

KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ELEKTRİK-ELEKTRONİK ANABİLİM DALI
YÜKSEK LİSANS TEZİ

DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ PID KONTROLÖR
KULLANILARAK FORMASYON KONTROLÜ

Gülçin AKTAŞ

OCAK 2014

Elektrik-Elektronik Anabilim Dalında Gülçin AKTAŞ tarafından hazırlanan Döner Kanatlı İnsansız Hava Araçlarının PID Kontrolör Kullanılarak Formasyon Kontrolü adlı Yüksek Lisans Tezinin Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Prof.Dr.Ediz POLAT
Anabilim Dalı Başkanı

Bu tezi okuduğumu ve tezin **Yüksek Lisans Tezi** olarak bütün gereklilikleri yerine getirdiğini onaylarım.

Doç.Dr.Tolga EREN
Danışman

Jüri Üyeleri

Başkan : Yrd.Doç.Dr.Ata SEVİNÇ

Üye (Danışman) : Doç.Dr.Tolga EREN

Üye : Yrd.Doç.Dr.Murat LÜY

20/01/2014

Bu tez ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onaylamıştır.

Doç.Dr. Erdem Kamil YILDIRIM
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ÖZET

DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ PID KONTROLÖR KULLANILARAK FORMASYON KONTROLÜ

AKTAŞ A., Gülçin

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik-Elektronik Anabilim Dalı, Yüksek Lisans tezi

Danışman: Doç.Dr.Tolga EREN

Ocak 2014, 112 sayfa

Bu çalışmada çok erkinli döner kanatlı insansız hava aracı (DİHA) sistemlerinin formasyon kontrolü PID kontrol yöntemi kullanılarak sağlanmıştır. İlk olarak aynı kontrol yöntemi ile tek bir DİHA (helikopter) için bir otopilot çalışması yapılmış, helikopter simülasyonları Askıda Kalma (AK) (hover), iki noktaarası takip (İNT), kare patern (KP) yörüngeleri ile test edilmiştir. Simülasyonlar önce ideal ortamda daha sonra da rüzgar altında çalıştırılmıştır. Tek bir helikopter için tasarlanan otopilot sisteminin her iki koşul altında ve her üç patern için de çalıştığını gördükten sonra, iki adet insansız hava aracının (İHA) formasyon kontrolü lider-takipçi yaklaşımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu kısımda gerçekleştirilmesi gerekenler, her bir erkinin kendi içinde otonom hareketini ve iki erkinli sistemin formasyon kontrolünü sağlamaktır. Formasyon kontrolü yapabilmek için 1) Liderin belirlenen yörüngede ilerleyebilmesi 2) Takipçinin lideri ile arasındaki mesafe ve görelî konum açısını koruyabilmesi sağlanmıştır.

Anahtar kelimeler: Formasyon Kontrol, Dönerkanatlı İnsansız Hava Aracı, Çok Erkinli Sistemler, Lider-Takipçi Yaklaşımı, PID Kontrol Yöntemi.

ABSTRACT

FORMATION CONTROL OF ROTARY WING UNMANNED AERIAL VEHICLES USING PID CONTROL METHOD

AKTAŞ A., Gülçin

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Electrical and Electronics Engineering, M.S. Thesis

Supervisor: Associate Professor Tolga EREN

Jan 2014, 112 pages

In this study the control of multi-agent rotary wing unmanned aerial vehicle systems (MRUAVS) was provided by using PID control method. First of all, an autopilot was designed for a single rotary wing unmanned aerial vehicle (RUAV) using the same control method. Helicopter simulations for a single RUAV were tested by a trajectory generator that could generate hover, two points navigation (TPN) and rectangular trajectories. Simulations were runned first in ideal environment and after that in environment with wind effect. After seeing that the autopilot was doing well under two circumstances (ideal and with wind) and for each of three patterns (hover, two points navigation and rectangular pattern), the formation control of two RUAVs was performed by using the leader-follower approach. In this part, it was needed to provide 1) autonomous movement of each agent was needed to be performed 2) formation control of two agents. For formation control it was provided that 1)The leader was moving along predefined trajectories. 2) The follower had to follow the leader while keeping a desired distance and relative position angle from it.

Key Words: Formation Control, Rotary wing unmanned aerial vehicle, Multi-agent systems, Leader-Follower Approach, PID Control Method.

TEŞEKKÜR

Bu tezin ortaya ıkması, olgunlaŐması ve tamamlanması esnasında yapıcı eleŐtirileri, yol gstermesi ve her konuda gsterdiği ılımlı ve çözümleyici yaklaşımları için tez yöneticisi hocam, Sayın Doç. Dr. Tolga EREN'e, tez çalıŐmalarım esnasında, desteğini esirgememiŐ ve gerekli tüm kolaylığı saĐlamıŐ Sayın Müh.Alb. İbrahim DİPİOĞLU 'na, gerek bilimsel gerek teorik ve pratik, gerekse psikolojik konularda büyük fedakarlıklarla daima yanımda olan ve asla benden yardımını esirgememiŐ Sevgili EŐim Ozan AKTAŞ'a -ki o olmasaydı bunu başaramazdım- ve her zaman bana inandıkları ve her konuda yanımda olup beni her daim destekledikleri için Sevgili Annem ve Babama sonsuz sevgi ve teŐekkürlerimi sunmayı borç bilirim.

İÇİNDEKİLER DİZİNİ

Sayfa

ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ	x
KISALTMALAR DİZİNİ	xi
1. GİRİŞ	1
1.1. Giriş	1
1.2. Neden İhtiyaç Duyulur?	3
1.3. Döner Kanatlı İHA	4
1.4. İlgili Çalışmalar	5
1.5. Tezin Amacı	9
2. HELİKOPTER MODELİ	11
2.1. Literatürdeki Helikopter Modelleri	11
2.2. Eksen Takımları, Düzlemler, Gösterim Şekilleri ve Kontrolleri	12
2.3. Helikopter Kinematik ve Dinamikleri	16
2.3.1. Helikopter Kinematikleri	16
2.3.2. Helikopter Dinamikleri	17
2.4. Modelleme	18
2.4.1. Katı Cisim Denklemleri Bloğu	19
2.4.1.1. Dönüşüm Matrisi	20
2.4.1.2. Euler Oranları	21
2.4.1.3. Çizgisel İvmelenme	23
2.4.1.4. Açısal İvmelenme	23
2.4.2. Kuvvetler ve Momentler Denklemleri Bloğu	26
2.4.2.1. Kuvvetler	27

2.4.2.2.Momentler.....	30
2.4.3. Çırpma ve İtki Denklemleri Bloğu	35
2.4.3.1.İtki Kuvveti Denklemleri	36
2.4.3.1.1.Ana Rotor İtki Kuvveti Denklemleri	36
2.4.3.1.2.Kuyruk Rotoru İtki Kuvveti Denklemleri.....	39
2.4.3.2.Çırpma Kuvveti Denklemleri.....	40
2.4.3.2.1.Kontrol Rotoru Çırpma Kuvveti Denklemleri	40
2.4.3.2.2.Ana Rotor Çırpma Kuvveti Denklemleri.....	43
2.5. Kullanılan Helikopter Modeli	43
2.5.1.Girişler	45
2.5.1.1.Kontrolör.....	45
2.5.1.2.Gerçek Zamanlı.....	45
2.5.1.3.Rüzgar	46
2.5.2.Çıkışlar.....	46
2.5.2.1.Durumlar	46
2.5.2.2.Durum Türevleri	46
2.5.2.3.Ana Rotor ve Kuyruk Rotoru Vektörü	47
2.5.2.4.Çırpma Vektörü	47
2.5.2.5.Gövde Vektörü.....	47
2.5.3.Model Parametreleri	48
2.6. Simülasyon Ortamı	48
2.7. Matlab(Simulink)-Flightgear Adaptasyonu	49
3. KONTROLÖR	53
3.1. PID Kontrol Yöntemi.....	53
3.1.1. Oransal Kazanç Terimi	54
3.1.2. İntegral Kazanç Terimi	55
3.1.3. Türev Kazanç Terimi	56
3.1.4. Bir P,I,D Çevriminde Katsayıların Ayarlanması	56
3.2. Kontrolcü Tasarım Mimarisi.....	57
3.3. Simülasyon Sonuçları	66
3.3.1. Askıda Kalma Durumu (Hover) İçin Simülasyon Sonuçları	67
3.3.2. İki Nokta Arası Takip (İNT) İçin Simülasyon Sonuçları	70
3.3.3. Kare Patern (KP) İçin Simülasyon Sonuçları	75

3.3.4. Rüzgar Etkisinde Simülasyon Sonuçları.....	79
3.3.5. Değerlendirme	85
4. ÇOK ERKİNLİ İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ	87
4.1. Formasyon Kontrolü	87
4.2. Formasyon Kontrolü Algoritması	90
4.2.1. Mevcut Formasyonu Koruma Simülasyonu Sonuçları	93
4.2.2. Formasyon Değiştirme Simülasyonu Sonuçları	100
4.2.3. Değerlendirme ve Sonuçlar	105
KAYNAKLAR (Başlık numarası verilmez)	107

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>ŞEKİL</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. A-160 Hummingbird (Boeing/Frontier)	2
1.2. Gyrodyne QH-50 DASH Denizaltı Avcı Gemisi İnsansız Helikopteri	4
1.3. Fire Scout RQ-8A (Northrop Grumman).....	5
1.4. Akıllı Hibrit Kontrol Sistemleri (AHKS)	8
2.1. Eksen Takımları	14
2.2. TPP, HP VE İtki Kuvvetlerinin Gösterimi	15
2.3. Helikopterin Doğrusal Olmayan Matematiksel Modeli.....	18
2.4. Katı Cisim Denklemleri Bloğu	19
2.5. Kuvvet ve Tork Denklemleri Bloğunun Girdi ve Çıktıları	27
2.6. Çırpma açıları (β_{1c} , β_{1s}) ortaya çıktığında her üç ekseninde (x, y, z) oluşan ana kuvvetinin bileşke kuvveti.....	27
2.7. Ana Rotor ve Kuyruk Rotoru Momentlerini Hesaplamak için Kullanılan Uzaklıklar	32
2.8. Ana Rotor Pallerinin Dönmesi Sebebiyle Oluşan Aerodinamik Sürüklenme Dönme Momenti	33
2.9. Çırpma ve İtki Denklemleri Bloğu	35
2.10. Ana Rotor İtki Denklemleri Bloğu	38
2.11. $R_{CR,P}$, R_{CR}	41
2.12. Mixer Sistemi.....	42
2.13. Helikopter Modeli	44
2.14. Flightgear Simülasyon Ekranı.....	49
2.15. Pack-net Fdm, Send-net Fdm, Simulation Pace Blokları	50
2.16. Koordinat Eksenleri Arasındaki Dönüşüm	51
2.17. Koordinat Eksenleri Arasındaki Dönüşüm Bloğu	51
2.18. Matlab-Flightgear Arayüzü.....	52
3.1. Oransal Kazanç Terimi Etkisi	54
3.2. İntegral Kazanç Terimi Etkisi	55
3.3. Türev Kazanç Terimi Etkisi.....	56

3.4. Kaskat Kontrol Mimarisi	59
3.5. x eksenini kontrolcüsüne ait Matlab-Simulink Modeli.....	60
3.6. y eksenini kontrolcüsüne ait Matlab-Simulink Modeli.....	61
3.7. z eksenini kontrolcüsüne ait Matlab-Simulink Modeli	61
3.8. Uzunlamasına (longitudinal) hareket kontrolcüsüne ait Matlab-Simulink Modeli.....	63
3.9. Yanal (lateral) hareket kontrolcüsüne ait Matlab-Simulink Modeli	64
3.10. Dikey (vertical) hareket kontrolcüsüne ait Matlab-Simulink Modeli.....	65
3.11. Sapma Açısı (sapma) kontrolcüsüne ait Matlab-Simulink Modeli.....	65
3.12. Kaskat PID Kontrol Mimarisi	66
3.13. AK (hover) pozisyonunda duran helikopterin x-y pozisyon grafiği	67
3.14. AK (hover) pozisyonunda duran helikopterin x-z pozisyon grafiği	68
3.15. AK (hover) pozisyonunda duran helikopterin y-z pozisyon grafiği	68
3.16. AK (hover) pozisyonunda duran helikopterin x-y-z pozisyon grafiği.....	69
3.17. AK (hover) pozisyonunda duran helikopterin yuvarlanma (ϕ) açısı grafiği	69
3.18. AK (hover) pozisyonunda duran helikopterin yunuslama (θ) açısı grafiği	70
3.19. AK (hover) pozisyonunda duran helikopterin sapma (ψ) açısı grafiği	70
3.20. İNT pozisyonunda duran helikopterin x-y pozisyon grafiği.....	71
3.21. İNT pozisyonunda duran helikopterin y-z pozisyon grafiği	72
3.22. İNT pozisyonunda duran helikopterin x-y-z pozisyon grafiği.....	72
3.23. İNT pozisyonunda duran helikopterin yuvarlanma açısı (ϕ) grafiği.....	73
3.24. İNT pozisyonunda duran helikopterin yunuslama açısı (θ) grafiği.....	73
3.25. İNT pozisyonunda duran helikopterin sapma açısı (ψ) grafiği.....	74
3.26. KP pozisyonunda duran helikopterin x-y-z pozisyon grafiği	75
3.27. KP pozisyonunda duran helikopterin x-y pozisyon grafiği	76
3.28. KP pozisyonunda duran helikopterin x-z pozisyon grafiği.....	76
3.29. KP pozisyonunda duran helikopterin x-y-z pozisyon grafiği	77
3.30. KP pozisyonunda duran helikopterin yuvarlanma açısı (ϕ) grafiği	77
3.31. KP pozisyonunda duran helikopterin yunuslama açısı (θ) grafiği	78
3.32. KP pozisyonunda duran helikopterin sapma açısı (ψ) grafiği	78

3.33. 20 knot rüzgar etkisinde AK pozisyonunda duran helikopterin x-y pozisyon grafiği	79
3.34. 20 knot rüzgar etkisinde AK pozisyonunda duran helikopterin x-z pozisyon grafiği	80
3.35. 20 knot rüzgar etkisinde AK pozisyonunda duran helikopterin y-z pozisyon grafiği	80
3.36. 20 knot rüzgar etkisinde AK pozisyonunda duran helikopterin x-y-z pozisyon grafiği	81
3.37. 20 knot rüzgar etkisinde İNT pozisyonu için helikopterin x-y-z pozisyon grafiği	81
3.38. 20 knot rüzgar etkisinde İNT pozisyonu için helikopterin x-y pozisyon grafiği	82
3.39. 20 knot rüzgar etkisinde İNT pozisyonu için helikopterin x-z pozisyon grafiği	82
3.40. 20 knot rüzgar etkisinde İNT pozisyonu için helikopterin y-z pozisyon grafiği	83
3.41. 20 knot rüzgar etkisinde KP pozisyonu için helikopterin x-y-z pozisyon grafiği	83
3.42. 20 knot rüzgar etkisinde KP pozisyonu için helikopterin x-y pozisyon grafiği	84
3.43. 20 knot rüzgar etkisinde KP pozisyonu için helikopterin x-z pozisyon grafiği	84
3.44. 20 knot rüzgar etkisinde KP pozisyonu için helikopterin y-z pozisyon grafiği	85
4.1. Bir Çoklu Robot Sisteminin engelle karşılaşması durumunda formasyon değiştirmesi	87
4.2. $l-\psi$ kontrol ve $l-l$ kontrol	89
4.3. Geliştirilen formasyon kontrolü algoritması	90
4.4. Düz çizgi boyunca lider-takipçi x-y pozisyon grafiği.	93
4.5. Düz çizgi boyunca lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesi(m).....	94
4.6. Düz çizgi boyunca takipçinin lidere göre yönelim açısının derece cinsinden farkı.	94

4.7. Düz çizgi boyunca lider ve takipçi baş açıları arasındaki farkın derece cinsinden grafiği..	95
4.8. Lider-takipçi x-y pozisyon grafiği.	96
4.9. Lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesinin (m) zamana göre grafiği.	96
4.10. Takipçinin lidere göre derece cinsinden yönelim açısının zamana göre grafiği.	97
4.11. Lider-takipçinin baş açıları arasındaki derece cinsinden farkın zamana göre grafiği.....	97
4.12. Lider-takipçi x-y pozisyon grafiği.	98
4.13. Lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesinin (m) zamana göre grafiği.	99
4.14. Takipçinin lidere göre derece cinsinden yönelim açısının zamana göre ... grafiği.	99
4.15. Lider-takipçinin baş açıları arasındaki derece cinsinden farkın zamana göre grafiği	100
4.16. Isepd sırasıyla 10m, 6m, 15m olduğu durumlar için lider-takipçi x-y pozisyon grafiği.	101
4.17. Isepd sırasıyla 10m, 6m, 15m olduğu durumlar için lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesi x-y grafiği.....	101
4.18. Isepd sırasıyla 10m, 6m, 15m olduğu durumlar için takipçinin lidere göre derece cinsinden bağıl yönelim açısının grafiği.	102
4.19. Isepd sırasıyla 10m, 6m, 15m olduğu durumlar için lider-takipçi baş açıları arasındaki derece cinsinden farkın grafiği.	102
4.20. gammad sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için lider-takipçi x-y pozisyon grafiği..	103
4.21. gammad sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesi grafiği..	103
4.22. gammad sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için takipçinin lidere göre derece cinsinden bağıl yönelim açısının grafiği.	104
4.23. gammad sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için lider-takipçi baş açıları arasındaki derece cinsinden farkın grafiği.	104

ÇİZELGELER DİZİNİ

ÇİZELGE

	<u>Sayfa</u>
3.1. İdeal ortamda AK, İNT ve KP uygulamaları için RMS ve Maksimum Sapma değerleri.	86
3.2. 20 knot rüzgar etkisinde AK, İNT ve KP uygulamaları için RMS ve Maksimum Sapma değerleri.	86

KISALTMALAR DİZİNİ

DİHA	Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracı
İHA	İnsansız Hava Aracı
TPN	Two Points Navigation
İH	İnsansız Helikopter
İU	İnsansız Uçak
GÇD	Giriş-Çıkış Doğrusallaştırma
UKS	Uçuş Kontrol Sistemi
AHKS	Akıllı Hibrit Kontrol Sistemleri
KKM	Kaskat Kontrol Mimarisi
İKD	İç Kontrol Döngüsü
DKD	Dış Kontrol Döngüsü
STM	Sistem Tanılama Methodu
UET	Uzaysal Eksen Takımı
DET	Dünya Eksen Takımı
HGÇGET	Hava Aracı Gövdesine Çakışık Gövde Eksen Takım
HGTGET	Hava Aracı Gövdesinde Taşınan Gövde Eksen Takımı
ARK	Ana Rotor Kuvveti
TPP	Tip Path Plane
YÇ	Yalpa Çemberi
PID	Proportional-Integral-Derivative
İNT	İki Nokta Arası Takip
AK	Askıda Kalma
KP	KarePatern

GİRİŞ

1.1. Giriş

İnsansız Hava Araçlarının (İHA) yeni nesil savunma sistemleri arasında en etkili olanları olduğu bilinen bir gerçektir. Bu araçlar donanımdan, yazılıma kadar en ileri teknolojiyi gerektirmektedir. Günümüzde gelişen teknoloji ve artan ihtiyaçlar sebebiyle üzerinde oldukça fazla sayıda çalışma başlatılan bu insansız uçan robotlar, bir pilot taşımaksızın uçuş performansı sergileyebilecek hava araçları olarak tanımlanabilir. Bu hava araçları uzaktan bir yer istasyonundan kontrol edilebileceği gibi, tamamen kendi başlarına da uçabilirler. Bu araçlar belirlenecek görevleri (askeri ya da sivil amaçlı) insanlı hava araçlarına göre daha hızlı ve daha kolay bir biçimde gerçekleştirebilirler. Daha düşük maliyetlidirler. Bir pilot taşımadıklarından dolayı daha güvenlidirler.

Bugün dünyada arama-kurtarma, keşif ve gözetleme, hedef tespit ve belirlenen hedeflerin yok edilmesi gibi görevlerde İHA ların aktif olarak kullanıldığı bilinmektedir. Askeri uygulamalardaki önemi, yadsınamayacak ölçüde büyük olan İHA lar, pek çok sivil görevde de kullanılırlar [1]:

- Zehir ya da radyasyon içeren, hava şartları kötü olan bir bölgeye intikal etmek.
- Çevresel koşullarla, hava durumuyla, deniz bilimiyle(oşinografi) ilgili bilgi toplamak, manyetik, radyolojik ve yerçekimsel haritalama yapmak.
- Trafik yoğunluğu, vahşi hayat, yangın, boru hattı ve güç hattı takibi yapmak.
- Detaylı haritalama, sinema çekimi yapılması.

Manevra kabiliyeti ve boyutuna bağlı olarak gerçekleştirebileceği askeri görevler ise aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Yüksek tehdit oluşturan bölgelerde Düşman Hava Savunmasını Durdurma/Engelleme, Saldırı, Elektronik Harp, Faydalı İstihbarat ve Keşif [2].
- Arazi takibi, araziden kaçınma, denizaltı araması, su üstüne hücum.
- Filo uçuşu, silah nakli, havadan havaya savaş, hedef tespiti.



Şekil 1.1. A-160 Hummingbird (Boeing/Frontier)

İHA lar sabit kanatlı ve döner kanatlı olmak üzere iki grupta incelenebilir. DİHA lar performans açısından sabit kanatlılara göre tercih sebebi olabilecek avantajlara sahiptirler [Bkz.Şekil.1.1]. İnsansız helikopterler (İH) ileri derecede manevra kabiliyetine sahip olmakla birlikte, askıda kalabilme ve dikey iniş-kalkış yapabilme, kendi etrafında dönebilme, sağa ve sola gidebilme özelliklerine de sahiptirler. Sabit kanatlı İHA, performanslarını havada süzölmek suretiyle gerçekleştirirler. Kısıtlı manevra kabiliyetleri yüzünden iniş-kalkış yapabilmek için özel pistlere ve katapult gibi ek çözümlere ihtiyaç duyarlar.

Bir İH nin de insansız uçakla (İU) karşılaştırıldığında faydalı yük taşıma, havada kalma süresi, yakıt tüketimi, kontrol edilebilme ve gürültü konusunda dezavantajları mevcuttur. Bu araçlar son derece kararsızdır, titreşim problemleri vardır ve uçabilmek için ileri düzeyde gelişmiş kontrol algoritmaları gerektirir. Aynı zamanda İHA kontrol sistemlerinin de kötü hava koşulları (askeri harekâtın genellikle sınırlanmasına veya engellenmesine neden olan hava koşulları) karşısında da belirlenmiş görevi yerine getirebilecek gürbüz kontrol sistemleri olması gerekmektedir.

1.2. Neden İhtiyaç Duyulur?

İHA lar tanıdık bir görev tanımı olan 3D (**D**ull, **D**irty, **D**angerous) tipi görevlerde uçmak için, insanın kısıtlayıcı bir faktör olarak rol oynayabileceği öngörülen insanlı hava araçlarına göre daha uygundur. Günümüzde mevcut teknoloji yetersizliğinden ya da öyle olmasına alışıldığı için her ne kadar bazı görevler çok tehlikeli de olsa insanlı görevler devam etmektedir [2].

Çok uzun uçuş süresi gerektiren görevlerde mürettebatın havada kalabilirliği ciddi manada görevi kısıtlayıcı bir etkidir. Böyle durumlarda mürettebatın yedeklenmesi gerekmektedir. Bu da iki kat eğitim, iki kat zaman ve maliyetin iki katına çıkması anlamına gelir.

“Kirli” (Dirty) olarak tanımlanan görevlere örnek olarak herhangi bir radyoaktif ışımının söz konusu olduğu bir bölgeden örnek almak gösterilebilir. Bu durum görevlendirilecek insanın ölümüyle sonuçlanabilir.

İHA kullanımını insanlı hava araçlarına göre tercih edilebilir yapan, insanda söz konusu olan kısıtlayıcı özelliklerin bu uçan makinalar için geçerli olmayışı (sürekli uyanık kalma zorunluluğu gibi) ve görevin başarılı olma olasılığının insanlı araçlara kıyasla daha yüksek olmasıdır. Daha az risk taşıması ve görevde başarı olasılığının yüksek olması İHA kullanımını destekleyici iki güçlü etkidir.

1.3 Diha

DİHA ların dünyadaki gelişim sürecine bakılacak olursa, Şekil.1.2.'de gösterilen Gyrodyne QH-50 DASH (Drone Anti Sub-marine Helicopter) Denizaltı Avcı Gemisi İnsansız Helikopteri ilk başarılı örnek olarak değerlendirilebilir. New York, Gyrodyne firmasının ürettiği bu helikopterde eşeksenli (koaksiyel) iki döner kanat bulunmaktadır.



Şekil.1.2. Gyrodyne QH-50 DASH Denizaltı Avcı Gemisi İnsansız Helikopteri

Sonraki yıllarda yapılan önemli çalışmalar olarak İngiliz Westland'ın sırasıyla 1975, 1976 ve 1977'de ürettiği Mode, Wisp ve Wide Eye, Alman Dornier'in 1977'de ürettiği Do-34 Kiebitz, Kanadalı Canadair'in 1981'de ürettiği CL-227 sayılabilir. Günümüz teknolojisiyle üretilen büyük boyutlu DİHA lar arasında en gelişmiş olanlarından biri olarak, Şekil.1.3.'te görülen RQ-8 A/B Fire Scout gösterilebilir. Saatte 231 km hız yapabilen, 272 kg faydalı yük taşıyabilen araç, kesintisiz olarak 6 saatten daha uzun süre uçabilmektedir [1].



Şekil 1.3. Fire Scout RQ-8A (Northrop Grumman)

1.4. İlgili Çalışmalar

Son yıllarda üniversitelerin DİHA kontrol algoritması geliştirme konusunda yaptığı çalışmalar artmaktadır. Bu durum manevra kabiliyeti yüksek otonom hava araçlarına hem askeri hem de sivil uygulamalarda duyulan ihtiyaç sebebiyle ortaya çıkmaktadır. Sabit kanat İHA lara oranla daha yavaş ve yakıt tüketiminde daha az verimli olmalarına rağmen DİHA lar dikey iniş-kalkış yapabilme, AK ve dar alandaki manevra kabiliyeti ile tercih sebebi olmaktadır. Ancak helikopter dinamikleri uçaklara nazaran daha karmaşık olmakla birlikte AK durumunda son derece kararsızdırlar.

Giriş-çıkış doğrusallaştırma (GÇD) yöntemi [3] doğrusal olmayan dinamik sistemlerin çıkışı izleme problemini çözmek amacıyla pek çok uygulamada kullanılmıştır [4, 5, 6]. Ancak GÇD yönteminin tatmin edici şekilde uygulanamadığı pek çok fiziksel sistem mevcuttur. GÇD yalnızca minimum fazlı doğrusal olmayan sistemlere uygulanabilmektedir. Berkeley Üniversitesi Uçan Robot Takımı (The Berkeley Aeorobot Team, BEAR), Ursa-Minor İH sinin doğrusal olmayan modelini kullanarak kontrolör tasarımı gerçekleştirmiştir [7]. Ancak birebir GÇD uygulandığında yuvarlanma¹ ve yunuslama² eksenleri arasındaki kuplaj etkisi yüzünden kararsız sıfır dinamiklerinin ortaya çıktığı gözlenmiştir.

Bu yüzden hava aracının bir tarafındaki yuvarlanma momenti (rolling moment) ve yanal kuvvet (lateral force) ile diğer tarafındaki yunuslama momenti (pitching moment) ve uzunlamasına kuvvet (longitudinal force) arasındaki kuplaj etkisi ihmal edilmiştir. Uygulanan bu yöntem “Yaklaşık GÇD” (approximate input-output linearization) olarak adlandırılmıştır. Daha sonra pozisyon ve baş bilgisi çıkış olarak seçilmiş ve bu yolla gözlenemeyen sıfır dinamikleri içermeyen doğrusal bir model elde edilmiştir. Sonuç olarak, doğrusallaştırılmış bir helikopter modeli için kontrolör tasarlanmış ve bu kontrol algoritması doğrusal olmayan helikopter modeline uygulanmıştır.

Pek çok diğer uygulamanın yanında, DİHA larda bulanık mantık kontrol de uygulanmıştır [8]. Burada bir helikopter otopilot tasarımı için 3 tip kontrol methodu karşılaştırılmıştır: 1) Doğrusal Gürbüz Çok-Değişkenli Kontrol 2) Bulanık Mantık Kontrolörü 3) Doğrusal Olmayan İzleme Kontrolörü. Kontrolör tasarımı, doğrusal olmayan dinamik denklemlere dayandırılmıştır. Kontrolör performansı farklı simülasyon manevralarıyla doğrulanmıştır. Uçuş kontrol sistemi (UKS) tasarımlarında yapay sinir ağları (YSA) temelli yaklaşımlar da geliştirilmiştir [9].

Durum kontrolörü tasarımı rotasyonel dinamiklerin yaklaşık bir doğrusal modeli üzerinde uygulanmış ve R-50 İH si üzerinde gerçekleştirilmiştir Kontrolör tasarımında Linear Model Inversion kullanılır. Bununla birlikte doğrusal modelin helikopterin gerçek dinamiklerinin yaklaşık bir modeli olması durumu, uçuş koşullarına bağlı olarak ortaya çıkan hatalarında modellenmesi sonucunu doğurur.

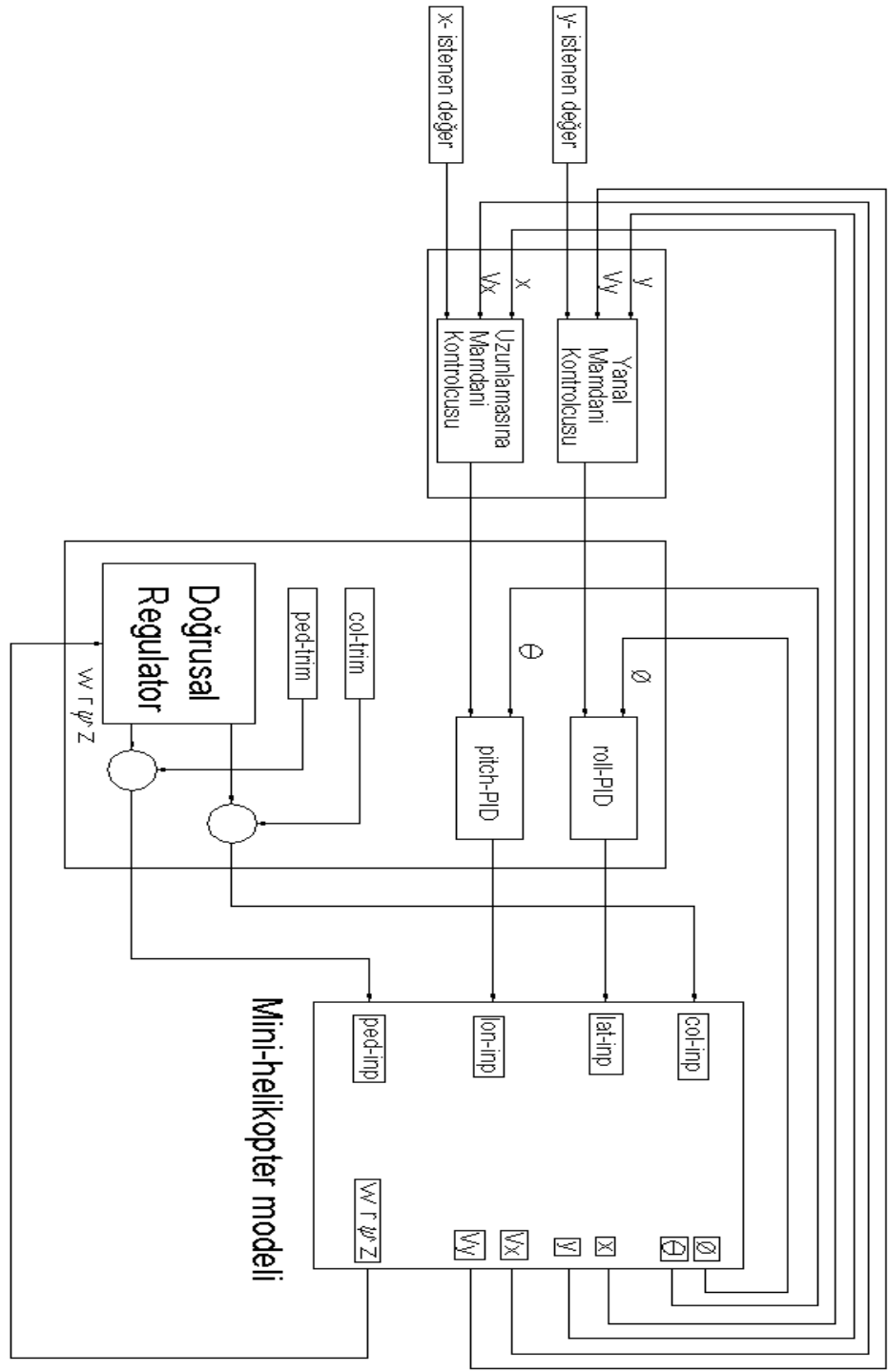
Bu yüzden YSA temelli adaptif bir kontrolör Lyapunov kararlılık teoremine dayandırılmış kararlı bir güncelleme ve geribesleme kullanarak inversion a bağlı olarak ortaya çıkan hataları engeller.

Aynı yapı yunuslama, yuvarlanma ve yalpalama olmak üzere her üç eksen için de kullanılır. Bu çalışma Georgia Tech Üniversitesi tarafından gerçekleştirilmiştir.

¹ *yuvarlanma* : *roll* (ing. karşılığı)

² *yunuslama* : *pitch* (ing. karşılığı)

Akıllı hibrit kontrol sistemleri (AHKS); bulanık mantık, PID ve regülasyon gibi farklı kontrol tekniklerinin bir araya getirilmesiyle oluşan sistemlerdir.[10]Genel olarak kaskat kontrol mimarisi (KKM) kullanılarak tasarlanır. KKM de yükseklik/durum kontrolü yapan bir iç kontrol döngüsü (İKD), çizgisel hareket kontrolü yapan bir dış kontrol döngüsü (DKD) bulunmaktadır. İKD z-pozisyonu ve yunuslama, yuvarlanma, yalpalama açıları olmak üzere 4 adet klasik SISO PID kontrolörü tasarlanmıştır [Bkz.Şekil.1.4]. DKD de ise çizgisel kontrolü sağlamak amacıyla, yani x, y pozisyon kontrolü için, iki adet Mamdani tipinde bulanık kontrolör tasarlanmıştır. PID kontrolörleri gerçek dünyadaki pek çok uygulama için iyi bir performans sunar [12]. Helikopter kontrolü için düşünüldüğünde, PID kontrolörü değişkenleri kararlı hale getirmek için minimum düzeyde geri besleme sağlamak için uygundur. Bu çalışmada bir X-Cell Mini helikopter kullanılmıştır.



Şekil.1.4. Akıllı hibrit kontrol sistemleri (AHKS)

Dünyada son yıllarda bu konuda kayda değer çalışmalar yapmış üniversitelerden biri de Danimarka-Aalborg Üniversitesi'dir [12]. 2004 ve 2005 yıllarında yapılan her iki çalışmada da Futura SE model helikopter kullanılmıştır. 2005 yılında yapılan çalışmada [13] ilk prensiplerle modelleme teknikleri kullanılarak Futura SE helikopteri modellenmiş ve doğrusal olmayan bir kontrolör (geribeslemeli doğrusallaştırma) simülasyon ortamında gerçekleştirilmiştir. Ancak uçuş testleriyle doğrulanamamıştır. Bir diğer projede ise gürbüz kontrol üzerine yoğunlaşmış ve iki tip kontrolör geliştirilmiştir [14]. 2005 yılında yapılan sonraki çalışmalarda Futura SE model helikopteri yerini Bergen Twin Industrial helikopterine bırakmıştır. Bu helikopter modellenmiş [15] ve kontrolör tasarımları bu model üzerinde yapılmıştır.

APID-MK3, otonom iniş-kalkış, AK, daha önceden belirlenmiş noktaların takibi gibi görevleri düşük hızlarda yapabilme kabiliyetine sahip bir İHA'dır. [16] Bu özellikler, keşif-gözetleme, arama-kurtarma, haberleşme vb. yerine getirmek için yeterlidir. Ancak yüksek hızlarda kararlı agresif manevra kabiliyeti gerektiren görevler de mevcuttur. APID-MK3'ün simülasyon ortamında kararlı agresif manevra kabiliyeti sağlayacak kontrol çözümleri test edilmiştir. Uçuş kontrolörü yüksek hızlarda ve dışarıdan bozucu etkiler mevcutken, gürbüz bir kontrol gerçekleştirilmelidir. Bu kapsamda iki tip uçuş kontrolör tasarımı sunulmuştur. Bunlardan birincisi bulanık mantık kontrolör, ikincisi ise Gradient decent tabanlı kontrolördür. Her iki kontrolörde de ortak olan noktalar, model tabanlı olmaları, doğrusal olmayan kontrol yaklaşımları kullanmaları ve KKM (iç ve dış döngü olmak üzere) dir. Bu kontrolörlerin performansları APID-MK3 helikopterinin doğrusal olmayan modeline ait simülasyonda test edilmiştir.

1.3. Tezin Amacı

Bu tezin amacı, ilk etapta bir RC helikopter için klasik kontrol yöntemlerinden biri olan PID kontrol metodunu kullanarak askıda kalabilen ve nokta takip edebilen bir kontrolör geliştirmek, ardından iki araçlı bir helikopter sisteminde formasyon kontrolü gerçekleştirebilmektir. Bu konuda pek çok başarılı ya da başarısız/tamamlanmamış çalışma bulunmaktadır. MIT, yaptığı çalışmalar sonucunda, helikopter uçuş karakteristiklerinin gelişmiş bir dinamik modelini oluşturulduktan sonra PID kontrolör kullanarak bir otopilot sistemi geliştirmeyi başarmıştır [17, 18, 19, 20].

2.HELİKOPTER MODELİ

2.1. Literatürdeki Helikopter Modelleri

Helikopter modelleme konusunda iki temel yaklaşım mevcuttur. Bunlardan birincisi mekanik ve aerodinamik yasalar kullanılarak gerçekleştirilen ilk prensipler (first principle) yaklaşımıdır. Bu modelleme yaklaşımında helikoptere ait her bir bileşen ayrı ayrı tanımlanır ve bütün bir sistem olarak birleştirilir. Diğer yaklaşım ise deneysel olarak helikopter üzerinden veri toplayarak yapılan sistem tanılama (system identification) metodudur (STM) [21]. STM de helikopter bir kara kutu (black box) sistem olarak kabul edilir ve sistemin, yine sisteme uygulanan girişlere olan tepkisine bakılarak modeli çıkarılır. İlk prensipler ile çoğunlukla doğrusal olmayan helikopter modelleri oluşturulurken, STM ile genelde doğrusal, yüksek sadakatli ve düşük mertebeden modeller elde edilir. Literatürde yer alan helikopter modelleri aşağıda sırasıyla sunulmuştur.

- Minimum complexity model – NASA

Tam adı “Minimum Complexity Helicopter Simulation Math Model (MCHSMM)”dir ve NASA’nın (National Aeronautics and Space Administration) desteğiyle 1988 yılında Robert K. Heffley ve Marc A. Mnich’in hazırladığı teknik raporda yer almaktadır [22]. Model gerçek zamanlı benzetimlerin koşturulabilmesi için önemli bir yapı taşı olmuştur. Parametrik bir modeldir. Uzunluk, ağırlık, çap gibi temel fiziksel parametreler bu modeli kullanabilmek için yeterli olmuştur.

- Munzinger – Georgia Tech

Christian Munzinger tezi kapsamında İH modeli geliştirmiştir. Minimum complexity modelini temel almıştır. Çalışmanın sadakatini yükseltebilmek için büyük boyutlu helikopterlerde olmayan kontrol rotoru gibi özellikleri de eklemiştir. AK durumunu analiz etmek için model ve benzetici tasarlamıştır [23].

- Gavrilets- MIT

Vladislav Gavrilets'in doktora tezi kapsamında 2003 yılında hazırladığı modeldir. Akrobatik helikopterin manevra kontrolü için geliştirilmiştir [20].

- Mettler- Carnegie Mellon

Bernard Mettler'in doktora tezi kapsamında 2001 yılında elde ettiği modeldir. Sistem tanımlama modeline dayanmaktadır. AK ve ileri uçuş için iki adet doğrusal model elde etmiştir [21].

- Aalborg Üniversitesi'nin çalışmaları

2004 ve 2005 yıllarında yapılan her iki çalışmada da Futura SE model helikopter kullanılmıştır. 2005 yılında yapılan çalışmada [13] birincil prensip modelleme teknikleri kullanılarak Futura SE helikopteri modellenmiştir. MCHSMM temel alınarak gerçekleştirilmiştir. 2005 yılında yapılan sonraki çalışmalarda Futura SE model helikopteri yerini Bergen Twin Industrial helikopterine bırakmıştır [15].

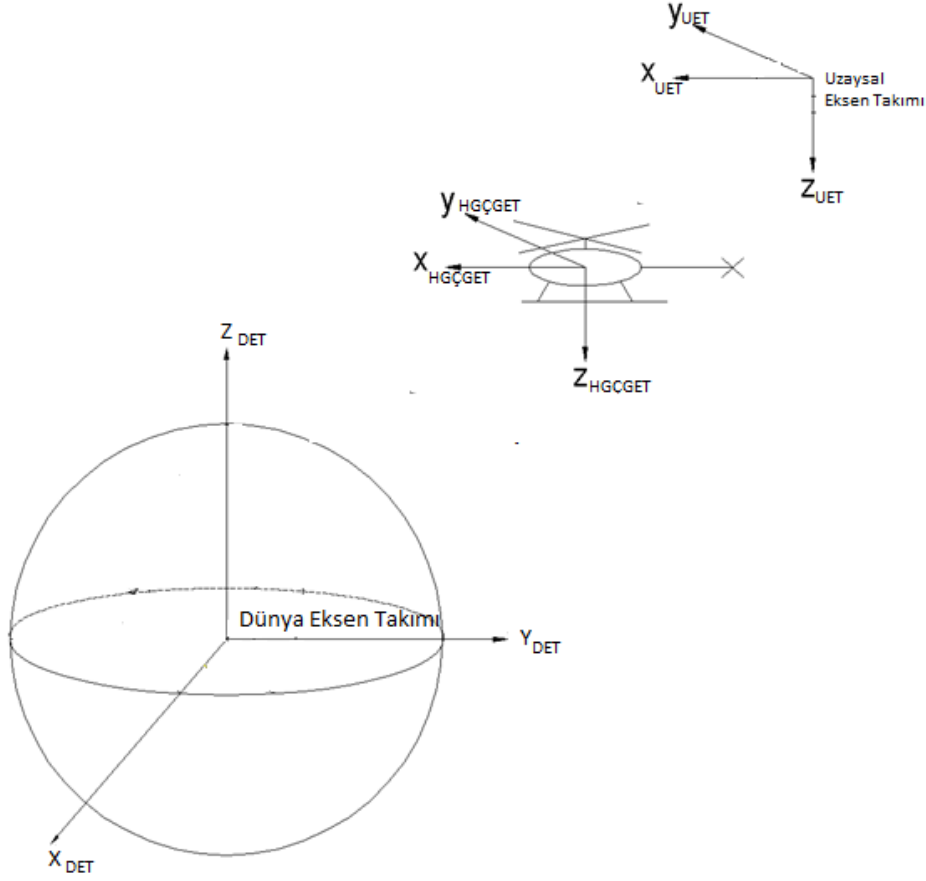
2.2. Eksen Takımları, Düzlemler ve Kontrolleri

Helikopterler dikey iniş-kalkış (Vertical Take Off Landing-VTOL) yapabilen hava araçlarıdır. Helikopter, gövdesini hareket ettirebilmek ve kaldırma sağlamak amacıyla gerekli kuvveti üretebilmek için dönen pervaneleri kullanır. Helikopter, 3 ekseninde ileri-geri hareket, 3 ekseninde dönüş olmak üzere 6 serbestlik derecesine (6 D.O.F.) sahiptir. Uzunlamasına hareket; helikopterin x ekseninde boyunda hareketidir. Pozisyonu x , hızı \dot{x} ile gösterilir. Yanal hareket; helikopterin y -ekseninde boyunda hareketidir. Pozisyonu y , hızı \dot{y} ile tanımlanır. Dikine hareket; helikopterin z -ekseninde boyunda hareketidir. Pozisyonu z , hızı \dot{z} ile tanımlanır. Yuvarlanma hareketi; helikopterin x -ekseninde etrafında dönüşü sonucu ortaya çıkan harekettir. Euler açısı ϕ

ile gösterilir. Değişimi $\dot{\phi}$ dır. Yunuslama hareketi; helikopterin y -ekseni etrafında dönüşü sonucu ortaya çıkan harekettir. Euler açısı θ ile gösterilir. Değişimi $\dot{\theta}$ dır. Yalpalama¹ hareketi; helikopterin z -ekseni etrafında dönüşü sonucu ortaya çıkan harekettir. Euler açısı ψ ile gösterilir. Değişimi $\dot{\psi}$ dır. Pozisyonlar (x,y,z) ve onların zaman türevleri $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$, helikopterin x -, y -, z - eksenleri boyunca çizgisel hareketini (uzunlamasına, yanal ve dikine hareket) belirler.

Helikopterin kinematik ve dinamik denklemleri tanımlanmadan önce bu denklemleri tanımlamada kullanılan eksen takımları bilinmelidir. Hava aracı gövdesine çakışık gövde eksen takımı (HGÇGET), merkezi helikopterin ağırlık merkezi olarak kabul edilen ve helikopterle birlikte hareket eden eksen takımıdır. Oryantasyonu helikopter hareketine göre değişir. x eksen helikopterin uzunlamasına gittiği yönde burnunu gösterirken, y eksen sağ yönünü ve z eksen diğer iki eksene diktir ve aşağı yönü gösterir. Bu eksen takımı doğrusal ve açısal hızları göstermekte kullanılır. Bir diğer eksen takımı helikopterin gövdesine sabitlendiği kabul edilen ve hava aracıyla taşınan (vehicle-carried body frame) gövde eksen takımıdır (HGTGET). Bu eksen takımının oryantasyonu helikopter hareketine göre değişmez ve merkezi helikopterin ağırlık merkezidir. Uzaysal eksen takımı (UET), uzayda askıda olduğu kabul edilen eksen takımıdır. HGTGET uzaysal eksen takımı (UET) ile aynı yöndedir. Bu yüzden bu eksen takımı da “UET” olarak anılacaktır. Örneğin yerçekimi ivmesi UET üzerine etkir, daha sonra bu etkinin HGÇGET üzerinde izdüşümü alınır. DET, orjini dünyanın merkezine sabitlenmiş ve dünyayla birlikte hareket ettiği varsayılan eksen takımıdır [Bkz.Şekil.2.1].

¹ *Yalpalama* : yaw (ing. karşılığı)



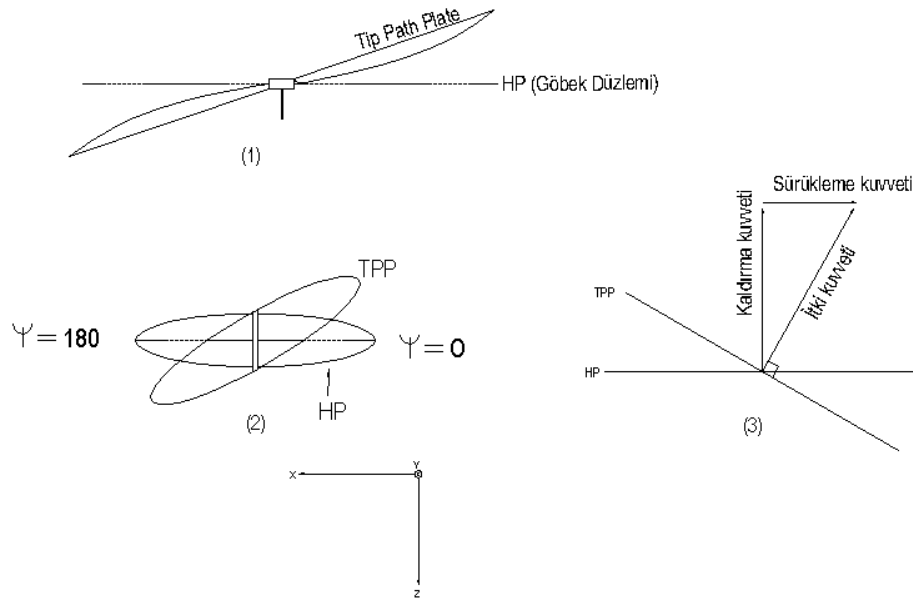
Şekil 2.1. Eksen Takımları

Helikopterin değişik tipte hareketleri gerçekleştirebilmesi, helikopterin ana rotor ve kuyruk rotoru üzerine etkileyen kuvvet ve momentler sayesinde gerçekleşmektedir. “Ana rotor kolektif yunuslama açısı” ya da “kolektif girişi”, ana rotor kuvvetini (ARK) (\vec{F}_M) artırır. Bu kontrol girişi, helikopterin dikey olarak yükselmesini/alçalmasını sağlar. “Dairesel yunuslama açısı” ana rotor kuvveti \vec{F}_M ’i *x-ekseni* boyunca yönlendiren açıdır. Bunu ana rotora *x-yönünde* bir eğim vererek, \vec{F}_M ’nin bu yönde bir bileşkesini oluşturarak yapar. “Dairesel yuvarlanma açısı” \vec{F}_M ’i *y-ekseni* boyunca yönlendiren açıdır. Bu açı ana rotora *y-yönünde* bir eğim vererek, ARK’nin bu yönde bir bileşkesini oluşturur ve bu yolla yönelimi gerçekleştirir. “Kuyruk rotoru kolektif yunuslama açısı” ya da “kuyruk” kuyruk rotoru kuvvetinin oluşmasına neden olur. Bu kuvvet helikopterin ana rotor eksenini etrafında dönmeye sebep olur. Bu durum helikopterin yalpalama hareketini gerçekleştirmesini sağlar.

Helikopterin yapısal karakteristiklerine ve çapraz kuplajların varlığına bağlı olarak bu kontrol komutlarından bazıları, helikopterin istenmeyen hareketler gerçekleştirmesine neden olabilir.

\vec{F}_M nin düşey pozisyonda sapması, kaldırma kuvvetinin bir kısmının itki kuvvetine dönüşmesini sağlar. Böylece kaldırma kuvveti, ARK nin düşey bileşeni haline gelirken, itki kuvveti de yatay bileşeni olur. Yani helikopterin rotorunun pal açıları değiştirilerek itki kuvveti oluşturulur. Göbek düzlemi (Hub Plane, HP) merkezi rotorun merkezi olan, x ve y eksenlerini kapsar. Paller dönerken itki kuvvetinin oryantasyonu değiştiğinde yeni bir düzlem tanımlanır. Bu düzlem (Tip Path Plane, TPP) dir. Rotor dönmediğinde HP ve TPP çakışmaktadır [Bkz.Şekil.2.2].

Ters hava akımları yüzünden oluşan ekstra kuvvetler, eğer helikopter uzunlamasına hareket ediyorsa yunuslama hareketi yapmasına, yanal ekseninde hareket ediyorsa yuvarlanma hareketi yapmasına sebep olabilir.



Şekil 2.2. TPP, HP ve İtki Kuvvetinin Gösterimi.(1) HP ve TPP arasındaki açı β_{1C} ve β_{1S} olarak tanımlanır. (2) İtki kuvveti TPP ye dik olarak tanımlanır.

Kuyruk rotoru kuvveti (\vec{F}_T), helikopterin kendi etrafında dönmesine ve bir yuvarlanma momenti oluşturmaya sebep olabilir. Bu da yatay ve düşey ekseninde bir sürüklenmeye yol açabilir.

Kontrolör tasarımı sırasında yukarıda bahsedilen çapraz kuplajlar öngörülerek, istenmeyen hareketlerin dengelenmesi gerekmektedir. Pilot helikopter hareketini kontrol etmek için helikopterin ana rotor ve kuyruk rotoru üzerine etkiyen kuvvetleri kontrol etmelidir. Bu hareketi modelleyebilmek için helikopter gövdesine etkiyen toplam kuvvetler ve momentlerin bilinmesi gerekmektedir.

2.3. Helikopter Dinamikleri ve Kinematikleri

2.3.1. Kinematikleri

Kinematik denklemler, helikopterin çizgisel (x, y, z eksenleri boyunca hızları) ve açısal hızlarıyla (yalpalama, yunuslama ve sapma açıları değişimi) ilgili denklemlerdir. Bu tanımlamalar hem UET de hem de HGÇGET de yapılmıştır.

$\dot{\vec{\eta}}$ vektörü, pozisyonlar (x, y, z) ve Euler açıları (ϕ, θ, ψ) terimleri cinsinden ifade edilmiş durum değişkenleri vektörüdür. Bu vektör $\dot{\vec{\eta}} = J(\Theta)\vec{V}$ (2.1) olarak gösterilebilir. Denk.(2.2)'de gösterildiği gibi, \mathfrak{R}_B ve \mathfrak{R}_Ω vektörleri sırasıyla çizgisel ve açısal vektörlerin her ikisi için de UET ve HGÇGET arasındaki dönüşüm matrisleri olmak üzere, $J(\Theta)$ vektörü, durum değişkenlerini HGÇGET den UET ye çevirmek için kullanılan bir operatördür.

$$\vec{\Theta} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad \text{ve} \quad J(\Theta) = \begin{bmatrix} \mathfrak{R}_B & O_3 \\ O_3 & \mathfrak{R}_\Omega \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

\vec{V} vektörü, Denk.2.5 ve 2.6'da gösterildiği gibi, çizgisel hızlar (u, v, w) ve Euler oranları (p, q, r) terimleri cinsinden ifade edilen durum değişkenleri vektörüdür.

$$\vec{V} = \begin{bmatrix} \vec{V}_B \\ \vec{\Omega}_B \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\vec{V}_B = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad \text{ve} \quad \vec{\Omega}_B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2.3.2.Dinamikleri

Helikopter dinamikleri helikoptere etkiyen kuvvetler ve momentlerle ilgilidir. Bu kuvvetler, genel kuvvetler ve momentler kurallarına göre ivme üretirler.

λ , helikopterin ataletsel karakteristikleriyle (kütle, açısasal momentler) ilgili bir sabit olmak üzere $\dot{\vec{V}} = \lambda \sum \vec{T}$ (2.5) dir.

$$\dot{\vec{V}} = \begin{bmatrix} \dot{\vec{V}}_B \\ \dot{\vec{\Omega}}_B \end{bmatrix}, \quad \dot{\vec{V}}_B = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad \text{ve} \quad \dot{\vec{\Omega}} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}, \quad (2.6)$$

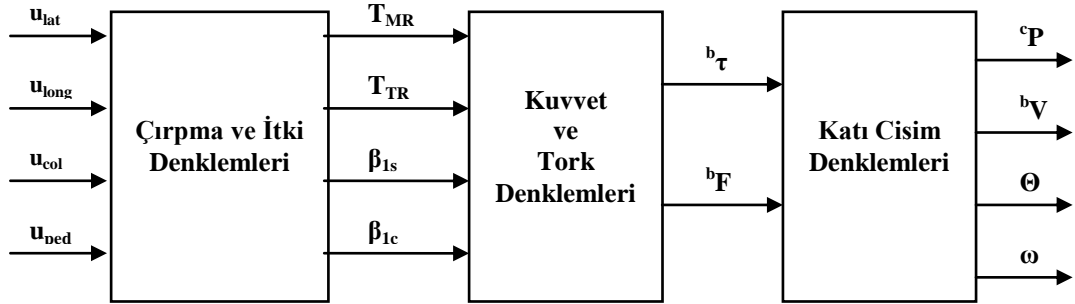
$\dot{\vec{V}}$ vektörü, çizgisel hızların zaman türevleri $\dot{V}_B = (\dot{u}, \dot{v}, \dot{w})$ ve açısasal değişimlerin zaman türevleri $\dot{\Omega}_B = (\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ terimleri cinsinden ifade edilir [Bkz.Denk.2.6]. Her iki terim de HGÇGET de türetilmiş ve tanımlanmıştır.

$\sum \vec{T}$, Denk.2.7.'de görüldüğü gibi, kuvvetleri ifade eden $\vec{F} = (X, Y, Z)$ vektörü ve momentleri ifade eden $\vec{M} = (R, M, N)$ vektörünün toplamıdır.

$$\sum \vec{T} = \begin{bmatrix} \vec{F} \\ \vec{M} \end{bmatrix}, \quad \vec{F} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad \text{ve} \quad \vec{M} = \begin{bmatrix} R \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

2.4. Modelleme

Helikopterin doğrusal olmayan matematiksel modeli 3 temel bloktan oluşur. Bu bloklar sırasıyla Çırpma ve İtke Denklemleri Bloğu, Kuvvet ve Tork Denklemleri Bloğu, Çırpma ve İtke Denklemleri Bloğudur [Bkz.Şekil.2.3].



Şekil 2.3. Helikopterin doğrusal olmayan matematiksel modeli.

Birinci blok katı cisim denklemlerini içermektedir. Bu blok girdileri, toplam kuvvet $({}^b F)^1$ ve toplam momenttir $({}^b \tau)^2$. Hesaplamalar yapılırken helikopter, üzerine kuvvetler ve momentlerin etkidiği bir katı cisim olarak kabul edilmiştir. Kuvvetler ve momentlerin kaynağı, ana rotor ve kuyruk rotoru ile helikopterin gövdesindeki hava akımından doğan sürüklenmedir.

Bloğun çıktıları, ${}^c P = \{x, y, z\}$ pozisyon durum değişkenleri, ${}^b V = \{u, v, w\}$ çizgisel durum değişkenleri, $\theta = \{\phi, \theta, \psi\}$ açı durum değişkenleri ve $\omega = \{p, q, r\}$ açısal hız durum değişkenleridir.

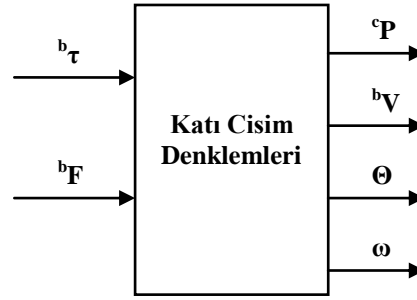
¹ ${}^b F$: Helikopterin gövde eksenine yani HGÇGET ye göre tanımlanmış kuvvettir.

² ${}^b \tau$: Helikopterin gövde eksenine yani HGÇGET ye göre tanımlanmış momenttir.

Kuvvet ve moment denklemleri bloğunun girdileri, ana rotor ve kuyruk rotor itki kuvvetleri (sırasıyla T_{MR} , T_{TR}) ve uzunlamasına ve yanal çarpma açılarıdır (sırasıyla β_{1C} , β_{1S}). Çarpma açıları itki kuvvetini oluşturur. Çarpma ve itki denklemleri, giriş vektörü değerleri olan $U_{eyleyici} = [u_{lat} \ u_{long} \ u_{col} \ u_{ped}]$ ile hesaplanır. Bu değerler eyleyici girişleridir [15, 21, 22, 23].

2.4.1. Katı Cisim Denklemleri Bloğu

Katı cisim denklemleri bloğu ile [Bkz.Şekil.2.4] helikopterin hareketi tanımlanır. Yapılan hesaplamalarda helikopterin katı bir cisim olarak kabul edilmesi Newton'un ikinci kanunu ve Euler'in dönme denklemlerinin uygulanabilmesini sağlar.



Şekil 2.4. Katı cisim denklemleri bloğu.

2.4.1.1. Dönüşüm Matrisi

Helikopterin ağırlık merkezine etkiyen kuvvetler ve momentler HGÇGET de tanımlanmıştır. Bununla birlikte helikopterin kararlılığı ve kontrolü UET referans alınarak sağlanır. Bu yüzden HGÇGET de tanımlı olan değerleri UET ye dönüştüren bir dönüşüm matrisine ihtiyaç vardır. Aradaki açı Euler açıları olarak tanımlanır. Yani Euler açıları HGÇGET ve UET arasındaki açılardır.

Dönüşüm dizisi ilk olarak x -ekseni etrafında başlar, daha sonra y -ekseni ve en son z -ekseni etrafında dönüşümle sona erer. Üç eksen etrafındaki dönüşümü temsil eden matrisler sırasıyla (2.8), (2.9) ve (2.10)'deki gibidir [24].

$$C_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$C_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

$$C_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$C_x(\phi)$, $C_y(\theta)$ ve $C_z(\psi)$ HGÇGET den UET ye dönüşümü gösterir

$$\mathfrak{R}_{bs}(\Theta) = C_x(\phi) \cdot C_y(\theta) \cdot C_z(\psi) \quad (2.11)$$

(2.8), (2.9) ve (2.10) eşitlikleri (2.11)'de yerine yazıldığında (2.12) bulunur.

$$\mathfrak{R}_{bs}(\Theta) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Ortogonalite prensibine göre A eksen takımından B eksen takımına dönüşümü sağlayan bir dönüşüm matrisinin transpozu alındığında ortaya B eksen takımından A eksen takımına dönüşüm sağlayan bir matris çıkar. Buna göre (2.11) eşitliğinin transpozu alınır HGÇGET den UET ye dönüşüm matrisi olan (2.13) elde edilir.

$$\mathfrak{R}_{sb}(\Theta) = \mathfrak{R}_{bs}^T(\Theta) = C_z(\psi) \cdot C_y(\theta) \cdot C_x(\phi) \quad (2.13)$$

$C_x(\phi)$, $C_y(\theta)$, $C_z(\psi)$ Denk.2.13'te yerine yazılırsa

$$\mathfrak{R}_{sb}(\Theta) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & c\phi s\theta c\psi + s\theta s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

elde edilir.

(2.14) $\mathfrak{R}_{sb}(\Theta)$ dönüşüm matrisi kullanılarak eksen takımları arasındaki dönüşüm (2.15)'deki gibi sağlanabilir.

$${}^s x = \mathfrak{R}_{sb}(\Theta).{}^b x, \quad (2.15)$$

2.4.1.2. Euler Oranları

Euler oranları Euler açı değişimidir. Euler oranları, Euler açılarının Denk.(2.18)'de gösterildiği gibi zamana göre türeviyle elde edilirler.

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_x(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + C_x(\phi)C_y(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

(2.10), (2.11) ve (2.12) eşitlikleri (2.16)'de yerine yazılırsa (2.17) eşitliği elde edilir. Burada elde edilen Denk.(2.19) Euler açı değişimlerinin aksel dönüşümlerinin gerçekleştirilmiş halidir.

$$\omega = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Burada,

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

ifadesi Euler açı değişimleri dönüşüm matrisidir. Euler açı değişimleri Denk.(2.18)'deki gibi sadeleştirilebilir.

$$\omega = P_{bs}(\Theta) \cdot \dot{\Theta}, \quad (2.18)$$

$P_{bs}(\Theta)$ dönüşüm matrisi UET den HGÇGET na dönüşümü gerçekleştirmektedir. Bu matrisin tersi alınarak, (2.20) eşitliği elde edilir.

$$P_{sb}(\Theta) = P_{bs}^{-1}(\Theta) \quad (2.19)$$

$$P_{sb}(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & \frac{s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

(2.18) ve (2.20) eşitlikleri (2.21)'de yerine yazılarak Euler oranları

$$\dot{\Theta} = P_{SB}(\Theta) \cdot \omega \quad (2.21)$$

olarak bulunmuş olur.

2.4.1.3. Çizgisel İvmelenme

Helikoptere ait çizgisel ivmelenme kinematik denklemleri Newton'un ikinci kanunu Denk.(2.22)'deki gibidir [21].

m helikopterin kütleini, F helikopterin gövdesi boyunca helikoptere etkiyen kuvveti, w açısal hız vektörünü, V HGÇGET nin DET ye göre tanımlanmış çizgisel hız vektörünü temsil etmek üzere

$${}^b\dot{V} = \frac{1}{m} {}^bF - \omega \times {}^bV \quad (2.22)$$

şeklinde yazılır.

2.4.1.4. Açısal İvmelenme

Helikopter katı bir cisim olarak kabul edilerek katı bir cismin ağırlık merkezi etrafındaki tork denklemi, \dot{H} açısal ivmelenmeyi, H açısal momentumu, w açısal

hızı ifade etmek üzere $\dot{H} = \left\{ \frac{dH}{dt} \right\} + \omega_0 \times H$, (2.23) şeklinde yazılabilir [25].

Açısal momentum $H = I.w$ (2.24) olarak ifade edilir. I, Denk.(2.24)'de görüldüğü gibi eylemsizlik momentlerini içeren eylemsizlik matrisidir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Helikopterin ağırlık merkezi etrafındaki tork denklemi, ,

$${}^b\tau = \frac{d(I.\omega)}{dt} + \omega \times (I.\omega) \quad (2.26)$$

$${}^b\tau = \frac{dI}{dt}.\omega + I.\frac{d\omega}{dt} + \omega \times (I.\omega) \quad (2.27)$$

şeklini alır.

Helikopter katı cisim olarak kabul edildiği için eylemsizliği sabit alınır. Dolayısıyla $dI/dt=0$ olur. Böylece tork denklemi (2.27) eşitliğindeki gibi elde edilir.

$${}^b\tau = I.\dot{\omega} + \omega \times (I.\omega) \quad (2.28)$$

Denk.(2.28)'den açısal ivmelenme çekilirse,

$$\dot{\omega} = I^{-1}(\tau - \omega \times (I.\omega)) \quad (2.29)$$

elde edilir.

Sonuç olarak; katı cisim denklemleri

$$\begin{bmatrix} {}^b\dot{V} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} \cdot {}^bF - \omega \times {}^bV \\ P_{sb}(\Theta).\omega \\ I^{-1}({}^b\tau - \omega \times (I.\omega)) \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

şeklinde elde edilir.

(2.30) eşitliğini oluşturan alt bileşenleri (2.31)- (2.37) arasındaki eşitliklerde ifade edilmiştir.

Çizgisel ivmelenme,

$${}^b\dot{\mathbf{V}} = \begin{bmatrix} {}^b\dot{u} \\ {}^b\dot{v} \\ {}^b\dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{{}^b f_x}{m} + {}^b v.r - {}^b \omega.q \\ \frac{{}^b f_y}{m} - {}^b u.r - {}^b \omega.p \\ \frac{{}^b f_z}{m} + {}^b u.q - {}^b v.p \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

Toplam kuvvet,

$${}^b\mathbf{F} = [{}^b f_x, {}^b f_y, {}^b f_z]^T \quad (2.32)$$

Çizgisel hızlar,

$${}^b\mathbf{V} = [{}^b u, {}^b v, {}^b w]^T \quad (2.33)$$

Açısal hızlar,

$$\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T \quad (2.34)$$

Euler oranları,

$$\dot{\Theta} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + \sin(\phi). \tan(\theta).q + \cos(\phi). \tan(\theta).r \\ \cos(\phi).q - \sin(\phi).r \\ \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)}.q + \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)}.r \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

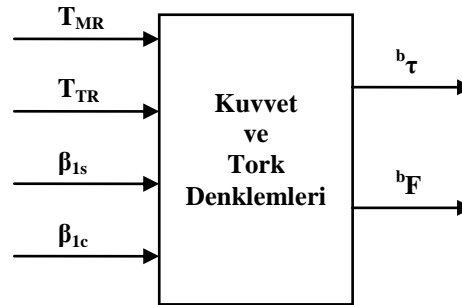
Euler açıları,

$$\Theta = [\phi, \theta, \psi]^T \quad (2.36)$$

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_{yy} - I_{zz}) \cdot q \cdot r + L}{I_{xx}} \\ -\frac{(I_{xx} - I_{zz}) \cdot p \cdot r - M}{I_{yy}} \\ \frac{(I_{yy} - I_{zz}) \cdot p \cdot q + N}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

2.4.2. Kuvvet ve Moment Denklemleri Bloğu

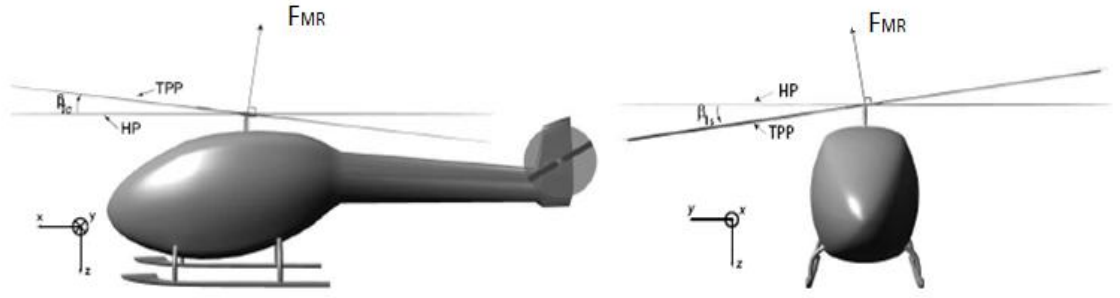
Kuvvet ve moment denklemleri bloğunun girdileri ana rotor ve kuyruk rotor itki kuvvetleri (sırasıyla T_{MR} , T_{TR}) ve çarpma açılarıdır (β_{1c} , β_{1s}). Çıktıları ise helikopter gövdesine etkiyen kuvvet ve moment vektörleridir (sırasıyla ${}^b F$, ${}^b \tau$) [Bkz.Şekil.(2.5)]



Şekil.2.5. Kuvvet ve Tork Denklemleri Bloğunun girdi ve çıktıları.

2.4.2.1. Kuvvetler

Helikopter gövdesi boyunca etkiyen kuvvetler, ana rotor etkisiyle oluşan kuvvet (${}^b F_{MR}$), kuyruk rotoru etkisiyle oluşan kuvvet (${}^b F_{TR}$) ve yerçekimi kuvveti (${}^b F_g$) dir.



Şekil.2.6. Çırpma açıları (β_{1c} , β_{1s}) ortaya çıktığında her üç eksende (x, y, z) oluşan ana rotor kuvvetinin bileşke kuvveti.

Bununla birlikte ana rotor etkisiyle oluşan kuvvetin, çırpma açıları (β_{1c} , β_{1s}) ortaya çıktığında her üç eksende (x, y, z) bileşke kuvveti oluşacaktır. Bu kuvvetler sırasıyla (x, y, z) eksenleri için ${}^b f_{x,MR}$, ${}^b f_{y,MR}$, ${}^b f_{z,MR}$ kuvvetleridir. (Bkz.Şekil.2.6)

Ana rotor etkisiyle oluşan kuvvetin x ekseninde bileşkesi ${}^b f_{x,MR} = -F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1c})$ (2.38), y ekseninde bileşkesi ${}^b f_{y,MR} = -F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1s})$ (2.39) ve z ekseninde bileşkesi ${}^b f_{z,MR} = -F_{MR} \cdot \cos(\beta_{1s}) \cdot \cos(\beta_{1c})$ (2.40) olmak üzere Ana rotor etkisiyle

oluşan kuvvet ${}^b F_{MR} = \begin{bmatrix} {}^b f_{x,MR} \\ {}^b f_{y,MR} \\ {}^b f_{z,MR} \end{bmatrix}$ (2.41) ile ifade edilmiştir.

(2.38), (2.39) ve (2.40) eşitlikleri (2.41)'de yerine yazılırsa

$${}^b F_{MR} = \begin{bmatrix} -F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1c}) \\ F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1s}) \\ -F_{MR} \cdot \cos(\beta_{1s}) \cdot \cos(\beta_{1c}) \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

denklemleri elde edilir.

Kuyruk rotoru etkisiyle oluşan kuvvet (2.43) ve (2.44)'da gösterilmiştir.

$${}^b f_{y,TR} = F_{TR} \quad (2.43)$$

$${}^b F_{TR} = \begin{bmatrix} {}^b f_{x,TR} \\ {}^b f_{y,TR} \\ {}^b f_{z,TR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{TR} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

Ana rotor ve kuyruk rotoru etkisiyle oluşan kuvvetler HGÇGET de tanımlıdır. Ancak yerçekimi kuvveti UET de tanımlıdır. ${}^b F_g$, eşitlik (2.45)'de tanımlanmıştır.

$${}^b F_g = \begin{bmatrix} {}^b f_{x,g} \\ {}^b f_{y,g} \\ {}^b f_{z,g} \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

${}^b F_g = \mathfrak{R}_{bs}(\Theta) \cdot {}^s F_g$ (2.46) de görüldüğü gibi dönüşüm matrisini kullanarak yerçekimi kuvvetinin UET den HGÇGET ye dönüştürülmesi gerekmektedir.

Yerçekimi kuvvetinin üç eksenindeki bileşenleri olan ${}^b f_{x,g}$, ${}^b f_{y,g}$, ${}^b f_{z,g}$ (2.46)'de yerine yazılırsa

$${}^b F_g = \mathfrak{R}_{bs}(\Theta) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m.g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin(\theta).m.g \\ \sin(\phi). \cos(\theta).m.g \\ \cos(\phi). \cos(\theta).m.g \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

eşitliği elde edilir.

(2.47) eşitliklerinde m helikopter kütlesi, g yerçekimi ivmesi ve (ϕ, θ, ψ) Euler açılarını göstermektedir.

Helikopter gövdesine etkiyen toplam kuvvet (2.48) eşitliğindeki gibi ana rotora etkiyen kuvvet, kuyruk rotoruna etkiyen kuvvet ve yerçekimi kuvvetinin toplamıdır.(Bkz.Denk.2.53)

$${}^b F = {}^b F_{MR} + {}^b F_{TR} + {}^b F_g \quad (2.48)$$

${}^b F_{MR}$, ${}^b F_{TR}$, ${}^b F_g$ (2.48) eşitliğinde yerine yazılırsa

$${}^b F = \begin{bmatrix} -F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1c}) \\ F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1s}) \\ -F_{MR} \cdot \cos(\beta_{1s}) \cdot \cos(\beta_{1c}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ F_{TR} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \cdot m \cdot g \\ \sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \\ \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

olarak bulunur.

Sonuç olarak, helikopter gövdesine etkiyen toplam kuvvet,

$${}^b F = \begin{bmatrix} -F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1c}) - \sin(\theta) \cdot m \cdot g \\ F_{MR} \cdot \sin(\beta_{1s}) + F_{TR} + \sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \\ -F_{MR} \cdot \cos(\beta_{1s}) \cdot \cos(\beta_{1c}) + \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \cdot m \cdot g \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

olarak ifade edilir.

2.4.2.2. Momentler

Moment tanımı, F uygulanan kuvveti, d ise kuvvetin uygulandığı nokta ile ağırlık merkezi arasındaki mesafeyi göstermek üzere, $\tau = F \cdot d$ (2.51) şeklinde oluşturulabilir.

Momentlerin gösterim sisteminde x eksenini etrafındaki dönme momenti L , y eksenini etrafında dönme momenti M , z eksenini etrafındaki dönme momenti N ile gösterilmektedir. (2.52) da ana rotorun oluşturduğu dönme momenti ${}^b\tau_{MR}$, kuyruk rotorunun oluşturduğu dönme momenti ${}^b\tau_{TR}$, ana rotordaki sürüklenme nedeniyle oluşan dönme momenti ise D indisiyle gösterilmektedir.

$${}^b\tau = \begin{bmatrix} {}^bL \\ {}^bM \\ {}^bN \end{bmatrix} = {}^b\tau_{MR} + {}^b\tau_{TR} + {}^b\tau_D \quad (2.52)$$

${}^b\tau_{MR}$, ${}^b\tau_{TR}$ ve D momentlerinin her üç ekseninde bileşikleri (2.52) de yerine yazıldığında

$${}^b\tau = \begin{bmatrix} {}^bL_{MR} \\ {}^bM_{MR} \\ {}^bN_{MR} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} {}^bL_{TR} \\ {}^bM_{TR} \\ {}^bN_{TR} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} {}^bL_D \\ {}^bM_D \\ {}^bN_D \end{bmatrix} \quad (2.53)$$

elde edilir.

Ana rotor momentine ait x eksenini etrafındaki dönme momenti ${}^bL_{MR} = {}^bf_{y,MR} \cdot h_m - {}^bf_{z,MR} \cdot y_m$ (2.54), y eksenini etrafındaki dönme momenti

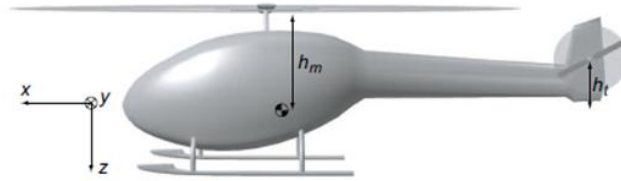
${}^bM_{MR} = -{}^bf_{x,MR} \cdot h_m - {}^bf_{z,MR} \cdot l_m$ (2.55) ve z eksenini etrafındaki dönme momenti

${}^bN_{MR} = {}^bf_{x,MR} \cdot y_m + {}^bf_{y,MR} \cdot l_m$ (2.56) eşitlikleri ile gösterilmiştir.

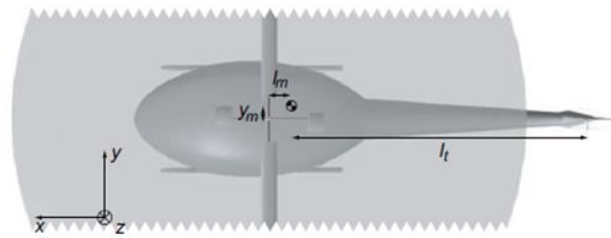
Ana rotorun oluşturduğu dönme momenti, ${}^b\tau_{MR}$, için (2.54), (2.55) ve (2.56) yerine yazıldığında

$$\begin{bmatrix} {}^b L_{MR} \\ {}^b M_{MR} \\ {}^b N_{MR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{y,MR} \cdot h_m - f_{z,MR} \cdot y_m \\ -f_{x,MR} \cdot h_m - f_{z,MR} \cdot l_m \\ f_{x,MR} \cdot y_m + f_{y,MR} \cdot l_m \end{bmatrix} \quad (2.57)$$

elde edilir.



(a) Helikopterin yandan görüntüsü. h_m ağırlık merkezinden ana rotora olan uzaklık, ve h_t ağırlık merkezinden kuyruk rotoruna olan uzaklık. (her ikisi de z eksenini boyunca)



(b) Helikopterin üstten görüntüsü. l_m ağırlık merkezinden ana rotora olan uzaklık ve l_t ağırlık merkezinden kuyruk rotoruna olan uzaklık. (her ikisi de x eksenini boyunca) y_m y eksenini boyunca ağırlık merkezinden ana rotora olan uzaklık.

Şekil 2.7. Ana rotor ve kuyruk rotoru momentlerini hesaplamak için kullanılan uzaklıklar.

Kuyruk rotoru etkisiyle oluşan x, y ve z eksenleri etrafındaki dönme moment eşitlikleri sırasıyla (2.58), (2.59) ve (2.60) te gösterilmiştir. Bu eşitliklerde h_t , z eksenini boyunca ağırlık merkezinden kuyruk rotoruna olan uzaklık iken, l_t , x eksenini boyunca ağırlık merkezinden kuyruk rotoruna olan uzaklık olarak tanımlanır.

$${}^b L_{TR} = f_{y,TR} \cdot h_t \quad (2.58)$$

$${}^b M_{TR} = 0 \quad (2.59)$$

$${}^b N_{TR} = -{}^b f_{y,TR} \cdot l_t \quad (2.60)$$

Kuyruk rotoru etkisiyle oluşan dönme momenti, ${}^b \tau_{TR}$, için (2.58), (2.59) ve (2.60) yerine yazıldığında

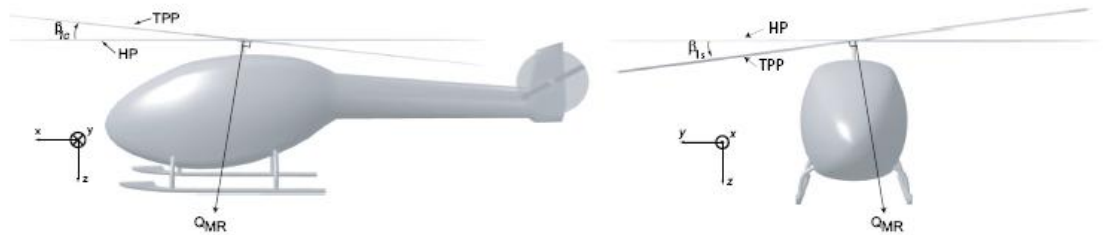
$$\begin{bmatrix} {}^b L_{TR} \\ {}^b M_{TR} \\ {}^b N_{TR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^b f_{y,TR} \cdot h_t \\ 0 \\ -{}^b f_{y,TR} \cdot l_t \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

elde edilir.

Ana rotor pallerinin dönmesi sebebiyle oluşan aerodinamik sürüklenme dönme momenti, $A_{Q,MR}$ ana rotor itkisi ve sürüklenme ilişkisini belirleyen bir sabit, $B_{Q,MR}$ çırpma açıları sıfır olduğunda ana rotorun dönmesine bağlı olarak ortaya çıkan sürüklenme kuvveti olmak üzere,

$$Q_{MR} = -(A_{Q,MR} \cdot T_{MR}^{1.5} + B_{Q,MR}) \quad (2.62)$$

şeklinde gösterilir.



Şekil 2.8. Ana rotor pallerinin dönmesi sebebiyle oluşan aerodinamik sürüklenme dönme momenti.

Ana rotorun dönmesine bağlı ortaya çıkan x -ekseni etrafındaki sürüklenme momenti olan ${}^b L_{D,MR}$ (2.63) eşitliğinde, ana rotorun dönmesine bağlı ortaya çıkan y -ekseni etrafındaki sürüklenme momenti olan ${}^b M_{D,MR}$ (2.64) eşitliğinde, ana rotorun dönmesine bağlı ortaya çıkan z -ekseni etrafındaki sürüklenme momenti olan ${}^b N_{D,MR}$ (2.65) eşitliğinde ifade edilmiştir.

$${}^b L_{D,MR} = Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{1c}) \quad (2.63)$$

$${}^b M_{D,MR} = -Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{1s}) \quad (2.64)$$

$${}^b N_{D,MR} = Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{1c}) \cdot \cos(\beta_{1s}) \quad (2.65)$$

(2.63), (2.64) ve (2.65) eşitlikleri yerine yazıldığında sürüklenme dönme momenti

$$\begin{bmatrix} {}^b L_{D,MR} \\ {}^b M_{D,MR} \\ {}^b N_{D,MR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{1c}) \\ -Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{1s}) \\ Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{1c}) \cdot \cos(\beta_{1s}) \end{bmatrix} \quad (2.66)$$

olarak elde edilir.

Helikopter gövdesine etkileyen toplam dönme momenti olan, ${}^b \tau$,

$${}^b \tau = \begin{bmatrix} {}^b L \\ {}^b M \\ {}^b N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^b L_{MR} \\ {}^b M_{MR} \\ {}^b N_{MR} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} {}^b L_{TR} \\ {}^b M_{TR} \\ {}^b N_{TR} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} {}^b L_{D,MR} \\ {}^b M_{D,MR} \\ {}^b N_{D,MR} \end{bmatrix} \quad (2.67)$$

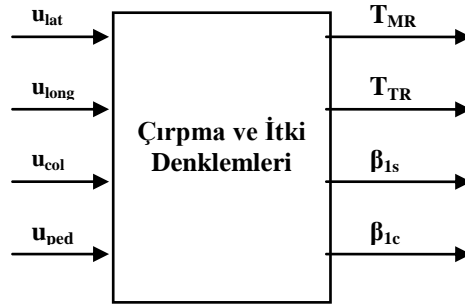
Şeklindedir.

Tüm değerler yerine yazıldığında toplam dönme momenti (2.68) de görüldüğü şekilde elde edilir.

$${}^b\tau = \begin{bmatrix} f_{y,MR} \cdot h_m - {}^b f_{z,MR} \cdot y_m + {}^b f_{y,TR} \cdot h_t + Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{1c}) \\ -{}^b f_{x,MR} \cdot h_m - {}^b f_{z,MR} \cdot l_m - Q_{MR} \cdot \sin(\beta_{1s}) \\ f_{x,MR} \cdot y_m + {}^b f_{y,MR} \cdot l_m - {}^b f_{y,TR} \cdot l_t + Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{1c}) \cdot \cos(\beta_{1s}) \end{bmatrix} \quad (2.68)$$

2.4.3. Çırpma ve İtki Denklemleri Bloğu

Çırpma ve itki denklemleri bloğunun girdileri u_{LAT} , u_{LONG} , u_{COL} , u_{PED} : çıktıları ise T_{MR} , T_{TR} , β_{1s} , β_{1c} dir. Burada u_{LAT} , u_{LONG} , u_{COL} , u_{PED} sırasıyla yanlamasına, uzunlamasına, kolektif ve sapma kontrol girişleridir.(Bkz.Şekil.2.9)



Şekil 2.9. Çırpma ve İtki Denklemleri Bloğu.

Kontrol girişleri değiştiğinde ana rotor ve kuyruk rotoruna ait flaplama açıları ve buna bağlı olarak da itki kuvvetleri değişir. Ana rotor üzerindeki u_{COL} (collective yunuslama) değiştiğinde tüm çırpma açıları aynı oranda artar. İtki kuvvetinin genliği de buna göre değişir. Burada TPP yönelimi değişmez. u_{LAT} , u_{LONG} kontrol girişleri değiştirildiğinde çırpma açılarında yine değişiklik olacaktır ancak bu defa itki kuvvetinin genliği değil yönü değişecektir. Çünkü bu durum TPP yönelimini değiştirecektir.

Bu hareket yalpa çemberi (YÇ)¹ tarafından sağlanır. YÇ, TPP yönelimini değiştirir. u_{PED} kuyruk rotoru kontrol girişidir. u_{PED} değiştirildiğinde kuyruk rotoru üzerindeki collective yunuslama düzenli olarak değişir ve bu da helikopterin z - ekseninde etrafında bir sapma hareketi gerçekleştirmesine neden olur. T_{MR} , T_{TR} , β_{1C} , β_{1S} sırasıyla ana rotor itki kuvveti, kuyruk rotoru itki kuvveti, ana rotora ait uzunlamasına ve yanal çırpma açılarıdır.

2.4.3.1. İtki Kuvveti Denklemleri

2.4.3.1.1. Ana Rotor İtki Kuvveti Denklemleri

Ana rotor itki bağıntısı, ρ hava yoğunluğunu, Ω ana rotor hızını, R ana rotor yarıçapını, a kaldırma kuvveti eğrisinin eğimini, B rotorun pal sayısını, c ise palin veter uzunluğunu, ω_b ana rotor palinin havaya göre hızını, v_i TPP de indüklenen rüzgâr hızını temsil etmek üzere [22]

$$T_{MR} = (\omega_b - v_i) \cdot \frac{\rho \cdot \Omega \cdot R^2 \cdot a \cdot B \cdot c}{4} \quad (2.69)$$

şeklinde tanımlanabilir [23].

TPP de indüklenen rüzgâr hızı, v_i , Ana rotor palinin havaya göre hızı

$$\omega_b = \omega_r + \frac{2}{3} \Omega \cdot R \left[u_{col} + \frac{3}{4} \theta_{twist} \right] \quad (2.70),$$

¹ YÇ(Yalpa Çemberi) : Swash Plate (ing. karşılığı)

$$v_i^2 = \sqrt{\left(\frac{\hat{v}^2}{2}\right)^2 + \left(\frac{T_{MR}}{2 \cdot \rho \cdot A}\right)^2} - \frac{\hat{v}^2}{2} \quad (2.71)$$

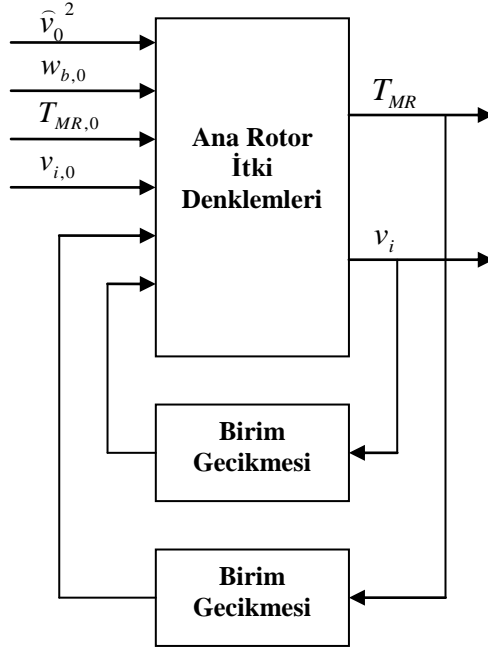
şeklinde ifade edilir.

Eşitlik (2.71)'deki $A = \pi \cdot R^2$ (2.72) dir.

Eşitliklerde sırasıyla w_r , ana rotor çemberinin ${}^b u$, ${}^b v$, ${}^b w$ çizgisel hızlarından kaynaklı havaya göre hızını, u_{COL} kolektif kontrol girişini, θ_{twist} pal burulmasını, ${}^b u$, ${}^b v$, ${}^b w$ sırasıyla uzunlamasına, yanal ve dikey çizgisel hızları, i_s başlangıç şaft kaymasını temsil etmektedir. θ_{twist} pal burulması ihmal edildiğinde, ω_b ifadesi (2.73) de görüldüğü şekilde sadeleşir.

$$w_b = w_r + \frac{2}{3} \Omega \cdot R \cdot u_{col} \quad (2.73)$$

Ana rotor itki kuvveti, F_{MR} , denklemi, TPP'de indüklenen rüzgar hızı olan v_i ye bağlı olarak tanımlanır. Aynı şekilde, v_i de T_{MR} ye bağlı olarak tanımlanmıştır. Bu yüzden F_{MR} nümerik bir method kullanılarak hesaplanmıştır. \hat{v}_0^2 , $w_{b,0}$, $F_{MR,0}$, $v_{i,0}$ değerleri \hat{v}^2 , w_b , F_{MR} , v_i nin başlangıç değerleridir. Bu değerler T_{MR} ve v_i nin yeni değerlerini hesaplamak için kullanılır. Bu döngü F_{MR} ve v_i değerleri kararlı hale gelinceye kadar devam eder. (Bkz.Şekil.2.10)



Şekil 2.10. Ana Rotor İtki Denklemlerinde F_{MR} ve v_i değerlerinin kararlı hale getirilmesi.

2.4.3.1.2. Kuyruk Rotoru İtki Kuvveti Denklemleri

Kuyruk rotorunun amacı, ana rotorun oluşturduğu dönme momentini sıfırlayarak helikopterin ${}^b z^1$ etrafında dönmesine engel olmaktır. Helikopterde kullanılan jiroskop, yalpa kontrolörüyle kuyruk rotor pallerini kontrol eder. Böylece kuyruk rotoru itkisi helikopterin ${}^b z$ etrafındaki açısal hızı olan r hızını sıfırda tutar. Bu durumda helikopter, kendisine fazladan bir u_{PED} kuvveti verilmedikçe sapma yapamaz. ${}^b z$ etrafındaki dönme momenti ${}^b N$, (2.74) te verilmiştir.

$${}^b N = {}^b f_{y,MR} \cdot I_m - {}^b f_{y,TR} \cdot I_t + {}^b f_{x,MR} \cdot y_m + Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{1c}) \cdot \cos(\beta_{1s}) \quad (2.74)$$

Helikopterin açısal hızı r jiroskop kullanılarak kararlı hale getirilir. Bu da ${}^b N$ nin 0 olması demektir. (2.74)ten ${}^b f_{y,TR}$ çekilirse, ${}^b f_{y,TR} = F_{TR}$ (2.75)'daki gibi bulunur.

$$F_{TR} = \frac{{}^b f_{y,MR} \cdot l_m + {}^b f_{x,MR} \cdot y_m + Q_{MR} \cdot \cos(\beta_{1c}) \cdot \cos(\beta_{1s})}{l_t} + u_{ped} \quad (2.76)$$

(2.77) eşitliğinde görülen u_{PED} , ek olarak sisteme verilen itki girdisidir. T_{TR} kuvvet olduğundan u_{PED} , diğer 3 kontrol girişinden farklı olarak kuvvettir.

YÇ mekanik olarak kontrol rotoru (Bell-Hiller Bar) ve ana rotor olmak üzere 2 ayrı rotor sistemine bağlıdır. YÇ nin yanal ve uzunlamasına girişleri hem ana rotora hem de kontrol rotoruna etkir. Bir kısım giriş direk olarak ana rotora etkirken, bir kısmı da kontrol rotoru üzerinden ana rotora etkir.

2.4.3.2. Çırpma Kuvveti Denklemleri

2.4.3.2.1. Kontrol Rotoru Çırpma Kuvveti Denklemleri

Çalkantı tablasından çıkan girişler, A_{SP} ve B_{SP} , ana rotorda yanal ve uzunlamasına çırpma açılarının (sırasıyla β_{1s} ve β_{1c}) oluşmasına sebep olur. Kontrol rotorunun ana rotorla olan mekanik bağlantısının kazancı K_{CR} ve çalkantı tablasının ana rotora olan mekanik bağlantısının kazancı K_{MR} [13] olmak üzere,

$$A_{MR} = K_{MR} \cdot A_{SP} + K_{CR} \cdot \beta_{CR,1s} \quad (2.77)$$

ve

$$B_{MR} = K_{MR} \cdot B_{SP} - K_{CR} \cdot \beta_{CR,1c} \quad (2.78)$$

eşitlikleri ile dairesel girişlerin ana rotor çırpma açılarına katkısı gösterilmektedir.

¹ ^b z : HGÇGET 'de z-ekseni.

Çırpma açıları çalkantı tablası tarafından kontrol edilir. Ancak helikopterin yunuslama ve yuvarlanma oranları, kontrol rotoru çırpma açılarını etkiler. Kontrol rotoru çırpması, verilen yanal ve uzunlamasına eksenlerdeki dönme momentleri ile Denk.(2.80) ve Denk.(2.81) ile açıklanmıştır [13].

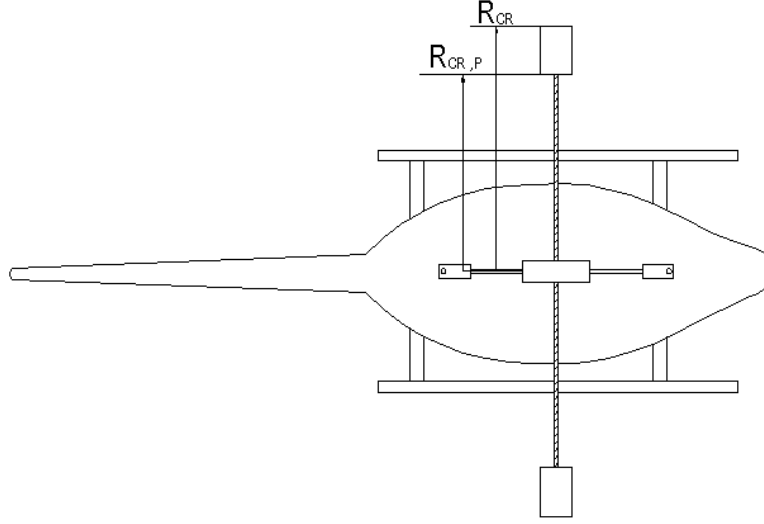
$$M_{\sin e} = \frac{1}{2} T_1 B_{SP}(t) + \frac{1}{2} T_2 p(t) - \frac{2q(t)}{\Omega} + \frac{1}{2} T_1 \beta_{CR,1c} - \frac{2\dot{\beta}_{CR,1c}(t)}{\Omega} + \frac{1}{2} T_2 \dot{\beta}_{CR,1s}(t) + \frac{2\ddot{\beta}_{CR,1s}(t)}{\Omega^2} \quad (2.79)$$

$$M_{\cos ine} = \frac{1}{2} T_1 A_{SP}(t) + \frac{2p(t)}{\Omega} + \frac{1}{2} T_2 q(t) + \frac{1}{2} T_1 \beta_{CR,1s}(t) + \frac{2\dot{\beta}_{CR,1s}(t)}{\Omega} + \frac{1}{2} T_2 \dot{\beta}_{CR,1c}(t) + \frac{2\ddot{\beta}_{CR,1c}(t)}{\Omega^2} \quad (2.80)$$

$R_{CR,P}$ rotor göbeğinin merkezinden kontrol rotor kanatlarının başlangıcına kadar olan mesafeyi, R_{CR} , rotor göbeğinin merkezinden kontrol rotor kanatlarının sonuna kadar

olan mesafeyi temsil etmek üzere $T_1 = \gamma \cdot \left(-\frac{1}{4} + \frac{R_{CR,P}^4}{4.R_{CR}^4} \right) \quad (2.81),$

$$T_2 = \gamma \cdot \left(-\frac{1}{4.\Omega} + \frac{R_{CR,P}^4}{4.R_{CR}^4 .\Omega} \right) \quad (2.82) \text{ dir. (Bkz. Şekil.2.11).}$$



Şekil 2.11. $R_{CR,P}$, R_{CR}

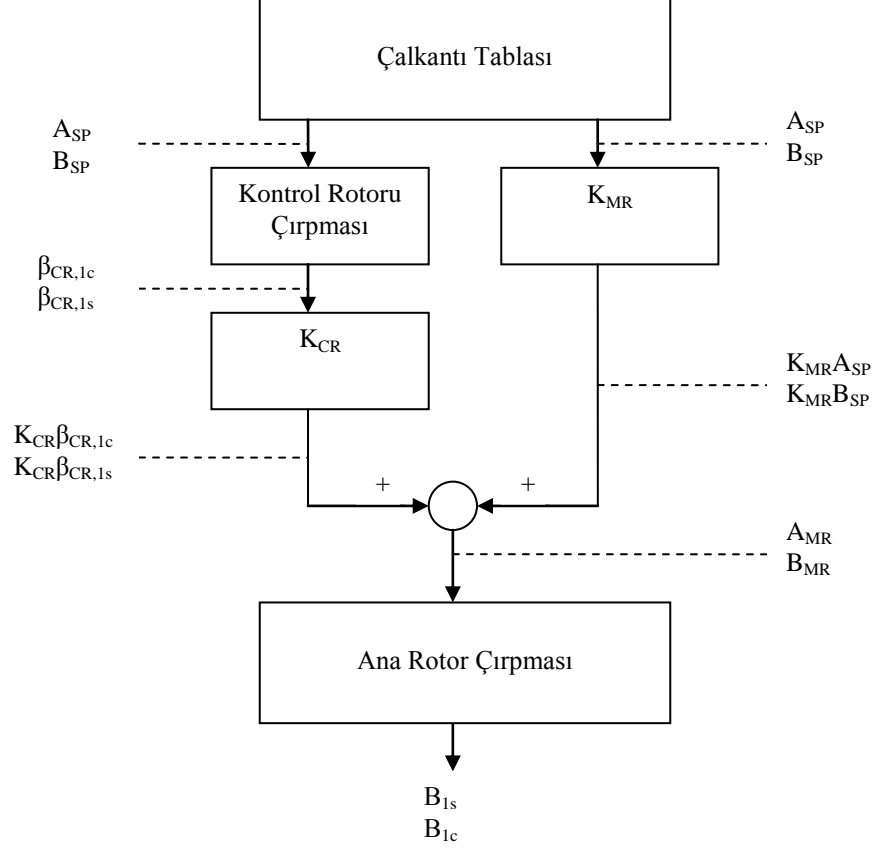
(2.84) ve (2.85) eşitliklerinde $\dot{\beta}_{CR,1c}$ ve $\dot{\beta}_{CR,1s}$ sırasıyla kontrol rotorunun yanal ve uzunlamasına flaplama açısı oranlarını, A_{SP} ve B_{SP} çalkantı tablasının yanal ve uzunlamasına açıları, γ kontrol rotoruna ait aerodinamik bir sabiti ve Ω ana rotorun dönme hızını göstermektedir.

$$\dot{\beta}_{CR,1s}(t) = \frac{1}{4}\Omega T_1 \cdot A_{SP}(t) - p(t) - \frac{1}{4}\Omega T_2 \cdot q(t) - \frac{1}{2}\Omega \cdot \beta_{CR,1s}(t) - \frac{1}{4}\Omega T_1 \cdot \dot{\beta}_{CR,1c}(t) - \frac{\ddot{\beta}_{CR,1c}(t)}{2\Omega}$$

(2.83)

$$\dot{\beta}_{CR,1c}(t) = \frac{1}{4}\Omega T_1 \cdot B_{SP}(t) - q(t) + \frac{1}{4}\Omega T_2 \cdot p(t) + \frac{1}{2}\Omega \cdot \beta_{CR,1c}(t) + \frac{1}{4}\Omega T_1 \cdot \dot{\beta}_{CR,1s}(t) - \frac{\ddot{\beta}_{CR,1s}(t)}{2\Omega}$$

(2.84)



Şekil 2.12. Mixer Sistemi.

2.4.3.2.2. Ana Rotor Çırpma Denklemleri

Ana rotor çırpma denklemleri (2.85) ve (2.86)

$$\begin{aligned}
 \beta_{1c}(t) = & \frac{3.06 \cdot 10^{-7} \cdot (-3.26 \cdot 10^6 \cdot B_{MR} \pi^2 - 816.97 \cdot v^2(t) \cdot B_{MR} - 3275.88 \cdot u(t) \cdot v_i)}{\pi^2} \\
 & - \frac{3.06 \cdot 10^{-7} \cdot (2456.91 \cdot u^2(t) \cdot B_{MR} - 1637.94 \cdot A_{MR} \cdot v(t) \cdot u(t) + 1.13 \cdot 10^5 \pi p(t))}{\pi^2} \\
 & - \frac{3.06 \cdot 10^{-7} \cdot (4.67 \cdot 10^5 \pi q(t) + 1.95 \cdot 10^5 u_{col}(t) \cdot u(t))}{\pi^2}
 \end{aligned} \quad (2.85)$$

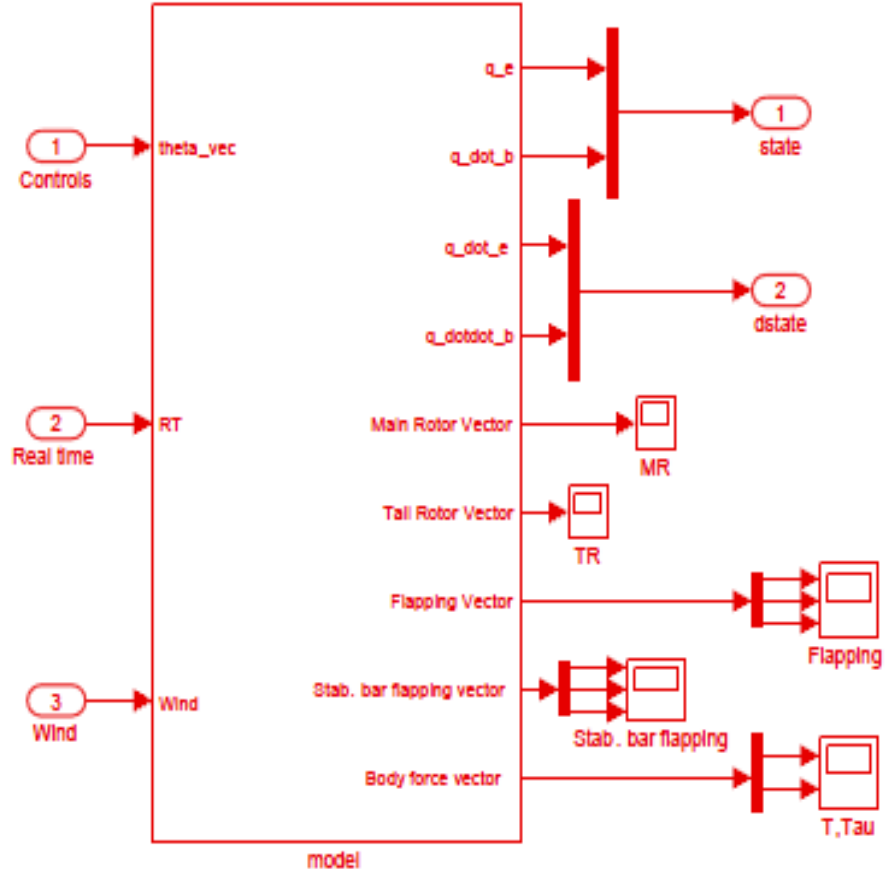
$$\begin{aligned}
\beta_{1s}(t) = & \frac{3.06.10^{-7} \cdot (1.94.10^5 \pi \cdot u_{col}(t) \cdot v(t) - 3.26.10^6 \cdot \pi^2 \cdot A_{MR})}{\pi^2} \\
& - \frac{3.06.10^{-7} \cdot (1637.94 \cdot B_{MR} \cdot u(t) \cdot v(t) \cdot v_i + 4.67.10^5 \pi \cdot p(t) - 3275.88 \cdot v_i)}{\pi^2} \\
& \frac{3.06.10^{-7} \cdot (2456.91 \cdot A_{MR} \cdot v^2(t) - 818.97 \cdot u^2(t) \cdot A_{MR} + 1.12.10^5 \pi \cdot q(t))}{\pi^2}
\end{aligned} \tag{2.86}$$

eşitlikleri ile ifade edilir [13].

2.5. Kullanılan Helikopter Modeli

Bu tezin amacı helikopter modeli geliştirmek olmadığı için Aalborg Üniversitesi'nin yapmış olduğu çalışmalar sonucunda ortaya çıkmış, üniversiteye ait internet sitesinde açık kodları verilmiş ve doğrulandığı belirtilmiş olan matematiksel bir model kullanılmıştır [26].

Helikopter, eyleyici girişlerinden helikopter hareketine kadar olan doğal akış takip edilerek modellenmiştir. Bu matematiksel model eyleyici sistemi, rotor dinamikleri, kuvvet ve moment denklemleri, katı cisim denklemleri olmak üzere 4 temel bloktan oluşmaktadır. (Bkz.Şekil.2.12)



Şekil 2.13. Helikopter Modeli.

Eyleyici sistemi, helikopterin kontrol yüzeylerini hareket ettirerek helikopterin kontrolünü sağlar. Örneğin, ana rotor ve kuyruk rotorunun palleri. Eyleyici sistemi ana rotor yunuslama hareketini kontrol etmek için 3 servo, motor kontrolü için bir servo ve bir governor, kuyruk rotor yunuslama kontrolörü ve jiroskop için bir servo olmak üzere 5 adet servo içerir. Servo sistemi için PWM girişleri S vektörü içinde toplanmıştır. Sistemin çıktıları, ana rotor ve kuyruk rotoru pal yunuslama vektörü Θ ve ana rotor ve kuyruk rotoru RPM hızı Ω dır.

Rotor dinamikleri, rotor tarafından üretilen kuvvetler ve momentlerin belirlenmesini sağlar. Bu konuda ana rotor hareketleri ve dengeleyici bar önemli rol oynar. Çırpma olarak bilinen pallerin birincil hareketi diktir ve ikinci derece dinamikler kullanılarak modellenmiştir. Çırpma vektörü a olarak temsil edilmiştir ve ana rotor dengeleyici bar çırpmalarının her ikisini de içerir. Burada kuyruk rotoru çırpması ihmal edilmiştir.

Kuvvetler ve momentler, rotor ve sürüklenme kuvvetleri ile helikopter yüzeylerinden kaynaklanan dönme momentlerini içerir.

Katı cisim denklemleri, helikopterin dinamik ve kinematik denklemlerini tanımlar. Kuvvetler ve momentlerden çıkan girişleri helikoptere aktarır.

2.5.1. Girişler

2.5.1.1. Kontrolör

Modelde kontrol sinyalleri 5 elemanlı bir vektör olan $u_i = [\Omega_{mr} \ \theta_{col} \ \theta_{lat} \ \theta_{lon} \ \omega_{tr}]$ (2.88) ile ifade edilmiştir. Kontrol girişleri sırasıyla ana rotor açısal hızı Ω_{mr} (rad/s), kolektif θ_{col} (rad), yuvarlanma açısı θ_{lat} (rad), yunuslama açısı θ_{lon} (rad), kuyruk jiroskop kontrolörü ω_{tr} (rad) girişleridir. Ana rotor dönme hızı (Ω), direk olarak ana rotor üzerindeki açısal hızdır. Kolektif, yuvarlanma ve yunuslama açıları ise direk olarak ana rotor üzerinde ölçülen açılardır. Kuyruk kontrolör girişi sapma kontrol sistemine referanstır. Örneğin, 1 rad/s lik bir giriş, helikopterin ${}^b z$ etrafında 1 rad/s lik bir sapmaya neden olur.

2.5.1.2. Gerçek Zamanlı

Gerçek zamanlı girişi 0=disabled ya da 1=enabled olabilir. Eğer 1=enabled ise simülasyonu gerçek zamanlı çalışmaya yakın olacak şekilde geciktirir.

2.5.1.3. Rüzgâr

Rüzgâr etkisi UET de ölçülmüştür. Her üç eksenindeki rüzgar hızı [m/s] cinsindedir ve (2.95) eşitliğinde gösterildiği gibidir.

$$v_w = \begin{bmatrix} v_x & v_y & v_z \end{bmatrix} \quad (2.89)$$

Rüzgar modeli, gürültü eklenmiş bir sinüzoidal işaret olarak belirlenmiştir. Bu gerçek bir rüzgar modeli olmamakla birlikte modele aerodinamik bozucu etkiye sebep olan çizgisel hız olarak etkir.

2.5.2. Çıkışlar

2.5.2.1. Durumlar

Helikopterin katı cisim durum vektörü $q_e = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]_h$ (2.96) (3 pozisyon [m] ve 3 Euler açısı [rad 3-2-1 rotation]) ve $\dot{q}_b = [v_x \ v_y \ v_z \ w_x \ w_y \ w_z]_h$ (2.97) (3 çizgisel hız [m/s] ve 3 açısal değişim [rad/s] HGÇGET de tanımlı olmak üzere) 12 elemandan oluşmaktadır. Böylece katı cisim durum vektörü state= $[q_e \ \dot{q}_b]$ şeklindedir.

2.5.2.2. Durum Türevleri

Helikopterin katı cisim durum türevleri vektörü $\dot{q}_e = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]$ (2.90) (3 çizgisel hız [m/s] ve 3 Euler türevi [rad/s]) ve $\dot{q}_b = [\dot{v}_x \ \dot{v}_y \ \dot{v}_z \ \dot{w}_x \ \dot{w}_y \ \dot{w}_z]$ (2.91) (3 çizgisel ivme [m/s²] ve 3 açısal ivme [rad/s²]) olmak üzere 12 elemandan oluşmaktadır. Durum türevleri vektörü dstate= $[\dot{q}_e \ \ddot{q}_b]$ şeklindedir.

2.5.2.3. Ana Rotor ve Kuyruk Rotoru Vektörü

Ana rotor vektörü iç akış, ana rotora ait oranlar ve ana rotor tarafından üretilen kuvvetler ve momentleri içeren 10 elemandan oluşur.

Vektör, (2.92) de belirtilmiştir.

$$\overline{MR} = [\lambda \quad \mu_x \quad \mu_y \quad \mu_z \quad F_x \quad F_y \quad F_z \quad \tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]_{mr} \quad (2.92)$$

Kuyruk rotor vektörü iç akış, kuyruk rotora ait oranlar ve kuyruk rotoru tarafından üretilen kuvvetler ve momentleri içeren 8 elemanlı bir vektördür.

Vektör, (2.93) de belirtilmiştir.

$$\overline{TR} = [\lambda \quad \mu_x \quad \mu_y \quad \mu_z \quad F_y \quad \tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]_{tr} \quad (2.93)$$

2.5.2.4. Çırpma Vektörü

Ana rotor için çırpma vektörü $[a_{col} \quad a_{lat} \quad a_{lon} \quad \dot{a}_{col} \quad \dot{a}_{lat} \quad \dot{a}_{lon} \quad \ddot{a}_{col} \quad \ddot{a}_{lat} \quad \ddot{a}_{lon}]_{mr}$ (2.94) şeklinde 9 elemanlı bir vektördür.

Dengeleyici bar için çırpma vektörü $[a_{lat} \quad a_{lon} \quad \dot{a}_{lat} \quad \dot{a}_{lon} \quad \ddot{a}_{lat} \quad \ddot{a}_{lon}]$ (2.95) şeklinde ifade edilmiştir.

2.5.2.5. Gövde Kuvvet Vektörü

Gövde kuvvet vektörü helikoptere etkiyen 3 kuvvet ve 3 dönme momenti olmak üzere 6 eleman içeren $[F_x \quad F_y \quad F_z \quad \tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]_h$ (2.96) vektörüdür.

2.5.3. Model Parametreleri

Model parametrik olduğundan belli özellikleri değiştirebilmek mümkündür. Modele ait kullanıcının ulaşabileceği ve değiştirebileceği model parametreleri aşağıda belirtilmiştir.

1. Çevre (fiziksel sabitler ve örnekleme zamanları)
2. Ana Rotor (özellikler, şekli ve ölçüleri)
3. Kuyruk Rotoru (özellikler, şekli ve ölçüleri)
4. Dengeleyici Bar (Flybar da denir. Bell-Hiller Bar)
5. Kuyruk Jiroskopu (tipi ve kazancı)
6. Kuyruk Mekaniği (ölçüsü ve şekli)
7. Motor Dinamikleri
8. Eyleyici Limitleri (saturasyon)
9. Helikopterin Ölçüleri ve Eylemsizliği
10. İniş Takımları
11. Sensör Yerleşim Yerleri ve Referansları

2.6. Simülasyon Ortamı

Flightgear pek çok işletim sistemini (Windows, Mac, Linux, vb.) destekleyen, kaynak kodlarına internet sitesinden ulaşılabilme olanağı sağlayan ücretsiz açık-kod bir uçuş simulatörüdür. Flightgear projesi araştırma ya da akademik çevrelerde kullanım için, pilot eğitimleri için, endüstride mühendislik geliştirme aracı olarak ve eğlence amaçlı kullanımı için geliştirilmiştir. Flightgear ile 3 ayrı dinamik model arasından bir tercih yapabilmek mümkün olduğu gibi yeni bir uçuş dinamik modeli ekleme olanağı da bulunmaktadır. Bu tezde Flightgear için Simulink adaptasyonu yapılmış ve Simulinkte koşturulan yazılım Flightgear ortamında simule edilmiştir. Flightgear içeriğinde dünyada var olan 20,000 den fazla hava limanı bulunmaktadır. Helikopter ve uçak olmak üzere pek çok hava aracı modeli uçuş simülasyonu için kullanılabilirken, dışarıdan istenilen hava aracının programa yüklenip kullanılabilmesi mümkündür.(Bkz.Şekil.2.13).

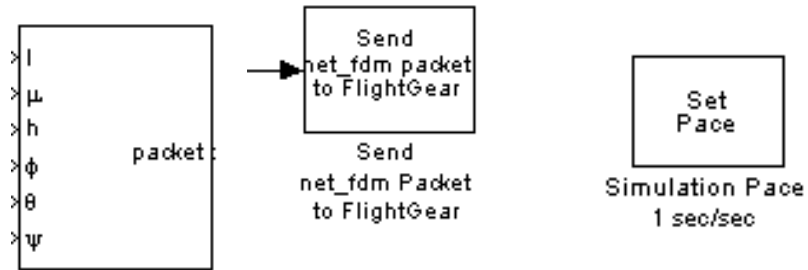


Şekil 2.14. Flightgear Simülasyon Ekranı.

2.7. Matlab (Simulink)-Flightgear Arayüzü

Flightgear uçuş simülatörünün Simulink ile birlikte çalışabilmesi için mevcut Simulink modeline yeni bloklar eklenmesi gerekmektedir.

Pack net_fdm Packet bloğu kullanılacak hava aracı modeline uygun olarak belirlenecek girişlerden belirli bir Flightgear versiyonu ile uyumlu bir data paketi oluşturur. Bu data yapısı ikili sistemde(binary) oluşturulur.(Bkz.Şekil.2.14).

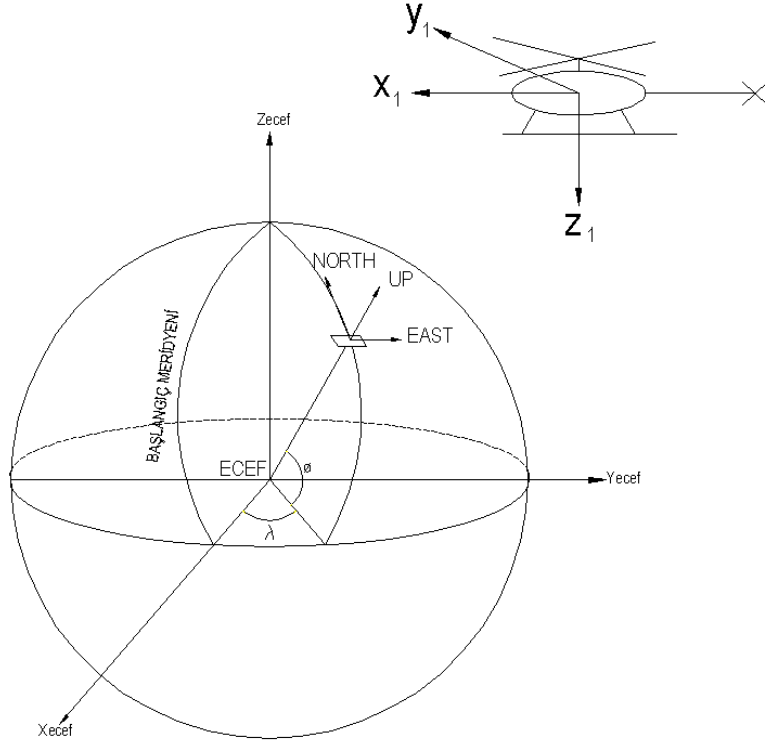


Şekil 2.15. Pack net_fdm Packet, Send net_fdm Packet, Simulation Pace Blokları.

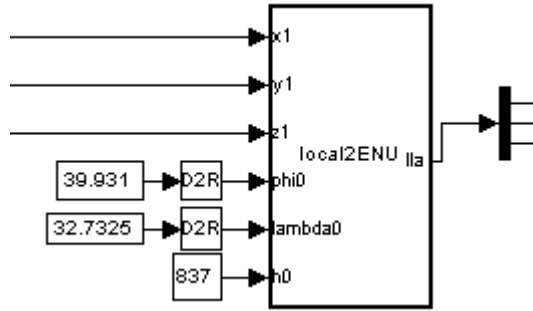
Send net_fdm Packet for Flightgear bloğu bir 6nceki blok tarafından 6retilmiş data paketini UDP 6zerinden Flightgear oturumunun duraksız veri akışı için beklediği belirlenmiş IP adresi ve porta iletir. (Bkz.şekil.2.14).

Simulation Pace bloğu sim6lasyon zamanının 1 saniyesini saat zamanının 1 saniyesine denk gelecek şekilde yavaşlatır. Blok parametreleri değiştirilerek bu oran istenildiği şekilde ayarlanabilir. (Bkz.şekil.2.14).

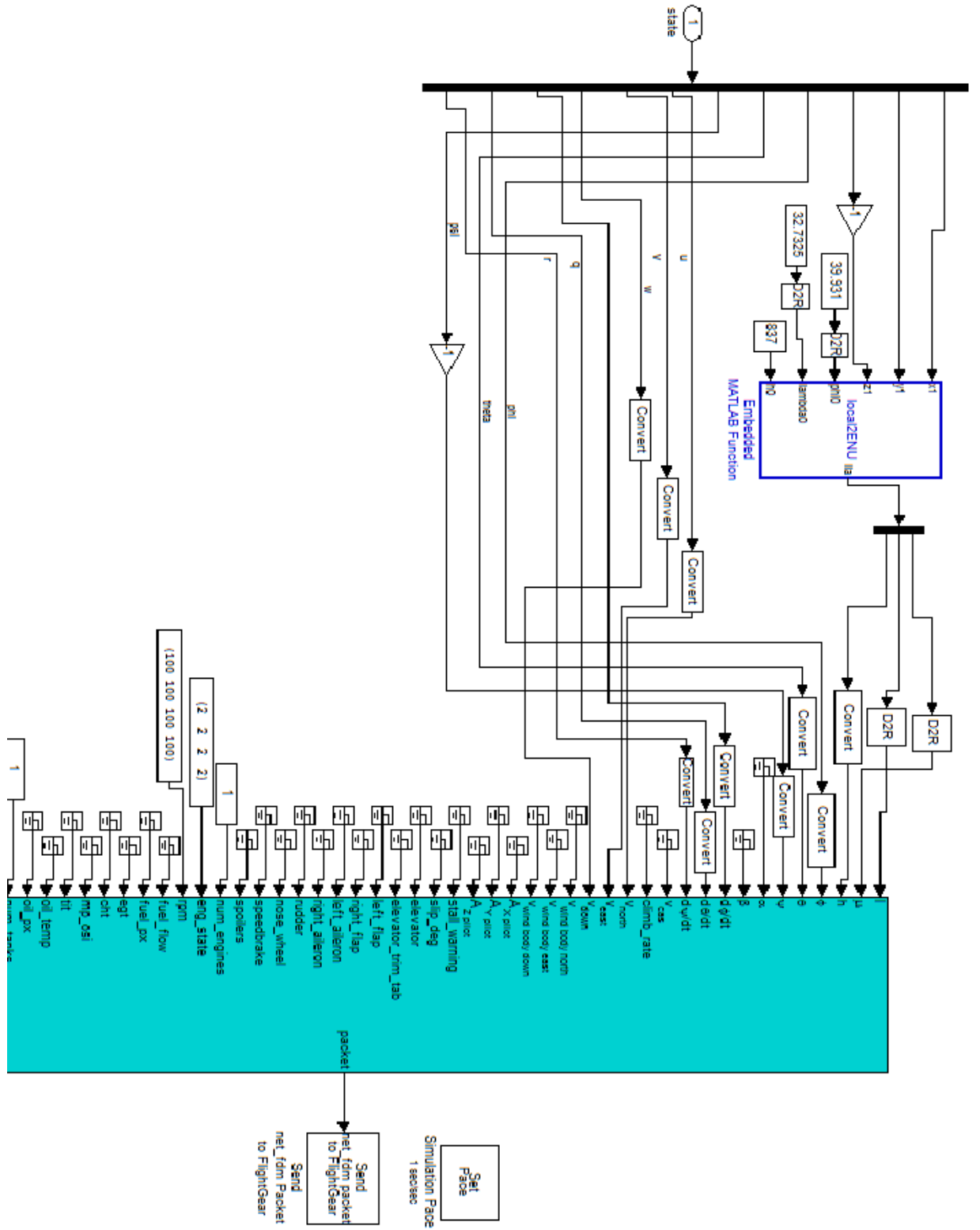
Flightgear uçuş simulator yazılımına giriş olarak verilecek olan konum bilgisi jeodezik koordinat sistemine g6re olmak zorundadır.Local ENU koordinat sistemi d6nyanın y6zeyine teğet ve belirli bir yere sabitlenmiş bir d6zlemden oluşmaktadır. Ancak helikopterin bilinen x_1, y_1, z_1 konum bilgileri HGÇGET de tanımlanmıştır. Dolayısıyla bu konum bilgilerinin once ECEF e (Earth-Centered Earth-Fixed) yani d6nya merkezli koordinat sistemine, daha sonra da ENU yani jeodezik koordinat sistemine d6n6řt6r6lmesi gerekir. ECEF koordinat sistemi DET ile aynıdır. (Bkz.şekil.2.17). Koordinat sistemleri arasındaki bu d6n6ř6m local2ENU Embedded Matlab Function bloğu ile gerçekleştirilmiştir.(Bkz.şekil.2.18).



Şekil 2.16. Koordinat Eksenleri Arasındaki Dönüşüm.



Şekil 2.17. Koordinat Eksenleri Dönüşüm Bloğu.



Şekil 2.18. Matlab-Flightgear Arayüzü

3. KONTROLÖR

Bu tez çalışmasında küçük bir İHA'nın otonom uçuş kontrolü için pratik ve kolay uygulanabilir bir PID kontrolör tasarlanmıştır.

3.1. PID Kontrol Yöntemi

Bir Oransal-İntegral-Türev kontrol (Proportional-Integral-Derivative PID Kontrol) endüstriyel kontrol sistemlerinde yaygın olarak kullanılan geri beslemeli bir kontrol yöntemidir. PID kontrolörü istenen değer ve ölçülen değer arasında bir 'hata' değeri hesaplar. Kontrolör, süreç kontrol girişlerini ayarlamak suretiyle hatayı minimuma indirmek eğilimindedir. PID kontrolör algoritması Oransal, İntegral, Türev –PID olmak üzere üç ayrı sabit parametre içerir. P şimdiki hataya, I geçmiş hataların toplamına, D hatanın şimdiki değişim oranına dayanarak gelecek hataların tahminine dayanır. Bu üç hatanın toplamı yapılan kontrol edilecek sisteme geribesleme olarak uygulanır. Kontrolör cevabı direk olarak kontrolörün istenen değeri aşma derecesi ve sistem salınma gibi hatalara verdiği cevap olarak değerlendirilebilir.

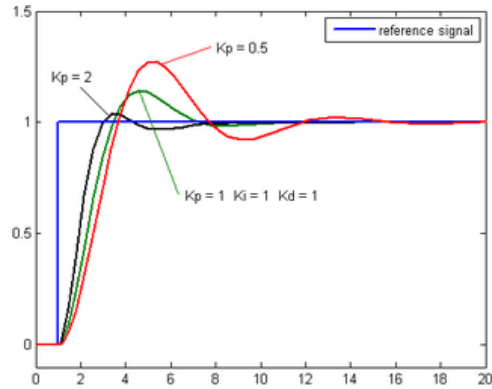
Oransal, integral ve türev terimler toplanarak PID kontrolörün çıkışı Denk.(3.1)'de gösterildiği gibi hesaplanır.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (3.1)$$

PID kontrol algoritmasının en son formu olan yukarıdaki denklemde $u(t)$ kontrolörün çıkışı, K_p oransal kazancı, K_i integral kazancı, K_d türev kazancı, e hata (İstenen Değer-Ölçülen Değer) olarak tanımlanmıştır.

3.1.1. Oransal Kazanç Terimi

Oransal terim şu anki hata değeri ile doğru orantılı olan çıkış değerinde değışiklik yapar ve $P_{out} = K_p e(t)$ şeklinde ifade edilir. Bu kazanç teriminin yüksek olması, istenen değerin aşılması sonucuna sebep olabilir. Bu durumda sistem kararsız hale gelebilir. Kazanç teriminin düşük olması durumunda ise kontrolör daha az duyarlı olacaktır.



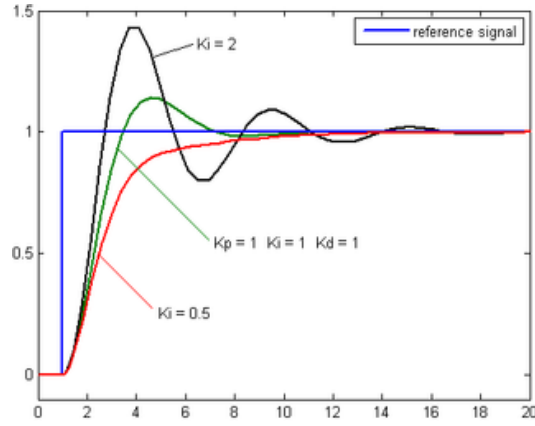
Şekil 3.1. Oransal Kazanç Terimi.

Sadece oransal kazanç terimi içeren bir kontrolör, Şekil 3.1 'de de görüldüğü gibi her zaman sistemin istenen değerde kararlı bir seyirle devam etmesini sağlamayabileceği gibi bir kararlı hal hatasına¹ da sebep olabilir. Bu durum kontrolöre bir integral terimi eklenmesiyle düzeltilebilir.

¹ Kararlı Hal Hatası : Steady State Error (ing. karşılığı)

3.1.2. İntegral Kazanç Terimi

İntegral terimi hatanın genliği ve süresini doğru orantılı olarak etkiler. PID kontrolörde integral, zaman içinde oluşan anlık hataların toplamıdır. Bu toplam önceden düzeltilmiş olması gereken toplam sapmayı gösterir. Toplam sapma, integral kazanç katsayısı ile toplanıp kontrolörün çıkışına eklenir.



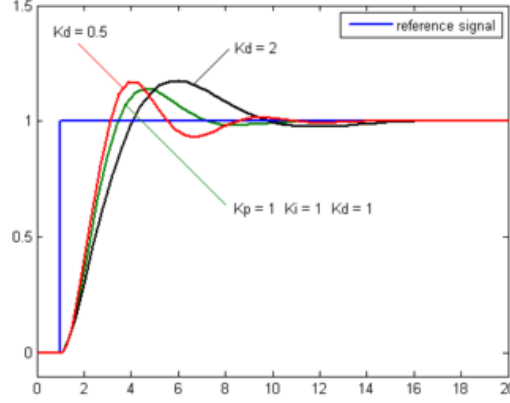
Şekil 3.2. İntegral Kazanç Terimi.

$$I_{out} = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (3.2)$$

İntegral terimi, Şekil.3.2'de de görüldüğü gibi, sürecin hareketini istenen değere doğru hızlandırır ve yalnızca oransal kontrolör kullanıldığı durumlarda ortaya çıkan artık kararlı-hal hatasını yok eder. İntegral terimi geçmişten gelen toplam hatayı düzeltirken şimdiki değer istenen değeri aşmasına da sebep olabilir.

3.1.3. Türev Kazanç Terimi

Hatanın türevi, hatanın zamana göre eğrisinin eğiminin hesaplanmasıyla bulunur. Bu değişim oranıdır. Değişim oranı türev kazanç terimi ile çarpılır ve kontrolör çıkışına eklenir.



Şekil 3.3. Türev Kazanç Terimi.

$$D_{out} = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (3.3)$$

Türev kazanç terimi kontrolör çıkışının değişim oranını yavaşlatır. Türev kontrol, Şekil 3.3'te de görüldüğü gibi integral bileşeni sebebiyle ortaya çıkan aşmanın genliğini azaltmak amacıyla kullanılır. Buradaki amaç bileşik kontrolör süreç kararlılığını geliştirmektir. Bununla birlikte türev terim kontrolörün geçiş cevabını yavaşlatır.

3.1.4. Bir PID Çevriminde P, I, D Katsayılarının Ayarlanması

Bir PID çevriminin P, I, D katsayılarını ayarlamak zahmetli ve vakit alan bir iş. Katsayılar elle veya bazı yazılım araçları kullanılarak ayarlanabileceği gibi Ziegler-Nichols ve Cohen-Coon gibi yöntemler kullanılarak da ayarlanabilir.

Elle ayarlama yöntemi karmaşık matematik hesaplar içermez, çevrimiçi bir methoddur. Ancak bu method sistemi tanıyan, deneyimli personel gerektirir ve katsayıların optimum değerleri deneme-yanılma yoluyla tespit edilir. Benzer şekilde Ziegler-Nichols yöntemi de deneme-yanılma yöntemini kullanan çevrimiçi bir methoddur. Cohen-Coon yöntemi çevrimdışı bir methoddur ve yalnızca birinci dereceden sistemler için uygundur.

Bu tez kapsamında kullanılan kaskat kontrol mimarisinde, katsayılar iç kontrol döngüsünden başlanarak elle ayarlama yöntemi kullanılarak ayarlanmıştır.

3.2. Kontrolör Tasarım Mimarisi

Helikopter kontrolü iki ana amaç için kuvvetler ve momentler üretme kabiliyeti gerektirir [27, 28]. Bu amaçlardan birincisi; denge sağlamak ve buna bağlı olarak helikopteri istenilen denge durumlarında tutabilmek, ikincisi ise ivmeler üretebilmek ve buna bağlı olarak helikopterin hızını, pozisyonunu ve yönelimini değiştirebilmektir. Helikopterler uçuşu sırasında her yöne manevra yapabilme kabiliyetine sahiptir. Helikopterler dönen kanatlarından dolayı kararsız, doğrusal olmayan, çok değişkenli ve eksenleri arasında girişim olan, karmaşık dinamik sistemlerdir. Bir helikopterin kontrolü sabit kanatlı bir hava aracının kontrolünden çok daha zordur.

Helikopterler, yukarı/aşağı, ön/arka (uzunlamasına hareket), sol/sağ (yanal hareket), yunuslama, yuvarlanma ve sapma olmak üzere 6 serbestlik derecesine sahiptir. Helikopter hareketleri bir; tüm ana rotor pallerinin yunuslama (yunuslama) açılarının kolektif olarak değiştirilmesi ve buna bağlı olarak rotor itkisinin (collective yunuslama) artması, iki; yunuslama açısını dairesel olarak azimutun sinüzoidal bir fonksiyonuymuş gibi değiştirerek ki bu da TPP nin öne arkaya ya da sağa sola doğru hareket etmesini sağlar ve itki vektörünün yönünü değiştirir (dairesele yunuslama) ve üç; kolektif olarak kuyruk rotorunun yunuslama açısını değiştirerek ana rotor itkisini ve buna bağlı olarak da sapma momentinin değiştirilmesi suretiyle sağlanır. Bir helikopter pilotu helikoptere etkiyen kuvvet ve momentleri aynı anda kontrol etmek

zorundadır ki bu da eğitimsiz biri için imkansız bir görevdir. Kaldırma, itki, yunuslama ve yuvarlanma hareketleri ana rotordan gelirken, sapma kontrolü kuyruk rotorundan gelir. Helikoptere kaldırma kuvveti sağlayan dikey itkiyi ana rotor yunuslama hareketi düzenler. Temel olarak kolektif yunuslamaya sahip ve sahip olmayan olmak üzere iki farklı tipte helikopter bulunmaktadır. Kolektif yunuslama kontrolü, kaldırma kuvvetinin miktarını değiştirmek için kullanılır. Kolektif yunuslaması olmayan helikopterlerde kaldırma kuvveti rotor pallerinin hızıyla, bir diğer deyişle motorun hızının (throttle control) ayarlanmasıyla kontrol edilir [29].

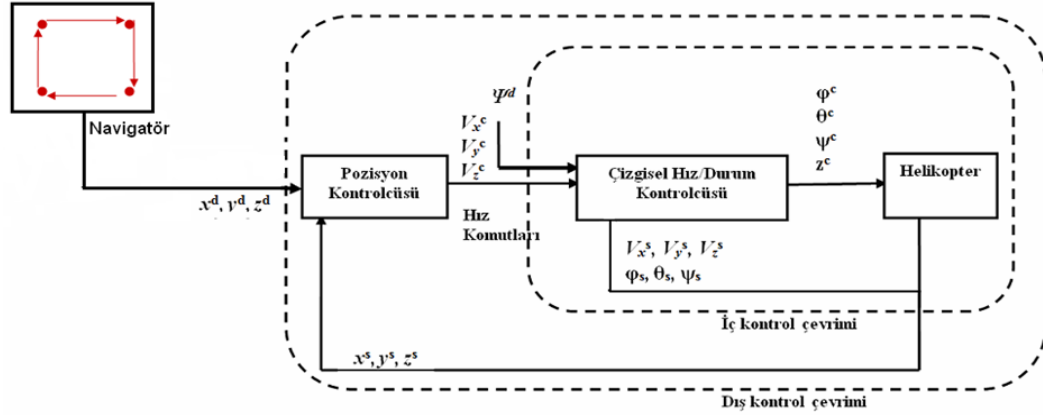
Tipik, kolektif yunuslaması olan helikopterlerde dört kontrol vardır ve bunlar uzaktan kumanda sisteminin 5 kanalıyla kontrol edilir. Diğer hava araçlarında olduğu gibi helikopter kontrolü de yuvarlanma, yunuslama ve sapma eksenlerinde momentler oluşturulmasıyla sağlanır. Helikopterde dikey kuvvet de direk kontrol edilebilir. Yunuslama ya da yuvarlanma durumlarındaki değişim uzunlamasına ya da yanal kuvvetlerde değişme meydana getirir. Bu değişim de nihayetinde $-x$ ve $-y$ eksenlerindeki istenilen çizgisel hızları üretir. Helikopter kontrolleri tarafından üretilen kuvvetler ve momentler arasında genellikle girişim söz konusudur.

Helikopter kontrolü, ilk olarak helikopteri istenen bir denge noktasında tutmak için farklı noktalarda kararlılık, ikinci olarak da istenen bir rotayı takip edebilmesi için helikopterin çizgisel hızını, pozisyonunu ve yönelimini değiştiren bir method gerektirir. Mini helikopterlerde bu, eğitimli bir pilot tarafından yapılır [10].

Bir İHA için tasarlanan kontrolörde genellikle İKD ve DKD olmak üzere KKM kullanılır [31]. Bir kontrolör özellikle helikopterin pozisyonunu kontrol etmelidir. Eğer pozisyon bilgisi direk bir geribesleme olarak kontrolöre verilirse, istenilen pozisyon bilgisinden çok uzakta olan başka bir referans pozisyon bilgisi verildiğinde ya da referanstan çok uzaktayken otonom moda geçirilirse, bu durum çok büyük hata miktarının oluşmasına sebep olabilir. Ek olarak bir integral kontrolörü direk olarak pozisyona uygulandığında hata oranını artıracaktır. Sonuç olarak ortaya kararsız bir sistem çıkacaktır. KKM bu noktada fayda sağlamaktadır. Bu tez kapsamında PID kontrolörler kullanılarak KKM uygulanmıştır. PID kontrolörler pek çok uygulamada iyi performans gösterebilmektedir [10, 11].

Helikopter kontrolü için durum değişkenlerini kararlı hale getirebilmek adına en küçük miktarda geribesleme verebilirler ve bu durum PID kontrol yöntemini helikopter kontrolü için uygun yapar. Durum değişkenleri arasında güçlü bir girişim var olduğundan P, I, D katsayılarının ayarlanması zorlu bir süreçtir.

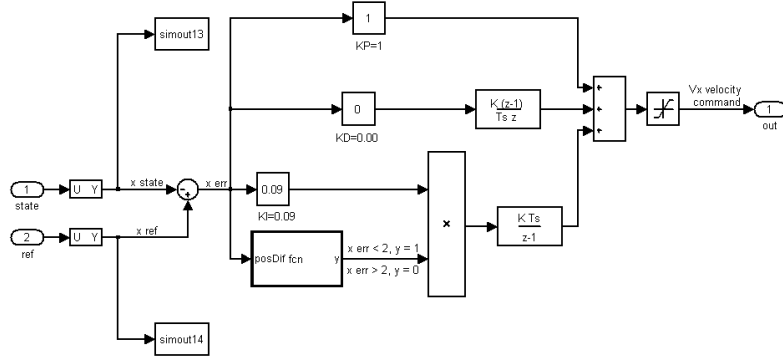
Tez kapsamında kontrolör tasarımı için KKM kullanılmıştır. Şekil.3.4'te görüldüğü gibi tasarlanan uçuş kontrolöründe İKD ve DKD olmak üzere iki kontrol döngüsü bulunmaktadır. İKD, yükseklik ve durum gibi hızlı dinamikleri kontrol ederken, DKD, daha yavaş olan yanal ve uzunlamasına çizgisel hareket dinamiklerini kontrol eder.



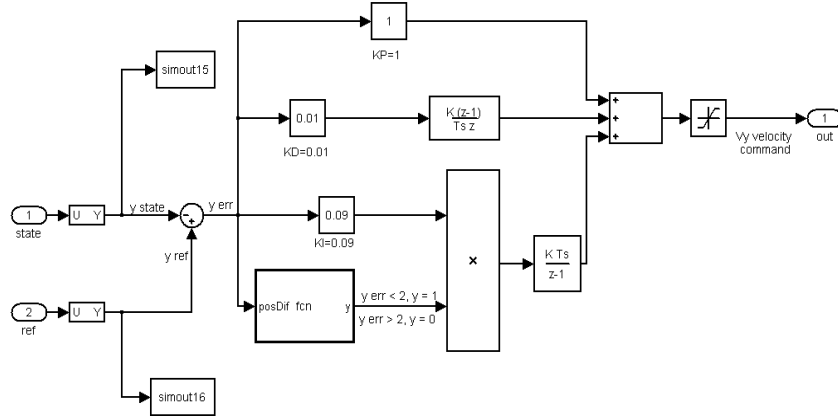
Şekil 3.4. Kaskat Kontrol Mimarisi.

DKD de pozisyon kontrolörü istenen konum değerleri olan $\{ x^d, y^d, z^d \}$ ve helikopterden gelen konum durum değişkenlerinin o anki değerlerini $\{ x^s, y^s, z^s \}$ girdi olarak alır ve İKD de çizgisel hız/durum kontrolörüne $\{ V_x^c, V_y^c, V_z^c \}$ değerlerini girdi olarak gönderir. Çizgisel hız/durum kontrolörünün diğer girdileri de istenen sapma açısı olan ψ^d ve helikopterden gelen çizgisel hız durum değişkenleri olan $\{ V_x^s, V_y^s, V_z^s \}$ ile euler durum değişkenlerinin o anki değerleri olan $\{ \phi_s, \theta_s, \psi_s \}$ açılarıdır. Çizgisel hız/durum kontrolörü bu girdileri kullanarak yuvarlanma, yunuslama, sapma ve yükseklik $\{ \phi^c, \theta^c, \psi^c, z^c \}$ kontrol değerlerini çıktı olarak üretir.

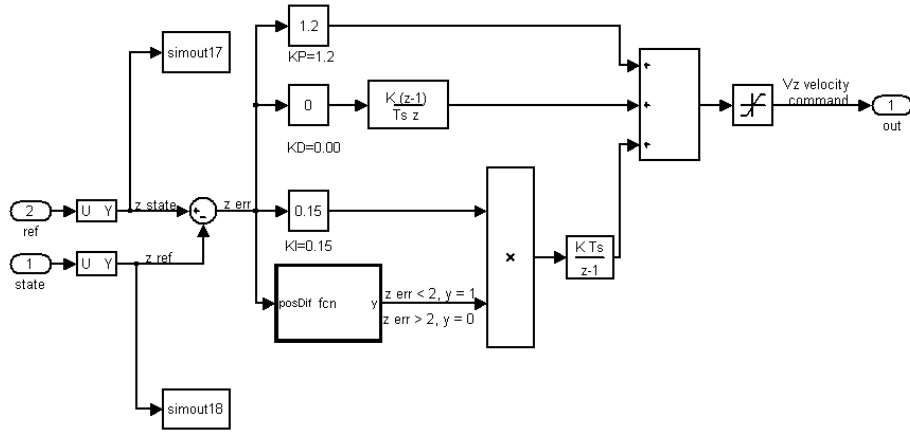
Pozisyon kontrolörü, X, Y, Z olmak üzere 3 adet PI kontrolöründen oluşmaktadır. Bu kontrolörler x, y ve z eksenlerindeki istenilen çizgisel hızları , $\{ V_x^d, V_y^d, V_z^d \}$, İKD ye sağlar.



Şekil.3.5. *x* eksen kontrolörüne ait Matlab-Simulink modeli. State vektöründen seçilen durum değişkeni, helikopterden gelen x durum değişkeninin o anki değerini gösterirken, ref vektöründen seçilen değer ise, navigatörden gelen istenilen x değerini ifade etmektedir.

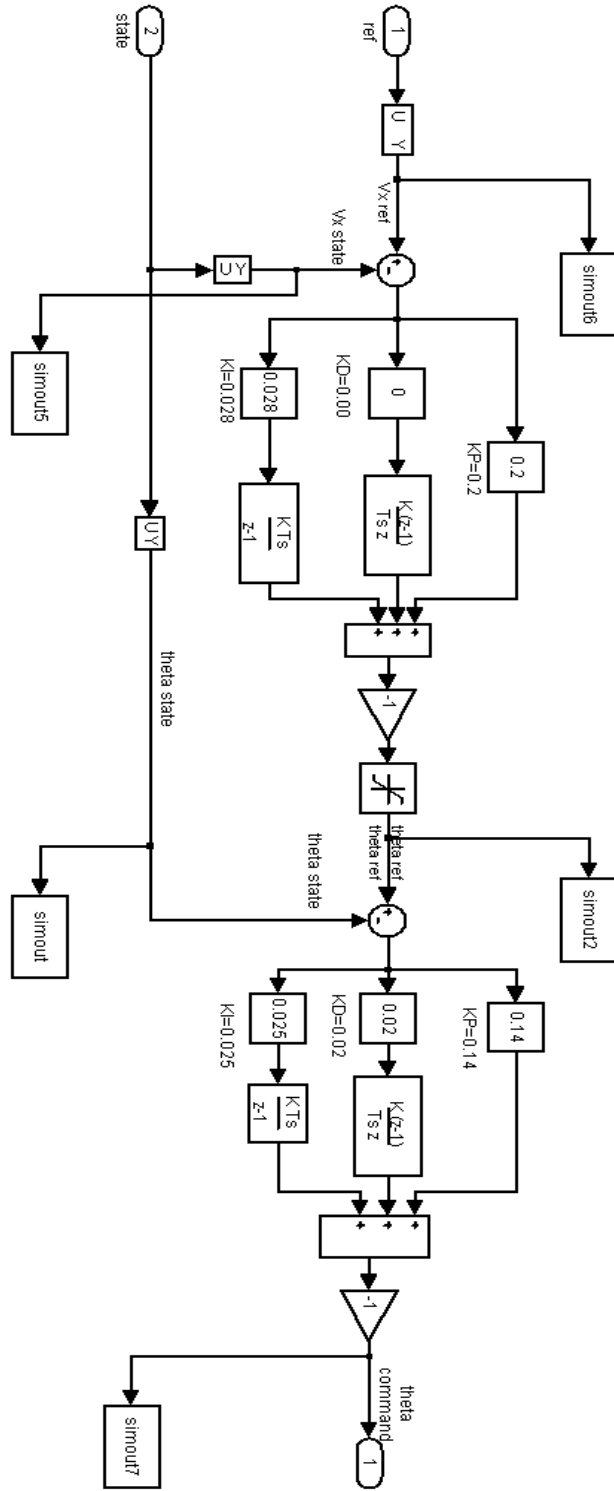


Şekil.3.6. *y* eksen kontrolörüne ait Matlab-Simulink modeli. State vektöründen seçilen durum değişkeni, helikopterden gelen y durum değişkeninin o anki değerini gösterirken, ref vektöründen seçilen değer ise, navigatörden gelen istenilen y değerini ifade etmektedir.

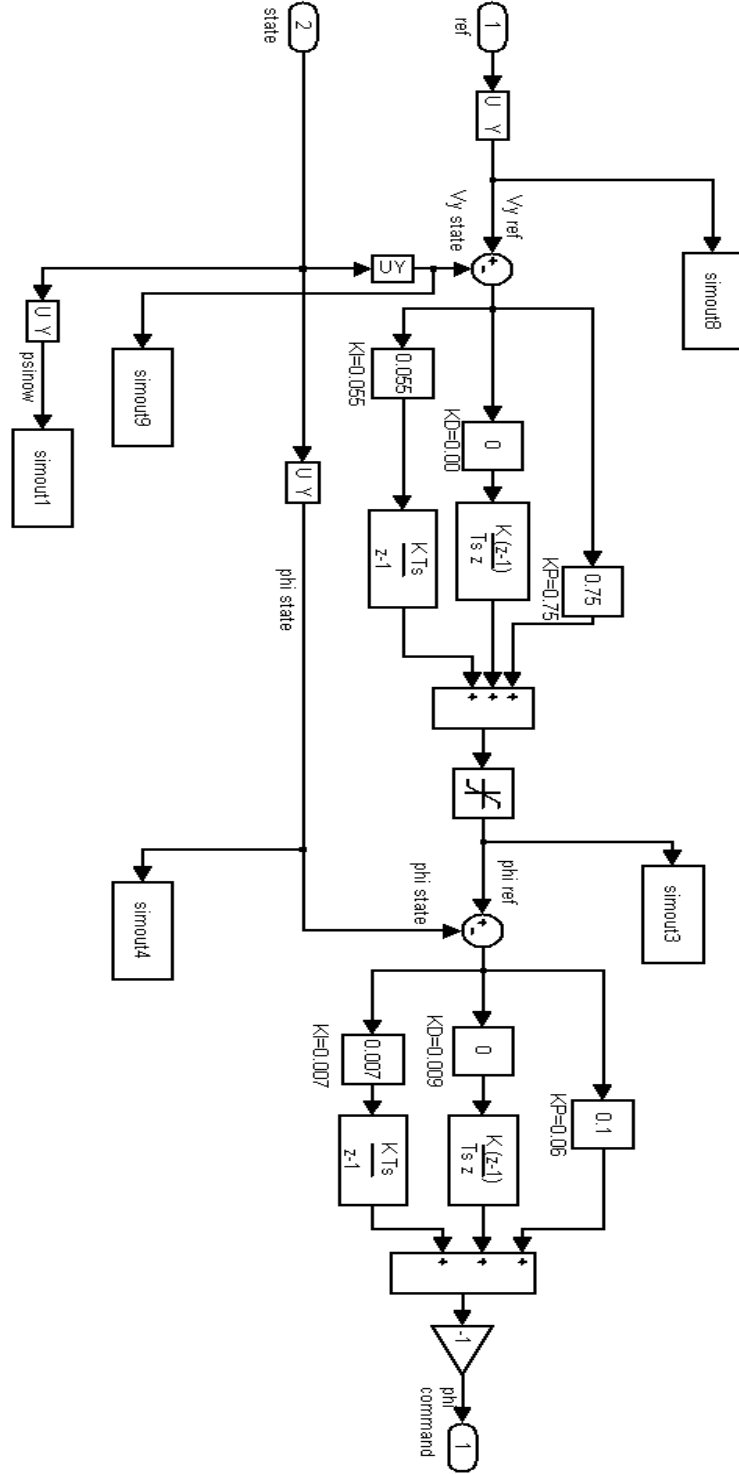


Şekil.3.7. z eksenli kontrolörüne ait Matlab-Simulink modeli. State vektöründen seçilen durum değişkeni, helikopterden gelen z durum değişkeninin o anki değerini gösterirken, ref vektöründen seçilen değer ise, navigatörden gelen istenilen z değerini ifade etmektedir.

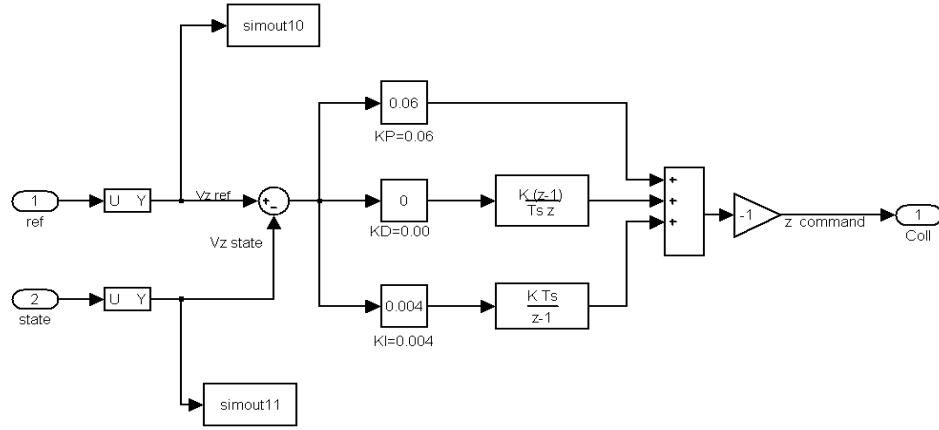
Çizgisel Hız/Durum kontrolörü, uzunlamasına (longitudinal) hareket, yanıl (lateral) hareket, dikey (vertical) hareket ve sapma (sapma) kontrolörü olmak üzere 4 adet kontrolörden oluşmaktadır.



Şekil.3.8. Uzunlamasına (longitudinal) hareket kontrolörüne ait Matlab-Simulink modeli. State, helikopterden gelen durum değişkenlerinin (V_x (m/s), θ (rad)) o anki değerlerini gösterirken, ref, DKD den gelen referans değerleri ifade etmektedir. Kontrolör helikoptere yunuslama açısı kontrol girişini üretir.

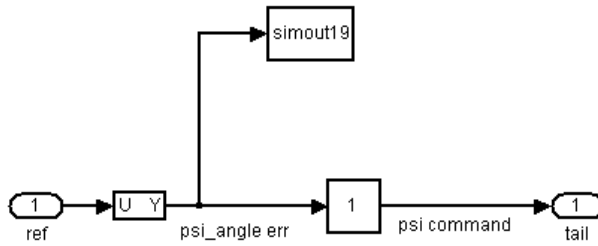


Şekil.3.9. Yanal (lateral) hareket kontrolörüne ait Matlab-Simulink modeli. State, helikopterden gelen durum değişkenlerinin (V_y (m/s), ϕ (rad)) o anki değerlerini gösterirken, ref, DKD den gelen referans değerleri ifade etmektedir. Kontrolör, helikoptere yuvarlanma açısı kontrol girişini üretir.



Şekil.3.10. Dikey (vertical) kontrolörüne ait Matlab-Simulink modeli.

Statevektöründen seçilen durum değişkeni, helikopterden gelen durum değişkeninin (V_z (m/s)) o anki değerini gösterirken, ref vektöründen seçilen değer, DKD den gelen referans değeri ifade etmektedir. Kontrolör, helikoptere yükseklik kontrol girişini üretir.

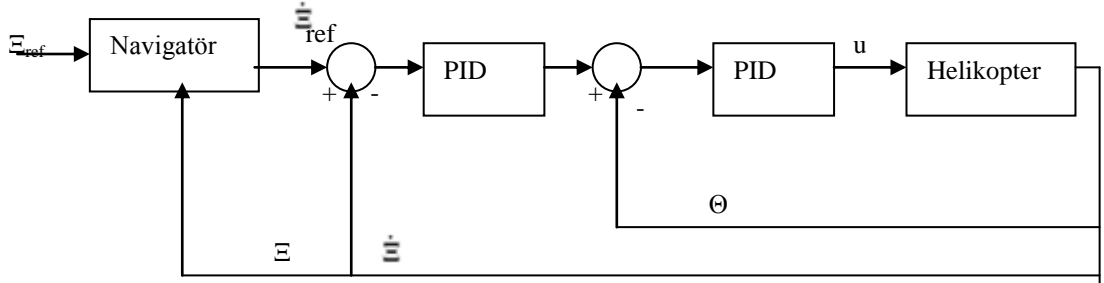


Şekil.3.11. Sapma açısı kontrolörüne ait Matlab-Simulink modeli.

Ref vektöründen seçilen değer, navigatörden gelen sapma açısı hatasıdır. Bu hata navigatörde helikopterden gelen o anki sapma açısı (ψ (rad)) değeri ile istenilen sapma açısı değeri kullanılarak hesaplanır. Kontrolör, helikoptere sapma açısı kontrol girişini üretir.

Kontrolörlerdeki ref giriş değerlerinin tümü navigatörden gelmektedir. Helikopterin bir durumdan diğer bir duruma nasıl geçeceği bilgisi genellikle bir navigatör (trajectory generator) kullanılarak sağlanır. Navigatör başlangıç ve bitiş noktaları verilmiş bir uçuş planını gerçekleştirebilmek için optimal bir rota üretir (Bkz.Şekil.3.11).

PID kontrolörün kullanım avantajlarından biri kolay uygulanabilir olmasıdır. Modelin detaylı olarak bilinmesine gerek olmaz. Doğrusal olmayan modellerin doğrusallaştırılması zorunluluğu yoktur. Yalnızca belirlenen katsayılar doğrultusunda çıkışların istenilen değerlere ulaşması için kontrol girişleri ayarlanır.



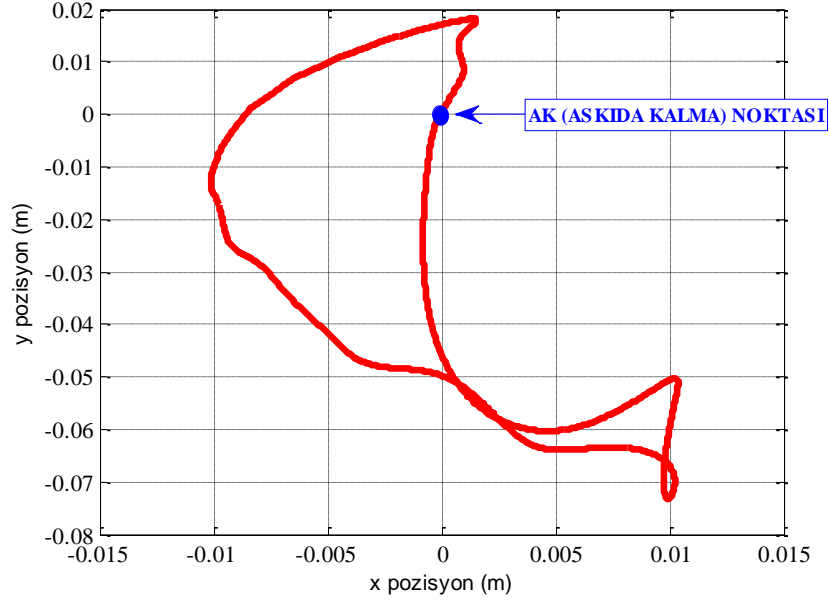
Şekil.3.12.Kaskat PID Kontrol Mimarisi.

3.2.1.Simülasyon Sonuçları

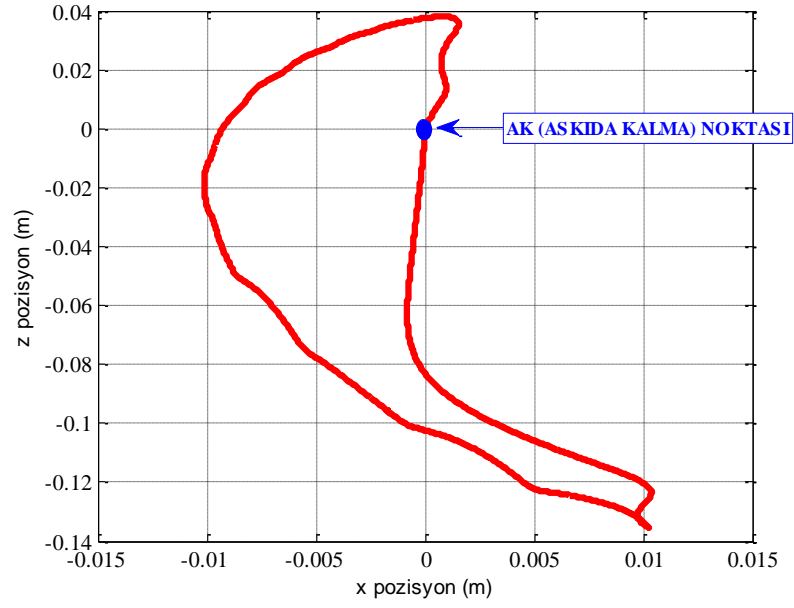
Simülasyonda, belirtilen helikopter modeli için belirtilen uçuş kontrol mimarisi uygulanarak Askıda Kalma (AK) (hover), iki nokta arası takip (İNT) ve kare patern (KP) olmak üzere üç farklı yörünge durumu için deneme yapılmıştır.

3.2.1.1.Askıda Kalma (Hover) Durumu İçin Simülasyon Sonuçları

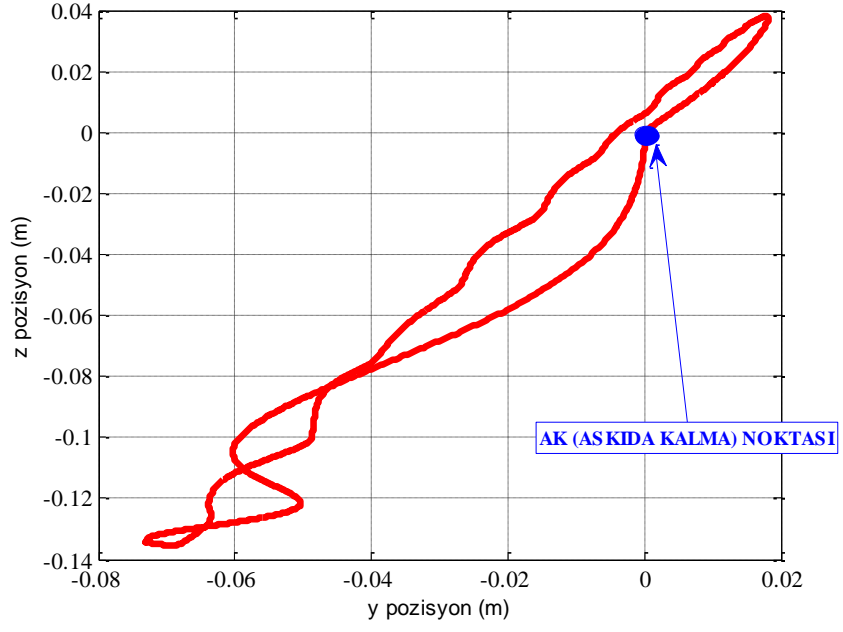
Bu simülasyonda hava aracından [0,0,0] noktasında simülasyon süresi olan 100 saniye süresince hiçbir ekseninde hareket etmeden askıda kalması beklenir.



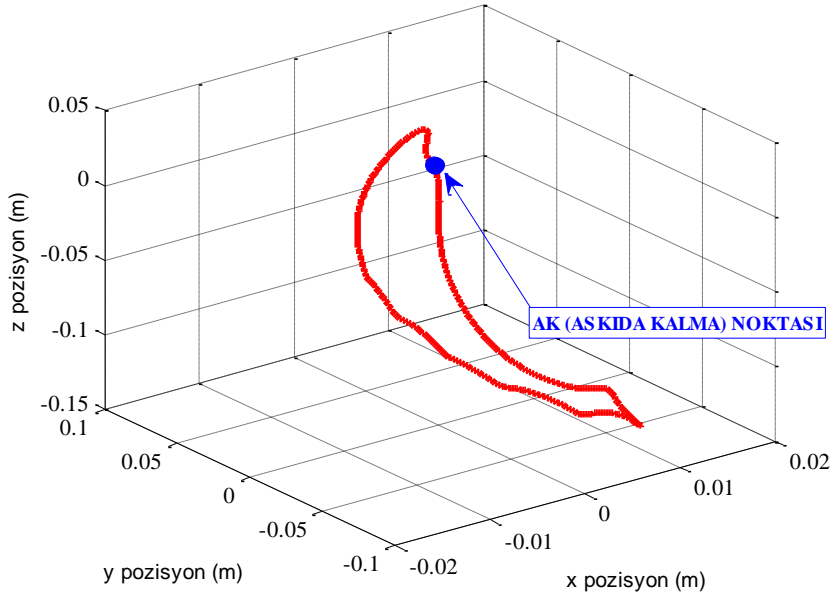
Şekil.3.13. AK pozisyonunda duran helikopterin x-y pozisyon grafiği.



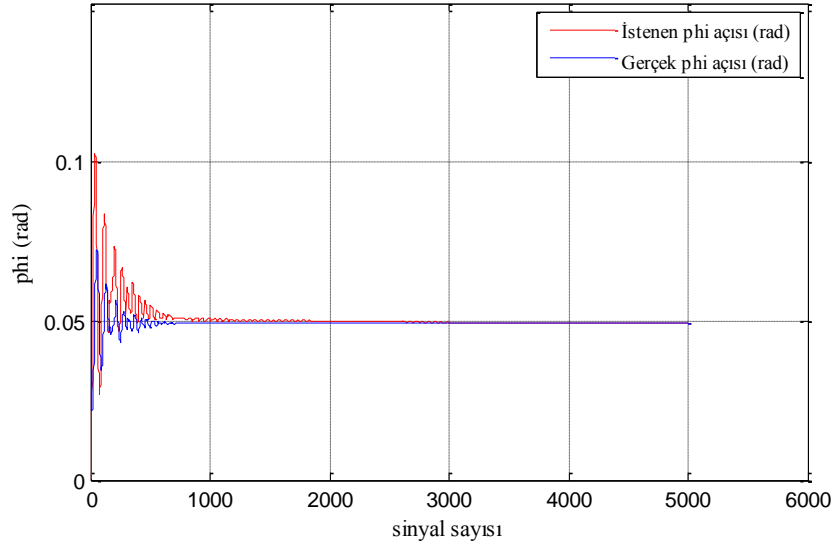
Şekil.3.14. AK pozisyonunda duran helikopterin x-z pozisyon grafiği.



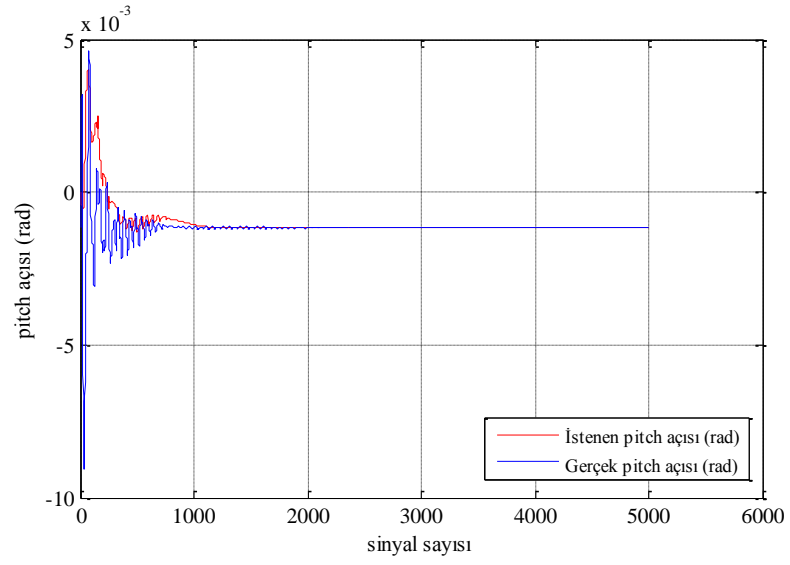
Şekil.3.15. AK pozisyonunda duran helikopterin y-z pozisyon grafiği.



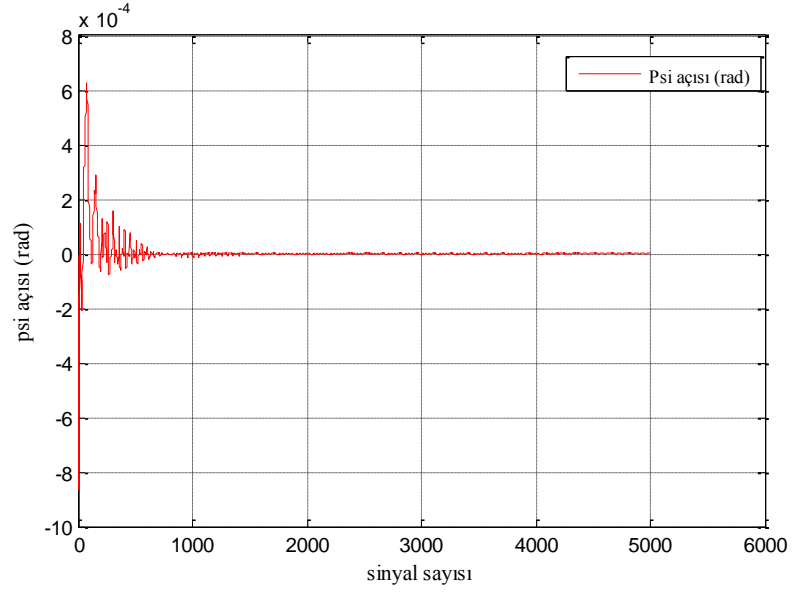
Şekil.3.16. AK pozisyonunda duran helikopterin x-y-z pozisyon grafiği.



Şekil.3.17. AK pozisyonunda duran helikopterin phi (yuvarlanma) açısı grafiği.



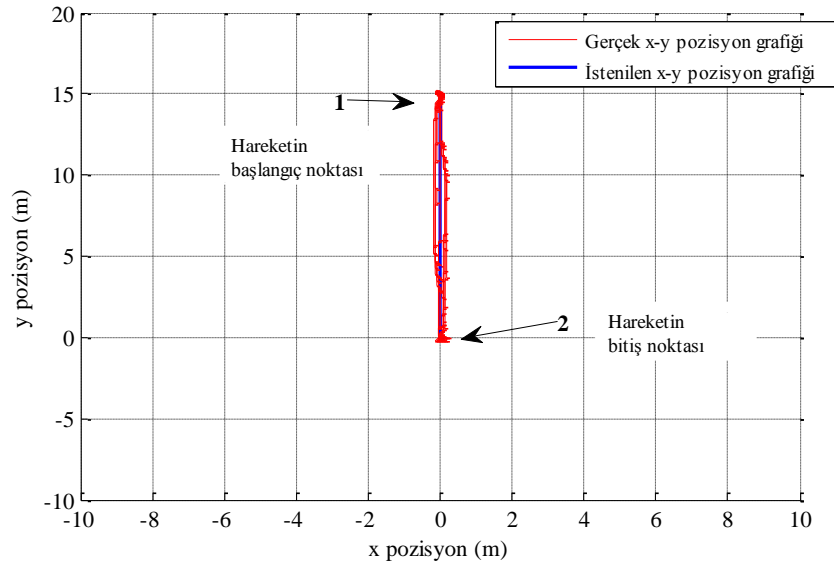
Şekil.3.18. AK pozisyonunda duran helikopterin theta (yunuslama) açısı grafiği.



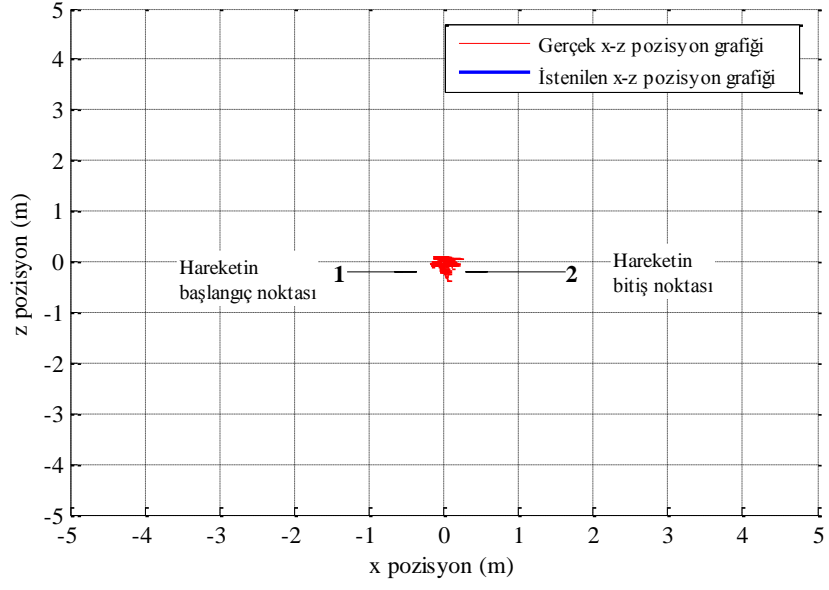
Şekil.3.19. AK pozisyonunda duran helikopterin psi (sapma) açısı grafiği.

3.2.1.2. İki Nokta Arası Takip (İNT) Simülasyon Sonuçları

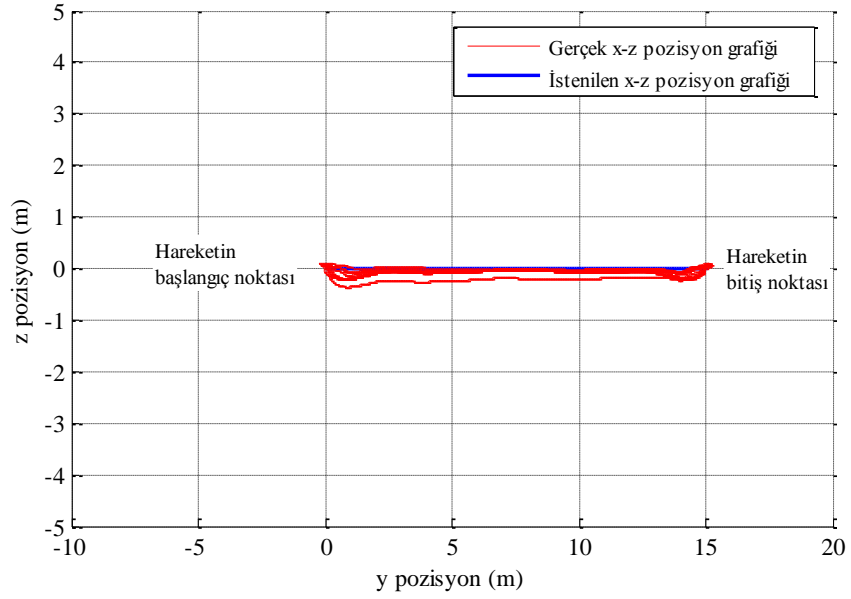
Bu simülasyonda hava aracından $[0,0,0]$ ve $[0,15,0]$ noktaları arasında simülasyon süresi olan 100 saniye süresince düz bir çizgi boyunca gidip gelmesi beklenir. Hava aracı yalnızca $-y$ eksenini boyunca hareket etmelidir.



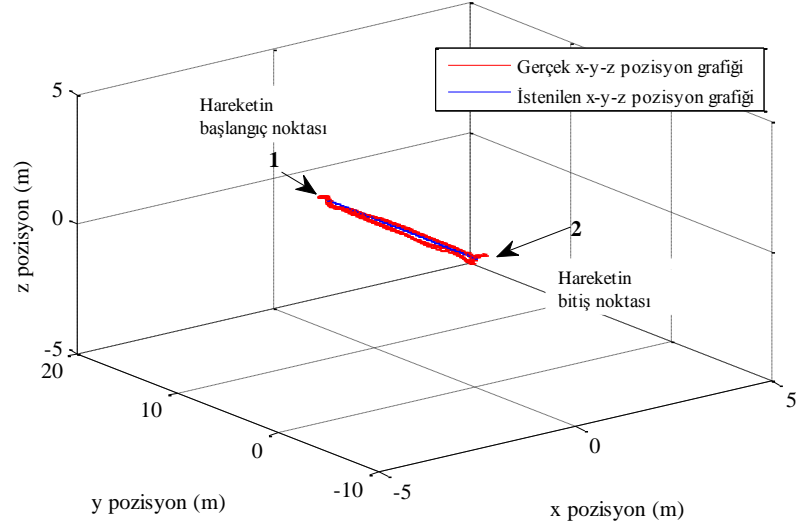
Şekil.3.20. İNT için helikopterin x-y pozisyonu grafiği.



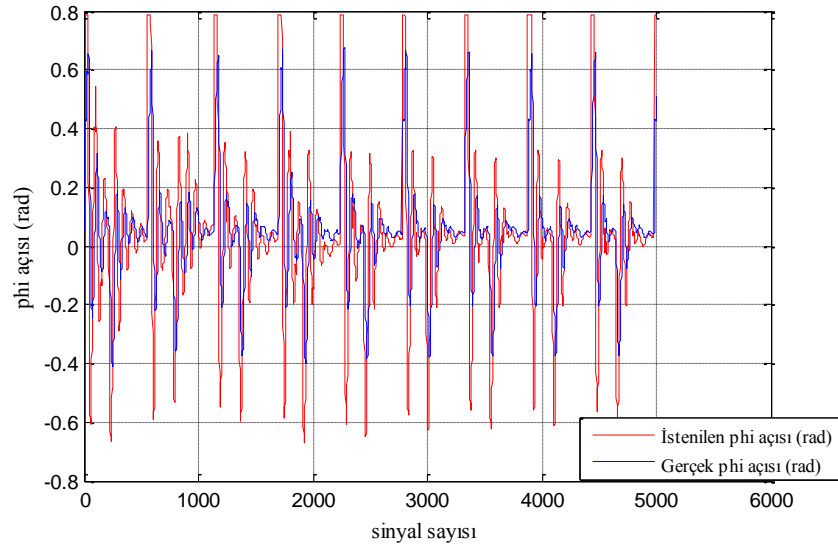
Şekil.3.21. İNT için helikopterin x-z pozisyonu grafiği



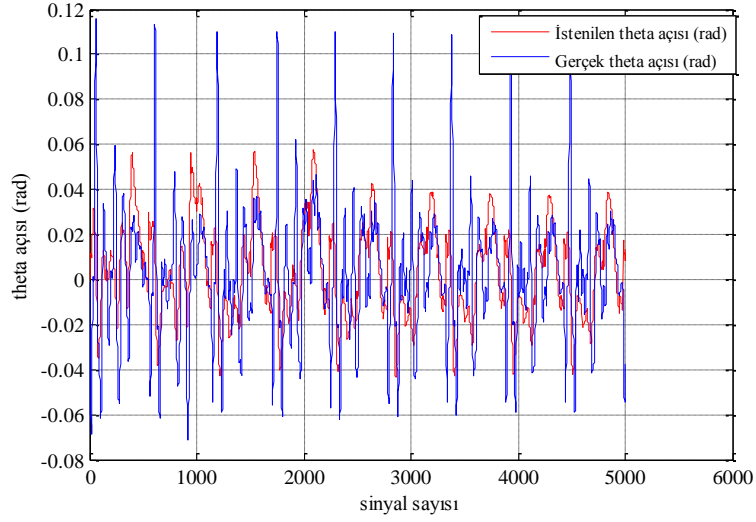
Şekil.3.22. İNT için helikopterin y-z pozisyonu grafiği



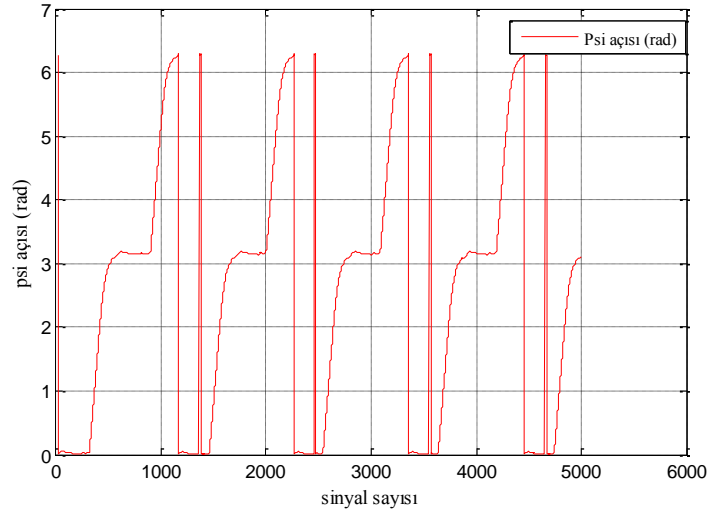
Şekil.3.23. İNT için helikopterin x-y-z pozisyonu grafiği



Şekil.3.24. İNT için helikopterin phi (yuvarlanma) açısı grafiği.



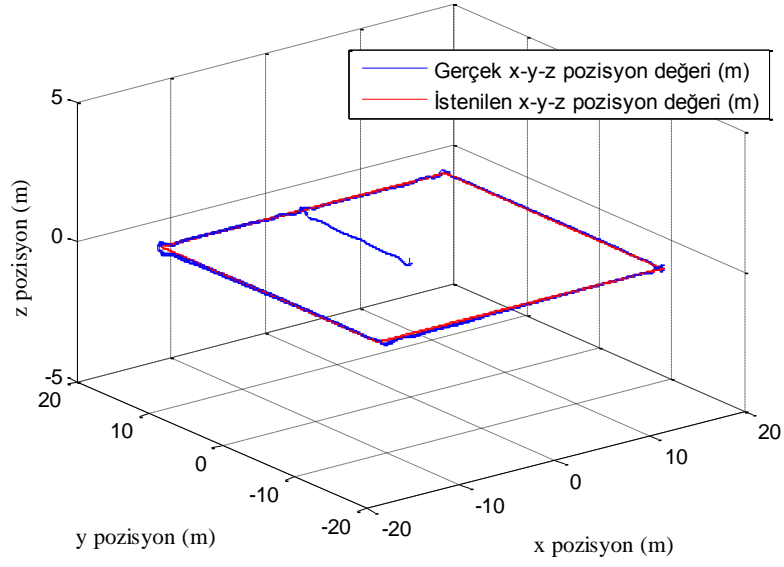
Şekil.3.24. İNT için helikopterin theta (yunuslama) açısı grafiği.



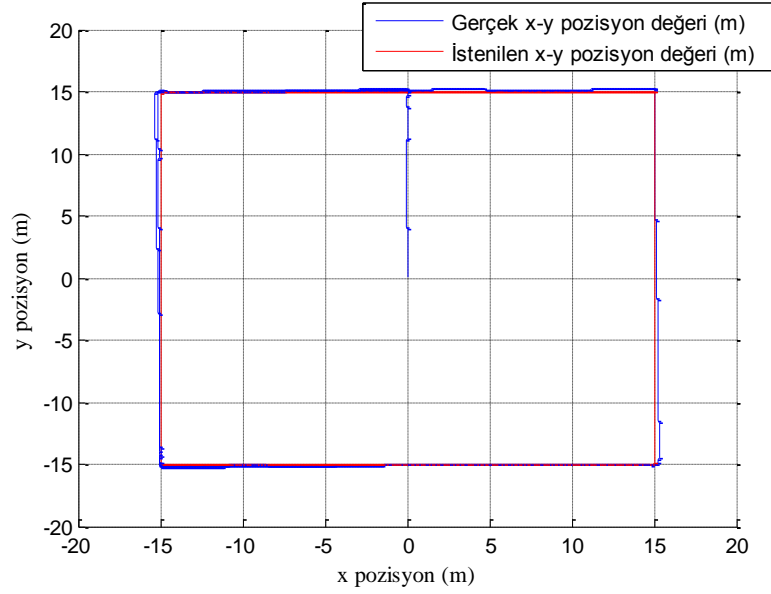
Şekil.3.25. İNT için helikopterin psi (sapma) açısı grafiği.

3.2.1.3.Kare Patern(KP) Simülasyon Sonuçları

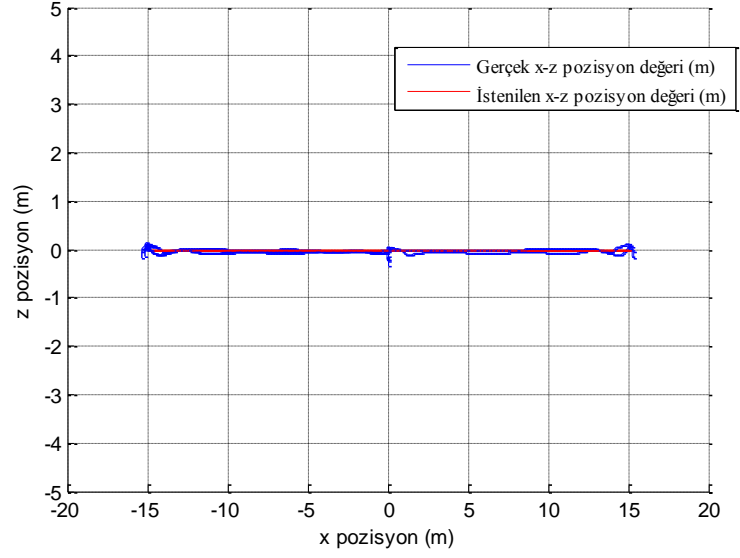
Bu simülasyonda hava aracından $[0,0,0]$ noktasından başlayarak, $[0,15,0]$, $[-15,15,0]$, $[-15,-15,0]$ ve $[15,15,0]$ noktaları arasında simülasyon süresi olan 100 saniye süresince kare patern çizmesi beklenir. Hava aracı $-z$ eksenini boyunca hareketsiz olmalıdır.



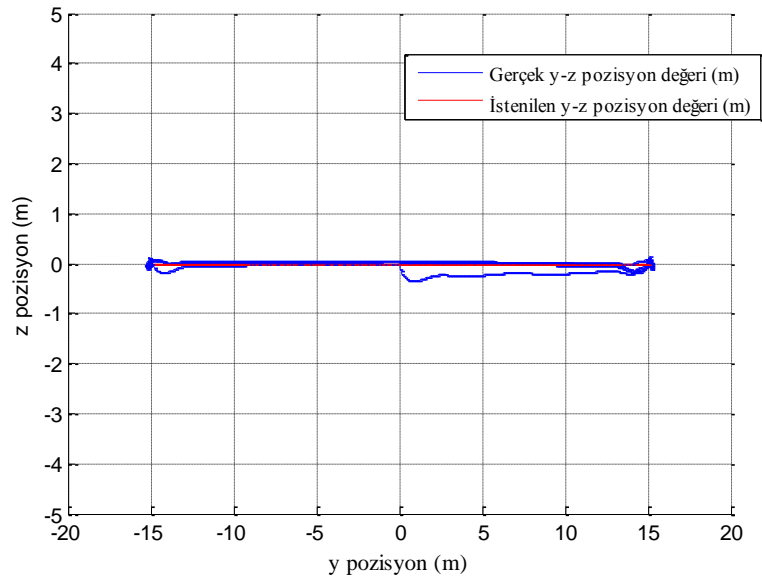
Şekil.3.26. KP için helikopterin x-y-z pozisyon grafiği.



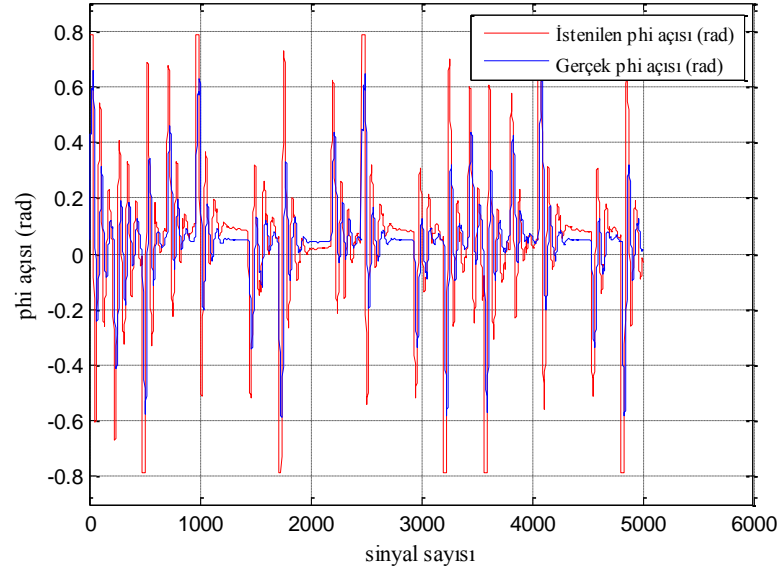
Şekil.3.27. KP için helikopterin x-y pozisyon grafiği.



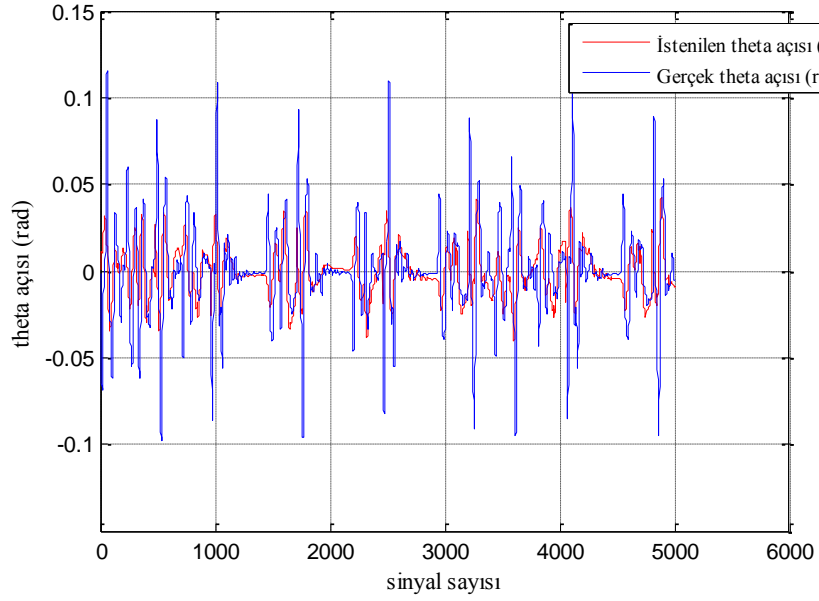
Şekil.3.28. KP için helikopterin x-z pozisyon grafiği.



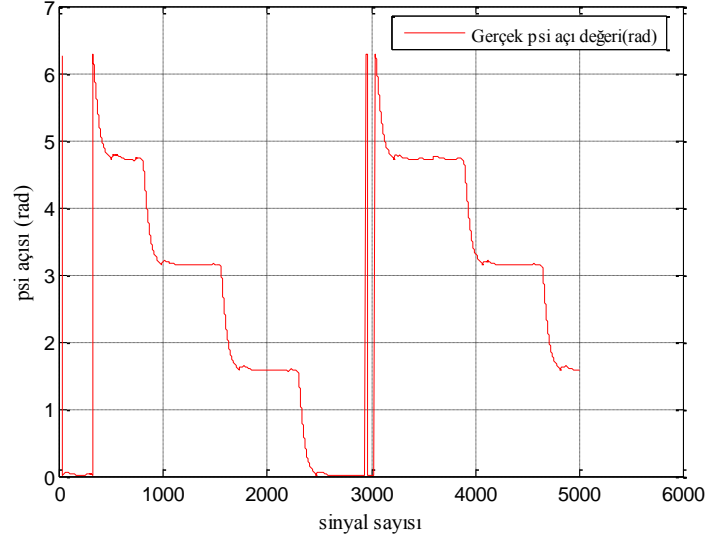
Şekil.3.29. KP için helikopterin y-z pozisyon grafiği.



Şekil.3.30. KP için helikopterin phi (yuvarlanma açısı) grafiği.



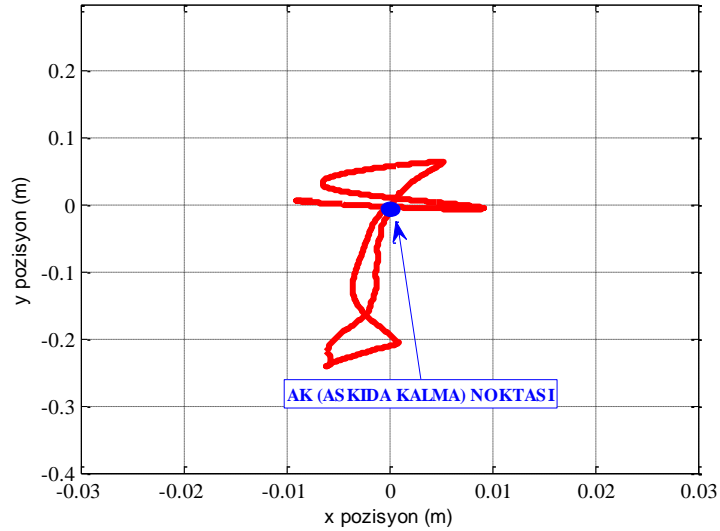
Şekil.3.31. KP için helikopterin theta (yunuslama açısı) grafiği.



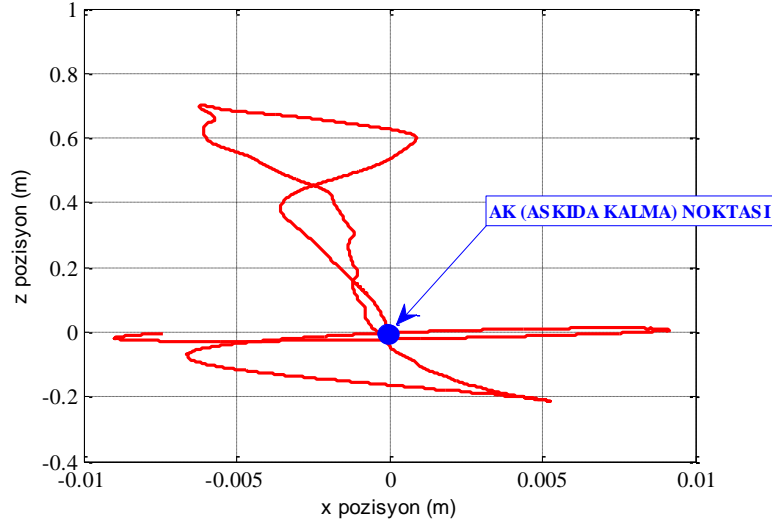
Şekil.3.32. KP için helikopterin psi (sapma açısı) grafiği.

3.2.1.4.Rüzgar Etkisinde Simülasyon Sonuçları

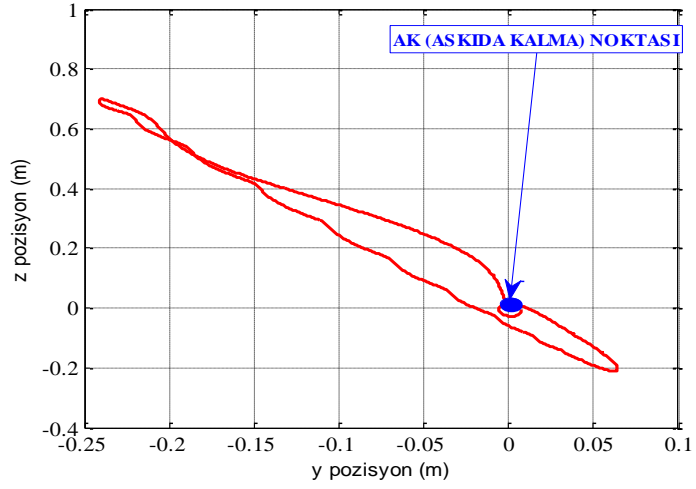
Simülasyon önceki bölümlerdeki aynı durumlar için 20 knot rüzgar altında uygulanmıştır.



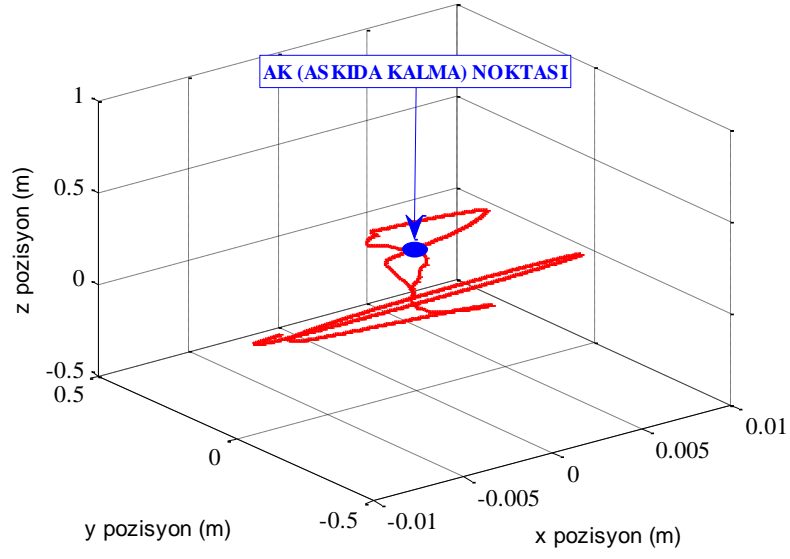
Şekil.3.33. 20 knot rüzgar etkisinde hover (AK) pozisyonunda duran helikopterin x-y pozisyon grafiği.



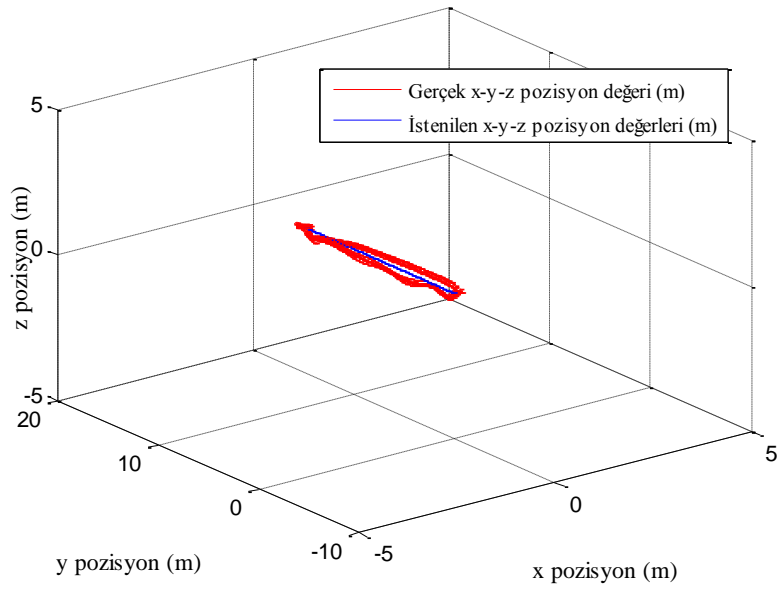
Şekil.3.34. 20 knot rüzgar etkisinde hover (AK) pozisyonunda duran helikopterin x-z pozisyon grafiği.



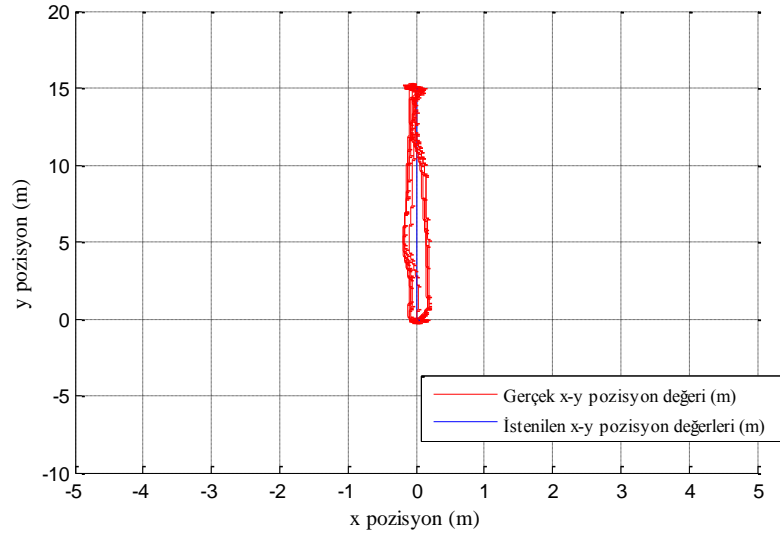
Şekil.3.35. 20 knot rüzgar etkisinde hover (AK) pozisyonunda duran helikopterin y-z pozisyon grafiği.



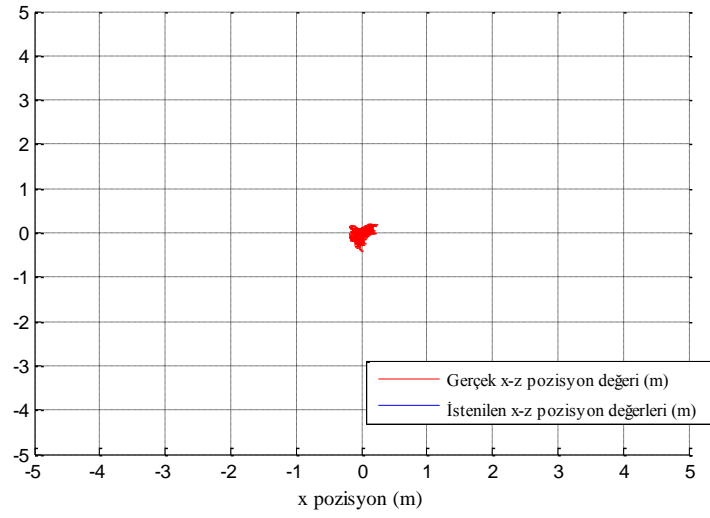
Şekil.3.36. 20 knot rüzgar etkisinde hover (AK) pozisyonunda duran helikopterin x-y-z pozisyon grafiği.



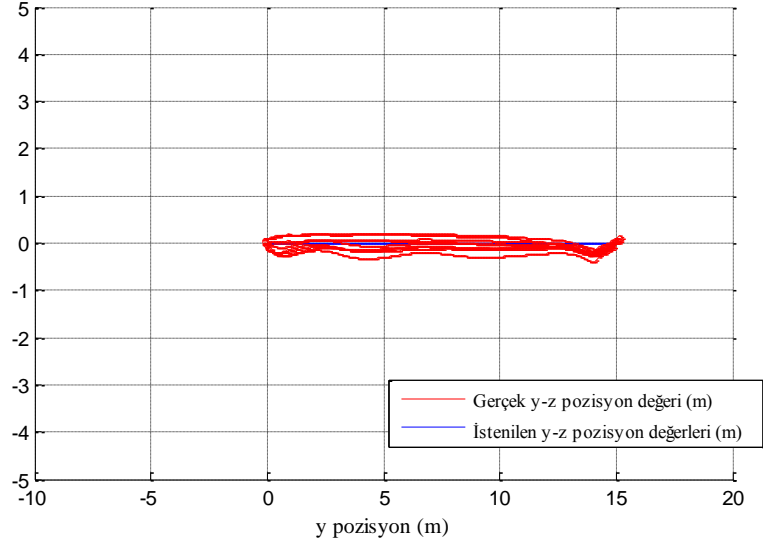
Şekil.3.37. 20 knot rüzgar etkisinde İNT için helikopterin x-y-z pozisyon grafiği



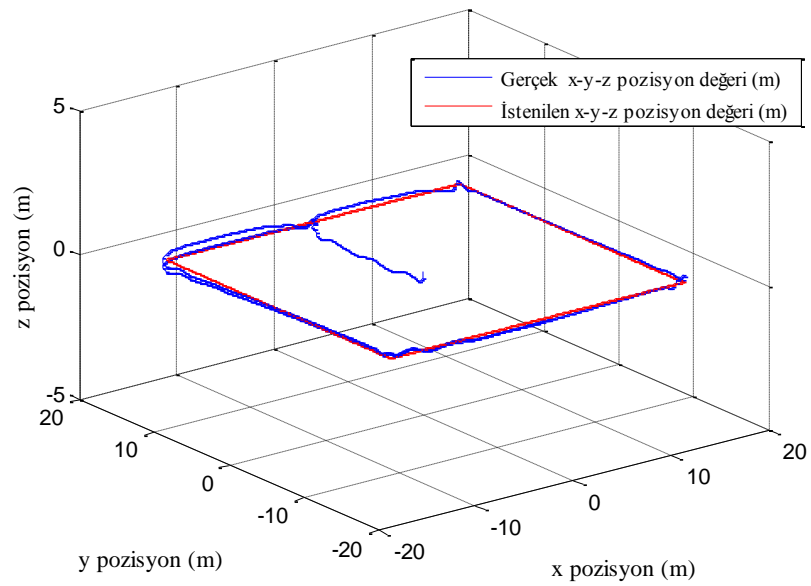
Şekil.3.38. 20 knot rüzgar etkisinde İNT için helikopterin x-y pozisyon grafiği.



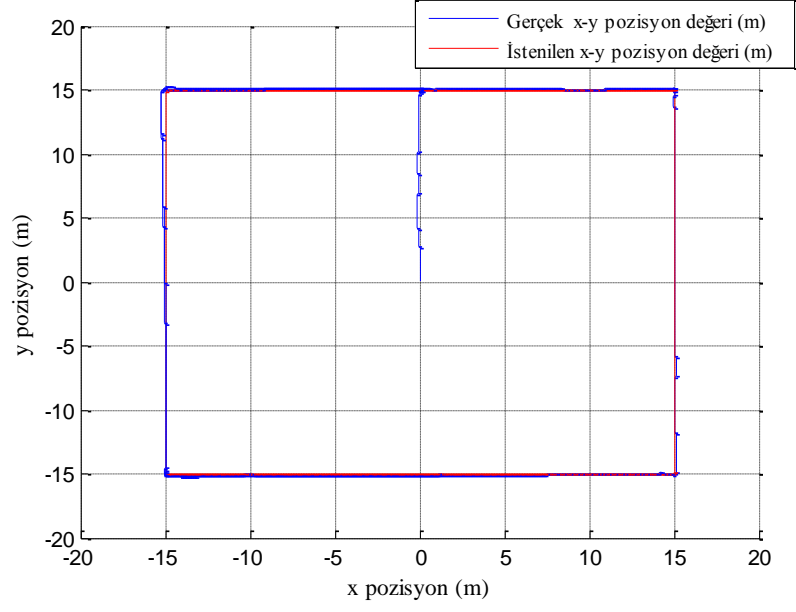
Şekil.3.39. 20 knot rüzgar etkisinde İNT için helikopterin x-z pozisyon grafiği.



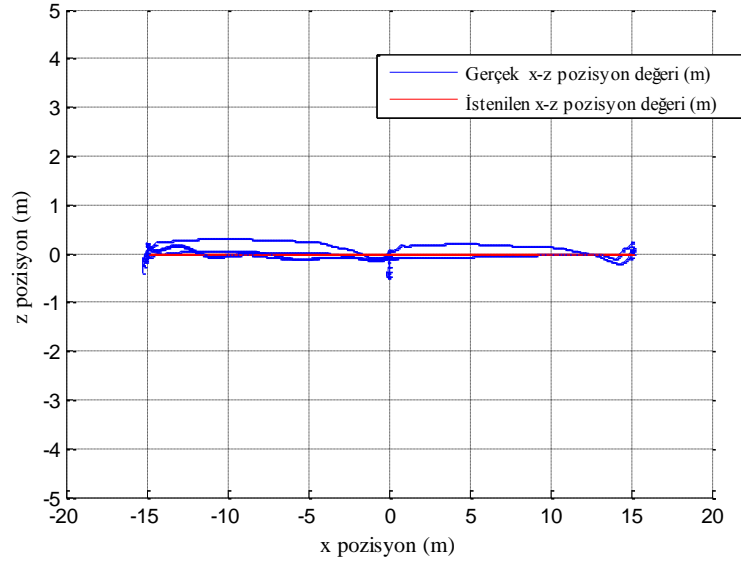
Şekil.3.40. 20 knot rüzgar etkisinde İNT için helikopterin y-z pozisyon grafiği.



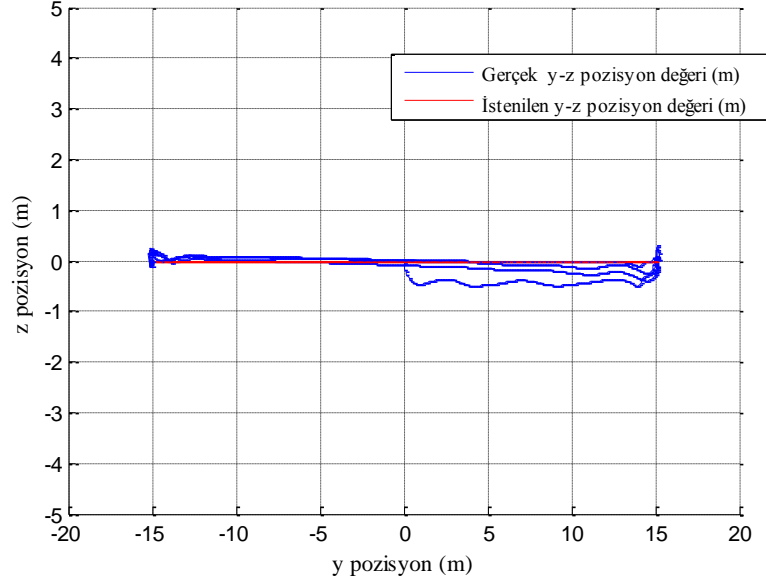
Şekil.3.41. 20 knot rüzgar etkisinde KP için helikopterin x-y-z pozisyon grafiği.



Şekil.3.42. 20 knot rüzgar etkisinde KP için helikopterin x-y pozisyon grafiği.



Şekil.3.43. 20 knot rüzgar etkisinde KP için helikopterin x-z pozisyon grafiği.



Şekil.3.44. 20 knot rüzgar etkisinde KP için helikopterin y-z pozisyon grafiği.

3.2.1.5.Değerlendirme

Kaskat PID kontrol mimarisinin uygulandığı kontrolörde kontrol döngülerinin katsayıları İKD den başlanarak ayarlanmıştır. Katsayılar ayarlanırken göz önüne alınan performans ölçütlerinden birisi de her bir uygulama için (AK, İNT, KP) pozisyon değerlerinin RMS (Denk.(3.4)) ve Maksimum Sapma (Denk.(3.5)) değerleri olmuştur.

Burada $i=1, 2, \dots, n$ olmak üzere, $d(i)$ hava aracının $t=i.\Delta t$ anında olması gereken nokta ile bulunduğu nokta arasındaki en kısa mesafedir.

$$\text{RMS} = \sigma = \sqrt{\frac{d^2(i)}{n}} \quad (3.4)$$

$$\text{Maksimum Sapma} = \text{Max}(d(i)) \quad (3.5)$$

DURUM	RMS (m)	MAKS. SAPMA (m)
AK	0.0345	0.1531
İNT	0.1390	0.3578
KP	0.1581	0.3943

Çizelge 3.1.: İdeal ortamda AK, İNT ve KP uygulamaları için RMS ve Maksimum Sapma değerleri.

DURUM	RMS (m)	MAKS. SAPMA (m)
(AK)	0.1134	0.4866
İNT	0.1995	0.5500
KP	0.1859	0.7153

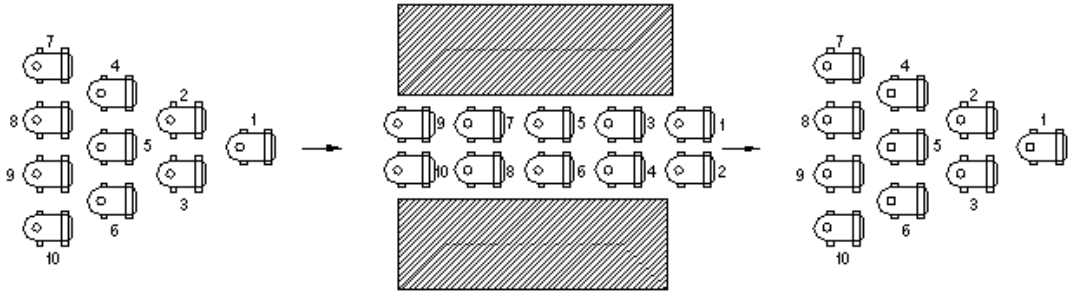
Çizelge 3.2.: 20 knot rüzgar etkisinde AK, İNT ve KP uygulamaları için RMS ve Maksimum Sapma değerleri.

Simülasyon sonuçları göstermiştir ki, kontrolör, gürültü altında istenilen yörüngeyi takip ederken kararlıdır. Ancak burada kontrolör için gerekli olan data matematiksel olarak hesaplandığından, gürültüsüz ve idealdir. Gerçek durumda sensörlerden kaynaklanan gürültüler ve dış etkilerden dolayı ekstra filtreleme yöntemleri kullanılması gerekmektedir. Burada sensörler ve çalkantı tablası matematiksel olarak modellenmemiştir.

4. ÇOK ROBOTLU İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ

4.1. Formasyon Kontrolü

Son yıllarda çoklu robotların kontrol ve koordinasyonu konularına artan bir ilgi gözlenmektedir. Yapılan araştırmalar çoklu robotların keşif-gözetleme [33, 34] arama-kurtarma, bilinmeyen ya da kısmi olarak bilinen bir bölgenin haritalanması [35, 36], taşımacılık [37,38] gibi görevlerde aktif olarak kullanımı üzerine yapılmıştır.



Şekil 4.1.Çoklu Robot Sistemlerinin Engel Durumunda Formasyon Değişirnesi.[39]

Formasyon kontrolü, kara araçlarını [39, 40, 41], hava araçlarını [42, 43], İHA ları [44,45], deniz ve denizaltı araçlarını kapsayan umut veren bir araştırma sahasıdır. Formasyon kontrolü ile kasıt, robotlar grup olarak bir bütünlük gibi hareket ederken, grup içindeki pozisyon ve yönelimlerinin (oryantasyonu) da kontrol edilmesi problemidir [46].

Literatürde gezgin robotlar için formasyon kontrolü ile ilgili geliştirilmiş çeşitli yaklaşımlar mevcuttur. Bunlar davranış temelli, sanal yapı ve lider-takipçi yaklaşımlarıdır [47].

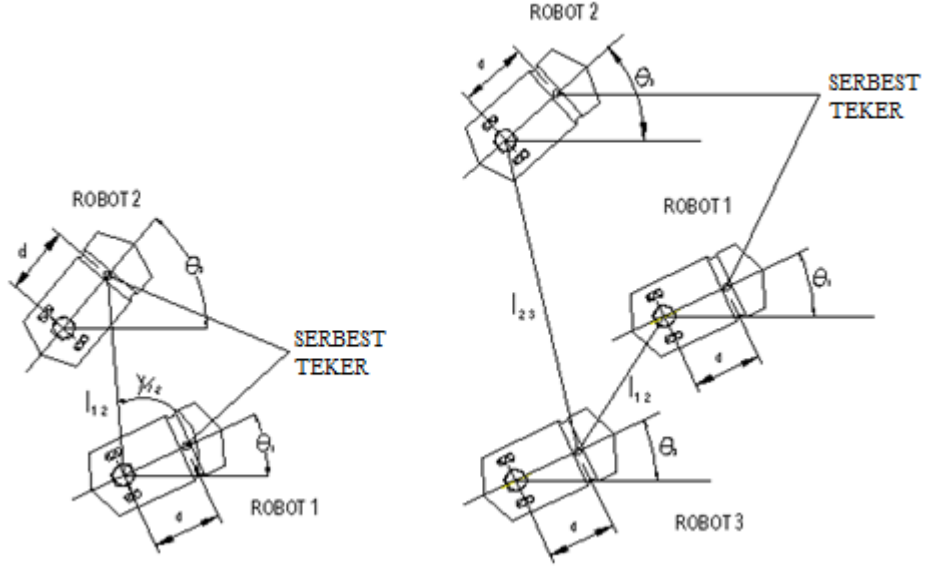
Davranış temelli yaklaşımda [48, 49] her bir robot için farklı olası davranışlar (formasyon koruma, hedef takibi vb.) belirlenmiştir. Belirlenen her davranışın görelî önem ağırlığına göre robotun son hareketi türetilir. Burada kesin bir formasyon kontrolünü garantilemek zordur.

Sanal yapı yaklaşımı, robot formasyonunu tek bir sanal katı cisim yapısı gibi kabul eder. İstenen yörünge her bir robota ayrı ayrı atanmaktansa tüm formasyon bir bütünlük gibi düşünülerek tüm formasyona atanır [50]. Bir önceki yaklaşımdan farklı olarak, tüm grubun davranışı tam olarak tahmin edilebilir ve formasyon kesin olarak korunur. Bununla birlikte daha geniş bir robotlararası iletişime ihtiyaç duyulur.[47]

Lider-takipçi yaklaşımında formasyondaki bir robot lider olarak atanırken, diğerleri takipçi olarak atanır [41, 51, 52]. Takipçiler liderle aralarındaki istenen görelî konum ve yönelimi koruyarak lideri takip ederlerken lider daha önceden belirlenmiş bir yörüngede hareket eder. Lider-takipçi yaklaşımında yalnızca liderin hareketi ve lider-takipçi arasındaki istenen görelî durum (mesafe, açı) tanımlanır.

Bir grup İHA'nın yakın formasyonda uçuşları için giriş-çıkış geribeslemeli doğrusallaştırma yöntemi kullanılarak iki tip kontrolör tasarlanmıştır. Yakın formasyonda uçuş, yüksek doğruluk gerektiren sensörlere (GPS/INS), kesin ve duyarlı kontrol sistemlerine ve iletişim/koordinasyon protokollerine ihtiyaç duyulan güç bir problemdir. İlk kontrolör, takipçi hava aracının lider hava aracına göre istenilen pozisyonda kalmasını sağlar. İkinci kontrolör ise üçüncü hava aracının diğer iki lider hava aracını takip edebilmesini sağlar. Bu şekilde lider yörüngesini takip ederken, çarpışma olmadan üçgen bir formasyon oluşturulabilir

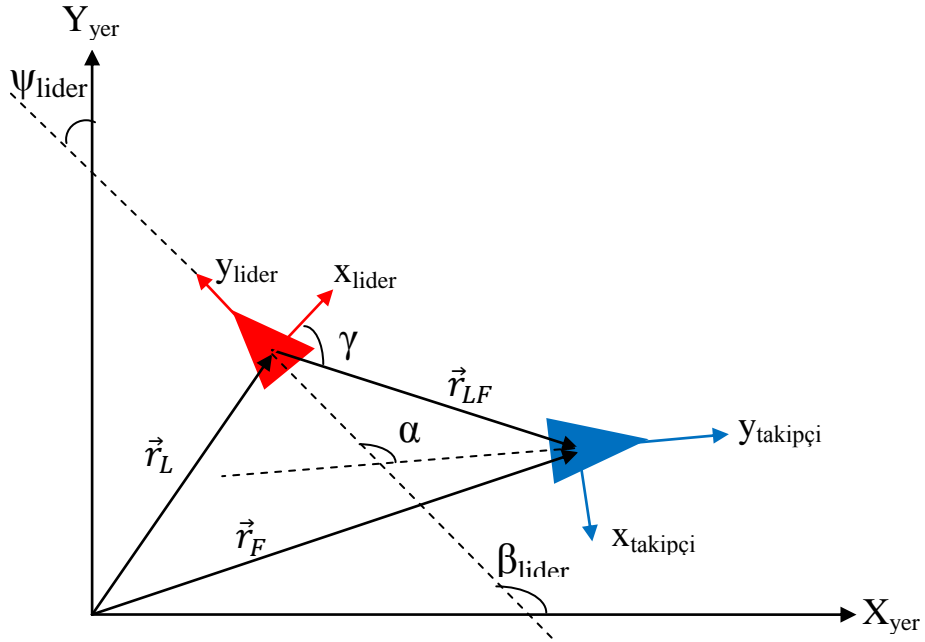
Bir gezgin robot takımı formasyonunu sürdürmek için iki tip geri beslemeli kontrolör geliştirilmiştir [39]. Bu kontrol yasaları lider-takipçi arasındaki istenilen mesafe ve görelî açı ($l-\psi$ kontrol) ya da takipçinin diğer iki lideri ile arasındaki mesafeyi koruması ($l-l$ kontrol) için kullanılmıştır. Bu iki tip kontrolör Şekil.4.2.'de gösterilmiştir.



Şekil 4.2. $l-\psi$ kontrol ve $l-l$ kontrol .

$l-\psi$ durumunda, takipçi robotun lider robota göre konumu $(l_{12} \psi_{12} \theta_{12})^T$ yazılmıştır. $l-l$ kontrol durumunda, takipçinin iki lider robota göre durumu $(l_{13} \psi_{23} \theta_3)^T$ olarak ifade edilmiştir.[39] İki gezgin robot için $l-\psi$ kontrol modunda hedef, iki robot arasındaki istenilen uzaklık l_{12}^d ve istenilen görelî açı ψ_{12}^d 'yi korumaktır. Bu tez kapsamında kullanılacak olan yaklaşım lider-takipçi yaklaşımıdır.

4.2. Formasyon Kontrolü Algoritması



Şekil.4.3. Geliştirilen formasyon kontrolü algoritması.

Lider koordinat sisteminin x-y eksen vektörlerine göre ifadesi,

$$y_{lider} = \cos(\beta)i + \sin(\beta)j \quad (4.1)$$

$$x_{lider} = \sin(\beta)i - \cos(\beta)j \quad (4.2)$$

olarak verilir.

\vec{r}_{LF} , genliği lider ve takipçi arasındaki mesafeyi gösteren r_{LF} olan, ayrılma vektörü olmak üzere;

$$\vec{r}_{LF} = \vec{r}_F - \vec{r}_L \quad (4.3)$$

$$\vec{r}_{LF} = (x_F - x_L)i + (y_F - y_L)j \quad (4.4)$$

Ayrılma vektörü olan \vec{r}_{LF} nin lider eksen takımına göre koordinatları,

$$r_{x_{lider}} = x_{lider} \cdot \frac{\vec{r}_{LF}}{r_{LF}}, \quad (4.5)$$

$$r_{y_{lider}} = y_{lider} \cdot \frac{\vec{r}_{LF}}{r_{LF}}, \quad (4.6)$$

$$\vec{r}_c = (r_{x_{lider}}, r_{y_{lider}}) \quad (4.7)$$

\vec{r}_c : Ayrılma vektörünün lider koordinat sistemine göre ifadesi.

Bu tez kapsamında tasarlanan kontrol algoritmasının temeli takipçiye anlık olarak hangi hızla hangi yöne gideceği bilgisinin verilmesine dayanmaktadır. Bu noktada takipçinin DET ye göre istenen anlık hızı olan \vec{V}_d , 3 ayrı hız parametresi kullanılarak belirlenmektedir. Bunlar \vec{V}_L (Liderin DET ye göre anlık hızı), \vec{V}_S (Ayrılma hızı), \vec{V}_γ (Yönelim açısal hızı) dır. Denklem (4.8)'de gösterildiği gibidir.

$$\vec{V}_d = \vec{V}_L + \vec{V}_S + \vec{V}_\gamma \quad (4.8)$$

\vec{V}_L lider durum değişkenlerinden alınır. \vec{V}_S ile radyal bir düzeltme yapılırken, değeri liderle takipçi arasındaki istenen mesafe ve şimdiki mesafe farkıyla doğru orantılı olarak hesaplanır.

l_d , liderle takipçi arasındaki istenen mesafe, $l_c = |\vec{r}_{LF}|$ liderle takipçi arasındaki şimdiki mesafe ve e_l ayrılma hatası olmak üzere,

$$e_l = (l_d - l_c) \quad (4.9)$$

olarak ifade edilir. Bu durumda ayrılma hızı olan \vec{V}_S ,

$$\vec{V}_S = PID_S(e_l) \frac{\vec{r}_{LF}}{|r_{LF}|} \quad (4.10)$$

şeklindedir. Burada PID kontrolör kazancıdır.

Yönelim açısal hızı olan, \vec{V}_γ , takipçinin lidere göre olması istenen yönelimi ile şimdiki yönelimi arasındaki farkla yani yönelim hatası olan e_γ ile doğru orantılı olarak hesaplanır. γ , \vec{r}_{LF} vektörünün liderin x eksenine olan X_{lider} ile arasındaki açıdır. γ_d , takipçinin lidere göre olması istenen konumsal yönelimi olup, γ_c anlık konumsal yönelimdir. γ_d ve γ_c kullanılarak e_γ (4.11)'deki gibi ifade edilir.

$$\vec{e}_\gamma = (\gamma_d - \gamma_c) \quad (4.11)$$

\vec{e}_γ , ayrılma vektörü olan \vec{r}_{LF} ye diktir.

$$\vec{V}_\gamma = PID_\gamma(e_\gamma) \perp \vec{r}_{LF} \quad (4.12) \text{ şeklinde}$$

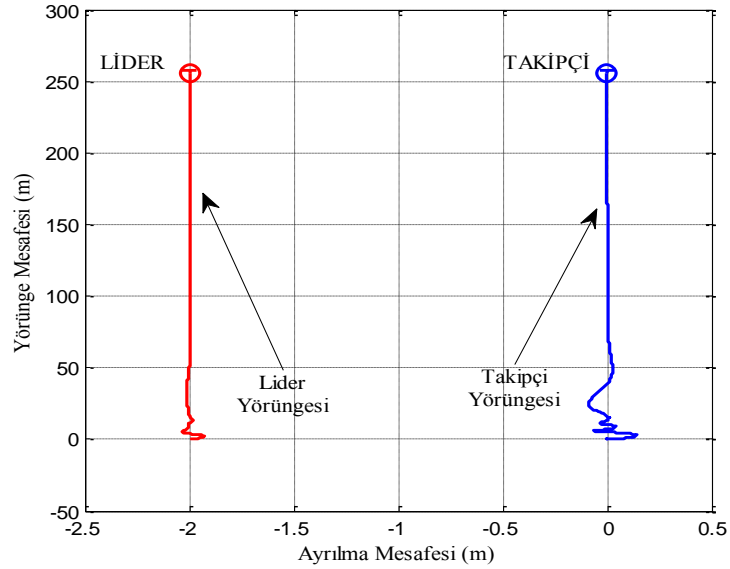
ifade edilir. PID, kontrolör kazancıdır.

Sonuç olarak, takipçinin DET 'ye göre istenen anlık hızı olan $\vec{V}_d = \vec{V}_L + \vec{V}_S + \vec{V}_\gamma$ (4.13) eşitliğindeki gibi ifade edilir.

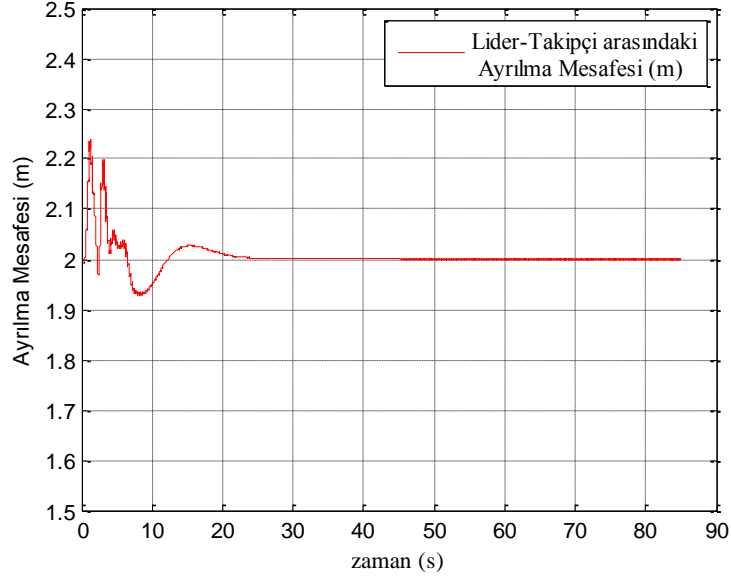
Tasarlanan lider-takipçi algoritması 1) mevcut formasyonu koruma ve 2) formasyon değiştirme olmak üzere iki başlık altında koşturulmuş ve simülasyon sonuçları aşağıda sunulmuştur.

4.2.1. Mevcut Formasyonu Koruma

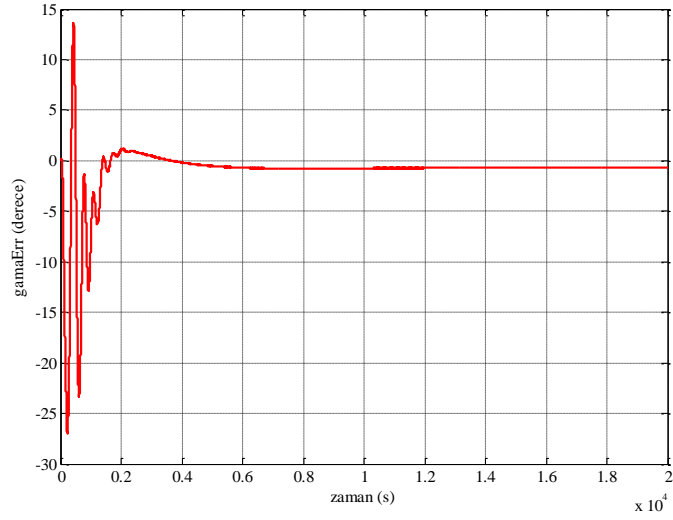
1. Düz çizgi boyunca lider-takipçi yaklaşımı simülasyonunda lider-takipçi arasındaki; istenen ayrılma mesafesi $l_{sep} = 2$ m, takipçinin lidere göre istenen yönelim açısı $\gamma_{mad} = 0$ olarak belirlenmiştir.



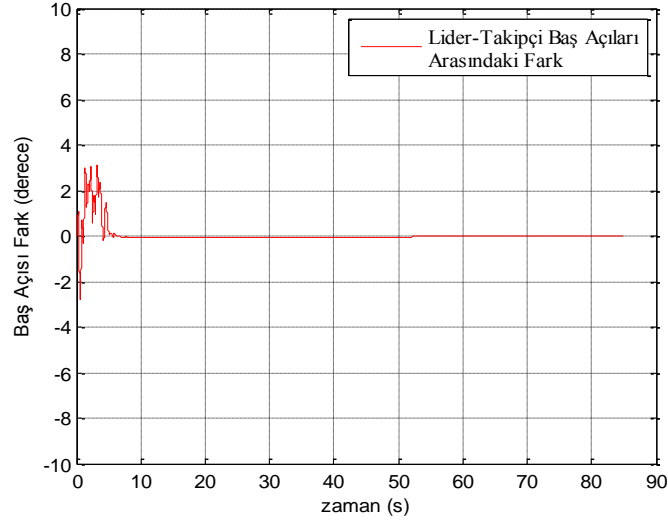
Şekil.4.4. Düz çizgi boyunca x-y pozisyon grafiği.



Şekil.4.5. Düz çizgi boyunca Lider-Takipçi arasındaki ayrılma mesafesi.

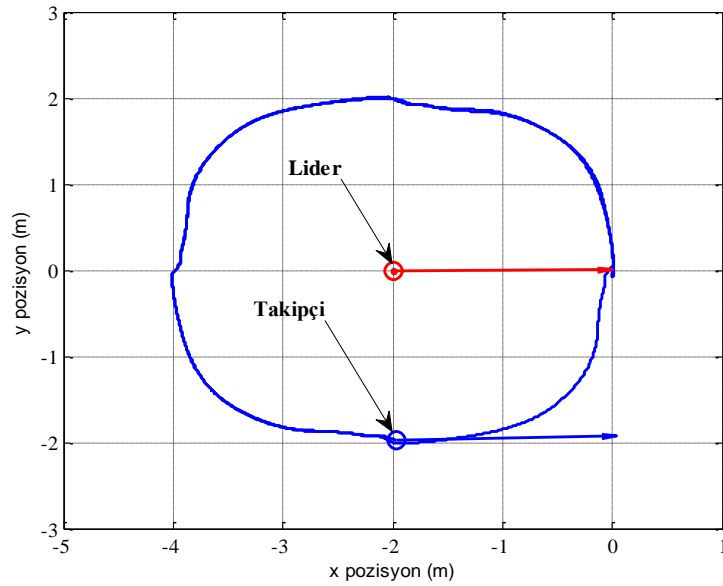


Şekil.4.6. Düz çizgi boyunca takipçinin lidere göre yönelim açısının derece cinsinden grafiği.

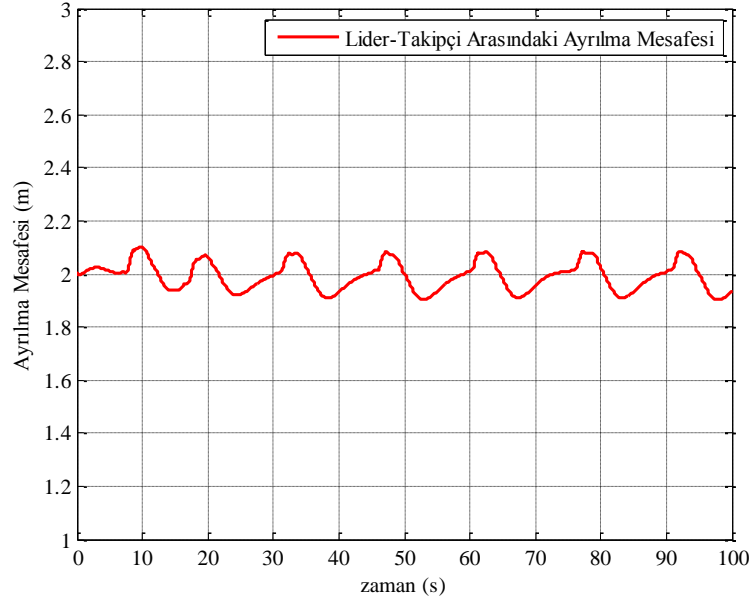


Şekil.4.7. Düz çizgi boyunca lider ve takipçinin baş açıları arasındaki farkın derece cinsinden grafiği.

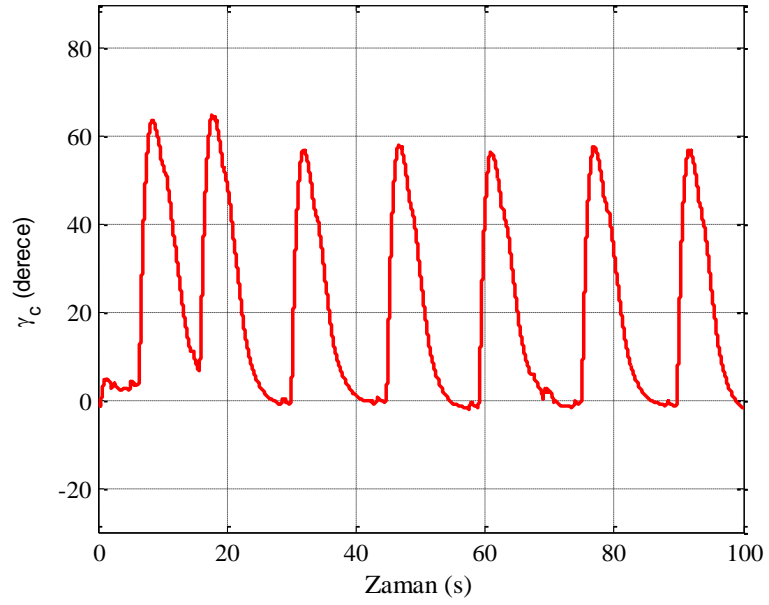
2. Liderin pozisyonu sabit ve baş açısı değişirken lider-takipçi arasındaki istenen ayrılma mesafesi $l_{sepd} = 2m$ olarak belirlenmiştir. Simülasyonda takipçinin lidere göre göreceli konumsal açısı olan γ , liderin baş açısına bağlı olarak sürekli güncellenmektedir.



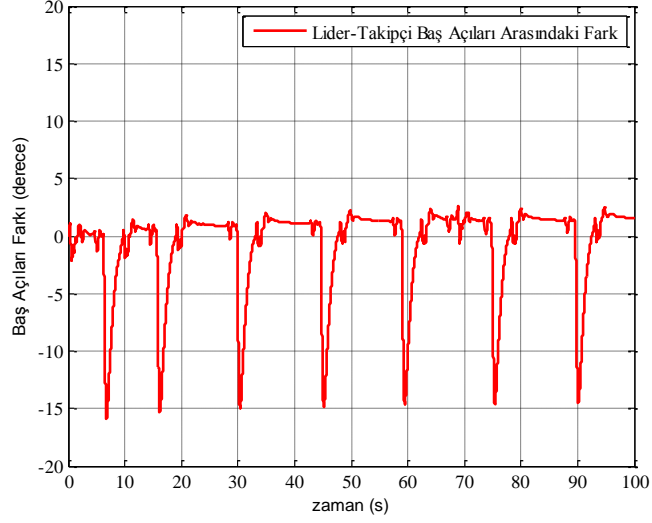
Şekil.4.8. Lider-takipçi x-y pozisyon grafiği.



Şekil.4.9. Lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesinin zamana göre grafiği.

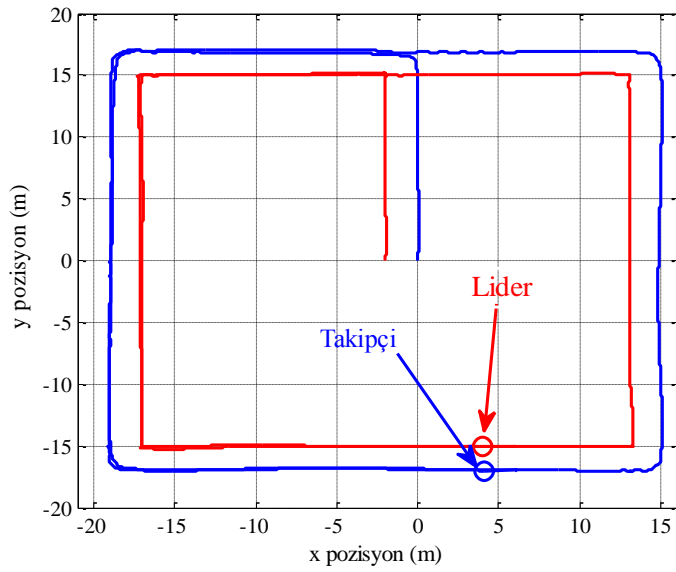


Şekil.4.10. Takipçinin lidere göre derece cinsinden yönelim açısının zamana göre grafiği.

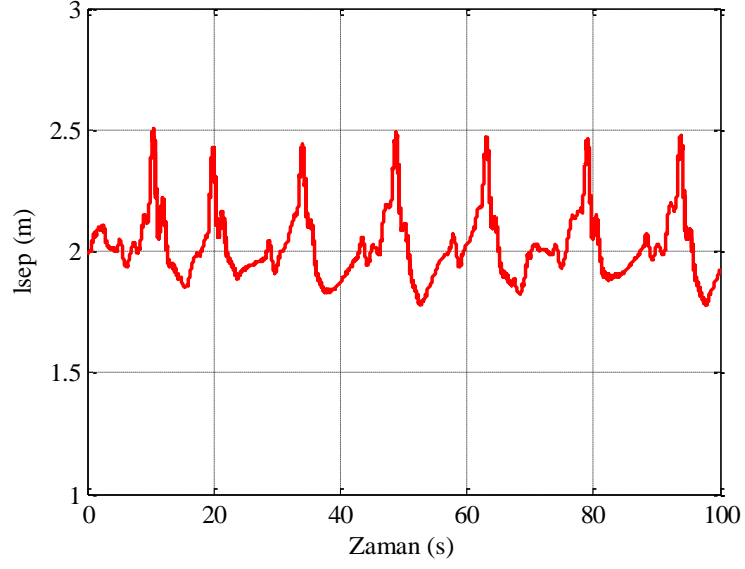


Şekil.4.11. Lider-takipçinin baş açıları arasındaki farkın (derece) zamana göre grafiği.

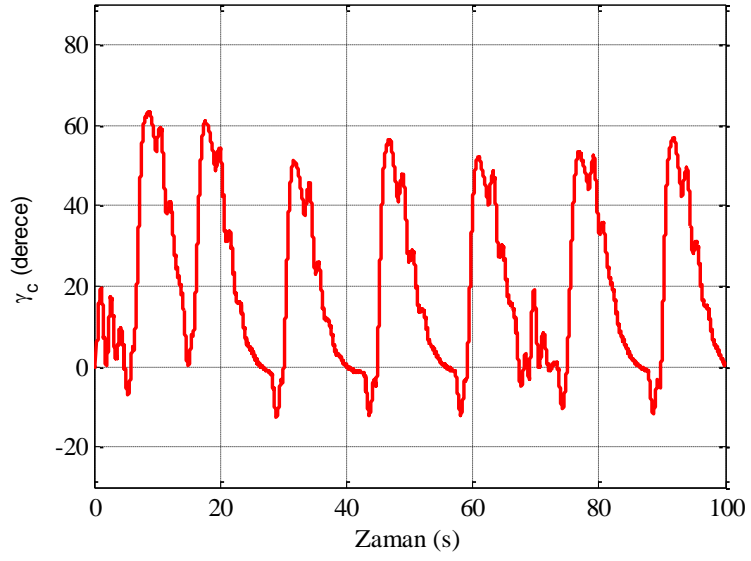
3. Liderin kare patern takip etmesi durumunda oluşan takipçi yörüngesi, lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesi, takipçinin lidere göre yönelim açısı ve her iki aracın baş açıları arasındaki farka ait simülasyon sonuçları aşağıda sunulmuştur. Burada lsep_d = 2m olarak belirlenmiştir.



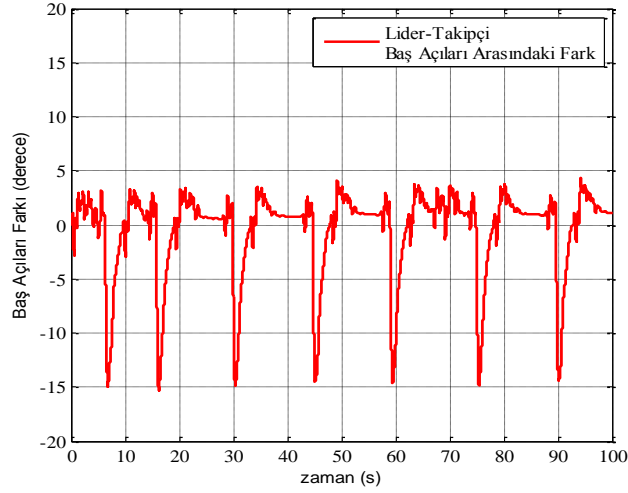
Şekil.4.12. Lider-takipçi x-y pozisyon grafiği



Şekil.4.13. Lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesinin zamana göre grafiği.



Şekil.4.14. Kare Patern (KP) durumunda takipçinin lidere göre derece cinsinden yönelim açısının zamana göre grafiği.

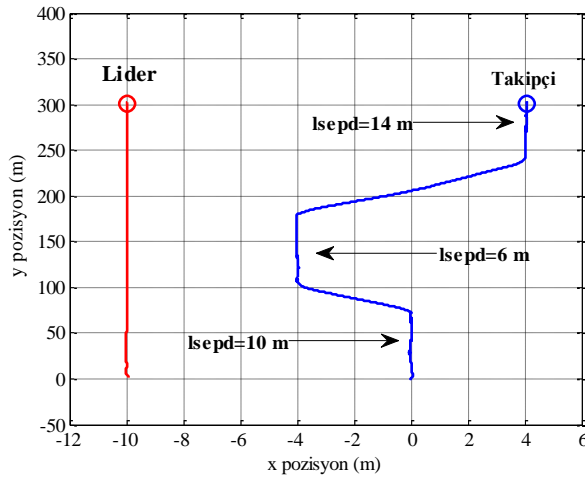


Şekil.4.15. Lider-takipçinin baş açıları arasındaki farkın zamana göre grafiği

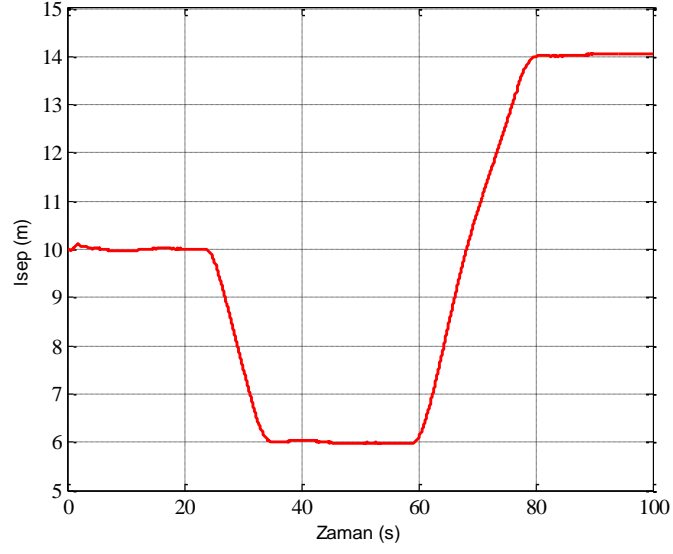
4.2.2. Formasyon Değiştirme

Formasyon değiştirme liderin düz çizgi takip ederken 1) istenen ayrılma mesafesinin (l_{sepd}) değiştirilmesi 2) takipçinin lidere göre bağıl yönelim açısının (γ) değiştirilmesi olmak üzere iki kısımda incelenmiş olup, simülasyon sonuçları aşağıda sunulmuştur.

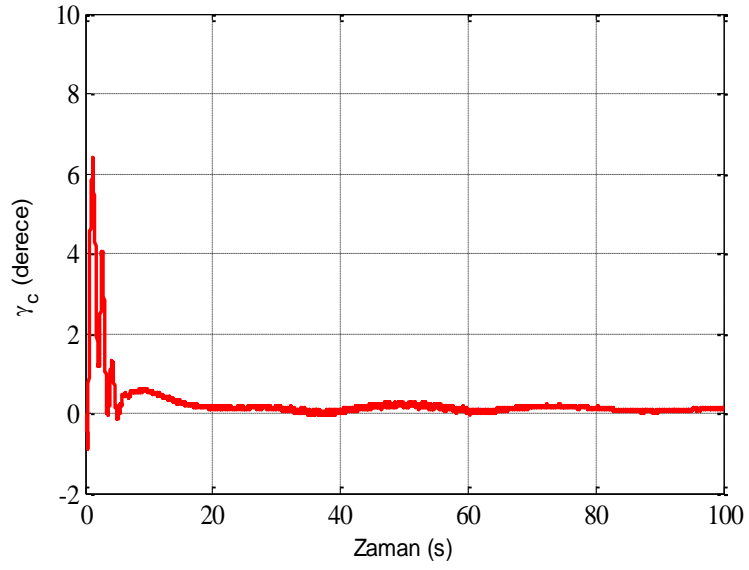
1. l_{sepd} nin Değiştirilmesi



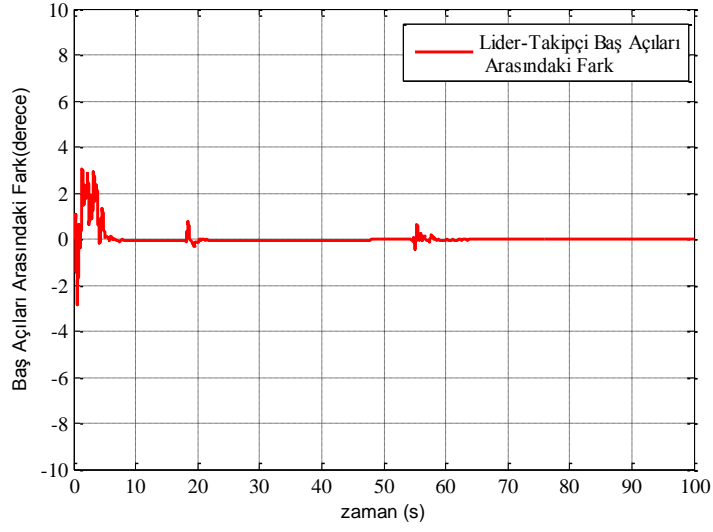
Şekil.4.16. l_{sepd} sırasıyla 10m, 6m ve 14m olduğu durumlar için lider-takipçi x-y pozisyon grafiği.



Şekil.4.17. Isepd sırasıyla 10m, 6m ve 14m olduğu durumlar için lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesi grafiği.

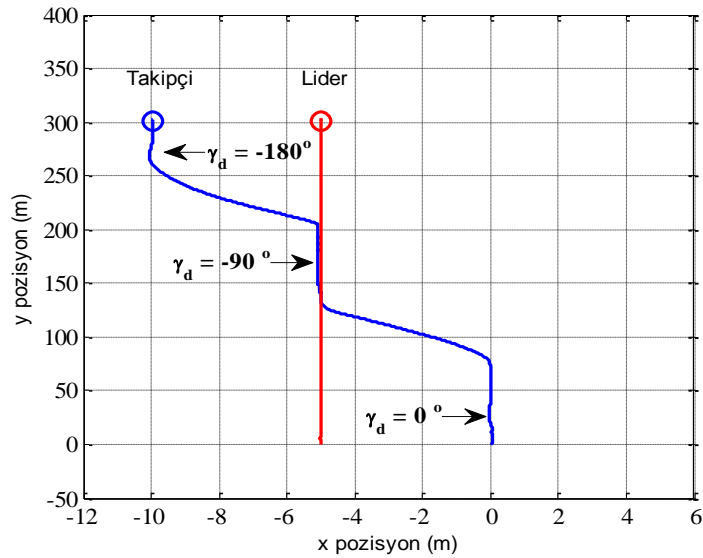


Şekil.4.18. Isepd sırasıyla 10m, 6m ve 14m olduğu durumlar için takipçinin lidere göre bağlı yönelim açısının zamana göre grafiği.

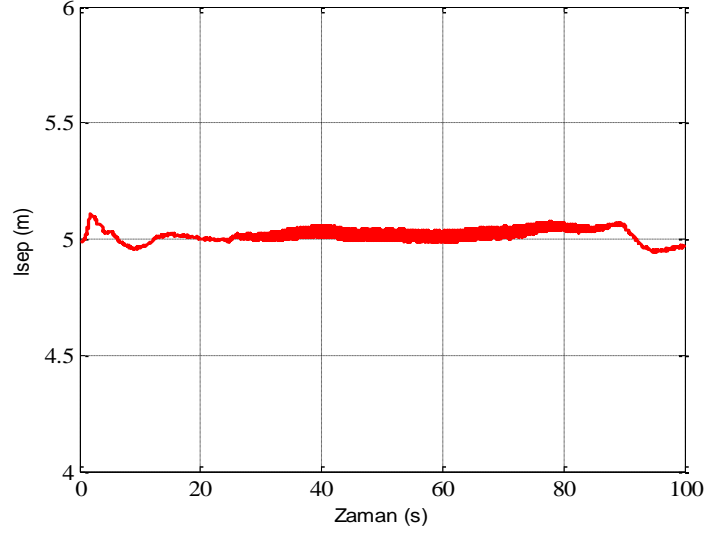


Şekil.4.19. İsepd sırasıyla 10m, 6m ve 14m olduğu durumlar için lider-takipçi baş açıları arasındaki farkın zamana göre grafiği.

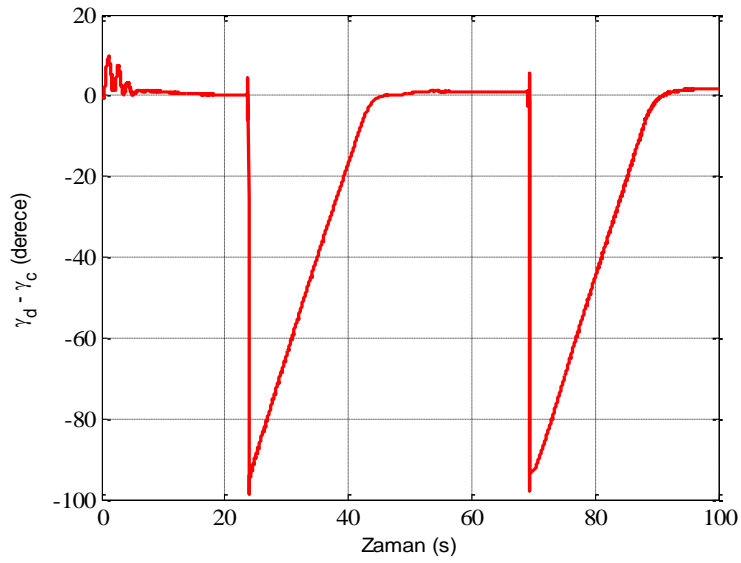
2. *gamma d* nin Değiştirilmesi.



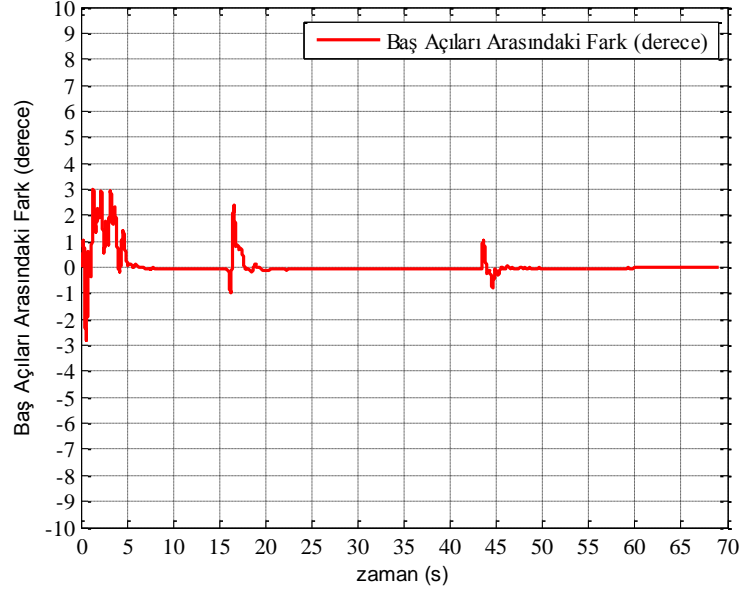
Şekil.4.20. *gamma d* sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için lider-takipçi x-y pozisyon grafiği



Şekil.4.21. gamma d sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için lider-takipçi arasındaki ayrılma mesafesi grafiği.



Şekil.4.22. gamma d sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için takipçinin lidere göre göreceli konumsal açısının zamana göre grafiği.



Şekil.4.23. gamma d sırasıyla 0, 90 ve 180 derece olduğu durumlar için lider-takipçi baş açıları arasındaki farkın zamana göre grafiği.

4.2.3.Değerlendirme ve Sonuçlar :

Son yıllarda insansız hava araçlarının sivil ve askeri amaçlarla kullanım taleplerinin artması, bu hava araçlarının tekli ve çoklu olarak görev yapabilme kabiliyetlerinin daha da geliştirilmesini gerekli kılmaktadır. Bu kapsamda hava araçlarının matematiksel olarak modellenmesi uçuş dinamiklerinin daha iyi anlaşılması ve gerekli kontrol algoritmalarının geliştirilmesi önem arz etmektedir.

Bu tez kapsamında öncelikle tek bir döner kanatlı İHA için Askıda Kalma, İki Nokta Arası Takip ve Kare Patern rotalarında otonom olarak seyrüsefer yapabilmesi için gerekli stabilizasyon kontrol ve seyrüsefer algoritmaları tasarlanmış ve simülasyon ortamında denenmiştir. Kontrol sistemi olarak geleneksel çoklu ve kaskat PID kontrol unsurları kullanılmıştır.

Kontrol katsayıları, simülasyondan alınan, belirlenen yörüngeye ait gerçekleşen ve istenen kontrol sonuçları kıyaslanarak elle ayarlanmış ve kontrolörün olgunluğu RMS Sapma ve Maksimum Sapma performans kriterleriyle değerlendirilmiştir. Sonuçların İHA'nın gerçek bir görev başarımı için gerekli istekleri karşıladığı görülmüştür.

Tekli döner kanatlı İHA'nın stabilizasyon ve otonom seyrüsefer için gerekli kontrol sistemi tasarımından sonra çoklu görev yapacak İHA'lar için lider-takipçi kooperatif uçuş algoritması tez kapsamında geliştirilmiş ve simülasyonda koşturularak iki DİHA için sonuçlar değerlendirilmiştir. Geliştirilen kooperatif uçuş algoritması sayesinde değişen görev durumlarına bağlı olarak DİHA'ların performansları incelenmiştir. Askıda Kalma ve Kare Patern rotaları için belirlenen uçuş profili simülasyonda başarıyla gerçekleştirilmiştir. Lider-Takipçi kontrol algoritması sayesinde lider-takipçi arasındaki mesafe, takipçinin lidere göre göreceli açısal konumu ve baş bilgisi kontrolü yapılabilmektedir.

Geliştirilen stabilizasyon, otonom seyrüsefer ve kooperatif uçuş algoritmalarının simülasyon ortamında başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür. Yapılan çalışmanın deneysel olarak gerçek ortamda denenmesi için öncelikli olarak uzaktan kumandalı model helikopterlerin kullanılmasının uygun olduğu düşünülmektedir. Helikopter gövdesi üzerine ivmeölçer, dönüölçer, manyetik alan sensörü, barometrik altimetre ve küresel konulama sistemi (GPS) gibi sensörlere sahip bir elektronik devre takılacaktır. Bu devre üzerinde öncelikle stabilizasyon daha sonra otonom uçuş algoritmaları koşturulabilir. Böylelikle çoklu kooperatif uçuş için gerekli olan alt yapının sağlanabileceğini düşünülmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Franko, S., Svenstrup, İnsansız Helikopterin Model Öngörülü Kontrolü. Sistem Dinamiği ve Kontrol. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul Teknik Üniversitesi, Haziran 2010.
- [2] Office of the Secretary of Defence of U.S.A, Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030.
- [3] Isidori, A., Nonlinear Control Systems. Springer-Verlag, 1995.
- [4] Su, R., Hunt, L.R., and Meyer, G., Theory of Design Using Nonlinear Transformations. 1982 American Control Conference Bildirisi, cilt 1, s. 247-251, 1982.
- [5] Tomlin, C., Lygeros, J., Benvenuti, L., and Sastry, S., Output Tracking for a Non-minimum Phase Dynamic CTOL Aircraft Model. IEEE Conference in Decision and Control 1995 Bildirisi, s. 1867-1872, Kobe-Japan. 1996.
- [6] Hauser, J., Sastry, S., ve, Meyer, G., Nonlinear Control Design for Slightly Nonminimum Phase System: Application to V/STOL aircraft. Automatica, 28(4):665-679, 1992.
- [7] Koo, T.J., ve, Sastry, S., Output Tacking Control Design of a Helicopter Model Based on Approximate Linerization. Submitted to the 37th IEEE Conference on Decision and Control, 1998.
- [8] Sugeno, M. Hirano, I., Nakamura, S., and Kotsu, S., Development of an Intelligent Unmanned Helicopter. IEEE International Conference on Fuzzy Systems, cilt 5, s. 33-34, 1995.

- [9] Prasad, J.V.R., Calise, Y.Pei, Corban, J.E., Adaptive Nonlinear Control Synthesis and Flight Test Evaluation On an Unmanned Helicopter. IEEE International Conference on Control Applications, 1999.
- [10] Sanchez, Edgar N., Becerra, Hector M., Velez, Carlos M., Combining Fuzzy, PID and Regulation Control for an Autonomous Mini-helicopter. Elsevier Inc.,2006.
- [11] Astrom, K.J., Hagglund, T., PID Control Systems: Theory, Design and Tuning. International Society for Measurement and Control, Research Triangle Park, NC, U.S.A., 1995.
- [12] Svenstrup, M.,Winther, K., Autonomous Hover of a Small Scale Electric Helicopter. Intelligent Autonomous Systems. Yüksek Lisans Tezi. Aalborg University, 2006/2007.
- [13] Mustafic, Autonomous Hover of a Small Scale Electric Helicopter. Yüksek Lisans Tezi. Aalborg University, 2005.
- [14] Jensen, R.,Nelsen, A.K.N., Robust Control of an Autonomous Helicopter. Yüksek Lisans Tezi. Aalborg Üniversitesi, Kontrol Mühendisliği Bölümü, 2005.
- [15] Hald, U.B., Hesselbæk, M.V., Siegumfeldt, M., Nonlinear Modeling and Optimal Control of a Miniature Autonomous Helicopter. Yüksek Lisans Tezi. Aalborg University, 2006.
- [16] Kadmiry, B., Fuzzy Control for an Unmanned Helicopter. Yüksek Lisans Tezi. Linköping Üniversitesi, 2002.
- [17] Honeywell, Application Note AN 201:Set/Rest PulseCircuits for Magnetic Sensors, Mayıs 1996.

- [18] Gavrilets, V., Metler, B., ve , Freon, E., Human Inspired Control Logic for an Automated Maneuvering of Miniature Helicopter. Journal of Guidance, Control and Dynamics, cilt 27, s 5, Eylül-Ekim 2004.
- [19] Gavrilets, V., Metler, B., ve , Freon, E., Nonlinear Model for a Small Size Acrobatic Helicopter. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, cilt AIAA-2001-4333, s. 1593-1600, 2001.
- [20] Gavrilets, V., Autonomous Aerobatic Manuevering of Miniature Helicopters. Doktora Tezi. Massachusetts Institute of Technology, Haziran 2003.
- [21] Metler, B., Identification Modelling and characteristics of Miniature Rotorcraft. Kluwer Academic Publishers, Boston, MA, USA, 2003.
- [22] Heffley, R. K., Minch, M. A., Minimum-Complexity Helicopter Simulation Math Model, NASA CR-177476, 1988.
- [23] Munzinger, C., Development of a Real-Time Flight Simulator for an Experimental Model Helicopter. Yüksek Lisans Tezi, Georgia Teknoloji Enstitüsü, 1998.
- [24] Greenwood, T. D. . Advanced Dynamics, Cambridge University Press, New York, NY, 2003.
- [25] Wie, B.. Space Vehicle Dynamics and Control, Reston, VA, AIAA Education Series, 1998.
- [26] Bisgaard, M., Modelling, estimation, and control of helicopter slung load system, Doktora Tezi, Aalborg University, 2008.
- [27] Raymond, W. Prouty, Helicopter Performance, Stability and Control. Krieger Publishing Co., Inc., 1995.

- [28] McCormick, B.W., *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics*. John Wiley and Sons, Inc., 1995.
- [29] Rojas, I., Pomares, H., Gonzales, J., Herrera, L.J., Guillen, A., Rojas, F., *Soft Computing Techniques for the Development of Adaptive HelicopterFlight Contyuvarlanmaer*. IEEE, 2006.
- [30] Kadmiry, B., Driankov, D., *A Fuzzy Flight Contyuvarlanmaer Combining Linguistic and Model Based Fuzzy Sets and Systems*. 146(3), 2006.
- [31] Johnson, E. N., Kannan, K., *Adaptive Flight Control for an Autonomous Unmanned Helicopter*. Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2002.
- [33] Feddema, J, Schpenwald, D., *Decentralized Control of Cooperative Robotic Vehicles*. In Proceedings SPIE Orlando,Florida cilt 4364, April 2001.
- [34] Burgard, W., Mors, M., Fox, D., Simmons,R., and Thrun, S., *Collaborative Multi-Robot Exploration*. In Proceeding IEEE International Conference Of Robot Automation, San Fransisco, CA, s. 476-481, April 2000.
- [34] Jennings, J.S., Whelan, G.,and, Evans, W.F., *Cooperative Search and Rescue with a Team of Mobile Robots*. In Proceedings IEEE International Conference on Advanced Robotics, 1997.
- [35] Taylor, C.J., *Videoplus: A Method for Capturing the Structure and Appearance of Immersive Environment*. Second Workshop on 3D Structure from Multiple Images of Large Scale Environments, 2000.
- [36] Iochhi, L., Konolige,K., Bayracharya, M., *A Framework and Architecture for Multi-Robot Coordination*. In Proceedings 7th International Symposium on Experimental Robotics (ISER), Honolulu, Hawaii, Dec. 2000.

- [37] Stilwell, D., Bay, J., Toward the Development of a Material Transport System Using Sarms of Ant-like Robots. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, s. 766-771, Atlanta, GA, Mayis 1993.
- [38] Sugar, T., Kumar, V., Control and Coordination of Multiple Mobile Robots in Manipulation and Material Handling Tasks. In Experimental Robotics VI : Lecture Notes in Control and Information Sciences, P. Corke and J. Trevelyan, Eds. Cilt 250, s. 15-24. Springer-Verlag, 2000.
- [39] Desai, J., Ostrowsky, J., and, Kumar, R., Modelling and Control of Formations of Nonholonomic Mobile Robots. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 17(6):905-908, December 2001.
- [40] Mariottini, G.L., Pappas, G.J., Prattichizzo, D., and, Daniilidis, K., Vision Based Localization of Leader Follower Formations. IEEE Conference on Decision and Control, s. 635-30, 2005.
- [41] Das, A.K., Fierro, R., Kumar, V., Ostrowsky, J.P., Spletzer, J., and Taylor, C., A Vision Based Formation Control Framework. IEEE Transaction on Robotics and Automation. 18(5):813-825, 2002.
- [42] Fierro, R., Belta, C., Desai, J., Kumar, V., On Contyuarlanmaing Aircraft Formations. Conference on Decision and Control, 2:1065-1070, 2001.
- [43] Giulietti, F., Pollini, L.,and, Innocenti, M., Autonomous Formation Flight. IEEE Control Systems Magazine, 20(6):34-44, 2000.
- [44] Koo, T.J., and, Shahruz, S.M., Formation of a Group of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). American Control Conference. 1:69-74, 2001.

- [45] Singh, S.N., Chardler, P., Schumacher, C., Bonda, S., and, Pachter, M., Adaptive Feedback Linearizing Nonlinear Close Formation Control of UAVs. American Control Conference, 2:854-858, 2000.
- [46] Bullo, F., and, Lewis, A.D., Geometric Control of Mechanical Systems. Texts in Applied Mathematics, cilt 49, Springer.
- [47] Consolini, L., Morbidi, F., Prattichizzo, D., Tosques, M., On the Control of a Leader-Follower Formation of Nonholonomic Mobile Robots. ScienceDirect, Automatica 44 (2008) 1343–1349.
- [48] Balch, T., and, Arkin, R.C., Behaviour Based Formation Control for Multi-robot Teams. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 14(6):926-939, 1999.
- [49] Lawton, J.R., Beard, R.W., and, Young, B.J., A Decentralized Approach to Formation Manuevers. IEEE Transactions on Robotic and Automation, 19(6), 2003.
- [50] Tan, K., Lewis, M., Virtual Structures for High-Precision cooperative Mobile Robotic Control. Autonomous Robots, 4:387-403, 1997.
- [51] Li, X., Xiao, J., and, Cai, Z., Backstepping Based Multiple Mobile Robots Formation Control. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), s. 1313-1318, 2005.
- [52] Sanchez, J., and, Fierro, R., Sliding Mode Control for Robot Formations. IEEE International Syposium on Intelligent Control, 2003.