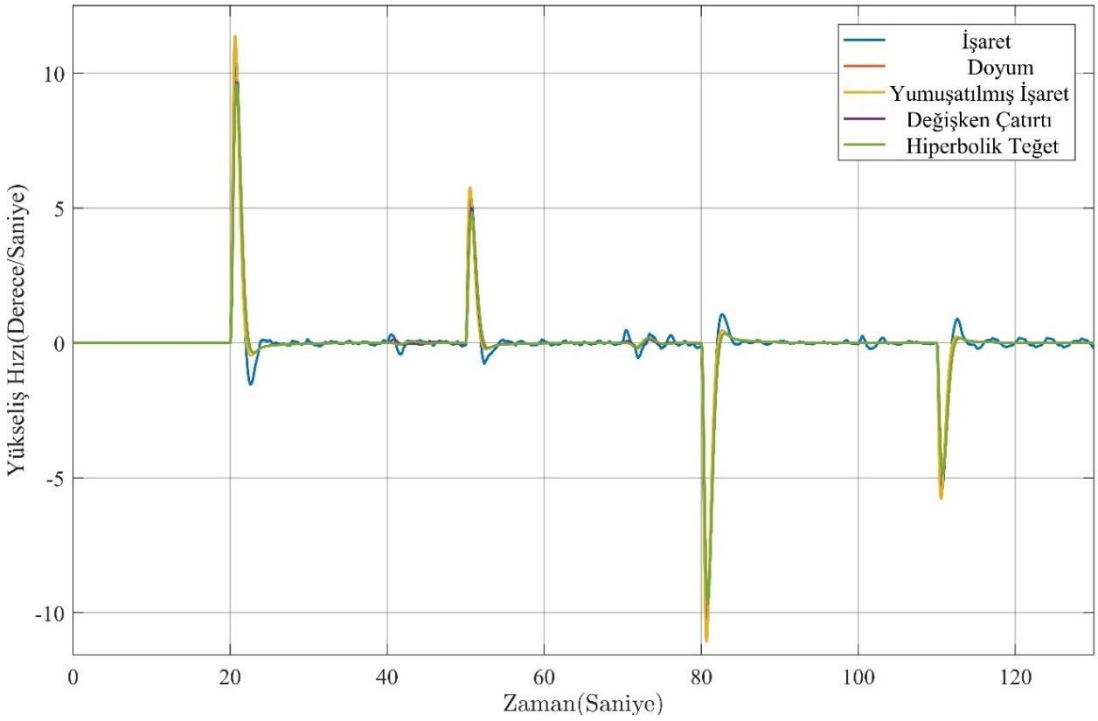
Şekil 5.25 Benzetim 3 yalpa eksen konumu



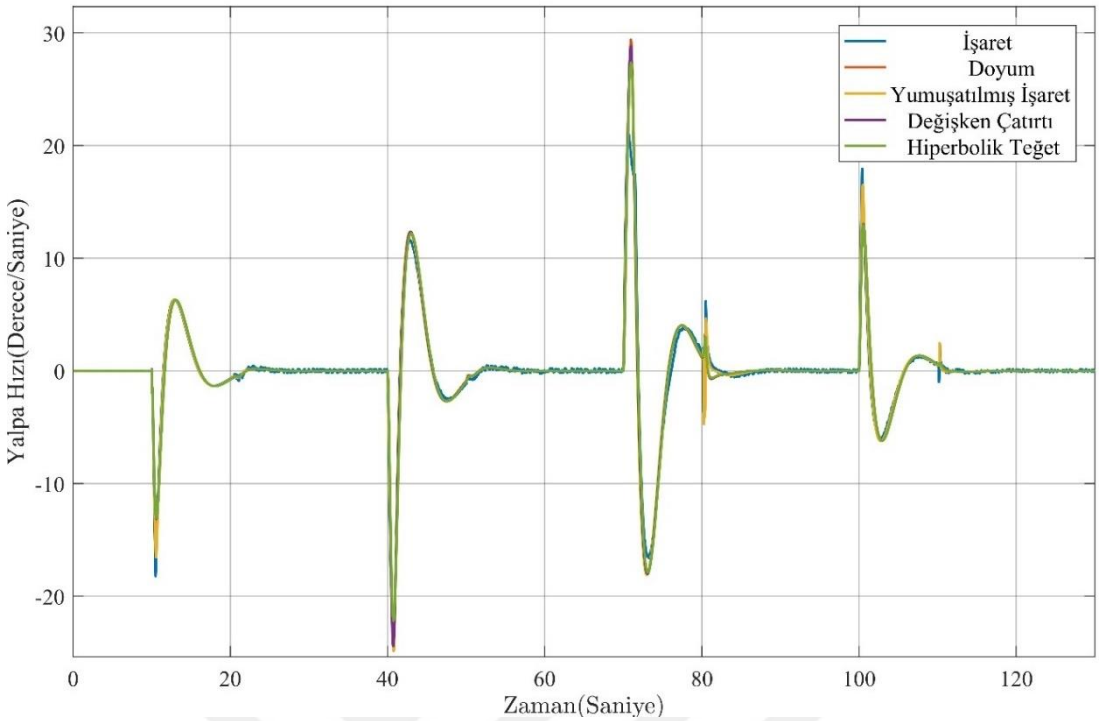
Şekil 5.26 Benzetim 3 gezinti eksen konumu



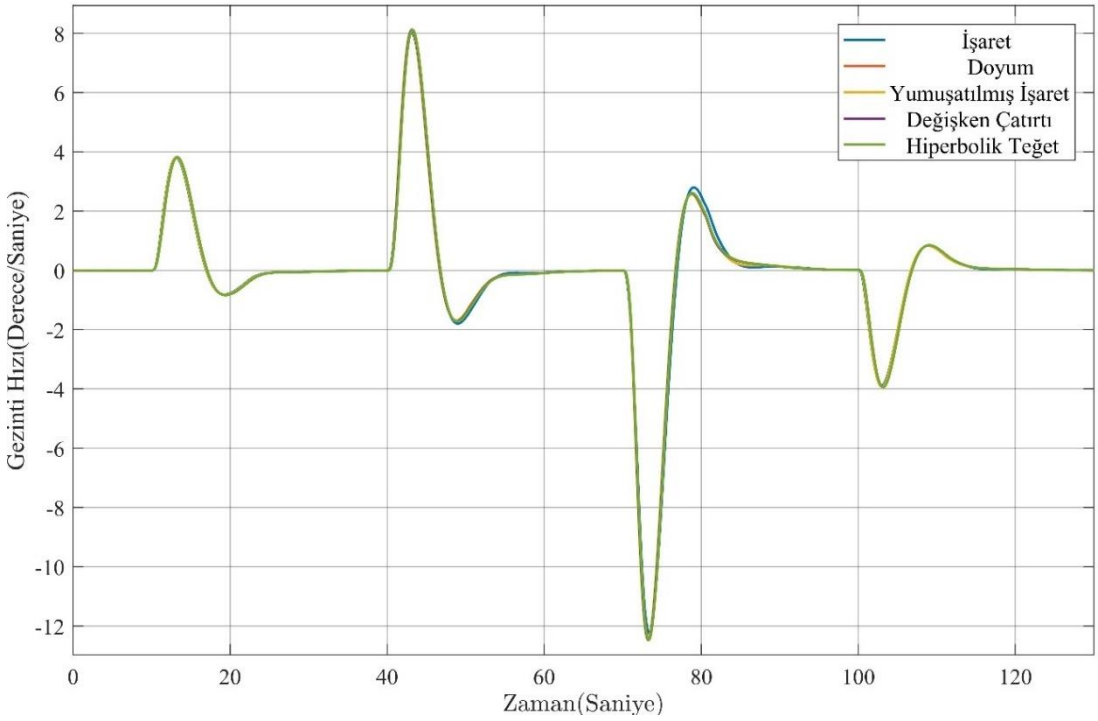
Şekil 5.27 Benzetim 3 gezinti eksen konum hatası



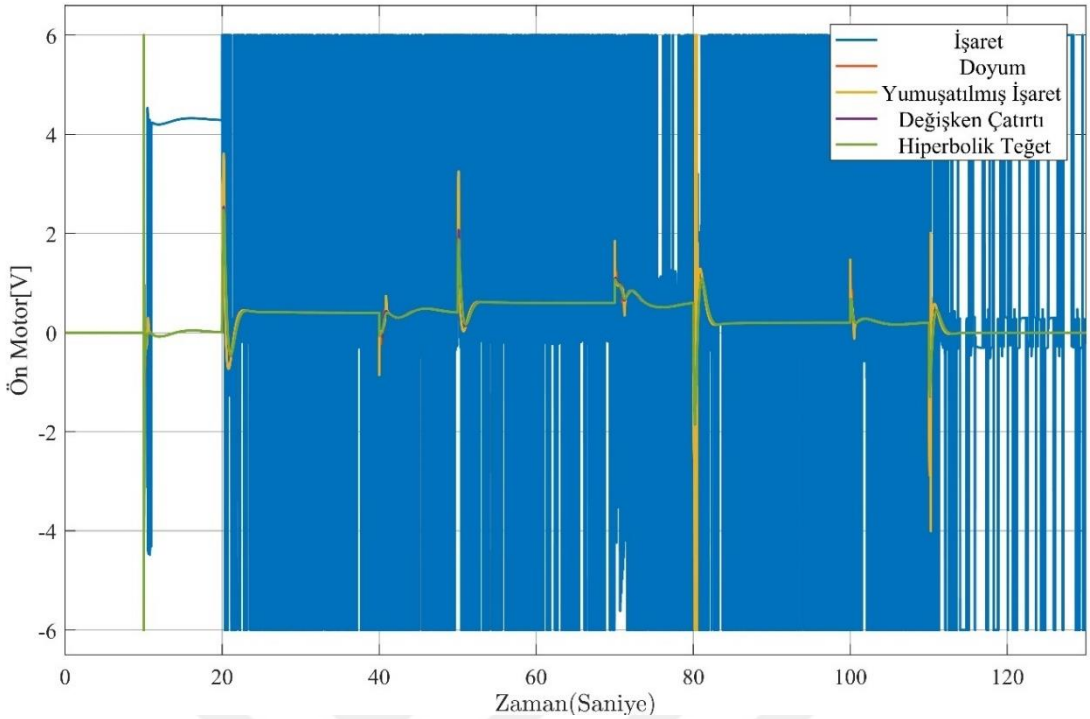
Şekil 5.28 Benzetim 3 yükseliş eksen hızı



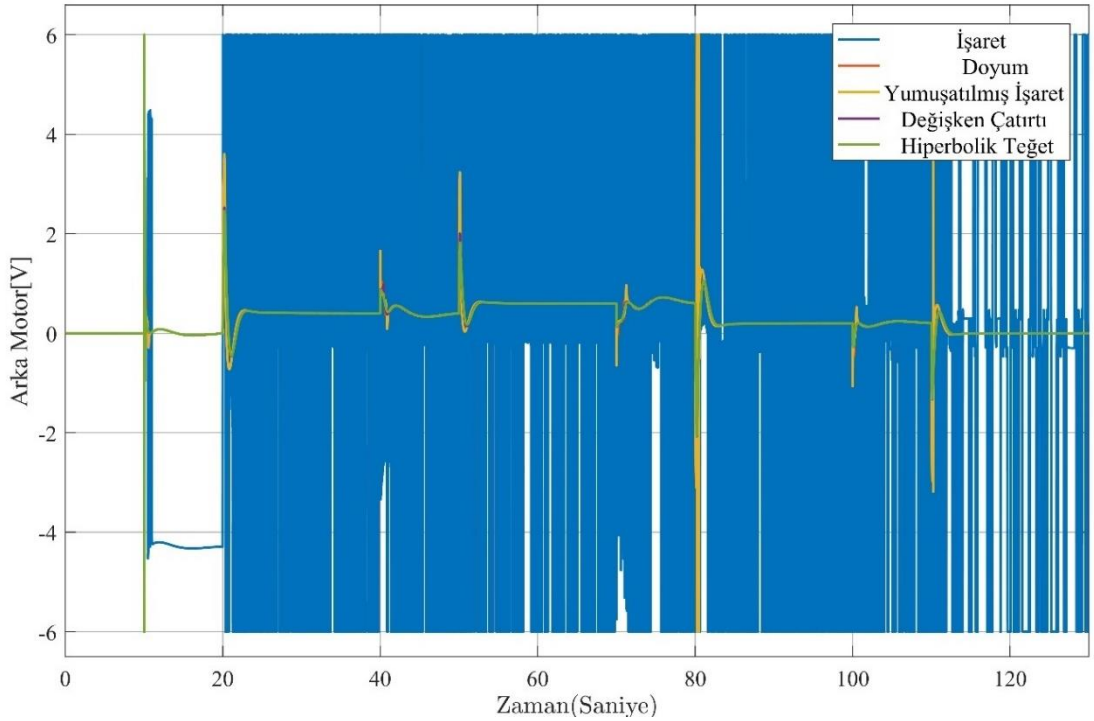
Şekil 5.29 Benzetim 3 yalpa eksen hızı



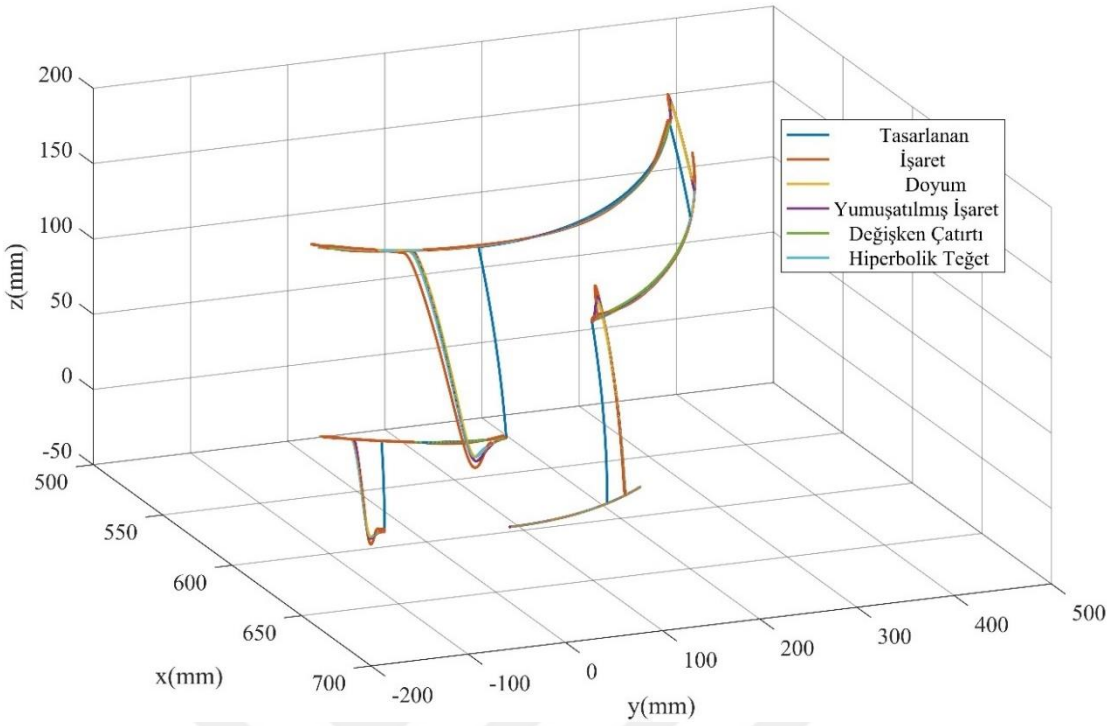
Şekil 5.30 Benzetim 3 gezinti eksen hızı



Şekil 5.31 Benzetim 3 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.32 Benzetim 3 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.33 Benzetim 3 yörünge takibi

Performans indisleri:

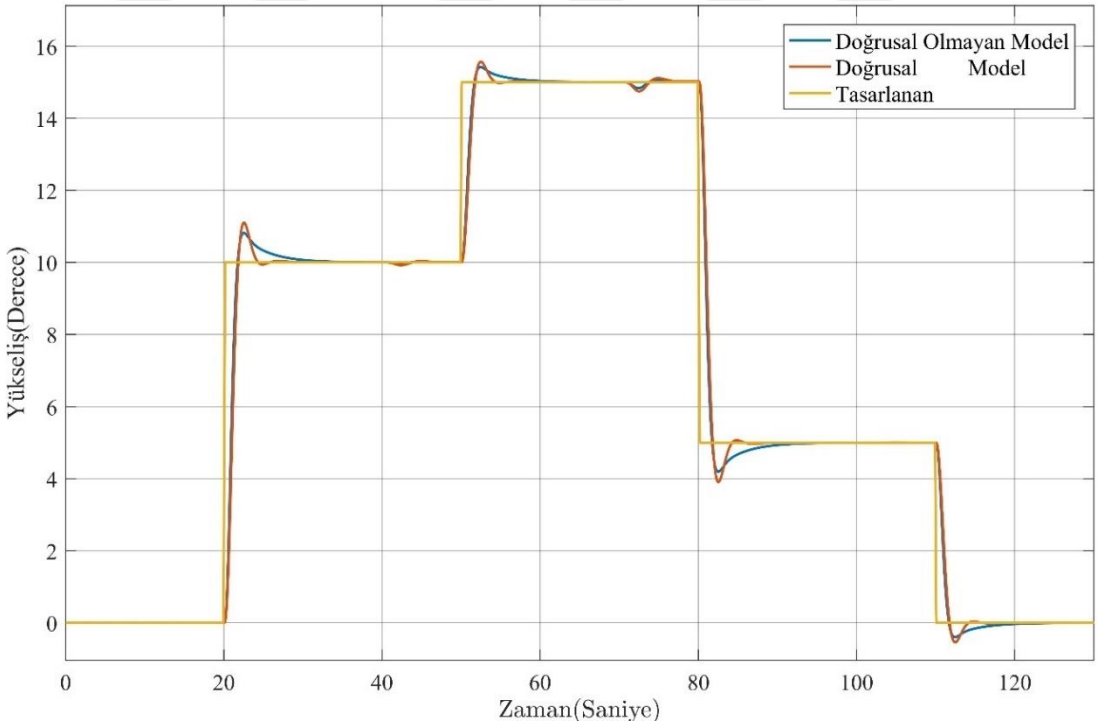
Çizelge 5.3 Benzetim 3 performans indisleri

Fonksiyon	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
İşaret	6,826	1,285	425,98	80,85	960,92	4509,40
Doyum	6,9247	1,2823	430,9334	80,1810	1,0460	46,9207
Yumuşatılmış İşaret	6,7490	1,2421	419,3464	77,6265	2,2290	65,5696
Değişken Çatırtı	6,9523	1,2898	432,6830	80,6864	0,9888	46,3397
Hiperbolik Teğet	7,0234	1,3093	437,1287	81,9156	0,9688	45,9908

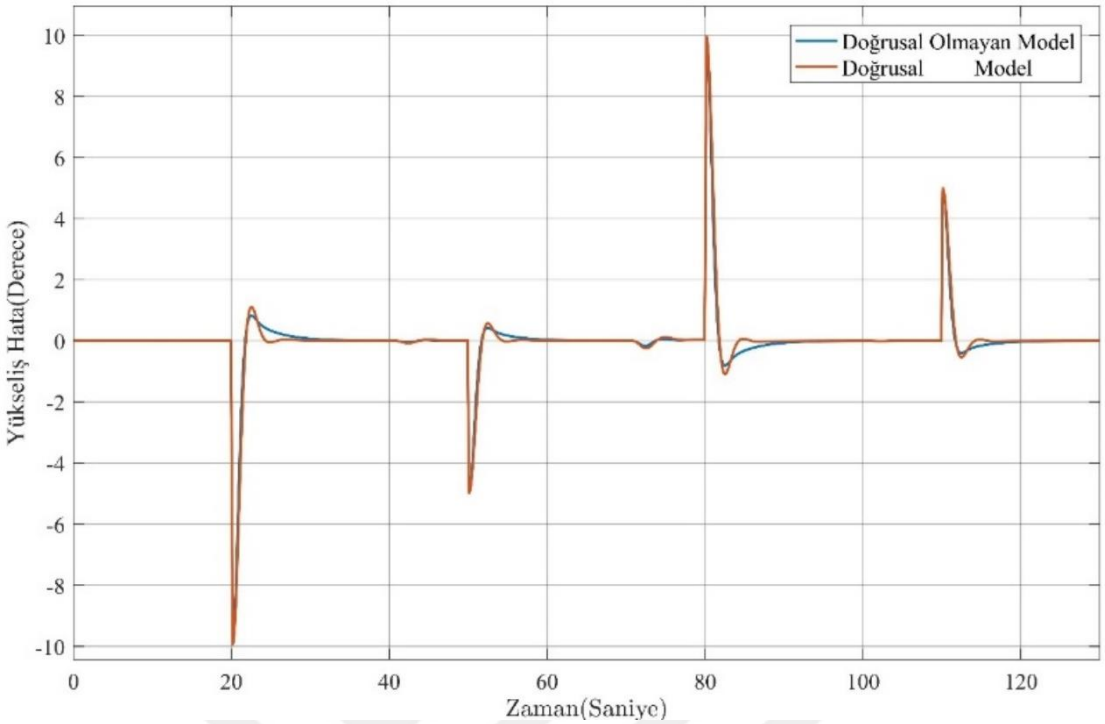
Benzetim 3'de kayan kipli kontrol yönteminde çatırtı problemini çözme yöntemlerinin performans üzerindeki etkisi irdelenmiştir. Şekil 5.23 ve Şekil 5.24de yükseliş ekseni konumunun çatırtı problemini çözme yöntemine etkisi görülmektedir. Şekil 5.26 ve Şekil 5.27'de gezinti ekseni konumunun çatırtı problemini çözme yöntemine etkisi görülmektedir. Çizelge 5.3'de çatırtı problemi çözme yönteminin etkisinin performans indisinin değişimini göstermektedir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre çatırtı problemi çözümünde

kullanılan hiperbolik teğet fonksiyonu kullanıldığında en yüksek performanslı kontrolcü olduğu gözlemlenmiştir. Hiperbolik teğet fonksiyonunu sırasıyla, değişken çatırtı, doyum, işaret ve yumuşatılmış işaret fonksiyonu takip ettiği görülmüştür. TV ve ISCI parametrelerine göre çatırtı problemi çözümünde kullanılan hiperbolik teğet fonksiyonu kullanıldığında en az enerji harcandığı gözlenmiştir. Hiperbolik teğet fonksiyonunu sırasıyla, değişken çatırtı, doyum, yumuşatılmış işaret ve işaret fonksiyonu takip ettiği gözlenmiştir. Şekil 5.31 ve Şekil 5.32'de kontrol girişinin farklı yöntemlerdeki değişimi gözlemlenmiştir. İşaret fonksiyonunda, kontrol girişindeki değişim frekansının çok yüksek olduğu gözlenmiştir.

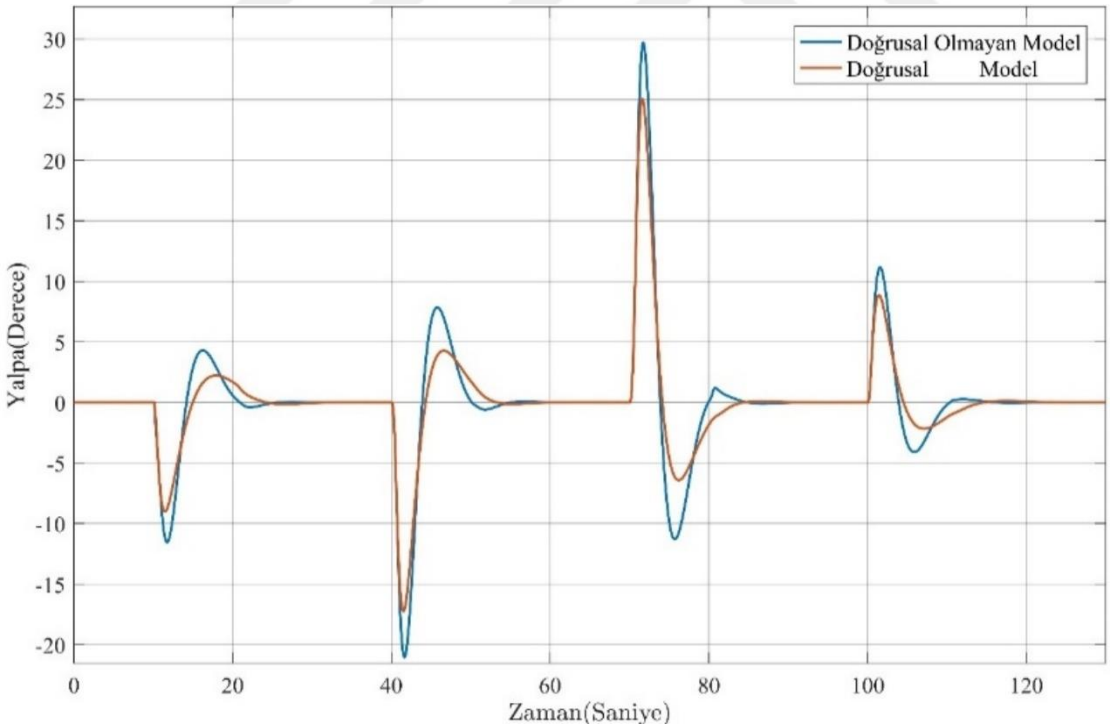
5.4. Benzetim 4: Matematiksel Model



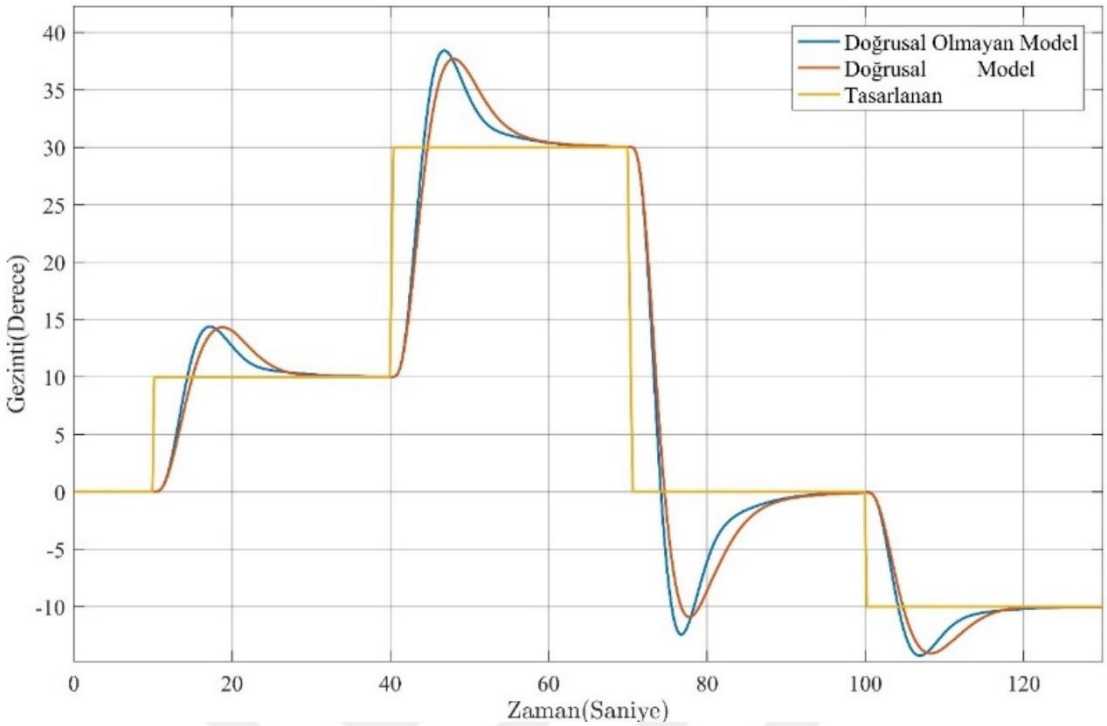
Şekil 5.34 Benzetim 4 yükseliş eksen konumu



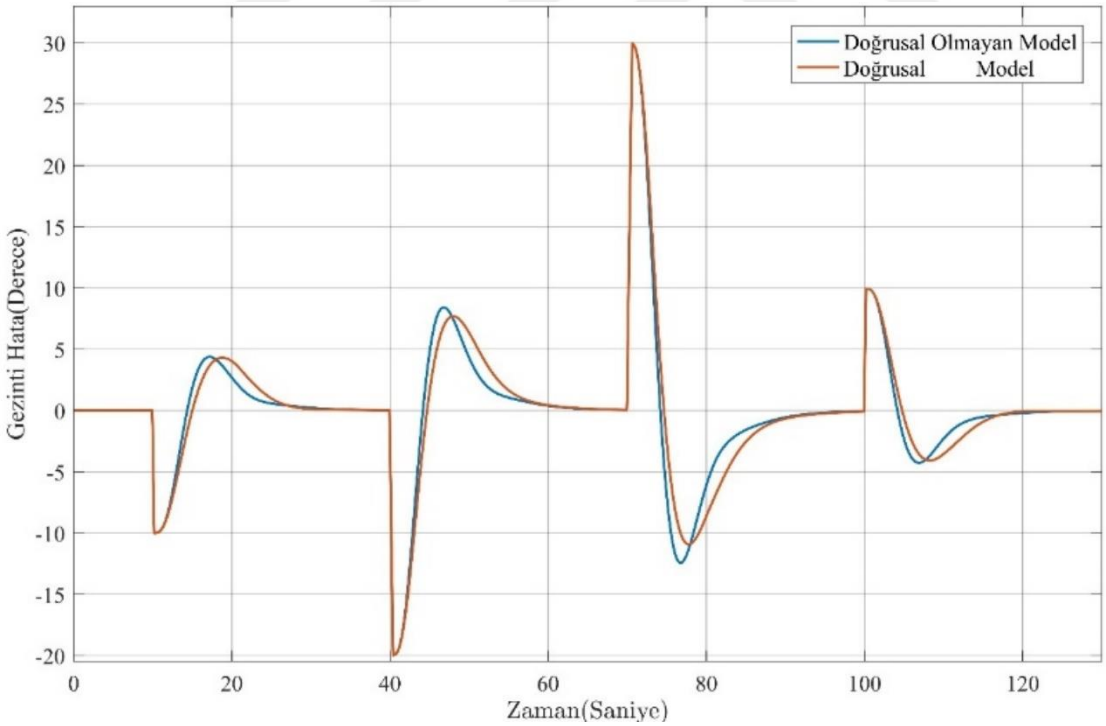
Şekil 5.35 Benzetim 4 yükseliş eksen konum hatası



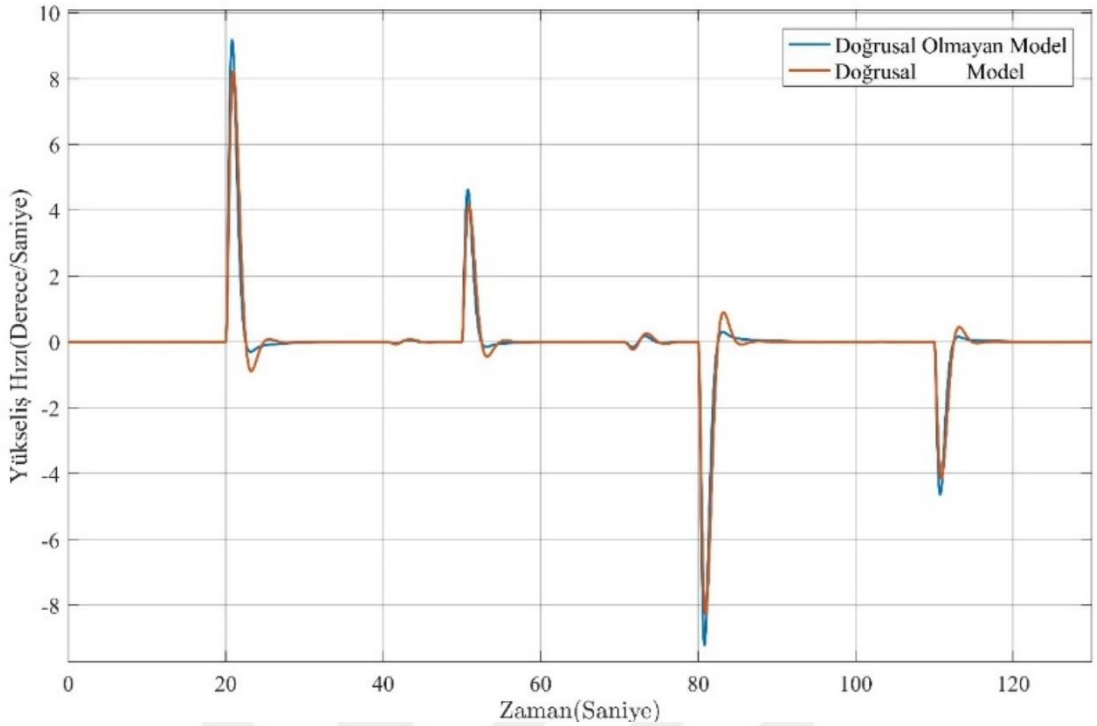
Şekil 5.36 Benzetim 4 yalpa eksen konumu



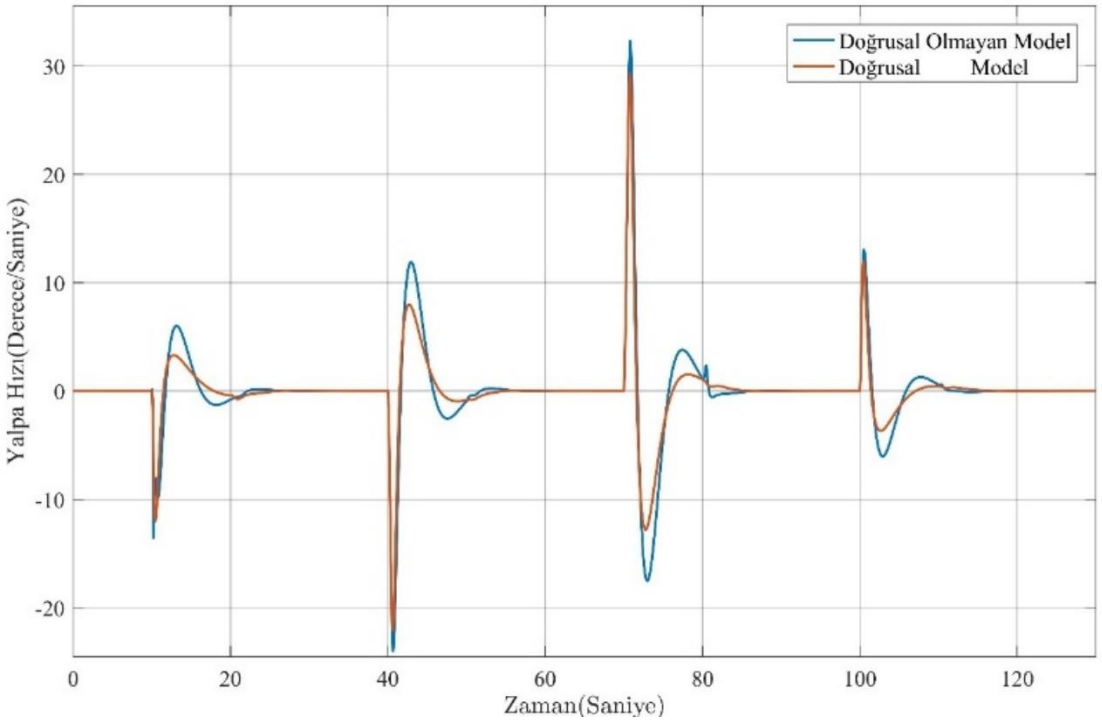
Şekil 5.37 Benzetim 4 gezinti eksen konumu



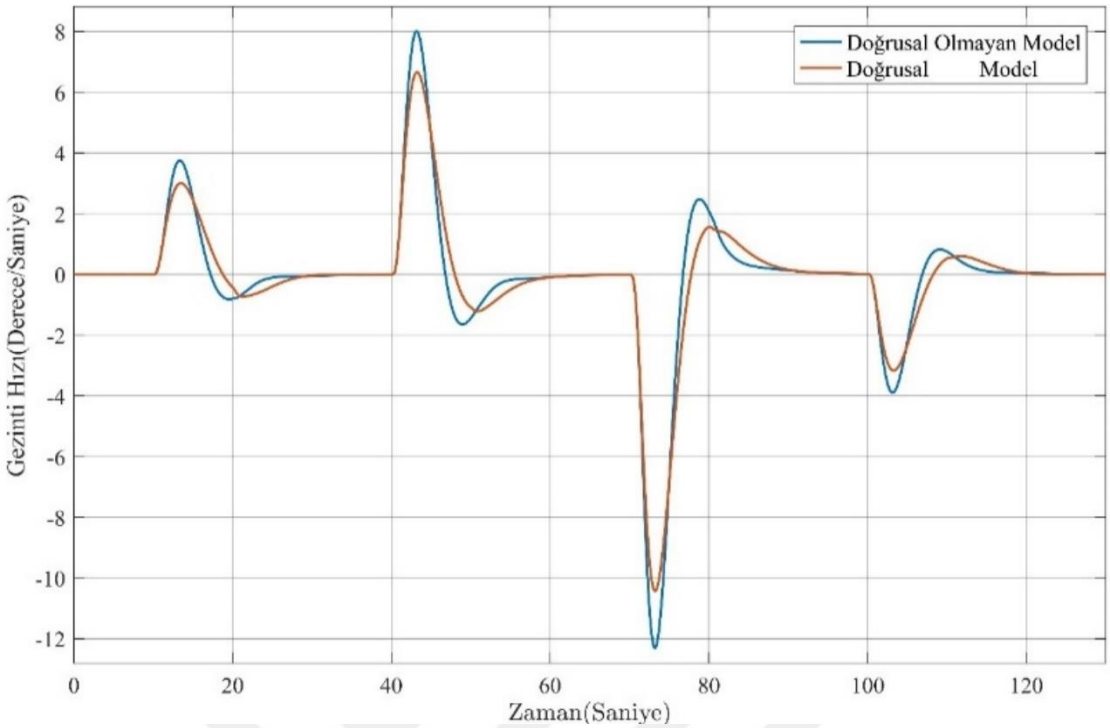
Şekil 5.38 Benzetim 4 gezinti eksen konum hatası



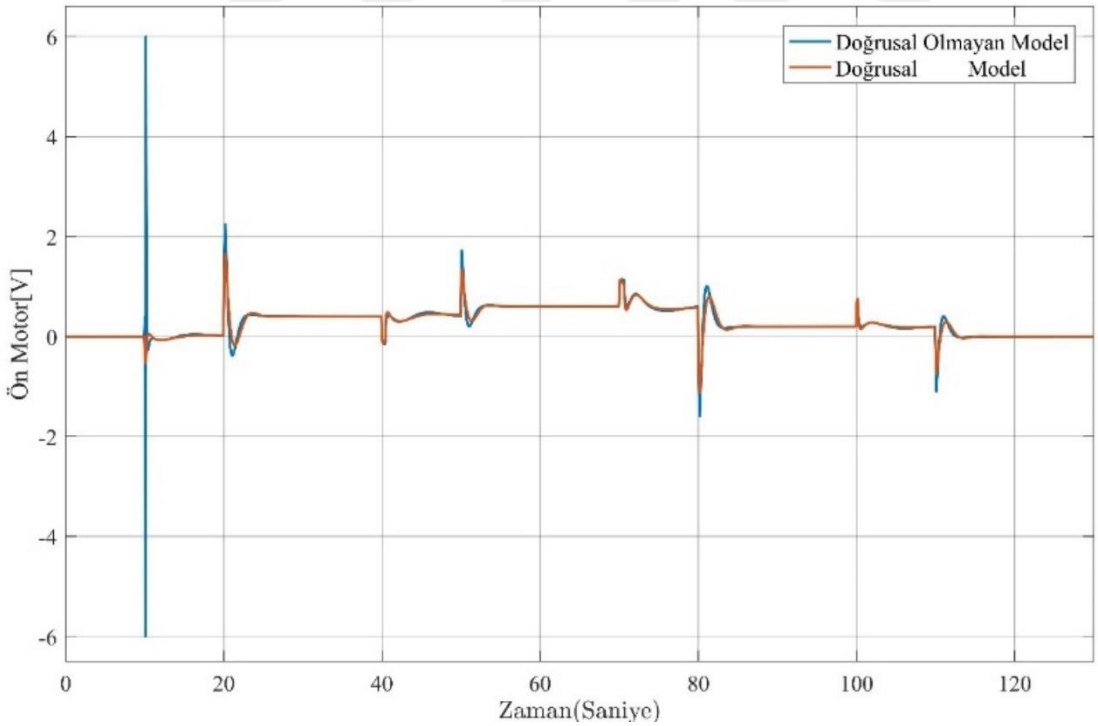
Şekil 5.39 Benzetim 4 yükseliş eksen hızı



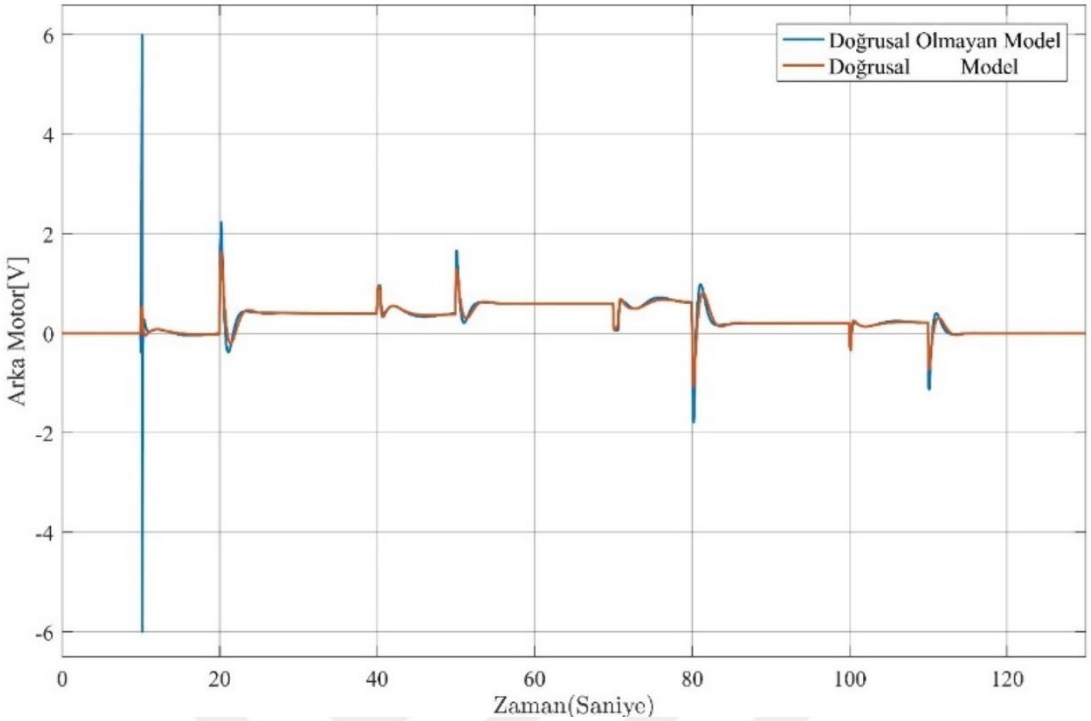
Şekil 5.40 Benzetim 4 yalpa eksen hızı



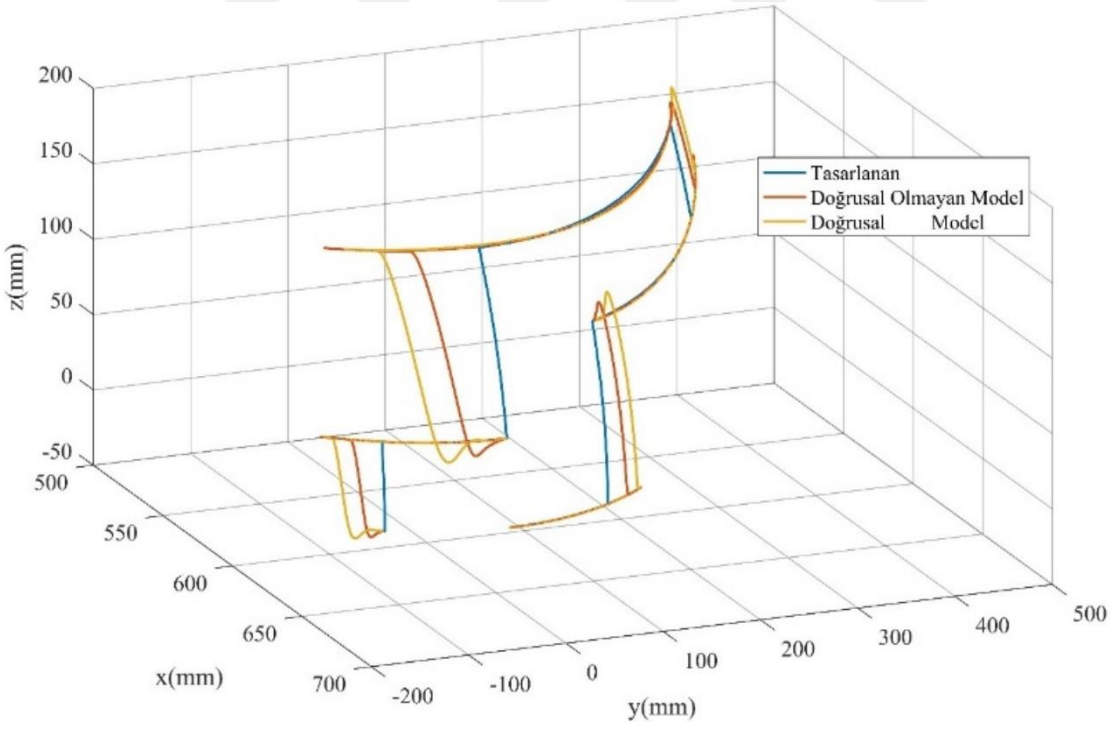
Şekil 5.41 Benzetim 4 gezinti eksen hızı



Şekil 5.42 Benzetim 4 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.43 Benzetim 4 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.44 Benzetim 4 yörünge takibi

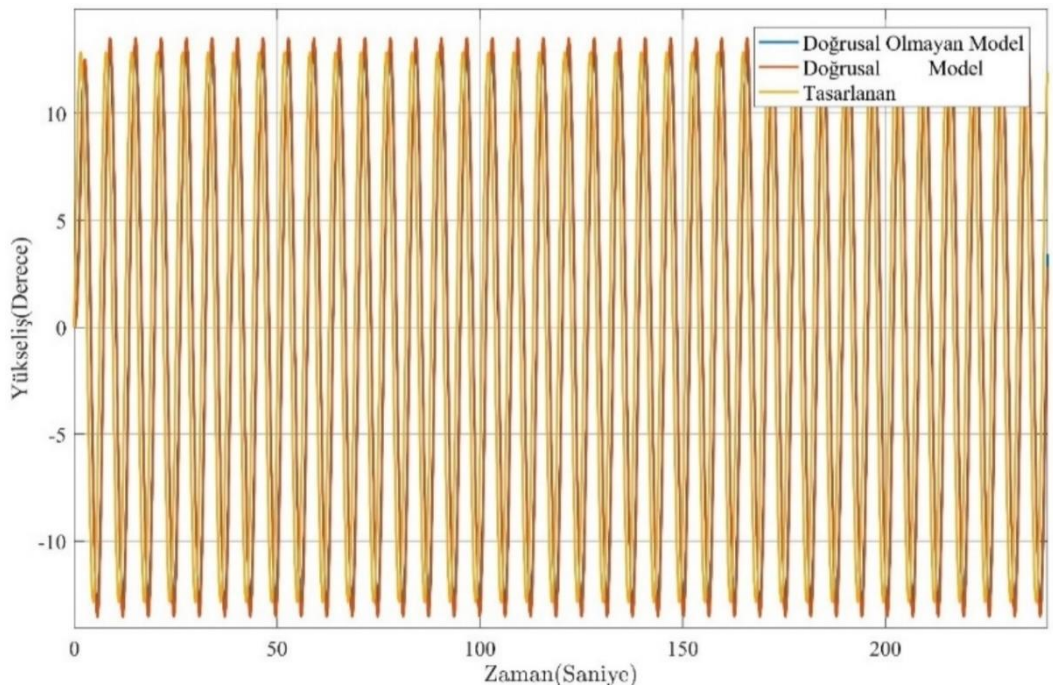
Performans indisleri:

Çizelge 5.4 Benzetim 4 performans indisleri

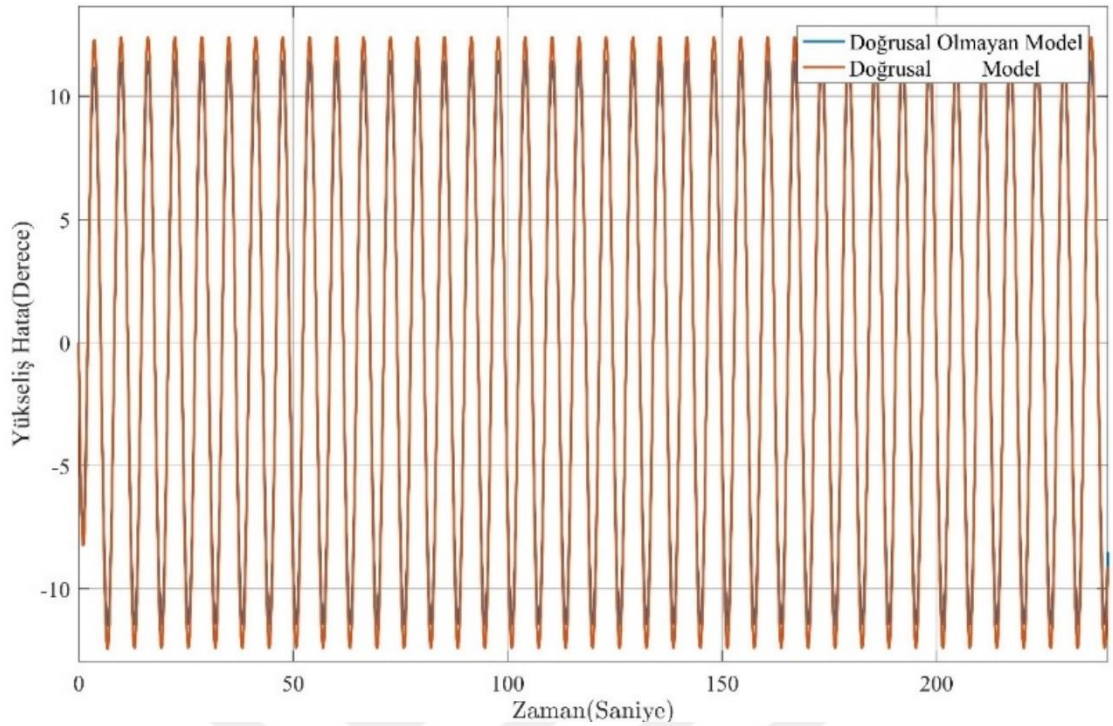
Model	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
Doğrusal Olmayan	7,56	1,37	472,79	85,58	2,76	38,59
Doğrusal	7,02	1,29	435,98	80,48	5,82	47,62

Benzetim 4'de matematiksel model doğrusal ve doğrusal olmayan olarak değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi analiz edilmiştir. Şekil 5.34'de yükseliş ekseni konumunun matematiksel model farkı ile değişimi görülmektedir. Şekil 5.37'de gezinti ekseni konumunun matematiksel model farkı ile değişimi görülmektedir. Çizelge 5.4'de performans parametreleri verilmiştir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre doğrusal olmayan model ile daha yüksek performansa sahip bir kontrolcü sağlandığı gözlenmiştir. TV ve ISCI parametrelerine göre doğrusal olmayan modelin daha az enerji harcandığı gözlenmiştir.

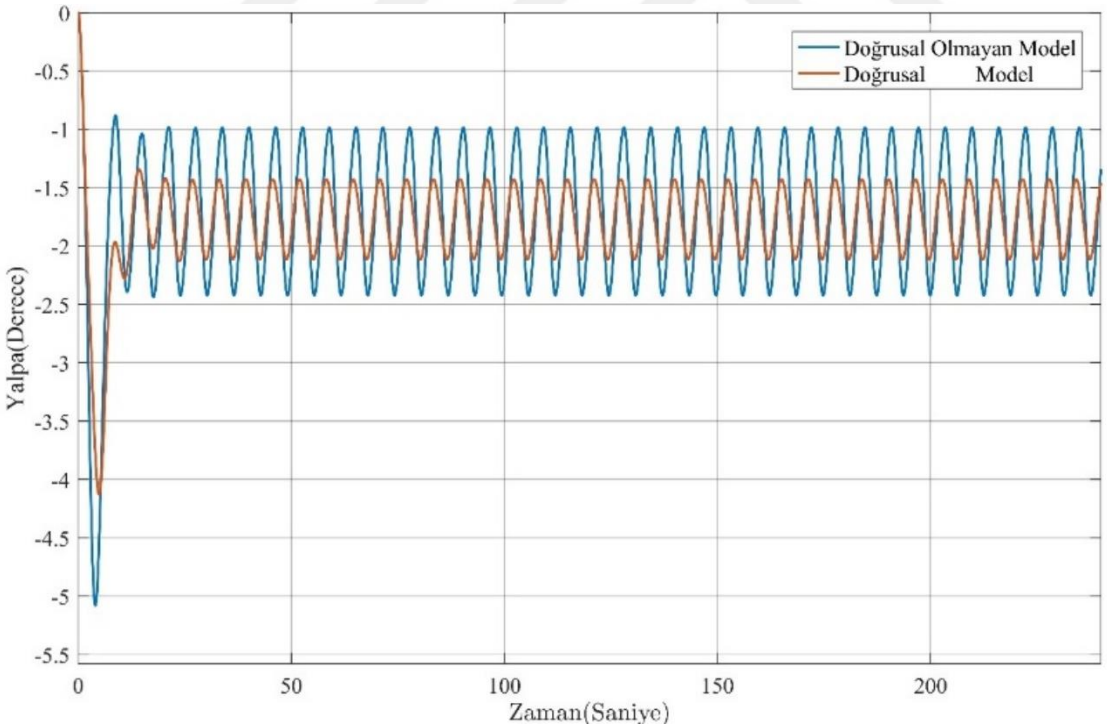
5.5. Benzetim 5: Yörünge – 1 Takibi



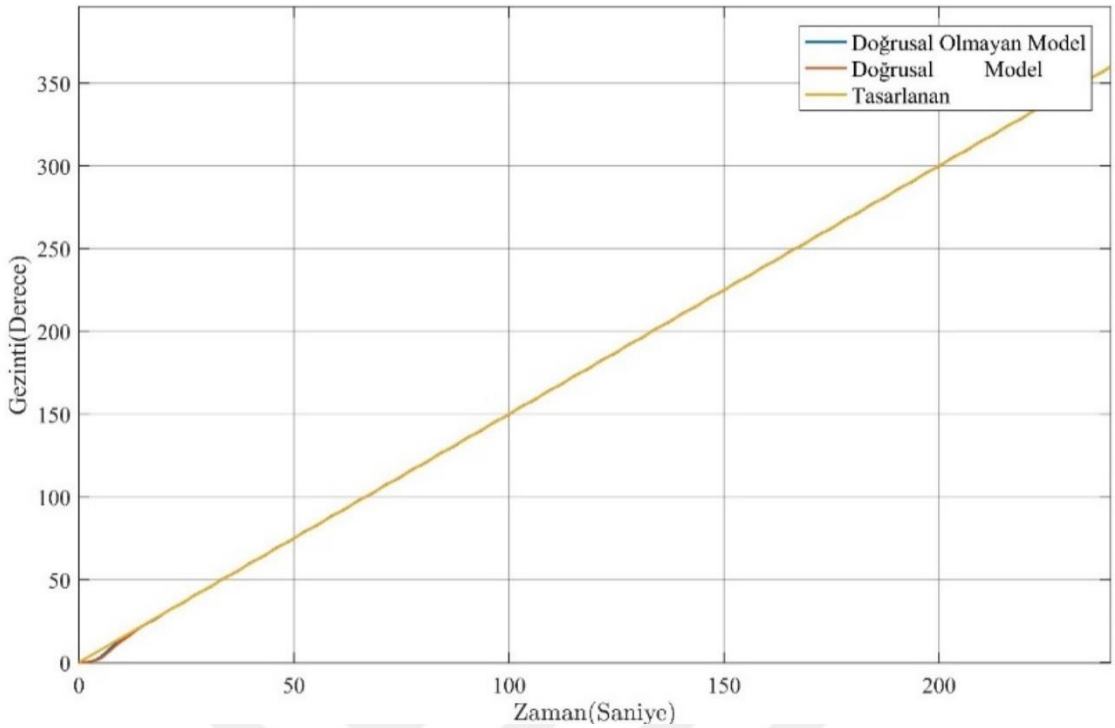
Şekil 5.45 Benzetim 5 yükseliş eksen konumu



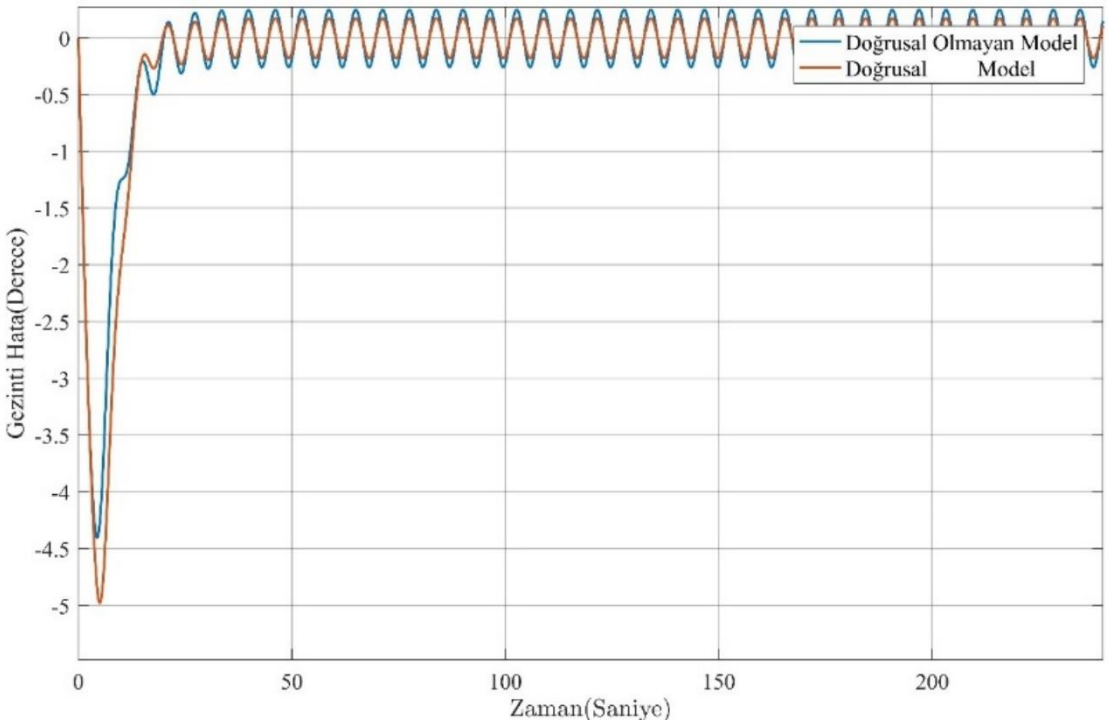
Şekil 5.46 Benzetim 5 yükseliş eksen konum hatası



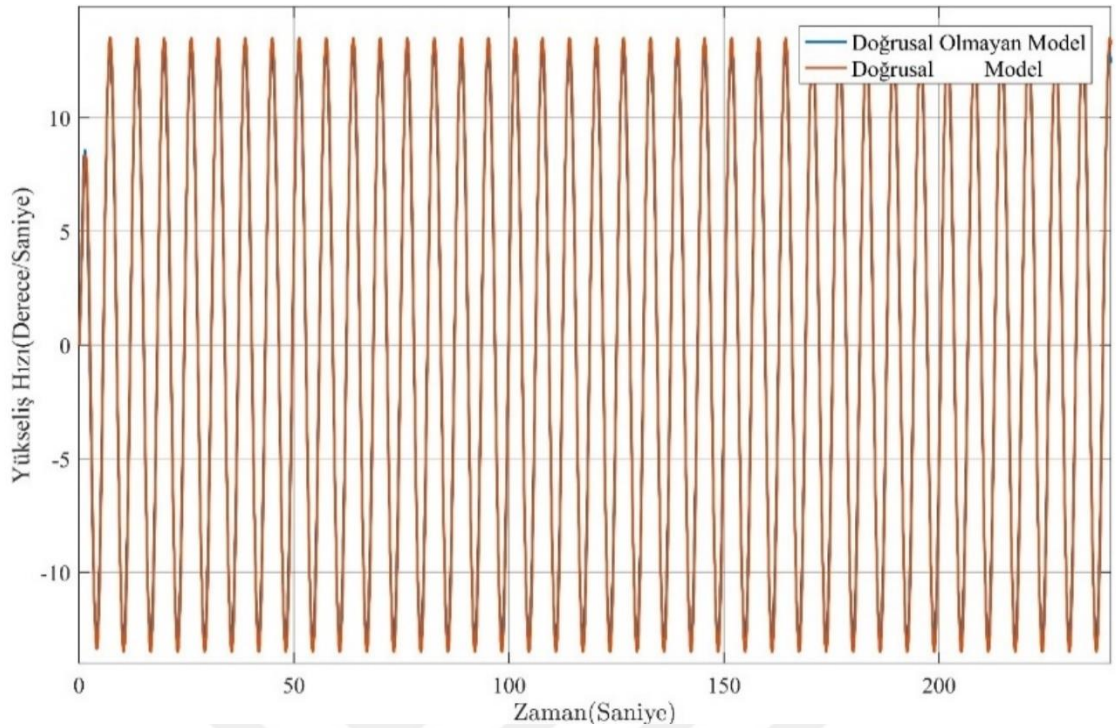
Şekil 5.47 Benzetim 5 yalpa eksen konumu



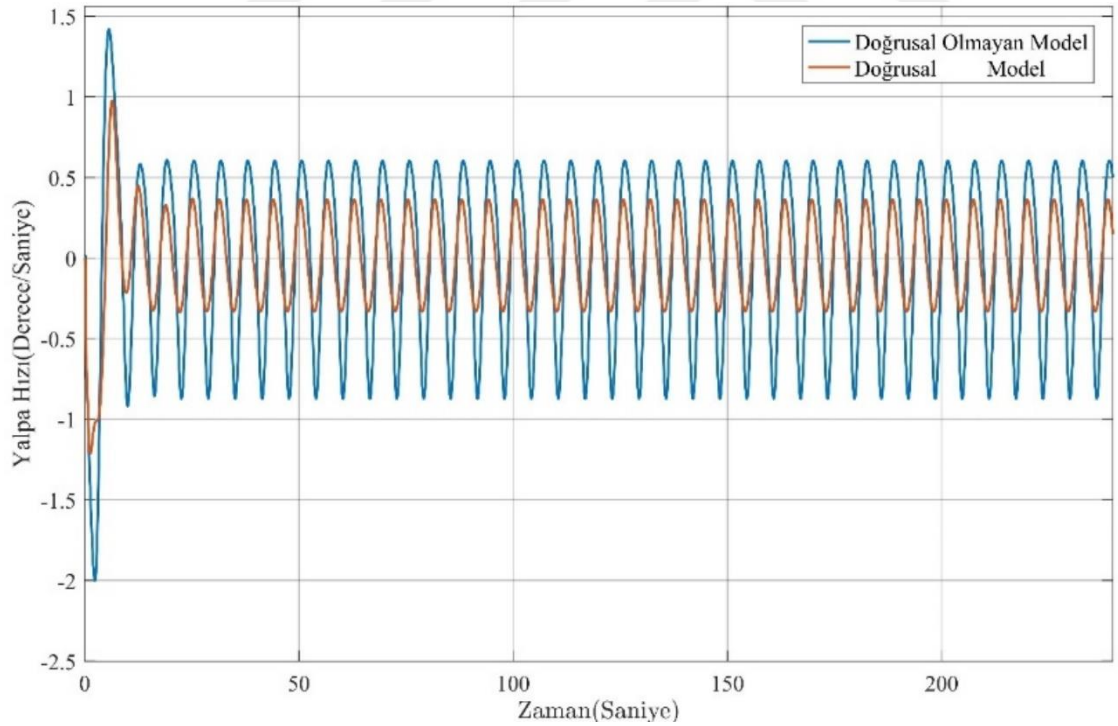
Şekil 5.48 Benzetim 5 gezinti eksen konumu



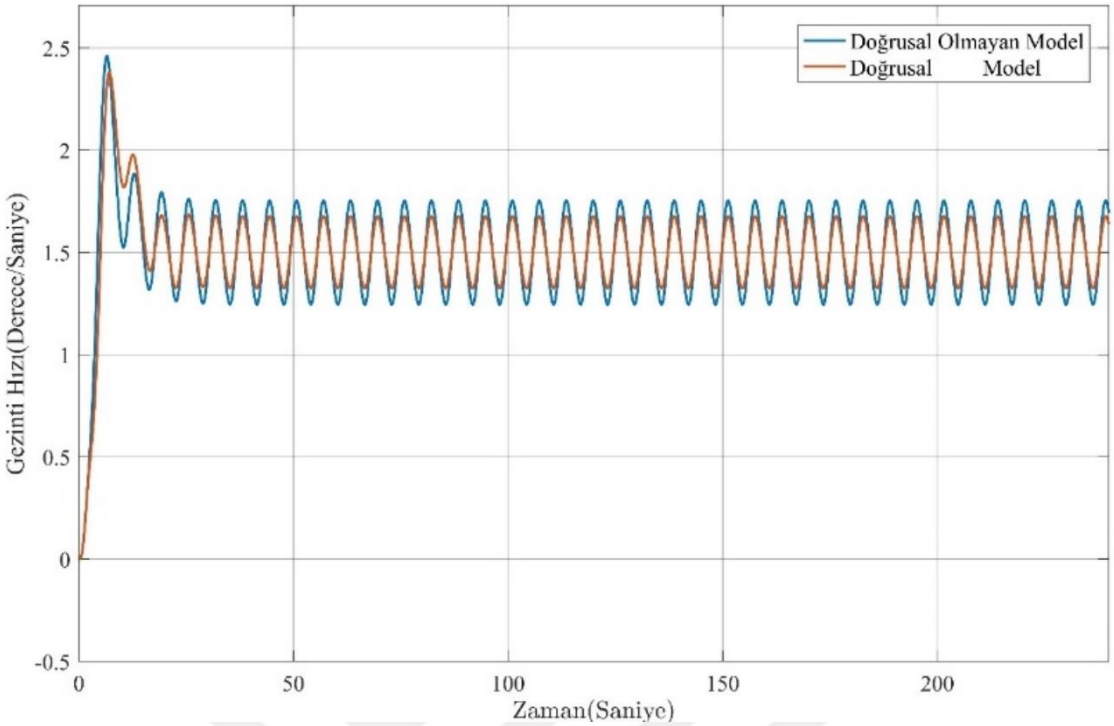
Şekil 5.49 Benzetim 5 gezinti eksen konum hatası



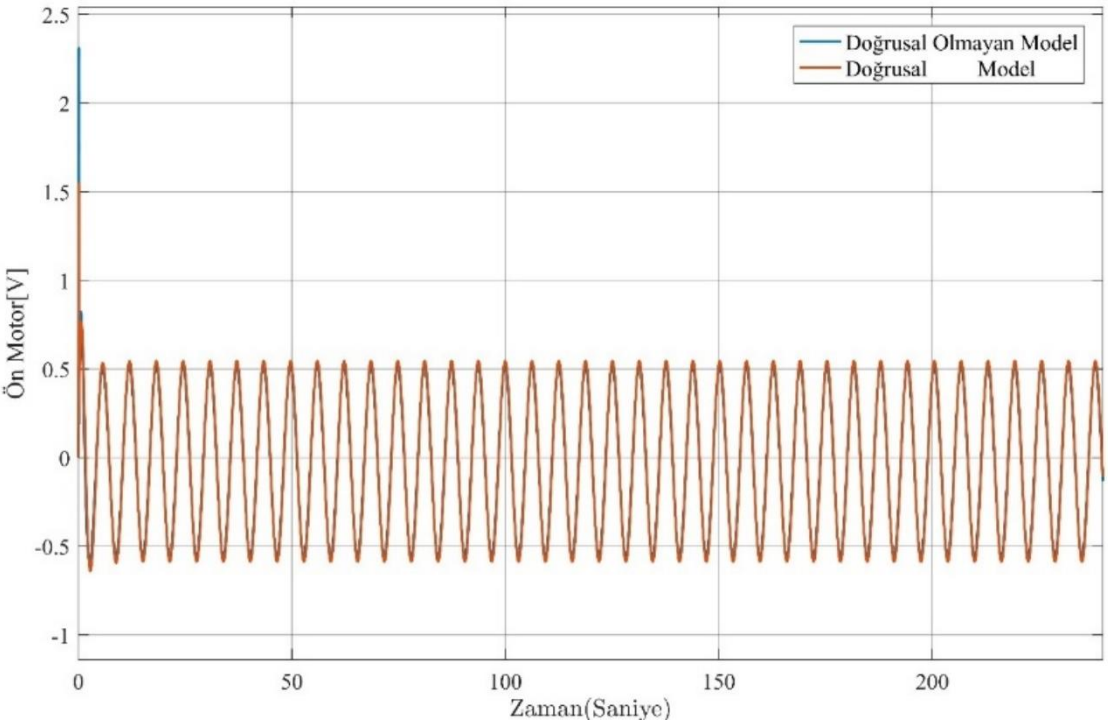
Şekil 5.50 Benzetim 5 yükseliş eksen hızı



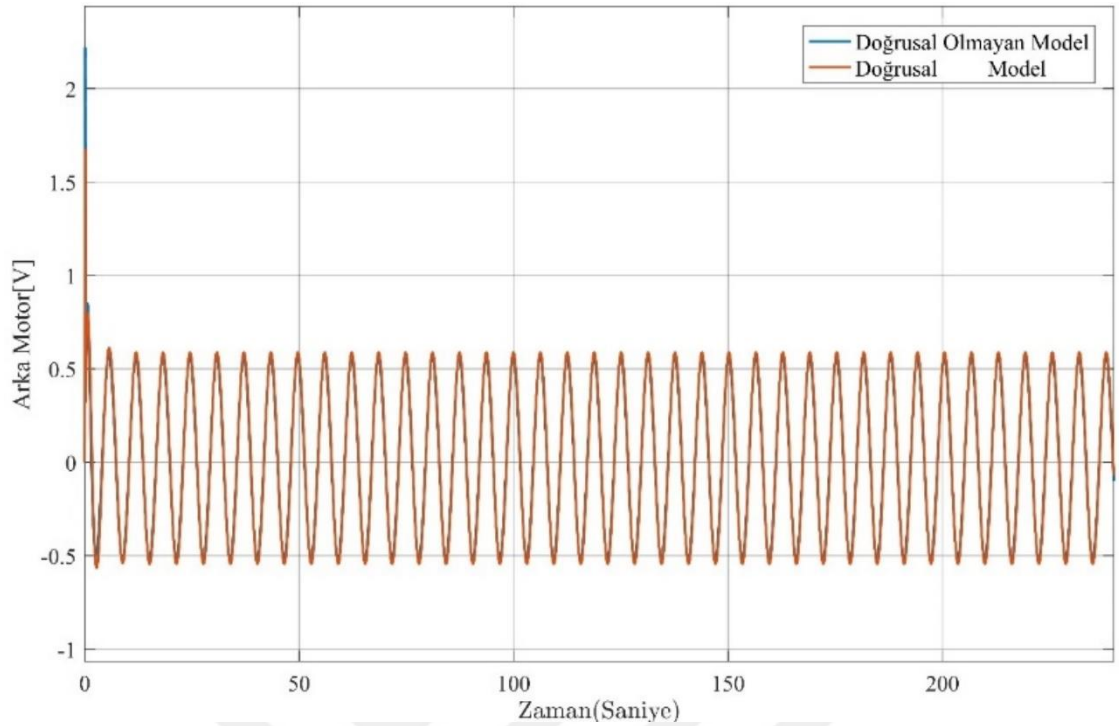
Şekil 5.51 Benzetim 5 yalpa eksen hızı



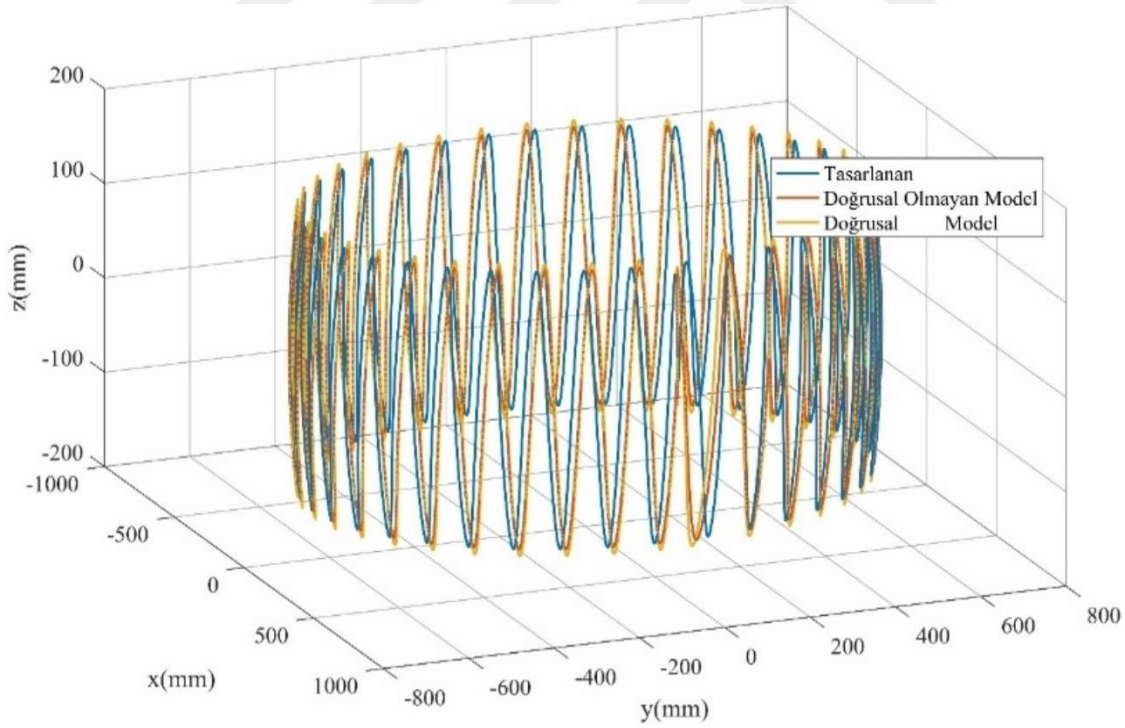
Şekil 5.52 Benzetim 5 gezinti eksen hızı



Şekil 5.53 Benzetim 5 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.54 Benzetim 5 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.55 Benzetim 5 yörünge takibi

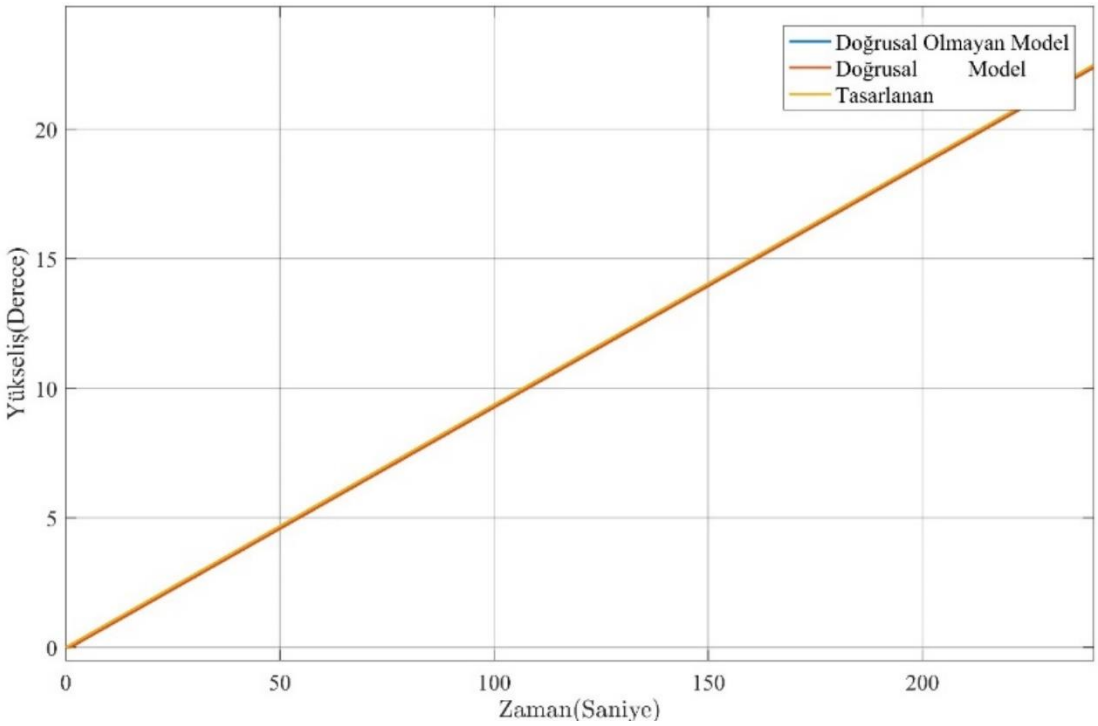
Performans indisleri:

Çizelge 5.5 Benzetim 5 performans indisleri

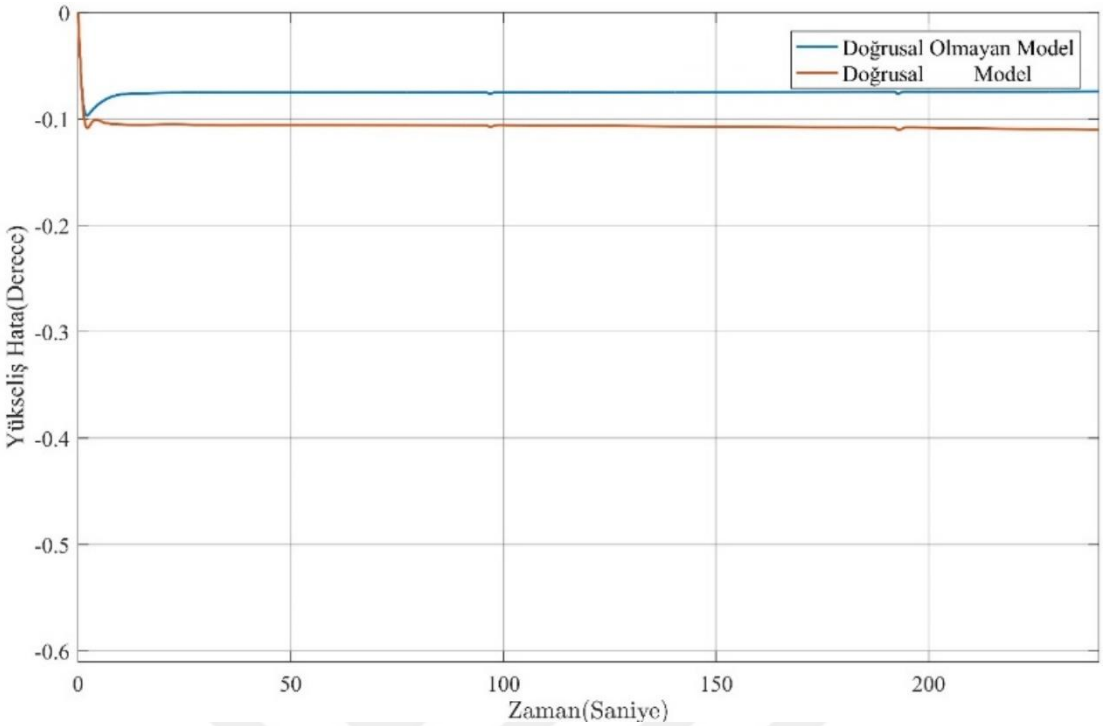
Model	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
Doğrusal Olmayan	31,56	4,77	3745,04	573,74	12,96	69,66
Doğrusal	34,13	5,65	4040,55	677,97	13,43	76,51

Benzetim 5'de matematiksel model doğrusal ve doğrusal olmayan olarak değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi yörünge takibi yapılırken analiz edilmiştir. Şekil 5.55'de doğrusal ve doğrusal olmayan modellerde yörünge takibi kartezyen koordinatlarında gösterilmektedir. Çizelge 5.5'de performans parametreleri verilmiştir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre doğrusal olmayan model ile daha yüksek performanslı bir kontrolcü sağlandığı gözlenmiştir. TV ve ISCI parametrelerine göre doğrusal olmayan modelin daha az enerji harcandığı gözlenmiştir.

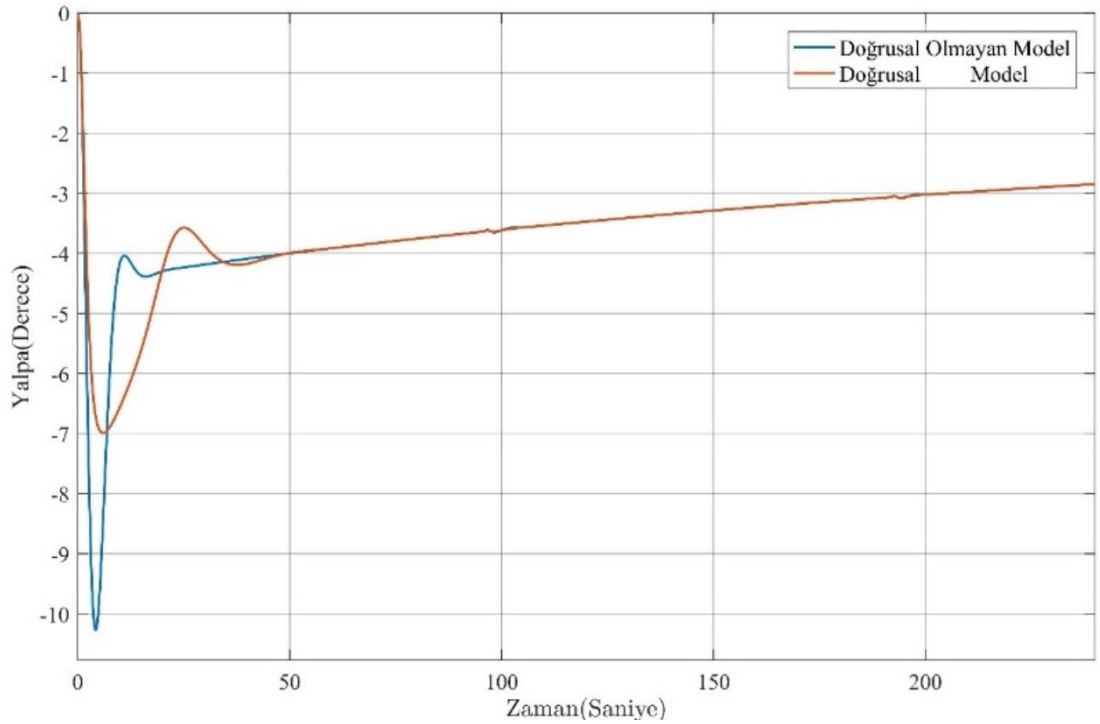
5.6. Benzetim 6: Yörünge – 2 Takibi



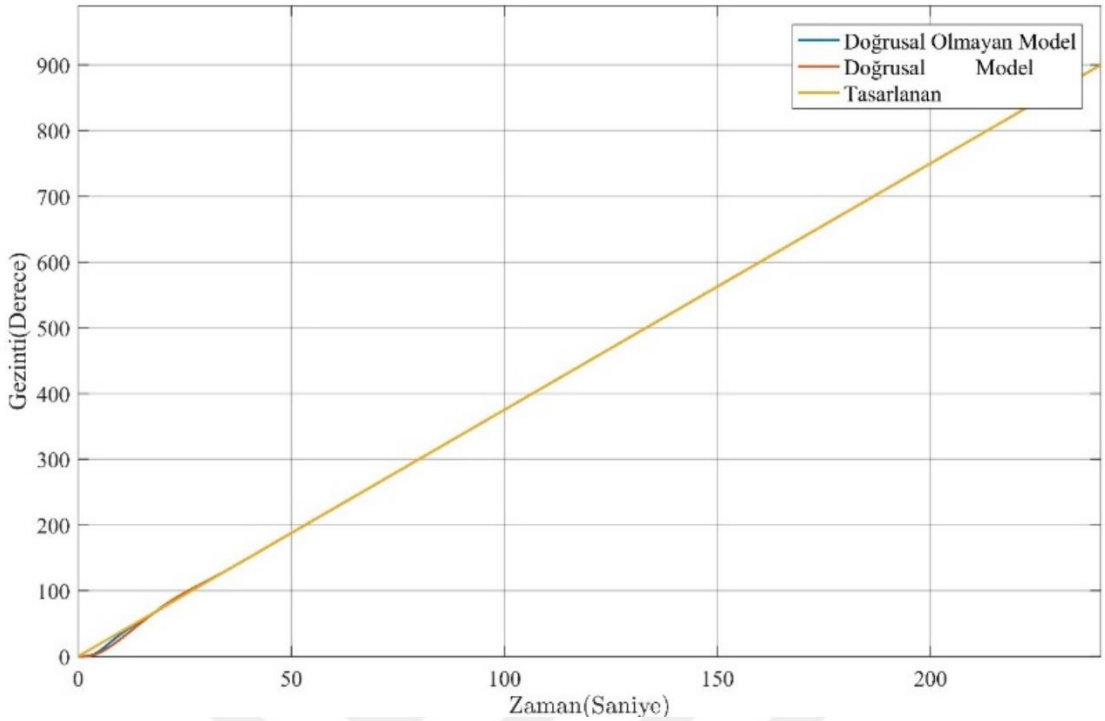
Şekil 5.56 Benzetim 6 yükseliş eksen konumu



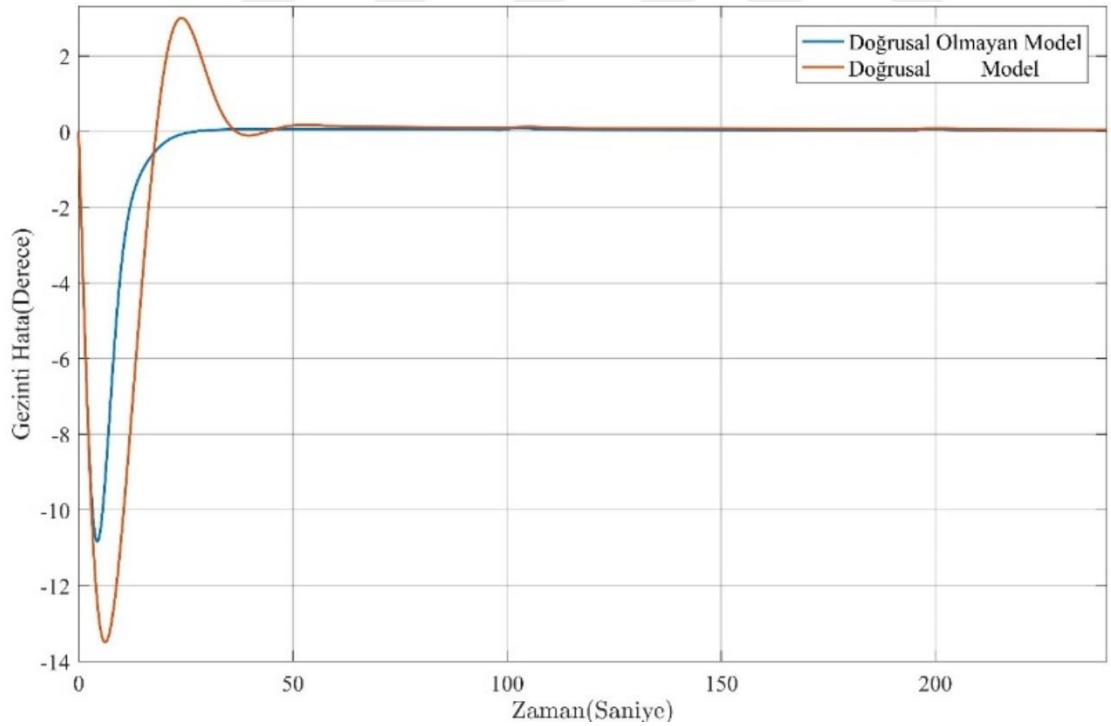
Şekil 5.57 Benzetim 6 yükseliş eksen konum hatası



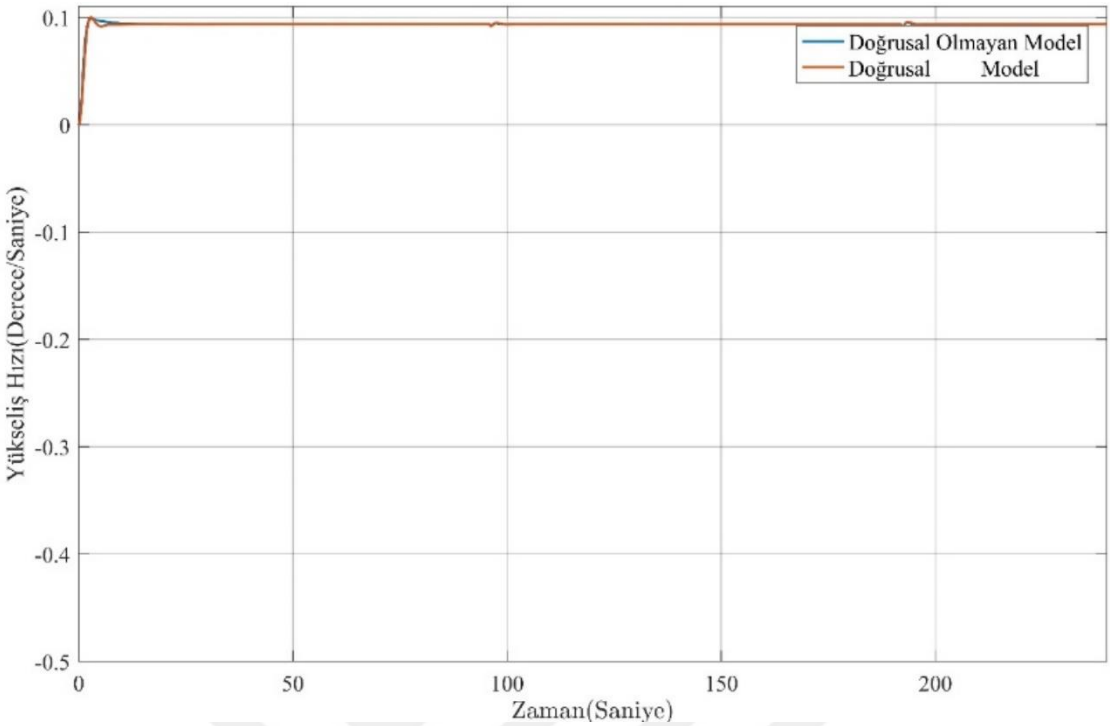
Şekil 5.58 Benzetim 6 yalpa eksen konumu



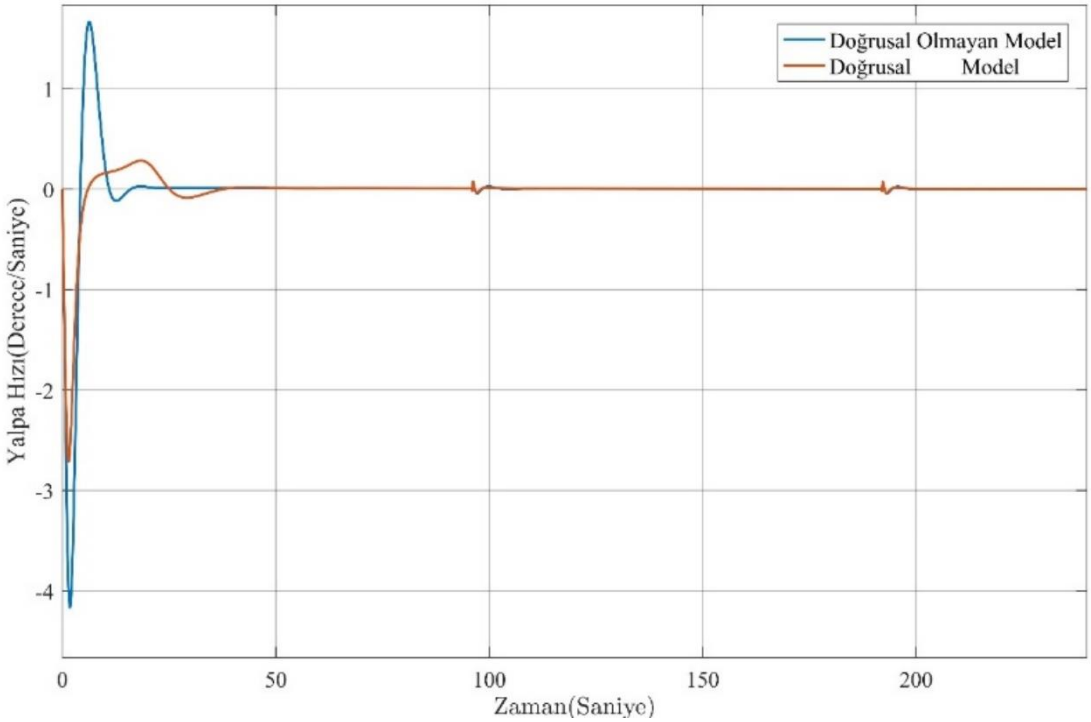
Şekil 5.59 Benzetim 6 gezinti eksen konumu



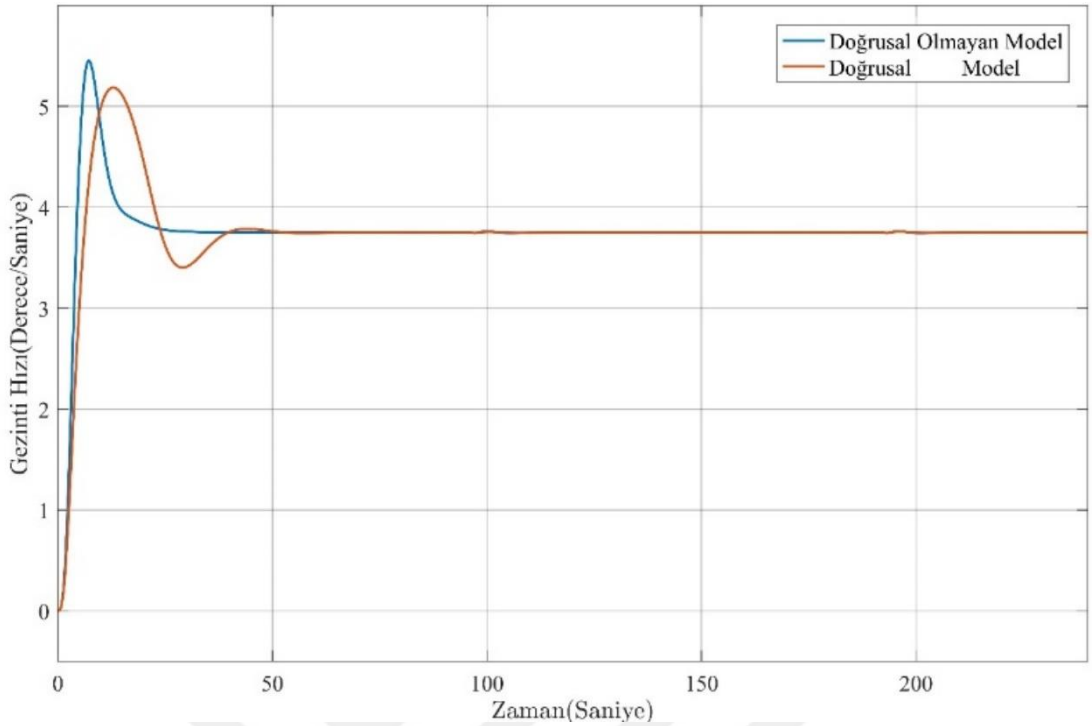
Şekil 5.60 Benzetim 6 gezinti eksen konum hatası



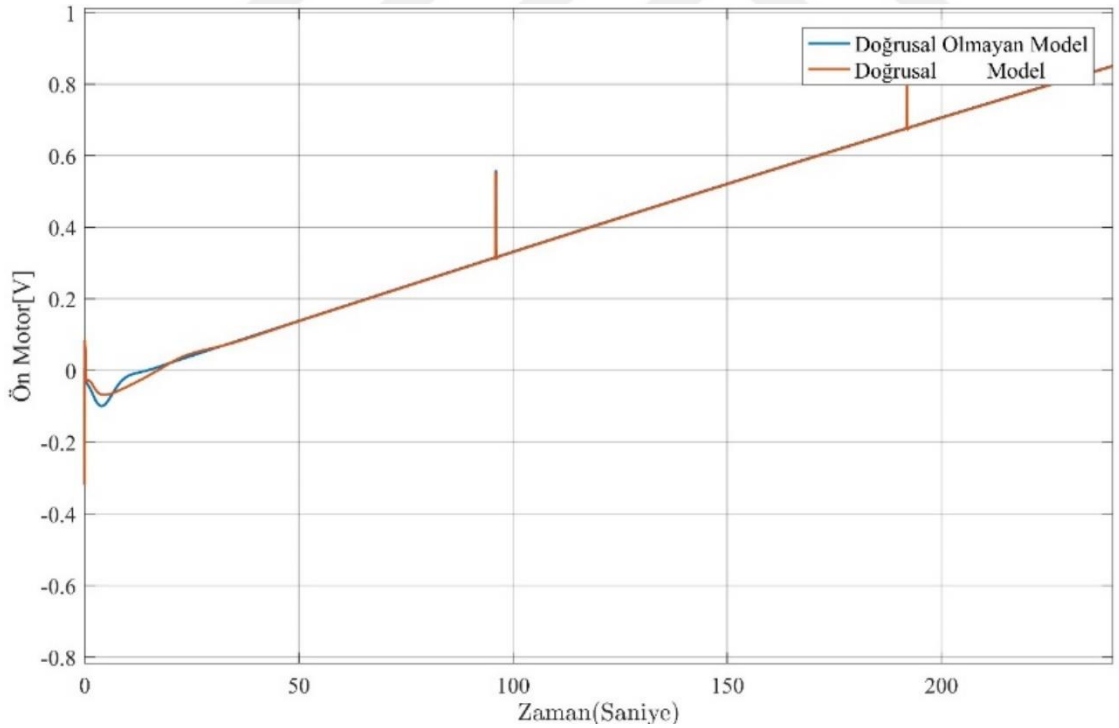
Şekil 5.61 Benzetim 6 yükseliş eksen hızı



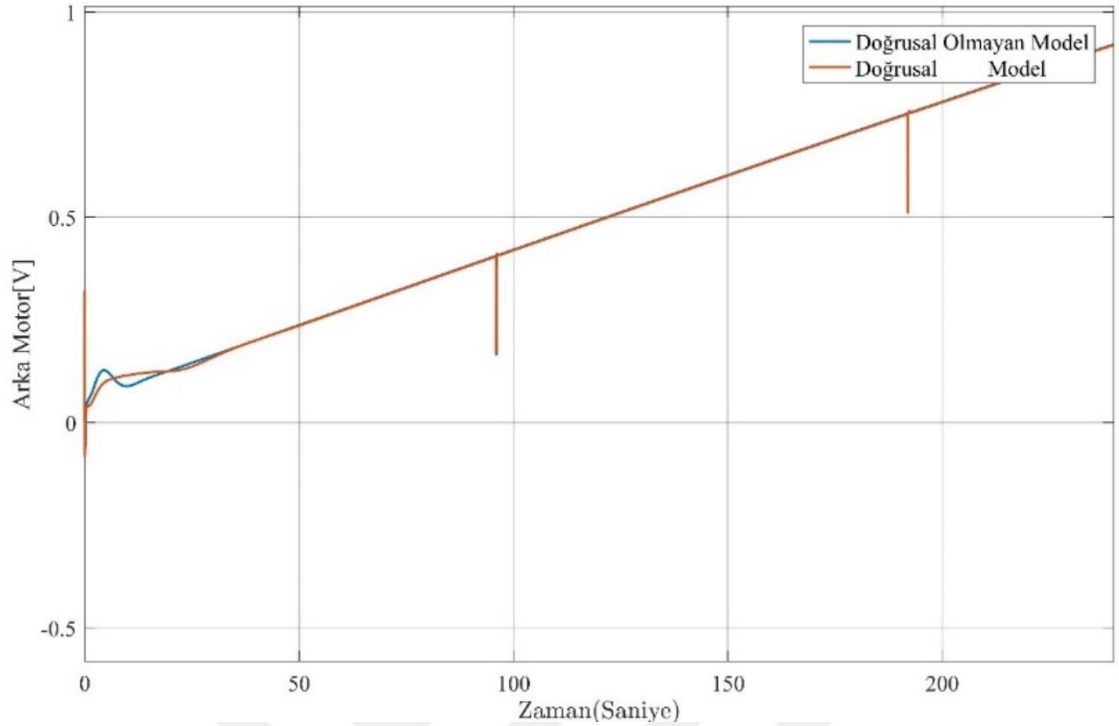
Şekil 5.62 Benzetim 6 yalpa eksen hızı



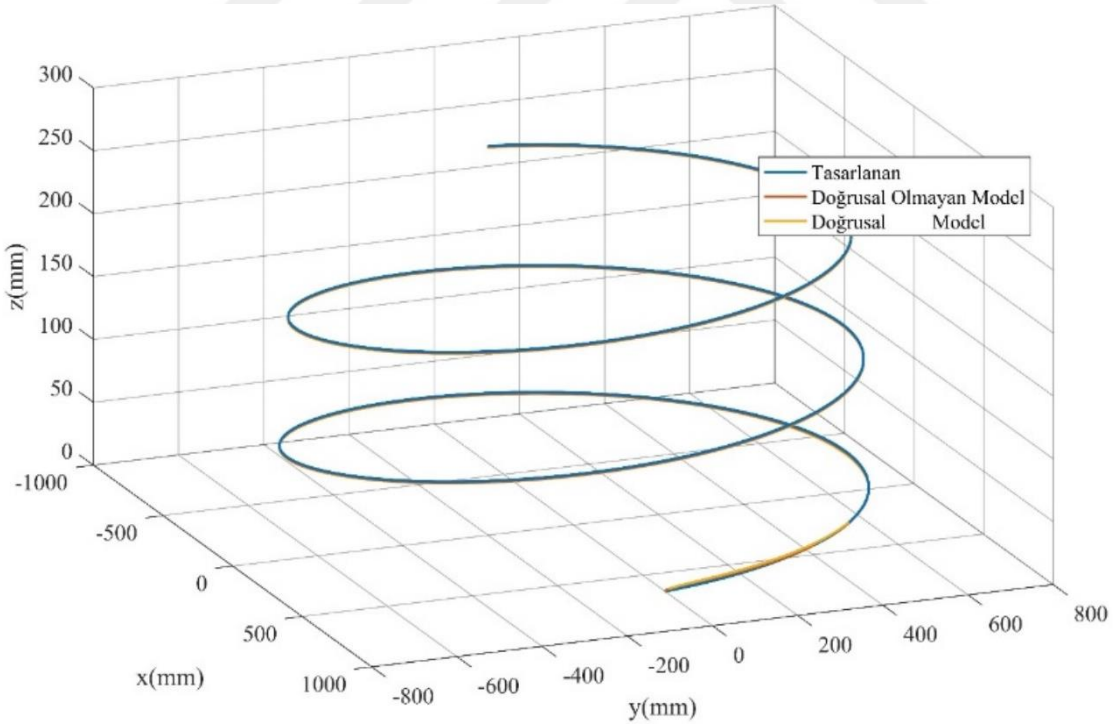
Şekil 5.63 Benzetim 6 gezinti eksen hızı



Şekil 5.64 Benzetim 6 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.65 Benzetim 6 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.66 Benzetim 6 yörünge takibi

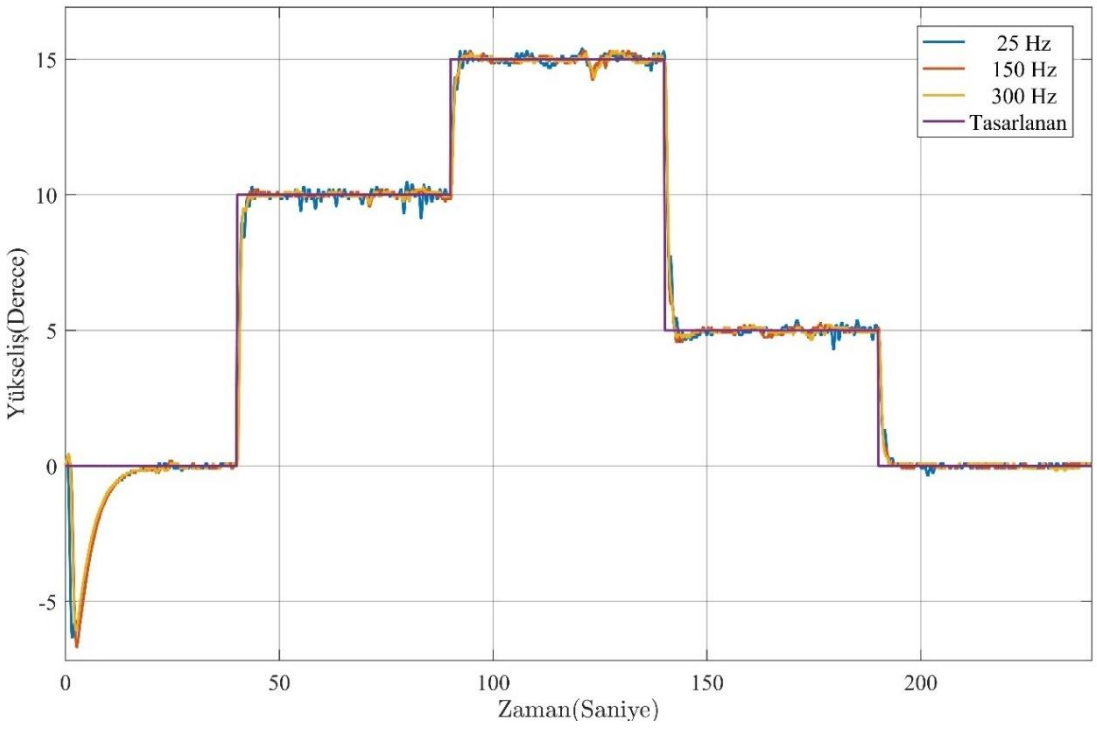
Performans indisleri:

Çizelge 5.6 Benzetim 6 performans indisleri

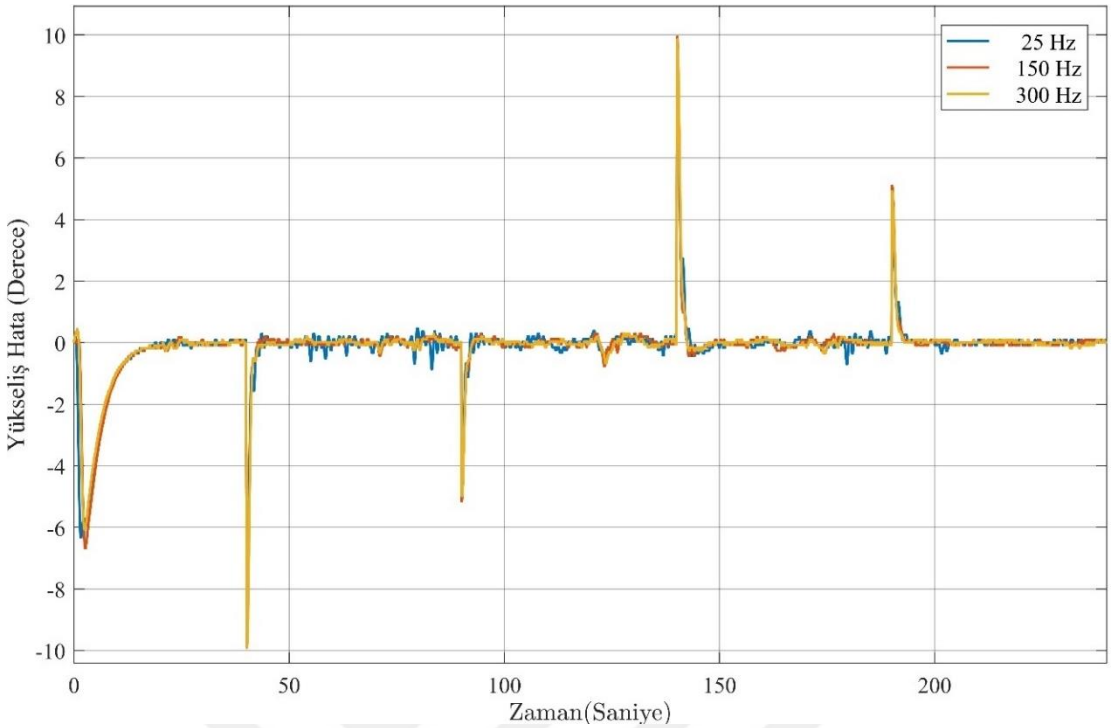
Model	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
Doğrusal	4,4650	0,0770	481,0994	5,9812	0,0811	63,7683
Doğrusal Olmayan	6,2320	0,1383	683,2112	11,4561	0,0797	62,3284

Benzetim 6'da matematiksel model doğrusal ve doğrusal olmayan olarak değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi yörünge takibi yapılırken analiz edilmiştir. Şekil 5.66Şekil 5.66'de doğrusal ve doğrusal olmayan modellerde yörünge takibi kartezyen koordinatlarında gösterilmektedir. Çizelge 5.6'de performans parametreleri verilmiştir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre doğrusal olmayan model ile daha yüksek performansa sahip kontrolcü sağlandığı gözlenmiştir. TV ve ISCI parametrelerine göre doğrusal olmayan modelin daha az enerji harcandığı gözlenmiştir.

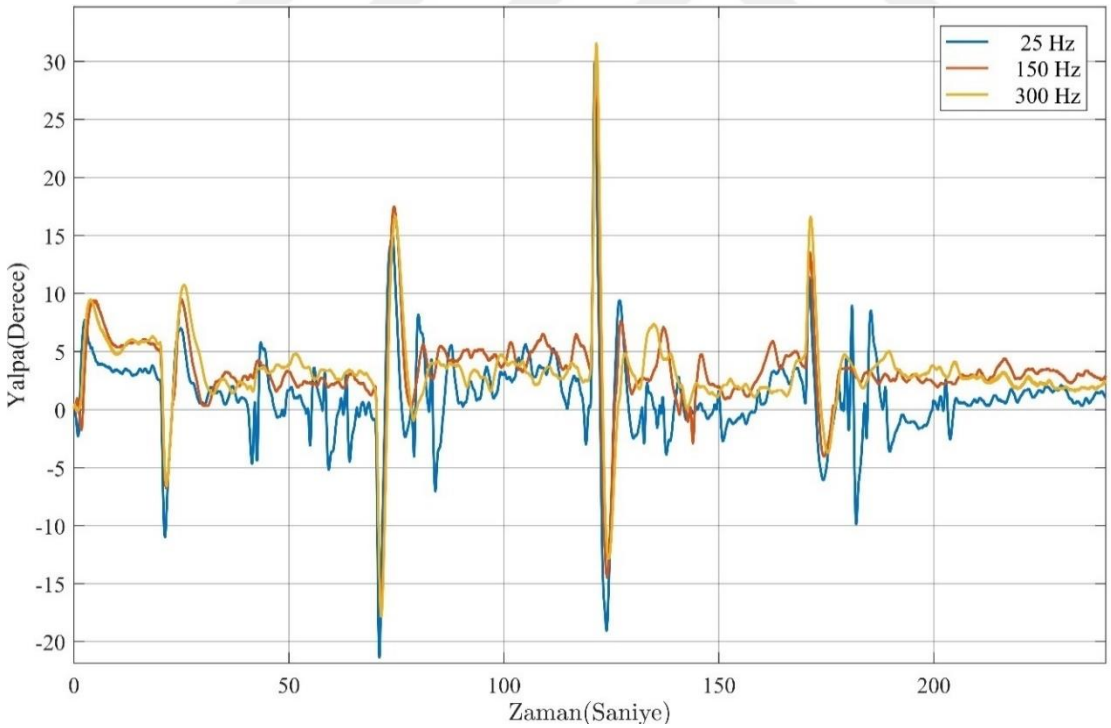
5.7. Deney 1: Kontrol Girişinin Uygulama Frekansının Etkisi



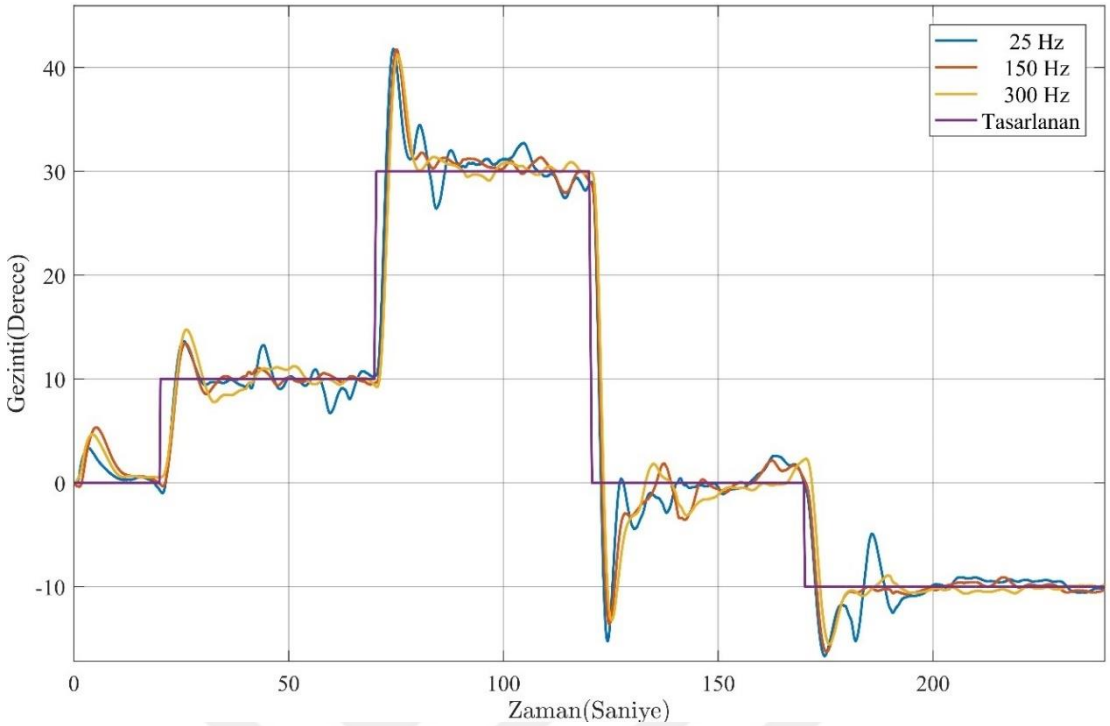
Şekil 5.67 Deney 1 yükseliş eksen konumu



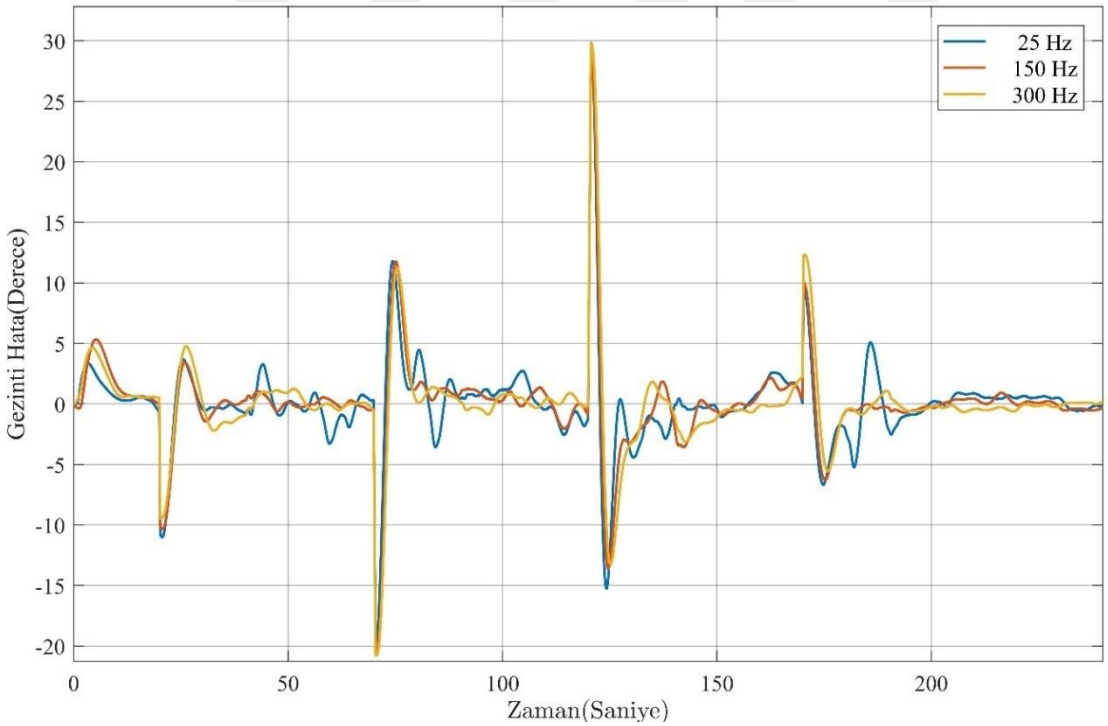
Şekil 5.68 Deney 1 yükseliş eksen konum hatası



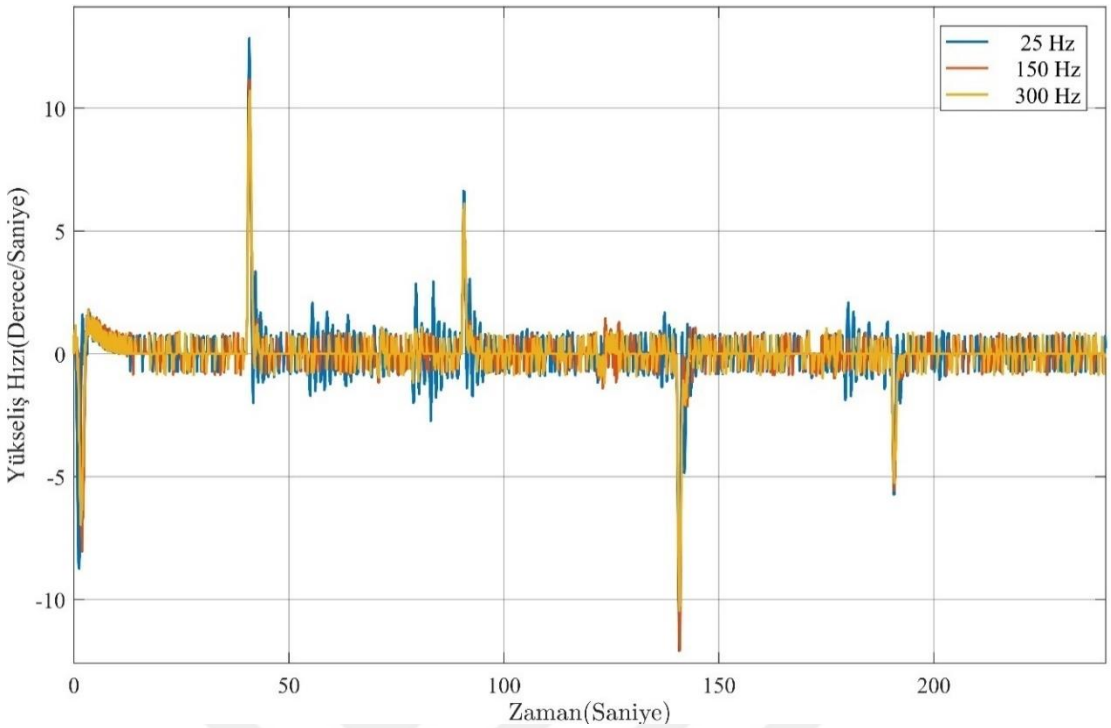
Şekil 5.69 Deney 1 yalpa eksen konumu



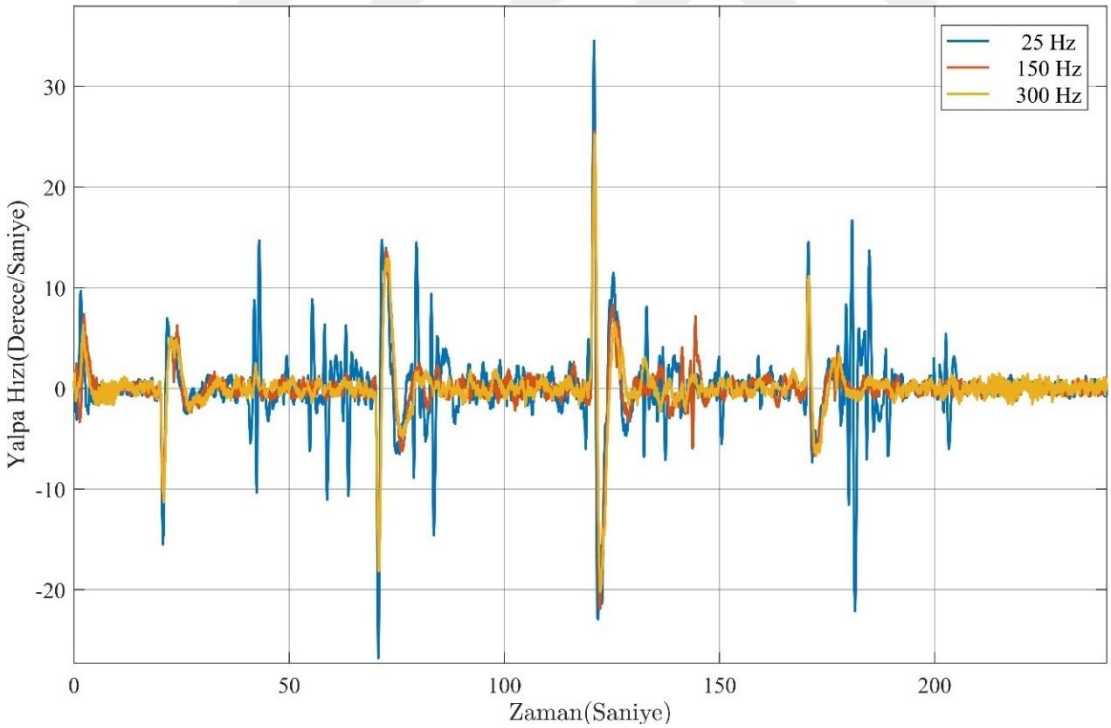
Şekil 5.70 Deney 1 gezinti eksen konumu



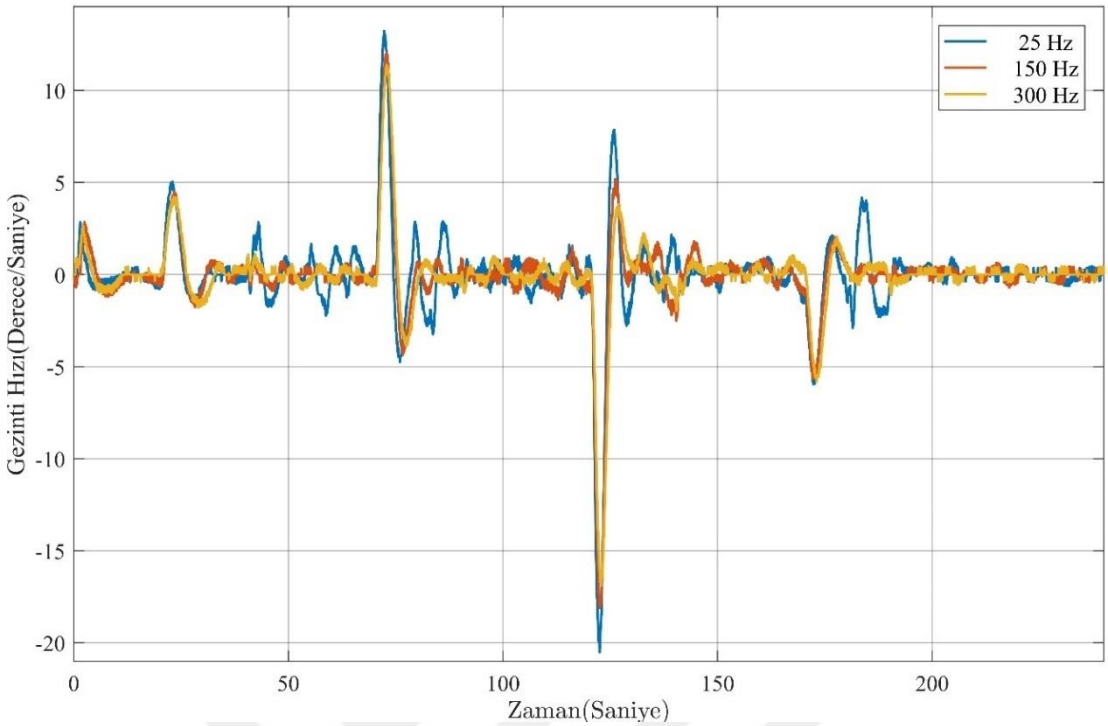
Şekil 5.71 Deney 1 gezinti eksen konum hatası



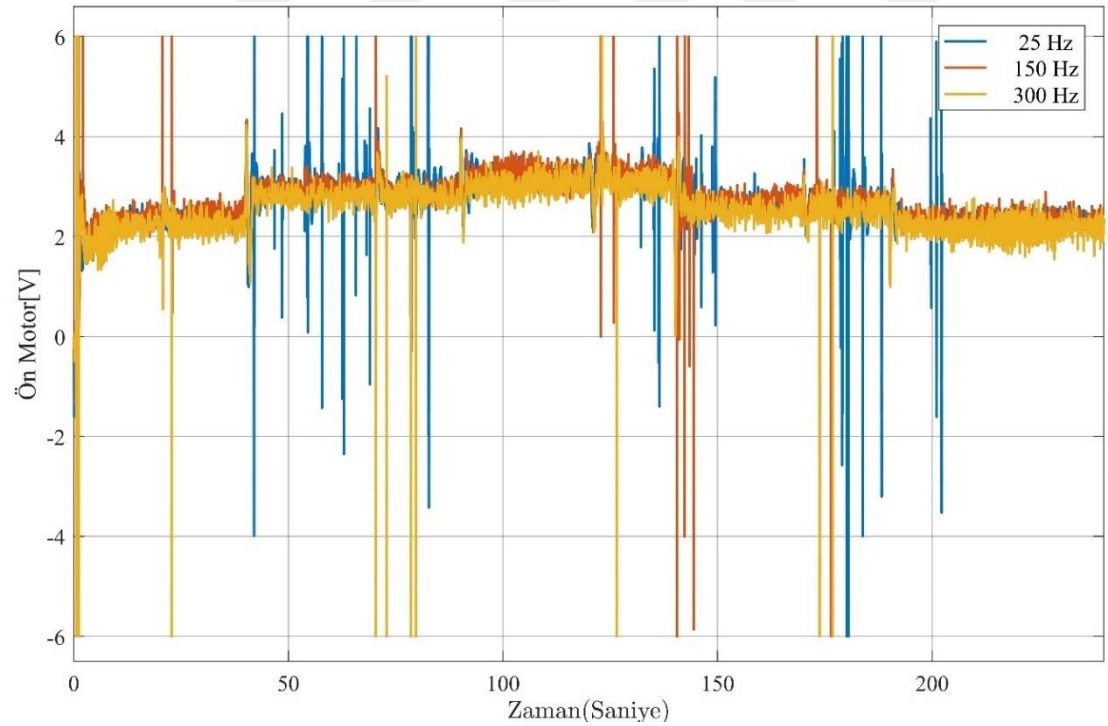
Şekil 5.72 Deney 1 yükseliş eksen hızı



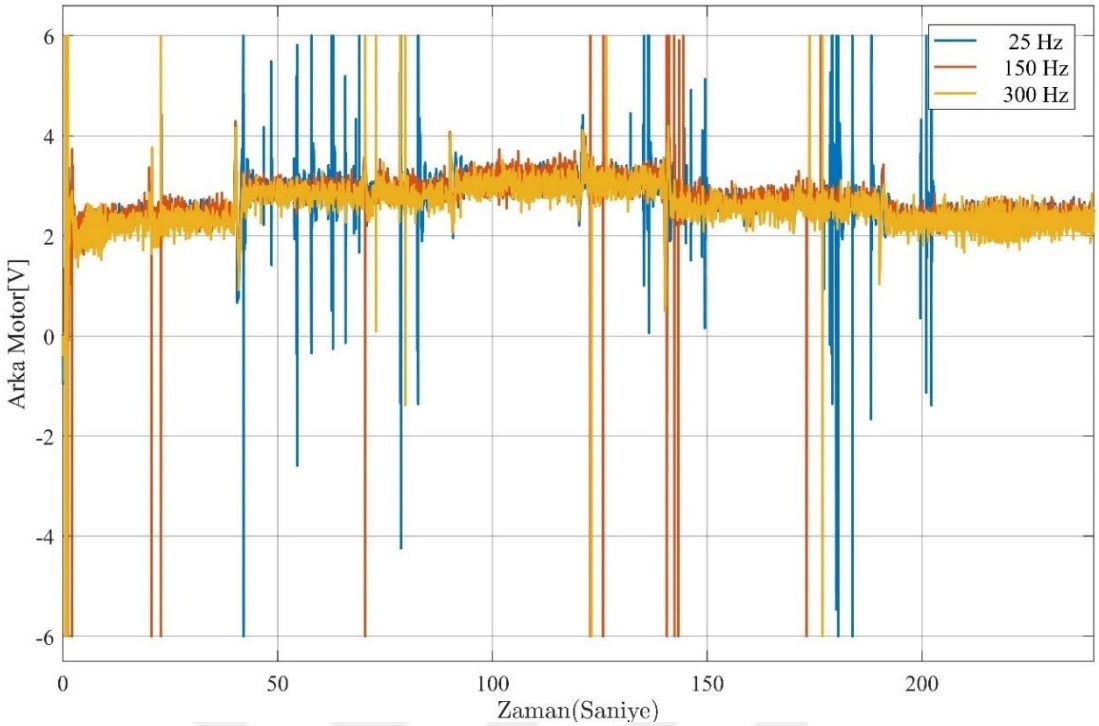
Şekil 5.73 Deney 1 yalpa eksen hızı



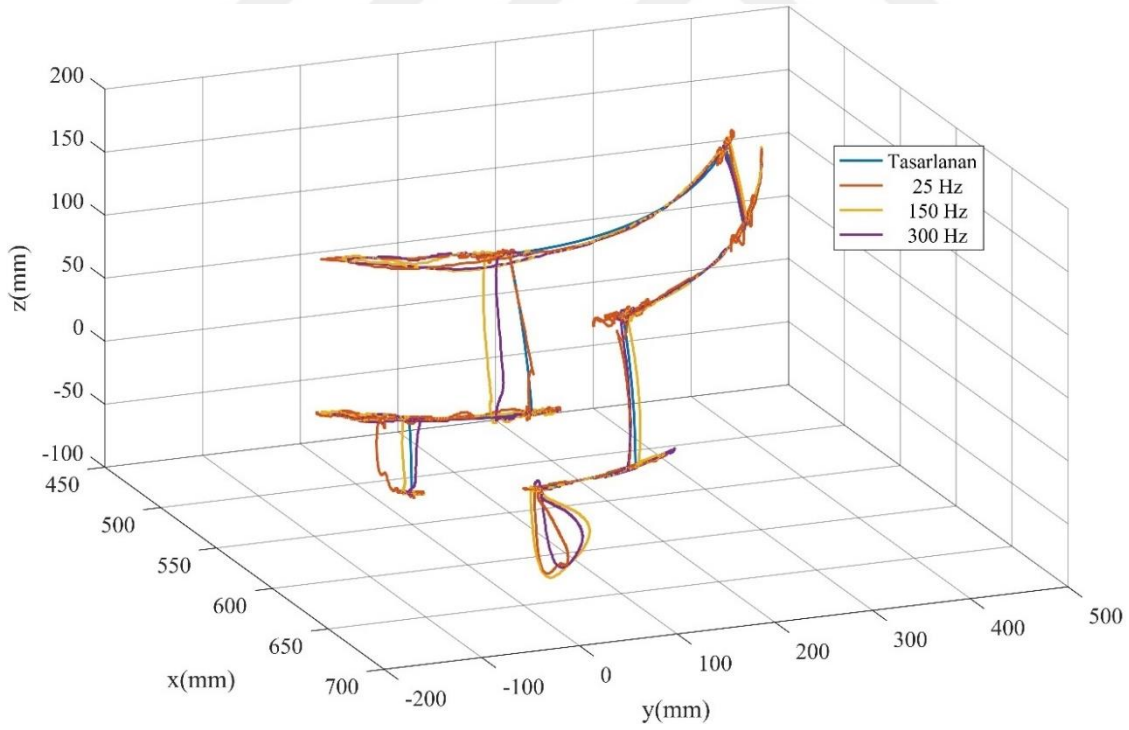
Şekil 5.74 Deney 1 gezinti eksen hızı



Şekil 5.75 Deney 1 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.76 Deney 1 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.77 Deney 1 yörünge takibi

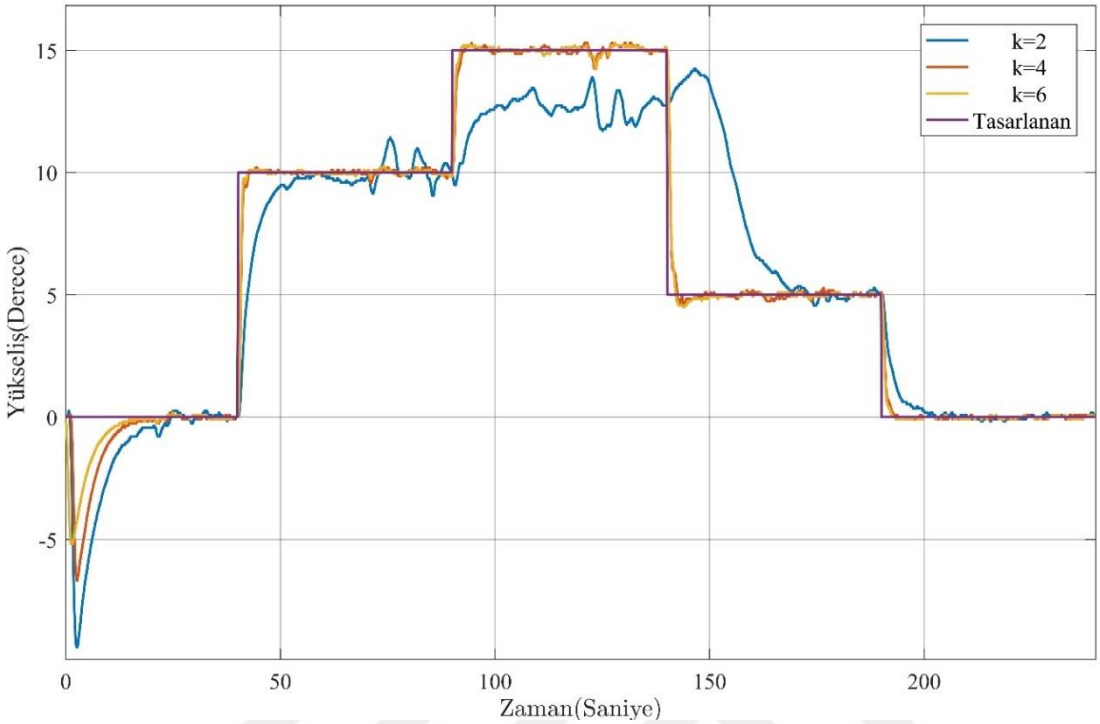
Performans indisleri:

Çizelge 5.7 Deney 1 performans indisleri

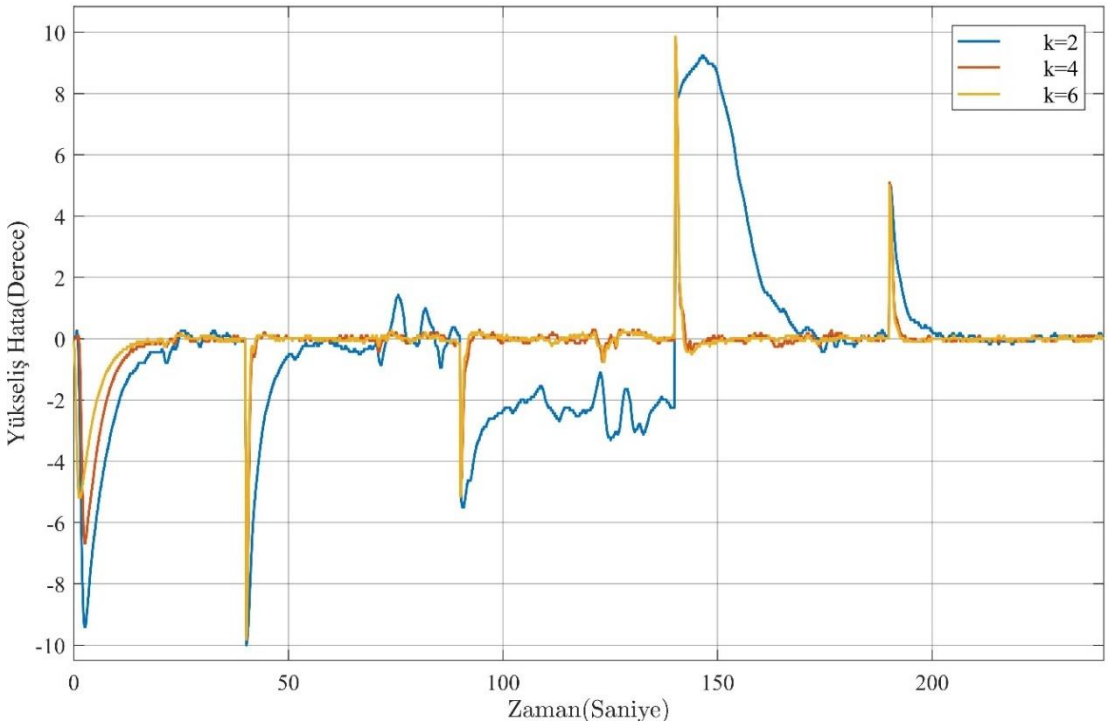
Frekans	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
25 Hz	9,52	1,088	992,33	110,43	89,11	3731,72
150 Hz	8,58	1,11	829,61	107,68	65,48	3722,71
300 Hz	8,84	1,245	850,02	126,14	65,45	3295,68

Deney 1'de kontrol girişi uygulama frekansı değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi test edilmiştir. Şekil 5.67'de yükseliş ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. Şekil 5.70'de gezinti ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. Çizelge 5.7'de performans parametreleri verilmiştir. IAE ve ITAE indisine göre performansı en yüksek kontrolcü 25 Hz'de, ISE ve ITSE parametresine göre performansı en yüksek kontrolcü 300 Hz'de olduğu görülmektedir. TV ve ISCI parametrelerine göre kontrolcü uygulama frekansı arttıkça kontrol çabasının azaldığı, daha az enerji harcandığı gözlenmiştir. Şekil 5.75 ve Şekil 5.76'de kontrol girişinin 300 Hz'de, 25 Hz ve 150 Hz'deki kontrol girişinden daha kararlı olduğu görülmektedir.

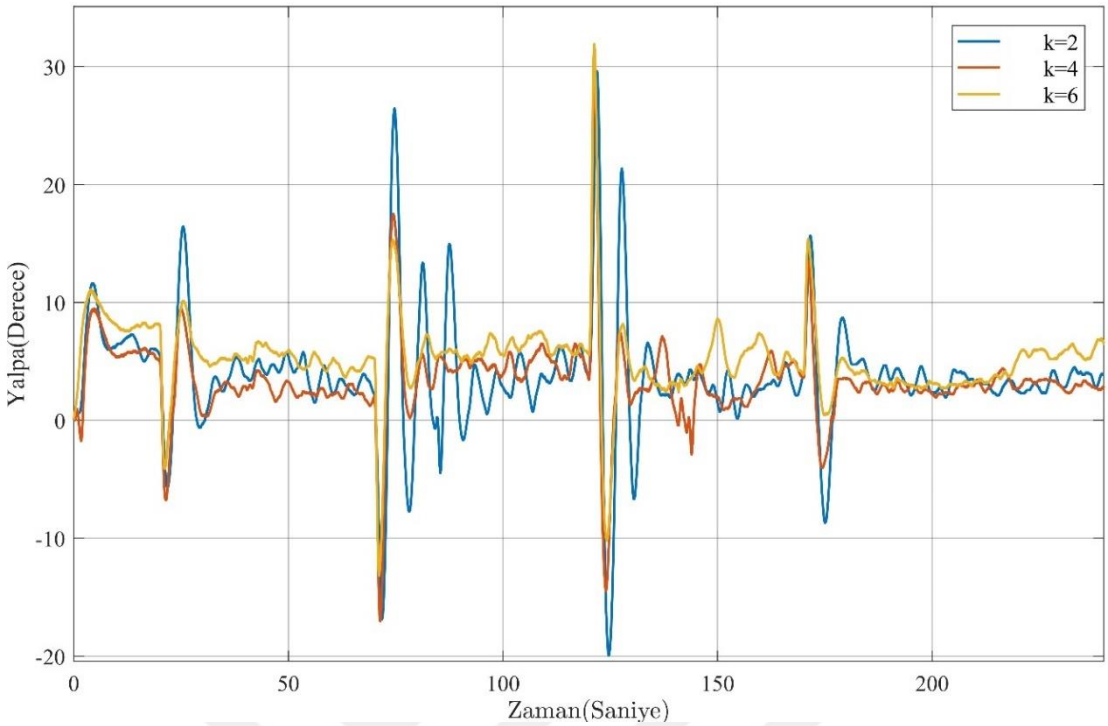
5.8. Deney 2: Çatırtı Parametresinin Değişimi



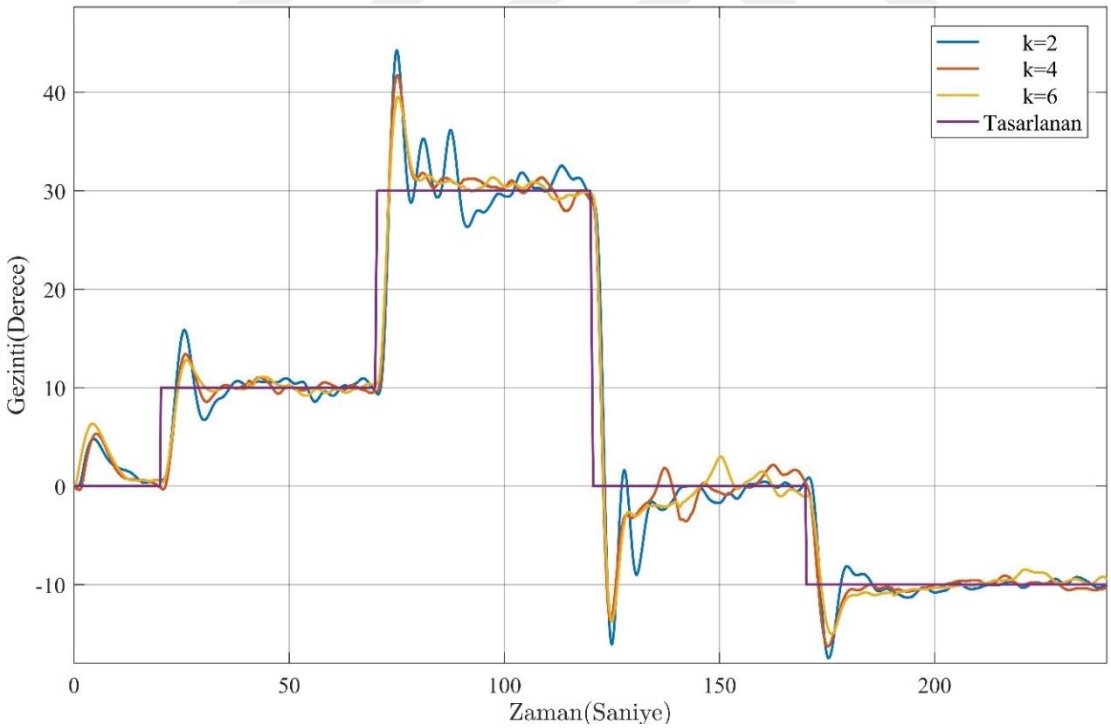
Şekil 5.78 Deney 2 yükseliş eksen konumu



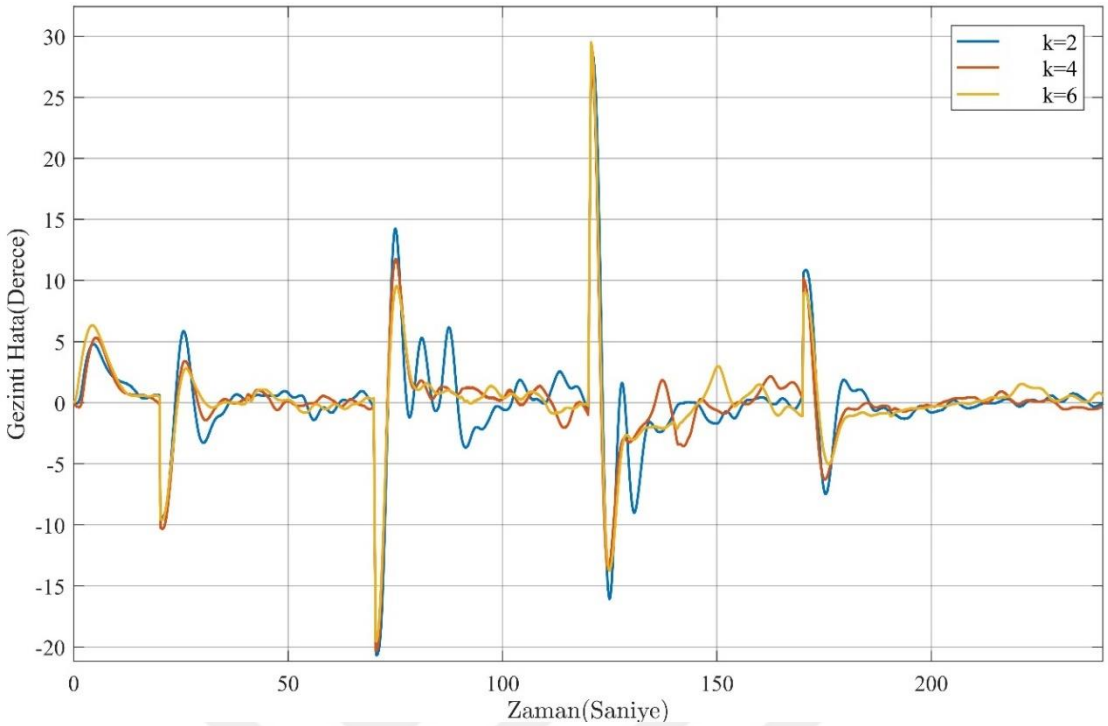
Şekil 5.79 Deney 2 yükseliş eksen konum hatası



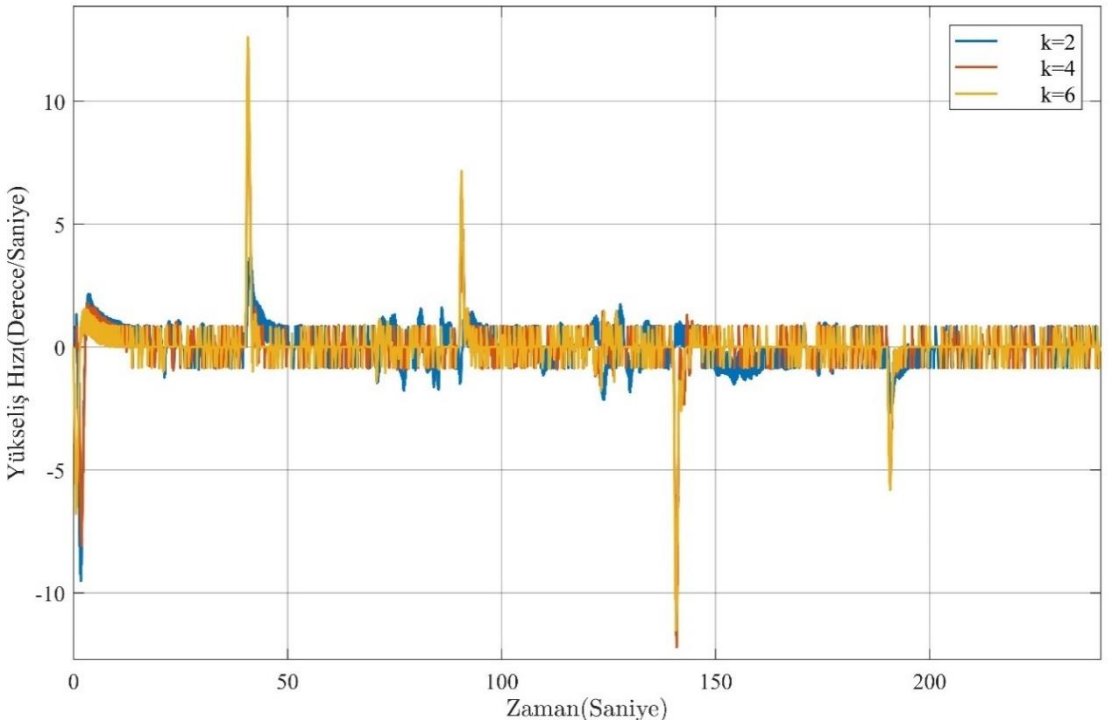
Şekil 5.80 Deney 2 yalpa eksen konumu



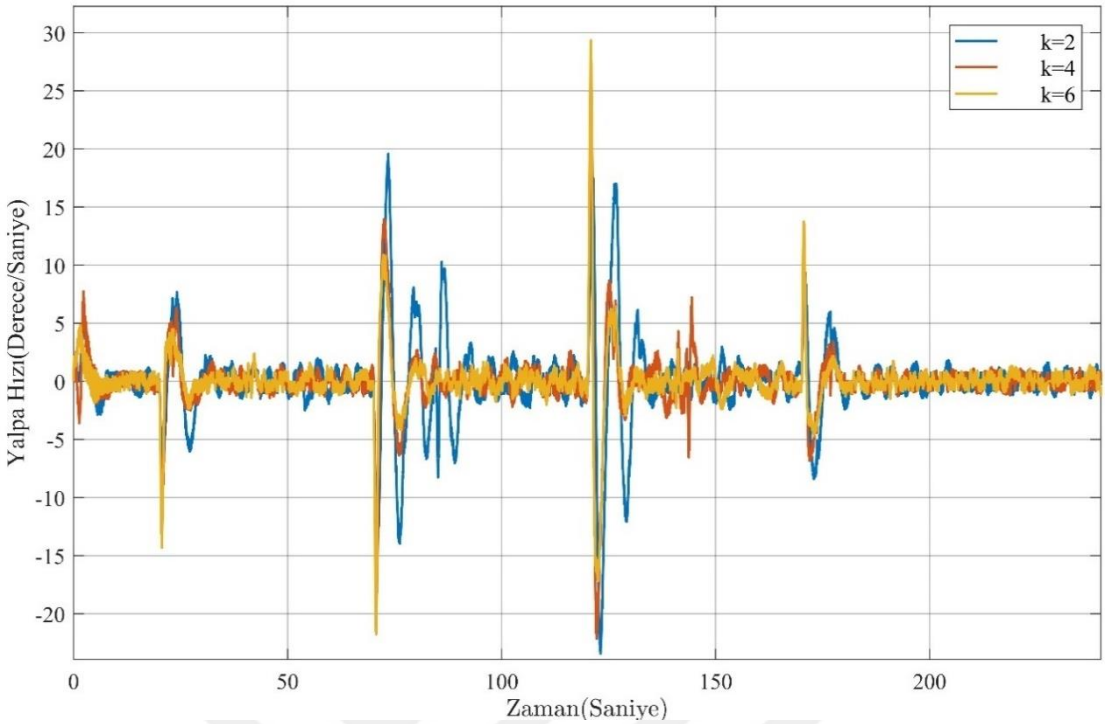
Şekil 5.81 Deney 2 gezinti eksen konumu



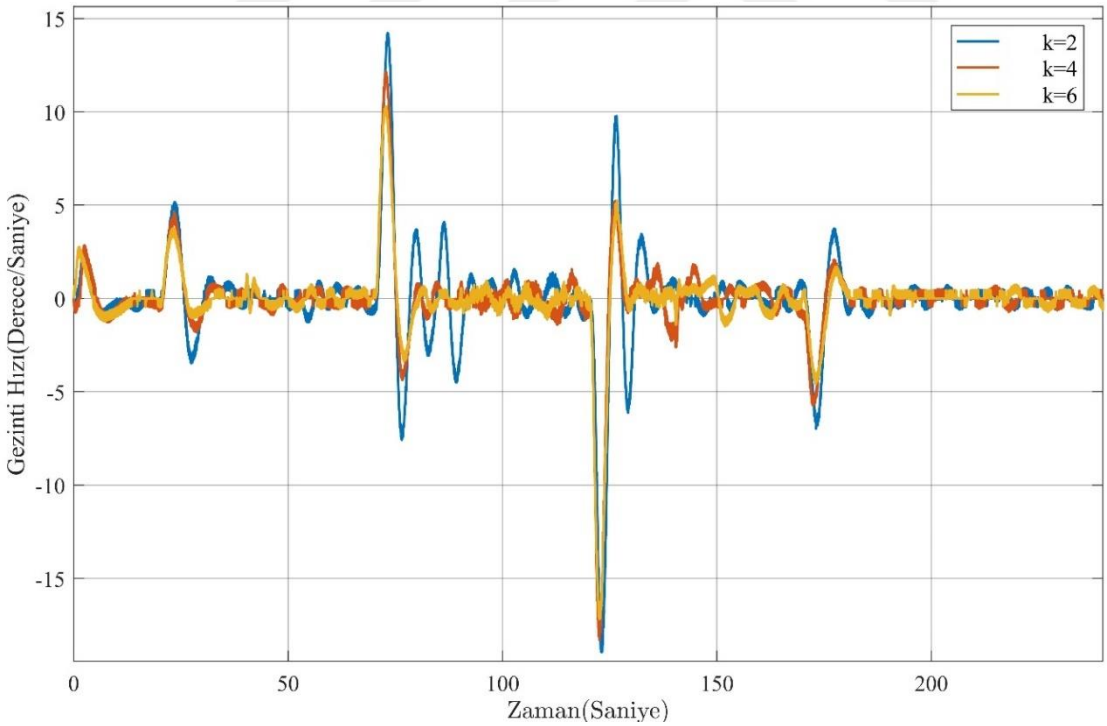
Şekil 5.82 Deney 2 gezinti eksen konum hatası



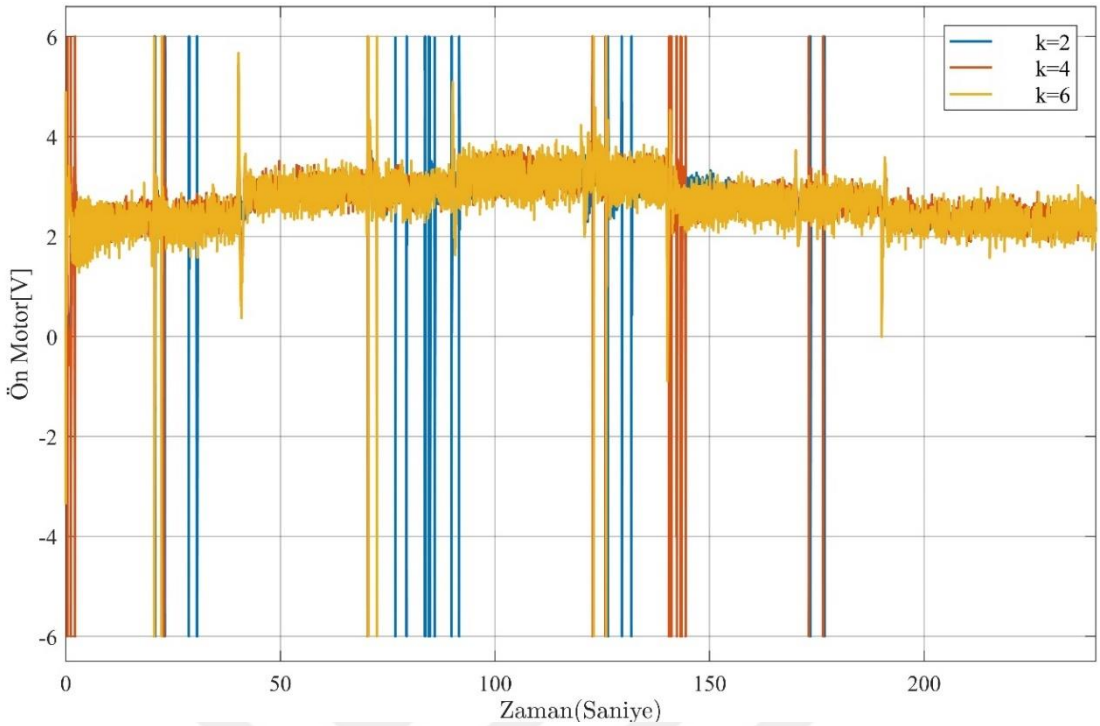
Şekil 5.83 Deney 2 yükseliş eksen hızı



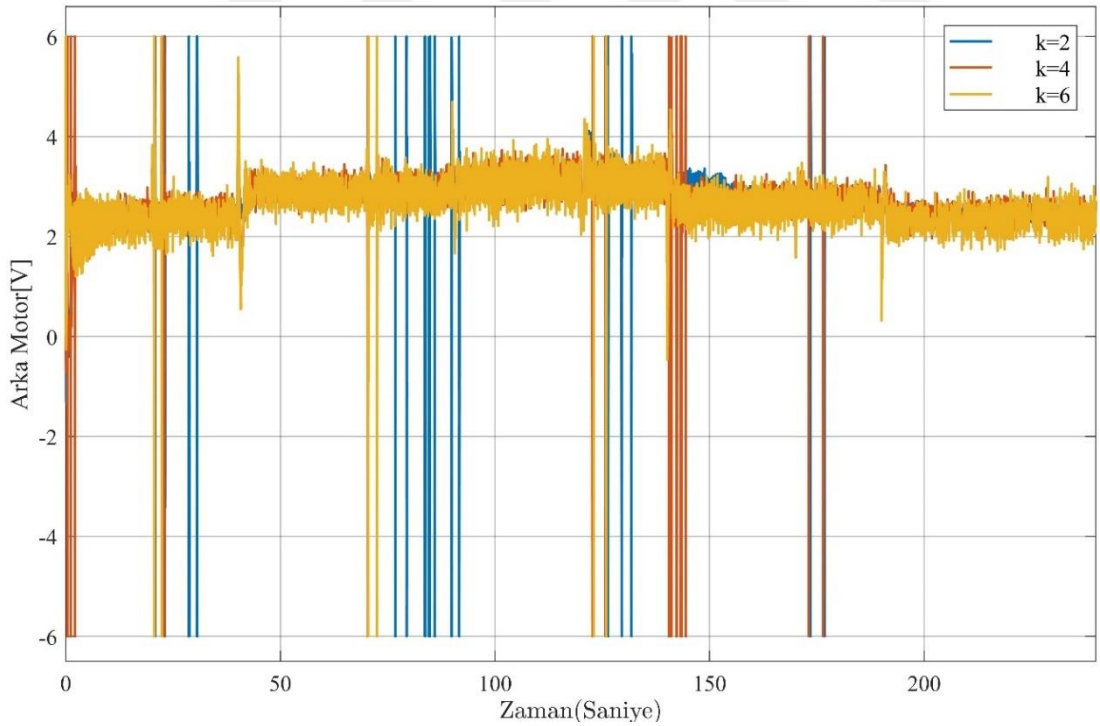
Şekil 5.84 Deney 2 yalpa eksen hızı



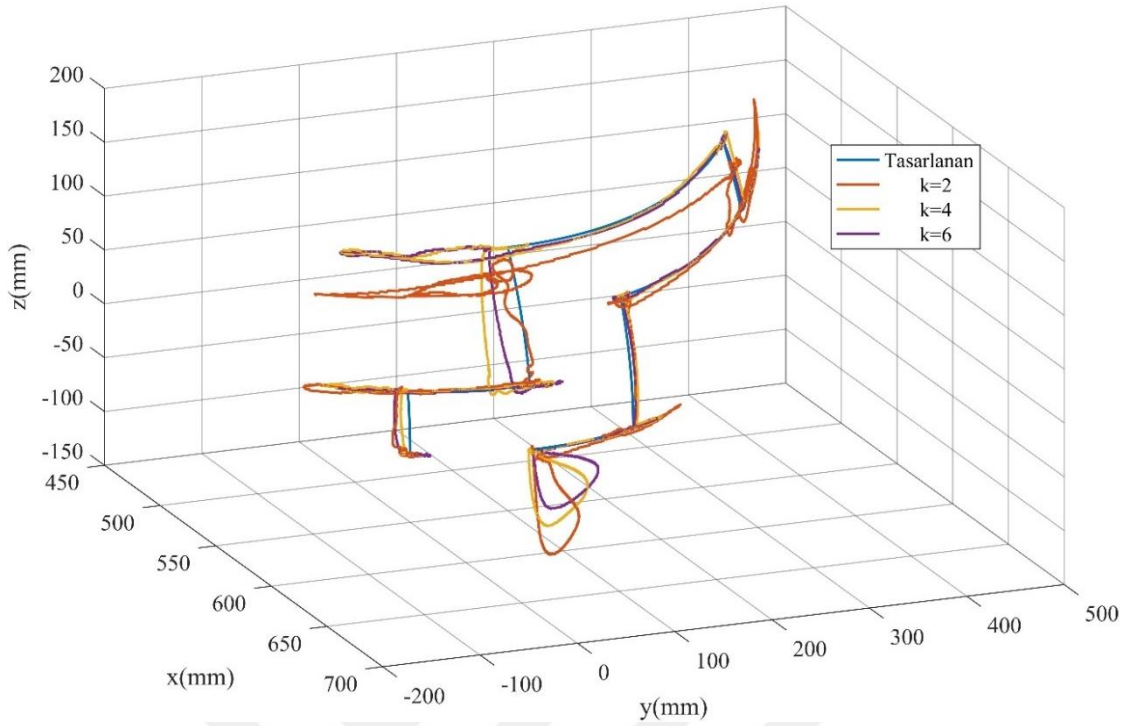
Şekil 5.85 Deney 2 gezinti eksen hızı



Şekil 5.86 Deney 2 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.87 Deney 2 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.88 Deney 2 yörünge takibi

Performans indisleri:

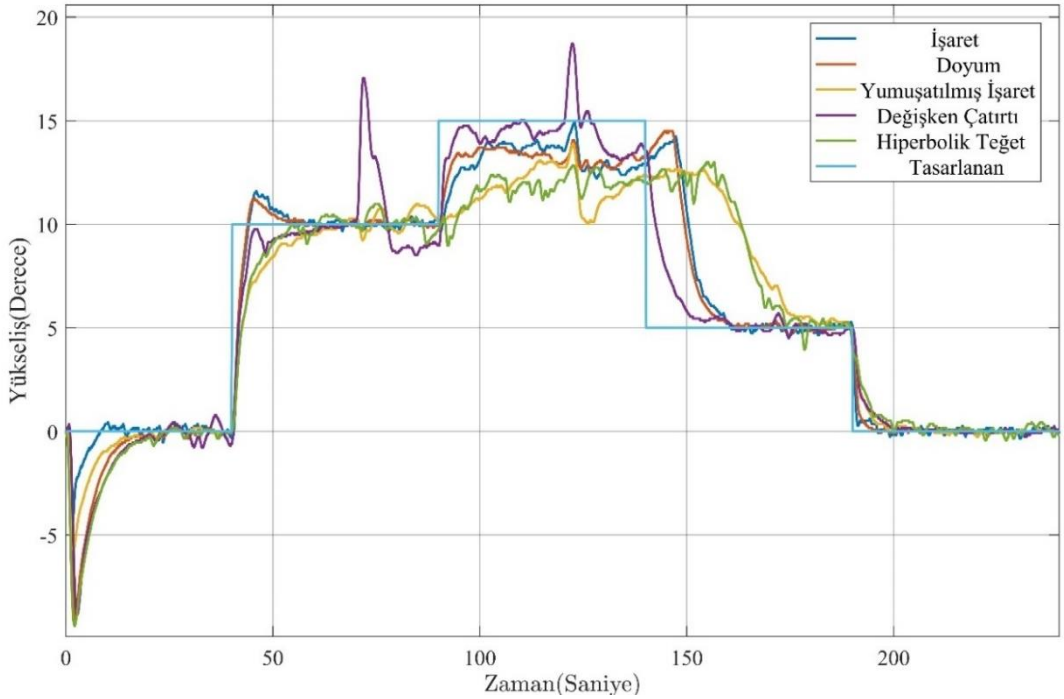
Çizelge 5.8 Deney 2 performans indisleri

k	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
2	15,74	1,92	1625,01	201,98	45,82	3639,33
4	8,58	1,11	829,61	107,68	65,48	3722,71
6	8,57	1,08	854,12	107,07	79,33	3533,13

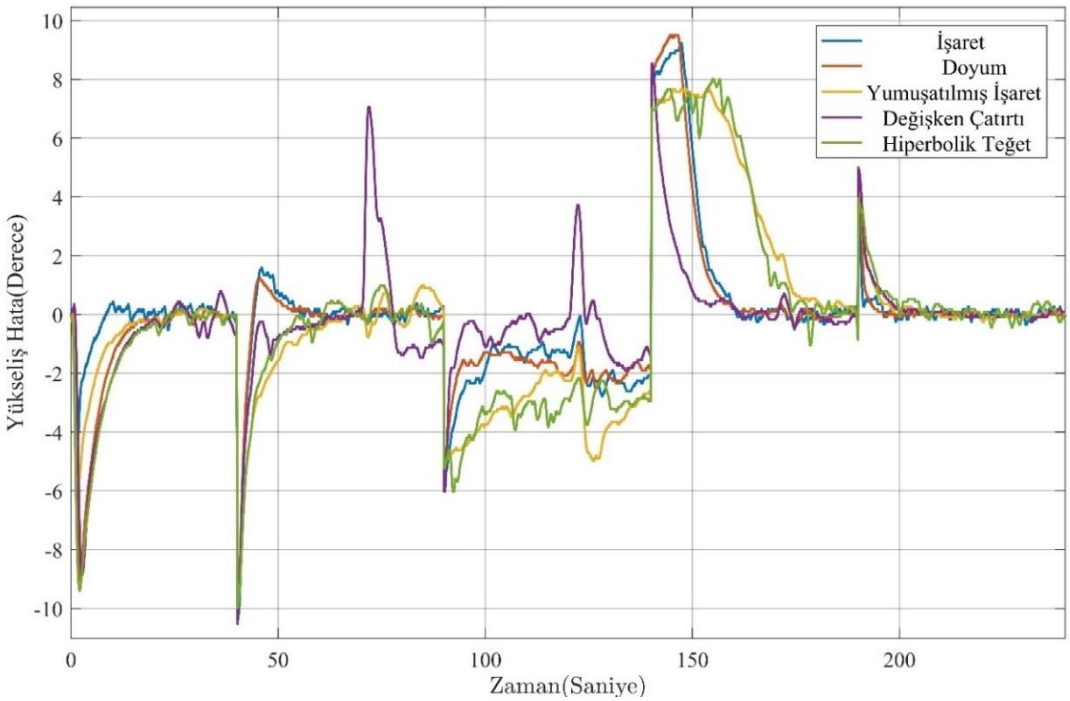
Deney 2'de kayan kipli kontrol yönteminde düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısının değişiminin performans üzerindeki etkisi test edilmiştir. Şekil 5.78'de yükseliş ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. k kazanç katsayısı 2 iken yükseliş ekseni 15 derece konumuna erişemediği görülmektedir. Şekil 5.81'de gezinti ekseni konumunun kontrol girişi uygulama frekansı ile değişimi görülmektedir. Çizelge 5.8'de düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç kat sayısısı değişiminin performans indisinin değişimini göstermektedir. TV ve ISCI parametrelerine göre düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç kat sayısısı arttıkça kontrol çabasının

arttığı, daha fazla enerji harcandığı gözlenmiştir. Ancak k kazanç sayısı 4 ve 6 iken helikopter modeli istenilen pozisyona daha hızlı ve daha az salınım yaparak erişebilmektedir.

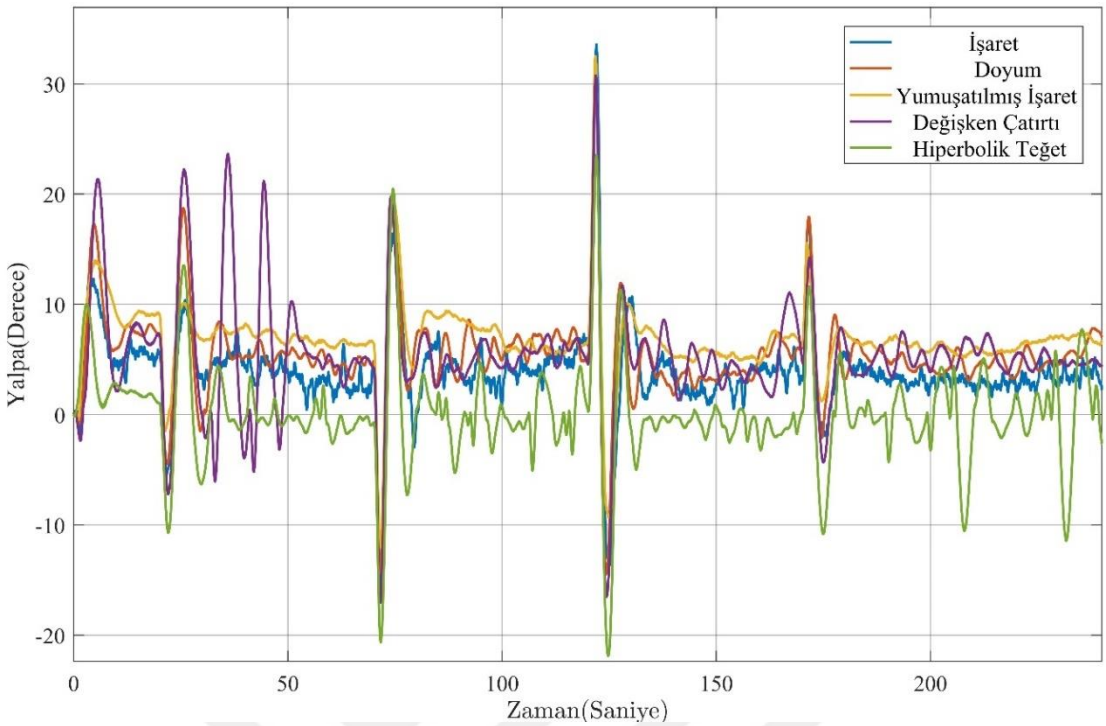
5.9. Deney 3: Çatırtı Problemi Çözme Yöntemi



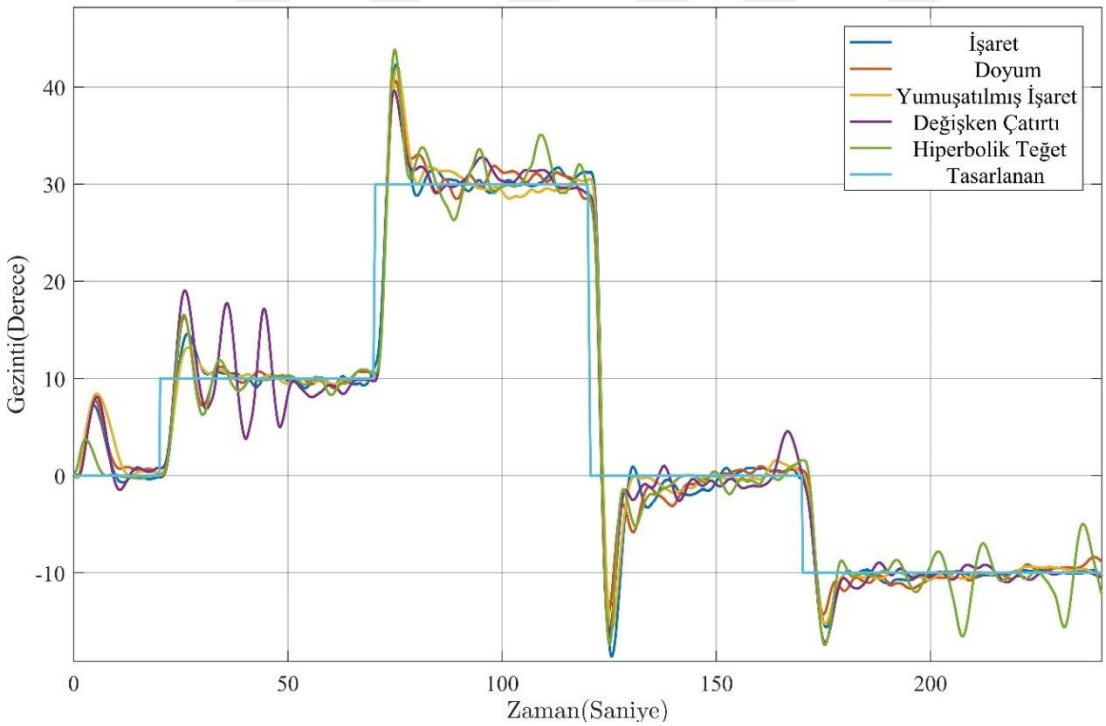
Şekil 5.89 Deney 3 yükseliş eksen konumu



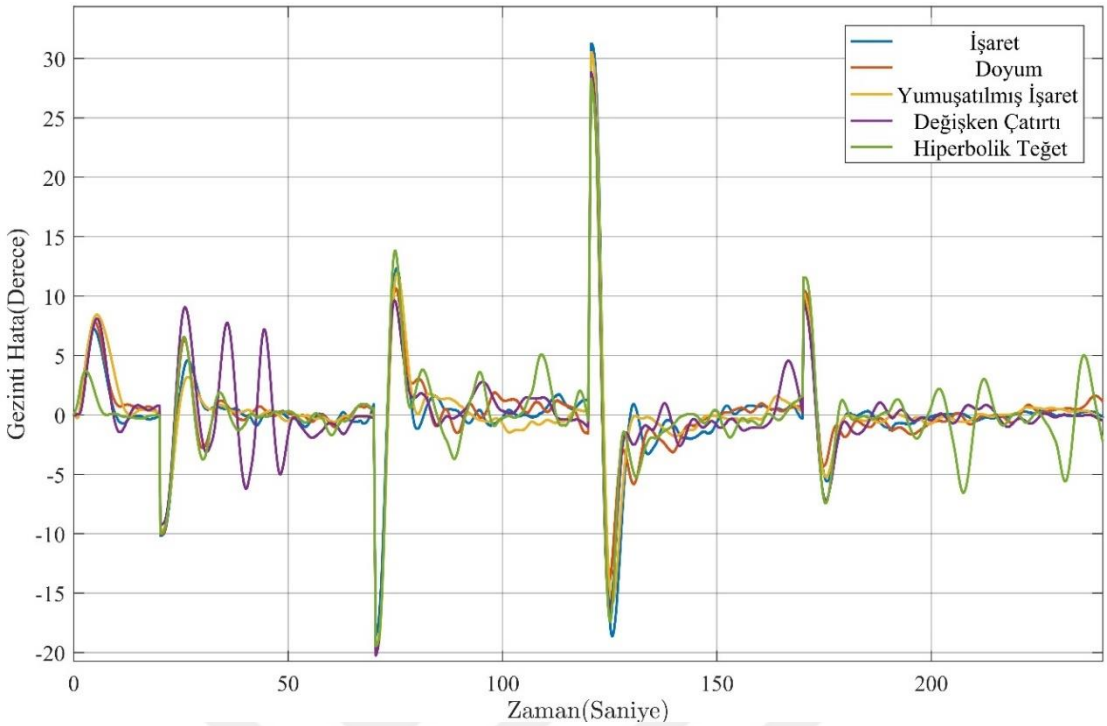
Şekil 5.90 Deney 3 yükseliş eksen konum hatası



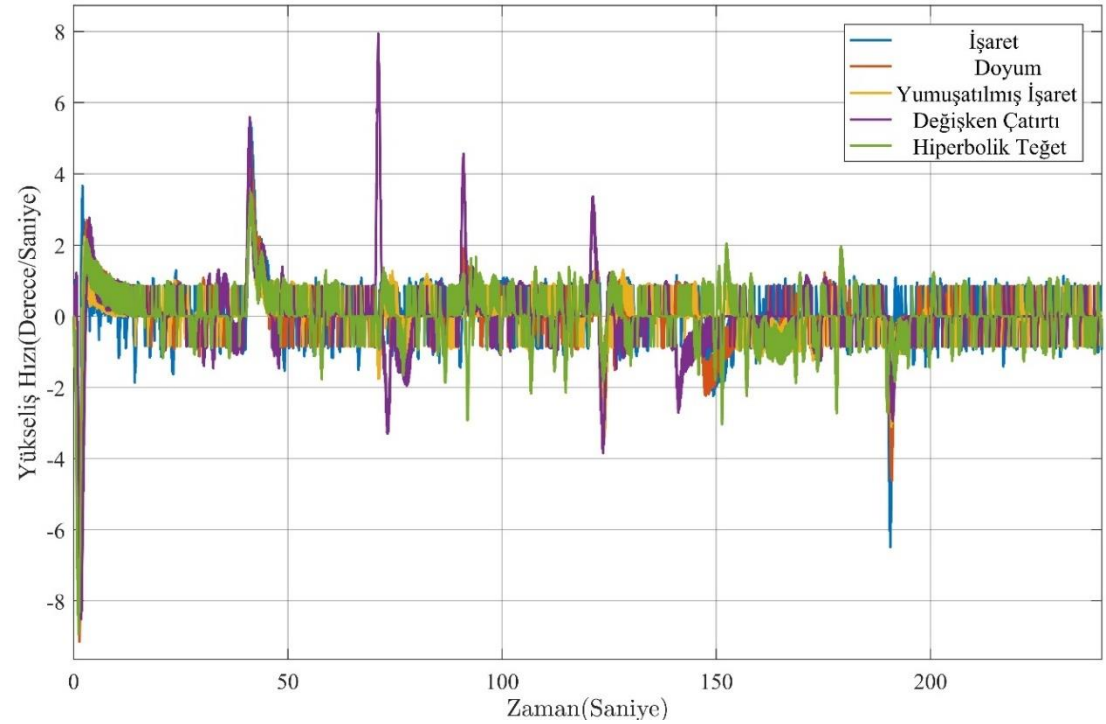
Şekil 5.91 Deney 3 yalpa eksen konumu



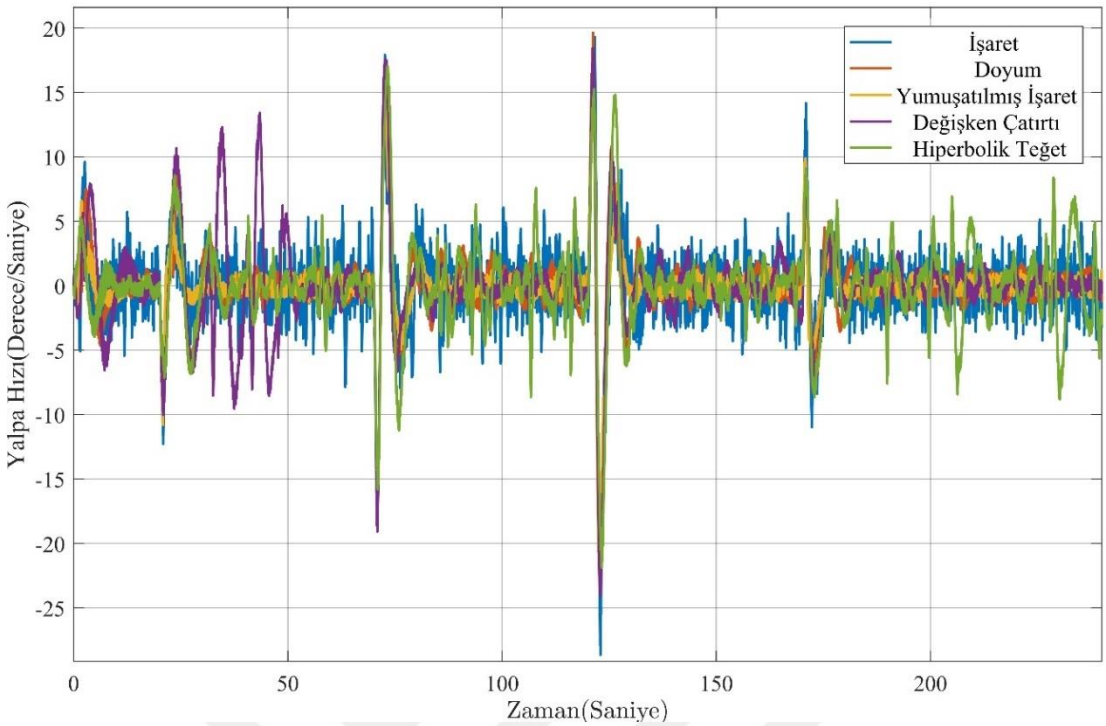
Şekil 5.92 Deney 3 gezinti eksen konumu



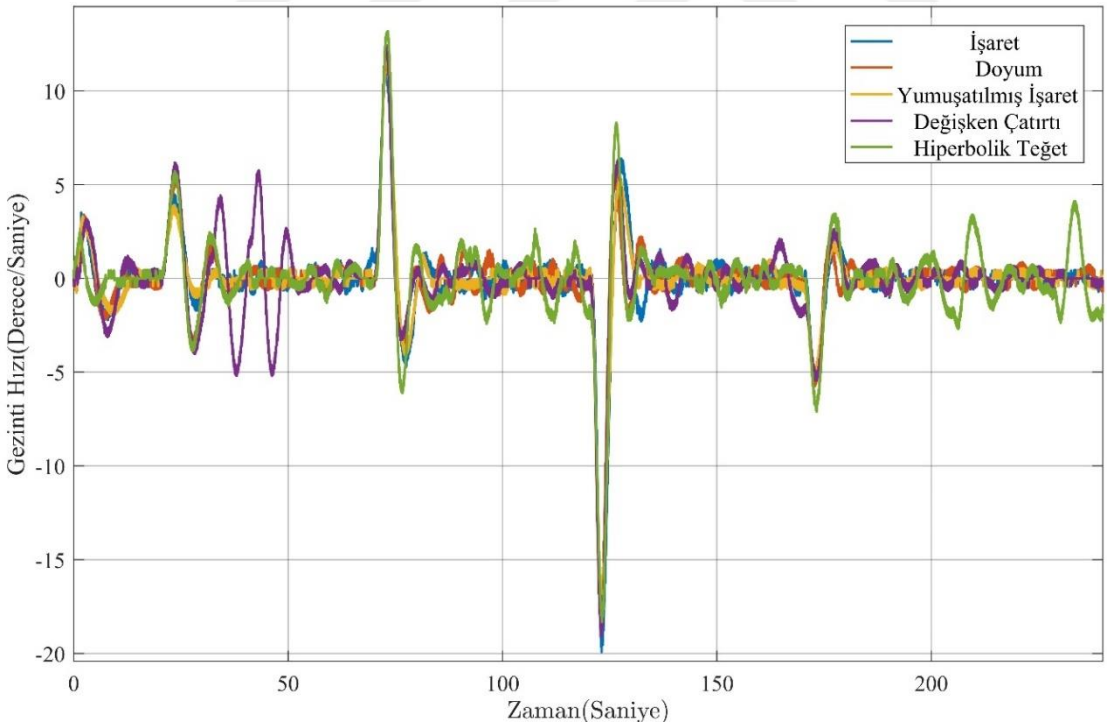
Şekil 5.93 Deney 3 gezinti eksen konum hatası



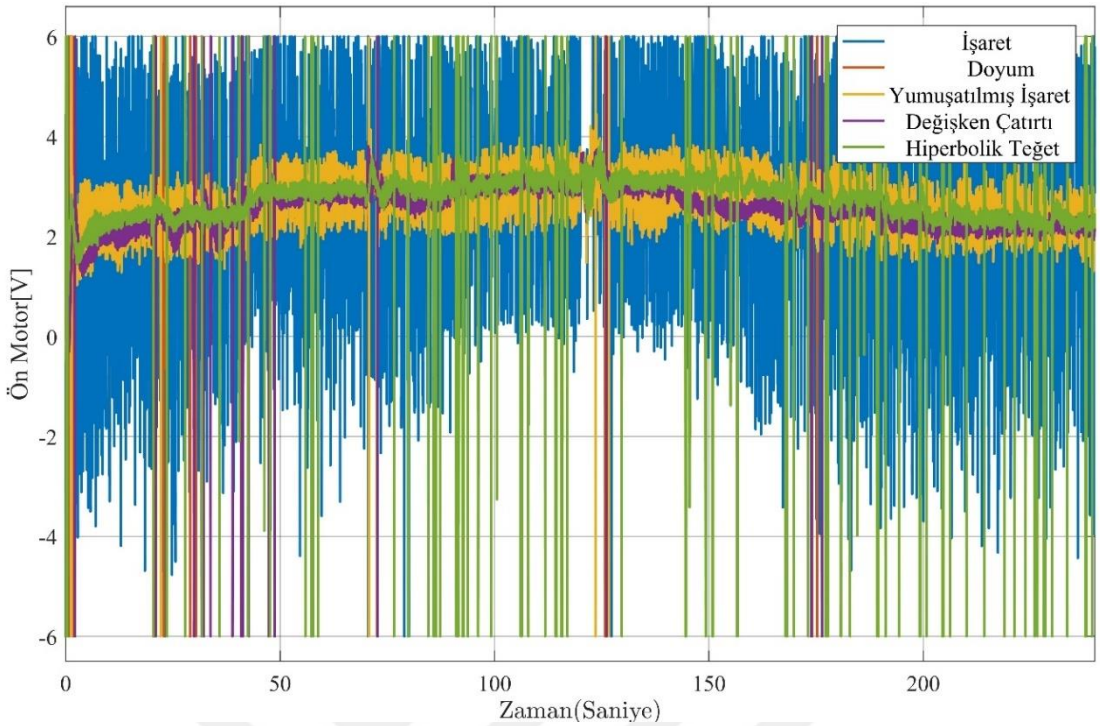
Şekil 5.94 Deney 3 yükseliş eksen hızı



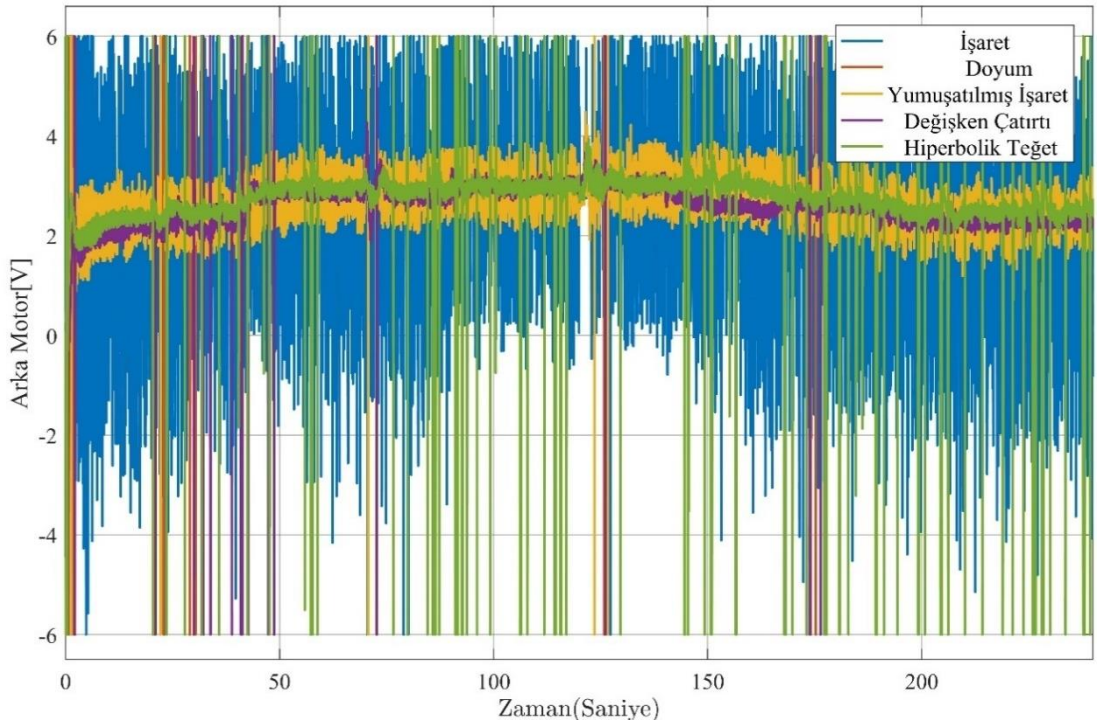
Şekil 5.95 Deney 3 yalpa eksen hızı



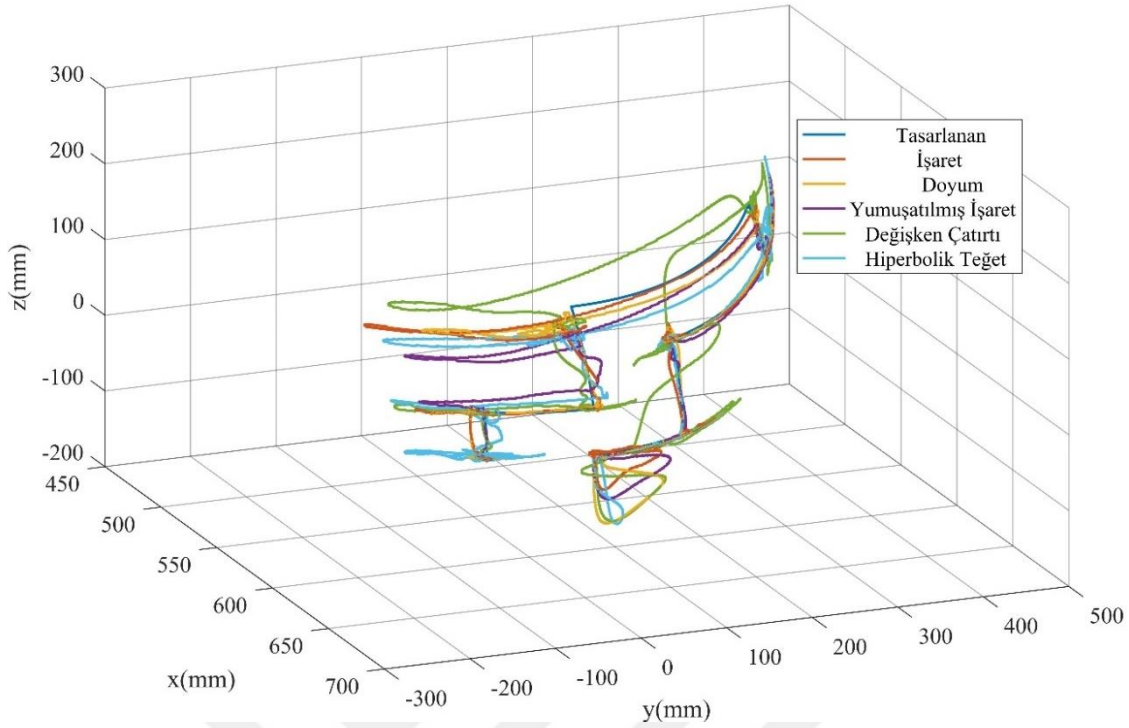
Şekil 5.96 Deney 3 gezinti eksen hızı



Şekil 5.97 Deney 3 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.98 Deney 3 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.99 Deney 3 yörünge takibi

Performans indisleri:

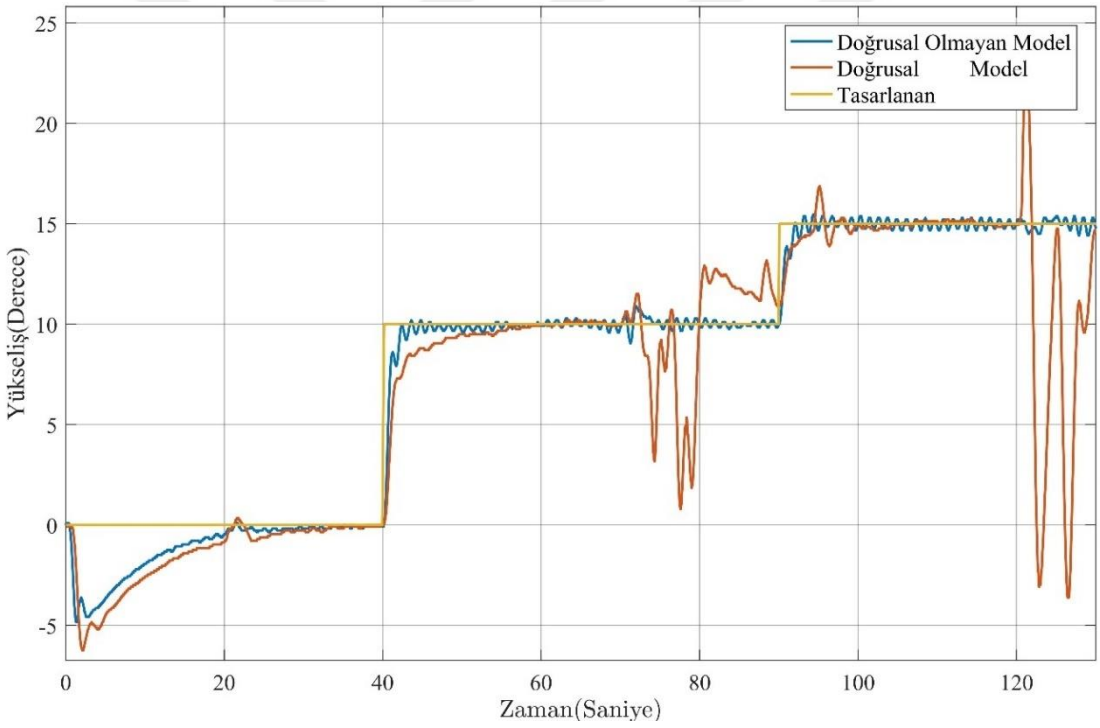
Çizelge 5.9 Deney 3 performans indisleri

Fonksiyon	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
İşaret	12,28	1,75	1299,95	189,45	584,84	4207,56
Doyum	12,85	1,53	1305,62	152,32	32,37	3579,76
Yumuşatılmış İşaret	15,75	1,97	1695,85	211,01	120,75	3559,07
Değişken Çatırtı	13,66	1,59	1233,58	142,82	53,52	3333,94
Hiperbolik Teğet	17,92	2,06	2077,22	231,04	99,23	3969,58

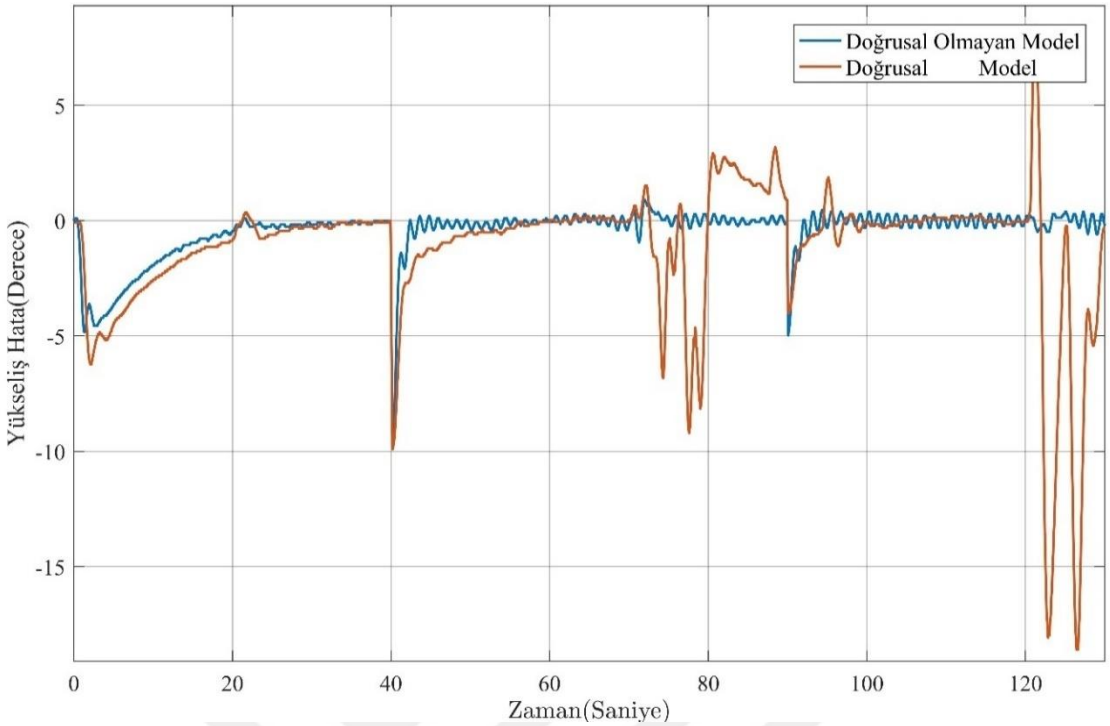
Deney 3'de kayan kipli kontrol yönteminde çatırtı problemini çözme yöntemlerinin performans üzerindeki etkisi test edilmiştir. Şekil 5.89'de yükseliş ekseni konumunun çatırtı problemini çözme yöntemine etkisi görülmektedir. Şekil 5.92'de gezinti ekseni konumunun çatırtı problemini çözme yöntemine etkisi görülmektedir. Çizelge 5.9'da çatırtı problemi çözme yönteminin etkisinin performans indisinin değişimini göstermektedir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre çatırtı problemi çözümünde kullanılan hiperbolik teğet

fonksiyonu kullanıldığında en yüksek performanslı kontrolcü olduğu gözlemlenmiştir. Hiperbolik teğet fonksiyonunu sırasıyla, değişken çatırtı, hiperbolik teğet, yumuşatılmış işaret ve işaret fonksiyonu takip ettiği görülmüştür. TV ve ISCI parametrelerine göre çatırtı problemi çözümünde kullanılan doyum fonksiyonu kullanıldığında en az enerji harcandığı gözlenmiştir. Doyum fonksiyonunu sırasıyla, değişken çatırtı, doyum, yumuşatılmış işaret ve işaret fonksiyonu takip ettiği gözlenmiştir. Şekil 5.97 ve Şekil 5.98'de kontrol girişinin farklı yöntemlerdeki değişimi gözlemlenmiştir. İşaret fonksiyonunda, kontrol girişindeki değişim frekansının çok yüksek olduğu, değişken çatırtı ve hiperbolik teğet fonksiyonlarında ise çok düşük olduğu gözlenmiştir.

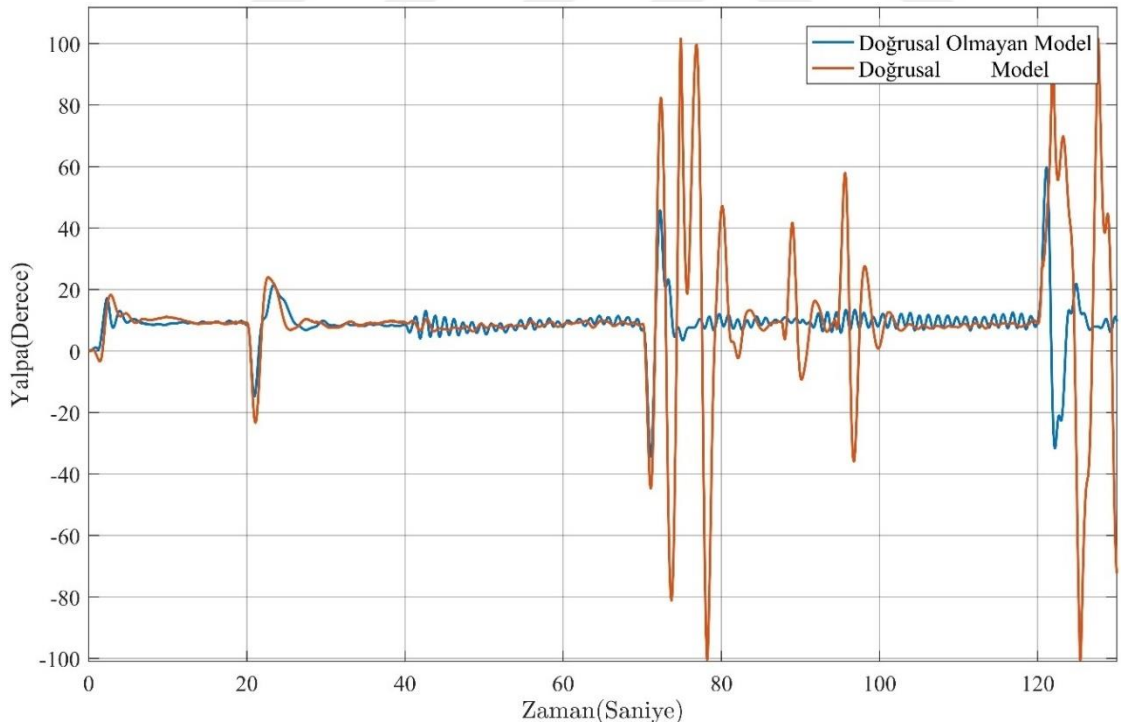
5.10. Deney 4: Matematiksel Model



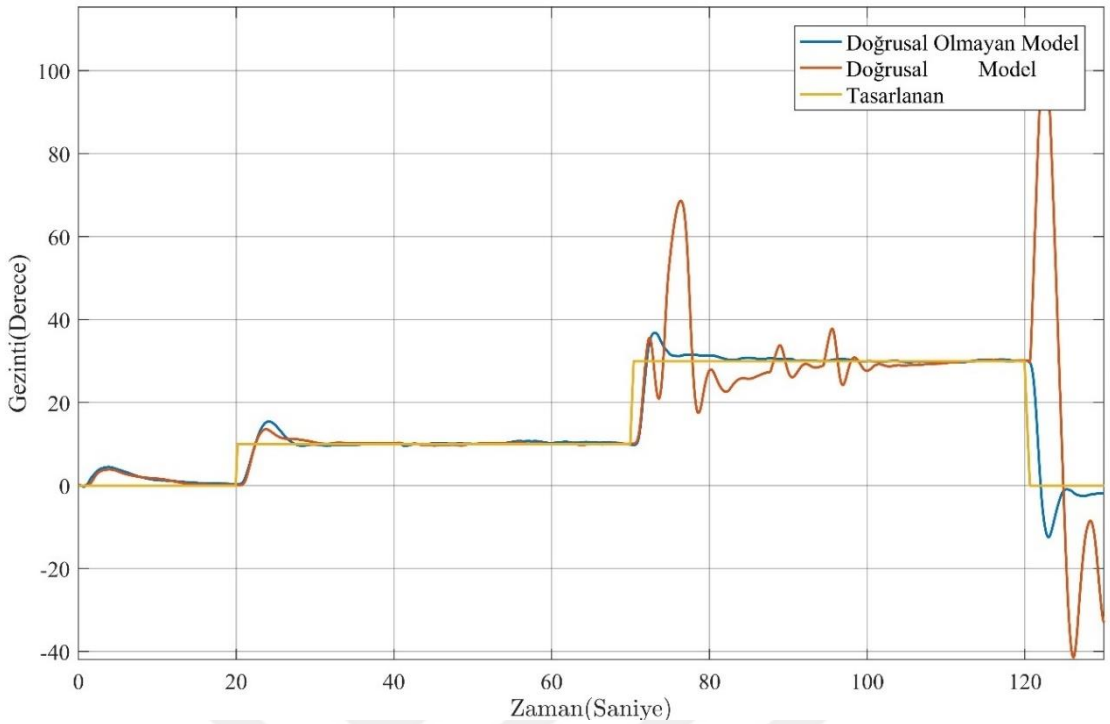
Şekil 5.100 Deney 4 yükseliş eksen konumu



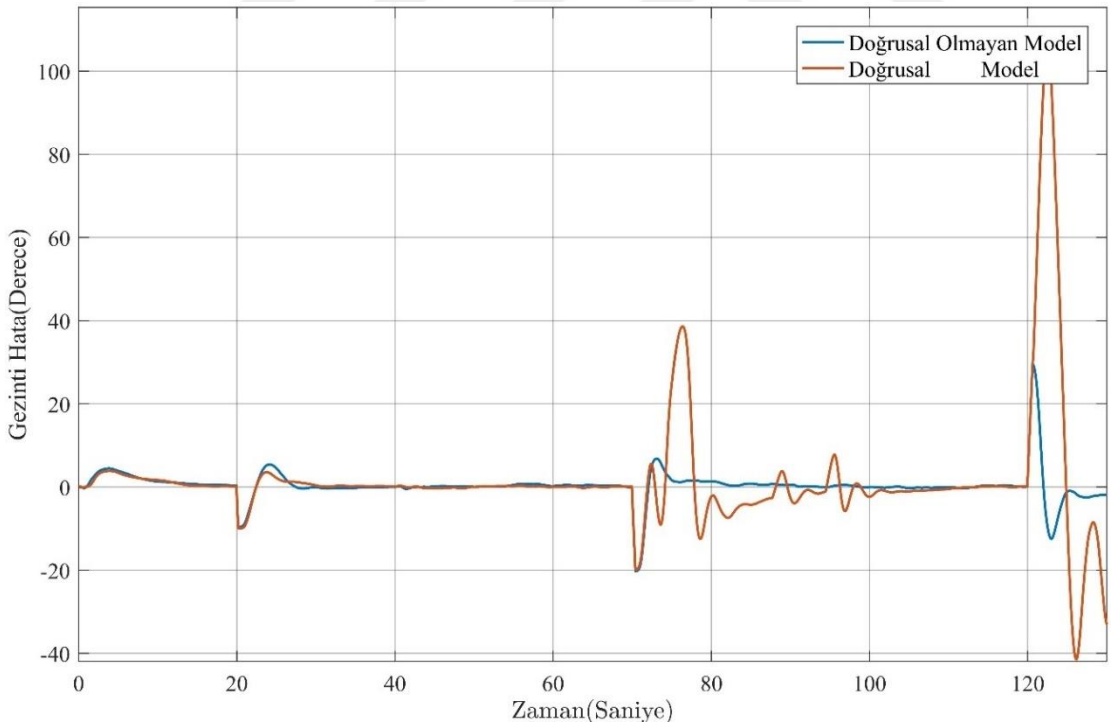
Şekil 5.101 Deney 4 yükseliş eksen konum hatası



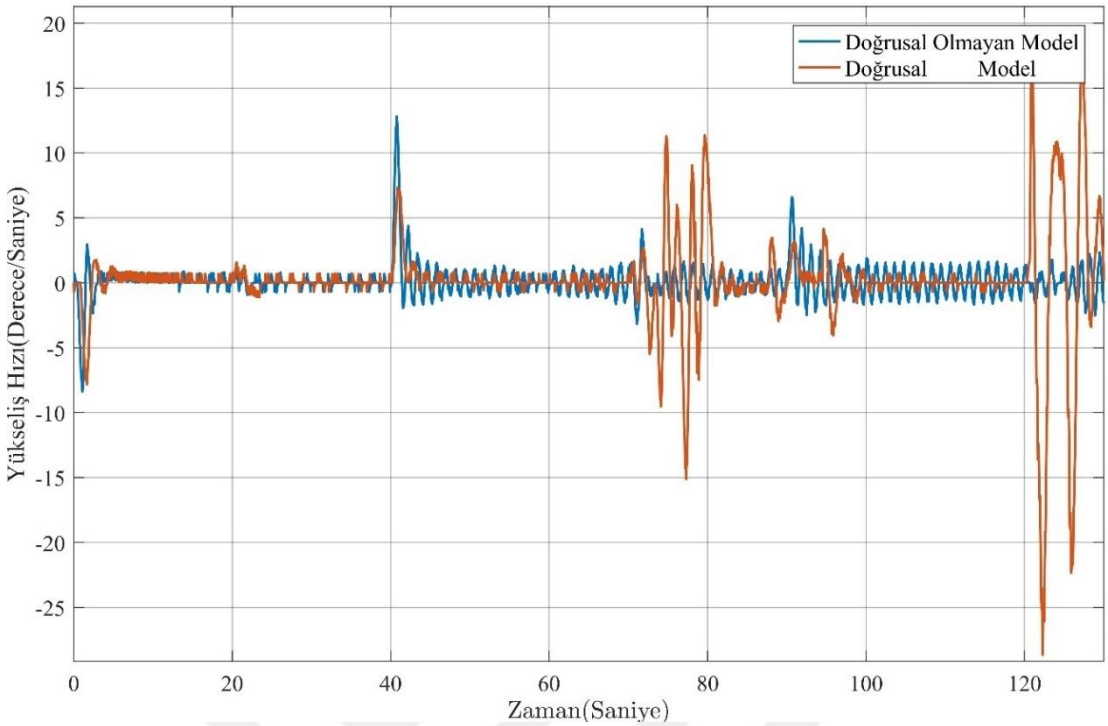
Şekil 5.102 Deney 4 yalpa eksen konumu



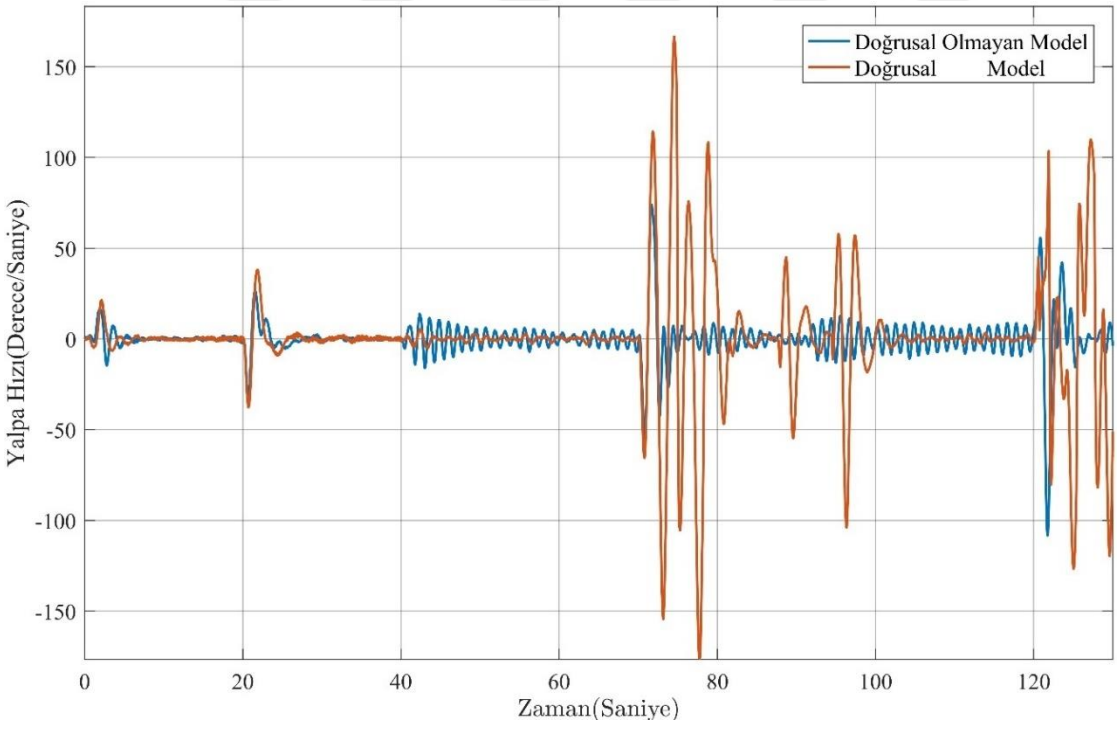
Şekil 5.103 Deney 4 gezinti eksen konumu



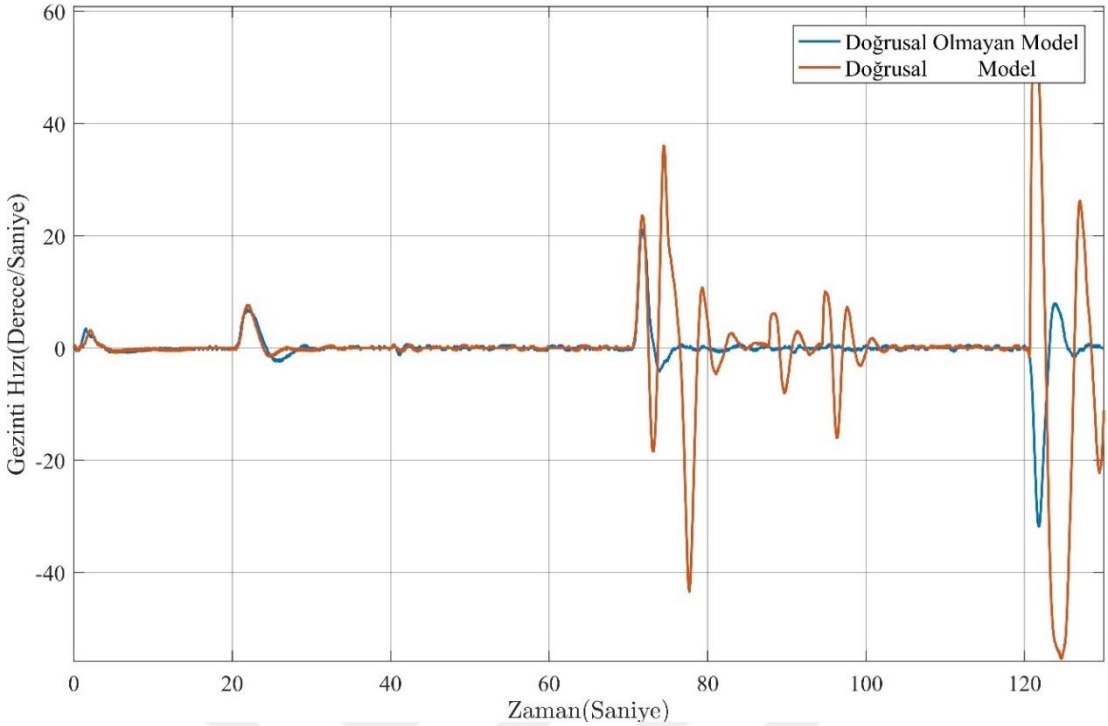
Şekil 5.104 Deney 4 gezinti eksen konum hatası



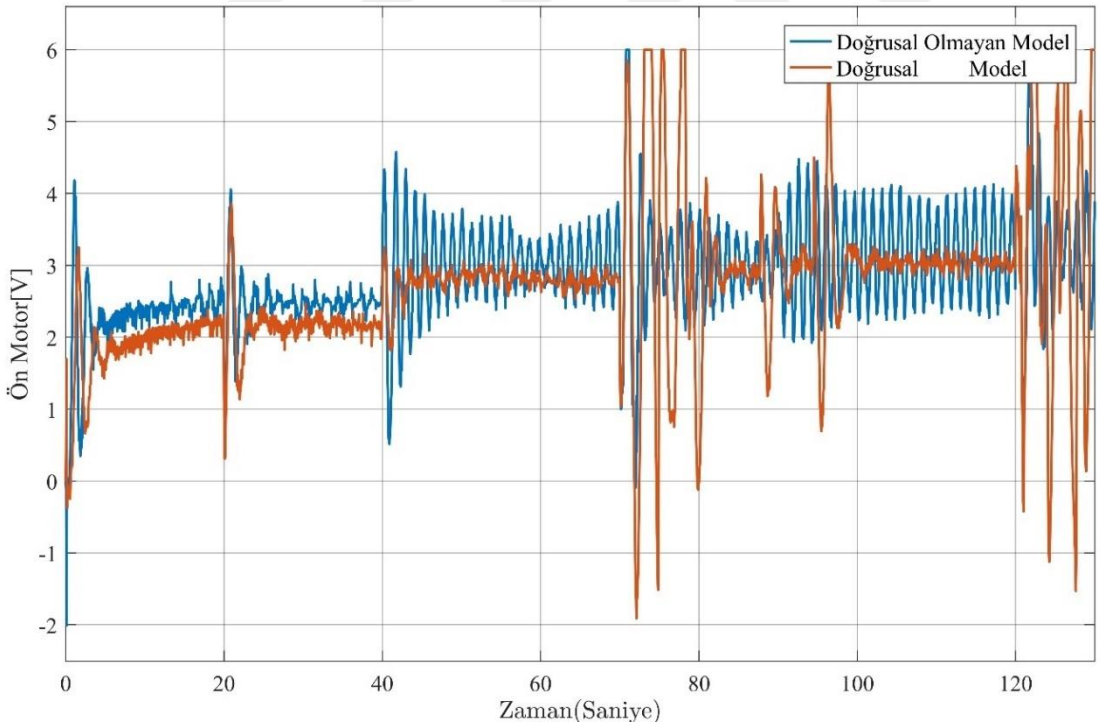
Şekil 5.105 Deney 4 yükseliş eksen hızı



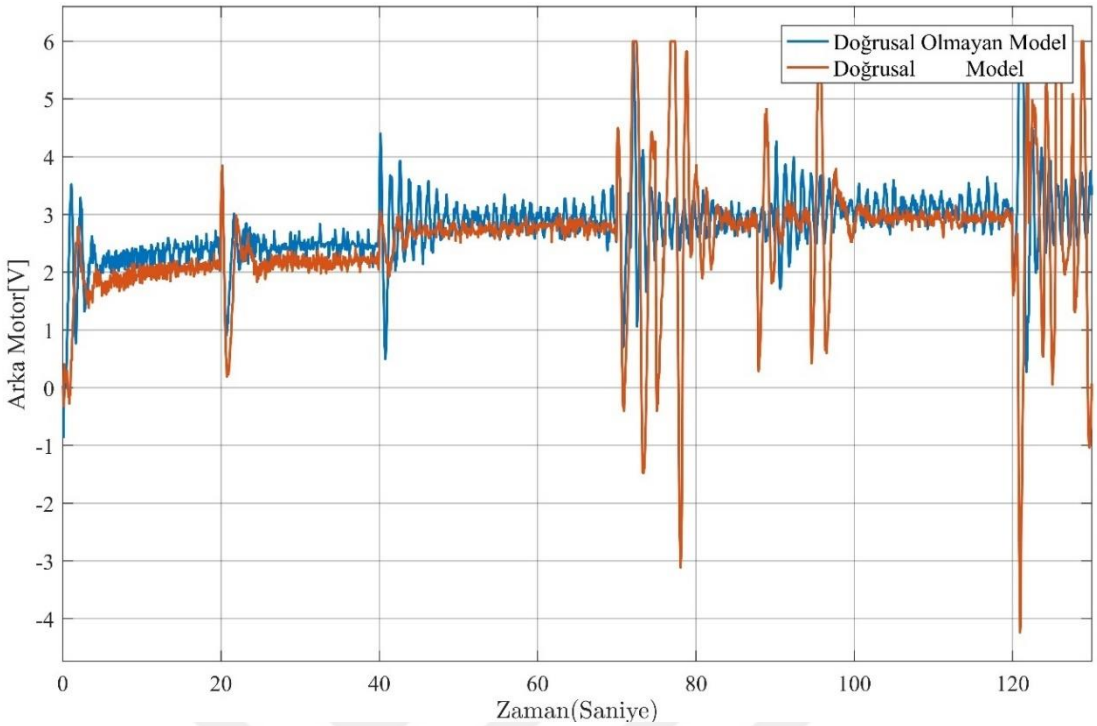
Şekil 5.106 Deney 4 yalpa eksen hızı



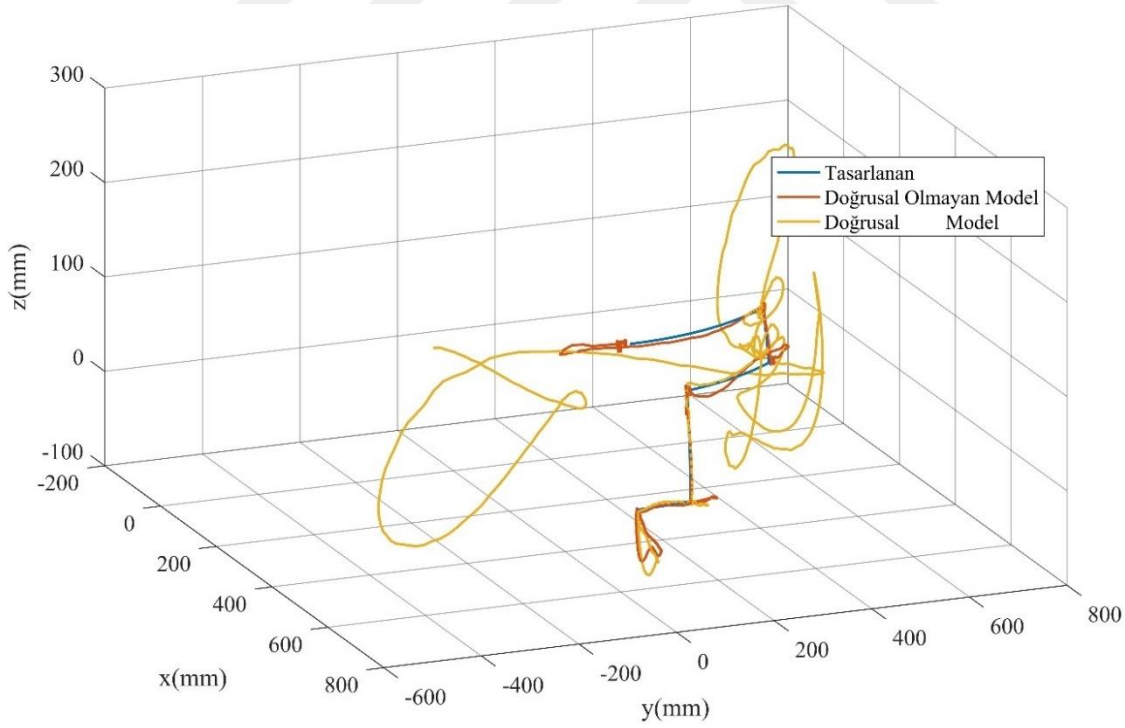
Şekil 5.107 Deney 4 gezinti eksen hızı



Şekil 5.108 Deney 4 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.109 Deney 4 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.110 Deney 4 yörünge takibi

Performans indisleri:

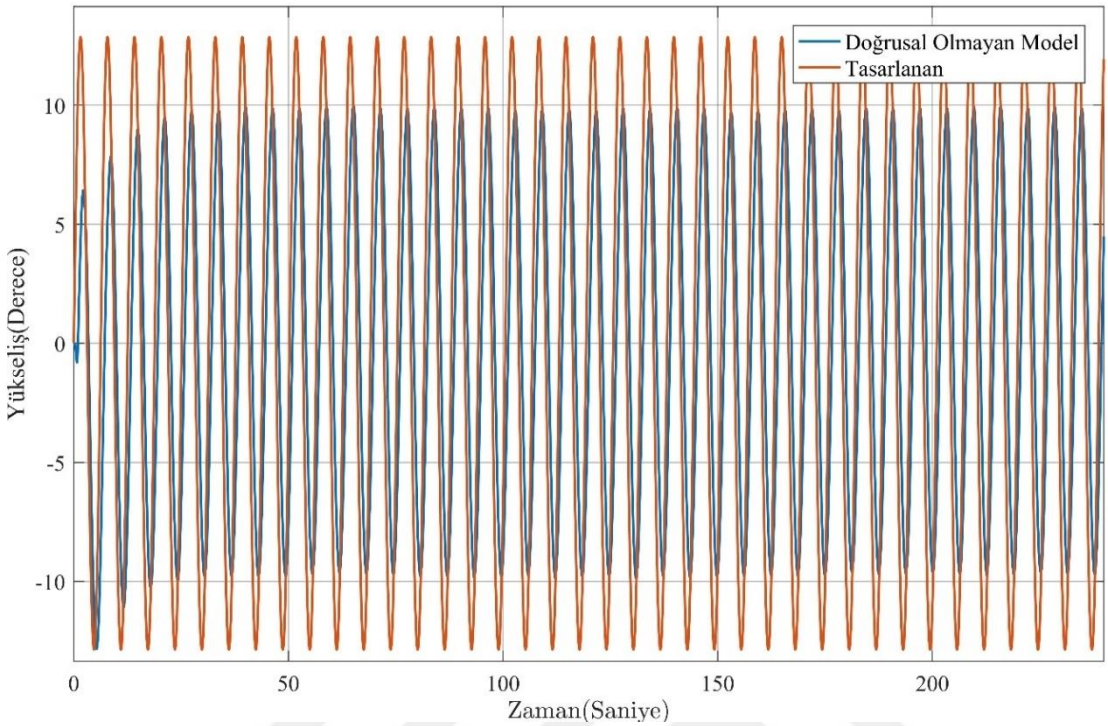
Çizelge 5.10 Deney 4 performans indisleri

Model	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
Doğrusal Olmayan	4,81	0,62	294,09	52,76	69,03	2194,20
Doğrusal	6,32	0,91	457,42	88,88	53,23	1572,31

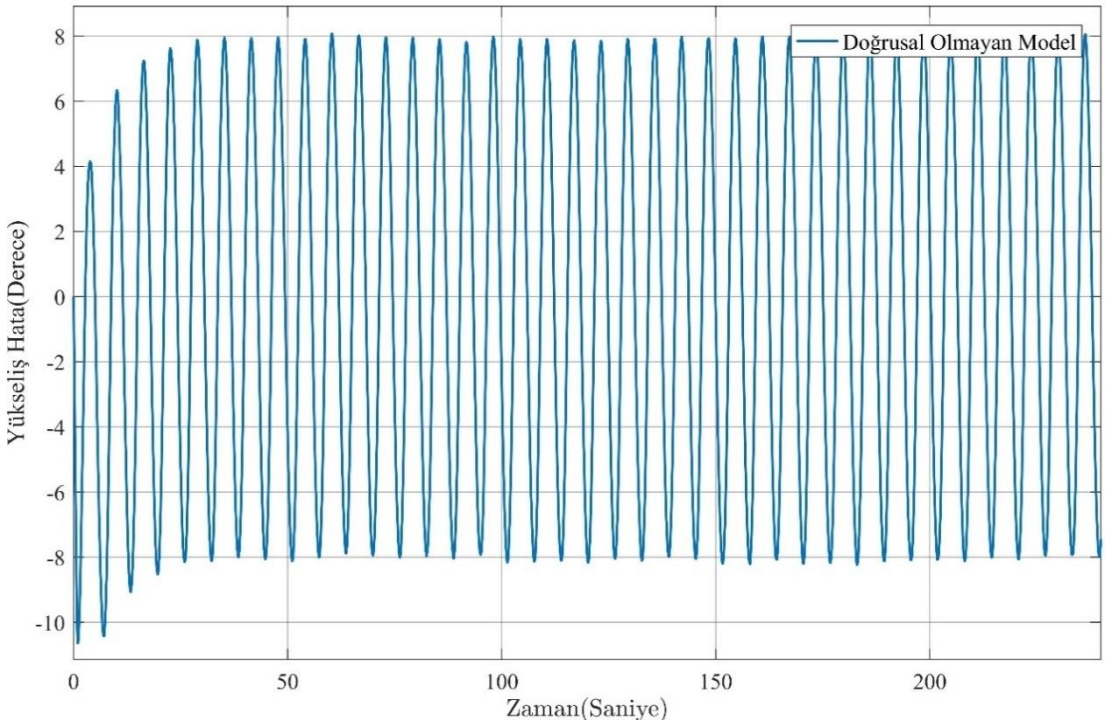
Deney 4'de matematiksel model doğrusal ve doğrusal olmayan olarak değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi 20 Hz kontrol girişi uygulama frekansı ile test edilmiştir. Şekil 5.100'de yükseliş ekseni konumunun matematiksel model farkı ile değişimi görülmektedir. Şekil 5.103'de gezinti ekseni konumunun matematiksel model farkı ile değişimi görülmektedir. Çizelge 5.10'de performans parametreleri verilmiştir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre doğrusal olmayan model ile daha yüksek performanslı bir kontrolcü sağlandığı gözlenmiştir. TV ve ISCI parametrelerine göre doğrusal olmayan modelin daha az enerji harcandığı gözlenmiştir.

Şekil 5.100 ve Şekil 5.103'de doğrusal model kullanılarak yapılan deneylerde konum hatası ve konum değişim hızı daha yüksek olduğu görülmektedir. Hareket devam ettikçe doğrusal model ile alınan sonuçlarda hata oranı, doğrusal olmayan model için tasarlanan kontrolcüye göre artmaktadır.

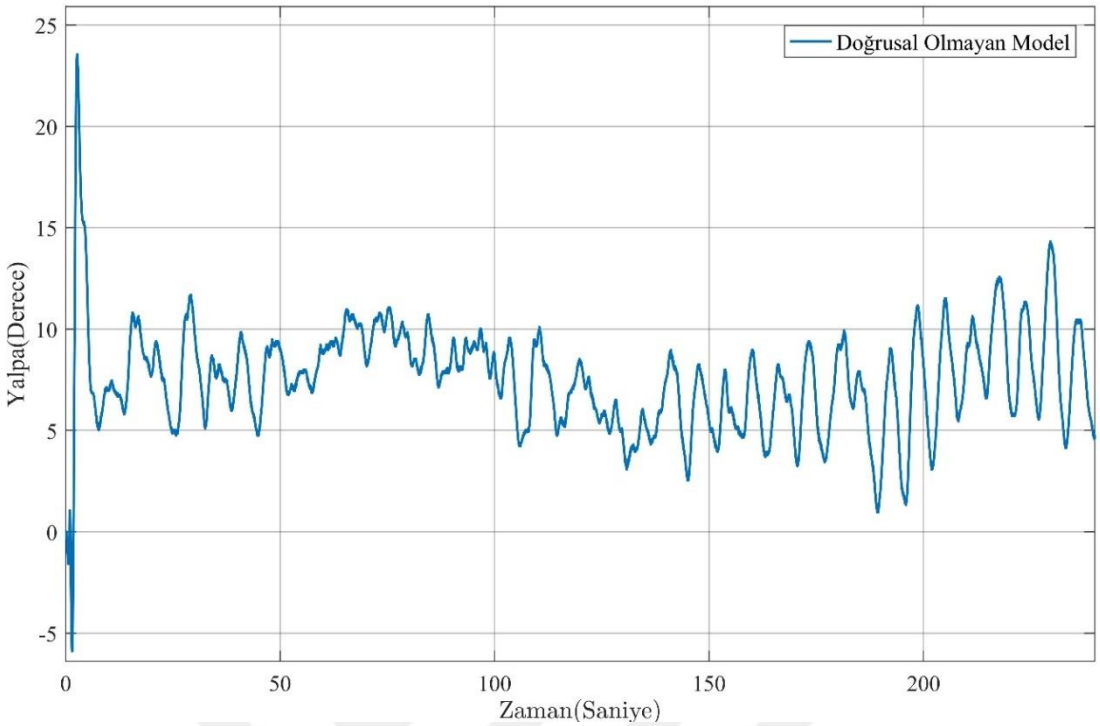
5.11. Deney 5: Yörünge – 1 Takibi



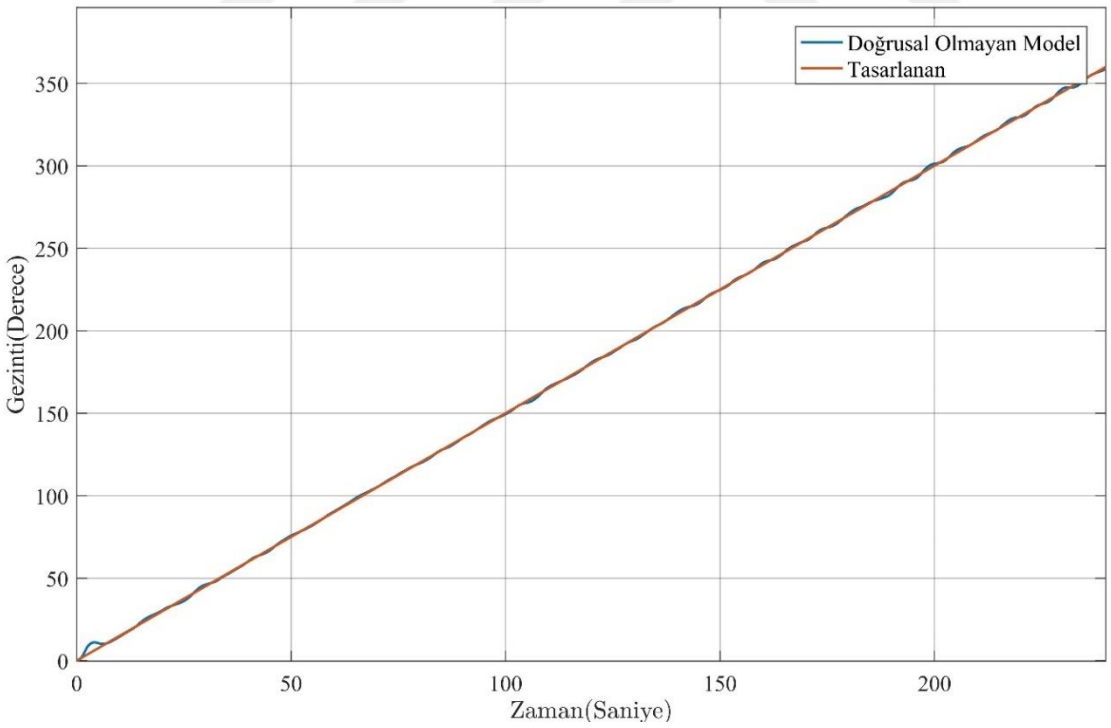
Şekil 5.111 Deney 5 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konumu



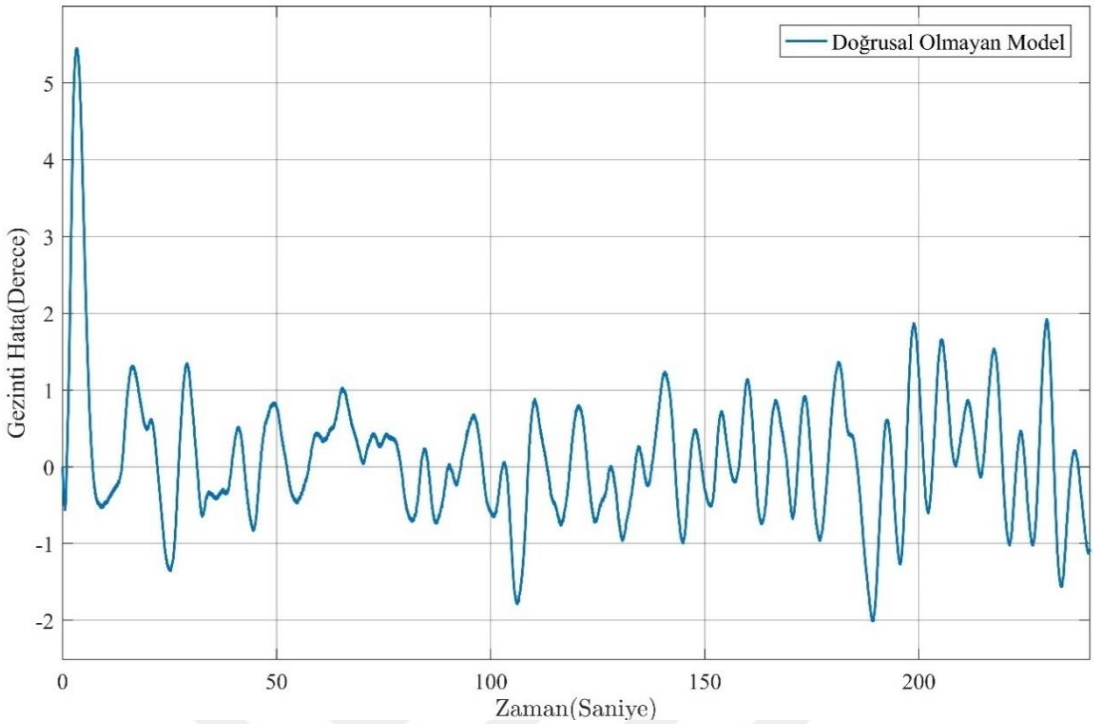
Şekil 5.112 Deney 5 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konum hatası



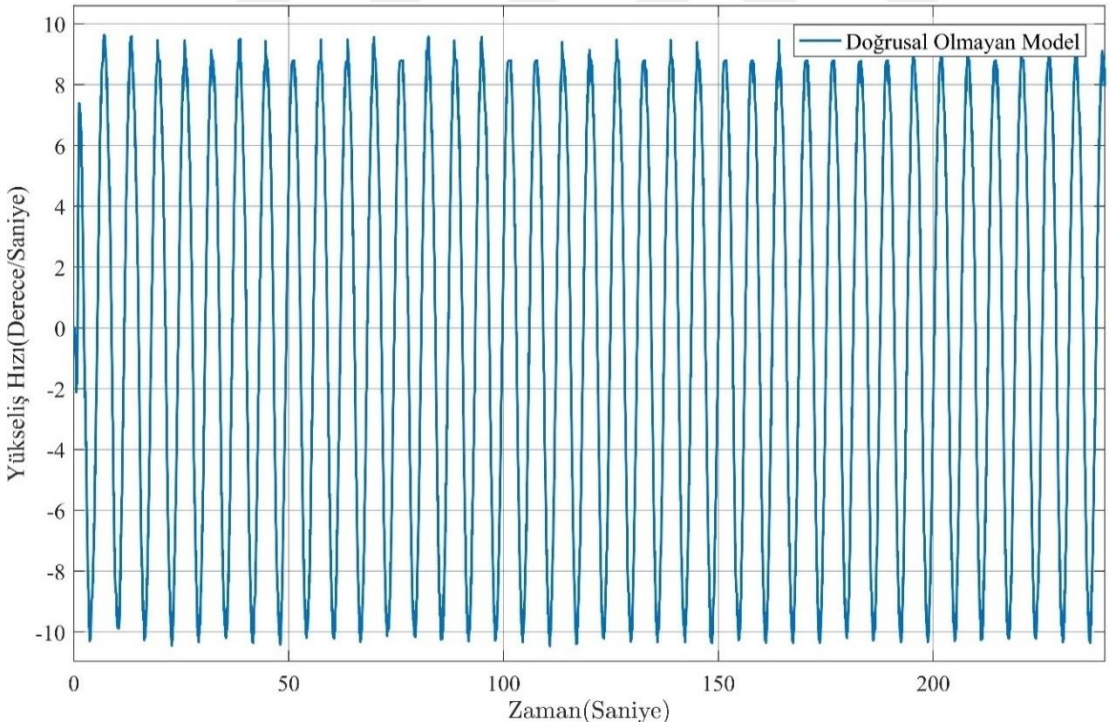
Şekil 5.113 Deney 5 doğrusal olmayan model yalpa eksen konumu



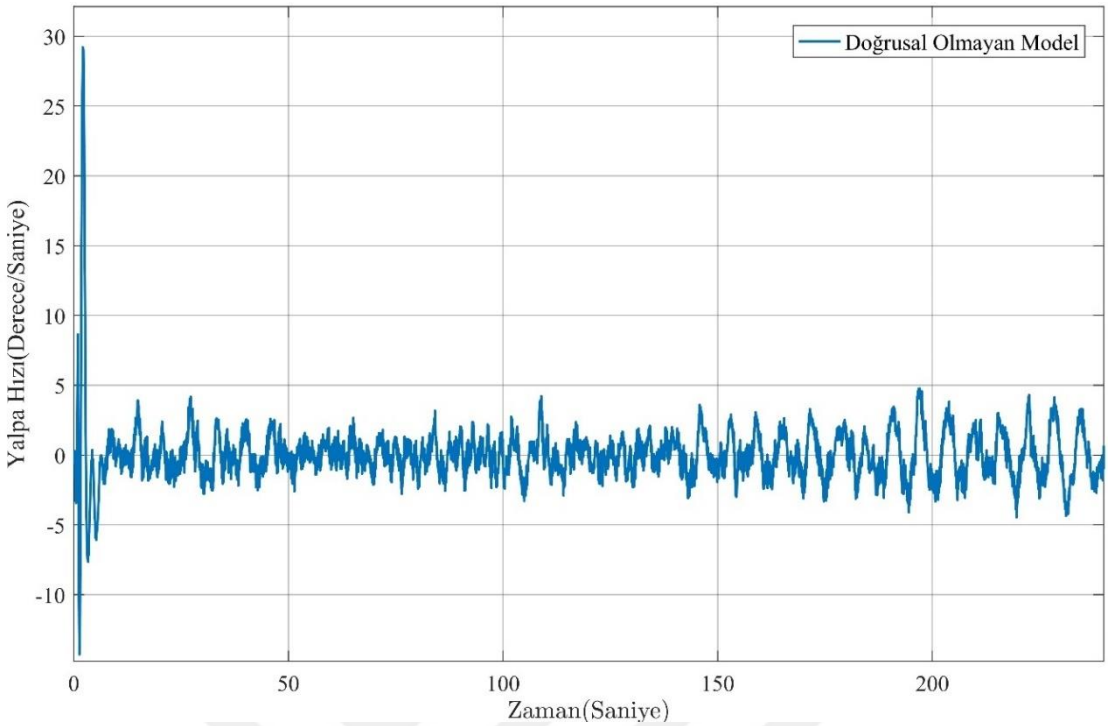
Şekil 5.114 Deney 5 doğrusal olmayan model gezinti eksen konumu



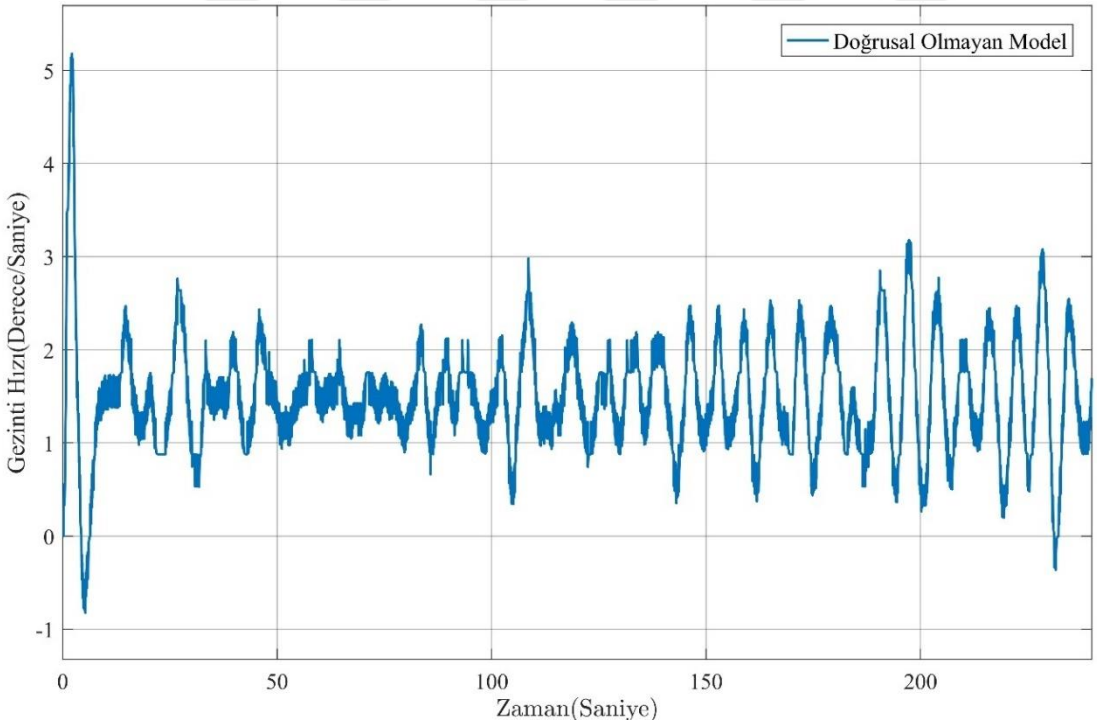
Şekil 5.115 Deney 5 doğrusal olmayan model gezinti eksen konum hatası



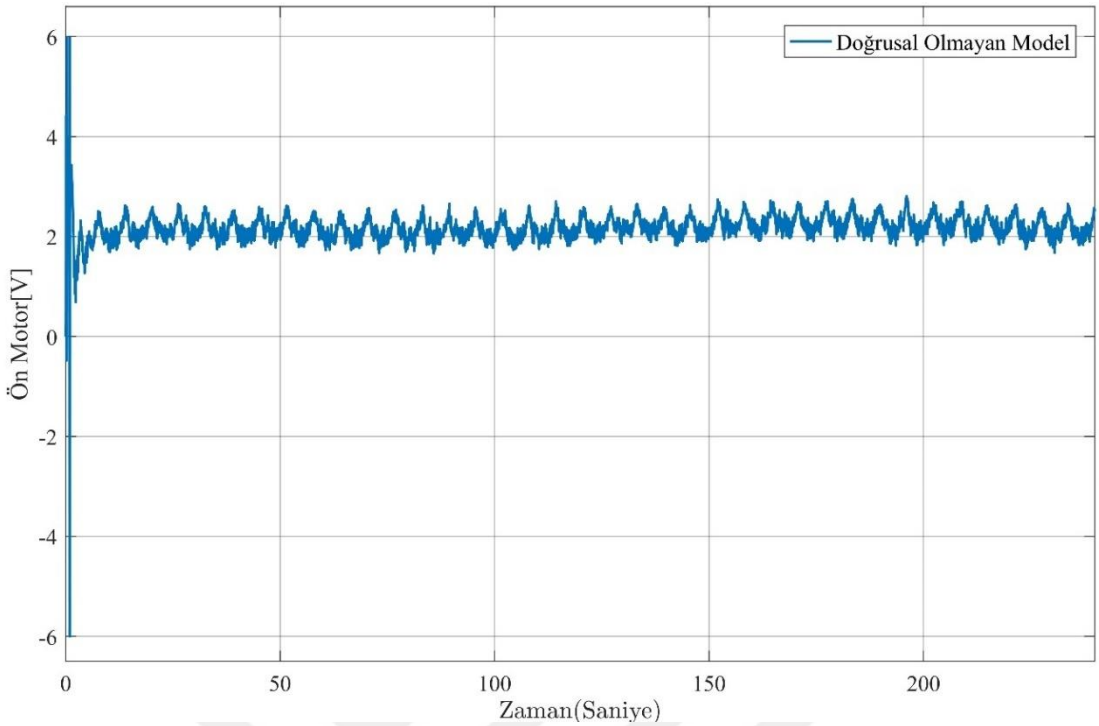
Şekil 5.116 Deney 5 doğrusal olmayan model yükseliş eksen hızı



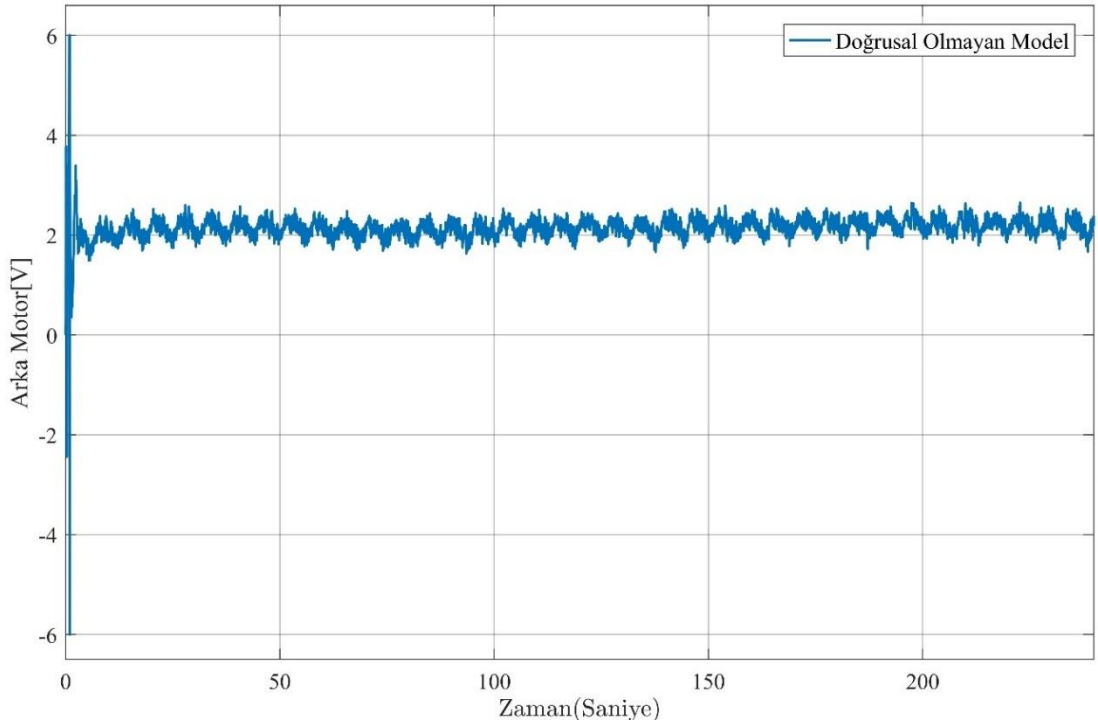
Şekil 5.117 Deney 5 doğrusal olmayan model yalpa eksen hızı



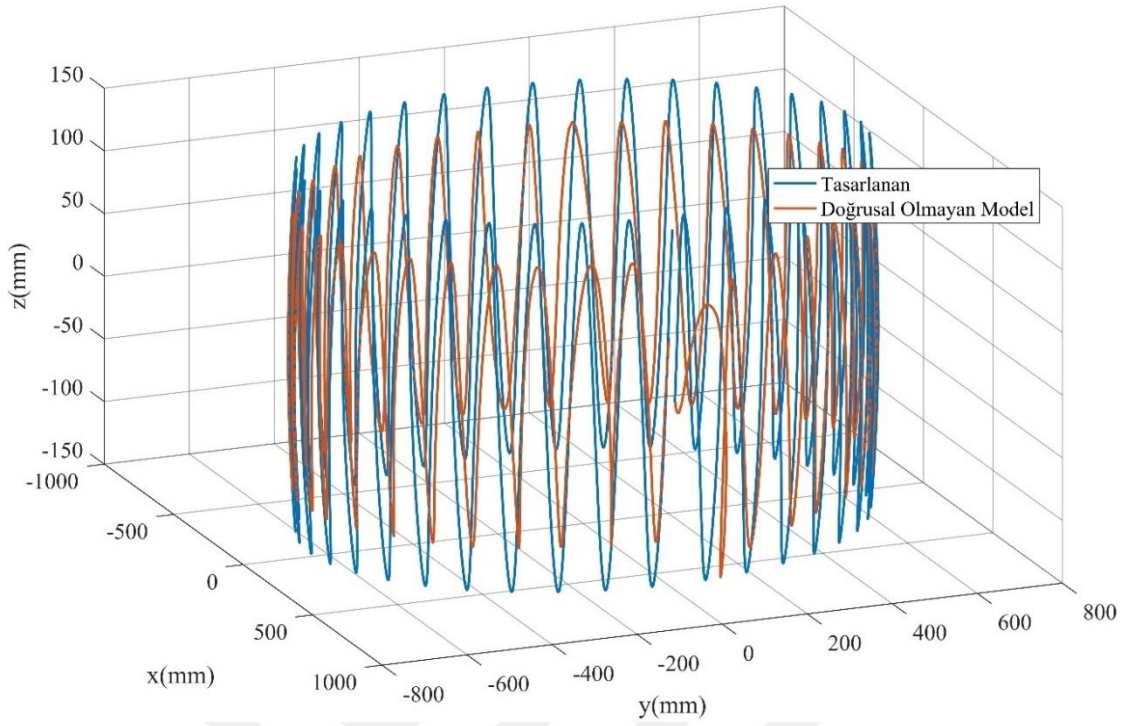
Şekil 5.118 Deney 5 doğrusal olmayan model gezinti eksen hızı



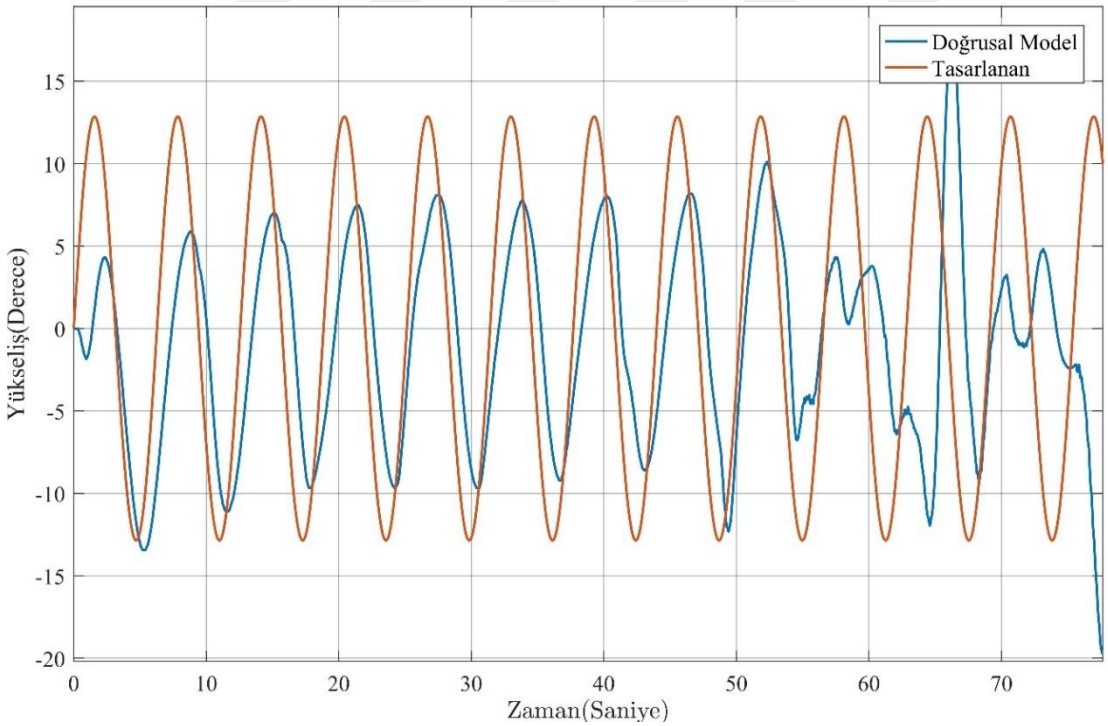
Şekil 5.119 Deney 5 doğrusal olmayan model ön motor kontrol girişi



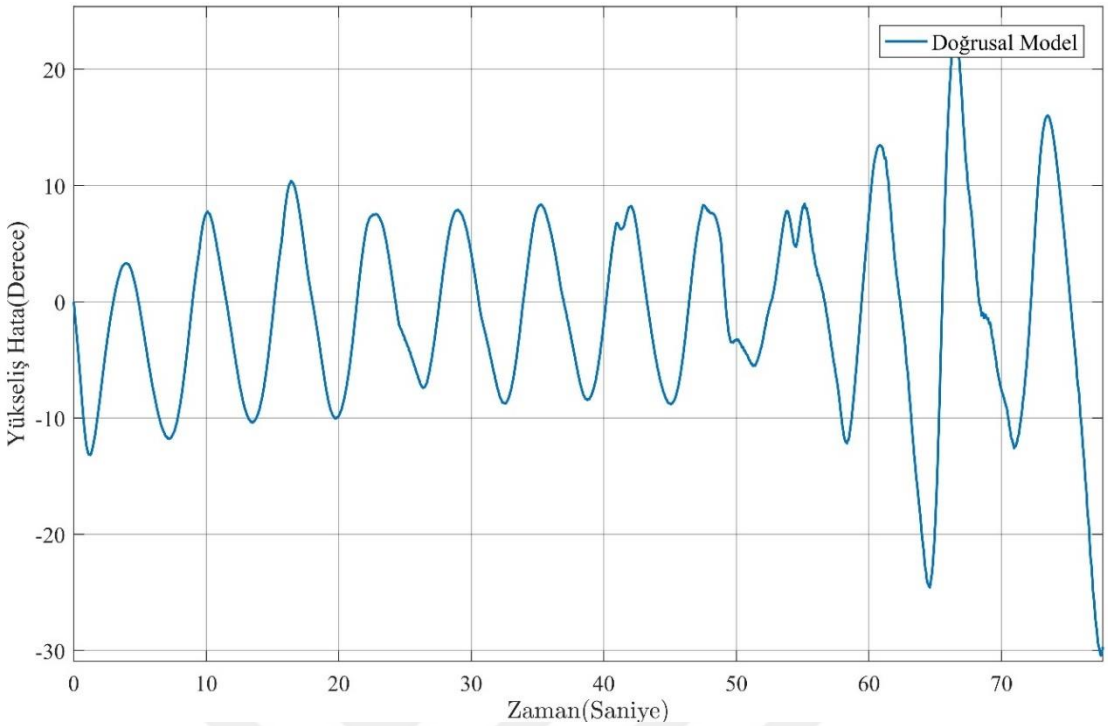
Şekil 5.120 Deney 5 doğrusal olmayan model arka motor kontrol girişi



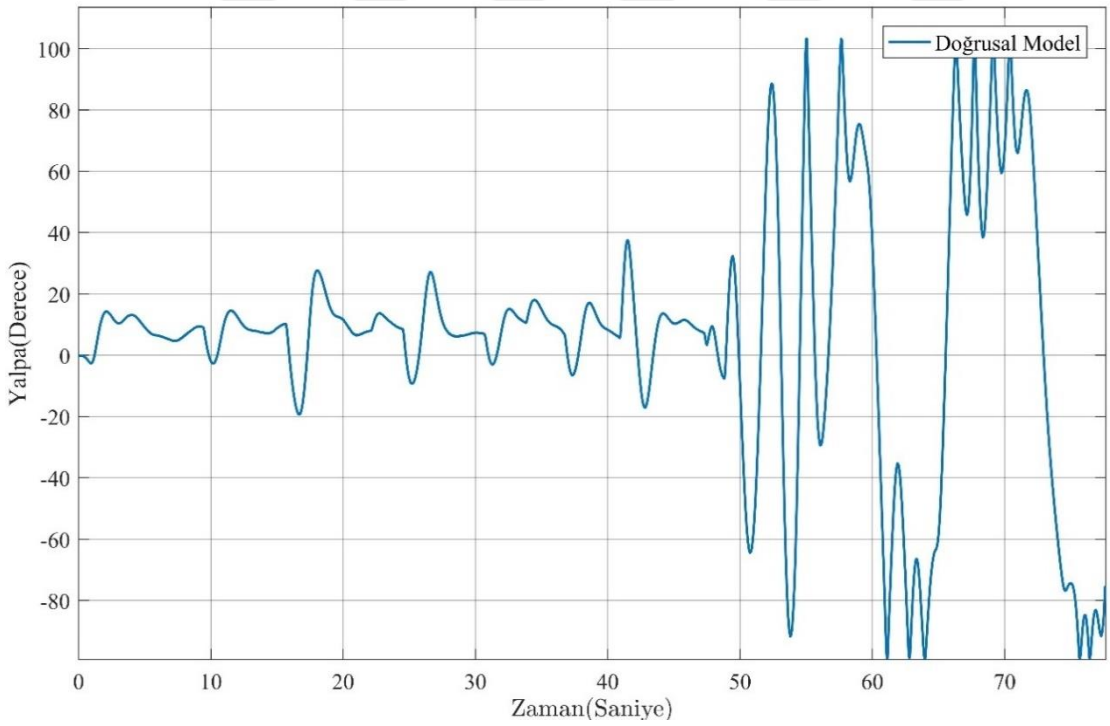
Şekil 5.121 Deney 5 doğrusal olmayan model yörünge takibi



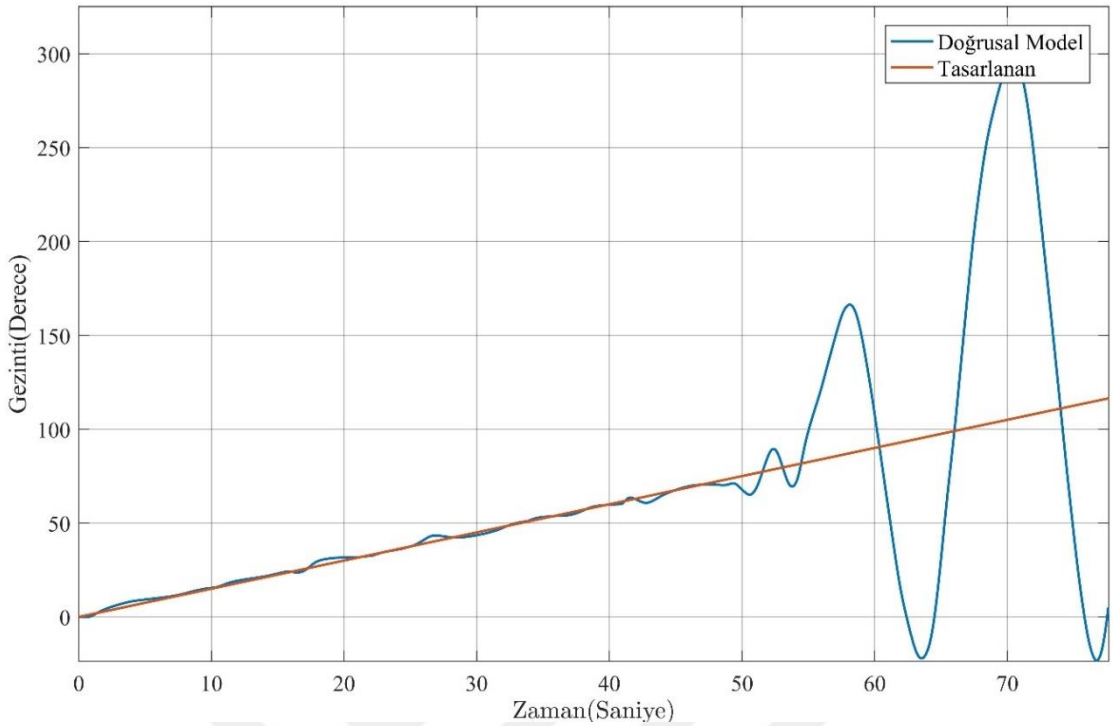
Şekil 5.122 Deney 5 doğrusal model yükseliş eksen konumu



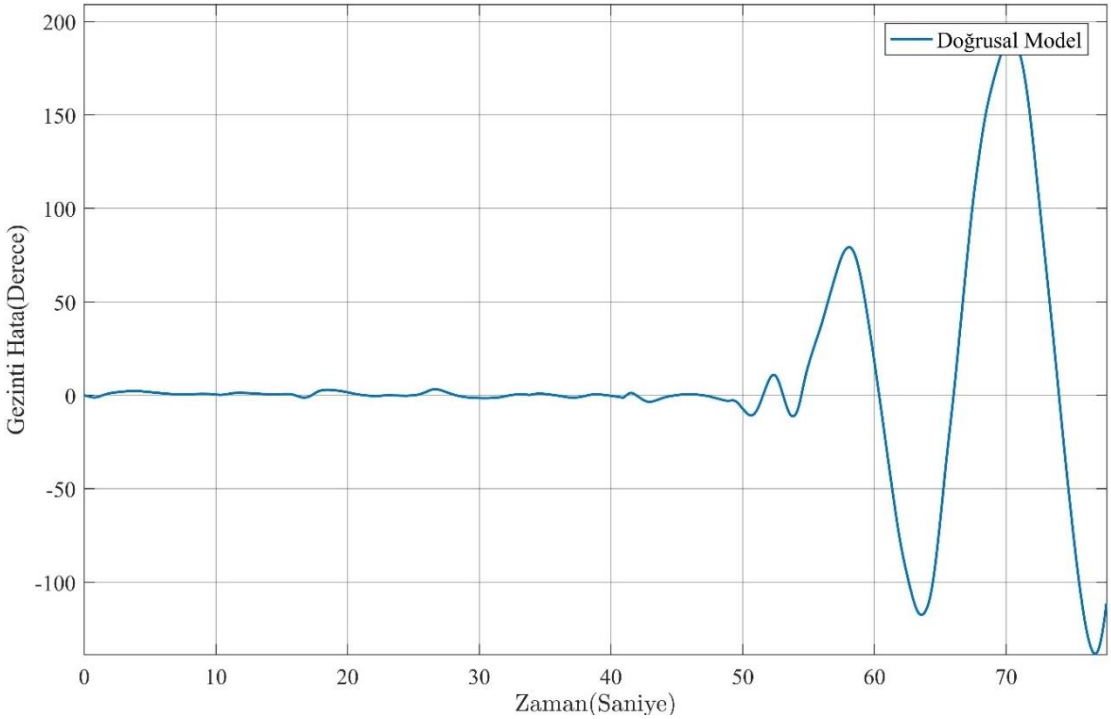
Şekil 5.123 Deney 5 doğrusal model yükseliş eksen konum hatası



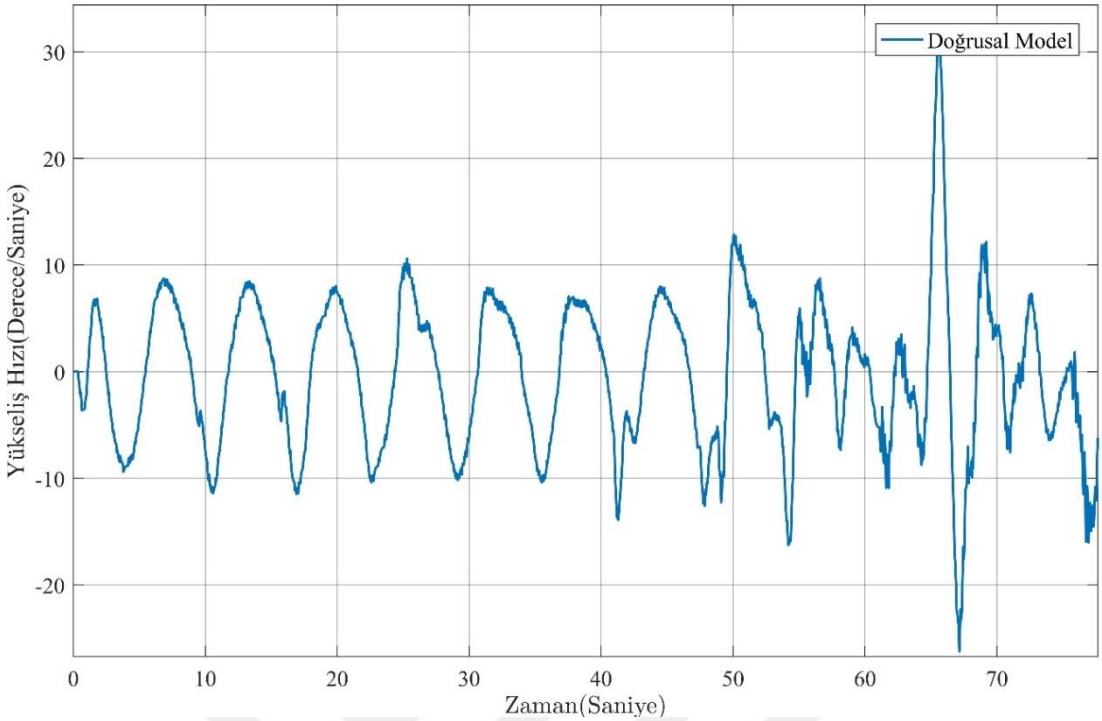
Şekil 5.124 Deney 5 doğrusal model yalpa eksen konumu



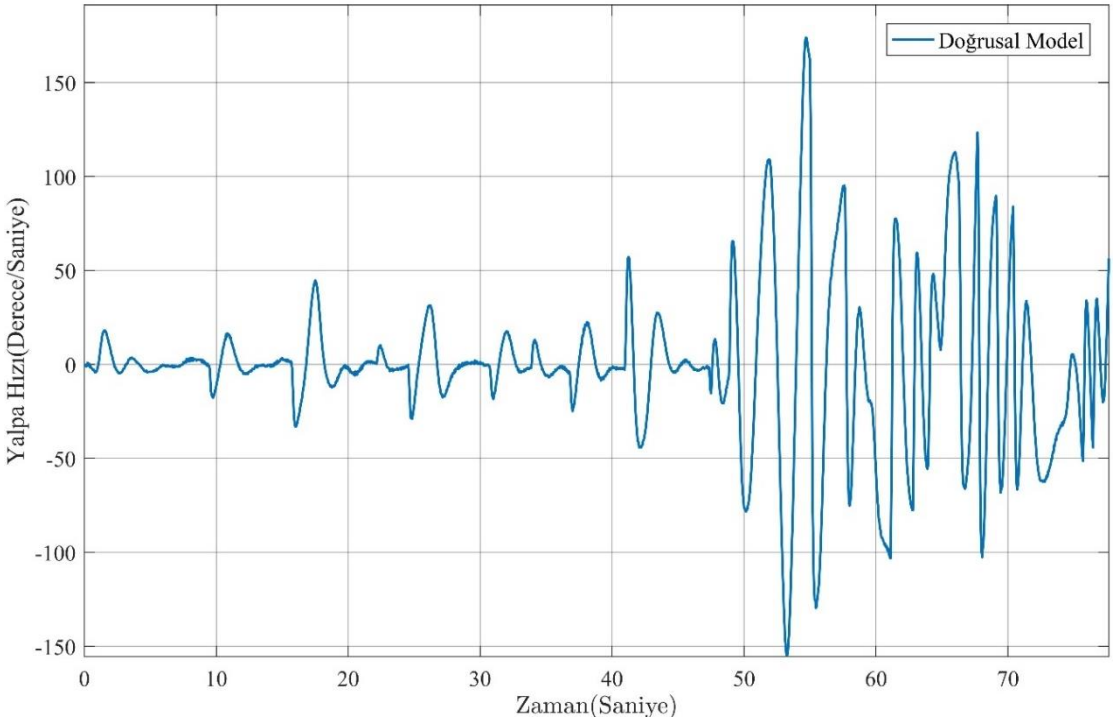
Şekil 5.125 Deney 5 doğrusal model gezinti eksen konumu



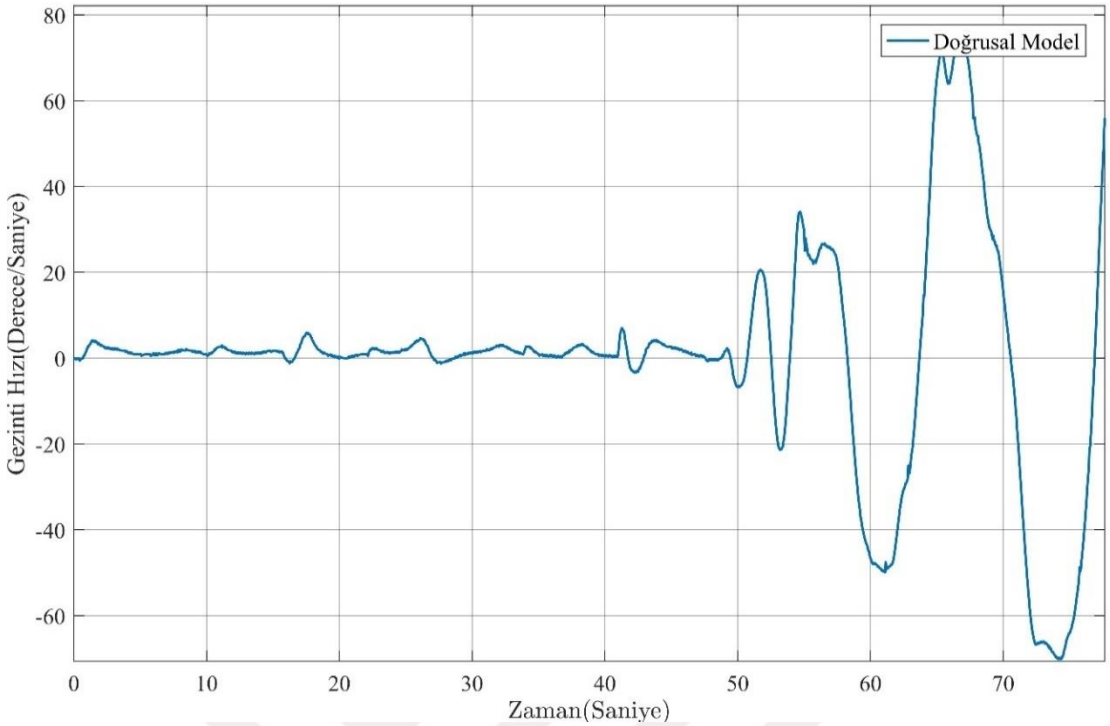
Şekil 5.126 Deney 5 doğrusal model gezinti eksen konum hatası



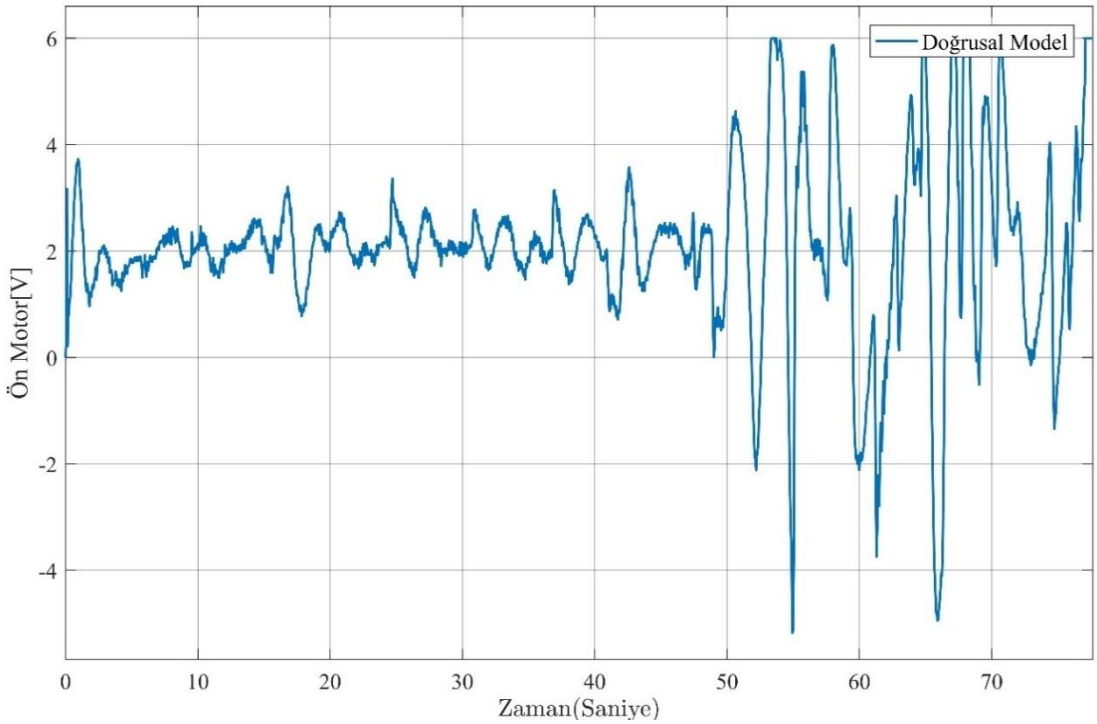
Şekil 5.127 Deney 5 doğrusal model yükseliş eksen hızı



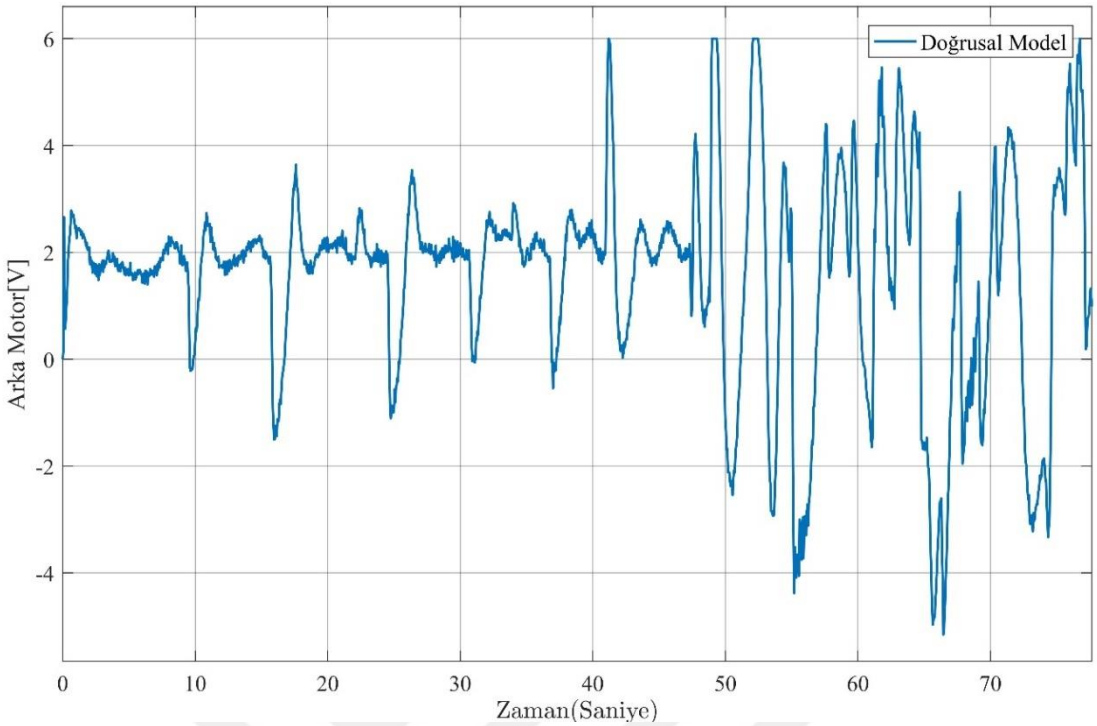
Şekil 5.128 Deney 5 doğrusal model yalpa eksen hızı



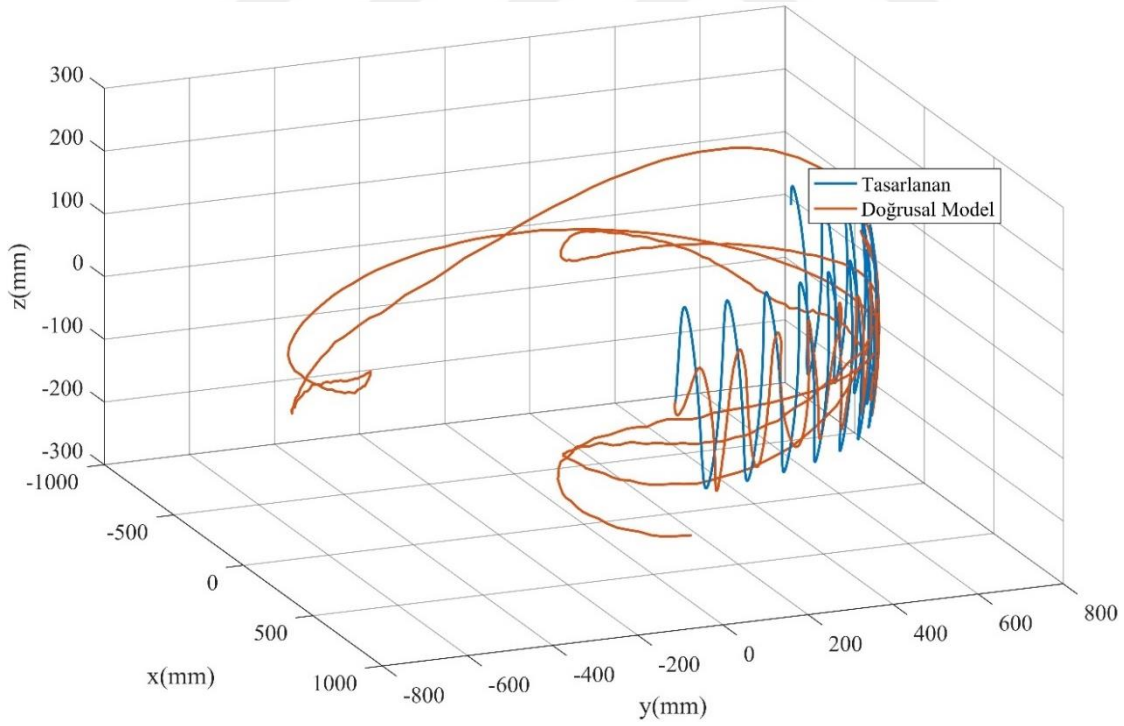
Şekil 5.129 Deney 5 doğrusal model gezinti hızı



Şekil 5.130 Deney 5 doğrusal model ön motor kontrol girişi



Şekil 5.131 Deney 5 doğrusal model arka motor kontrol girişi



Şekil 5.132 Deney 5 doğrusal model yörünge takibi

Performans indisleri:

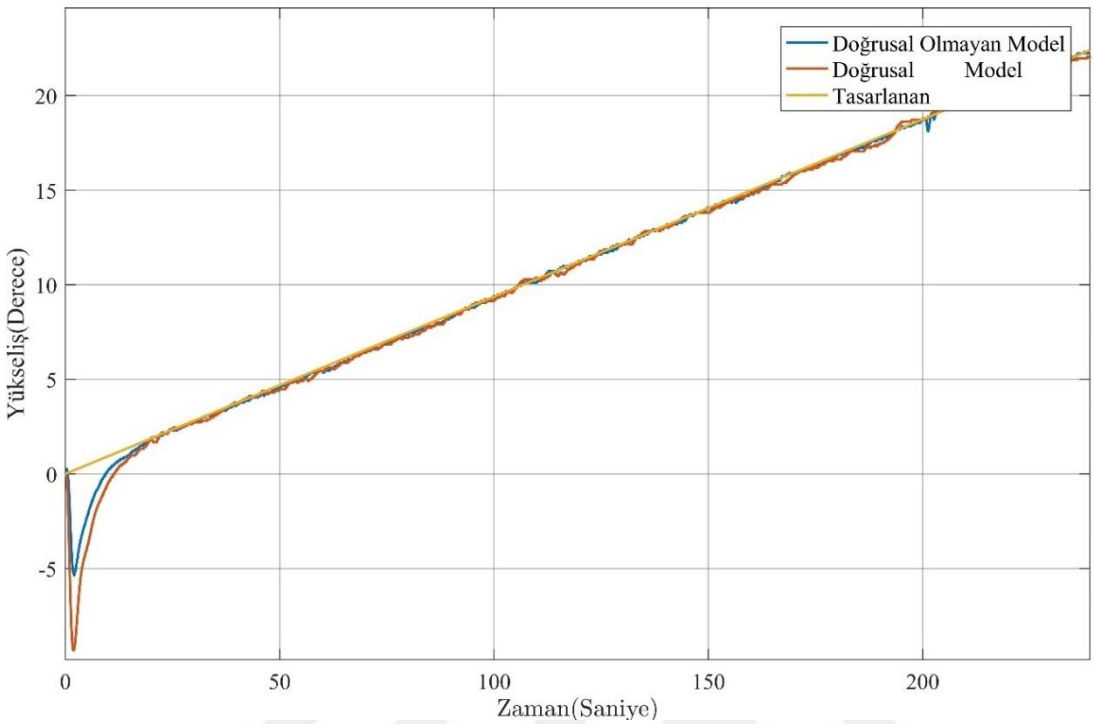
Çizelge 5.11 Deney 5 performans indisleri

Model	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
Doğrusal Olmayan	24,71	2,58	2964,44	307,23	164,46	2381,67
Doğrusal	45,42	73,58	2819,59	5061,88	91,99	1128,80

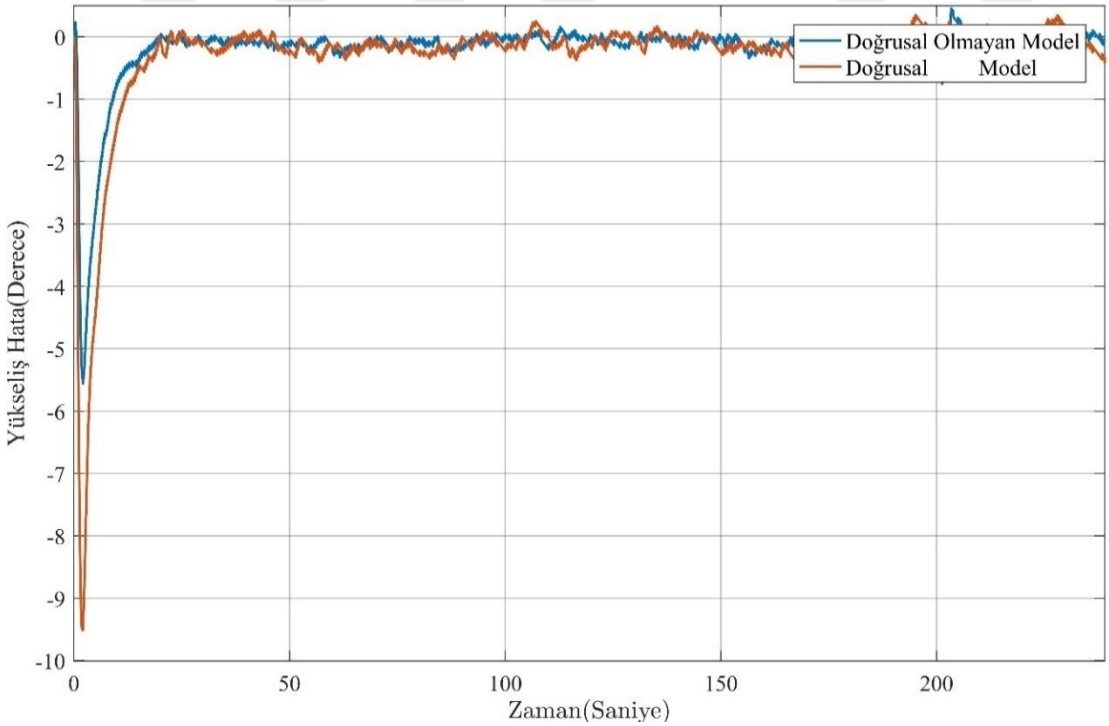
Deney 5'de tasarlanan yörüngenin takibi için doğrusal ve doğrusal olmayan modeller için tasarlanan kontrolcüler karşılaştırılmıştır. Deneyde kontrolcü uygulama frekansı 20 Hz olarak belirlenmiştir. Şekil 5.111 ve Şekil 5.114'de doğrusal olmayan model için tasarlanan kontrolcü için yükseliş ve gezinti eksen konumlarının deney sonuçları görülmektedir. Şekil 5.122 ve Şekil 5.125'de doğrusal model için tasarlanan kontrolcü için yükseliş ve gezinti eksen konumlarının deney sonuçları görülmektedir.

Deney 5'de görülen sonuçlarda, doğrusal model kullanılarak tasarlanan kontrolcü ile sistemin kontrolünün mümkün olmadığı görülmektedir. Doğrusal olmayan model için tasarlanan kontrolcü ile çözüm frekansı 20 Hz mertebelerinde olmasına karşın halen sistemin kontrol edilebildiği görülmektedir. Doğrusal olmayan sistem dinamiği için tasarlanan kontrolcünün, gerçekte olduğu gibi sistemin çalışma alanı içerisinde daha etkin tanımlanması sayesinde kontrolünü mümkün kılındığı yorumlanabilmektedir.

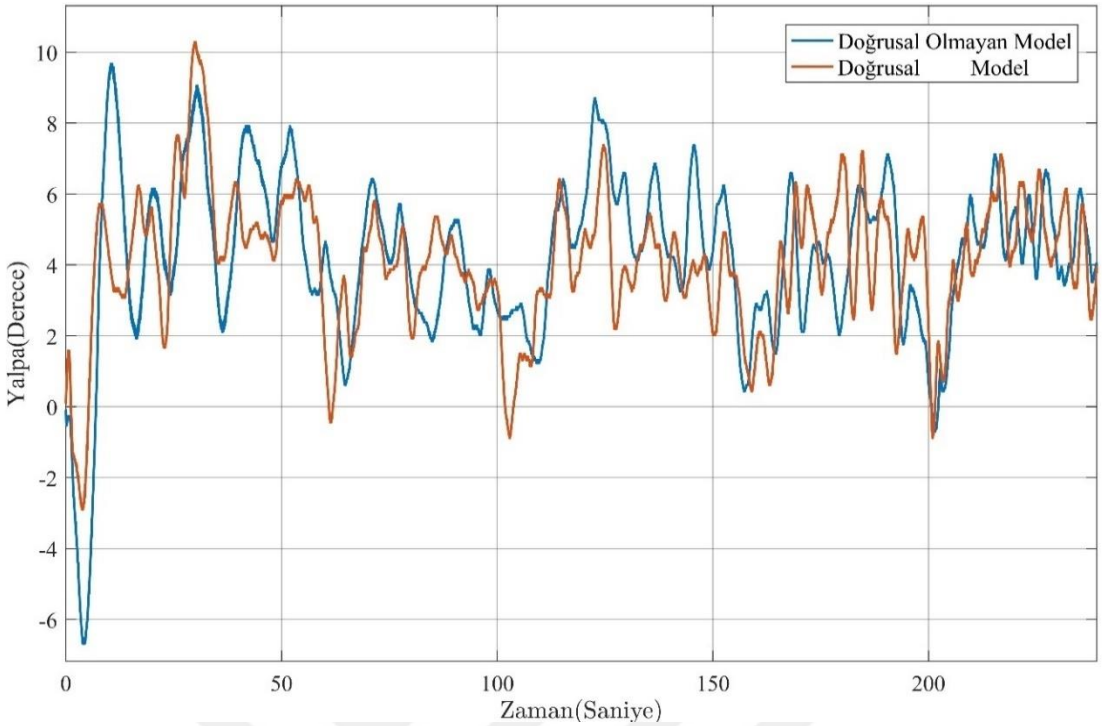
5.12. Deney 6: Yörünge – 2 Takibi



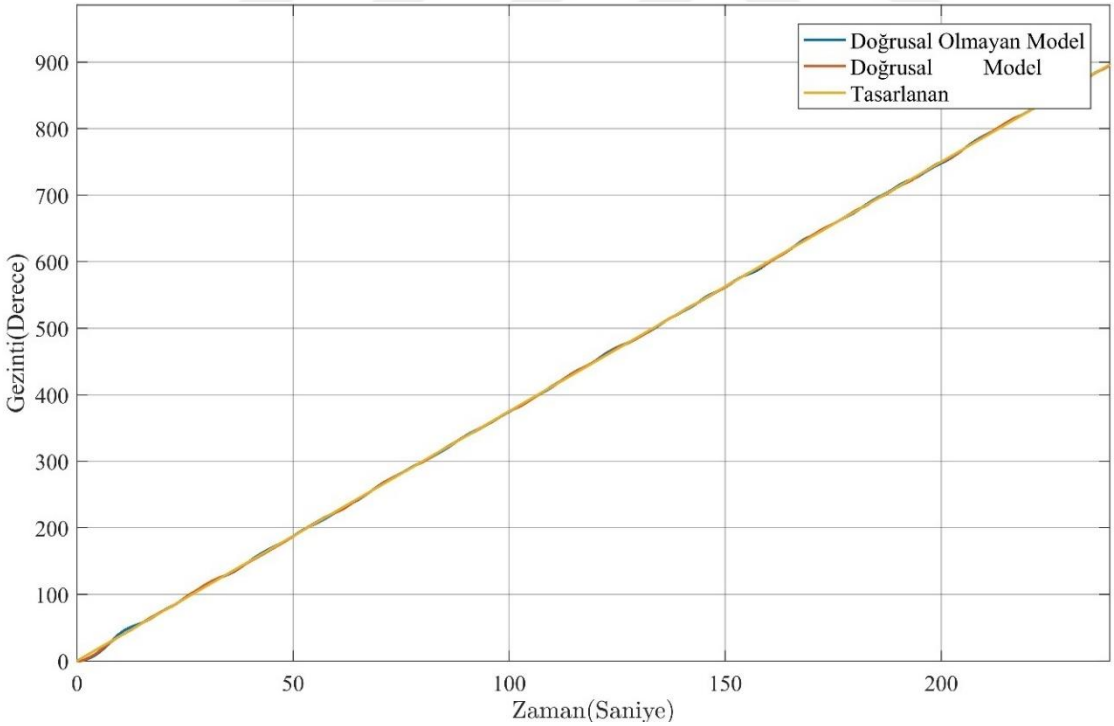
Şekil 5.133 Deney 6 yükseliş eksen konumu



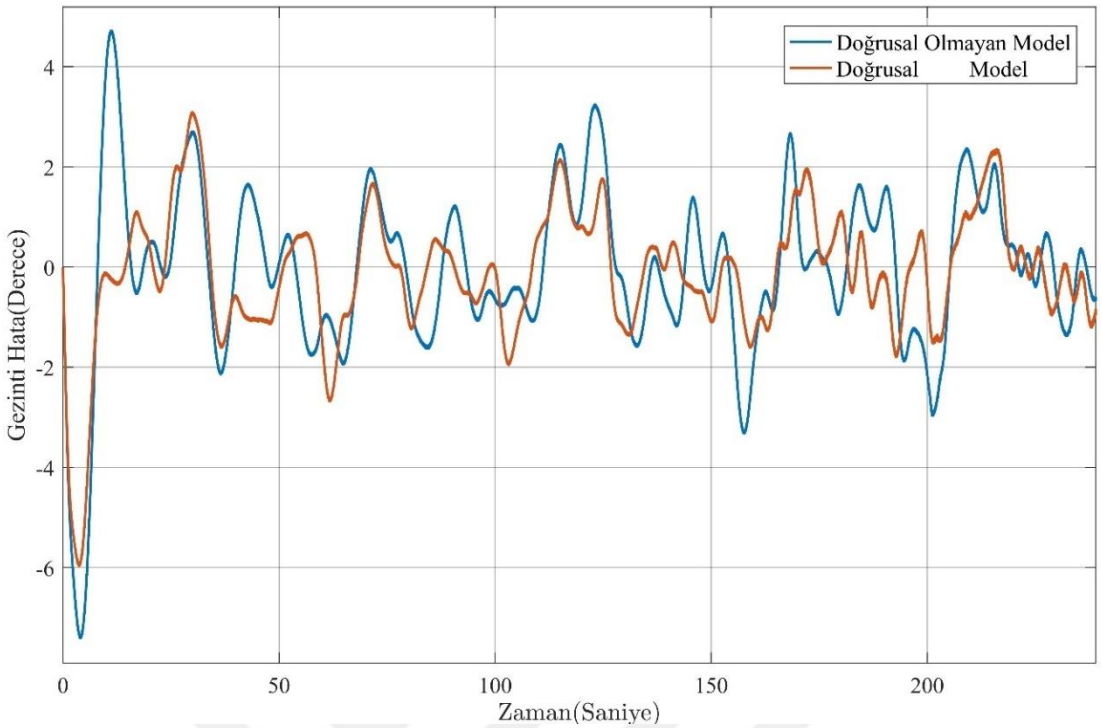
Şekil 5.134 Deney 6 yükseliş eksen konum hatası



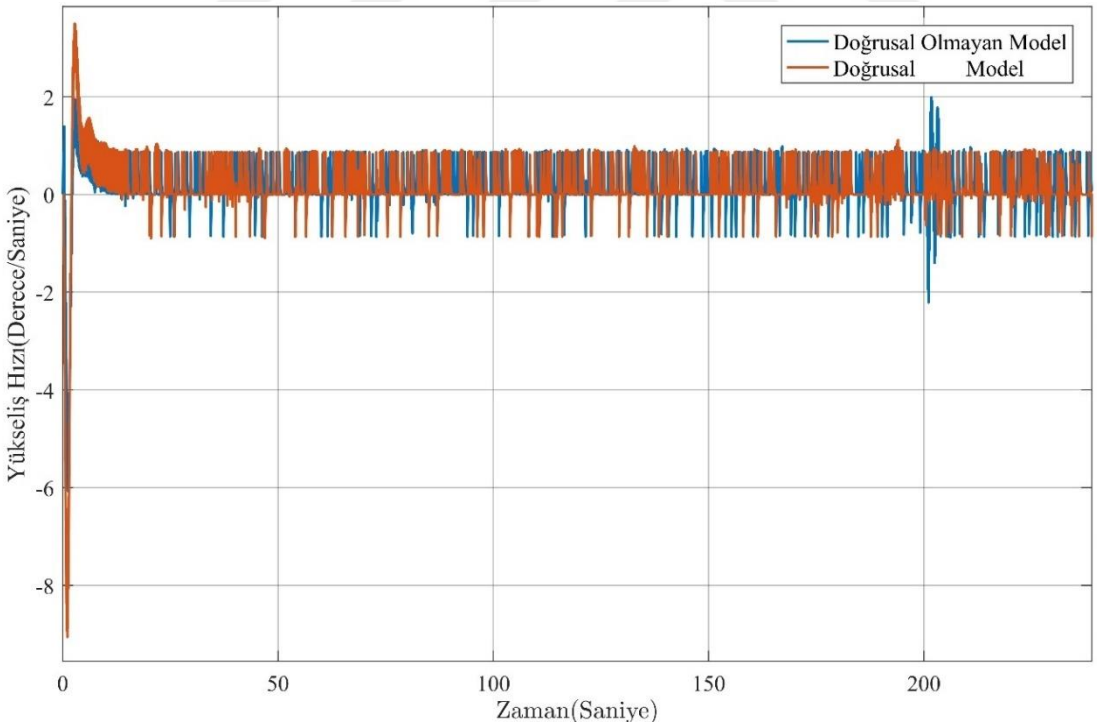
Şekil 5.135 Deney 6 yalpa eksen konumu



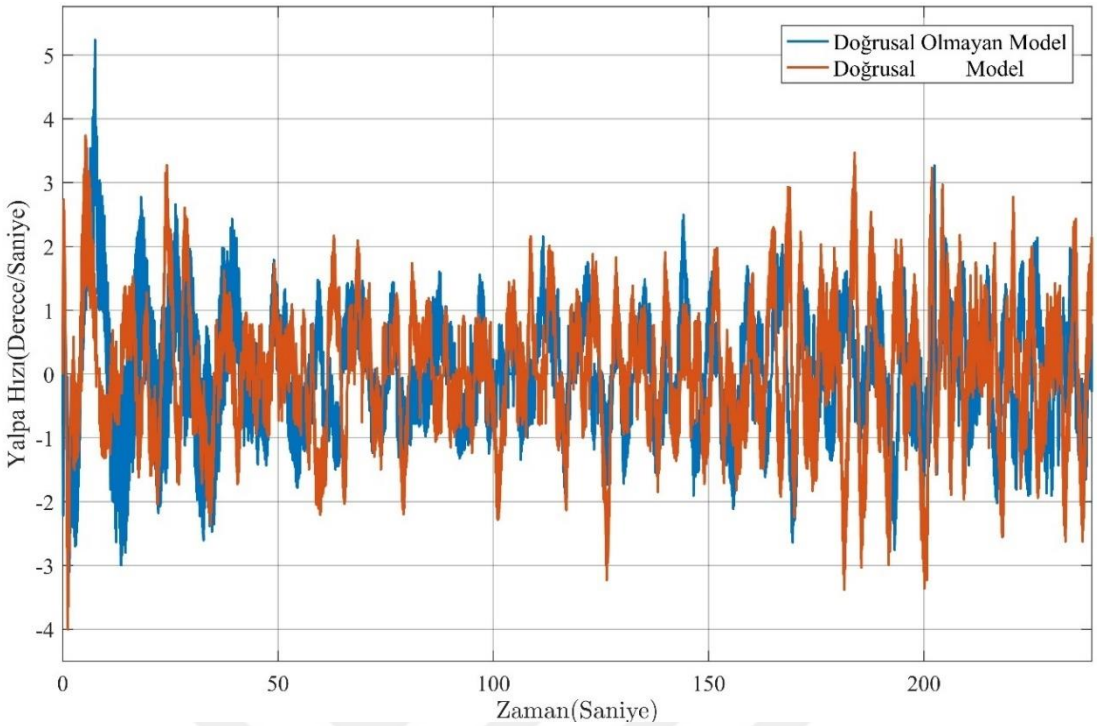
Şekil 5.136 Deney 6 gezinti eksen konumu



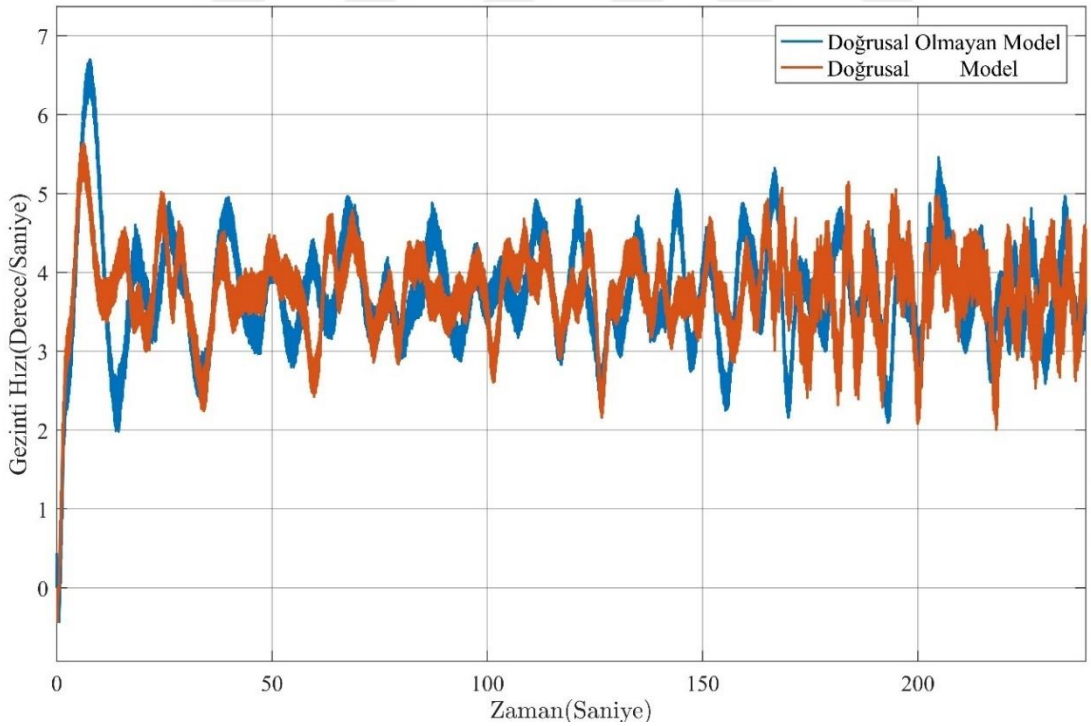
Şekil 5.137 Deney 6 gezinti eksen konum hatası



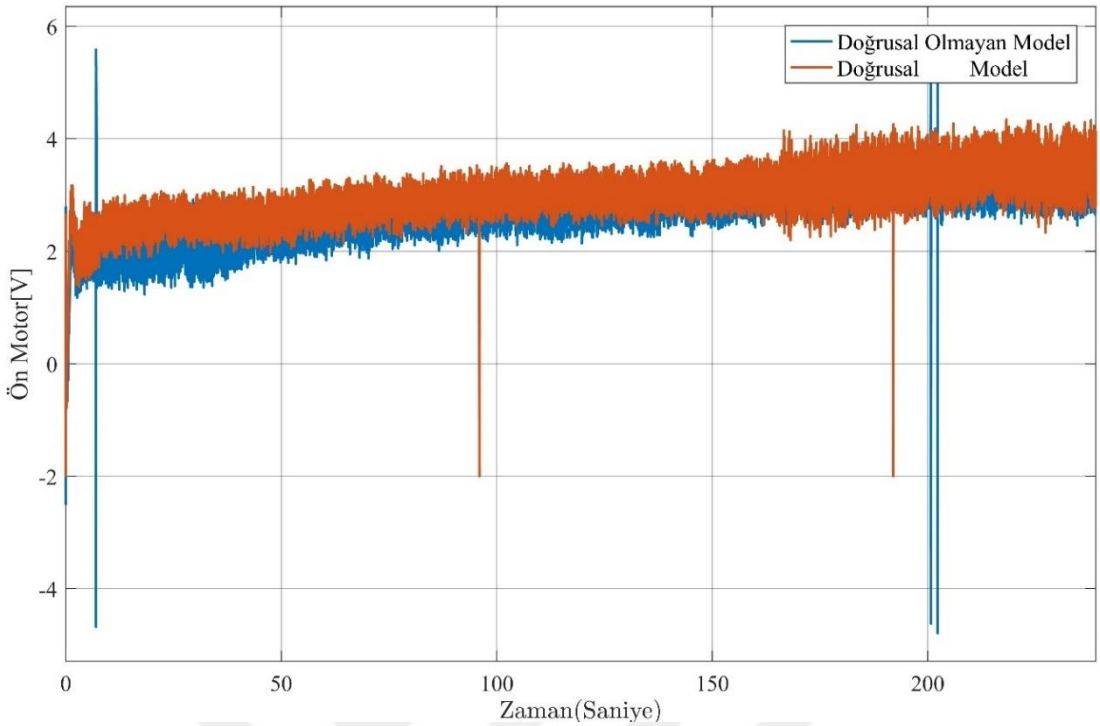
Şekil 5.138 Deney 6 yükseliş eksen hızı



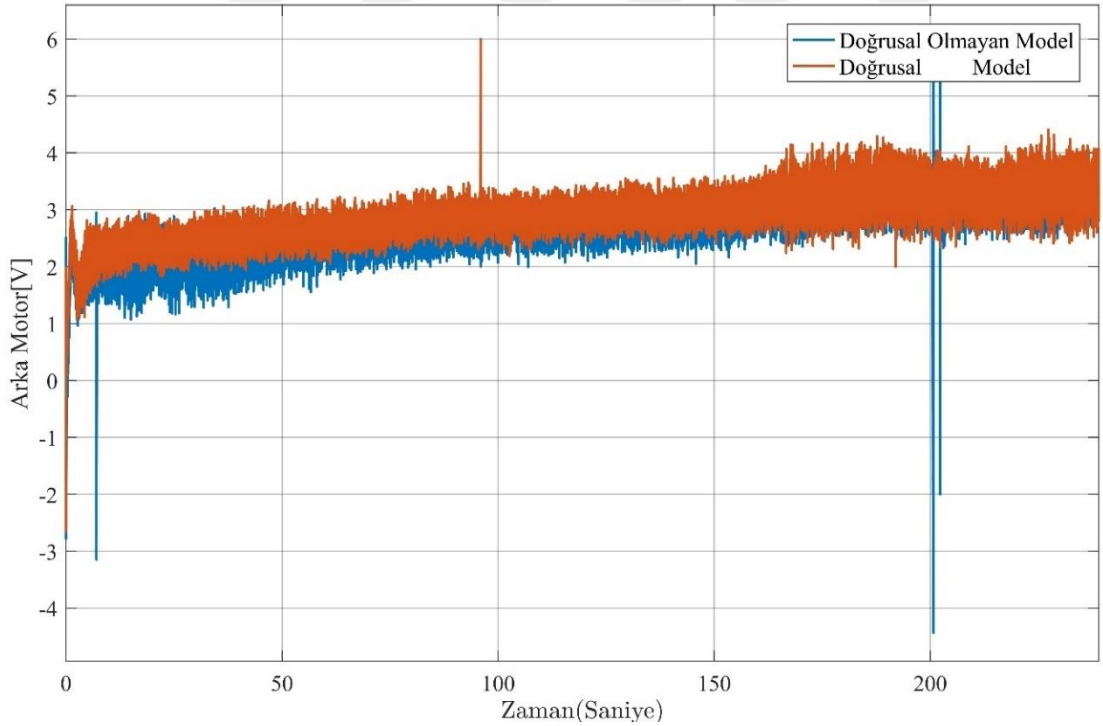
Şekil 5.139 Deney 6 yalpa eksen hızı



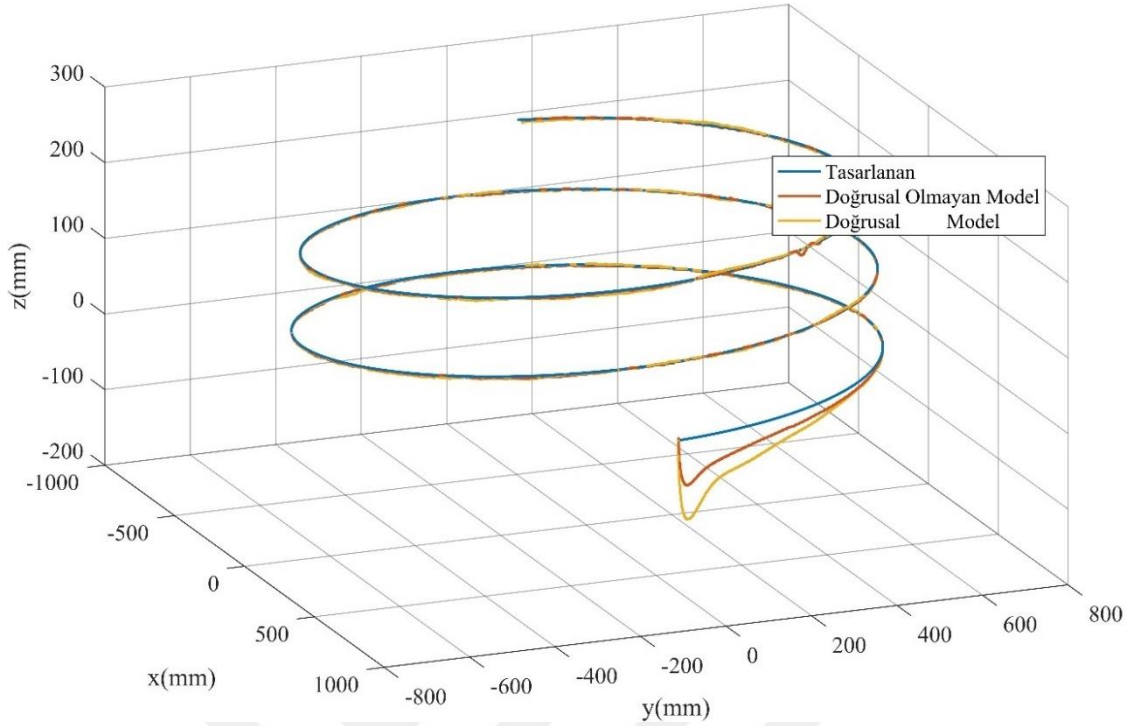
Şekil 5.140 Deney 6 gezinti eksen hızı



Şekil 5.141 Deney 6 ön motor kontrol girişi



Şekil 5.142 Deney 6 arka motor kontrol girişi



Şekil 5.143 Deney 6 yörünge takibi

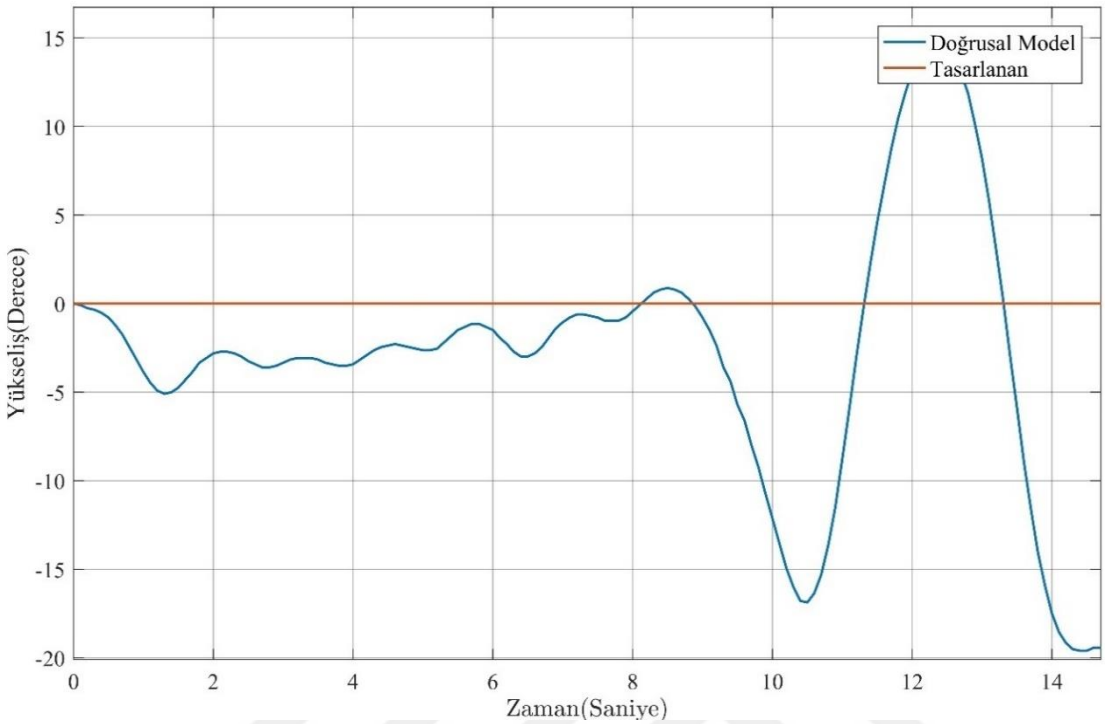
Performans indisleri:

Çizelge 5.12 Deney 6 performans indisleri

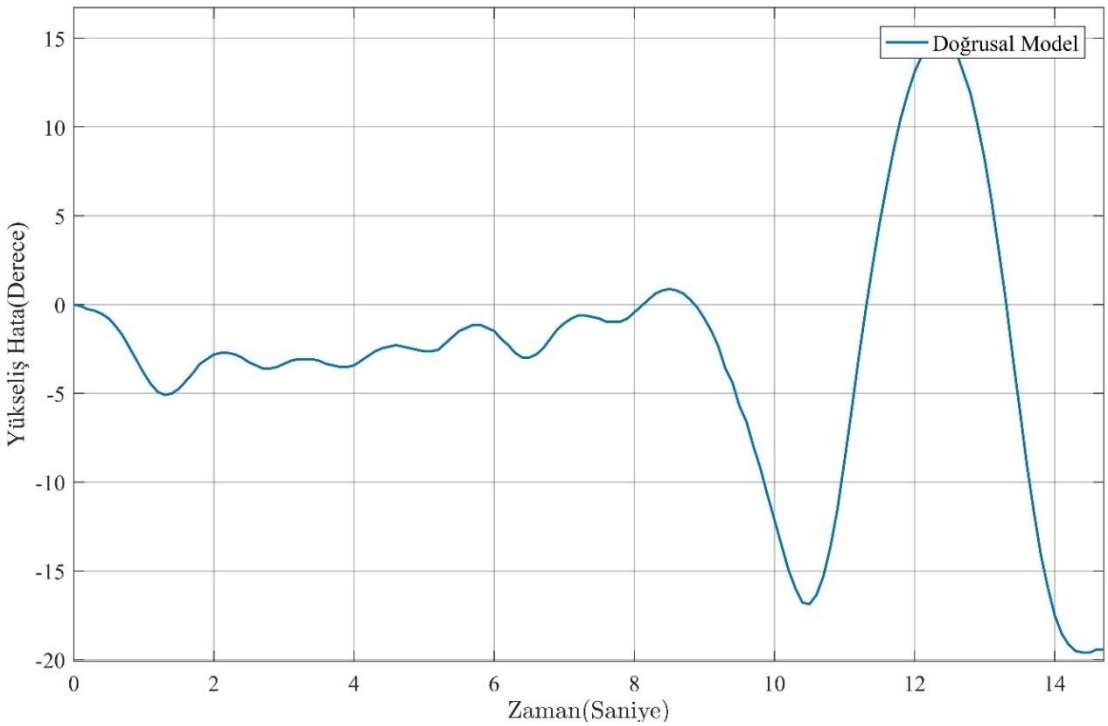
Model	IAE	ISE	ITAE	ITSE	TV	ISCI
Doğrusal Olmayan	5,93	0,28	566,81	21,33	112,14	3434,14
Doğrusal	5,26	0,24	471,04	15,31	154,96	4211,34

Deney 6'da matematiksel model doğrusal ve doğrusal olmayan olarak değiştirilerek, performans üzerindeki etkisi yörünge takibi yapılırken test edilmiştir. Şekil 5.143'de doğrusal ve doğrusal olmayan modellerde yörünge takibi kartezyen koordinatlarında gösterilmektedir. Çizelge 5.12'de performans parametreleri verilmiştir. IAE, ISE, ITAE, ITSE parametrelerine göre doğrusal olmayan model ile daha yüksek performansa sahip bir kontrolcü sağlandığı gözlenmiştir. TV ve ISCI parametrelerine göre doğrusal olmayan modelin daha az enerji harcandığı gözlenmiştir.

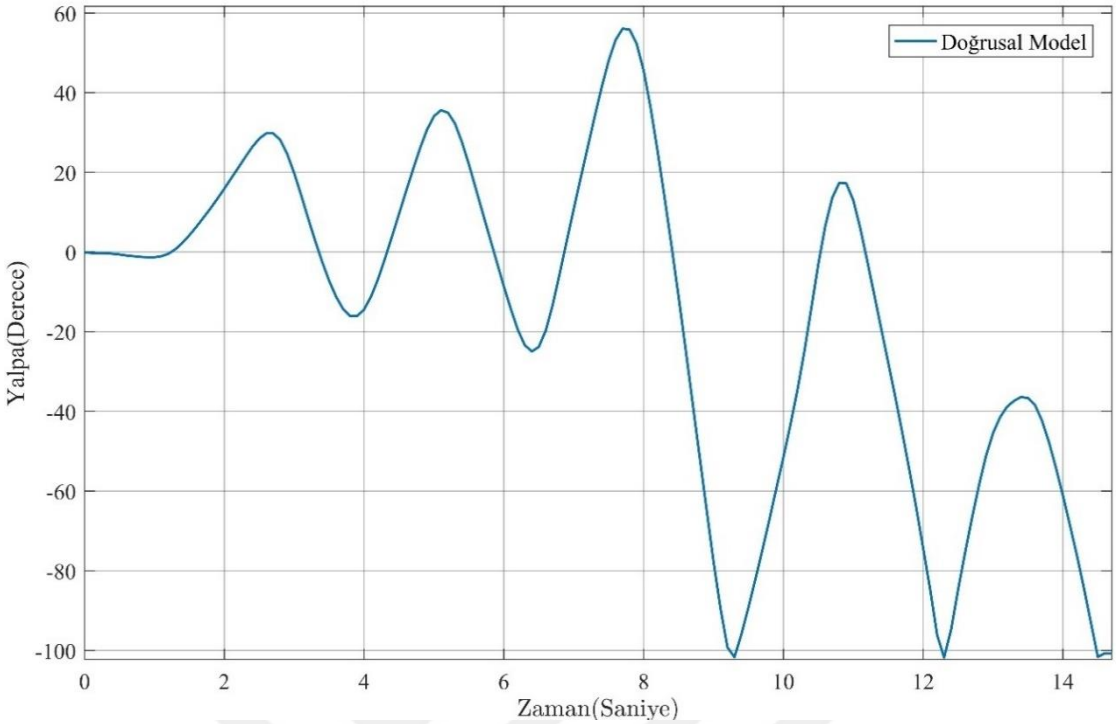
5.13. Deney 7: Minimum Çalışma Frekansı



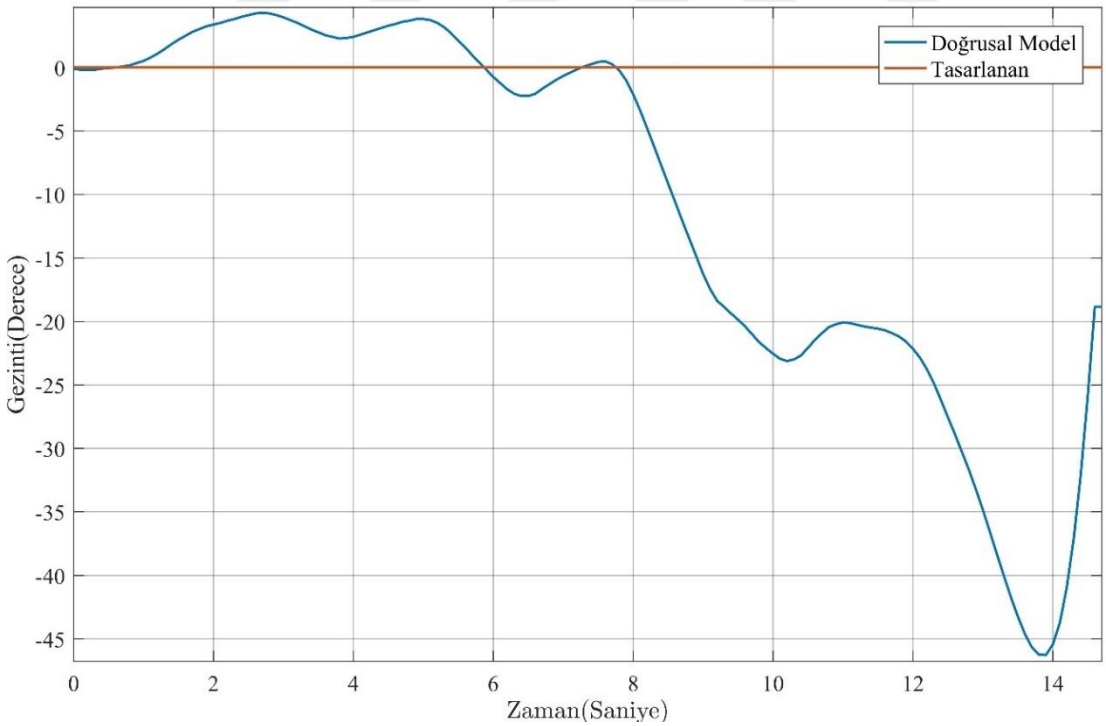
Şekil 5.144 Deney 7 doğrusal model yükseliş eksen konumu



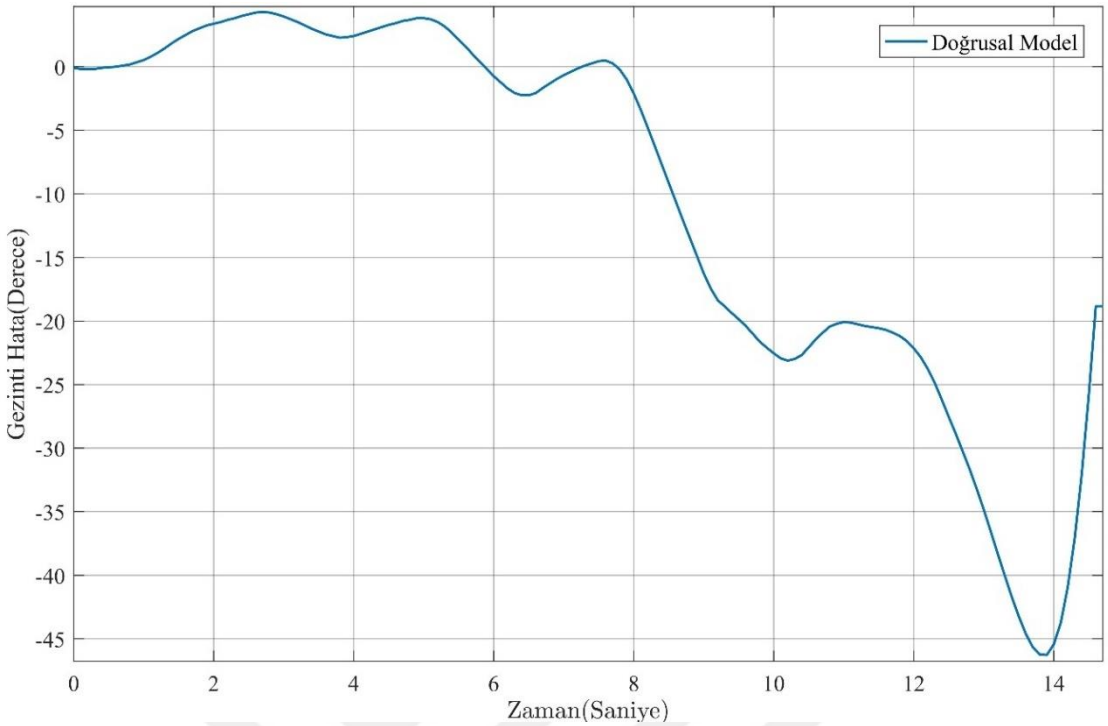
Şekil 5.145 Deney 7 doğrusal model yükseliş eksen konum hatası



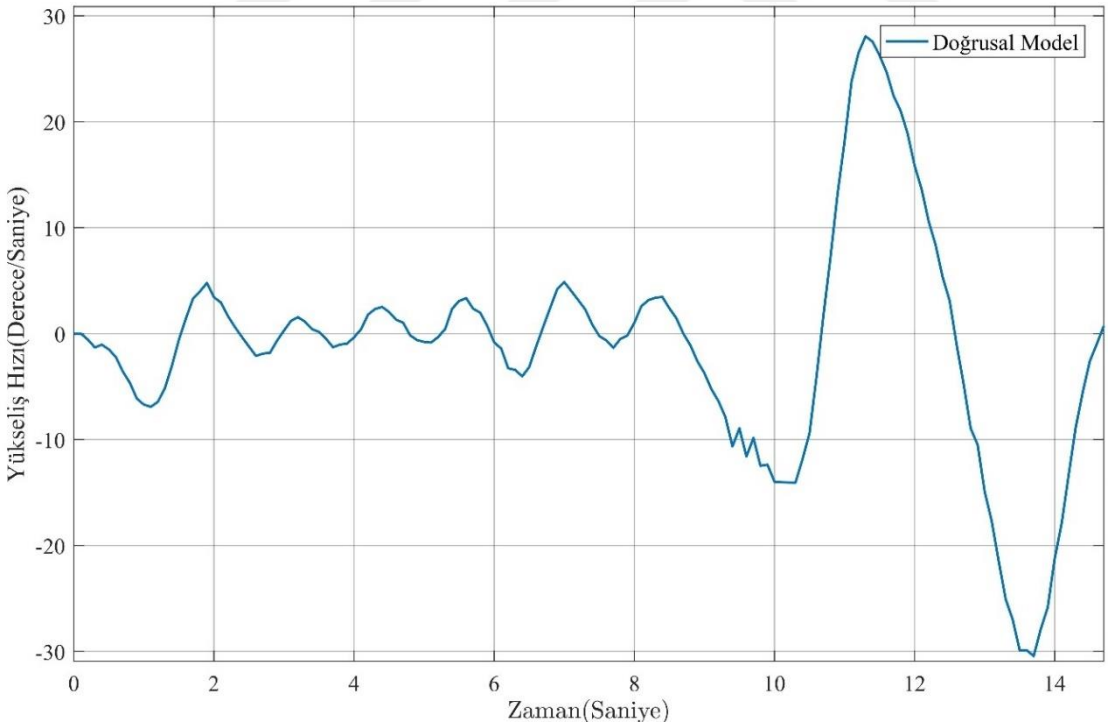
Şekil 5.146 Deney 7 doğrusal model yalpa eksen konumu



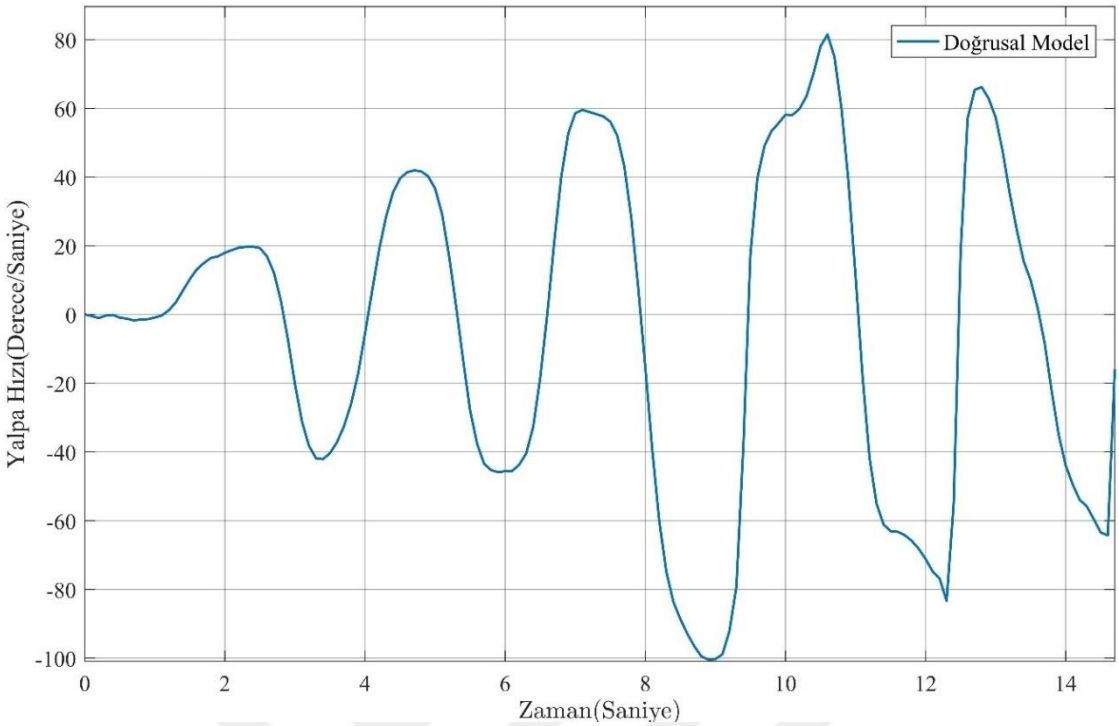
Şekil 5.147 Deney 7 doğrusal model gezinti konumu



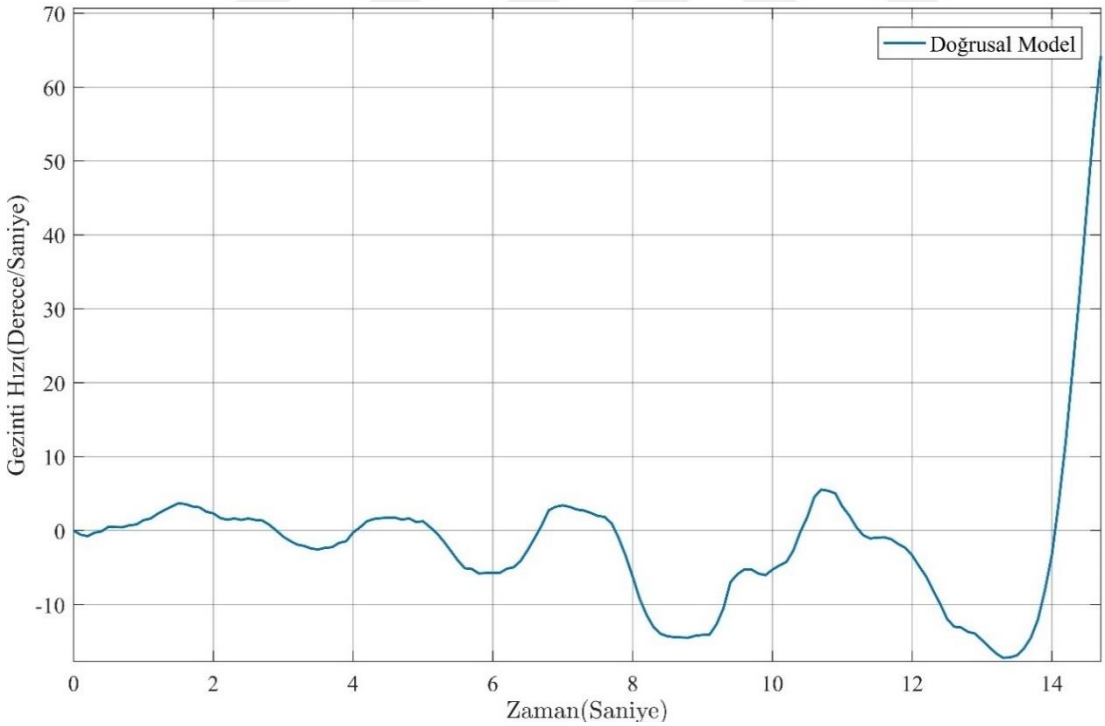
Şekil 5.148 Deney 7 doğrusal model gezinti konum hatası



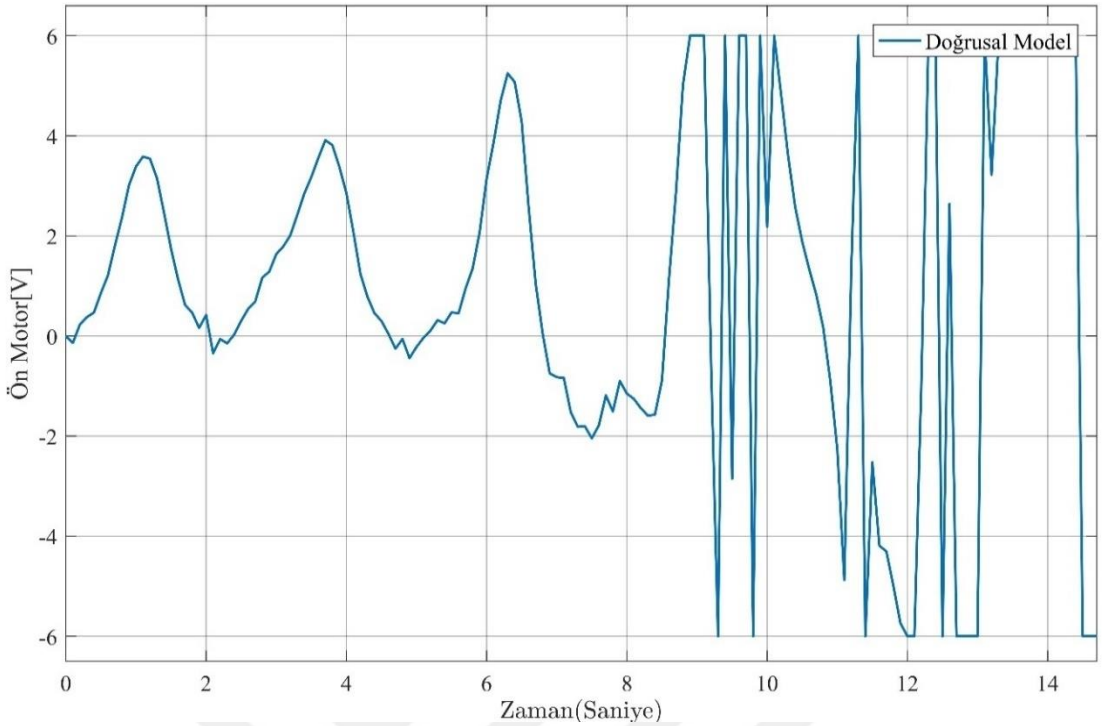
Şekil 5.149 Deney 7 doğrusal model yükseliş eksen hızı



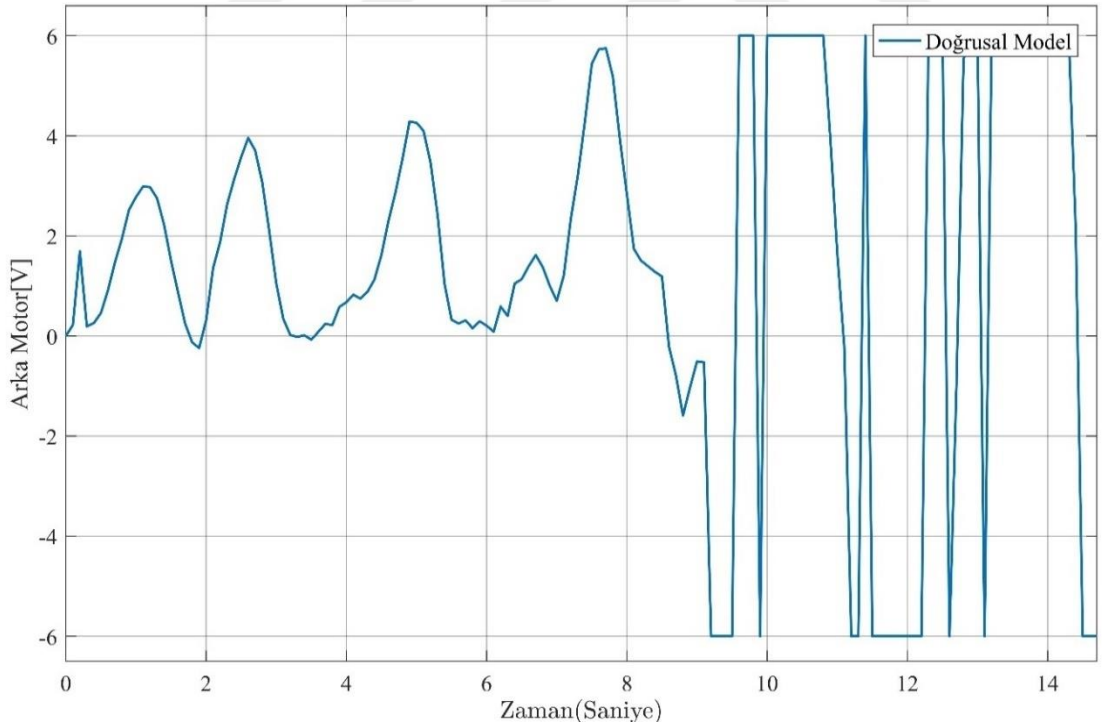
Şekil 5.150 Deney 7 doğrusal model yalpa eksen hızı



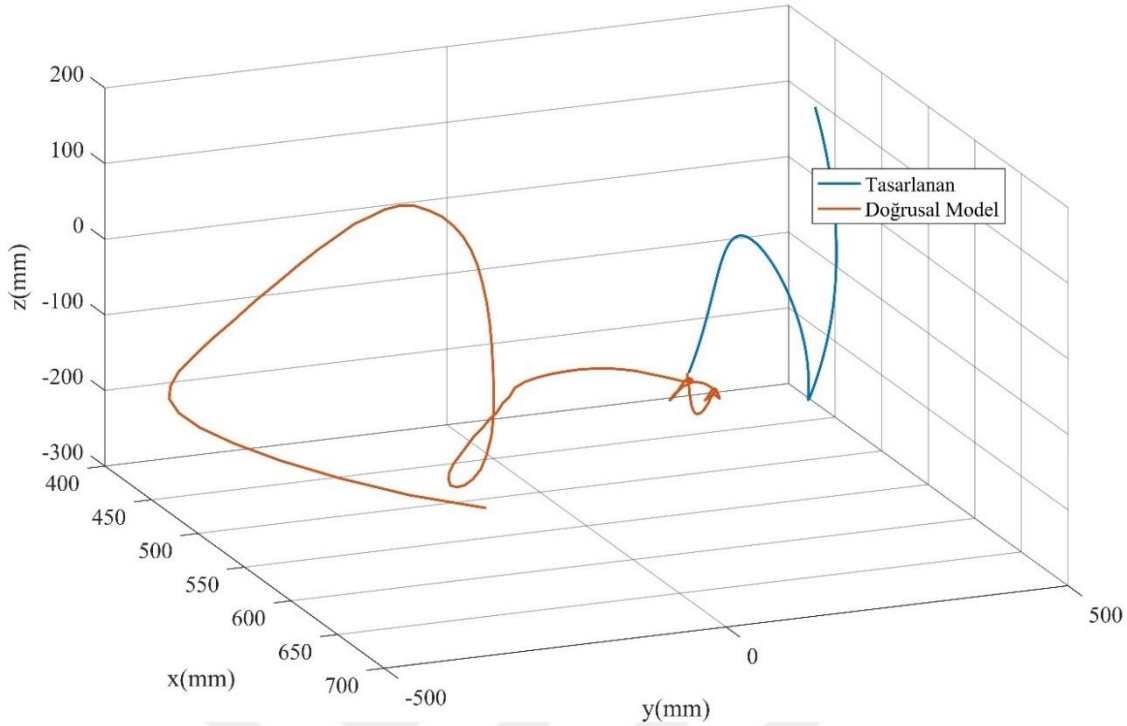
Şekil 5.151 Deney 7 doğrusal model gezinti eksen hızı



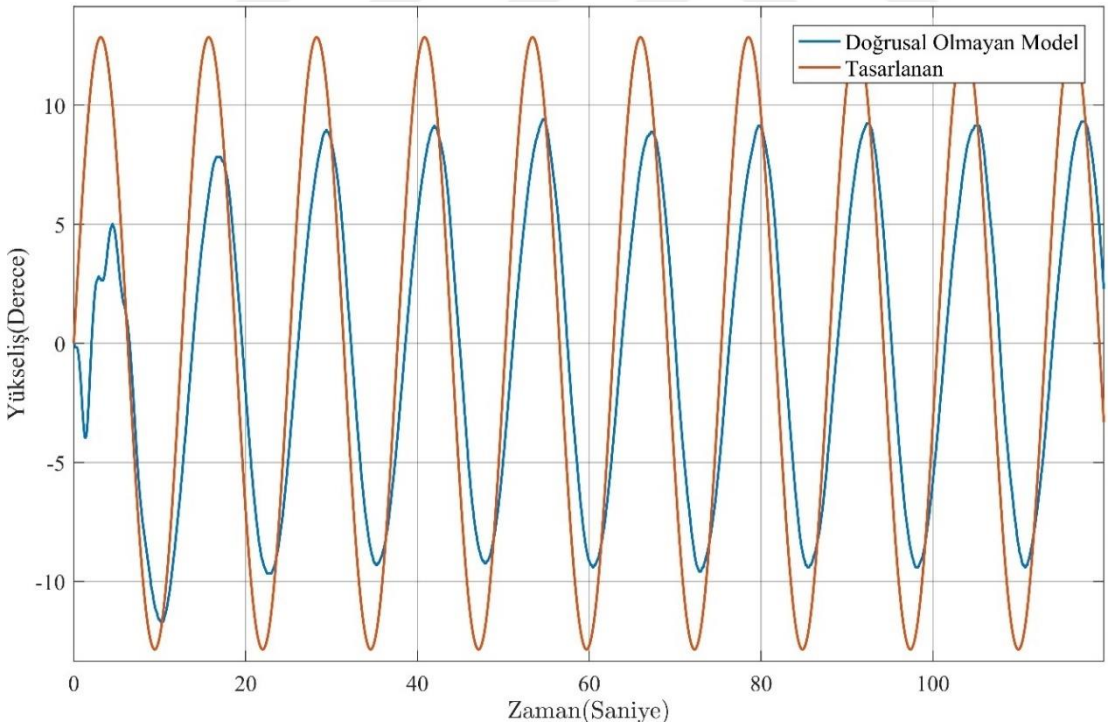
Şekil 5.152 Deney 7 doğrusal model ön motor kontrol girişi



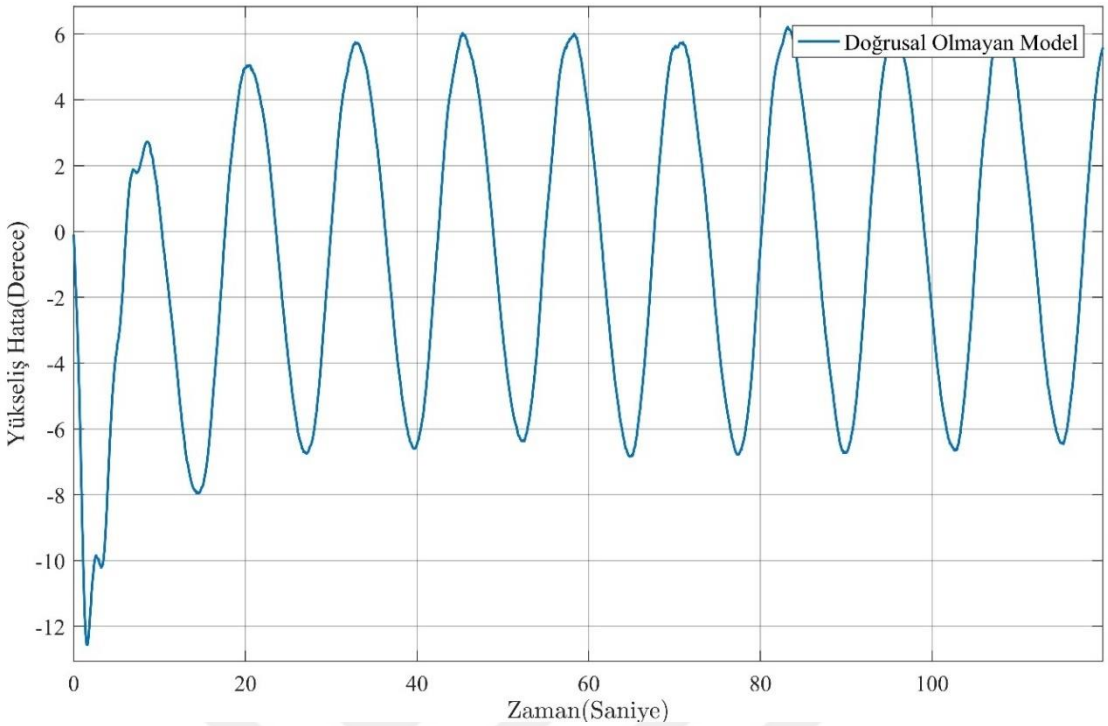
Şekil 5.153 Deney 7 doğrusal model arka motor kontrol girişi



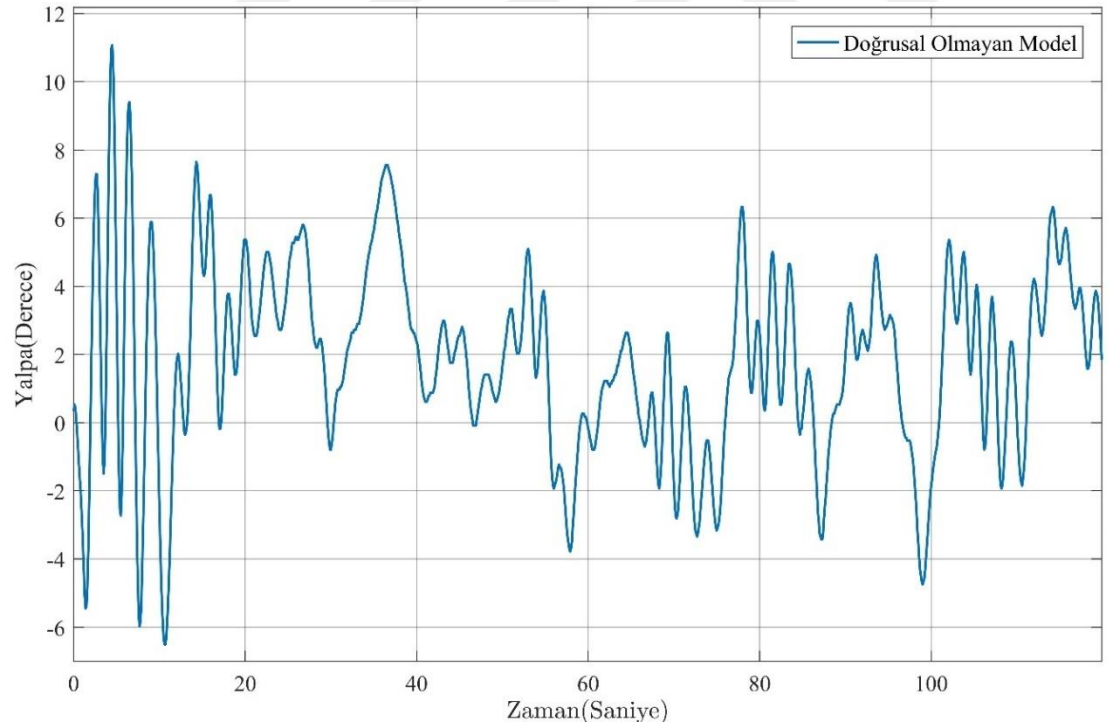
Şekil 5.154 Deney 7 doğrusal model yörünge takibi



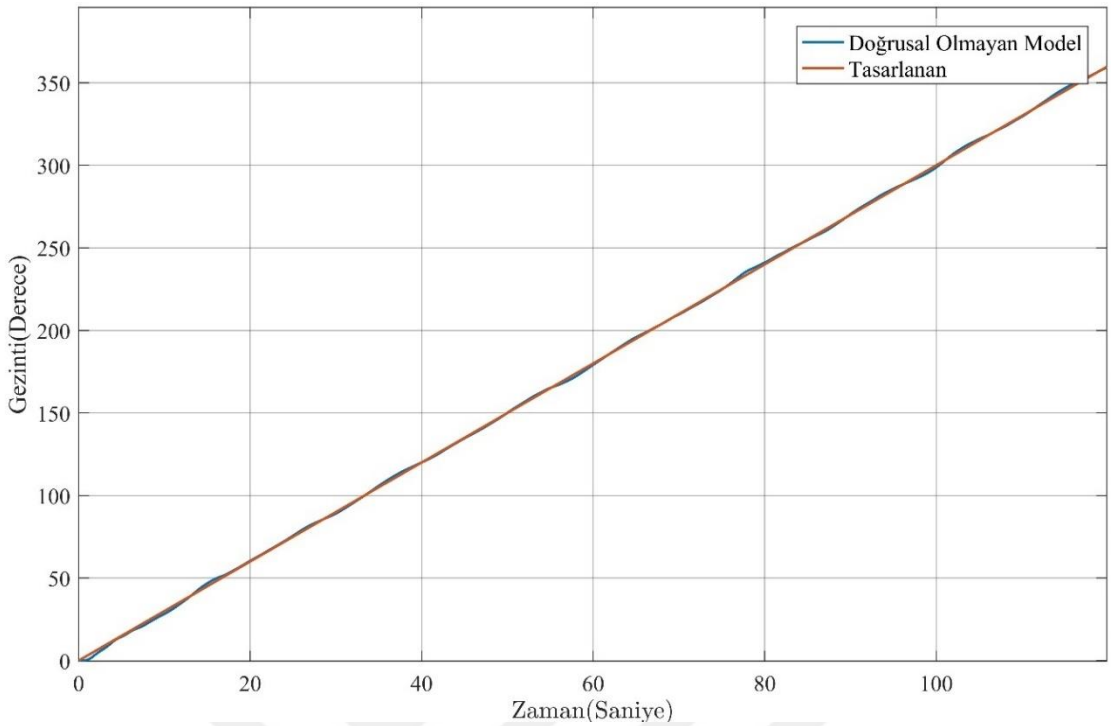
Şekil 5.155 Deney 7 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konumu



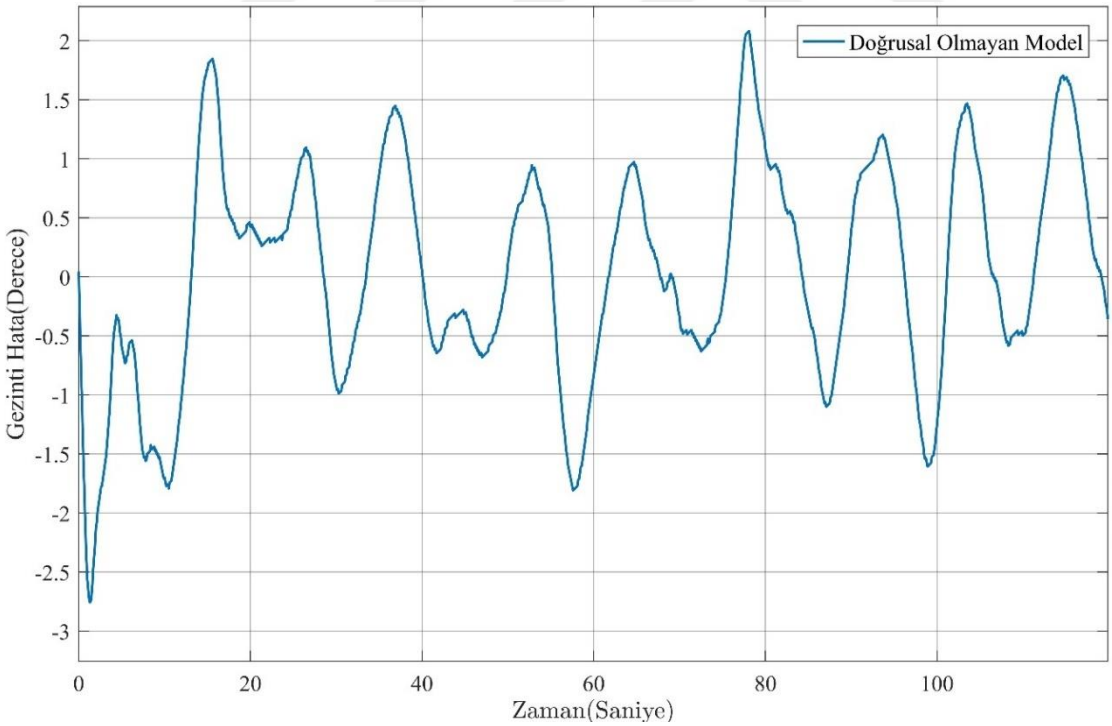
Şekil 5.156 Deney 7 doğrusal olmayan model yükseliş eksen konum hatası



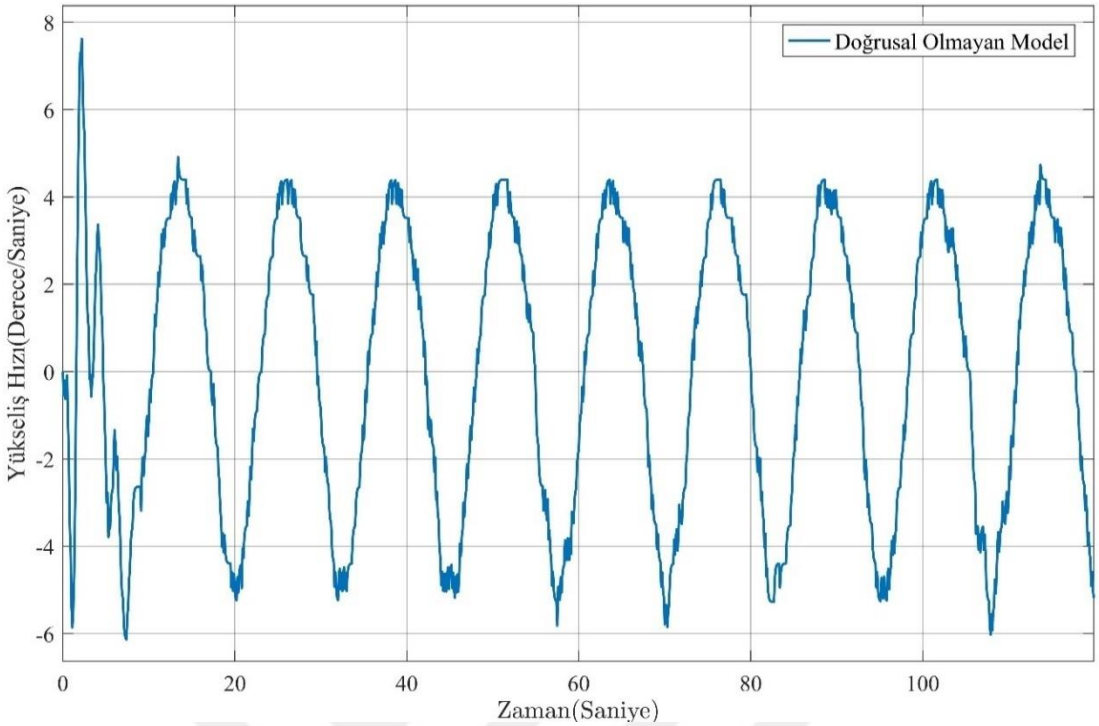
Şekil 5.157 Deney 7 doğrusal olmayan model yalpa eksen konumu



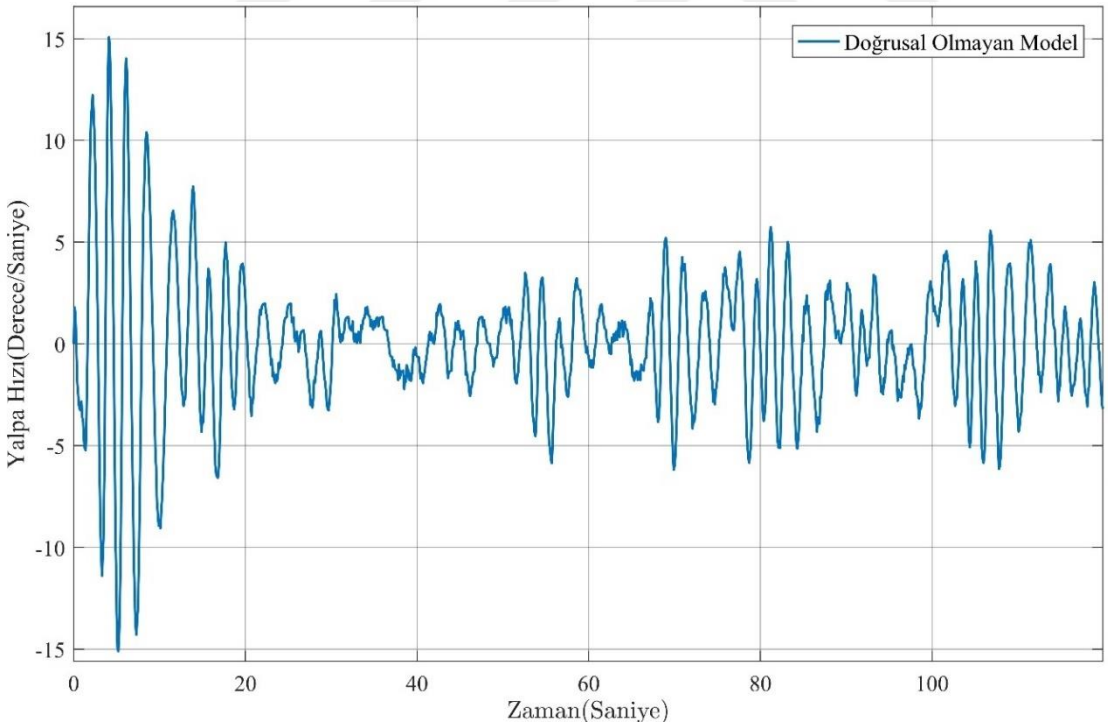
Şekil 5.158 Deney 7 doğrusal olmayan model gezinti eksen konumu



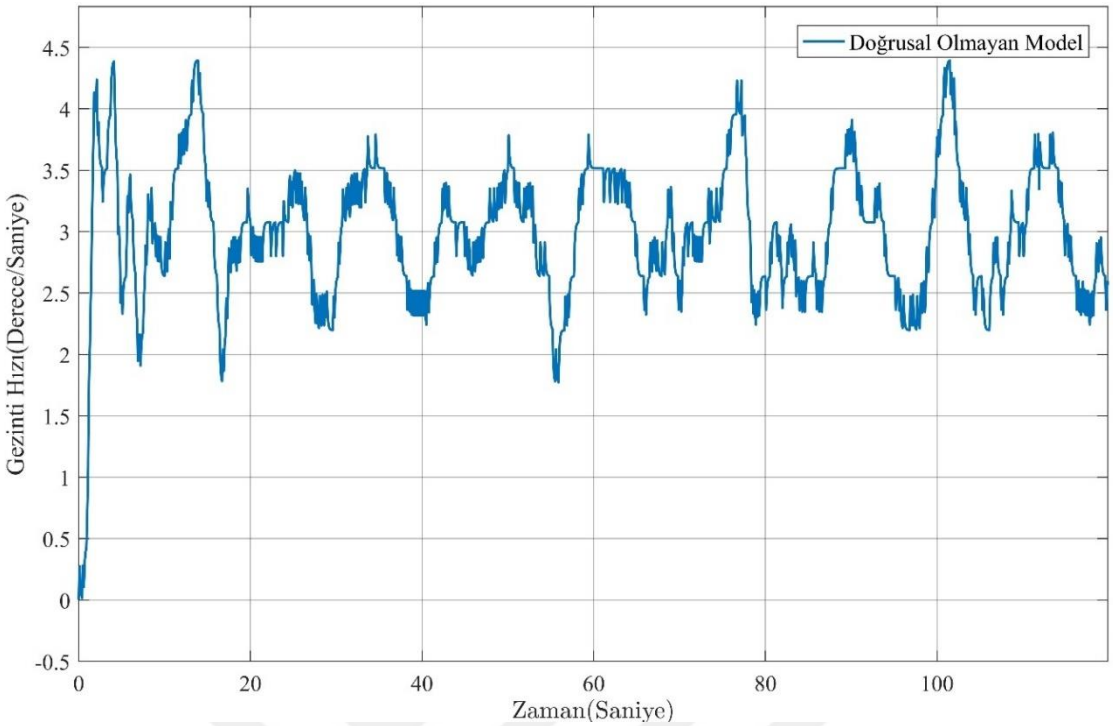
Şekil 5.159 Deney 7 doğrusal olmayan model gezinti eksen konum hatası



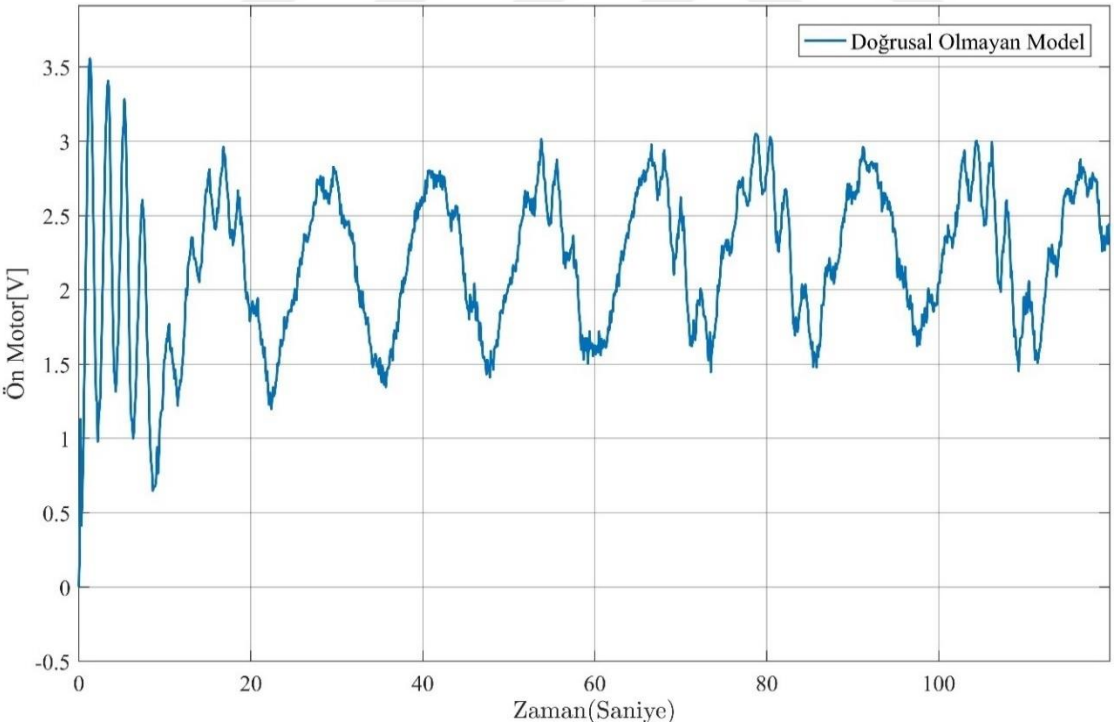
Şekil 5.160 Deney 7 doğrusal olmayan model yükseliş eksen hızı



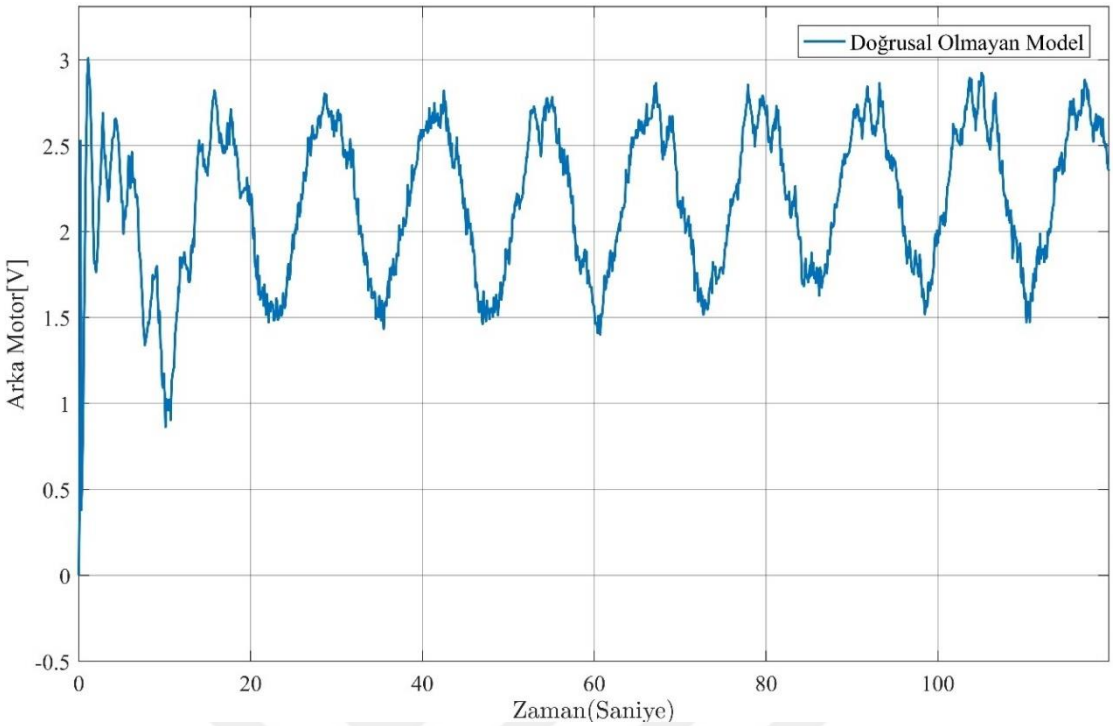
Şekil 5.161 Deney 7 doğrusal olmayan model yalpa eksen hızı



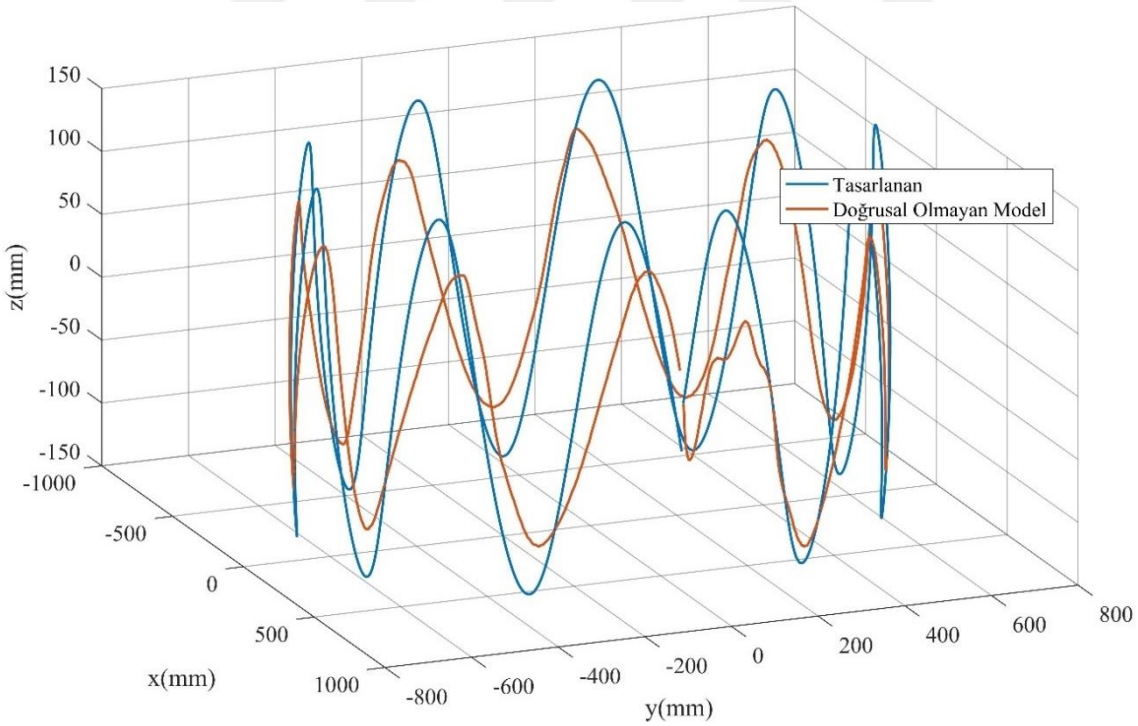
Şekil 5.162 Deney 7 doğrusal olmayan model gezinti eksen hızı



Şekil 5.163 Deney 7 doğrusal olmayan model ön motor kontrol girişi



Şekil 5.164 Deney 7 doğrusal olmayan model arka motor kontrol girişi



Şekil 5.165 Deney 7 doğrusal olmayan model yörünge takibi

Deney 7'de 3 serbetlik dereceli helikopter modelinin yörünge takibi yapılırken minimum kontrol girişi uygulama frekansı belirlenmeye çalışılmıştır. Doğrusal ve doğrusal olmayan modeller için kontrolcüler 10 Hz kontrol uygulama frekansı ile test edilmiştir.

Doğrusal model için tasarlanan kontrolcünün sistemi ancak 15 saniye kadar kontrol edebildiği, akabinde kararsız hale geçtiği Şekil 5.144 ve Şekil 5.147'de açıkça görülmektedir.

Doğrusal olmayan model için tasarlanan kontrolcü, sistemi tüm yörüngede kontrol edebilmiştir. Şekil 5.165'de tasarlanan yörüngenin 10 Hz kontrol girişi uygulama frekansı ile takibi görülebilmektedir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, ilk olarak kontrolcü algoritmaları 25 Hz, 150Hz ve 300Hz frekanslarda çözdürülerek sisteme uygulanmıştır. Çizelge 5.1'de kontrol algoritmasını çözdürme frekansı arttıkça performansın arttığı, kontrol çabasının azaldığı benzetim çalışmalarında gösterilmiştir. Çizelge 5.7'de kontrol algoritmasının çözdürme frekansı arttıkça performansın arttığı ve kontrol çabasının azaldığı deneysel çalışmalarda da gösterilmiştir. Benzetimsel çalışmalarda, konum eğrilerinde çok belirgin farklılıklar görülmese de, deneysel çalışmalarda 300 Hz frekansta sistemin daha hızlı tepki verip, tasarlanan değere daha erken eriştiği Bölüm 5'te Deney 1 bölümünde verilen eğrilerde açıkça görülmektedir.

Kontrol algoritmalarında ikinci olarak düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısının değişiminin sisteme etkisi irdelenmiştir. Çizelge 5.2'de benzetim çalışmalarında görülen performans indislerine göre k kazanç katsayısının artışı ile kontrol çabasının arttığını göstermektedir. Ancak deneysel çalışmalarda k için optimum bir değer alması gerektiği görülmektedir. Çizelge 5.8'e göre k arttıkça benzetimsel çalışmalardaki gibi performansın azaldığı, kontrol için harcanan enerji arttığı görülmektedir. k arttıkça tasarlanan durum değişkenlere erişim hızının arttığı, kararlı duruma daha hızlı geçtiği görülmektedir.

Kayan kipli kontrol yönteminde, yaklaşma fazında görülen çatırtı problemi çözümü için literatürde geçen farklı yöntemlerin sisteme etkisi de irdelenmiştir. Düzeltici kontrol girişinde bulunan kayma yüzeyi eğrisinin işaret değişimi sonucu oluşan çatırtı etkisini azaltmak için farklı fonksiyonlar uygulanmıştır. Şekil 3.8, Şekil 3.9, Şekil 3.10 ve Şekil 3.11'de sırasıyla tanımlanan işaret, doyum, hiperbolik teğet, yumuşatılmış işaret fonksiyonları ve literatürde geçen değişken çatırtı fonksiyonu yöntemine göre çatırtı etkisi azaltılmaya çalışılmıştır. Çizelge 5.3 ve Çizelge 5.9'da görüldüğü üzere en yüksek performansa sahip ve en az enerji harcanan kontrol yöntemi hiperbolik teğet fonksiyonu uygulandığında görülmüştür.

Benzetim 4 çalışmasında kontrol algoritmaları doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel modele uygulanarak etkisi irdelenmiştir. Çizelge 5.4'de doğrusal olmayan model ile performans indislerine göre kontrol çabasının daha az olduğu ve daha yüksek performansa

sahip bir kontrolcü tasarlandığı görülmektedir. Deney 4'te bu durum deneysel olarak da doğrulanmıştır. Deneyde, sistemin doğrusal model ile kontrol edilirken konum hatası ve konum değişim hızı daha yüksek olduğu görülmektedir.

Benzetim 5 ve 6 çalışmalarında 20 ve 150 Hz çözdürme frekanslarında, düzeltici kontrol girişinde bulunan k kazanç katsayısı 4 iken, hiperbolik teğet fonksiyonu ile doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel model için tasarlanan kontrolcüler ters kinematik denklemler ile yörünge takibi yapılırken test edilmiştir. Benzetim çalışmalarında sistemin kontrol edilebilirliği mümkün olduğu Çizelge 5.5 ve Çizelge 5.6'da görülmektedir. Ancak deney 5'de sistemin 20 Hz kontrol girişi uygulama frekansı ile kontrol edilmeye çalışıldığında doğrusal model için tasarlanan kontrolcünün sistemi kontrol edemediği Şekil 5.122 ve Şekil 5.125'de açıkça görülmektedir. Deney 6'da 150 Hz kontrol girişi uygulama frekansı ile kontrol edildiğinde doğrusal ve doğrusal olmayan model için tasarlanan kontrolcülerin çalıştığı gözlemlenmektedir.

Deney 7'de doğrusal olmayan sistemin 10 Hz kontrol girişi uygulama frekansı ile sistemi kontrol edebildiği gösterilirken, bu kontrol girişi uygulama frekansı ile doğrusal model için tasarlanan kontrolcünün sistemi kontrol edemediği gözlenmiştir.

Deney ve benzetim sonuçlarında görüldüğü üzere doğrusal olmayan model kullanılarak tasarlanan kontrolcüler ile sistemi minimum kontrol çabası ile kontrol edebildiği gözlenmektedir. Doğrusal model için tasarlanan kontrolcünün, kontrol giriş eğrileri incelendiğinde kontrol girişleri anlık olarak birden çok arttığı görülebilmektedir. Doğrusal olmayan model için tasarlanan kontrolcüde, modelin tüm noktalarında geçerli olduğundan bu anlık artışlar gözlenmemektedir. Bu yüksek frekanslı kontrol girişindeki değişimler sisteme bozucu giriş olarak etki etmektedir.

Bu çalışmada, literatürde farklı uygulamalarda benzetim çalışmaları ile desteklenen doğrusal olmayan model kullanılarak tasarlanan kontrol yöntemi deneysel olarak desteklenmiştir. Benzetim ve deney sonuçlarında görüldüğü üzere, doğrusal olmayan model için kontrolcüler, doğrusal model için tasarlanan kontrolcüden daha yüksek performansa sahip ve daha az enerji ile kontrol edilebildiği görülebilmektedir. Bunun en temel nedeni, fiziksel yapıyı doğrusal olmayan matematiksel model ile daha hassas ifade edilebilmesidir. Doğrusallaştırılan matematiksel model, sistemin her durumunda aynı tepkiyi

verememektedir. Doğrusal olmayan matematiksel model ile sistemin her durumu gerçeğe en yakın olarak ifade edilebildiğinden daha gürbüz ve daha az enerji ile kontrol edilebilir. 3 serbestlik dereceli helikopter modelinin matematiksel modeli doğrusal olmayan matematiksel model olarak ifade edilmiştir. Deney sonuçlarında, doğrusal olmayan ve doğrusal kontrolcülerin karşılaştırılmasında sistemin cevaplarının birbirine çok yakın olduğu görülmektedir. Matematiksel modelde doğrusal olmayan terimler arttıkça bu fark daha da açılacak, doğrusal olmayan matematiksel model için tasarlanan kontrolcüde daha belirgin farklar olacağı aşikardır.

Bu çalışmada, benzetim çalışmaları akabinde sistemi gerçek zamanlı olarak uygulanması için gerekli entegrasyon çalışmaları yapılmıştır. Tasarlanan kontrolcü, Matlab Simulink ortamında hazırlandıktan sonra, kontrol algoritmasında kullanılacak durum değişkenlerinden ölçülemeyen durum değişkenleri için filtreler tasarlanmıştır. Gerçek zamanlı sistemin çalışabilmesi için kontrol algoritması ayrık zamanlı olarak tanımlanmıştır.

İleriki çalışmalarda, kontrolcülerin gürbüzlüğünü arttırabilmek için farklı çalışmalar yapılabilir. Örneğin, optimum kontrol yüzeyi hesaplamada kullanılan Q ve R ağırlık matrisleri, durum değişkenlerinin fonksiyonu olarak tanımlanarak daha gürbüz kontrolcüler elde edilebilir. Hareket denklemlerinden durum değişken matrisleri elde edilebilecek, farklı durum değişken matrislerinin gürbüzlük üzerindeki etkisi irdelenebilir. Bu çalışmada kontrol algoritmaları mikroişlemciye Matlab Simulink'in arayüzü üzerinden yüklenmiştir. Kontrol algoritması C++ gibi dillerde yazılması durumunda kontrolcü performansının artacağı tahmin edilmektedir. Bu bağlamda, kontrol algoritması farklı programlarda oluşturularak test edilmesi fayda sağlayacaktır.

KAYNAKLAR

1. İnternet: Bir, A. Otomatik Kontrol Sistemlerinin Öncüleri. URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fwww.emo.org.tr%2Fekler%2Fc4395adcb3da3b2_ek.pdf&date=2017-11-27. Son Erişim Tarihi: 27.11.2017

2. İnternet: KOM Genel Tarihçesi. URL:http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fwww.kom.yildiz.edu.tr%2Fkontrol%2F1%2FKOM-Genel-Tarih%25C3%25A7esi%2F71&date=2017-11-27. Son Erişim Tarihi: 27.11.2017

3. İnternet: Kınay, O. Yapılarda Otomasyon ve Enerji Yönetimi. URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fwww.yildiz.edu.tr%2F%7Eokincay%2Fdersnotu%2FOtoKontIBol.pdf&date=2017-11-27. Son Erişim Tarihi: 27.11.2017

4. Straten, G. v. and Willigenburg, L. G. v. (2006) . *CIGR Handbook of Agricultural Engineering*. Michigan, USA: American Society of Agricultural Engineer, 96-112.

5. Birinci, B. E. (2013). *Değişken Yapılı Kontrol Girişindeki Çatırtı Probleminin Giderilmesi İçin Yeni Yöntemlerin Geliştirilmesi*, Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü. Ankara. 1-8.

6. Utkin, V. I. (1974). Sliding Modes and Their Applications in Variable Structure Systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 22 (2), 212-222.

7. Bandyopadhyay, B., Abera, A. G., Janardhanan, S. and Sreeram, V. (2007). Sliding Mode Control Design via Reduced Order Model Approach. *International Journal of Automation and Computing*, 04(4), 329-334.

8. Köse, E., Abacı, K. and Aksoy, S. (2010, 2-5 December). *Modeling and analysis of mechanical systems with PID and Sliding Mode Control*. Paper presented at Electrical, Electronics and Computer Engineering (ELECO), Bursa, Turkey.

9. Bekiroğlu, N., Bozma, H. I. and Istefanopulos Y. (1995). Model Reference Adaptive Approach to Sliding Mode Control. *Proceeding Of The American Control Conference*. 2(15), 1025-1032.

10. Utkin, V. I. (1992). *Sliding Modes in Control and Optimization*. (1). Berlin: Springer-Verlag Berlin Heidelberg

11. Gökbilen, B. (2006). *Doğrusal Olmayan Sistemlerin Zamanla Değişen Doğrusal Yüzey Kullanılarak Kayan Kipli Kontrolü ve Uygulamaları*, Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü. Ankara. 1-31.

12. Meza-Sanchez, I. M., Aguilar, L. T., Shiriaev, Freidovich, A., L. and Orlov, Y. (2011, August 28- September 2). *Nonlinear Output Feedback H∞-Tracking Control of a 3-DOF Underactuated Helicopter*. Paper presented at 18th IFAC World Congress, Milano, Italy.

13. Li, Z., Xing, X. and Yu, J. (2015). Decentralized output-feedback formation control of multiple 3-DOF laboratory helicopters. *Journal of the Franklin Institute*. 352(9), 3827-3842.

14. Meza-Sánchez, M., Aguilar, L. T. and Orlov, Y. (2015). Output sliding mode-based stabilization of underactuated 3-DOF helicopter prototype and its experimental verification. *Journal of the Franklin Institute*, 352(4), 1580-1594.

15. Orlov, Y., Meza-Sánchez, M. and Aguilar, L. T. (2009). Sliding Mode Velocity-observer-based Stabilization of a 3-DOF Helicopter Prototype. *IFAC Proceedings Volumes*, 42(6), 179-184.

16. Ishitobi, M., Nishi, M. and Nakasaki, K. (2010). Nonlinear adaptive model following control for a 3-DOF tandem-rotor model helicopter. *Control Engineering Practice*. 18(8), 936-943.

17. Geral, B., Georg, F., Alexander, S., Stefan, J. A Detailed Nonlinear Dynamic Model of a 3-DOF Laboratory Helicopter for Control Design. *IFAC Proceedings Volumes*, 45(2), 216-221.

18. Ishutkina, M. A. (2004). *Design and Implementation of a Supervisory Safety Controller for a 3DOF Helicopter*, Master's Thesis, Massachusetts Instıtute of Technology Department of Aeronautics and Astronautics. USA. 13-25.

19. Kalaycı, M. B. ve Yiğit, İ. (2015). Pratikte Kullanılan Bazı Kayan Kipli Kontrol Tekniklerinin Teorik ve Deneysel İncelemesi. *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University.* 30(1), 131-142.

20. Köse, E., Abacı, K. ve Aksoy, S. (2011, 16-18 May). *Kayma Kipli Kontrolde Farklı Erişim Alt Yaklaşımlarının Analizleri*. Paper presented at *6th International Advanced Technologies Symposium*, Elazığ, Turkey.

21. İnternet: Fadali, M. S. Sliding Mode Control. University of Nevada, Reno. URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fwolfweb.unr.edu%2Fhomepage%2Ffadali%2FEE776%2FSliding-Mode%2520Control.pdf&date=2017-11-27. Son Erişim Tarihi: 27.11.2017

22. Hung, J. Y., Gao, W. and Hung, J. C. (1993). Variable Structure Control: A Survey. *IEEE Transactions on Industrial Electronics.* 40(1), 2-22.

23. Kızmaz, H. (2009). *Asılı Sarkacın Kayma Kipli Kontrolü*, Yüksek Lisans Tezi, Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü. Sakarya. 35-42.

24. Utkin, V. I. (1977). Variable Structure Systems with Sliding Modes. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 22(2), 212-222.

25. İnternet: DC Motorun Tüm Durum Geri Beslemeli Pozisyon Kontrolü Ve Sistem Değişkenlerinin PC Ortamında Gerçek Zamanda Gözlenmesi. URL: http://www.webcitation.org/query?url=http%3A%2F%2Fweb.firat.edu.tr%2Feemuh%2Fdownload%2Flaboratuvar%2Fkontrol%2Fclabexp7.pdf&date=2017-11-27. Son Erişim Tarihi: 27.11.2017

26. Utkin, V. (1992). *Sliding Modes in Control Optimization Communication and Control, Eng. Series*. Berlin: Springer- Verlag Berlin Heidelberg

27. Ulu, M. ve Leblebicioğlu, K. (2013, 26-28 Eylül). *Birinci ve İkinci Dereceden Kayan Kipli Güdüm Yöntemi ile Havadan Havaya Füze Güdümü Uygulaması*. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısında sunuldu, Malatya.

28. Akat, S. B. ve Efe, M. Ö. (2007, 5-7 Eylül). *Bir Manyetik Askı Sisteminin Kontrolünde Dört Yöntemin Karşılaştırılması*. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısında sunuldu, İstanbul.

29. Kavuran, G. (2013, 26-28 Eylül). *Çift Rotorlu Model Helikopterin Kayan Kipli Denetleyici ile Gerçek Zamanlı Denetimi*. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısında sunuldu, Malatya.

30. M. Furat ve Eker, İ. (2013, 26-28 Eylül). *Kayan Kipli Kontrol Algoritmalarında Kontrol İşaretindeki Salınımın Azaltılarak Performasın Arttırılması*. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısında sunuldu, Malatya.

31. Soni,Y. K. ve Bhatt, R. (2013). BF-PSO optimized PID Controller design using ISE, IAE, IATE and MSE error criteria. *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology*. 2(7), 2333-2336.

32. Çetin, E. ve Işık, M. F., Aykul, H. *Endüstriyel Otomasyon Sistemlerinde Optimizasyon: Parçacık Sürüsü Algoritması*. Hitit Üniversitesi. Çorum.

33. Patra, M., Khuntia, D. S. and Samal, M. S. (2013). Analysis and Comparison of different performance index factor for Conventional PID & GA plus PID Controller. *International Journal of Emerging Technologies in Computational and Applied Sciences*. 4(3), 242-250.

34. Kwong, R. H. *Control Design for Set Point Tracking*. University of Toronto. Toronto.

35. Ogata, K. (2010). *Modern Control Engineering* (Third Edition). New Jersey: Pearson, 843-864.

36. Kürkçü, B., Kasnakoğlu, C. ve Çetin, S. (2014, 11-13 Eylül). *Fırçasız DC Motorun Optimal Durum-Uzayı Kontrolü*. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısında sunuldu, Kocaeli.

37. Salamci, M. U. and Gökbilen, B. (2007). SDRE Missile Autopilot Design Using Sliding Mode Control with Moving Sliding Surfaces. *IFAC Proceedings Volumes*. 40(7), 768-773.

EKLER

EK-1: Kayan kipli kontrol fonksiyonu

```
function [Varka,Von,Egim_,Kayan_Yuzey,x9_dot,x10_dot,Catirtiparam]=
KayanKipliKontrol(x1,x2,x3,x4,x5,x6,x7,x8,Cozdurme_Frekansi,Q_,R_,Catirti
,Doyum,x9,x10,Egimd,x1d,x3d,model,catirtiyontem)
    Varka=0;
    Von=0;
    x9_dot=0;
    x10_dot=0;
    persistent P_k
if(isempty(P_k))
    P_k = eye(8);
    x9_dot=0;
    x10_dot=0;
    xdot=zeros(10,1);
    Varka=0;
    Von=0;
    uc=zeros(2);
    Kayan_Yuzey=[0 0]';
    Jdot=0;
    Egim_=zeros(1,16);
    Catirtiparam=0;
else
    x=[x1,x2,x3,x4,x5,x6,x7,x8,x9,x10]';

    if x1==0
        L=1;
    else
        L=sin(x1)/x1;
    end

    if x2==0
        M=1;
    else
        M=sin(-x2)/x2;
    end

switch model
    case 1
        a1=0.2517;
        a2=0.2105;
        b1=0.3290;
        b2=1.5664;
        b3=16.2;
        c1=7.32;
        c2=1;
        d1=0.1011;
        d2=0.504;
        d3=1.34;
        e1=6.16;
        e2=1;
        alpha=4;

            A=[0 0 0 1 0 0 0 0 0 0;
                0 0 0 0 1 0 0 0 0 0;
                0 0 0 0 0 1 0 0  0 0;
                -d2*L 0 0 -d1 0 0 0 0 0 +d3*cos(-x2);
                0 b2*M 0 0 -b1 0 0 0 -b3 0;
                0 a2*(alpha*x10+1)*M 0 0 0 -a1 0 0 0 0;
```

```
                1 0 0 0 0 0 0 0 0 0;
                0 0 1 0 0 0 0 0 0 0;
                0 0 0 0 0 0 0 0 -c1 0 ;
                0 0 0 0 0 0 0 0 0 -e1];
            B=[0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                -c2/2 c2/2;
                e2/2 e2/2];
    otherwise
        a22=-0.2517;
        a23=0.1671;
        a43=-1.4220;
        a44=-0.3260;
        a47=16.2000;
        a65=-0.5544;
        a66=-0.1008;
        a68=1.34;
        a77=-7.3200;
        a88=-6.16;
            A=[0 0 0 1 0 0 0 0 0 0;
                0 0 0 0 1 0 0 0 0 0;
                0 0 0 0 0 1 0 0 0 0;
                a65 0 0 a66 0 0 0 0 0 a68;
                0 -a43 0 0 -a44 0 0 0 -a47 0;
                0 -a23 0 0 0 a22 0 0 0 0;
                1 0 0 0 0 0 0 0 0 0;
                0 0 1 0 0 0 0 0 0 0;
                0 0 0 0 0 0 0 0 a77 0;
                0 0 0 0 0 0 0 0 0 a88];
            B=[0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                0 0;
                -0.95/2 0.95/2 ;
                0.7 0.7];
end
        T=eye(10);
        z=T*x;
        z1=z(1);
        z2=z(2);
        z3=z(3);
        z4=z(4);
        z5=z(5);
        z6=z(6);
        z7=z(7);
        z8=z(8);
        z9=z(9);
        z10=z(10);
        Az11=A(1:8,1:8);
        Az12=A(1:8,9:10);
        Az21=A(9:10,1:8);
```

```
        Az22=A(9:10,9:10);
        Bz2=B(9:10,:);
        Z1=[z1 z2 z3 z4 z5 z6 z7 z8]';
        Z2=[z9 z10]';
        Q=eye(8);
        Q(1,1)=Q_(1);
        Q(2,2)=Q_(2);
        Q(3,3)=Q_(3);
        Q(4,4)=Q_(4);
        Q(5,5)=Q_(5);
        Q(6,6)=Q_(6);
        Q(7,7)=Q_(7);
        Q(8,8)=Q_(8);
        R=eye(2);
        R(1,1)=R_(1);
        R(2,2)=R_(2);
            [Egim,Egim_]= DARE(Cozdurme_Frekansi,Az11,Az12,Q,R);
            Z1dot=Az11*Z1+Az12*Z2;
            Z2dot=Az21*Z1+Az22*Z2;
            Kayan_Yuzey=Z2+Egim*Z1;
            Egimd=[Egimd(1,1:8);Egimd(1,9:16)];
            Kayan_Yuzeyd=Z2dot+Egim*Z1dot+Egimd*Z1;
            ueq=-Bz2^-1*(Kayan_Yuzeyd);
switch catirtiyontem
    case 1
        u=ueq-Bz2^-1*Catirti*sign(Kayan_Yuzey);
        Catirtiparam=Catirti;
    case 2
        u=ueq-Bz2^-1*Catirti*Doyum;
        Catirtiparam=Catirti;
    case 3
        Signum1=(Kayan_Yuzey(1)/((abs(Kayan_Yuzey(1))+0.1)));
        Signum2=(Kayan_Yuzey(2)/((abs(Kayan_Yuzey(2))+0.1)));
        u=ueq-Bz2^-1*Catirti*[Signum1;Signum2];
        Catirtiparam=Catirti;
    case 4
        eps=0.0001;
        ka=10;
        Catirti=Catirti+ka*(x1d^2+x3d^2)*((abs(z1)+eps)+(abs(z3)+eps));
        u=ueq-Bz2^-1*Catirti*tanh(Kayan_Yuzey);
        Catirtiparam=Catirti;

    otherwise
        u=ueq-Bz2^-1*Catirti*tanh(Kayan_Yuzey);
         Catirtiparam=Catirti;
    end

        Von=u(1);
        Varka=u(2);
        xdot=A*x+B*u;
        x9_dot=xdot(9);
        x10_dot=xdot(10);

    end
end
```

EK-2: Ayrık zamanlı cebirsel riccati denklemi

```
function [Egim,Egim_]= DARE(Cozdurme_Frekansi,Az11,Az12,Q,R)

persistent P_k

if(isempty(P_k))
P_k = eye(8);
x9_dot=0;
x10_dot=0;
xdot=zeros(10,1);
Varka=0;
Von=0;
uc=zeros(2);
Kayan_Yuzey=[0 0]';
Jdot=0;
Egim=zeros(2,8);
Egim_=zeros(1,16);
else
G=Cozdurme_Frekansi*Az11+eye(8);
L=Cozdurme_Frekansi*Az12;
tol = 0.001;
max_iter = 20;
iter = 0;
    while 1

        P = Q + G.'*P_k*G - G.'*(P_k*L*((L.'*P_k*L+R)^-1)*L.'*P_k)*G;

        delta = P-P_k ;

        delta = norm(delta);

        if(delta <= tol)

            break;
        end

        P_k = P ;

        iter = iter +1;

        if iter >= max_iter
            disp('Maksimum iterasyona ulaşılmıştır.')
            break;
        end
    end

    Egim =((R+L.'*P*L)^-1)*L.'*P*G;
    Egim_=[Egim(1,:) Egim(2,:)];
end
end
```

EK-3: Geri kinematik analiz

```
function [x3,x1] = Geri_Kinematik(x,y,z)
a1=660;

persistent i
if(isempty(i))
    i=0
end
persistent m
if(isempty(m))
    m=-2
end
x1=asind(z/a1);
x3=atan2d(y,x);


if x3<0
    x3=x3+360;
end

if x3==360
    i=i+1
end

if i==1
    x3=x3;
elseif i==2
    x3=x3+360;
elseif i==3
    x3=x3+360;
        elseif i==4
    x3=x3+360;
else
    x3=x3;
end
if x3==720
    m=m+1
end

if m==1
    x3=x3+360;
elseif m==2
    x3=x3+360;
else
    x3=x3;
end
```

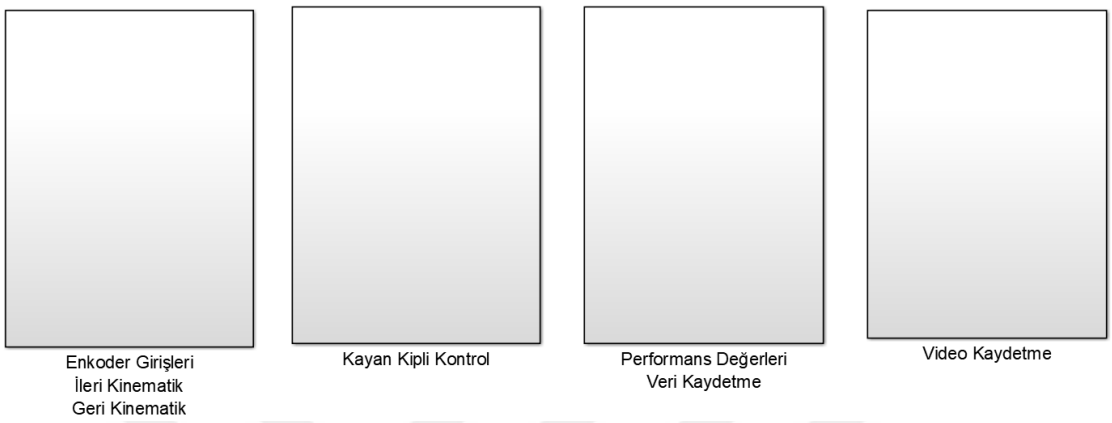
EK-4: İleri kinematik analiz

```
function [x,y,z] = DirekKinematik(x3,x1)
T=transformation(0,0,0,x3*180/pi)*transformation(90,0,0,x1*180/pi)*[660 0
0 1]';
x=T(1,1);
y=T(2,1);
z=T(3,1);
end
```

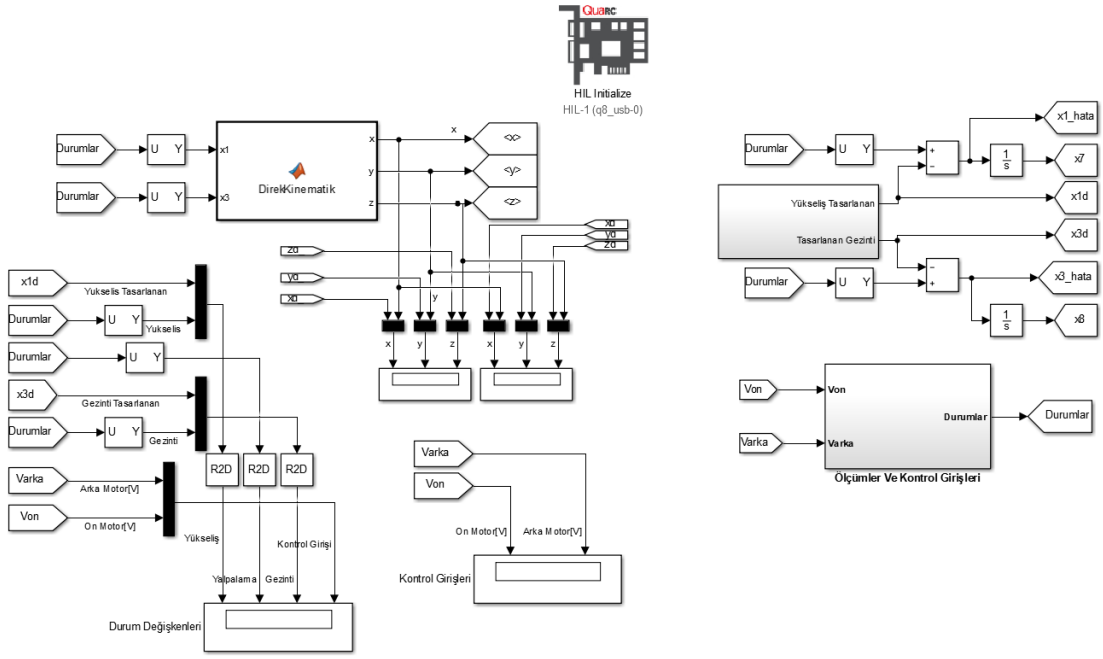
```
function T=transformation(alpha,a,d,theta)
alpha=alpha*pi/180;
theta=theta*pi/180;
T=[cos(theta) -sin(theta) 0 a;
    sin(theta)*cos(alpha) cos(theta)*cos(alpha) -sin(alpha) -
sin(alpha)*d;
    sin(theta)*sin(alpha) cos(theta)*sin(alpha) cos(alpha) cos(alpha)*d;
    0 0 0 1];
end
```

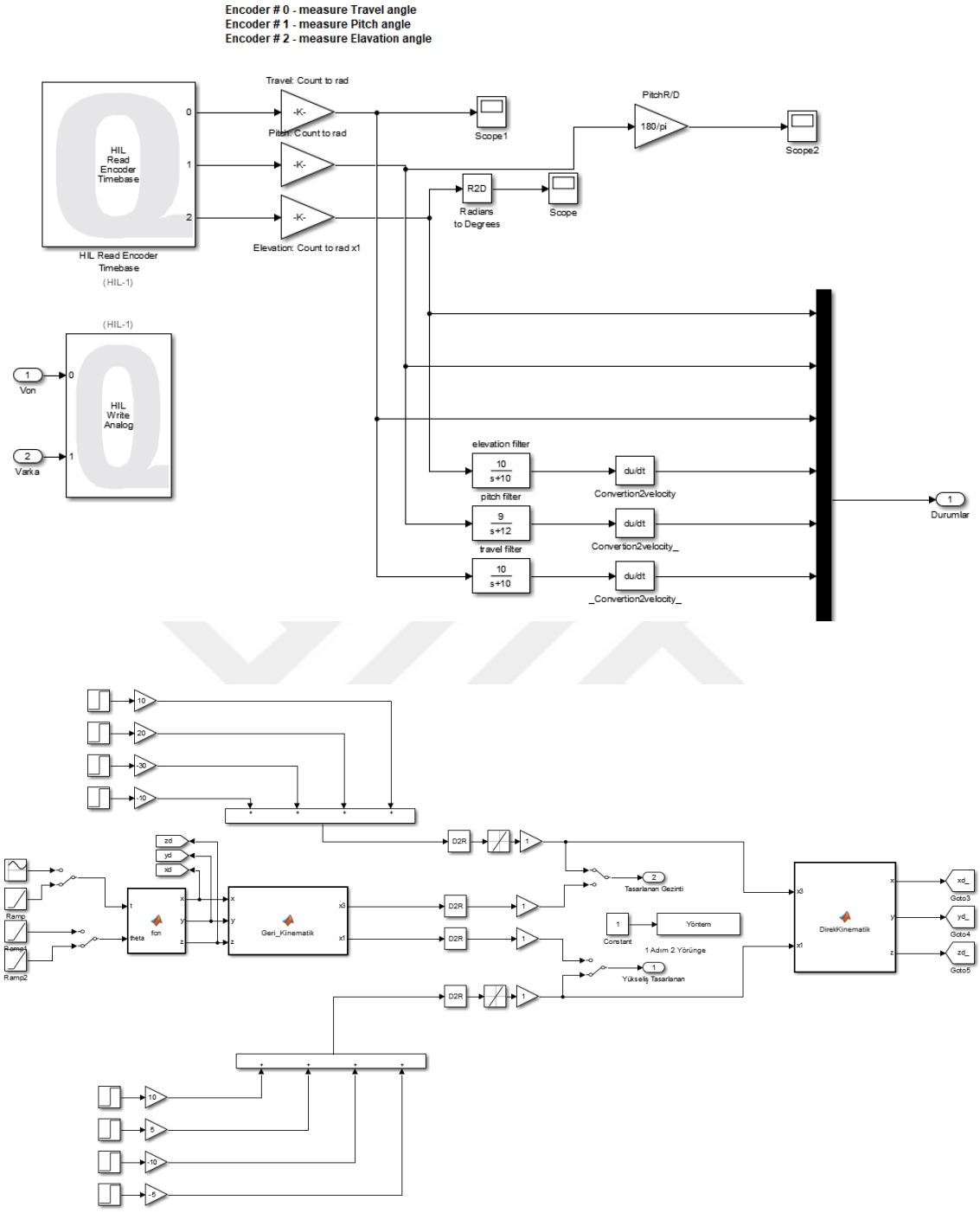
EK-5: Simulink modeli

Ana Mimari:

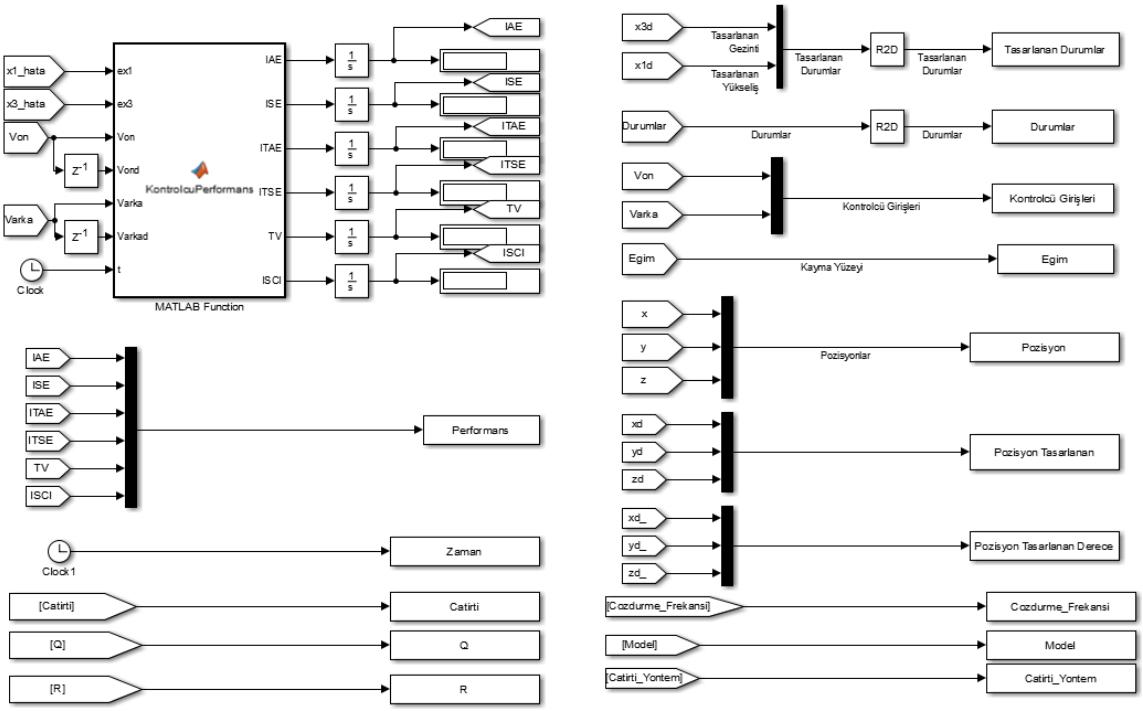


Enkoder Girişleri İleri Kinematik Geri Kinematik:

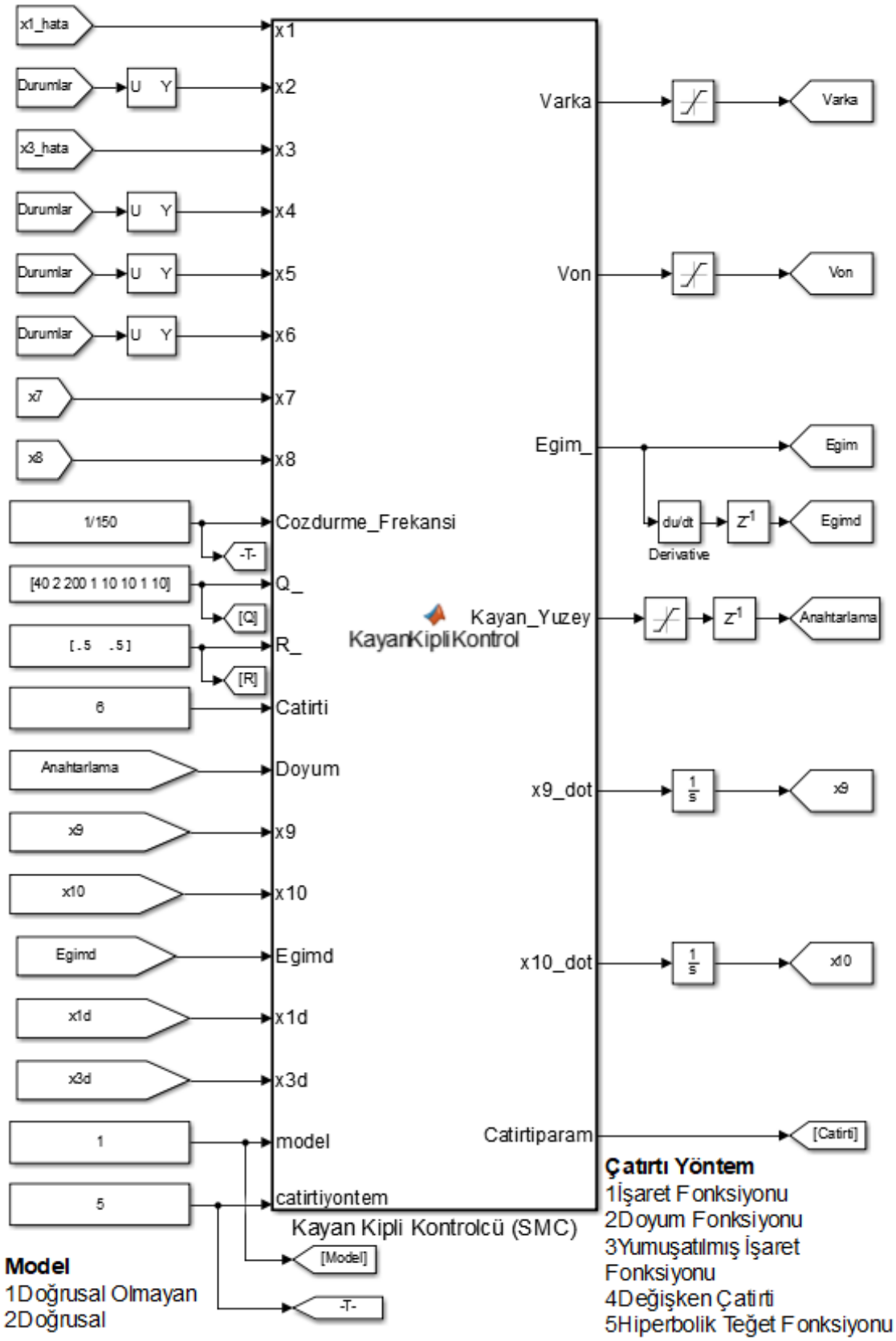



Encoder # 0 - measure Travel angle
Encoder # 1 - measure Pitch angle
Encoder # 2 - measure Elavation angle
HIL Read Encoder Timebase
(HIL-1)
Travel: Count to rad
Pitch: Count to rad
Elevation: Count to rad x1
Scope1
PitchR/D
180/pi
Scope2
R2D
Radians to Degrees
Scope
(HIL-1)
HIL Write Analog
Von
Varka
elevation filter
pitch filter
travel filter
du/dt
Convertion2velocity
Convertion2velocity_
Convertion2velocity
Durumlar
Ramp
Ramp1
Ramp2
fcn
Geri_Kinematik
D2R
Tasarlanan Gezinti
Constant
Yöntem
1 Adım 2 Yörünge
Yükseliş Tasarlanan
DirekKinematik
Goto3
Goto4
Goto5

Performans Değerlendirme Veri Kaydetme:



Kayan Kipli Kontrol:



ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler



Soyadı, adı : GÜZEY, Ümit Müfit
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 11.01.1990 Bakırköy
Medeni hali : Evli
Telefon : 0 (531) 792 32 65
Faks : 0 (312) 354 13 02
e-mail : umitmufit@gmail.com

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet Tarihi
Yüksek lisans	Gazi Üniversitesi / Makine Mühendisliği	Devam ediyor
Lisans	Gazi Üniversitesi / Makine Mühendisliği	2013
Lisans	Gazi Üniversitesi / Elektrik-Elektronik M.	2013
Lise	Mustafa Kaya Anadolu Lisesi	2008

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2015-Halen	Aselsan A.Ş.	Mekatronik Sis. Mühendisi
2013-2014	Vestel Savunma Sanayi A.Ş.	Proje Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

1. Kocagil, B. M., Arıcan, A. Ç., Güzey, Ü. M., Özcan, S., Salamcı, M. U. (2017). Controller Designs for Nonlinear Systems with Application to 3 DOF Helicopter Model. *Gazi University Journal of Science.* 4(3), 47-66.



GAZİ GELECEKTİR..