

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DÖRTLÜ ROTOR KONFIGÜRASYONUNA SAHİP BİR İNSANSIZ HAVA
ARACININ MODEL ÖNGÖRÜLÜ KONTROL YÖNTEMİ İLE UÇUŞ
PERFORMANSININ İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Abdülhamid Han DOĞRU

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Enes SALMAN

TEMMUZ 2024

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Abdülhamid Han DOĞRU



ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

DÖRTLÜ ROTOR KONFIGÜRASYONUNA SAHİP BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ MODEL ÖNGÖRÜLÜ KONTROL YÖNTEMİ İLE UÇUŞ PERFORMANSININ İNCELENMESİ

Abdülhamid Han Doğru

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Enes Salman

Tarih: Temmuz 2024

Dört Rotorlu İnsansız Hava Araçları (İHA) ulaşım, savunma ve eğlence gibi sektörlerde sıklıkla kullanılmaktadır. Bu İHA'lar genellikle değişen hava koşullarında karmaşık manevralar gerçekleştirmek için karmaşık uçuş algoritmaları kullanılarak kontrol edilir. Bu gibi durumlarda istenilen uçuş performansını gözlemlemek için ileri düzeyde bir kontrolcünün tasarlanması ve bu kontrolcünün uçuş performansına etkisinin belirsizlik analizleri ile incelenmesi gerekmektedir. Bu tez çalışması, dört rotorlu bir İHA'nın altı serbestlik dereceli (6-DOF) uzayda modellenmesini ve kontrolünü amaçlamaktadır. Oluşturulan 6-DOF modelde İHA'nın değişen hava koşulları, hassas olmayan sensör ölçümleri ve bilinmeyen aerodinamik özellikleri altındaki uçuş performansını incelenmek amacıyla Monte Carlo belirsizlik analizi kullanılmıştır. Modelleme ve kontrolcü tasarımı MATLAB & Simulink yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Modelleme 6-DOF uzayda yapıldığı için, 3 adet kuvvet denklemi ile öteleme dinamiği modellenmesi ve 3 adet moment denklemi ile dönme dinamiği modellenmesi yapılmıştır. Elde edilen model üzerine iki döngülü bir kontrolcü yapısı tasarlanmıştır. Bu kontrolcünün dış döngüsünde bir pozisyon

kontrolcüsü, iç döngüsünde ise bir rotasyon kontrolcüsü yer almaktadır. Pozisyon kontrolcü, 3 eksenin her birinde 2 durum değişkenini kontrol edebilen bir durum uzayı kontrolcüsüdür. Durum uzayı tipindeki pozisyon kontrolcüsünün her bir ekseninin ayrı ayrı kontrol edilebilmesi için kutup yerleştirme tekniği ile kontrolcüler tasarlanmıştır. Rotasyon kontrolcüsü ise, 6 durum değişkenini bir arada kontrol edebilecek şekilde tasarlanan daha karmaşık yapıda bir durum uzayı kontrolcüsüdür. Sistemin farklı kontrol teknikleri altında performansının karşılaştırılabilmesi için, rotasyon kontrolcüsü Model Öngörülü Kontrol, Kutup Yerleştirme ve Doğrusal Kuadratik Regülatör (Linear Quadratic Regulator, LQR) teknikleri ile ayrı ayrı tasarlanmıştır. Tasarlanan model içerisinde bu 3 kontrolcünün her biri anahtarlanarak kullanıma alınabilmektedir. Modelleme kontrolcü tasarımlarının tamamlanmasının ardından tekli koşullarla kontrolcülerin gürbüzlüğü incelenmiştir. Ayrıca, İHA'nın uçuş performansını değerlendirmek için belirsiz koşullar altında istenen açı, konum ve hız değerlerindeki sapmalar incelenmiştir. Benzetim sonuçları bir araya toplanarak 3 rotasyon kontrolcüsünün birbirine olan üstünlükleri ortaya çıkartılmıştır. Sonuç olarak, yapılan bu tez çalışması ile dört rotorlu bir İHA'nın uçuş performansı farklı kontrol teknikleri altında incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler – Dört Rotorlu İHA, Modelleme ve simülasyon, Uçuş kontrolü, Belirsizlik analizi, Uçuş performansı.

ABSTRACT

Master of Science

INVESTIGATION OF THE FLIGHT PERFORMANCE OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH QUAD ROTOR CONFIGURATION USING MODEL PREDICTIVE CONTROL METHOD

Abdülhamid Han Doğru

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Asst. Prof. Hüseyin Enes Salman

Date: July 2024

Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are frequently used in sectors such as transportation, defense, and entertainment. These UAVs are often controlled using complex flight algorithms to perform complex maneuvers in changing weather conditions. In such cases, an advanced controller must be designed to observe the desired flight performance and the effect of this controller on flight performance must be examined through uncertainty analysis. This thesis study aims to explain the modelling and control of a quadrotor UAV in six degrees of freedom (6-DOF) space. In the created 6-DOF model, Monte Carlo uncertainty analysis was used to examine the flight performance of the UAV under changing weather conditions, imprecise sensor measurements and unknown aerodynamic features. Modelling and controller design were carried out using MATLAB & Simulink software. Since the modelling was done in 6-DOF space, translational dynamics modelling was performed with 3 force equations and rotational dynamics modelling was performed with 3 moment equations. A two-loop controller structure was designed based on the resulting model. There is a position controller in the outer loop of this controller and a rotation controller

in the inner loop. The position controller is a state space controller that can control 2 state variables in each of the 3 axes. Controllers have been designed using the pole placement technique to control each axis of the state space type position controller separately. The rotation controller is a more complex state space controller designed to control 6 state variables together. In order to compare the performance of the system under different control techniques, the rotation controller was designed separately with Model Predictive Control, Pole Placement and Linear Quadratic Regulator (LQR) techniques. Within the designed model, each of these 3 controllers can be switched and put into use. After completing the modeling controller designs, the robustness of the controllers was examined with single runs. Additionally, deviations in desired angle, position and speed values under uncertain conditions were examined to evaluate the flight performance of the UAV. By gathering the simulation results together, the advantages of the three rotation controllers over each other were revealed. As a result, in this thesis study, the flight performance of a four-rotor UAV was examined under different control techniques.

Keywords – Quadrotor UAV, Modelling and simulation, Flight control, Uncertainty analysis, Flight performance.

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Enes SALMAN'a, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
TEZ BİLDİRİMİ	iii
ÖZET	v
ABSTRACT	vii
TEŞEKKÜR	ix
İÇİNDEKİLER	xi
ŞEKİL LİSTESİ	xv
ÇİZELGE LİSTESİ	xix
KISALTMALAR	xxi
SEMBOL LİSTESİ	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Motivasyonu.....	3
1.2. Tezin Kapsamı, Yöntemi ve Amacı	3
1.3. Tezin Organizasyonu	4
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	5
2.1. İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları ve Tasarımlarına Göre Sınıflandırılması.....	5
2.2. İnsansız Hava Araçlarının Modellenmesi ve Kontrolü ile İlgili Yapılan Çalışmaların İncelenmesi	8
3. TEORİ VE YÖNTEM	11
3.1. Altı Serbestlik Dereceli Sistemin Kinematik Denklemlerinin Çıkarılması	11
3.1.1. Altı Serbestlik Dereceli Sistem Kinematığında Çokça Kullanılan Eksen Sistemlerinin Tanımlanması	12
3.1.1.1. Kuzey-Doğu-Aşağı Eksen Sistemi.....	12
3.1.1.2. Gövde Eksen Sistemi.....	13
3.1.2. Eksen Sistemlerinde Vektör Dönüşümü	13
3.1.2.1. Yönelim Kosinüs Matrisi	14
3.1.3. Altı Serbestlik Dereceli Sistemin Açısal Hızının Hesaplanması	15
3.2. Dinamik Uçuş Denklemlerinin Çıkarılması.....	17

3.2.1.	Öteleme Hareketi Dinamiği	17
3.2.2.	Dönme Hareketi Dinamiği	19
3.2.3.	Hareket Denklemlerinin Birleştirilmesi	20
3.3.	Dört Rotorlu İHA'ya Etkiyen Kuvvetlerin Tanımlanması.....	22
3.3.1.	Yer Çekimi Kuvvetinin Etkisi.....	22
3.3.2.	Jiroskop Etkisi	23
3.3.3.	Toplam Hareket Denklemleri.....	26
3.4.	İHA Kontrolcü Yapısının Tanımlanması	27
3.4.1.	Kontrol Girdilerinin Hesaplanması	28
3.4.2.	Planlayıcı Denklemlerinin Çıkarılması	33
3.5.	Pozisyon Kontrolcüsünün Tasarlanması	34
3.5.1.	Altı Serbestlik Dereceli Sistem İçin Pozisyon Kontrolcüsünün Tasarlanması.....	35
3.5.2.	Üç Serbestlik Dereceli Sistem İçin Pozisyon Kontrolcüsünün Tasarlanması.....	39
3.6.	Rotasyon Kontrolcüsünün Tasarlanması.....	40
3.6.1.	Altı Serbestlik Dereceli Sistem İçin Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı	40
3.6.1.1.	Rotasyon Dinamiğinin Durum Uzay Matrisinin Çıkarılması ...	40
3.6.1.2.	Kutup Yerleştirme Yöntemi ile Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı	42
3.6.1.3.	LQR Yöntemi ile Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı.....	44
3.6.1.4.	Model Öngörülü Kontrol Yöntemi ile Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı	47
3.6.2.	Üç Serbestlik Dereceli Sistem İçin Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı	51
4.	BENZETİM MODELİNİN TASARLANMASI VE DOĞRULANMASI ..	55
4.1.	Altı Serbestlik Dereceli İHA Uçuş Benzetim Modelinin Tasarlanması	55
4.1.1.	Kinematik Alt Sistemi Tasarımı.....	56
4.1.1.1.	Yönelim Kosinüs Matrisinin Hesaplanması.....	57
4.1.1.2.	İHA Yönelim Açılarının Hesaplanması	58
4.1.1.3.	Kuzey-Doğu-Aşağı Eksen Sisteminde Hız ve Konum Vektörünün Hesaplanması	59
4.1.2.	Dinamik Alt Sistemi Tasarımı.....	61
4.1.2.1.	Hareket Denklemleri Bloğu	62

4.1.2.2.	Atmosfer Değişkenleri Bloğu	64
4.1.2.3.	Yerçekimi İvmesi Bloğu	64
4.1.2.4.	İHA Üzerine Etki Eden Kuvvet ve Momentler Bloğu	64
4.1.3.	Sensör Alt Sistemi Tasarımı.....	69
4.1.4.	Kontrolcü Alt Sistemi Tasarımı	72
4.1.4.1.	Pozisyon Kontrolcüsü Bloğu	73
4.1.4.2.	Rotasyon Kontrolcüsü Bloğu	76
4.1.4.3.	Rotor Açısai Hızı Hesaplama Bloğu	78
4.2.	Üç Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetim Modelinin Tasarlanması	79
5.	BENZETİM SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ.....	81
5.1.	Altı Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetim Senaryolarının İncelenmesi.....	81
5.1.1.	Çoklu Belirsizlik Analizleri Yapılarak Uçuş Performansı İncelenmesi	82
5.1.1.1.	Kutup Yerleştirme Tekniğı ile Tasarlanan Rotasyon Kontrolcüsünün Uçuş Performansına Etkisinin İncelenmesi.....	83
5.1.1.2.	LQR Tekniğı ile Tasarlanan Rotasyon Kontrolcüsünün Uçuş Performansına Etkisinin İncelenmesi.....	88
5.1.1.3.	Model Öngörülü Kontrol Tekniğı ile Tasarlanan Rotasyon Kontrolcüsünün Uçuş Performansına Etkisinin İncelenmesi.....	93
5.1.1.4.	Farklı Kontrolcü Tiplerinin Uçuş Performansına Etkisinin Karşılaştırılması	98
5.2.	Üç Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetim Senaryolarının İncelenmesi	102
6.	SONUÇ.....	109
6.1.	Değerlendirmeler.....	109
6.2.	Gelecek Çalışmalar	110
KAYNAKLAR		113
EKLER.....		117
EK1.....		117



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Dört rotorlu bir insansız hava aracı şematiği.	2
Şekil 1.2: Örnek bir benzetim çıktısında İHA'nın yörünge takibi.	3
Şekil 2.1: Ko-eksenel İHA şematiği.	7
Şekil 2.2: Üç rotorlu İHA şematiği.	7
Şekil 3.1: Dört rotorlu İHA'nın uçuş kontrolünün basit şematiği.	11
Şekil 3.2: Kuzey-doğu-aşağı ve dünya merkezli eksen sisteminin şematiği.	12
Şekil 3.3: Gövde eksen sisteminin İHA şematiği üzerinde gösterilmesi.	13
Şekil 3.4: Euler açılarının bir arada gösterilmesi.	14
Şekil 3.5: Z-Y-X dönüşümünün Euler açıları yardımı ile yapılması.	15
Şekil 3.6: Dört rotorlu İHA üzerinde açısal hızın gösterilmesi.	17
Şekil 3.7: Dört Rotorlu İHA üzerinde öteleme kuvvetlerinin gösterilmesi.	19
Şekil 3.8: Dört Rotorlu İHA üzerinde dönme momentlerinin gösterilmesi.	20
Şekil 3.9: İHA'ya etki eden tüm kuvvet vektörlerinin gösterimi.	21
Şekil 3.10: İHA'yı etkileyen ağırlık kuvvetinin vektörel gösterimi.	23
Şekil 3.11: İHA üzerinde rotorlarının oluşturduğu jiroskop etkisi kaynaklı açısal momentumlar.	24
Şekil 3.12: Yunuslama açısal hızı kaynaklı jiroskopik açısal momentum değişimi. .	25
Şekil 3.13: Sapma açısal hızı kaynaklı jiroskopik açısal momentum değişimi.	25
Şekil 3.14: İHA kontrolcü yapısının şematiği.	27
Şekil 3.15: Rotor kanat profilini etkileyen kuvvetlerin gösterimi.	29
Şekil 3.16: Dört Rotorlu İHA'nın rotorlarında oluşan dikey itki kuvvetlerinin gösterimi.	31
Şekil 3.17: Dört Rotorlu İHA'da oluşan rotor momentleri.	31
Şekil 3.18: Altı serbestlik dereceli sistem için pozisyon kontrolcüsünün yapısı.	35
Şekil 3.19: S – düzleminde kutup noktası seçimi.	37
Şekil 3.20: Sapma açısı komutu (ψ_R) değerine göre birim çember bölgeleri.	38
Şekil 3.21: Üç serbestlik dereceli sistem için pozisyon kontrolcüsü yapısı.	39

Şekil 3.22: Üç serbestlik dereceli İHA modelinin rotasyon kontrolcü yapısı.	53
Şekil 3.23: Üç serbestlik dereceli İHA için kutup yerlerinin s-düzleminde gösterimi.	53
Şekil 4.1: Altı serbestlik dereceli İHA benzetim modeli alt sistemleri.	56
Şekil 4.2: Kinematik alt sistemi yapısı.	57
Şekil 4.3: Yönelim kosinüs matrisi bloğu yapısı.	58
Şekil 4.4: İHA yönelim açılarının hesaplanması.	58
Şekil 4.5: Transfer matrisi bloğu yapısı.	59
Şekil 4.6: Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde hız vektörünün hesaplanması.	59
Şekil 4.7: Hız vektörünün büyüklüğünü hesaplama bloğu.	60
Şekil 4.8: Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde konum vektörünün hesaplanması. .	61
Şekil 4.9: Dinamik alt sistemi yapısı.	61
Şekil 4.10: Hareket denklemleri bloğunun yapısı.	62
Şekil 4.11: X ekseninde kuvvet denklemi modeli.	63
Şekil 4.12: X ekseninde moment denklemi modeli.	63
Şekil 4.13: Üç ekseninde elde edilen değişkenlerin vektör haline getirilmesi.	63
Şekil 4.14: Atmosfer değişkenleri bloğu yapısı.	64
Şekil 4.15: Yerçekimi ivmesi değişkenleri bloğu yapısı.	64
Şekil 4.16: İHA üzerine etki eden kuvvet ve momentler bloğu yapısı.	65
Şekil 4.17: Kontrolcü kuvvet ve momentler bloğu yapısı.	66
Şekil 4.18: Dikey itki kuvveti U_1 hesaplama bloğu.	67
Şekil 4.19: Jirokopik momentler bloğu.	67
Şekil 4.20: Yerçekimi kuvveti bloğu.	68
Şekil 4.21: Net kuvvet ve momentler bloğu yapısı.	69
Şekil 4.22: İHA sensör alt sistemi yapısı.	69
Şekil 4.23: Jiroskop bloğu yapısı.	70
Şekil 4.24: Jiroskop dinamiği modeli.	71
Şekil 4.25: Rotor bloğu yapısı.	71
Şekil 4.26: Rotor dinamiği modeli.	71
Şekil 4.27: Kontrolcü alt sistemi yapısı.	73
Şekil 4.28: Pozisyon kontrolcü bloğu yapısı.	74
Şekil 4.29: Senaryo bazlı pozisyon değişkenlerinin model içerisinde tanımlanması.	75
Şekil 4.30: Rotasyon kontrolcüsü bloğu yapısı.	76

Şekil 4.31: Model öngörülü kontrol metodu ile tasarlanan rotasyon kontrolcüsü yapısı.	77
Şekil 4.32: Lineer Kuadratik Regülatör (LQR) ve Kutup Yerleştirme yöntemleri ile tasarlanan kontrolcülerin yapısı.	78
Şekil 4.33: Rotor açısal hızı hesaplama bloğu yapısı.....	78
Şekil 4.34 Üç serbestlik dereceli İHA modeli rotasyon kontrolcüsü yapısı.	79
Şekil 5.1: Benzetim senaryolarının bir arada gösterilmesi (Turuncu renk: Komut, Açık mavi renk: Cevap).	82
Şekil 5.2: Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).	84
Şekil 5.3: Yuvarlanama açılarının bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).	85
Şekil 5.4 : Yunuslama açılarının bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).....	86
Şekil 5.5: Sapma açılarının bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).	87
Şekil 5.6 Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (LQR).	89
Şekil 5.7: Yuvarlanama açılarının bir arada gösterilmesi (LQR).	90
Şekil 5.8 Yunuslama açılarının bir arada gösterilmesi (LQR).	91
Şekil 5.9: Sapma açılarının bir arada gösterilmesi (LQR).	92
Şekil 5.10 Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol). ...	94
Şekil 5.11: Yuvarlanama açılarının bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol).	95
Şekil 5.12: Yunuslama açılarının bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol)..	96
Şekil 5.13: Sapma açılarının bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol).	97
Şekil 5.14: Ortalama yörünge hatasının farklı kontrolcü tipleri için karşılaştırılması.	99
Şekil 5.15: Yüzde yörünge hatasının farklı kontrolcü tipleri için karşılaştırılması.	100
Şekil 5.16: Üç serbestlik dereceli sistemin benzetim senaryolarının bir arada gösterilmesi (Turuncu renk: Komut, Açık mavi renk: Cevap).	103
Şekil 5.17: Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (üç serbestlik dereceli sistem).	104
Şekil 5.18: Ortalama yörünge hatasının uçuş senaryoları için karşılaştırılması.	105
Şekil 5.19: Yüzdelik yörünge hatasının uçuş senaryoları için karşılaştırılması.....	107



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1: Üç serbestlik dereceli İHA için kutup yerleri ve kazançların büyüklüğü.	53
Çizelge 5.1: Üç serbestlik dereceli sistemin belirsizlik analizlerinde kullanılan değişkenler ve limitleri.....	83
Çizelge 5.2: Kutup yerleştirme tekniği için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Silindirik helis senaryosu, S2: Konik helis senaryosu, S3: Küresel yumak senaryosu, S4: Rastgele manevra senaryosu)... 88	88
Çizelge 5.3: LQR tekniği için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Silindirik helis senaryosu, S2: Konik helis senaryosu, S3: Küresel yumak senaryosu, S4: Rastgele manevra senaryosu).	93
Çizelge 5.4: Model öngörülü kontrol tekniği için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Silindirik helis senaryosu, S2: Konik helis senaryosu, S3: Küresel yumak senaryosu, S4: Rastgele manevra senaryosu)... 98	98
Çizelge 5.5: Altı serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (tüm kontrolcüler bir arada).	99
Çizelge 5.6: Altı serbestlik dereceli sistemin uçuş yörüngesi uzunlukları.....	100
Çizelge 5.7 Altı serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen yüzde hata analizi sonucu (tüm kontrolcüler bir arada).	101
Çizelge 5.8: Üç serbestlik dereceli sistemin belirsizlik analizinde kullanılan değişkenler ve limitleri.....	104
Çizelge 5.9: Üç serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Sinüs dalgası senaryosu, S2: Rampa senaryosu, S3: Adım basamak senaryosu).	105
Çizelge 5.10: Üç serbestlik dereceli sistemin uçuş yörüngesi uzunlukları.	106
Çizelge 5.11: Üç serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen yüzde hata analizi sonucu (S1: Sinüs dalgası senaryosu, S2: Rampa senaryosu, S3: Adım basamak senaryosu).	106



KISALTMALAR

DCM	: Direction Cosine Matrix (Yönelim Kosinüs Matrisi)
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
İHA	: İnsansız Hava Aracı
LQR	: Lineer Quadratic Regulator (Lineer Kuadratik Regülatör)
MPC	: Model Predictive Control (Model Öngörülü Kontrol)
NED	: North-East-Down (Kuzey-Doğu-Aşağı)
OMH	: Ortalama Mutlak Hata
PI	: Proportional Integral
PID	: Proportional Integral Derivative
PPL	: Pole Placemet (Kutup Yerleştirme)
SİHA	: Silahlı İnsansız Hava Aracı



SEMBOL LİSTESİ

Simgeler	Açıklama
$a_{x_B}, a_{y_B}, a_{z_B}$	: X, Y, Z ekseninde gövde ivmesi bileşeni
$a_{x_G}, a_{y_G}, a_{z_G}$	: X, Y, Z ekseninde yerçekimi ivmesi bileşeni
c	: Kanat profilinin genişliği
C_g	: Jiroskop dinamiği hata katsayısı
C_L, C_D	: Sırası ile kanat profilini etkileyen boyutsuz kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayıları
C_Q	: Boyutsuz rotor momenti katsayısı
C_r	: Rotor dinamiği hata katsayısı
C_T	: Dikey itki kuvveti boyutsuz katsayısı
D	: Sürüklenme Kuvveti
dD	: Diferansiyel sürüklenme kuvveti
dH	: Diferansiyel yatay itki kuvveti
dL	: Diferansiyel kaldırma kuvvet
dM_{DM}	: Diferansiyel rotor momenti
dr_c	: Diferansiyel kanat uzunluğu
dT	: Diferansiyel dikey itki kuvveti
e_X, e_Y, e_Z	: Sırası ile X-Y-Z ekseninde pozisyon hataları
f	: Dönme frekansı
$\vec{F}^B$	: Gövde eksen sisteminde öteleme kuvveti vektörü
$\vec{F}_{Cont}$	: İHA üzerine etki eden kontrolcü kuvvetleri vektörü
$\vec{F}_{Grav}$	: İHA üzerine etki eden ağırlık kuvveti vektörü
$\vec{F}_{NET}$	: İHA üzerine etki eden net kuvvet vektörü
$F_{X_{NET}}, F_{Y_{NET}}, F_{Z_{NET}}$	: Sırası ile X-Y-Z ekseninde net kuvvetler
g	: Yer çekimi ivmesi

$\vec{H}_1, \vec{H}_2, \vec{H}_3, \vec{H}_4$	: Sırası ile 1, 2, 3 ve 4. rotorun oluşturduğu Jiroskop etkisi kaynaklı açısal momentum
$\vec{H}_{net}$	: Jiroskop etkisi kaynaklı İHA'yı etkileyen açısal momentum
h_i, h_f	: Sırası ile ilk ve son irtifa
I^B	: Atalet momentleri matrisi
$I_{3 \times 3}$	: 3x3 birim matris
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	: Sırası ile X-Y-Z yönlerinde atalet momenti
l	: Rotorların İHA kütle merkezine uzaklığı
L	: Kaldırma Kuvveti
L, M, N	: Sırası ile X-Y-Z yönlerinde öteleme kuvvetleri
$L_{NET}, M_{NET}, N_{NET}$	: Sırası ile X-Y-Z ekseninde net momentler
m	: Dört rotorlu İHA kütlesi
$\vec{M}^B$	: Gövde eksen sisteminde dönme momenti vektörü
$\vec{M}_{Cont}$	: İHA üzerine etki eden kontrolcü momentleri vektörü
$\vec{M}_{Gyro}$	: İHA üzerine etki eden jirokopik momentler vektörü
$\vec{M}_{NET}$	: İHA üzerine etki eden net moment vektörü
$M_{DM_{NET}}$	: İHA'yı etkileyen toplam net Rotor Momenti
$M_{DM_1}, M_{DM_2},$ M_{DM_3}, M_{DM_4}	: Sırası ile 1, 2, 3 ve 4. rotorların oluşturduğu rotor momentleri
N_g	: Jiroskop dinamiği gürültü katsayısı
N_r	: Rotor dinamiği gürültü katsayısı
p	: Yuvarlanma açısal hızı
$\vec{P}_{NED}$	: Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde konum vektörü
q	: Yunuslama açısal hızı
r_c	: Kanat uzunluğu
r	: Sapma açısal hızı
R	: Dönme yarı çapı
R_x, R_y, R_z	: X, Y, Z eksenleri için Yönelim Kosinüs Matrisi
R_{xyz}	: Z-Y-X Dönüşümü için Yönelim Kosinüs Matrisi
t	: Geçen süre
T	: Transformasyon Matrisi

T'	: İtke Kuvveti
t_f	: Toplam hareket süresi
$t_f^g(s)$	: Jiroskop dinamiği transfer fonksiyonu
$t_f^r(s)$	: Rotor dinamiği transfer fonksiyonu
T_M	: Bir rotorun ürettiği dikey itke kuvveti
U	: Rotor hızı ve rüzgâr hızı bileşim hızı
u, v, w	: X, Y, Z eksenlerinde gövde hızı bileşenleri
u_X, u_Y, u_Z	: Sırası ile X-Y-Z ekseninde girdi komutları
$\vec{V}^B$	: Gövde hız vektör
$\vec{V}_{NED}$	: Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde hız vektörü
V_w	: Rüzgâr hızı
V_x, V_y, V_z	: Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde sırası ile X-Y-Z eksenlerinde hız vektörü bileşenleri
W	: Ağırlık
X, Y, Z	: X, Y, Z yönünde pozisyonlar
X_R, Y_R, Z_R	: X, Y, Z yönünde referans pozisyonlar
ζ_g	: Jiroskop dinamiği sönüm oranı
ζ_r	: Rotor dinamiği sönüm oranı
θ	: Yunuslama Euler açısı
$\vec{\lambda}_G^B$	: Yerçekimi kaynaklı İHA'yı etkileyen kuvvet ve moment vektörü
$\vec{\lambda}_{GR}^B$	: Jiroskop etkisi kaynaklı İHA'yı etkileyen kuvvet ve moment vektörü
ρ	: Hava yoğunluğu
ϕ	: Yuvarlanma Euler açısı
ϕ'	: Rotor hızı ve rüzgâr hızı arasında kalan açı büyüklüğü
ϕ_R, θ_R, ψ_R	: Sırası ile X-Y-Z eksenleri için Euler açısı komutları
ψ	: Sapma Euler açısı
Ω	: Rotor Açısal hızı (genel gösterim)
$\vec{\omega}^B$	: Gövde açısal hız vektörü
$\vec{\omega}_{gyro}^B$	: Jiroskop dinamiği eklenmiş açısal hız vektörü
$\vec{\Omega}_{rotor}$	: Rotor dinamiği eklenmiş Rotor açısal hız vektörü

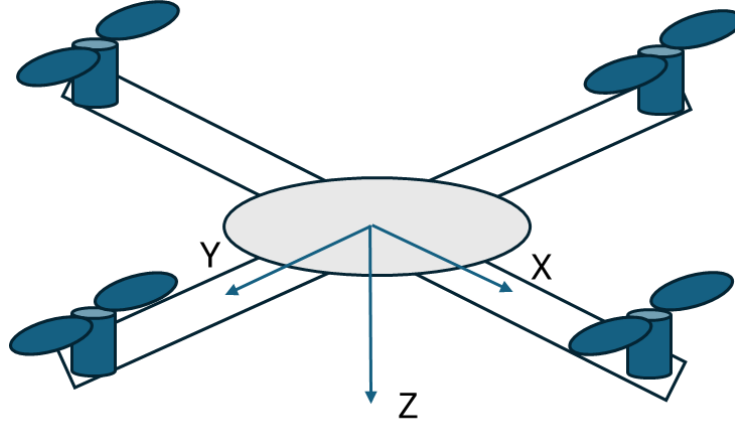
$\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$: 1, 2, 3 ve 4 numaralı rotor açısal hızları
 ω_g : Jiroskop dinamiği doğal frekansı
 ω_r : Rotor dinamiği doğal frekansı



1. GİRİŞ

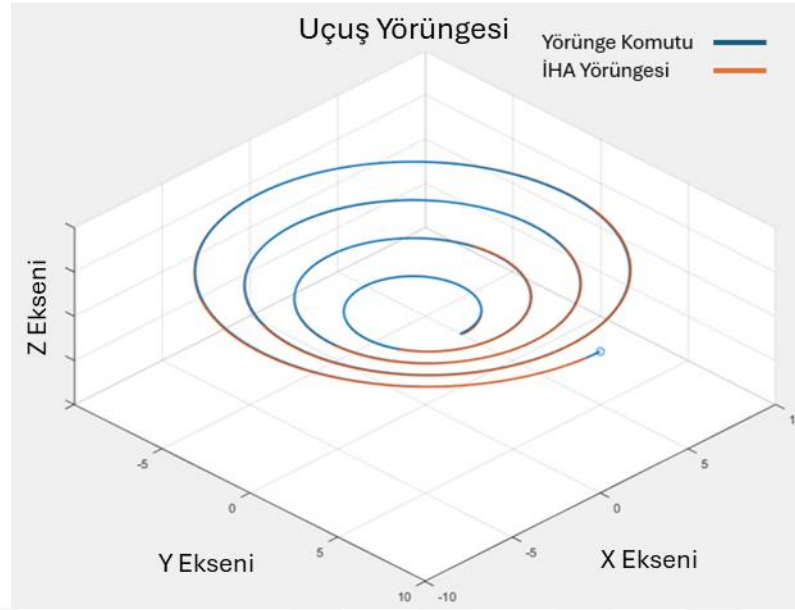
İnsansız Hava Araçları (İHA) günümüzde savunma, kargo taşımacılığı, eğlence, film, haritacılık ve depo gözetimi gibi birçok alanda kullanılmaktadır. İHA'lar genellikle uzaktan kumandalı ve pilot yardımı ile kullanılsa da kimi zaman bu araçlar otonom şekilde İHA bilgisayarına gömülü bir otopilot ile de kullanılmaktadır. Otonom İHA'lar belirlenen bir yörüngede gözetim yaparak bilgi toplanması gibi kritik görevlerin yanı sıra, kargoculuk ve ürün iletimi gibi önemli bazı faaliyetleri de gerçekleştirmektedirler. Gözetim için kullanılan İHA'lar çoğunlukla ülkelerin sınır devriyesini yaparak can ve mal kaybı riskini azaltmaktadır. Ayrıca riskli alanlarda insanlı kargo yerine otonom bir şekilde istenen yükü bölgeye taşıyarak insan hayatı için tehlikeli görevleri üzerine alabilmektedir. Bu tip zorlu görevleri yerine getirebilen İHA'lar zamanla günümüz teknolojileri içinde yeri doldurulamaz şekilde önem kazanmaktadır.

İHA'lar genelde itiş gücünü üzerlerine bağlı olan rotorlar yardımı ile üretebilmektedir. Ancak, kimi zaman rotorlar yerine yakıtlı itiş sistemlerinde insansız uzay araçları gibi karmaşık ve pahalı sistemler de kullanılabilir. Rotorlu İHA'lar sabit kanatlı veya direkt olarak helikopter tipi de olabilmektedirler. Bu tezde üzerine çalışılan İHA tipi helikopter tipi olup genelde kargoculuk, gözetim, eğlence ve haritacılık gibi alanlarda kullanılan dört rotorlu bir İHA sistemidir. Bu sistemin sahip olduğu dört rotor havada, kalkış, iniş, yunuslama, yuvarlanma ve sapma gibi hareketlerin kontrol edilmesini sağlamaktadır. Bu hareketlerin kontrolü temelde rotorların dönüş hızlarındaki değişimle yapılabilmektedir. Belirli bir dönüş hızı için her bir rotor belirli bir aerodinamik kuvvet üreterek İHA'nın sahip olduğu ivme ve dolayısı ile hızın yönünü değiştirmektedir. Bu şekilde İHA havada belirlenen bir yörüngeyi takip edecek şekilde otonom olarak bir kontrolcü vasıtası ile kontrol edilebilmektedir.



Şekil 1.1: Dört rotorlu bir insansız hava aracı şematiği.

Bu tezde yapılan çalışmalar bir konsept çalışma olup, çalışmaların tamamı bilgisayar ortamında MATLAB & Simulink programı kullanılarak yapılmıştır. Yapılan çalışmalarda, önce dört rotorlu bir İHA'nın matematiksel modeli çıkartılmıştır. Daha sonra bu model MATLAB & Simulink ortamına aktarılarak, sistem için uçuş kontrolünü sağlayacak iki adet kontrolcü tasarlanmıştır. Bu kontrolcülerden birisi durum uzayı formatında bir pozisyon kontrolcüsü, diğeri ise yine durum uzayı formatında bir rotasyon kontrolcüsüdür. Bu kontrolcüler iç içe olup, iki döngülü bir kontrol yapısı oluşturmaktadırlar. İç döngüde bulunan rotasyon kontrolcüsü karmaşık yapıda olup üç farklı kontrol yöntemi ile kullanılmıştır. Bu tasarımlarda, Model Öngörülü Kontrol, Doğrusal Kuadratik Regülatör (Lineer Quadratic Regulator, LQR) ve Kutup Yerleştirme yöntemleri kullanılmıştır. Bu üç yöntem ile modellenen sistemlerle yapılan benzetimlerde farklı uçuş patikalarında uçuş senaryoları canlandırılmıştır. Ayrıca modele tanımlanan belirsizliklerle gerçek dünyaya yaklaşan bir benzetim ortamı elde edilmeye çalışılmıştır. Şekil 1.2'de yer alan görselde örnek bir benzetim sonucu bulunmaktadır.



Şekil 1.2: Örnek bir benzetim çıktısında İHA'nın yörünge takibi.

1.1. Tezin Motivasyonu

Dört rotorlu bir İHA'nın modelleme ve kontrolü için yapılan bu tez çalışması, belirsiz hava koşulları altında bir dört rotorlu bir İHA'nın çalışmasını incelemeyi hedeflemektedir. Yapılan bu çalışmada, daha önce yapılan çalışmalara göre farklı kontrol tekniklerinin birlikte kullanılması sebebi ile sistem için en uygun kontrol yöntemi ortaya çıkarılabilecektir. Ayrıca, literatürde yeni yaygınlaşan bir yöntem olan Model Öngörülü Kontrol yöntemi yakından incelenerek, bu yöntemin kabiliyetlerinin bir kısmı ortaya çıkarılabilecektir. Bununla birlikte dört rotorlu İHA sisteminin karmaşık doğasının bu kontrol yöntemi için uygunluğu test edilebilecektir.

1.2. Tezin Kapsamı, Yöntemi ve Amacı

Bu tez çalışması kapsamında, dört rotorlu bir İHA sisteminin MATLAB & Simulink ortamında matematiksel modeli oluşturularak, tasarlanan farklı kontrolcüler ile sistemin uçuş performansı incelenecektir. Çıkarılan matematiksel modelin doğrusallaştırması kontrolcü tasarımına olanak sağlayacaktır. Doğrusallaştırılmış matematiksel model sayesinde üç farklı kontrol tekniği ile sistemin uçuş kontrolü takip edilmek istenmektedir. Böylece tam otonom otopilotlara sahip bir dört rotorlu İHA sistemi MATLAB & Simulink ortamında tamamen modellenebilecektir. Ayrıca modeli gerçek dünyaya benzetecek farklı belirsizlik koşullarının eklenmesi ile sistem

daha gerçekçi bir şekilde test edilebilecektir. Bu ortamda yapılacak olan Monte Carlo belirsizlik analizleri ile üç farklı kontrolcünün sistemin uçuş performansına etkisi ortaya çıkarılabilecektir. Gerçekleştirilen bu tez çalışması, detaylı analizler ile dört rotorlu bir İHA'nın uçuş performansında farklı kontrolcülerin etkisini incelemeyi amaçlamaktadır.

1.3. Tezin Organizasyonu

Tez çalışması 6 bölümden oluşmaktadır. İlk bölüm yapılan çalışmalar ile ilgili önemli bilgileri ve hedefleri içermektedir. 2. bölümde tez çalışması başlangıcında yapılan literatür araştırmaları ile literatürde benzer alanlarda ne tip çalışmaların yapıldığı ve nasıl sonuçlar alındığı incelenmiştir. Sonrasında, 3. bölümde ise yapılan matematiksel modellerin, tasarlanan kontrolcülerin teorileri ve İHA kontrolcü yapısına detaylı bir şekilde değinilmiştir. Verilen denklemlerin tamamı benzetim ortamına aktararak benzetim modeli tasarlanmıştır. Ardından, 4. bölümde MATLAB & Simulink ortamında tasarlanan benzetim modeli detaylı bir şekilde incelenmiş olup, benzetim sonuçlarının nasıl alınacağına değinilmiştir. Benzetim ortamının tasarlanması sonucunda, 5. bölümde benzetim sonuçları dikkatli bir biçimde değerlendirilmiştir. Yapılan değerlendirmelerde, Monte Carlo belirsizlik analizleri sistemin uçuş performansının ortaya konması için önemli olmuştur. Son olarak ise, 6. bölümde tez çalışmasında yapılan bütün modelleme ve benzetim çalışmaları ile elde edilen önemli sonuçlar özetlenmiş ve olası gelecek çalışmalara değinilmiştir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1. İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları ve Tasarımlarına Göre Sınıflandırılması

Literatürde insansız hava araçlarının kullanım alanları ve farklı tipleri ile ilgili çokça çalışma bulunmaktadır. İHA'lar özellikle günümüzde savunma, taşımacılık, haritacılık ve eğlence sektöründe çokça yer bulmaktadır. Kullanım alanları bakımından İHA'lar farklı konfigürasyon ve boyutta olabilmektedirler. Örneğin savunma ve taşımacılık alanlarında genelde yüksek yük taşıma kapasitesine sahip büyük boyutta İHA'lar kullanılırken, eğlence ve haritacılık sektörlerinde genelde taşınan yükün düşük kütlede olması sebebi ile küçük boyutta İHA'lar kullanılmaktadır.

Savunma alanında özellikle silahlı ve gözcü tipte İHA'ların kullanımları mevcuttur. SİHA'lar savaş anında düşük maliyette hava saldırısı yapmak için ülkelerin savunmalarında önemli yer edinmektedir. Gözlemci İHA'lar ise tehdidin önceden gözlenmesi ve belirlenmesini sağladıkları için genelde sınır devriyesi için kullanılmaktadır.

İHA'ların bir diğer önemli kullanım alanı olan taşımacılık sektörü büyük şirketlerin daha az insan ile daha hızlı şekilde taşımacılık yapmasını sağlamaktadır. Bu kullanım alanı yeni yeni yaygınlaşsa da henüz her ülkede yapılamamaktadır. Bunun sebebi özellikle müstakil olmayan binalar için taşımacılıkta yaşanan zorluklar ve ayrıca bu İHA'ların sektörün tamamına yayılması için gerekli olan maliyetlerin henüz karşılanamaması gösterilebilmektedir. Yine de gelişmiş ülkelerin bazı bölgelerinde İHA taşımacılığı yoğun bir biçimde yapılmaktadır.

İHA'ların haritacılık alanında kullanılmaları yüksek hassasiyet seviyelerinde çalışabilmeleri ile mümkün olmuştur. İHA üzerinde kullanılan gövde kamerası, radar ve kızıl ötesi sistemler ile belirlenen bölgelerin üç boyutlu haritalanması mümkün olmaktadır. Bu kullanım hem askeri hem de kamu kullanımı için önem arz etmektedir. Bu tip sensörlerin pahalılığından dolayı haritalama İHA'larının üretim maliyeti yüksektir.

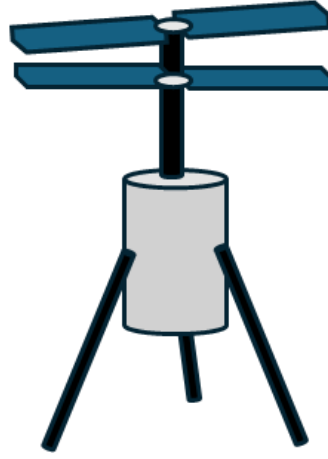
Eğlence alanında popülerleşen İHA kullanımı ile özellikle film sektöründe etkili çekimlerin yapılması sağlanmaktadır. Birçok yüksek bütçeli film ve video üreticisi İHA'ları sektörün merkezine konumlandırmıştır. Bu şekilde, hızlı ve etkili çekimler bilgisayar efektleri kullanılmadan daha düşük maliyelere yapılabilmektedir. Spor alanında da kullanımı önemli sayıda artan İHA'lar Formula 1 gibi önemli müsabakalarda, müsabakanın çok yakından takip edilmesi sağlamaktadır.

Kullanım alanlarının dışında İHA'lar şekil ve itki üretim biçimine göre de sınıflandırılmaktadır. Yoğun olarak kullanılan tipler şu şekilde listelenebilmektedir:

- Sabit kanatlı İHA'lar
- Ko-eksenel İHA'lar
- Üç Rotorlu İHA'lar
- Dört ve daha fazla rotora sahip İHA'lar

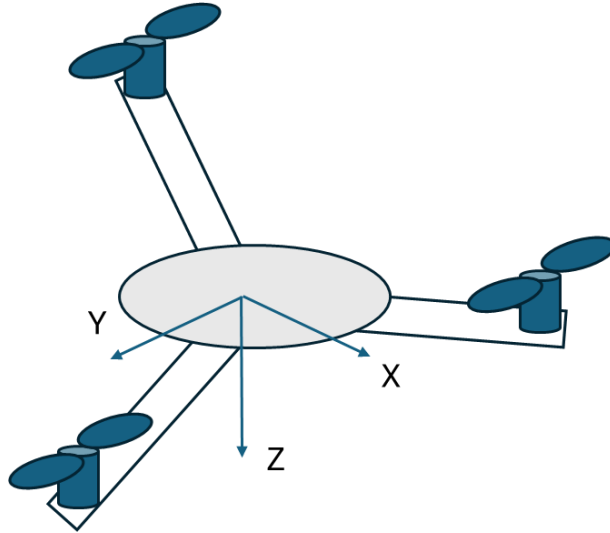
Sabit kanatlı İHA'lar genelde iki adet sabit kanata sahiptir. İtki genellikle yuvarlanma ekseninde bulunan bir rotor yardımı ile sağlanmaktadır. Bu İHA'ların uçuş anında kontrol edilmesi, kanatlarında bulunan hareketli kontrol yüzeylerinin açılarının kontrol edilmesi ile sağlanmaktadır. Genelde, düşük hızlarda yüksek kaldırma kuvveti üretebilecek büyük kanatlara sahiptirler. Bu yüzden büyük boyutta üretilmektedir. Büyük boyutları ve yüksek kaldırma kuvveti üretebilmeleri nedeni ile silahlandırılabilirler. Böylece, sabit kanatlı İHA'lar savunma sektöründe yaygın bir kullanım alanına sahiptirler.

Ko-eksenel İHA'lar genelde iki rotorun üst üste hizalandığı bir tasarıma sahiptir. Genellikle küçük boyutlarda olan bu İHA'lar, üzerlerinde bulunan iki rotor ile itki üretmektedir. Bu iki rotor sapma ekseninde momentin dengelenmesi için farklı yönlerde dönmektedir. Yönelimin kontrol edilmesi rotora bağlı olan eğim mekanizmaları ile sağlanmaktadır. Rotorların yunuslama ve yuvarlama yönlerinde eğilmesi ile oluşan açı sayesinde İHA'nın rotasyon kontrolü gerçekleştirilmektedir. Şekil 2.1'de Ko-eksenel bir İHA'nın şematik görünüşüne yer verilmektedir.



Şekil 2.1: Ko-eksenel İHA şematigi.

Üç rotorlu İHA'lar ise dört rotorlu tiplere göre daha az yaygın kullanılırlar da bazı özellikleri ile kullanışlı olabilmektedirler. Üç rotorlu İHA'lar daha az sayıda rotor taşıdıkları için enerji bakımından daha verimli olabilmektedirler. Fakat bu İHA'lardaki en büyük zorluk kontrol ve stabilizasyondur. Üç rotorlu İHA'lar dört rotorlulara benzer biçimde genellikle rotor hızlarının değiştirilmesine bağlı olarak kontrol edilmektedir. Ancak, literatürde Ko-eksenel tipte olanlara benzer biçimde rotorların açısall yöneliminin değiştirilmesi ile de kontrol edilebilmektedir. Yapısı gereği matematiksel modellemesinde oluşan karmaşıklık, sistemi kontrol etmede zorluklar oluşturmaktadır. Şekil 2.2'de üç rotorlu bir insansız hava aracının şematik görünüşü verilmektedir.



Şekil 2.2: Üç rotorlu İHA şematigi.

Son olarak, dört ve daha fazla rotora sahip İHA'larda ise daha karmaşık manevralarda avantaj elde edilebilmektedir. Bu tip İHA'lar her bir rotorun açısall hızı kontrol edilerek

kolay bir biçimde istenen uçuş yörüngesini takip edilebilmektedir. Kısacası, kontrol açısından Ko-eksenel ve üç rotorlu tiplere göre bir avantaj söz konusudur. Ancak kullanılan motor sayısı arttıkça enerji verimi azalmaktadır. Tezde yapılan çalışmalar için kullanılan dört rotorlu İHA, farklı kontrol tekniklerinin kullanılabilmesi, kullanım kolaylığı ve manevra kabiliyeti gibi avantajları nedeniyle uygun görülmüştür. İHA modellemesi öncesinde, konu ile ilgili literatürde gerçekleştirilmiş araştırmalar detaylı bir biçimde incelenmiştir.

2.2. İnsansız Hava Araçlarının Modellenmesi ve Kontrolü ile İlgili Yapılan Çalışmaların İncelenmesi

Hornung ve diğerleri Ko-eksenel bir İHA için matematiksel modelleme çalışması gerçekleştirmiştir. Ko-eksenel İHA'nın üzerine etkiyen karmaşık aerodinamik kuvvetlerin rotor ve itki modelini nasıl değiştirdiğini incelemişlerdir. Ayrıca İHA'nın üst kısımda oluşan aerodinamik mini kasırgaları deneysel olarak modellemişlerdir. Yapılan bu çalışma ile özellikle Ko-eksenel İHA için detaylı bir aerodinamik model ortaya konmuştur [1].

Czyba ve diğerleri Ko-eksenel üç rotorlu bir mikro İHA için tasarım, matematiksel modelleme ve hızlı prototip üretimi gibi konular üzerine çalışmıştır. Son olarak, yapılan deneysel çalışmalar ile konseptin doğrulamasını tamamlamışlardır. Doğrulama testinde, istenen aerodinamik performansa olan yakınlık değerlendirildikten sonra kontrol şematiği ortaya konmuştur [2].

Köse ve Oktay, dört rotorlu bir İHA'nın uçuş modelinin çıkartılması ve kontrol edilmesi için konsept bir çalışma yapmıştır. Çalışmada doğrusal bir model çıkartıldıktan sonra bir PID kontrol tekniği kullanarak uçuş kontrolcüsü tasarlanmıştır. Yapılan çalışma tamamen doğrusal denklemler için denenmiş olduğu için doğrusal olmayan etkilerle kontrolcü performansı incelenmemiştir [3].

Wang ve diğerleri Ko-eksenel bir İHA'nın modellenmesi ve PID kontrolcü ile kontrolü ile ilgili bir çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada Ko-eksenel İHA'nın önce yapısal tasarımı yapılmıştır ve alt sistem mimarisi belirlenmiştir. Bunun ardından sistemin matematiksel modeli çıkarıldıktan sonra PID kontrolcü tasarımı aşamasına geçilmiştir. Çalışmada detaylı şekilde Ko-eksenel İHA üzerinde etkili olan aerodinamik sürüklenme, kaldırma kuvveti dinamiği ve motor dinamiğinin etkileri üzerinde

durulmuştur. Ayrıca yapılan fiziksel denemeler ile prototip testleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen prototip sonuçları tasarlanan model ile karşılaştırılmıştır [4].

Dominguez ve diğerleri bir mikro Ko-eksenel İHA'nın aerodinamik tasarımı ve modellemesi üzerine çalışmıştır. Bu çalışmada diğer Ko-eksenel İHA'lardan farklı olarak rotorların açıları yerine kontrol yüzeyleri yardımı ile rotasyon kontrolü sağlanmıştır. Yapılan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri ile farklı kontrol yüzeyi açıları için aerodinamik itki kuvveti hesaplandıktan sonra sistemin dinamik modeli ortaya çıkartılmıştır. Ortaya çıkartılan modelde uçuş kontrolü kutup yerleştirme tekniği kullanılarak yapılmıştır. Çalışmada farklı senaryolarda yapılan benzetimlerin sonuçlarına yer verilmiştir [5].

Lee ve diğeriler eğik plakaya bağlı bir Ko-eksenel İHA için doğrusal durum uzayı modeli ortaya koymuştur. Eğik plaka sistemde rotasyon kontrolünü sağlayacak şekilde konumlandırılmıştır. Çıkartılan model için bir PID kontrolcüsü tasarlanmıştır. Yapılan benzetimler ile yörünge takibi ve bunun yanında eğik plakanın açısal değişimi üzerinde durulmuştur [6].

Rubi ve diğerleri Ko-eksenel oyuncak bir helikopter üzerinde görüş sensörleri ile oda içerisinde yörünge takibi çalışması yapmışlardır. Sistemin dinamik modeli çıkartıldıktan sonra tasarlanan PID kontrolcü görüş sensörlerinden alınan verileri işleyerek pozisyon kontrolü gerçekleştirilmiştir. Yapılan çalışmada en fazla 5cm'lik bir pozisyon hatası elde edilerek yüksek hassasiyette kontrol sağlanmıştır [7].

Wang ve diğerleri doğrusal olmayan bir Ko-eksenel İHA modeli üzerinde çalışmışlardır. Yapılan çalışmada Pitt Peters yöntemi ile rotorların arayüzleri arasında oluşan iç akış problemi çözülmüştür. İHA'nın yapısal tasarımı yapıldıktan sonra kutup yerleştirme tekniği ile bir pozisyon kontrolcüsü tasarlanmıştır [8].

Hoffmann ve diğerleri dört rotorlu bir helikopter İHA için uçuş dinamiği ve kontrolcü tasarımı üzerine çalışmıştır. Çalışma özellikle havada asılı kalma sürecinde oluşan aerodinamik sorunlara çözüm aramıştır. Bu anlamda, aerodinamik performansın iyileştirilmesi için İHA açısal hızı, aerodinamik hücum açısı ve İHA yapısal tasarımı üzerinde durulmuştur. Bu durumlar doğrusal olmayan uzayda moment değişimi ve itkinin bozulmasına sebep olmaktadır. PID kontrolcü ile kontrol edilen İHA teorik olarak modellendikten sonra elde edilen uçuş yörüngeleri deneysel sonuçlar ile eşleştirilmeye çalışılmıştır [9].

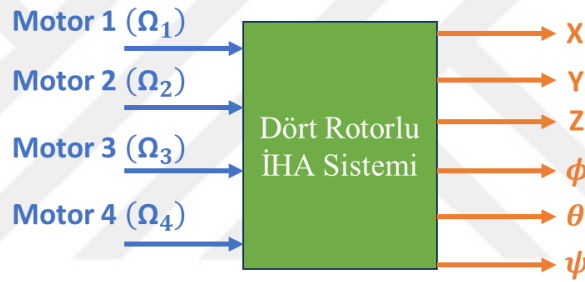
Fernando ve diğerleri dört rotorlu bir İHA'nın Newton Euler metodu ile matematiksel modelini çıkardıktan sonra bir PI kontrolcü ile kontrolünü sağlamışlardır. Yapılan tasarım, benzetim ortamında test edildikten sonra bir prototip üretilmiş ve deneysel sonuçlar elde edilmiştir. Son olarak, benzetim sonuçları deneysel sonuçlar ile doğrulanmaya çalışılmıştır [10].

Ryll ve diğerleri değişken eğim açıları olan dört rotorlu bir İHA'da matematiksel modelleme ile kontrol sağlamak amacıyla bir çalışma gerçekleştirmiştir. Çalışmanın en göze çarpan yanı, rotorların eğimlerinin değiştiği yeni bir konseptin denenmiş olmasıdır. Rotor eğimleri değiştirilerek İHA'nın kontrol kabiliyetini ve stabilizasyonunu arttırmak hedeflenmektedir. Rotorlarda bulunan eğim mekanizmaları yuvarlanma ve yunuslama yönlerinde rotoru açısını değiştirebilmektedir. Ayrıca, durum uzayı formatında doğrusal olmayan model elde edildikten sonra Hurwitz polinomu tekniği ile gürbüz kontrolcü tasarlanmıştır. Sonuç olarak eğimli rotor tekniğinin İHA'nın manevra kabiliyetine olan etkisi yapılan çeşitli analizler ile incelenmeye çalışılmıştır [11].

Dong ve diğerleri parametre kestirimleri ile elde ettikleri bir dört rotorlu İHA'nın modellenmesi ve benzetimi üzerine çalışmışlardır. Çalışmanın öne çıkan yanı dört döngülü bir kontrolcü tekniği kullanılmış olmasıdır. Bu döngüler sırası ile açılma hızı, açı, hız ve pozisyon kontrolcülerini ile kapatılmıştır. Her döngüde tasarlanan kontrolcülerde PID tekniği kullanılmıştır. Kontrolcü tasarımı sonrası çeşitli patika takibi analizleri yapılarak sistemin performansı incelenmiştir [12].

3. TEORİ VE YÖNTEM

Dörtlü rotor konfigürasyonuna sahip bir insansız hava aracının uçuş kontrolünün yapılabilmesi için rotorların dönüş hızlarının kontrol edilmesi gerekmektedir. Üç boyutlu uzayda İHA'nın eksenel hareketleri rotorların farklı hızlarda olması ile sağlanabilmektedir. Yapılacak olan manevralara göre uygun rotor hızlarının belirlenmesi dört rotorlu İHA'nın uçuş kontrol algoritması ile sağlanabilmektedir. Sistem için kontrol kanunu çıkarılmadan önce sistemin matematiksel olarak modellenmesi gerekmektedir. Şekil 3.1'de İHA'nın uçuş kontrolünün basit şematiği verilmiştir.



Şekil 3.1: Dört rotorlu İHA'nın uçuş kontrolünün basit şematiği.

Şekil 3.1'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$: Her bir rotorun açısal hızı
- X, Y, Z : İHA'nın uzayda üç eksenindeki konumları
- Φ, θ, ψ : İHA'nın uzayda üç eksenindeki açısal konumları (Euler açıları)

Gerçekleştirilen modelleme işlemlerinin ve tasarlanmak istenen uçuş kontrolcülerinin detaylı olarak açıklanması tezin teori ve yöntem kısmında bulunmaktadır. Bu aşamada, ilk olarak altı serbestlik dereceli sistem kinematiğinin incelenmesi gerekmektedir.

3.1. Altı Serbestlik Dereceli Sistemin Kinematik Denklemlerinin Çıkarılması

Altı serbestlik dereceli bir sistemin kinematiğinde önemli hususlar olan eksen sistemlerin tanımlanması, yönelim kosinüs matrislerinin çıkarılması ve sistemin açısal hızının hesaplanması üzerinde durulmuştur. Bu hususların detaylı olarak ele alınması,

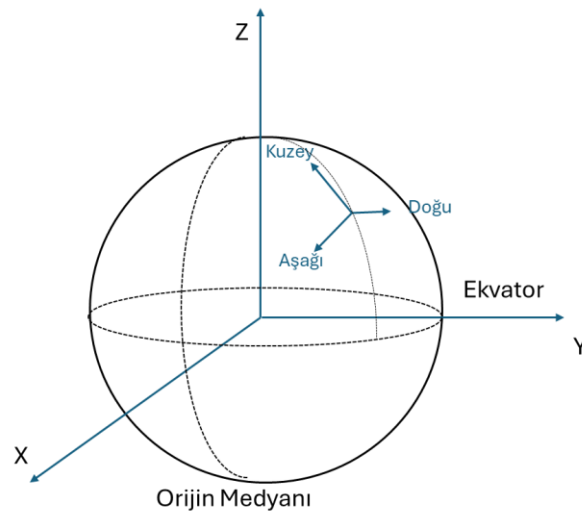
konum, açısal konum, hız, açısal hız ve ivme hesaplarının doğru yapılabilmesi için gereklidir. Matematiksel model, bahsedilen hesaplar isabetli olarak gerçekleştirilmezse hatalı sonuçlar verecektir.

3.1.1. Altı Serbestlik Dereceli Sistem Kinematikinde Çokça Kullanılan Eksen Sistemlerinin Tanımlanması

Geliştirilen matematiksel modelde iki tip eksen sistemi aktif olarak kullanılmaktadır. Bunlardan birisi kuzey-doğu-aşağı eksen sistemi, bir diğeri ise gövde eksen sistemidir. Literatürde bu eksen sistemlerinin dışında dünya merkezli eksen sistemi, aerodinamik eksen ve benzeri eksen sistemleri hava dinamiğinde çokça kullanılmaktadır.

3.1.1.1. Kuzey-Doğu-Aşağı Eksen Sistemi

Kuzey-doğu-aşağı eksen sistemi dünyanın yüzeyinde herhangi bir noktada merkezlenen şekilde belirlenebilmektedir. Eksen sisteminde iki eksen kuzey ve doğuyu, son eksen ise dünya merkezini gösterecek şekilde belirlenmelidir. Matematiksel bir benzetim yapılmak istenirse kuzey ve doğu X, Y eksenlerini; dünya merkezi ise Z eksenini gösteriyor gibi düşünülebilir. Kuzey-doğu-aşağı eksen sistemi ile yapılan modellemelerde dünyanın açısal hızından etkilenmeyecek şekilde bir varsayım kullanılmıştır. Böylece bu eksen sistemi İHA modeli için hareketsiz ataletsel eksen sistemi olarak kabul edilebilir olmuştur. Kuzey-doğu-aşağı ve dünya merkezli eksen sisteminin şematiği Şekil 3.2’de verilmiştir [13].

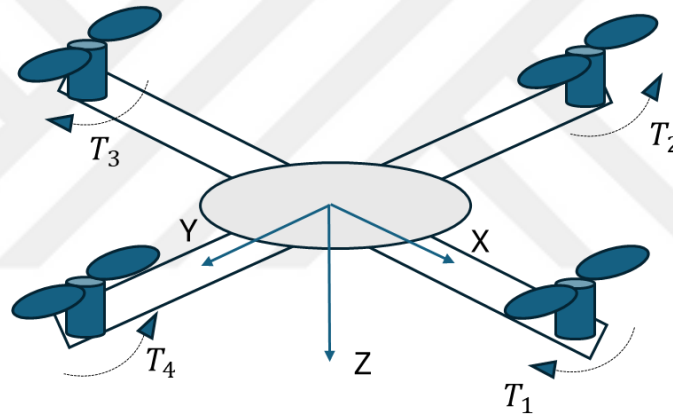


Şekil 3.2: Kuzey-doğu-aşağı ve dünya merkezli eksen sisteminin şematiği.

Dünya merkezli eksen sisteminde dünya çekirdeği merkez kabul edilerek; X, Y eksenini ekvator yüzeyinde ve Z eksenini ise kuzey kutbu doğrultusunda belirlenmektedir. Bu eksen sistemi için önemli bir diğer durum X ekseninin orijin meridyeni üzerinden geçmesidir.

3.1.1.2. Gövde Eksen Sistemi

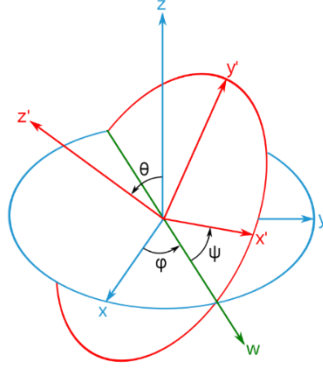
Gövde eksen sistemi, kuzey-doğu-aşağı eksen sistemi ve dünya merkezli eksen sisteminden farklı olarak hava aracı gövdesine yapışık olarak belirlenmelidir. Dört rotorlu İHA'nın kütle çekim merkezi eksenin merkezi olarak, 1 numaralı rotor X eksenini olarak, 4 numaralı rotor Y eksenini olarak ve İHA'nın aşağısında kalan yön Z eksenini olarak seçilebilmektedir. Bu seçimde önemli olan durum seçilen eksenlerin sağ el kuralına uyması ve ayrıca Z ekseninin İHA'nın yatay düzlemine dik olmasıdır. Gövde eksen sistemi şematığı Şekil 3.3'te verilmiştir [14].



Şekil 3.3: Gövde eksen sisteminin İHA şematığı üzerinde gösterilmesi.

3.1.2. Eksen Sistemlerinde Vektör Dönüşümü

Altı serbestlik dereceli sistemin kinematığında farklı eksenlere vektörlerin tanımlanabilir olması, matematiksel model için gerekli olan bir durumdur. Bu işlemin yapılabilmesi için literatürde çokça yer etmiş yönelim kosinüs matrisi kullanılmalıdır. Yönelim kosinüs matrisi, Euler açıları kullanılarak elde edilebilmektedir. Euler açıları sistemin uzayda sırası ile ataletsel X, Y, Z eksenlerine göre yönelimini belirlemek için kullanılmaktadır. Euler açıları yuvarlanma açısı (ϕ), yunuslama açısı (θ) ve sapma açısı (ψ) olacak şekilde tanımlanabilmektedir. Euler açıları Şekil 3.4'te bir arada verilmiştir [15].



Şekil 3.4: Euler açılarının bir arada gösterilmesi.

3.1.2.1. Yönelim Kosinüs Matrisi

Yönelim kosinüs matrisi 3 ekseninde vektör dönüşümü yapabilmek için kullanılması gereken bir araçtır. Bu matris Euler açılarının (ϕ , θ , ψ) kosinüs ve sinüsleri kullanılarak elde edilmektedir. Her ekseninde dönüşüm matrisi, o ekseninde olmayan bileşenlerin dönüşüm açısının kosinüs ve sinüs ile çarpılması ile sağlanmaktadır. Aşağıda yer alan Eşitlik (3.1)'de üç eksene ait dönüşüm matrisleri verilmiştir [16].

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} R_y = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$R_z = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Eşitlik (3.1)'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- R_x : X ekseninde dönüşüm için yönelim kosinüs matrisi
- R_y : Y ekseninde dönüşüm için yönelim kosinüs matrisi
- R_z : Z ekseninde dönüşüm için yönelim kosinüs matrisi

Birden fazla ekseninde yapılan dönüşümlerde bu matrisler bir arada kullanılmalıdır. Literatürde çeşitli sıralamalarda bu dönüşümlerin yapılması ele alınmıştır. Ancak tezde yapılan matematiksel modellemelerde Z-Y-X dönüşümü kullanılmıştır. Bu sıralamalar doğru sonuca etki etmemektedir ve kullanımı yaygın olduğu için Z-Y-X tipinin kullanılması uygun görülmüştür. Buna göre üç ekseninde ortak dönüşüm matrisi aşağıda verilen Eşitlik (3.2)'deki gibidir [17].

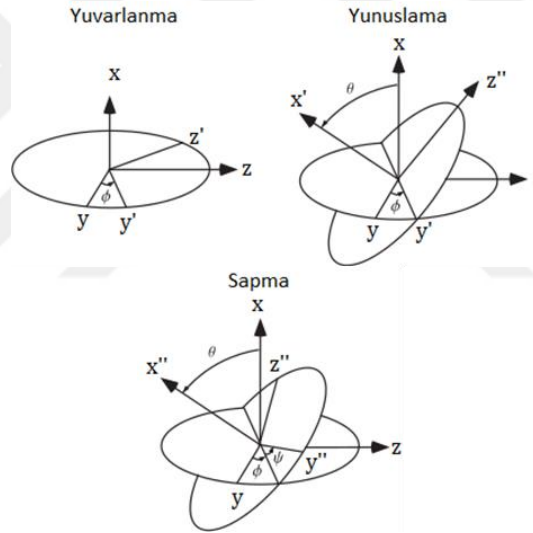
$$R_{xyz} = R_z \cdot R_y \cdot R_x$$

$$R_{xyz} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Eşitlik (3.2)'de yer alan parametrenin açıklaması aşağıda yer almaktadır.

- R_{xyz} : Z-Y-X dönüşümü için yönelim kosinüs matrisi

Dönüşümün şematik olarak aşağıdaki şekilde yapıldığı düşünülebilir. İlk olarak X ekseninde yuvarlanma açısı (ϕ) kadar, sonrasında oluşan ilk ara eksen sistemi Y ekseninde yunuslama açısı (θ) kadar ve son olarak ise ikinci ara eksen sistemi Z ekseninde sapma açısı (ψ) kadar çevrilmesi ile dönüşüm tamamlanmaktadır. Bu dönüşüm Şekil 3.5'te adım adım gösterilmektedir [13].



Şekil 3.5: Z-Y-X dönüşümünün Euler açıları yardımı ile yapılması.

Sonuç olarak, dönüşümü yapılmak istenen vektör aşağıda sunulan Eşitlik (3.3) ile gövde eksen sisteminden kuzey-doğu-aşağı eksenine dönüştürülebilir [13].

$$\vec{V}_{NED} = R_z R_y R_x \vec{V}_b \quad (3.3)$$

3.1.3. Altı Serbestlik Dereceli Sistemin Açısal Hızının Hesaplanması

Altı serbestlik dereceli bir sistemin açısal hızlarının belirlenmesi için sistemin açısal konumlarının (ϕ , θ , ψ) türevlerinin kullanılması yeterli olmayacaktır. Çünkü yapılan

Z-Y-X dönüşümü sırasında oluşan ara eksenler yunuslama ve sapma açısal hızının, yunuslama ve sapma açılarının türevlerine eşit olmamasına sebep olmaktadır. Sistemin açısal hızı olarak ara eksenlerin değil, direkt olarak gövde ekseninin açısal değişimi hesaplanmalıdır. Bu sebeple, literatürde bu fenomenin çözümü transformasyon matrisi (T) isimli bir matris ile sağlanabilmektedir.

Transformasyon matrisi Eşitlik (3.4) ile Eşitlik (3.5)'te belirtilmiş olup, sistemin açısal hızları (p, q, r) ile Euler açılarının (φ, θ, ψ) türevleri arasındaki bağıntıyı sağlamaktadır [13].

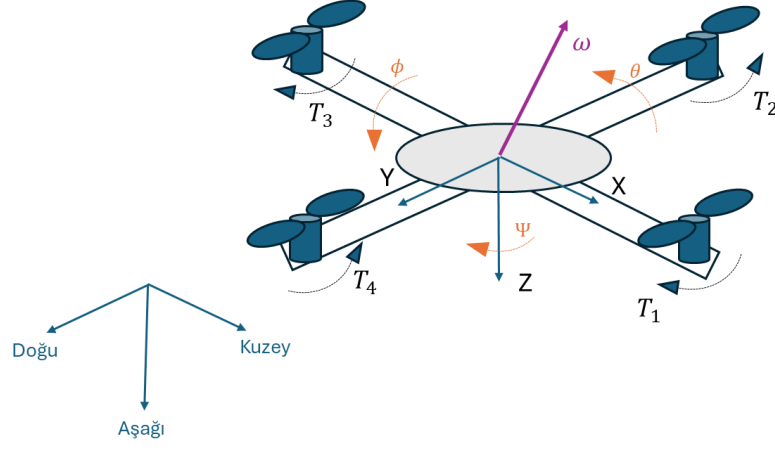
$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = T^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}, \quad T^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Eşitlik (3.4) ile Eşitlik (3.5)'te belirtilen parametrelerin açıklamaları aşağıda belirtilmiştir.

- T: Transformasyon Matrisi
- p: Yuvarlanma açısal hızı
- q: Yunuslama açısal hızı
- r: Sapma açısal hızı
- $\dot{\phi}$: Yuvarlama açısı türevi
- $\dot{\theta}$: Yunuslama açısı türevi
- $\dot{\psi}$: Sapma açısı türevi

Yapılan hesaplamalar sonucunda elde edilen açısal hız vektörü dört rotorlu İHA gövdesi için Şekil 3.6'da sunulan şekildedir.



Şekil 3.6: Dört rotorlu İHA üzerinde açısal hızın gösterilmesi.

3.2. Dinamik Uçuş Denklemlerinin Çıkarılması

Dinamik hareket denklemlerinin çıkarılması, oluşturulacak matematiksel model ve uçuş kontrolcüsünün tasarlanması için durum uzayı matrislerinin çıkarımı açısından önemli olacaktır. Altı serbestlik dereceli sistem için üç kuvvet, üç momentum olmak üzere toplamda altı denklem bulunmaktadır. Üç serbestlik dereceli sistem için iki kuvvet, bir momentum denklemi olmak üzere üç denklem gerekmektedir. Altı serbestlik dereceli sistemde üç eksenin her biri için bir kuvvet ve bir momentum denklemi gerekmektedir. Üç serbestlik dereceli sistemde ise öteleme hareketi olan X-Z eksenlerinde birer kuvvet denklemi ve dönme hareketi olan Y ekseninde bir momentum denklemi gerekmektedir.

3.2.1. Öteleme Hareketi Dinamiği

Hava aracının öteleme dinamiğini modelleyebilmek için Newton'un 2. yasasından yararlanılmaktadır. Gövde eksen sisteminde hareket denklemlerinin çıkarılması sistemin kendi içinde ele alınması açısından doğru olacaktır. Çünkü sistem üzerinde oluşan aerodinamik, itki ve yerçekim kuvvetlerinin tamamının hesaplanması için ek bir dönüşüme gerek kalmayacaktır. Gövde eksen sistemi ataletsel eksen sistemine göre dönen bir eksen sistemi olduğu için hareket denklemlerinde Coriolis taşıma teoreminin getirdiği terimler yer almalıdır. Buna göre ortaya çıkan denklemler Eşitlik(3.6), Eşitlik (3.7) ve Eşitlik (3.8)'de sunulmuştur [13].

$$\sum \vec{F}^B = m(\dot{u}\vec{i} + \dot{v}\vec{j} + \dot{w}\vec{k} + \vec{\omega} \times u\vec{i} + \vec{\omega} \times v\vec{j} + \vec{\omega} \times w\vec{k}) \quad (3.6)$$

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \right) \quad (3.7)$$

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv - g \sin \theta)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw + g \sin \phi \cos \phi) \quad (3.8)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu + g \cos \phi \cos \phi)$$

Eşitlik (3.6), Eşitlik (3.7) ve Eşitlik (3.8)'de yer alan parametreler aşağıda açıklanmaktadır.

- $\vec{F}^B$: Gövde eksen sisteminde öteleme kuvveti vektörü
- F_x, F_y, F_z : sırası ile X-Y-Z yönlerinde öteleme kuvvetleri
- u : X ekseninde gövde hızı bileşeni
- v : Y ekseninde gövde hızı bileşeni
- w : Z ekseninde gövde hızı bileşeni
- m : Dört rotorlu İHA kütlesi
- g : Yer çekimi ivmesi

Gövde eksen sistemine göre üç ivme denklemi Eşitlik (3.9)'da verilmiştir.

$$\begin{aligned} a_{x_B} &= \dot{u} + qw - rv \\ a_{y_B} &= \dot{v} + ru - pw \\ a_{z_B} &= \dot{w} + pv - qu \end{aligned} \quad (3.9)$$

Eşitlik (3.9)'da yer alan parametreler aşağıda açıklanmaktadır.

- a_{x_B} : X ekseninde gövde ivmesi bileşeni
- a_{y_B} : Y ekseninde gövde ivmesi bileşeni
- a_{z_B} : Z ekseninde gövde ivmesi bileşeni

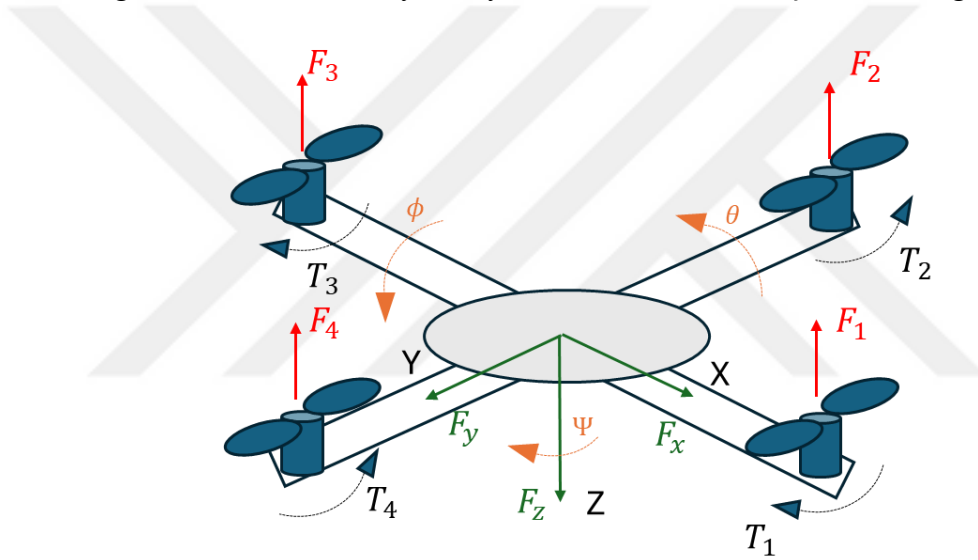
Eşitlik (3.8)'de yer alan yerçekimi ivmesi terimleri, aşağıda yer alan Eşitlik (3.10)'da gösterilmektedir.

$$\begin{aligned}
a_{x_G} &= -g \sin \theta \\
a_{y_G} &= g \sin \phi \cos \theta \\
a_{z_G} &= g \cos \phi \cos \theta
\end{aligned} \tag{3.10}$$

Eşitlik (3.10)'da yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- a_{x_G} : X ekseninde yerçekimi ivmesi bileşeni
- a_{y_G} : Y ekseninde yerçekimi ivmesi bileşeni
- a_{z_G} : Z ekseninde yerçekimi ivmesi bileşeni

Buna göre dört rotorlu İHA'ya etkiyen öteleme kuvvetleri Şekil 3.7'de gösterilmiştir.



Şekil 3.7: Dört Rotorlu İHA üzerinde öteleme kuvvetlerinin gösterilmesi.

3.2.2. Dönme Hareketi Dinamiği

Hava aracının dönme dinamiğini modelleyebilmek için yine Newton'un 2. yasasından yararlanılmaktadır. Hava aracının dönme dinamiği üç eksen moment denklemleri ile temsil edilmektedir. Dönme momenti denklemleri kullanılarak hava aracının açısal hızları hesaplanabilmekte, bu sayede sistemin ataletsel eksen sistemine göre oryantasyonu hesaplanabilmektedir [13]. Bu amaçla kullanılan denklemler Eşitlik (3.11)'de sunulmuştur.

$$\sum \vec{M}^B = I_{xx}\dot{p} + qr(I_{zz} - I_{yy}) + I_{yy}\dot{q} + rp(I_{xx} - I_{zz}) + I_{zz}\dot{r} + pq(I_{yy} - I_{xx})$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \left(\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} \right) \quad (3.11)$$

$$L = I_{xx}\dot{p} + qr(I_{zz} - I_{yy})$$

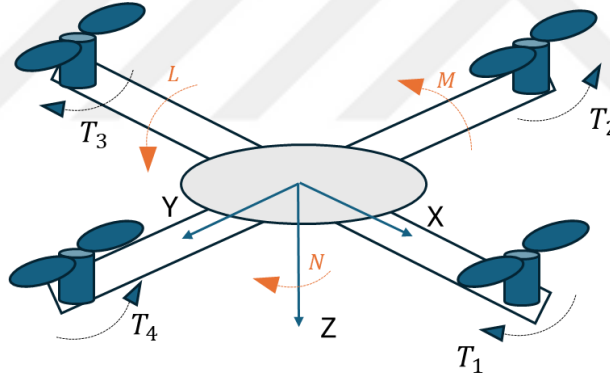
$$M = I_{yy}\dot{q} + rp(I_{xx} - I_{zz})$$

$$N = I_{zz}\dot{r} + pq(I_{yy} - I_{xx})$$

Eşitlik (3.11)'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda sunulmuştur.

- $\vec{M}^B$: Gövde eksen sisteminde dönme momenti vektörü
- L, M, N : sırası ile X-Y-Z yönlerinde öteleme kuvvetleri
- I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} : sırası ile X-Y-Z yönlerinde atalet momentleri

Buna göre dört rotorlu İHA'ya etki eden dönme momentleri Şekil 3.8'de gösterilmiştir.



Şekil 3.8: Dört Rotorlu İHA üzerinde dönme momentlerinin gösterilmesi.

3.2.3. Hareket Denklemlerinin Birleştirilmesi

Önceki bölümlerde çıkarılan öteleme ve dönme hareket denklemlerinin tamamı 6x6'lık bir matris denkleminde bir arada yazılabilmektedir. Buna göre oluşacak denklem Eşitlik (3.12)'de verildiği gibidir.

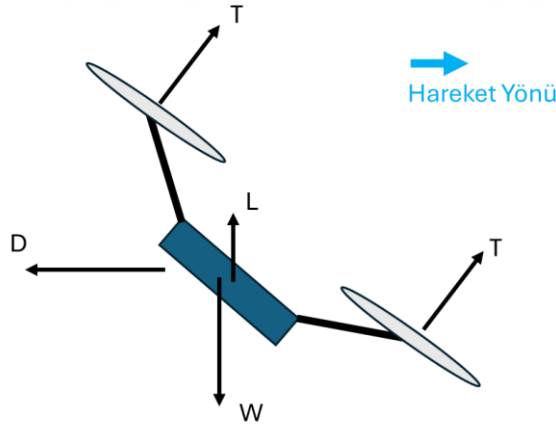
$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} mu \\ mv \\ mw \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I^B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{V}^B \\ \vec{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \vec{\omega}^B \times (m\vec{V}^B) \\ \vec{\omega}^B \times (I\vec{\omega}^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{F}^B \\ \vec{M}^B \end{bmatrix}$$

Eşitlik (3.12)'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- $\vec{V}^B$: Gövde hız vektörü
- $\dot{\vec{V}}^B$: Gövde hızının türev vektörü
- $\vec{\omega}^B$: Gövde açısal hız vektörü
- $\dot{\vec{\omega}}^B$: Gövde açısal hızının türev vektörü
- $I_{3 \times 3}$: 3x3 birim matris
- I^B : Atalet momentleri matrisi

Toplamda İHA'yı etkileyen tüm kuvvetler Şekil 3.9'da gösterilmiştir.



Şekil 3.9: İHA'ya etki eden tüm kuvvet vektörlerinin gösterimi.

Şekil 3.9'da yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- **T (İtki Kuvveti):** Pervane, içten yanmalı motor veya aerodinamik iticilerin oluşturduğu itki kuvveti
- **L (Kaldırma Kuvveti):** Havanın araca uyguladığı kaldırma kuvveti
- **D (Sürüklenme Kuvveti):** Havanın araca uyguladığı karşı itme kuvveti

- **W (Ağırlık):** Aracın kütlesinden dolayı oluşan yerçekimi kuvveti

3.3. Dört Rotorlu İHA'ya Etkiyen Kuvvetlerin Tanımlanması

Bölüm 3.2.3.'de verilen 4 kuvvet dört rotorlu İHA modelinin tasarlanabilmesi için gövde eksen sisteminde parçalara ayrılmalıdır. Bu kuvvetler, yerçekimi ivmesi, rotor itkisi ve aerodinamik kaynaklı olacaktır. Ayrıca rotorlu araçlarda karşılaşılan jiroskop etkisi de İHA üzerinde jiroskop momentlerine sebep olmaktadır.

3.3.1. Yer Çekimi Kuvvetinin Etkisi

Dünya üzerinde yerçekimi ivmesi kütleli cisimlerin bir ağırlığının olmasına sebep olmaktadır. Bu ivmenin cismin kütlesi ile çarpımı bu kuvvetin değerini vermektedir. Elde edilen bu kuvvet kuzey-doğu-aşağı eksenin z eksenine doğrultusundadır. Ancak bu kuvvetin İHA modelinde kullanılabilmesi için gövde eksen sistemindeki bileşenleri hesaplanmalıdır. Bu hesap Eşitlik (3.13)'te yer alan denklemler ile yapılmıştır [13]. İHA'yı etkileyen ağırlık kuvvetinin vektörel gösterimi Şekil 3.10'da yer almaktadır.

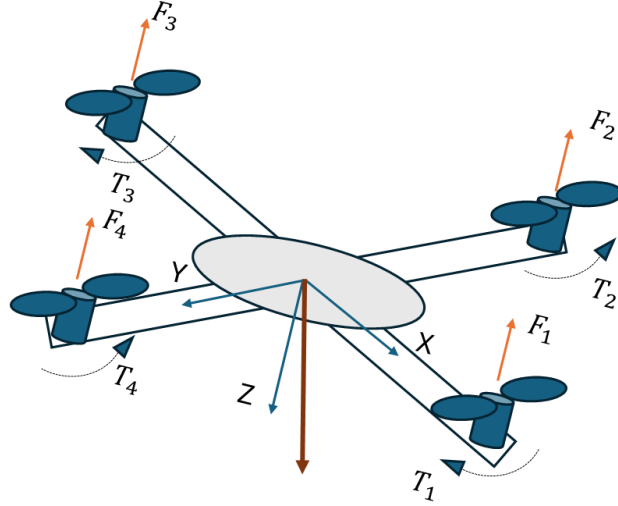
$$\vec{\lambda}_G^B = \begin{bmatrix} R_{ZYX}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\vec{\lambda}_G^B = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

$$\vec{\lambda}_G^B = \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \cos \theta \sin \phi \\ -mg \cos \theta \cos \phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Eşitlik (3.13)'te yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- $\vec{\lambda}_G^B$: Yerçekimi kaynaklı İHA'yı etkileyen kuvvet ve moment vektörü
- g : Yerçekimi ivmesi
- R_{ZYX}^{-1} : Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminden gövde eksen sistemine dönüşüm matrisi



Şekil 3.10: İHA'yı etkileyen ağırlık kuvvetinin vektörel gösterimi.

3.3.2. Jiroskop Etkisi

Jiroskop etkisi rotorlu araçlarda karşılaşılan fiziksel bir etkidir. Bu etki sebebi ile dönüş yönüne göre sağ el kuralına uygun dikey bir açısal momentum ortaya çıkmaktadır. Bu açısal momentum aşağıda verilen Eşitlik (3.14) ve Eşitlik (3.15) ile hesaplanabilmektedir. Denklemlerde görüldüğü üzere her bir rotorun oluşturacağı açısal momentum rotorların dönüş yönüne göre pozitif ve negatif değer alabilmektedir. Sağ el kuralına göre yukarı yönde açısal momentum oluşturan 1. ve 3. rotorun pozitif yönde döndüğü, aşağı yönde açısal momentum oluşturan 2. ve 4. rotorun negatif yönde döndüğü kabul edilmiştir [18].

$$\vec{H}_{net} = \vec{H}_1 + \vec{H}_2 + \vec{H}_3 + \vec{H}_4 \quad (3.14)$$

$$\vec{H}_{net} = J_{TP}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4)$$

Ortaya çıkan açısal momentumun değişimi İHA üzerine etkiyen jiroskop momentini vermektedir. Açısal momentum değişimi ise, İHA'nın açısal dönüş hızı ile jiroskop etkisi sebebiyle açısal momentin çarpaz çarpımı ile bulunabilmektedir. Bu işlem Eşitlik (3.15)'te gösterilmiştir [18].

$$\vec{H}_{net} = \vec{\omega}^B \times \vec{H}_{net}^B$$

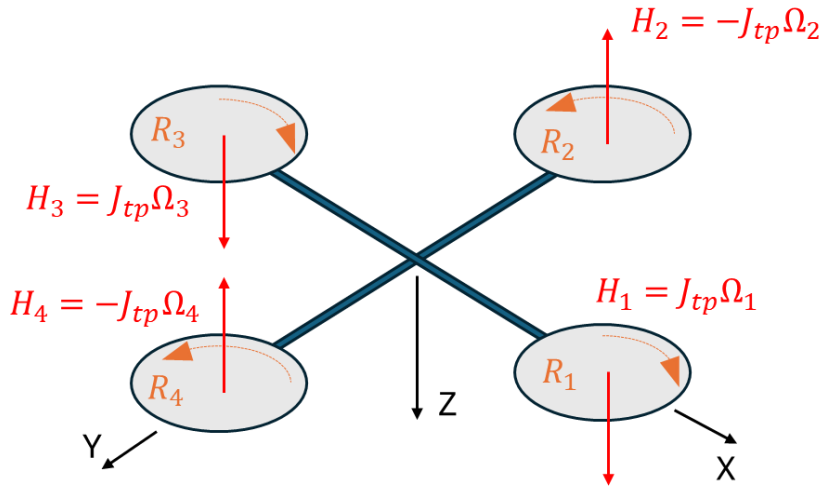
$$\vec{H}_{net} = \begin{bmatrix} qJ_{TP}\Omega_1 \\ -pJ_{TP}\Omega_1 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -qJ_{TP}\Omega_2 \\ pJ_{TP}\Omega_2 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} qJ_{TP}\Omega_3 \\ -pJ_{TP}\Omega_3 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -qJ_{TP}\Omega_4 \\ pJ_{TP}\Omega_4 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\vec{\lambda}_{GR}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ qJ_{TP}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ -pJ_{TP}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Eşitlik (3.15)'te yer alan parametreler aşağıda açıklanmıştır.

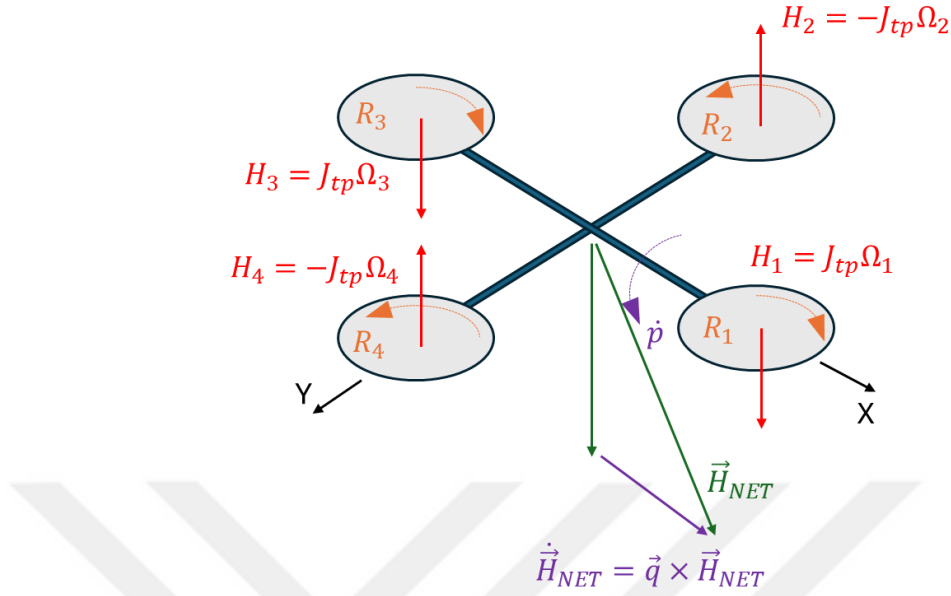
- $\vec{\lambda}_{GR}^B$: Jiroskop etkisi kaynaklı İHA'yı etkileyen kuvvet ve moment vektörü
- $\vec{H}_{net}$: Jiroskop etkisi kaynaklı İHA'yı etkileyen açısal momentum
- $\vec{\omega}^B$: İHA'nın gövde açısal hızı
- $\vec{H}_1, \vec{H}_2, \vec{H}_3, \vec{H}_4$: Sırası ile 1., 2., 3. ve 4. rotorun oluşturduğu jiroskop etkisi kaynaklı açısal momentum
- $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$: Sırası ile 1., 2., 3. ve 4. rotorun dönme açısal hızı

Her bir rotor için jiroskopik etki kaynaklı moment hesabına ve oluşan momentlerin yönüne Şekil 3.11'de yer verilmiştir.



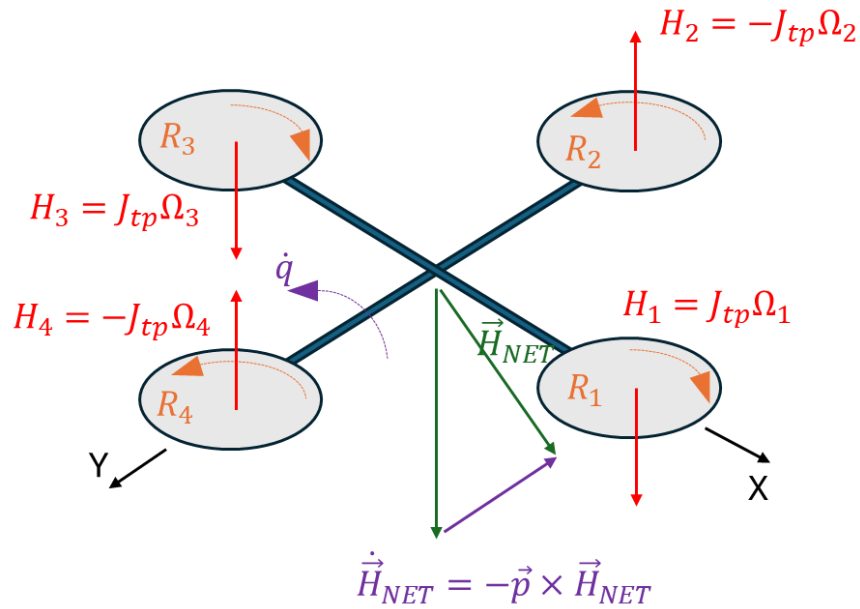
Şekil 3.11: İHA üzerinde rotorlarının oluşturduğu jiroskop etkisi kaynaklı açısal momentumlar.

Sırası ile yunuslama açısal hızı ve yuvarlanma açısal hızı kaynaklı açısal momentum değişimlerinin hesaplanması Şekil 3.12 ve Şekil 3.13'te gösterilmektedir.



Şekil 3.12: Yunuslama açısal hızı kaynaklı jiroskopik açısal momentum değişimi.

Görüldüğü gibi yunuslama açısal hızı pozitif X yönünde, yuvarlanma açısal hızı negatif Y yönünde açısal momentum değişimine sebep olmaktadır [18].



Şekil 3.13: Sapma açısal hızı kaynaklı jiroskopik açısal momentum değişimi.

3.3.3. Toplam Hareket Denklemleri

Tüm denklemlerin bir araya getirilmesi ile 6x6'lık bir matris ile toplam hareket denklemleri Eşitlik (3.16) elde edilmiştir. Ayrıca, Eşitlik (3.16) içerisine İHA'nın hareketlerini kontrol edilmesini sağlayacak olan 4 adet kontrolcü kuvveti ve momenti de eklenmiştir. Bu kuvvet ve momentlerin tanımlanması bir sonraki bölümde detaylı olarak açıklanmıştır.

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} mu \\ mv \\ mw \\ I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \cos \theta \sin \phi \\ -mg \cos \theta \cos \phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ qJ_{TP}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ -pJ_{TP}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Ayrıca, 6x6 matris formatında verilen denklem seti ayrıldığında aşağıda verilen Eşitlik (3.17) ile Eşitlik (3.22) arasındaki denklemler elde edilmektedir.

$$\dot{u} = vr - wq + g \sin \theta \quad (3.17)$$

$$\dot{v} = wq - ur - g \cos \theta \sin \phi \quad (3.18)$$

$$\dot{w} = uq - vp - g \cos \theta \cos \phi + \frac{U_1}{m} \quad (3.19)$$

$$\dot{p} = \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{xx}} q(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{U_2}{I_{xx}} \quad (3.20)$$

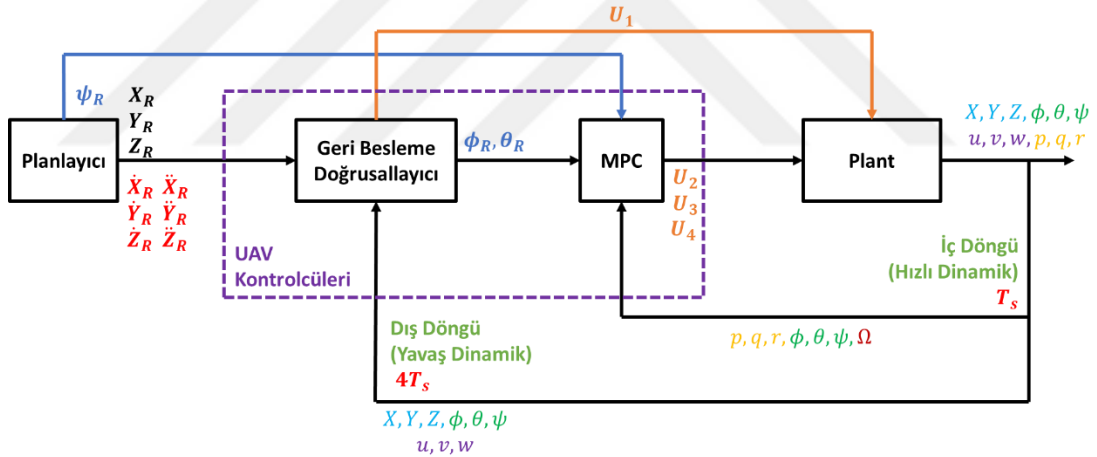
$$\dot{q} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} qr + \frac{J_{TP}}{I_{yy}} p(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{U_3}{I_{yy}} \quad (3.21)$$

$$\dot{r} = \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} qp + \frac{U_4}{I_{zz}} \quad (3.22)$$

3.4. İHA Kontrolcü Yapısının Tanımlanması

İHA kontrolcü yapısı temelde rotor açisal hızlarının doğru bir şekilde kontrol edilerek rotorlarda oluşacak kuvvetler ile navigasyon yapılmasını hedeflemektedir. Yapılan çalışmada İHA için iki döngülü kontrol yapısı daha uygun görülmüştür. Buna göre kontrolcünün iç döngüsünde rotasyon kontrolcüsü, dış döngüsünde pozisyon kontrolcüsü yer almaktadır.

İHA kontrolcüsünün iç döngüsü dış döngüden 4 kat daha hızlı çalışmaktadır. Bu iki döngülü kontrol yapılarında çokça karşılaşılan bir yöntemdir. Bu şekilde iç döngü gecikmeden dış döngü için komut üretebilmektedir. Kullanılan İHA kontrolcü yapısının şematığı Şekil 3.14'te gösterilmiştir.



Şekil 3.14: İHA kontrolcü yapısının şematığı.

Şekil 3.14'te verilen şematikte görüldüğü gibi pozisyon kontrolcüsünün hesapladığı U_1 , rotorların ürettiği itki kuvvetini temsil etmektedir. Rotasyon kontrolcüsünün hesapladığı U_2 , U_3 ve U_4 , sırası ile rotorların ürettiği yuvarlama, yunuslama ve sapma momentlerini temsil etmektedir. Buna göre İHA kontrolcüsünün uçuşta önce oryantasyonu belirleyip sonrasında da uçuş hızını belirleyeceği bir kontrol stratejisi izlenmektedir.

3.4.1. Kontrol Girdilerinin Hesaplanması

Önceki bölümde verilen kontrol girdileri U_1 , U_2 , U_3 ve U_4 parametrelerinin hesaplanabilmesi için her bir rotorda oluşan aerodinamik kuvvetler ve momentler ele alınmalıdır. Bir rotorun kanat profili incelendiğinde rotor hızı ve rüzgâr hızı kaynaklı olarak iki yönde kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri oluşmaktadır. Bu kuvvetlerin dikey yöndeki bileşimi rotorun oluşturacağı dikey itki kuvvetine eşit olacaktır. Buna göre kanat profilinde oluşan diferansiyel dikey itki kuvveti Eşitlik (3.23), Eşitlik (3.24) ve Eşitlik (3.25) kullanılarak hesaplanabilir [18]. Şekil 3.15'te kanat profili üzerindeki kuvvetlerin gösterimi yer almaktadır.

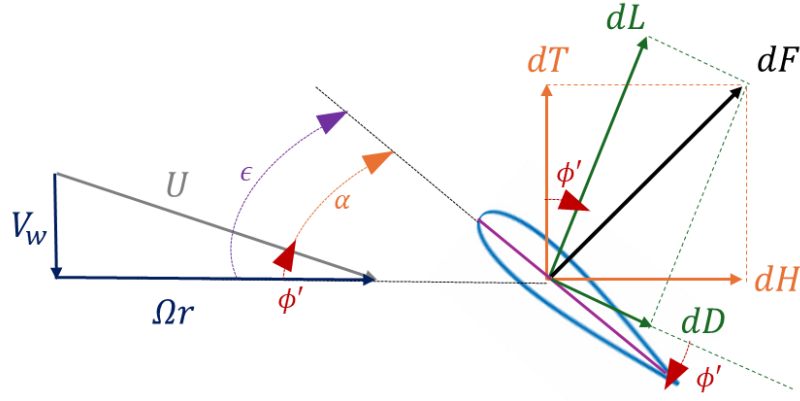
$$dT = dL \cos \phi' - dD \sin \phi' \approx dL - dD \phi' \quad (3.23)$$

$$dL = C_L \frac{1}{2} \rho U^2 c dr_c \quad (3.24)$$

$$dD = C_D \frac{1}{2} \rho U^2 c dr_c \quad (3.25)$$

Eşitlik (3.23), Eşitlik (3.24) ve Eşitlik (3.25)'te kullanılan parametreler aşağıda açıklanmıştır.

- dT : Diferansiyel dikey itki kuvveti
- dH : Diferansiyel yatay itki kuvveti
- dL : Diferansiyel kaldırma kuvveti
- dD : Diferansiyel sürüklenme kuvveti
- C_L, C_D : Sırası ile kanat profilini etkileyen boyutsuz kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayıları
- ρ : Hava yoğunluğu
- U : Rotor hızı ve rüzgâr hızı bileşim hızı (aerodinamik hız bileşimi)
- ϕ' : Rotor hızı ve rüzgâr hızı arasında kalan açı büyüklüğü
- c : Kanat profilinin genişliği
- dr : Diferansiyel kanat uzunluğu



Şekil 3.15: Rotor kanat profilini etkileyen kuvvetlerin gösterimi.

Kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri yardımı ile dikey itki kuvvetinin hesaplanabilmesi için rotor hızı ve rüzgâr hızı bileşim hızının ayrı biçimde yazılması gerekmektedir. Bu şekilde kanat uzunluğu boyunca bir integral alınarak bu kuvvetlerin toplam değerleri hesaplanabilmektedir. Ayrıca, hesapları sadeleştirmek için etkisi düşük kabul edilen rüzgâr hızının sıfır alınması önemlidir. Eşitlik (3.26) ve Eşitlik (3.27)'de kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini hesaplamak için gerekli olan denklemler sunulmuştur.

$$dL = C_L \frac{1}{2} \rho ((\Omega r_c)^2 + (V_w = 0)^2) c dr_c = C_L \frac{1}{2} \rho (\Omega r_c)^2 c dr_c \quad (3.26)$$

$$dD = C_D \frac{1}{2} \rho ((\Omega r_c)^2 + (V_w = 0)^2) c dr_c = C_D \frac{1}{2} \rho (\Omega r_c)^2 c dr_c \quad (3.27)$$

Eşitlik (3.26) ve Eşitlik (3.27)'de yer alana parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- Ω : Rotor açısal hızı
- V_w : Rüzgâr hızı
- r_c : Kanat uzunluğu

Eşitlik (3.26), Eşitlik (3.27) ile Eşitlik (3.23)'teki dikey itki denklemi birleştirilirse, aşağıda belirtilen integral denklemleri olan Eşitlik (3.28), Eşitlik (3.29) ve Eşitlik (3.30) elde edilebilmekte ve sonucunda bir rotorun oluşturacağı dikey itki kuvveti hesaplanabilmektedir.

$$dT = \frac{1}{2}\Omega^2 \rho c [C_L - C_D \phi'] r_c^2 dr_c \quad (3.28)$$

$$\int_0^{T_{M1}} dT = \Omega^2 \int_0^R \frac{1}{2} \rho c [C_L - C_D \phi'] r_c^2 dr_c \quad (3.29)$$

$$C_T = \int_0^R \frac{1}{2} \rho c [C_L - C_D \phi'] r_c^2 dr_c \quad (3.30)$$

$$T_M = C_T \Omega^2$$

Eşitlik (3.28), Eşitlik (3.29) ve Eşitlik (3.30)'da belirtilen parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- C_T : Dikey itki kuvveti boyutsuz katsayısı
- T_M : Bir rotorun ürettiği dikey itki kuvveti
- l : Rotorların İHA kütle merkezine uzaklığı

Eşitlik (3.31)'de gösterildiği üzere, dört rotor için oluşacak olan toplam dikey itki kuvveti ise U_1 ile gösterilen kontrol girdisini vermektedir [19].

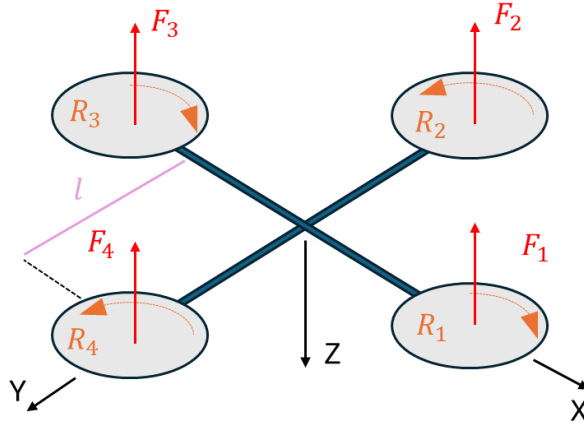
$$U_1 = T_{M1} + T_{M23} + T_{M3} + T_{M4} = C_T (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.31)$$

Eşitlik (3.32)'de gösterildiği üzere, yuvarlanma momentini temsil eden U_2 kontrol girdisinin hesaplanması için ise yuvarlanma momenti oluşturan 2 ve 4 numaralı rotorların kuvvetleri kullanılmalıdır [19].

$$U_2 = M_{M2} - M_{M4} = C_T \Omega_2^2 l - C_T \Omega_4^2 l = C_T l (\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \quad (3.32)$$

Yunuslama momentini temsil eden U_3 kontrol girdisinin hesaplanması da U_2 kontrol girdisi gibi olacaktır. Bunun için ise, Eşitlik (3.33)'te gösterildiği gibi yunuslama momenti oluşturan 1 ve 3 numaralı rotorların kuvvetleri kullanılmalıdır [18]. Şekil 3.16'da dikey itki kuvvetleri gösterilmektedir.

$$U_3 = M_{M3} - M_{M1} = C_T \Omega_3^2 l - C_T \Omega_1^2 l = C_T l (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (3.33)$$



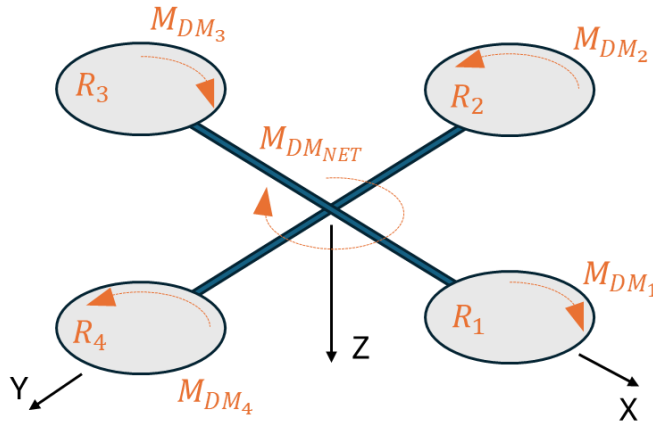
Şekil 3.16: Dört Rotorlu İHA'nın rotorlarında oluşan dikey itki kuvvetlerinin gösterimi.

Eşitlik (3.34)'te gösterildiği üzere, sapma momentini temsil eden U_4 kontrol girdisinin hesaplanması diğer katsayılardan biraz daha farklı olacaktır. Sapma momenti hesabında dört rotorda oluşan dikey itki kuvveti yerine rotor momentlerinin hesaba katılması gerekmektedir [19]. Şekil 3.17'de oluşan rotor momentleri gösterilmektedir.

$$U_4 = -M_{DM_{NET}} = -M_{DM_1}(\Omega_1) + M_{DM_2}(\Omega_2) - M_{DM_3}(\Omega_3) + M_{DM_4}(\Omega_4) \quad (3.34)$$

Eşitlik (3.34)'te yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- $M_{DM_1}, M_{DM_2}, M_{DM_3}, M_{DM_4}$: Sırası ile 1, 2, 3 ve 4. rotorların oluşturduğu rotor momentleri
- $M_{DM_{NET}}$: İHA'yı etkileyen toplam net rotor momenti



Şekil 3.17: Dört Rotorlu İHA'da oluşan rotor momentleri.

Rotor momentlerinin hesabı için daha önce kullanılan dikey itki kuvveti bileşeni yerine yatay itki kuvveti bileşeni kullanılmalıdır. Bu anlamda, yatay itki kuvveti bileşeni, kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri arasında Eşitlik (3.35)'te gösterildiği üzere bir bağıntı kurulabilmektedir [18].

$$dH = dL \sin \phi + dD \cos \phi \approx dL\phi + dD \quad (3.35)$$

Bu denklemden rotor momenti hesabına geçilebilmesi için, Eşitlik (3.36), Eşitlik (3.37) ve Eşitlik (3.38)'de gösterildiği üzere, diferansiyel kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayıları aşağıdaki gibi açık bir şekilde yazılarak integral işlemi yapılmalıdır. Ayrıca bir moment hesabı yapıldığı için yatay itki kuvveti bileşeni kanat uzunluğu ile çarpılmalıdır.

$$-dM_{DM} = \Omega^2 \frac{1}{2} \rho c [C_L \phi' + C_D] r_c^3 dr_c \quad (3.36)$$

$$dM_{DM} = -r_c dH = -r_c \left(C_L \frac{1}{2} \rho (\Omega r_c)^2 c \phi' dr_c + C_D \frac{1}{2} \rho (\Omega r_c)^2 c dr_c \right) \quad (3.37)$$

$$\int_0^{M_{DM}} dM_{DM} = -\Omega^2 \int_0^R \frac{1}{2} \rho c [C_L \phi' + C_D] r_c^3 dr_c \quad (3.38)$$

$$M_{DM} = C_Q \Omega^2$$

Eşitlik (3.36), Eşitlik (3.37) ve Eşitlik (3.38)'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda belirtilmektedir.

- dM_{DM} : Diferansiyel rotor momenti
- C_Q : Boyutsuz rotor momenti katsayısı

Buna göre sapma momentini temsil eden U_4 kontrol girdisinin hesaplanması Eşitlik (3.39)'daki gibidir [19].

$$U_4 = C_Q (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.39)$$

Son olarak, rotor açısal hızları tüm kontrol girdilerine bağlı olarak Eşitlik (3.40)'taki gibi gösterilebilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4} & 0 & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{4} \\ \frac{1}{4} & \frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{4} \\ \frac{1}{4} & 0 & \frac{1}{2} & -\frac{1}{4} \\ \frac{1}{4} & -\frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{U_1}{C_T} \\ \frac{U_2}{C_T l} \\ \frac{U_3}{C_T l} \\ \frac{U_4}{C_Q} \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

3.4.2. Planlayıcı Denklemlerinin Çıkarılması

Planlayıcı, İHA kontrol yapısında rotanın belirlenmesini sağlamaktadır. Bu alt sistem sadece belirli bir senaryonun denklemlerinin birinci ve ikinci türevini alıp pozisyon kontrolcüsüne beslemektedir. Örnek bir senaryo için bu işlem Eşitlik (3.41), Eşitlik (3.42) ve Eşitlik (3.43)'de sunulduğu gibidir. 3 ekseninde senaryo pozisyonlarının belirlenmesi:

$$\begin{aligned} X_R &= R \cos(2\pi f t) \\ Y_R &= R \sin(2\pi f t) \\ Z_R &= h_i + \frac{h_f - h_i}{t_f} t \end{aligned} \quad (3.41)$$

Eşitlik (3.41)'de yer alan parametrelerin açıklaması aşağıda belirtilmiştir.

- X_R : Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde X pozisyonu
- Y_R : Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde Y pozisyonu
- Z_R : Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde Z pozisyonu
- R : Dönme yarı çapı
- f : Dönme frekansı
- h_i, h_f : Sırası ile ilk ve son irtifa
- t : Geçen süre
- t_f : Toplam hareket süresi

Eşitlik (3.42)'de pozisyonların birinci türevleri gösterilmektedir.

$$\begin{aligned}
\dot{X}_R &= -2\pi f R \sin(2\pi f t) \\
\dot{Y}_R &= 2\pi f R \cos(2\pi f t) \\
\dot{Z}_R &= \frac{h_f - h_i}{t_f}
\end{aligned} \tag{3.42}$$

Eşitlik (3.42)'de yer alana parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- $\dot{X}_R$: Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde X pozisyonunun birinci türevi
- $\dot{Y}_R$: Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde Y pozisyonunun birinci türevi
- $\dot{Z}_R$: Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde Z pozisyonunun birinci türevi

Eşitlik (3.43)'te pozisyonların ikinci türevleri yer almaktadır.

$$\begin{aligned}
\ddot{X}_R &= -2\pi f R \sin(2\pi f t) \\
\ddot{Y}_R &= 2\pi f R \cos(2\pi f t) \\
\ddot{Z}_R &= \frac{h_f - h_i}{t_f}
\end{aligned} \tag{3.43}$$

Eşitlik (3.43)'te yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- $\ddot{X}_R$: Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde X pozisyonunun ikinci türevi
- $\ddot{Y}_R$: Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde Y pozisyonunun ikinci türevi
- $\ddot{Z}_R$: Referans rotanın kuzey-doğu-aşağı ekseninde Z pozisyonunun ikinci türevi

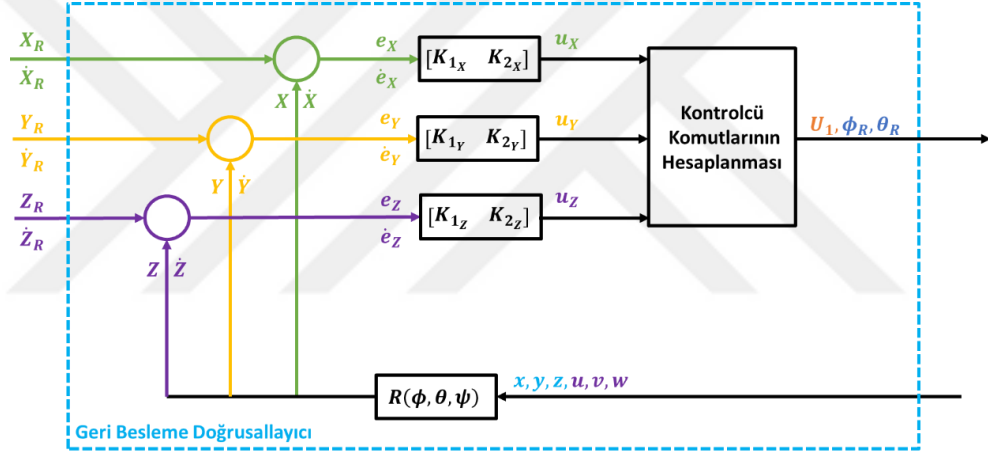
3.5. Pozisyon Kontrolcüsünün Tasarlanması

Pozisyon kontrolcüsü dört rotorlu İHA kontrol yapısının dış döngüsünü kontrol etmektedir. Bu kontrolcünün girdileri pozisyon hatası ve referans pozisyon hatasının türevi şeklindedir. Bu iki bileşen bir çift kazanç ile çarpıldıktan sonra yapılan ek

işlemlerle dikey itki kuvveti komutu (U_1), referans yuvarlanma açısı (ϕ_R) ve referans yunuslama açısı (θ_R) üretilmektedir.

3.5.1. Altı Serbestlik Dereceli Sistem İçin Pozisyon Kontrolcüsünün Tasarlanması

Altı serbestlik dereceli sistem uzayda üç ekseninde pozisyona sahip olmalıdır. Bundan dolayı, pozisyon kontrolcüsünün üç girdi seti olmalıdır. Bu girdiler üç ekseninde pozisyon hatası ve pozisyon hatası türevi şeklindedir. Bu girdilerin her biri birer girdi seti ile çarpıldıktan sonra kontrol komutları olan dikey itki kuvveti komutu (U_1), referans yuvarlanma açısı (ϕ_R) ve referans yunuslama açısı (θ_R) hesaplanmaktadır. Şekil 3.18’de altı serbestlik dereceli sistem için pozisyon kontrolcüsünün yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.18: Altı serbestlik dereceli sistem için pozisyon kontrolcüsünün yapısı.

Şekil 3.18’de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda belirtilmiştir.

- X_R, Y_R, Z_R : Sırası ile X-Y-Z ekseninde pozisyonlar (Ataletsel Eksen)
- $\dot{X}_R, \dot{Y}_R, \dot{Z}_R$: Sırası ile X-Y-Z ekseninde pozisyonların türevi (Ataletsel Eksen)
- e_X, e_Y, e_Z : Sırası ile X-Y-Z ekseninde pozisyon hataları
- $\dot{e}_X, \dot{e}_Y, \dot{e}_Z$: Sırası ile X-Y-Z ekseninde pozisyon hatalarının türevleri
- u_X, u_Y, u_Z : Sırası ile X-Y-Z ekseninde girdi komutları

Şekil 3.18’de verilen şematığe göre üç eksen ve ikişer kazanç belirleyerek pozisyon kontrolcüsü tasarlanabilmektedir. Bu kazançların hesabı için, öncelikle u_X, u_Y ve u_Z

girdi komutlarının pozisyon hataları ile arasındaki denklem çıkarılmalıdır [18]. Bu denklemler Eşitlik (3.44), Eşitlik (3.45) ve Eşitlik (3.46)'da sunulmuştur.

$$u_X = K_{1_X}e_X + K_{2_X}\dot{e}_X \quad (3.44)$$

$$u_Y = K_{1_Y}e_Y + K_{2_Y}\dot{e}_Y \quad (3.45)$$

$$u_Z = K_{1_Z}e_Z + K_{2_Z}\dot{e}_Z \quad (3.46)$$

Eşitlik (3.44), Eşitlik (3.45) ve Eşitlik (3.46)'daki girdi komutu (u) pozisyon hatasının ikinci türevine ($\ddot{e}$) eşit kabul edilmelidir. Bunun sebebi kontrolcüde ikinci dereceden bir sistem tasarımının hedeflenmesidir [18]. Bahsedilen işlemler, Eşitlik (3.47), Eşitlik (3.48) ve Eşitlik (3.49)'da gösterilmektedir.

$$\ddot{e}_X = K_{1_X}e_X + K_{2_X}\dot{e}_X \rightarrow \begin{bmatrix} \dot{e}_X \\ \ddot{e}_X \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ K_{1_X} & K_{2_X} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_X \\ \dot{e}_X \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

$$\ddot{e}_Y = K_{1_Y}e_Y + K_{2_Y}\dot{e}_Y \rightarrow \begin{bmatrix} \dot{e}_Y \\ \ddot{e}_Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ K_{1_Y} & K_{2_Y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_Y \\ \dot{e}_Y \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

$$\ddot{e}_Z = K_{1_Z}e_Z + K_{2_Z}\dot{e}_Z \rightarrow \begin{bmatrix} \dot{e}_Z \\ \ddot{e}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ K_{1_Z} & K_{2_Z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_Z \\ \dot{e}_Z \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

Bu noktadan sonra kazançların istendiği şekilde belirlenmesi için bir öz değer denklemi çözülmelidir. Özdeğer denkleminin çözümüne göre kazançlar ve kutuplar arasındaki ilişki Eşitlik (3.50) ve Eşitlik (3.51)'deki gibi kurulabilmektedir.

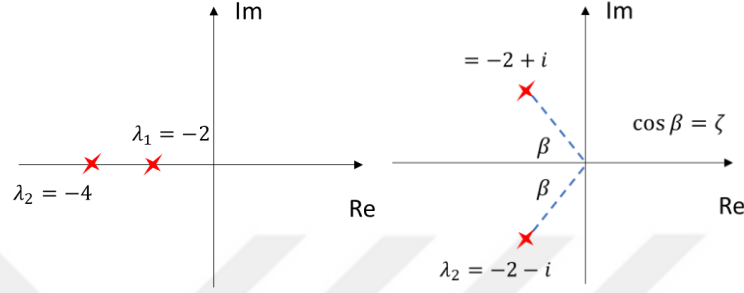
$$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ K_1 & K_2 \end{bmatrix} \vec{v} = \begin{bmatrix} \lambda & 0 \\ 0 & \lambda \end{bmatrix} \vec{v} \rightarrow \det \left(\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ K_{1_X} & K_{2_X} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \lambda & 0 \\ 0 & \lambda \end{bmatrix} \right) = 0 \quad (3.50)$$

$$\lambda^2 - \lambda K_2 - K_1 = 0 \rightarrow \lambda_1 = \frac{K_2}{2} + \sqrt{\frac{K_2^2}{4} + K_1}, \quad \lambda_2 = \frac{K_2}{2} - \sqrt{\frac{K_2^2}{4} + K_1} \quad (3.51)$$

İstenen kutup yerleri için kazançların hesabı Eşitlik (3.52) ile çıkarılabilmektedir.

$$K_1 = \left(\lambda_1 - \frac{\lambda_1 + \lambda_2}{2} \right)^2 - \frac{(\lambda_1 + \lambda_2)^2}{4}, \quad K_2 = \lambda_1 + \lambda_2 \quad (3.52)$$

Kutup yeri seçiminde sanal s – düzleminden faydalanılırsa, kutuplar karmaşık eşlenik veya gerçekte eksen üzerinde sıralı bir şekilde seçilebilmektedir. Bu seçim Şekil 3.19’da verilen s – düzlemindeki gibi yapılabilmektedir.



Şekil 3.19: S – düzleminde kutup noktası seçimi.

Elde edilen denklemlerden pozisyon kontrolcüsü komutları olan dikey itki kuvveti komutunu (U_1), referans yuvarlanma açısını (ϕ_R) ve referans yunuslama açısını (θ_R) elde edilebilmek için yukarıda verilen denklemler yeniden yazılmalıdır.

Ataletsel eksen sistemindeki pozisyonların ikinci türevi, o eksenindeki ivmeye denk olmalıdır. Bu denklik yardımı ile dikey itki kuvveti (U_1) aşağıdaki bağıntılar ile kurulabilmektedir. Eşitlik (3.53), Eşitlik (3.54) ve Eşitlik (3.55)’teki kosinüs ve sinüs terimleri dikey itki kuvvetinin (U_1) gövde eksen sisteminde tanımlanması sebebi ile bulunmaktadır [18].

$$m\ddot{X} = m(\ddot{X}_R - \ddot{e}_X) = (\cos \phi_R \sin \theta_R \cos \psi_R + \sin \phi_R \sin \psi_R)U_1 \quad (3.53)$$

$$m\ddot{Y} = m(\ddot{Y}_R - \ddot{e}_Y) = (\cos \phi_R \sin \theta_R \sin \psi_R - \sin \phi_R \cos \psi_R)U_1 \quad (3.54)$$

$$m\ddot{Z} = m(\ddot{Z}_R - \ddot{e}_Z) = -g + \cos \phi_R \cos \theta_R U_1 \quad (3.55)$$

Eşitlik (3.53), Eşitlik (3.54) ve Eşitlik (3.55)’te yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda belirtilmiştir.

- ϕ_R, θ_R, ψ_R : Sırası ile X-Y-Z eksenleri için Euler açısı komutları

- m : İHA kütlesi

Sonuç olarak buradan üç bilinmeyenli üç denklem elde edilmiştir. Buna göre gerekli komutlar Eşitlik (3.56), Eşitlik (3.57), Eşitlik (3.58) ve Eşitlik (3.59)'da yer aldığı şekilde hesaplanmaktadır [18].

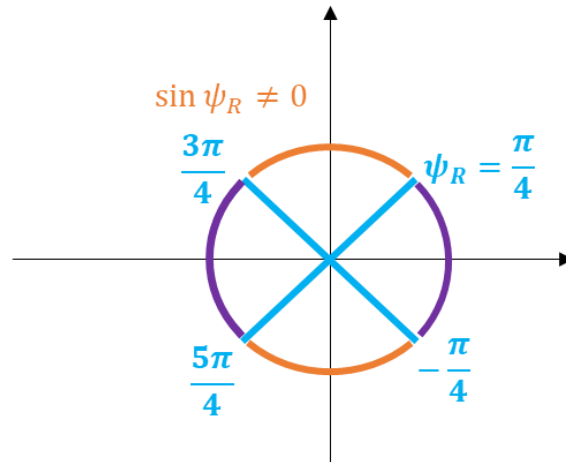
$$\theta = \arctan \left[\frac{\ddot{X}}{\ddot{Z} + g} \cos \psi_R + \frac{\ddot{Y}}{\ddot{Z} + g} \sin \psi_R \right] \quad (3.56)$$

$$\phi_R = \arctan \left[\frac{\cos \theta_R \left(\tan \theta_R \sin \psi_R - \frac{\ddot{Y}}{\ddot{Z} + g} \right)}{\cos \psi_R} \right] \quad \left(-\frac{\pi}{4} + \pi k < \psi_R < \frac{\pi}{4} + \pi k \right) \quad (3.57)$$

$$\phi_R = \arctan \left[\frac{\cos \theta_R \left(\frac{\ddot{X}}{\ddot{Z} + g} - \tan \theta_R \cos \psi_R \right)}{\sin \psi_R} \right] \quad \left(\frac{\pi}{4} + \pi k < \psi_R < \frac{3\pi}{4} + \pi k \right) \quad (3.58)$$

$$U_1 = \frac{m (\ddot{Z} + g)}{\cos \phi \cos \theta} \quad (3.59)$$

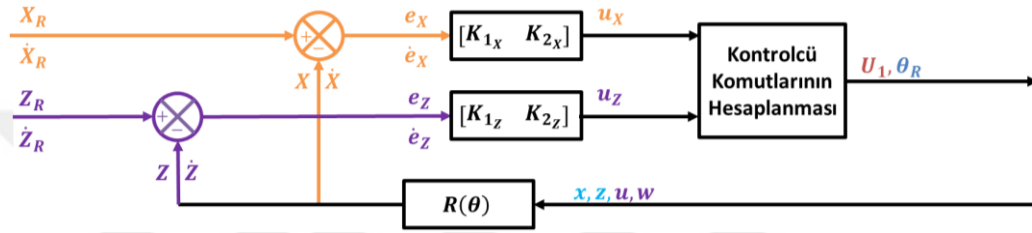
Verilen denklemlerde iki adet yuvarlanma açısı komutu (ϕ_R) denklemi bulunmaktadır. Bunun sebebi, bu denklemlerin sapma açısı komutunun ψ_R değerine göre değişmesidir. Denklemi tanımsız yapan sapma açısı komutu değeri için diğer denklem seçilmelidir. Eşitlik (3.57) ve Eşitlik (3.58)'de yer alan bölgeler Şekil 3.20'deki şematikte verilmiştir.



Şekil 3.20: Sapma açısı komutu (ψ_R) değerine göre birim çember bölgeleri.

3.5.2. Üç Serbestlik Dereceli Sistem İçin Pozisyon Kontrolcüsünün Tasarlanması

Üç serbestlik dereceli sistemde pozisyon kontrolcüsü için altı serbestlik dereceli olan sisteme benzer tanımlamalar yapılabilmektedir. Üç serbestlik dereceli sistemin pozisyon kontrolcüsünün en büyük farkı Y ekseninin sistemden çıkartılmasıdır. Bu sebeple denklemlerde Y pozisyon denklemleri, yuvarlanma açısı komutu (ϕ_R) ve sapma açısı komutu (ψ_R) bulunmamaktadır. Üç serbestlik dereceli sistem için pozisyon kontrolcüsü yapısı Şekil 3.21'deki şemada verilmiştir.



Şekil 3.21: Üç serbestlik dereceli sistem için pozisyon kontrolcüsü yapısı.

Bu sistem için kazançların belirlenmesi altı serbestlik dereceli sistem ile aynıdır. Ancak Y ekseni için bir set kazanç belirlenmeyecektir. Fakat, yuvarlanma açısı komutu (ϕ_R) ve sapma açısı komutu (ψ_R) sistemde bulunmayan değişkenler olduğu için dikey itki kuvveti (U_1) ve pozisyonların ikinci türevleri arasındaki bağıntılar Eşitlik (3.60) ve Eşitlik (3.61)'de yer aldığı gibi sadeleşmektedir.

$$m\ddot{X} = m(\ddot{X}_R - \ddot{e}_x) = (\sin \theta_R)U_1 \quad (3.60)$$

$$m\ddot{Z} = m(\ddot{Z}_R - \ddot{e}_z) = -g + \cos \theta_R U_1 \quad (3.61)$$

Bu ifadelerle birlikte pozisyon kontrolcüsü çıktıları Eşitlik (3.62) ve Eşitlik (3.63)'te yer aldığı şekilde hesaplanabilmektedir.

$$\theta_R = \arctan \left[\frac{\ddot{X}}{\ddot{Z} + g} \right] \quad (3.62)$$

$$U_1 = \frac{m(\ddot{Z} + g)}{\cos \theta} \quad (3.63)$$

3.6. Rotasyon Kontrolcüsünün Tasarlanması

Dört rotorlu İHA’da rotasyon kontrolcüsü tasarlanması için öncelikle rotasyon dinamiğini temsil eden hareket denklemleri kullanılarak doğrusallaştırma yapılmalıdır. Doğrusallaştırma sonucu elde edilen matrisler durum uzayı formatına getirildikten sonra girdi komutları üretilmelidir. Girdi komutlarının üretilmesi tasarlanan kontrol tekniği ile mümkün olacaktır.

Altı serbestlik dereceli sistem için kutup yerleştirme, LQR ve model öngörülü kontrol tekniği olmak üzere toplamda üç ayrı yöntem kullanılmaktadır. Bu üç yöntemin tamamı benzetim ortamına aktarıldıktan sonra anahtarlama tekniği ile seçim yapılarak aktif hale getirilecektir. Üç serbestlik derecelik sistem için ise rotasyon kontrolcüsü tasarımı yalnızca kutup yerleştirme tekniği kullanılarak yapılmıştır. Üç serbestlik dereceli sistemin daha sade yapıda olması sebebi ile diğer iki yöntemi kullanılmamaktadır.

3.6.1. Altı Serbestlik Dereceli Sistem İçin Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı

Altı serbestlik dereceli sistem için rotasyon kontrolcüsü tasarımı aşamasında öncelikle hareket denklemleri doğrusallaştırılarak rotasyon dinamiği durum uzayı formatında elde edilmiştir. Daha sonra durum uzayı matrisleri kullanılarak sırası ile kutup yerleştirme, LQR ve model öngörülü kontrol ile kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Bu işlemlerin tamamı alt başlıklar halinde aktarılmaktadır.

3.6.1.1. Rotasyon Dinamiğinin Durum Uzayı Matrisinin Çıkarılması

Altı serbestlik dereceli sistemde rotasyon dinamiğin çıkartılması için öncelikle Bölüm 3.3.3.’te yer alan dönme hareket denklemleri ayrı ayrı yazılmalıdır. Eşitlik (3.64)’te dönme dinamiği denklemleri bir arada verilmektedir.

$$\dot{p} = \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{xx}} q(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{U_2}{I_{xx}} \quad (3.64)$$

$$\dot{q} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} qr + \frac{J_{TP}}{I_{yy}} p(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{U_3}{I_{yy}}$$

$$\dot{r} = \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} qp + \frac{U_4}{I_{zz}}$$

Bu denklemlerin doğrusallaştırılabilmesi Eşitlik (3.65)'te verilen varsayımlar ile mümkün olabilmektedir [13].

$$\dot{\phi} \cong p, \quad \dot{\theta} \cong q, \quad \dot{\psi} \cong r \quad (3.65)$$

Buna göre denklemler düzenlendikten sonra Eşitlik (3.66)'da verilen 6 ifade elde edilebilmektedir.

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &\cong p \\ \ddot{\phi} &= -\frac{J_{TP}}{I_{xx}}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}\dot{\theta} + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \dot{\theta} &\cong q \\ \ddot{\theta} &= \frac{J_{TP}}{I_{yy}}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}\dot{\phi} + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \dot{\psi} &\cong r \\ \ddot{\psi} &= \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\frac{\dot{\theta}}{2} + \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\frac{\dot{\phi}}{2} + \frac{U_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (3.66)$$

Bu ifadelerin bir araya getirilmesiyle, altı satır ile altı sütundan oluşan bir durum denklem matrisi ve altı satır ile üç sütundan oluşan bir girdi matrisi elde edilmektedir. Bahsedilen ifadelerin tamamı Eşitlik (3.67)'de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{J_{TP}}{I_{xx}}(\Omega') & 0 & \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}\dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_{TP}}{I_{yy}}(\Omega') & 0 & 0 & \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}\dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\dot{\theta} & 0 & \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\dot{\phi} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.67)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix}$$

$$\Omega' = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \quad (3.68)$$

Elde edilen durum uzayı denklemleri içerisinde, durumların çarpan olması nedeni ile tam olarak doğrusal değildir. Ancak bu durum, kutup yerleştirme ve LQR teknikleri için kazanç planlama yöntemi kullanılması sonucunda sorun teşkil etmeyecektir. Kazanç planlama tekniği değişken durum matrisleri için kazançların hesaplanması ve bu kazançların bir doğrusal interpolasyon tekniği ile seçilmesine verilen isimdir. Bu tekniğe göre birden fazla kazanç seti elde edilmeli ve ardından bu kazanç setleri arsında ideal olan değerini o anki durum değişkenlerine uygun belirlenmesi gerekmektedir [20].

3.6.1.2. Kutup Yerleştirme Yöntemi ile Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı

Bölüm 3.6.1.1’de ele edilen durum uzayı matrisi kutup yerleştirme tekniğinin uygulanabilmesi için uygun durumdadır. Kutup yerleştirme tekniği s – düzlemi üzerinde istenen kutuplara göre kazanç hesaplanmasını sağlamaktadır. Bu teknik Ackerman formülü veya analitik yöntem ile uygulanabilmektedir. Tez için yapılan çalışmalarda analitik yöntem kullanımı uygun görülmüştür. Analitik yöntemin uygulanabilmesi için kapalı döngü dinamiği sembolik olarak yazılmalıdır. Buna göre kapalı döngü dinamiği sembolik olarak Eşitlik (3.69)’da verilmiştir [21].

$$\begin{aligned}
u &= -Kx \\
\dot{x} &= (A - BK)x
\end{aligned}
\tag{3.69}$$

Eşitlik (3.69)'da yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- u : Durum uzayı kontrol komutu
- K : Kazanç matrisi
- x : Durum değişkenleri
- A : Durum uzayı matrisi
- B : Kontrol komutu matrisi

Daha sonra, elde edilen bu kapalı döngü dinamiğinin karakteristik denklemi ve kapalı döngü durum matrisinin özdeğerleri bulunmalıdır. Özdeğerler sistemin kutup yerlerini vereceklerdir. Bu işlemin tamamı sembolik olarak Eşitlik (3.70)'te verilmiştir [20].

$$\begin{aligned}
\lambda'V_\lambda &= (A - BK)V_\lambda \\
0 &= \lambda'V_\lambda - (A - BK)V_\lambda = (\lambda'I - A + BK)V_\lambda \\
\det(\lambda'I - A + BK) &= 0
\end{aligned}
\tag{3.70}$$

Eşitlik (3.70)'te yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- λ' : Öz değer matrisi
- V_λ : Özvektör
- I : Birim matris
- $I_{6 \times 6}$: Altı satır altı sütunluk birim matris

Bu işlemin altı serbestlik dereceli sistem için uygulanması sonucu kutup yerleştirme işlemi tamamlanabilmektedir. Eşitlik (3.71)'de verilen bu geniş ifadeden kazançlar çekilerek istenen kutup yerleşimi için kazanç matrisi hesaplanabilmektedir. Bu işlemin elle çözülmesi uzun süreceği için MATLAB ortamında “Solve” komutu kullanılarak çözüm yapılması uygun olacaktır.

$$0 = \det \left(\begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \\ \lambda_4 \\ \lambda_5 \\ \lambda_6 \end{bmatrix} I_{6 \times 6} - \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{J_{TP}}{I_{xx}}(\Omega') & 0 & \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}\dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_{TP}}{I_{yy}}(\Omega') & 0 & 0 & \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}\dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\frac{\dot{\theta}}{2} & 0 & \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\frac{\dot{\phi}}{2} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \right) \quad (3.71)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} & K_{15} & K_{16} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} & K_{25} & K_{26} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} & K_{34} & K_{35} & K_{36} \end{bmatrix}$$

3.6.1.3. LQR Yöntemi ile Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı

LQR yöntemi kutup yerleştirme yöntemine en yakın olan yöntemdir. LQR yönteminin en büyük farkı kutup yerlerinin istenen yerlere yerleştirilmesi yerine bir maaliyet fonksiyonu tanımlanarak kazançların hesaplanmasıdır. Bunun için kapalı döngü sistem için Eşitlik (3.72) ve Eşitlik (3.73)'te verilen maaliyet fonksiyonu tanımlanmalıdır [20].

$$u = -Kx \quad (3.72)$$

$$\dot{x} = (A - BK)x$$

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (3.73)$$

Eşitlik (3.73)'te yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- Q : Pozitif yarı-tanımlı durum değişkenleri maaliyet matrisi
- R : Pozitif yarı-tanımlı kontrol değişkenleri maaliyet matrisi
- J : Maaliyet fonksiyonu
- t : Zaman değişkeni

Eşitlik (3.73)'te verilen iki maliyet matrisi, pozitif şekilde her bir değişken için maliyet değerlerinin belirlendiği matris olmalıdır. Genelde bu matrisler diyagonal olarak tanımlanmaktadır. Rotasyon kontrolcü tasarımında da bu maliyet matrisleri diyagonal olarak tanımlanmıştır. Eşitlik (3.72) ve Eşitlik (3.73) bir araya getirilirse maliyet fonksiyonu Eşitlik (3.74)'teki gibi değiştirilebilecektir.

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + x^T K^T R K x) dt = \int_0^{\infty} x^T (Q + K^T R K) x dt \quad (3.74)$$

Bu integralin çözümü için pozitif yarı-tanımlı bir P matrisi tanımlanmış ve bu matris ile Eşitlik (3.75)'teki gibi yazılmıştır [20].

$$x^T (Q + K^T R K) x = -\frac{d}{dt} (x^T P x) = -\dot{x}^T P x - x^T P \dot{x} \quad (3.75)$$

Bu denklem, Eşitlik (3.73) ve Eşitlik (3.75)'teki gibi bir arada yazılırsa Eşitlik (3.76) ile Eşitlik (3.77)'de yer alan ifadeler ortaya çıkacaktır.

$$x^T (Q + K^T R K) x = -x^T [(A - BK)^T P - P(A - BK)] x \quad (3.76)$$

$$Q + K^T R K = (A - BK)^T P - P(A - BK) \quad (3.77)$$

Bu ifade, R kontrol değişkenleri maliyet matrisi pozitif tanımlı olduğu için Eşitlik (3.78) ve Eşitlik (3.79)'da sunulduğu şekilde elde edilecektir [20].

$$R = T^T T, \quad (A^T - K^T B^T) P + P(A - BK) + Q + K^T T^T T K = 0 \quad (3.78)$$

$$A^T P + P A + [TK - (T^T)^{-1} B^T P]^T [TK - (T^T)^{-1} B^T P] - P B R^{-1} B^T P + Q = 0 \quad (3.79)$$

Maliyet fonksiyonu J 'nin kazanç matrisi K 'ye göre minimize edilmesi için Eşitlik (3.80)'deki ifade kullanılmalıdır [20].

$$x^T [TK - (T^T)^{-1} B^T P]^T [TK - (T^T)^{-1} B^T P] x \quad (3.80)$$

Bu ifade negatif yapılamaz durumda olduğu için ifadeyi 0 yapan denklem minimumu verecektir. Eşitlik (3.81) ile Eşitlik (3.82) kullanılarak kazanç matrisi hesaplanabilecektir.

$$TK - (T^T)^{-1}B^T P = 0, \quad TK = (T^T)^{-1}B^T P \quad (3.81)$$

$$K = (T^T)^{-1}T^{-1}B^T P, \quad K = R^{-1}B^T P \quad (3.82)$$

Bu ifadelerde verilen pozitif yarı-tanımlı bir P matrisi Eşitlik (3.83)'teki sadeleştirilmiş Ricatti denklemini sağlamalıdır [20].

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (3.83)$$

Eşitlik (3.82) ile Eşitlik (3.83)'ün bir arada kullanılması ile kazanç matrisi elde edilebilecektir. Bu yöntemle altı serbestlik dereceli sistem için LQR kanununa uygun bir rotasyon kontrolcüsü tasarlanması mümkün olacaktır. Yöntemin kullanılabilmesi için gerekli olan matrisler Eşitlik (3.84) ve Eşitlik (3.85)'te verilmiştir.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{J_{TP}}{I_{xx}}(\Omega') & 0 & \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}\dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{J_{TP}}{I_{yy}}(\Omega') & 0 & 0 & \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}\dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\frac{\dot{\theta}}{2} & 0 & \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\frac{\dot{\phi}}{2} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.84)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix}, \quad K = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} & K_{15} & K_{16} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} & K_{25} & K_{26} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} & K_{34} & K_{35} & K_{36} \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Q_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}, \quad R = \begin{bmatrix} R_{11} & 0 & 0 \\ 0 & R_{22} & 0 \\ 0 & 0 & R_{33} \end{bmatrix} \quad (3.85)$$

$$P = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} & P_{14} & P_{15} & P_{16} \\ P_{12} & P_{22} & P_{23} & P_{24} & P_{25} & P_{26} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} & P_{34} & P_{35} & P_{36} \\ P_{41} & P_{42} & P_{43} & P_{44} & P_{45} & P_{46} \\ P_{51} & P_{52} & P_{53} & P_{54} & P_{55} & P_{56} \\ P_{61} & P_{62} & P_{63} & P_{64} & P_{65} & P_{66} \end{bmatrix}$$

3.6.1.4. Model Öngörülü Kontrol Yöntemi ile Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı

Model öngörülü kontrol yöntemi kutup yerleştirme ve LQR yöntemlerinden farklı olarak kazanç matrisi içermemektedir. Bu yöntemde kazanç matrisi olmaksızın kontrol komutu her adımda çevrim içi hesaplanmaktadır. Bu durum, yöntemin en büyük avantajlarından biridir. Her bir adımda kontrolcü değişen koşullara uyum sağlayarak en uygun komutu oluşturmaktadır. Ayrıca, bu yöntemde de bir maliyet fonksiyonu kullanılarak uygun komut maliyet fonksiyonunu minimum hale getirecek biçimde hesaplanmaktadır [18].

Model öngörülü kontrol tekniğinin bir diğer özelliği sonraki adımların tahmin edilmesine dayalı bir teknik olmasıdır. Tasarlanan model öngörülü rotasyon kontrolcüsü 4 zaman adımı tahmin edecek şekilde kurgulanmıştır. Bu dört adımdan ilk adım kullanılarak kontrol komutu hesaplanmaktadır. Böylece model öngörülü kontrol tekniği diğer adımları planlayarak daha gelişmiş bir kontrol yapısı sunmaktadır [22].

Model öngörülü kontrol tekniğinde farklı adımların tahmin edilebilmesi için durum uzayı matrisleri ayırık zamanlı hale getirilmedi. Bu süreç Eşitlik (3.86) ve Eşitlik (3.87)'deki ifadeler ile yapılabilmektedir [18].

$$\vec{x}_{k+1} = A_d \vec{x}_k + B_d \vec{u}_k, \quad \vec{y}_k = C_d \vec{x}_k \quad (3.86)$$

$$A_d = I + A \cdot T_s, \quad B_d = B \cdot T_s \quad (3.87)$$

$$C_d = C$$

Eşitlik (3.86) ve Eşitlik (3.87)'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- A_d : Ayırık zamanlı durum matrisi
- B_d : Ayırık zamanlı kontrol girdisi matrisi
- C_d : Ayırık zamanlı çıktı matrisi
- $\vec{x}_k$: k . zaman adımında durum değişkenleri vektörü
- $\vec{u}_k$: k . zaman adımında girdi vektörü

Matrislerin ayırık zamana geçirilmesi ile 4 zaman adımı için durum denklemleri yazılabilmektedir. Bu işlem, Eşitlik (3.88)'de verilen ifadeler ile yapılabilmektedir. Eşitlik (3.89)'da verilen bu 4 denklem bir matris formatında yazılabilmektedir.

$$\vec{x}_k = A_d^k \vec{x}_0 + [A_d^{k-1}B_d \quad A_d^{k-2}B_d \quad A_d^{k-3}B_d \quad \dots \quad AB_d \quad B_d] \begin{bmatrix} \vec{u}_0 \\ \vec{u}_1 \\ \vdots \\ \vec{u}_{k-2} \\ \vec{u}_{k-1} \end{bmatrix} \quad (3.88)$$

$$\vec{x}_k = A_d^k \vec{x}_0 + A_d^{k-1}B_d \vec{u}_0 + A_d^{k-2}B_d \vec{u}_1 + A_d^{k-3}B_d \vec{u}_2 + AB_d \vec{u}_{k-2} + B_d \vec{u}_{k-1}$$

$$\vec{x}_1 = A_d \vec{x}_0 + B_d \vec{u}_0$$

$$\vec{x}_2 = A_d^2 \vec{x}_0 + A_d B_d \vec{u}_0 + B_d \vec{u}_1$$

$$\vec{x}_3 = A_d^3 \vec{x}_0 + A_d^2 B_d \vec{u}_0 + A_d B_d \vec{u}_1 + B_d \vec{u}_2$$

$$\vec{x}_4 = A_d^4 \vec{x}_0 + A_d^3 B_d \vec{u}_0 + A_d^2 B_d \vec{u}_1 + A_d B_d \vec{u}_2 + B_d \vec{u}_3$$

(3.89)

Eşitlik (3.90), Eşitlik (3.91) ve Eşitlik (3.92)'de verilen ifadeler ile bu kare matris genişletilmiş durum matrisi olacaktır. Bu matrisin çıkarılmasının ardından maliyet fonksiyonunun belirlenmesi ile kontrol komutun hesabı yapılabilecektir [18].

$$\begin{bmatrix} \vec{x}_1 \\ \vec{x}_2 \\ \vec{x}_3 \\ \vec{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_d & 0 & 0 & 0 \\ A_d B_d & B_d & 0 & 0 \\ A_d^2 B_d & A_d B_d & B_d & 0 \\ A_d^3 B_d & A_d^2 B_d & A_d B_d & B_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{u}_0 \\ \vec{u}_1 \\ \vec{u}_2 \\ \vec{u}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_d \\ A_d^2 \\ A_d^3 \\ A_d^4 \end{bmatrix} \vec{x}_0 \quad (3.90)$$

$$\begin{bmatrix} \vec{x}_{k+1} \\ \vec{x}_{k+2} \\ \vec{x}_{k+3} \\ \vec{x}_{k+4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_d & 0 & 0 & 0 \\ A_d B_d & B_d & 0 & 0 \\ A_d^2 B_d & A_d B_d & B_d & 0 \\ A_d^3 B_d & A_d^2 B_d & A_d B_d & B_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{u}_k \\ \vec{u}_{k+1} \\ \vec{u}_{k+2} \\ \vec{u}_{k+3} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_d \\ A_d^2 \\ A_d^3 \\ A_d^4 \end{bmatrix} \vec{x}_k \quad (3.91)$$

$$\vec{\tilde{x}} = \begin{bmatrix} \vec{x}_1 \\ \vec{x}_2 \\ \vec{x}_3 \\ \vec{x}_4 \end{bmatrix}, \quad C'' = \begin{bmatrix} B_d & 0 & 0 & 0 \\ A_d B_d & B_d & 0 & 0 \\ A_d^2 B_d & A_d B_d & B_d & 0 \\ A_d^3 B_d & A_d^2 B_d & A_d B_d & B_d \end{bmatrix}, \quad \vec{u} = \begin{bmatrix} \vec{u}_0 \\ \vec{u}_1 \\ \vec{u}_2 \\ \vec{u}_3 \end{bmatrix}, \quad \hat{A} = \begin{bmatrix} A_d \\ A_d^2 \\ A_d^3 \\ A_d^4 \end{bmatrix} \quad (3.92)$$

Model öngörülü kontrol için kullanılan olan maaliyet fonksiyonu Eşitlik (3.93), Eşitlik (3.94) ve Eşitlik (3.95)'te yer alan formda olacaktır.

$$J = \frac{1}{2} \vec{e}_{k+N}^T S \vec{e}_{k+N} + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^{N-1} [\vec{e}_{k+i}^T Q \vec{e}_{k+i} + \vec{u}_{k+i}^T R \vec{u}_{k+i}] \quad (3.93)$$

$$\vec{e}_{k+i}^T = \begin{bmatrix} e_{\phi_{k+i}} \\ e_{\theta_{k+i}} \\ e_{\psi_{k+i}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_{Ref_{k+i}} - \phi_{k+i} \\ \theta_{Ref_{k+i}} - \theta_{k+i} \\ \psi_{Ref_{k+i}} - \psi_{k+i} \end{bmatrix} \quad (3.94)$$

$$\vec{r}_{k+i} = \begin{bmatrix} \phi_{Ref_{k+i}} \\ \theta_{Ref_{k+i}} \\ \psi_{Ref_{k+i}} \end{bmatrix}, \quad \vec{y}_{k+i} = C \vec{x}_{k+i} = \begin{bmatrix} \phi_{k+i} \\ \theta_{k+i} \\ \psi_{k+i} \end{bmatrix}, \quad \vec{u}_{k+i} = \begin{bmatrix} U_{2k+i} \\ U_{3k+i} \\ U_{4k+i} \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} S_1 & 0 & 0 \\ 0 & S_2 & 0 \\ 0 & 0 & S_3 \end{bmatrix}, \quad Q = \begin{bmatrix} Q_1 & 0 & 0 \\ 0 & Q_2 & 0 \\ 0 & 0 & Q_3 \end{bmatrix}, \quad R = \begin{bmatrix} R_1 & 0 & 0 \\ 0 & R_2 & 0 \\ 0 & 0 & R_3 \end{bmatrix} \quad (3.95)$$

Eşitlik (3.93)'teki hata terimleri açık bir biçimde yazılırsa Eşitlik (3.96) elde edilecektir. Eşitlik (3.97)'de verilen ifadede toplam sembolleri açıldıktan sonra matris formunda maaliyet fonksiyonu Eşitlik (3.98) ve Eşitlik (3.99)'daki formda yazılabilmektedir.

$$J = \frac{1}{2} (\vec{r}_{k+N} - C\vec{x}_{k+N})^T S (\vec{r}_{k+N} - C\vec{x}_{k+N}) + \frac{1}{2} \sum_{i=0}^{N-1} [(\vec{r}_{k+N} - C\vec{x}_{k+N})^T Q (\vec{r}_{k+N} - C\vec{x}_{k+N}) + \vec{u}_{k+i}^T R \vec{u}_{k+i}] \quad (3.96)$$

$$J = \frac{1}{2} \vec{r}_{k+N}^T S \vec{r}_{k+N} - \vec{r}_{k+N}^T S C \vec{x}_{k+N} + \frac{1}{2} \vec{x}_{k+N}^T C^T S C \vec{x}_{k+N} + \sum_{i=0}^{N-1} \frac{1}{2} \vec{r}_{k+i}^T Q \vec{r}_{k+i} - \vec{r}_{k+i}^T S C \vec{x}_{k+i} + \frac{1}{2} \vec{x}_{k+N}^T C^T Q C \vec{x}_{k+N} + \vec{u}_{k+i}^T R \vec{u}_{k+i} \quad (3.97)$$

$$J = \vec{x}_G^T \begin{bmatrix} C^T Q C & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C^T Q C & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C^T Q C & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C^T S C \end{bmatrix} \vec{x}_G - \vec{r}_G^T \begin{bmatrix} Q C & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Q C & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q C & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S C \end{bmatrix} \vec{x}_G + \frac{1}{2} \vec{u}_G^T \begin{bmatrix} R & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 & 0 \\ 0 & 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R \end{bmatrix} \vec{u}_G \quad (3.98)$$

$$\vec{x}_G = \begin{bmatrix} \vec{x}_{k+1} \\ \vec{x}_{k+2} \\ \vec{x}_{k+3} \\ \vec{x}_{k+4} \end{bmatrix}, \quad \vec{r}_G = \begin{bmatrix} \vec{r}_{k+1} \\ \vec{r}_{k+2} \\ \vec{r}_{k+3} \\ \vec{r}_{k+4} \end{bmatrix}, \quad \vec{u}_G = \begin{bmatrix} \vec{u}_k \\ \vec{u}_{k+1} \\ \vec{u}_{k+2} \\ \vec{u}_{k+3} \end{bmatrix} \quad (3.99)$$

Eşitlik (3.100)'de verilen üç adet genişletilmiş maliyet matrisi Eşitlik (3.101)'deki gibi kısa bir biçimde yazılabilmektedir. Ayrıca, Eşitlik (3.91) kullanılarak bu ifade Eşitlik (3.102) ve Eşitlik (3.103)'te yer alan forma getirilebilmektedir.

$$Q'' = \begin{bmatrix} C^T Q C & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C^T Q C & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C^T Q C & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C^T S C \end{bmatrix}, \quad T'' = \begin{bmatrix} Q C & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Q C & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q C & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S C \end{bmatrix} \quad (3.100)$$

$$R'' = \begin{bmatrix} R & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 & 0 \\ 0 & 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R \end{bmatrix}$$

$$J = \vec{x}_G^T Q'' \vec{x}_G - \vec{r}_G^T T'' \vec{x}_G + \frac{1}{2} \vec{u}_G^T R'' \vec{u}_G \quad (3.101)$$

$$J = \frac{1}{2} (C'' \vec{u}_G + \hat{A} \vec{x}_k)^T Q'' (C'' \vec{u}_G + \hat{A} \vec{x}_k) - \vec{r}_G^T T'' (C'' \vec{u}_G + \hat{A} \vec{x}_k) + \frac{1}{2} \vec{u}_G^T R'' \vec{u}_G \quad (3.102)$$

$$J = \frac{1}{2} \vec{u}_G^T (C''^T Q'' C'' + R'') \vec{u}_G - [\vec{x}_k^T \quad \vec{r}_G^T] \begin{bmatrix} \hat{A} Q'' C'' \\ -T'' C'' \end{bmatrix} \vec{u}_G \quad (3.103)$$

Son olarak maaliyet fonksiyonun minimum değeri 0 olacak şekilde Eşitlik (3.103) çözümlerse Eşitlik (3.104) ve Eşitlik (3.105)'te yer alan ifadeler elde edilecektir.

$$\vec{u}_G = -(C''^T Q'' C'' + R'')^{-1} \begin{bmatrix} \hat{A} Q'' C'' \\ -T'' C'' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{x}_k \\ \vec{r}_k \end{bmatrix} \quad (3.104)$$

$$\vec{u}_G = \begin{bmatrix} \vec{u}_k \\ \vec{u}_{k+1} \\ \vec{u}_{k+2} \\ \vec{u}_{k+3} \end{bmatrix}, \quad \vec{u}_{k+i} = \begin{bmatrix} U_{2k+i} \\ U_{3k+i} \\ U_{4k+i} \end{bmatrix} \quad (3.105)$$

Verilen tüm işlemler doğru sıra ile yapıldıktan sonra Eşitlik (3.105)'e göre kontrol girdileri elde edilebilecektir. Bu işlemlerin tamamı bir MATLAB fonksiyonu ile çevrim içi şekilde yapılarak İHA'nın rotasyon kontrolcüsünün komut üretmesi sağlanmaktadır. Bu yöntemdeki en büyük zorluk denklemlerin hatasız bir şekilde modellenerek İHA rotasyon kontrolcüsünün tasarlanmasıdır. Ayrıca denklem yükünün fazla olması ve çevrim içi hesaplama yapılması benzetim süresini diğer iki yönteme göre olumsuz yönde etkileyecektir.

3.6.2. Üç Serbestlik Dereceli Sistem İçin Rotasyon Kontrolcüsü Tasarımı

Üç serbestlik dereceli İHA modelinde rotasyon kontrolcüsü tasarlanması için yunuslama yönünde dönme dinamiği çıkartılmalıdır. Üç serbestlik dereceli İHA modelinin yunuslama dinamiği, Eşitlik (3.11)'de verilen altı serbestlik dereceli denklemin sadeleştirilmesi ile elde edilebilmektedir.

Eşitlik (3.106)'da verilen yunuslama momenti ifadesinde, yuvarlanma ve sapma yönündeki açısal hızların çıkartılması ile Eşitlik (3.107) elde edilmektedir. Eşitlik

(3.107)'deki yunuslama açısal hızı (q), yunuslama açısının türevi ($\dot{\theta}$) şeklinde yazılabilmektedir. Çünkü, 3 serbestlik dereceli modelde tek dönme yönü yunuslamadır ve transformasyon matrisi olmaksızın yunuslama açısal hızı ve yunuslama açısı arasında bağıntı kurulabilmektedir.

$$M = I_{yy}\dot{q} + rp(I_{xx} - I_{zz}) \quad (3.106)$$

$$M = I_{yy}\dot{q} = I_{yy}\ddot{\theta} \quad (3.107)$$

Eşitlik (3.107)'de verilen ifadedeki yunuslama momentinin (M) tamamı yunuslama momenti kontrolcü girdisi (U_3) ile karşılanmaktadır. Bu sebeple Eşitlik (3.108)'de verilen durum uzayı formatındaki ifadeler kutup yerleştirme tekniği kullanabilmek amacıyla çıkartılmalıdır.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{I_{yy}} \\ 0 \end{bmatrix} U_3 \quad (3.108)$$

$$y = \theta = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix}$$

Eşitlik (3.108)'in elde edilmesi sonrası kutup yerleştirme tekniği Bölüm 3.6.1.2.'de verildiği şekilde kullanılırsa Eşitlik (3.109) ve Eşitlik (3.110) elde edilmektedir. Bu denklemlere göre elde edilecek olan kontrolcü yapısı Şekil 3.22'deki gibidir [23].

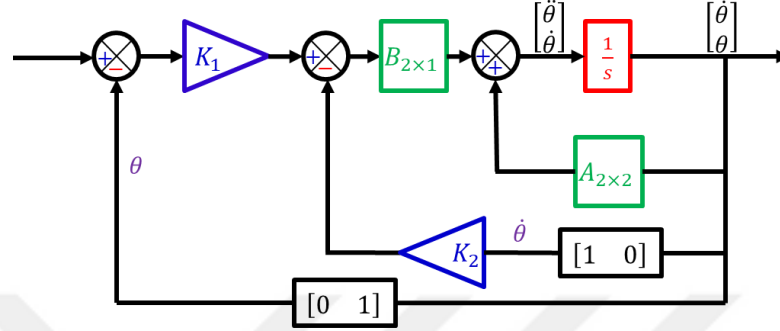
$$u = -Kx, \quad \dot{x} = (A - BK)x \quad (3.109)$$

$$U_3 = -Kx = \begin{bmatrix} -K_1 & -K_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{1}{I_{yy}} \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -K_1 & -K_2 \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{K_1}{I_{yy}} & -\frac{K_2}{I_{yy}} \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix} \quad (3.110)$$

Eşitlik (3.109) ve Eşitlik (3.110)'da yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda belirtilmektedir.

- u : Durum uzayı kontrol komutu
- K : Kazanç matrisi
- x : Durum değişkenleri
- A : Durum uzayı matrisi
- B : Kontrol komutu matrisi

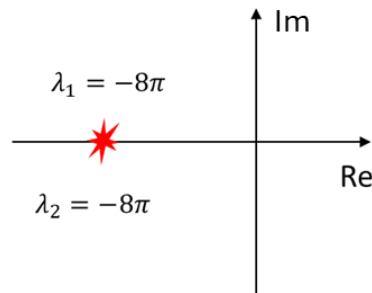


Şekil 3.22: Üç serbestlik dereceli İHA modelinin rotasyon kontrolcü yapısı.

Ayrıca yapılan tasarım sonucunda seçilen kutup yerleri ve elde edilen kazançların büyüklüğü Çizelge 3.1’de ve Şekil 3.23’te sunulduğu gibidir.

Çizelge 3.1: Üç serbestlik dereceli İHA için kutup yerleri ve kazançların büyüklüğü.

Değişken	Değer
Kutup 1 (λ_1)	-8π
Kutup 2 (λ_2)	-8π
Kazanç 1 (K_1)	0,1709
Kazanç 2 (K_2)	2,1476



Şekil 3.23: Üç serbestlik dereceli İHA için kutup yerlerinin s-düzleminde gösterimi.



4. BENZETİM MODELİNİN TASARLANMASI VE DOĞRULANMASI

Dört rotorlu İHA'nın benzetim modeli Bölüm 3'te elde edilen denklemlerin bir arada kullanılması ile tasarlanabilecektir. Bu modelin işlevi İHA'nın farklı uçuş yörüngelerinde hareket kabiliyetinin ve yörünge takibinin benzetimini sağlamaktır. İHA modeli içerisinde sistem dinamiği tamamen elle modellendikten sonra pozisyon kontrolcü ve rotasyon kontrolcü sisteme entegre edilmiştir. Böylece İHA kontrol döngüsü işlevsel bir hale getirilmiştir.

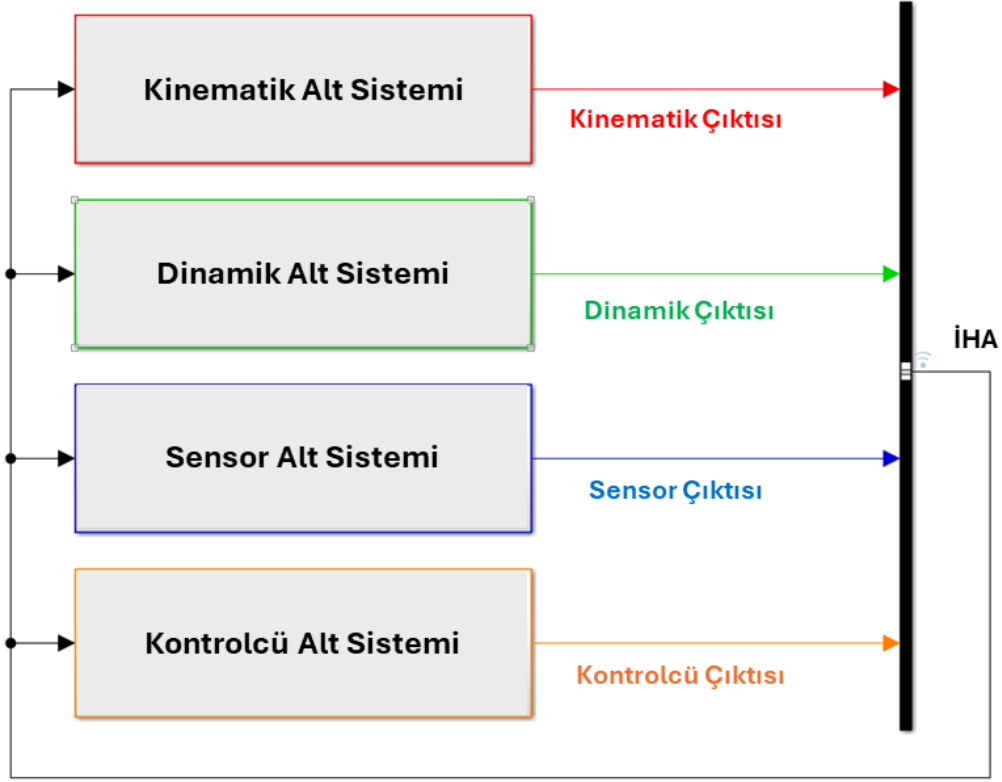
Daha önce belirtildiği gibi modellemenin tamamı MATLAB Simulink programı üzerinden yapılmış olup, çözücü olarak ODE-4 Runge Kutta metodu ve çözme zaman aralığı olarak 25 milisaniye belirlenmiştir. Bunun yanında her bir benzetim 40 saniye olacak biçimde ayarlanmıştır.

4.1. Altı Serbestlik Dereceli İHA Uçuş Benzetim Modelinin Tasarlanması

Altı serbestlik dereceli İHA benzetim modeli temelde 4 ana alt sisteme ayrılmıştır. Bunlar başlıca şu şekildedir:

- Kinematik Alt Sistemi
- Dinamik Alt Sistemi
- Sensor Alt Sistemi
- Kontrolcü Alt Sistemi

Bu alt sistemlerin bir araya getirilmesi ve birbirleri ile yaptıkları bilgi transferinin sağlanması sayesinde model benzetim yapılabilir hale getirilmiştir. Bu dört alt sistemin her birinin içerisinde modelle alakalı kritik hesaplamalar ve kararlarla ilgili mantık yapıları bulunmaktadır. Bu yapılar detaylı olarak bu bölümdeki başlıklar altında incelenecektir. Şekil 4.1'de altı serbestlik dereceli İHA benzetim modelinin alt sistemleri gösterilmiştir.



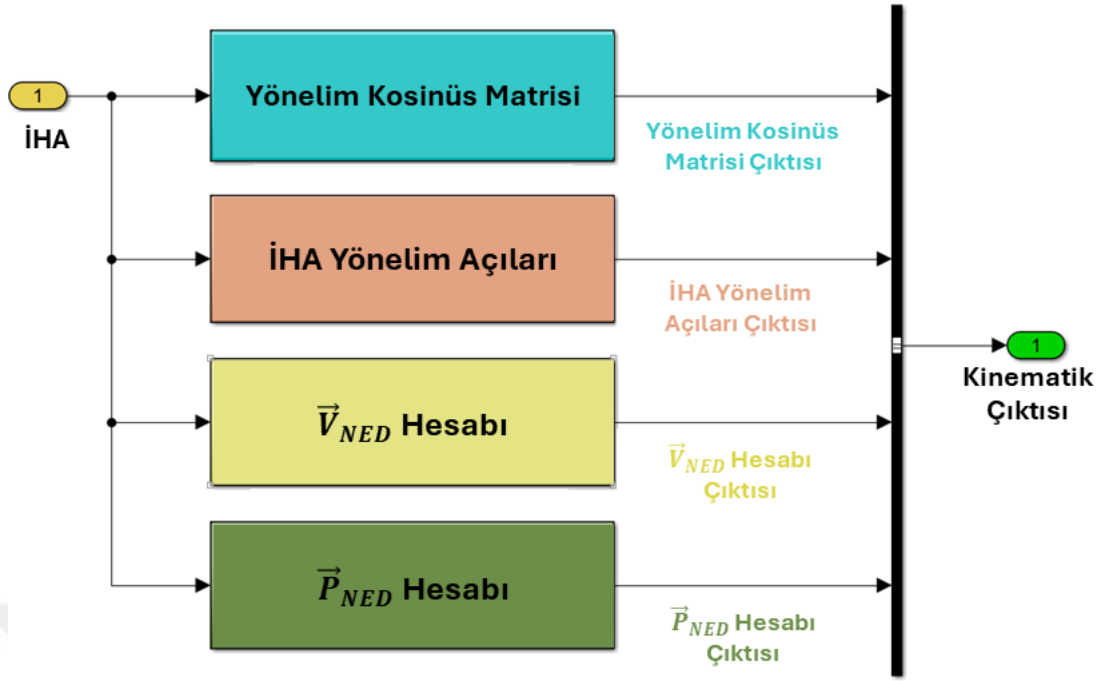
Şekil 4.1: Altı serbestlik dereceli İHA benzetim modeli alt sistemleri.

4.1.1. Kinematik Alt Sistemi Tasarımı

Kinematik alt sistemi, model içerisinde 4 farklı işlemin yapılmasına olanak sunmaktadır. Bu işlemler temelde İHA uçuş patikasının ve oryantasyonun hesaplanmasını sağlamaktadır. Başlıca bu bloklar şu işlemleri yapmaktadır:

- Yönelim Kosinüs Matrisinin hesaplanması
- İHA yönelim açılarının (Euler) hesaplanması
- Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde hız vektörünün ($\vec{V}_{NED}$) hesaplanması
- Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde konum vektörü ($\vec{P}_{NED}$) hesaplanması

Kinematik alt sistemi yapısı ile ilgili görsele Şekil 4.2’de yer verilmiştir.

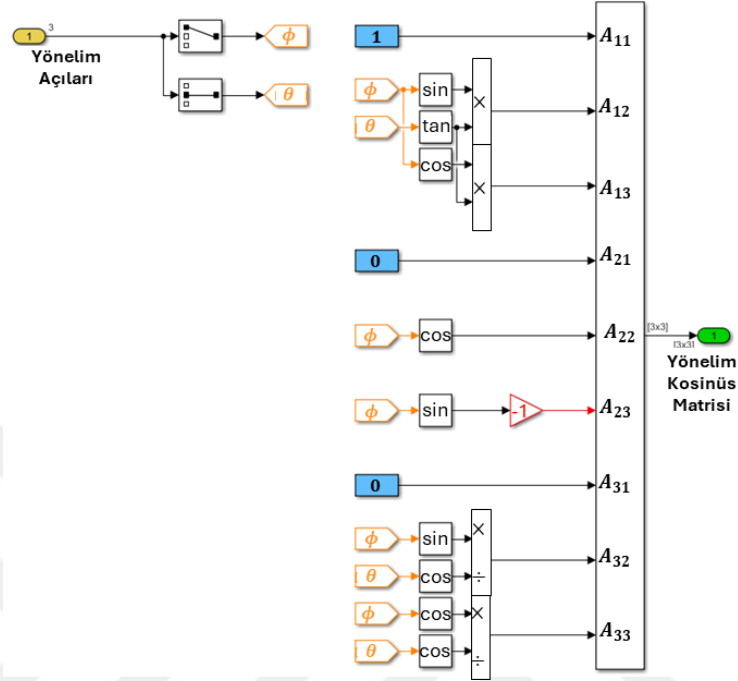


Şekil 4.2: Kinematik alt sistemi yapısı.

4.1.1.1. Yönelim Kosinüs Matrisinin Hesaplanması

Yönelim Kosinüs Matrisinin hesaplanması Bölüm 3.1.2.1’de verilen Eşitlik (3.2) ile hesaplanmaktadır. Bu blok içerisinde her bir matris elemanı tek tek hesaplandıktan sonra 3x3’lük bir matris şekline getirilmektedir. Bloğun bunun dışında bir işlevi bulunmamaktadır. Bu blokta bulunan işlemler Şekil 4.3’te verilmiştir.

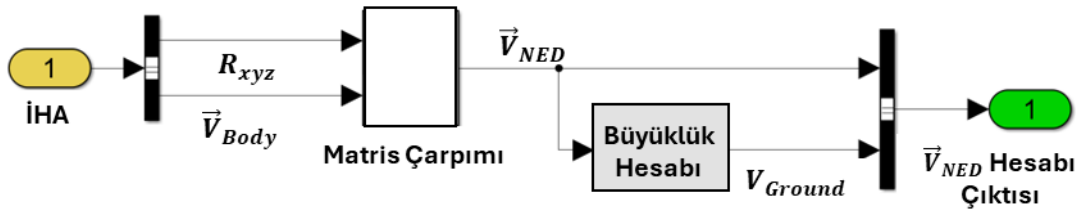
Matrisin her bir elemanı yönelim kosinüs matrisi bloğunda olduğu gibi ayrı ayrı hesaplanarak bir araya getirilmiştir. Şekil 4.5'te transfer matrisi bloğu yapısı gösterilmektedir.



Şekil 4.5: Transfer matrisi bloğu yapısı.

4.1.1.3. Kuzey-Doğu-Aşağı Eksen Sisteminde Hız ve Konum Vektörünün Hesaplanması

Hız ve konum vektörü hesabının yapıldığı iki blok basit yapıda modellenmiştir. Şekil 4.6'da verildiği gibi yönelim kosinüs matrisi ve gövde eksen sisteminde hız vektörü çarpıldıktan sonra kuzey-doğu-aşağı eksen sisteminde hız vektörü elde edilmektedir. Hız vektörü yanında hız vektörünün büyüklüğü de bu blok içerisinde bulunmaktadır. Eşitlik (4.1)'de kuzey-doğu-aşağı eksen sistemindeki hız vektörü tanımı yer almaktadır.



Şekil 4.6: Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde hız vektörünün hesaplanması.

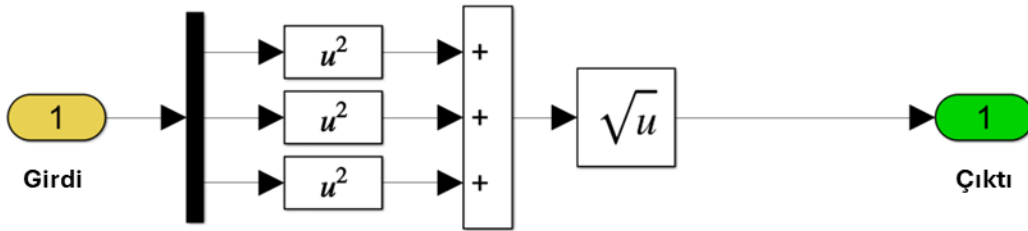
$$\vec{V}_{NED} = R_{xyz} \vec{V}_{Body}, \quad \vec{V}_{NED} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Eşitlik (4.1)'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda belirtilmiştir.

- $\vec{V}_{NED}$: Kuzey-doğu-aşağı eksen sisteminde hız vektörü
- V_x, V_y, V_z : Kuzey-doğu-aşağı eksen sisteminde sırası ile X-Y-Z eksenlerinde hız vektörü bileşenleri
- $\vec{V}_{Body}$: Gövde eksen sisteminde hız vektörü
- R_{xyz} : Yönelim kosinüs matrisi

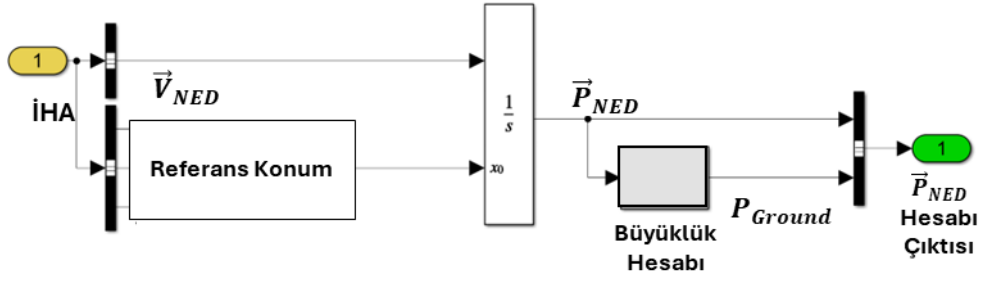
Bu hız vektörünün büyüklüğü Şekil 4.7'de verilen görselde olduğu gibi Eşitlik (4.2)'ye göre hesaplanmaktadır [13].

$$V_{Ground} = \vec{V}_{NED} \vec{V}_{NED}^T = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (4.2)$$



Şekil 4.7: Hız vektörünün büyüklüğünü hesaplama bloğu.

Kuzey-doğu-aşağı eksen sisteminde hız vektörü hesaplandıktan sonra bu vektörün bileşenlerinin integrali alınarak konum vektörü elde edilebilmektedir. İntegral başlangıç koşulları olarak uçuş senaryosuna bağlı olarak ilk konumlar seçilmektedir. İlk konumlar referans konum konumları ile aynıdır. Ayrıca konum hesabı bloğunda da hız hesabı bloğu ile aynı şekilde konum vektörü büyüklüğü hesabı yapılmaktadır. Şekil 4.8'de kuzey-doğu-aşağı eksen sisteminde konum vektörünün hesaplanması gösterilmektedir.



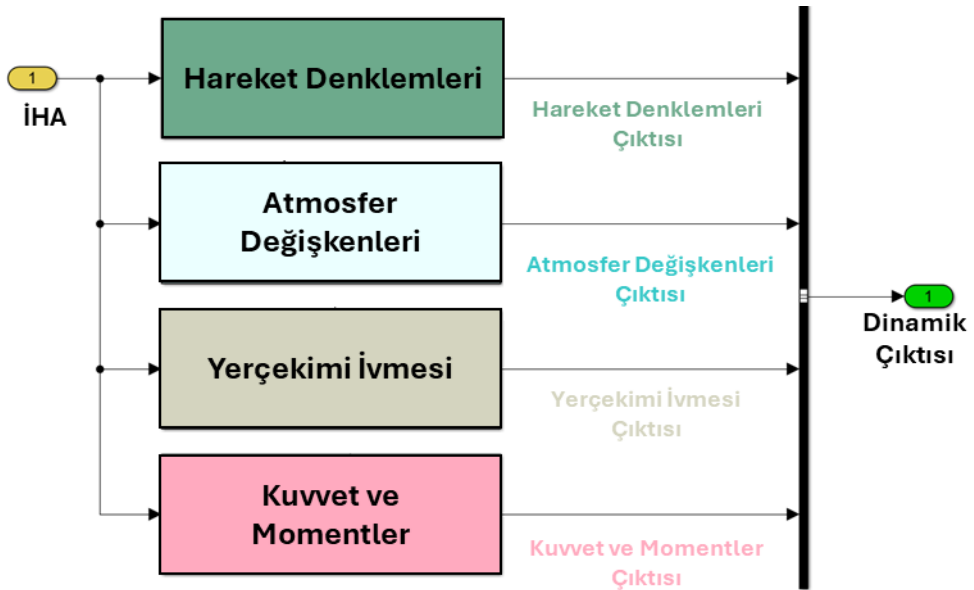
Şekil 4.8: Kuzey-Doğu-Aşağı eksen sisteminde konum vektörünün hesaplanması.

4.1.2. Dinamik Alt Sistemi Tasarımı

Dinamik alt sisteminin en temel görevi hareket denklemlerinden İHA'ya ait ivme ve açısal hızların hesaplanmasıdır. Bunun için İHA üzerine etki eden kuvvet ve momentlerin tamamı hesaplanıp net kuvvet ve momentler ortaya çıkarıldıktan sonra hareket denklemleri kullanılmaktadır. Ayrıca dinamik alt sistemi içerisinde yerçekimi ivmesi ve atmosferik veriler de hesaplanmaktadır. Bu anlamda, dört farklı bloktan oluşan dinamik alt sistemi aşağıdaki başlıklar altında detaylandırılabilir.

- Hareket denklemleri bloğu
- Atmosfer değişkenleri bloğu
- Yerçekimi ivmesi bloğu
- İHA üzerine etki eden kuvvet ve momentler bloğu

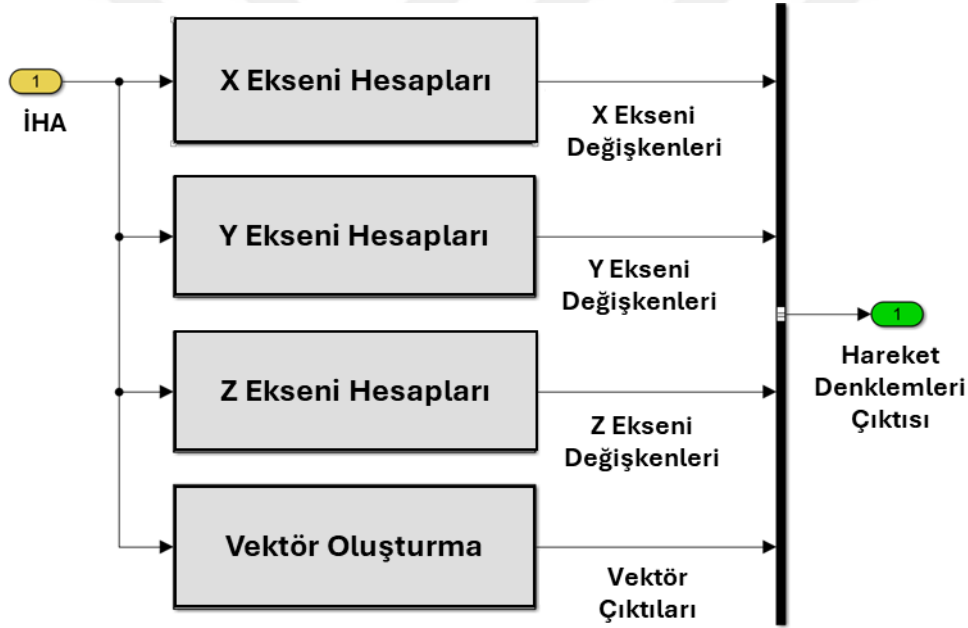
Dinamik alt sistemi yapısı Şekil 4.9'da gösterilmektedir.



Şekil 4.9: Dinamik alt sistemi yapısı.

4.1.2.1. Hareket Denklemleri Bloğu

Hareket denklemleri bloğu İHA'nın kinematik hesaplarını yapılabilmesi için gerekli olan gövde ivmesi, gövde hızı ve gövde açısal hızı değişkenlerini hesaplamaktadır. Bu hesapların yapılabilmesi için üç eksende kuvvet ve moment denklemleri kullanılmaktadır. Kuvvet denklemlerinin tamamı Bölüm 3.2.1'de verilen Eşitlik (3.8)'de ve moment denklemlerinin tamamı ise Bölüm 3.2.2'de verilen Eşitlik (3.11)'de verildiği biçimde model ortamına aktarılmıştır. Üç eksende yapılan hesaplar sonucunda elde edilen gövde ivmesi, gövde hızı ve gövde açısal hızı değişkenleri birer vektör biçiminde İHA modeline beslenmektedir. Buna göre, Şekil 4.10'da verilen görselde hareket denklemleri bloğunun yapısı verilmiştir. Dört adet alt sistemin üç tanesi üç eksendeki denklemleri içerirken, bir tanesi de çıktıları birleştirerek vektörler oluşturmaktadır.

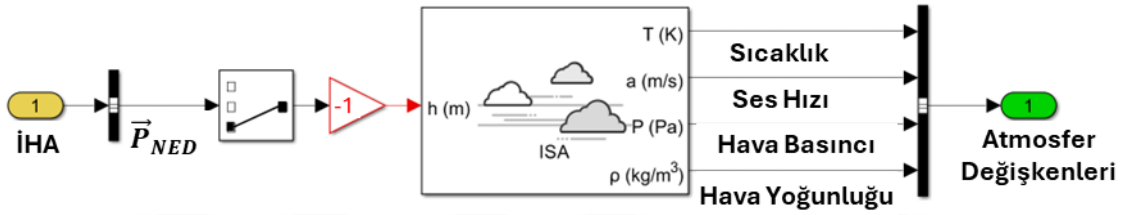


Şekil 4.10: Hareket denklemleri bloğunun yapısı.

Şekil 4.10'da verilenlere örnek olarak X eksenini için yapılan modellemelerin incelenmesi uygun olacaktır. X ekseninde kuvvet denkleminin çözülmesi sonucunda, X ekseninde gövde ivmesi (a_x) ve X ekseninde gövde hızı (u) elde edilmektedir. Bu işlemin modellenmesi Şekil 4.11'de gösterilmektedir.

4.1.2.2. Atmosfer Değişkenleri Bloğu

Atmosfer değişkenleri bloğu ISA atmosfer modeline göre irtifa bilgisi kullanılarak ortam sıcaklığı (T°), ses hızı (a), dinamik hava basıncı (P) ve hava yoğunluğu (ρ) değişkenlerini hesaplamaktadır. Bu değişkenler aerodinamik katsayıların hesabı için kullanılmaktadır. Atmosfer değişkenleri bloğu Şekil 4.14'te verilen görseldeki gibi modellenmiştir. ISA atmosfer modeli, genel sistem üzerinde yüksek bir etkiye sahip olamaması sebebi ile MATLAB & Simulink Aerodinamik araç seti üzerinde hazır şekilde kullanılmıştır.



Şekil 4.14: Atmosfer değişkenleri bloğu yapısı.

4.1.2.3. Yerçekimi İvmesi Bloğu

Yerçekimi ivmesi bloğu, WGS84 modeline göre belirli bir enlem, boylam ve irtifa bilgisine göre yerçekimi ivmesini hesaplamaktadır. Bu blok içerdiği bir tablo yardımı ile doğrusal interpolasyon kullanarak istenen yerçekimi ivmesini vermektedir. Elde edilen yerçekimi ivmesinin yönü kuzey-doğu-aşağı eksen sistemine göre aşağı yönde olacaktır. Bu bloğun yapısı Şekil 4.15'teki görselde verildiği gibidir.

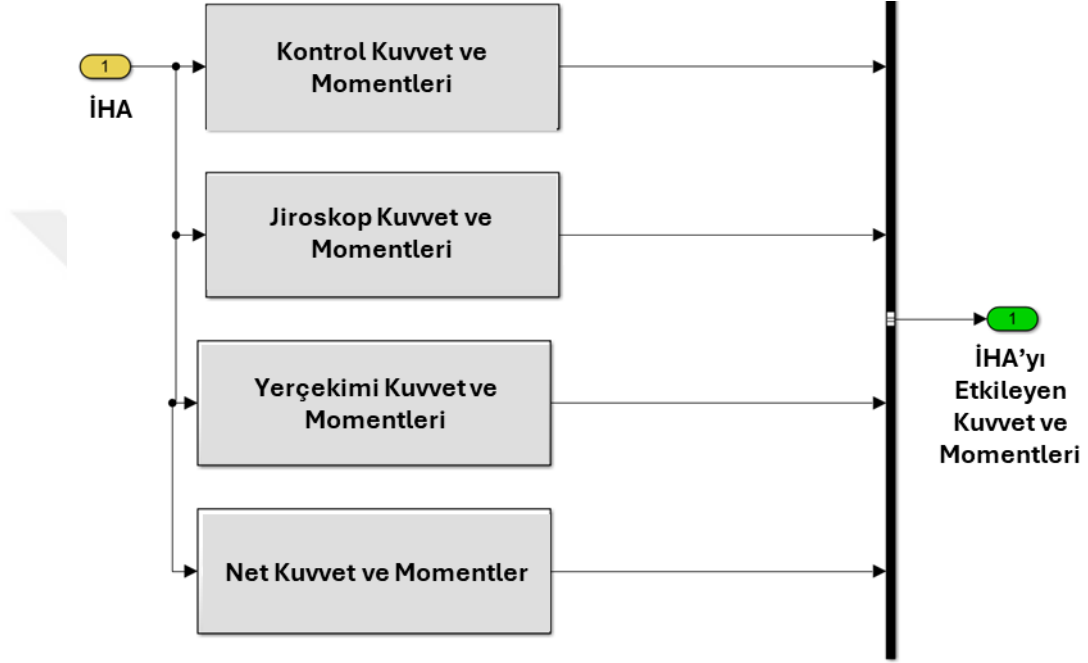


Şekil 4.15: Yerçekimi ivmesi değişkenleri bloğu yapısı.

4.1.2.4. İHA Üzerine Etki Eden Kuvvet ve Momentler Bloğu

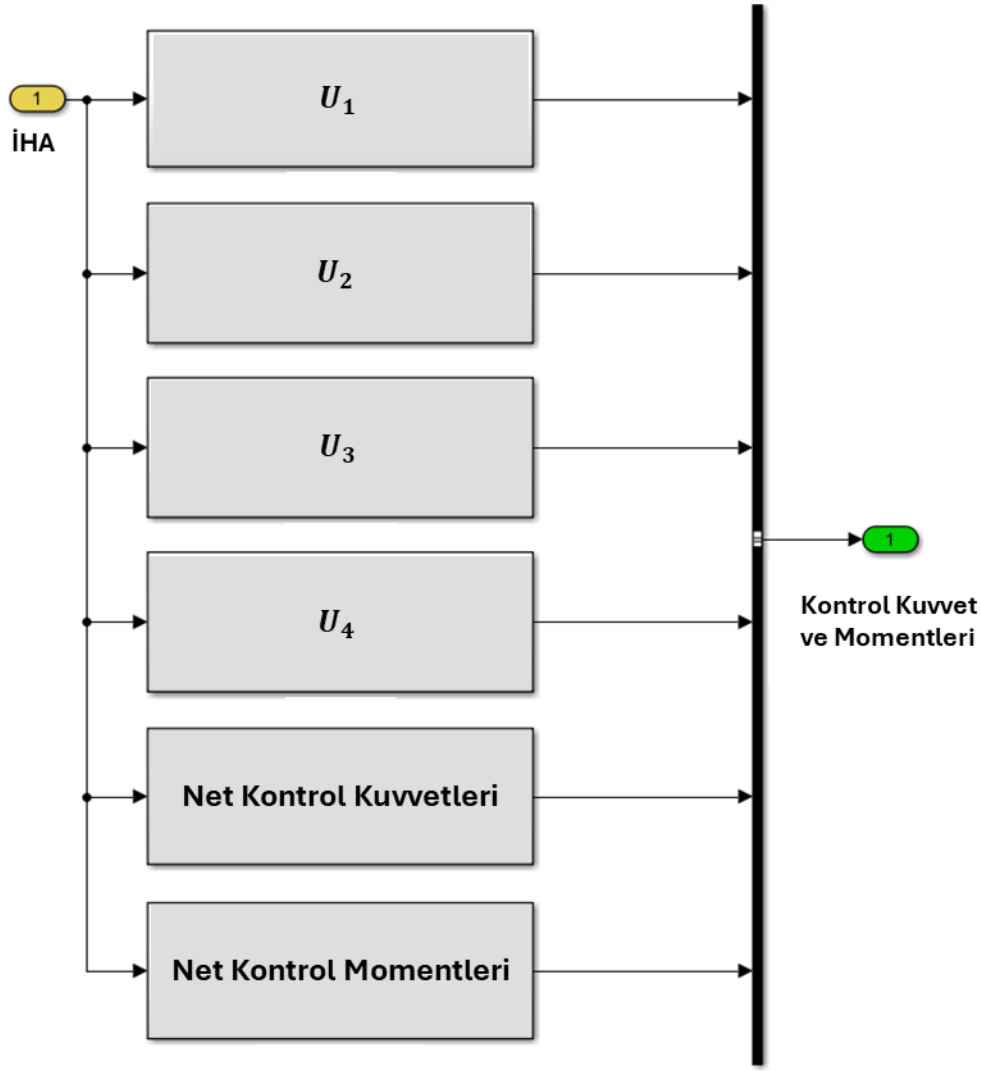
İHA üzerine etki eden kuvvet ve momentler bloğu içerisinde İHA hareketine sebep olan üç farklı tipte kuvvet ve moment hesaplanmaktadır. Bunlardan ilki rotorların ürettiği kontrol kuvvet ve momentleridir. Bu kuvvetler ve momentler rotor açılal hızına bağlı olarak pozisyon ve rotasyon kontrolcöleri tarafından kontrol edilmektedirler. İkinci olarak rotorların dönüşünden kaynaklanan jiroskopik etki

hesaba katılmalıdır. Jiroskopik etki kaynaklı olarak İHA üzerinde iki yönde moment oluşmaktadır. Üçüncü olarak da İHA üzerine etki eden yer çekimi kaynaklı ağırlığın hesaplanması gerekmektedir. Ağırlık, yerçekimi ivmesinin İHA üzerinde oluşturduğu bir aşağı yönlü kuvvettir. Son olarak bu hesapların yapılması sonucu tüm kuvvet ve momentler bir araya getirilerek net kuvvet ve net moment vektörleri elde edilebilecektir. Şekil 4.16'daki görselde İHA üzerine etki eden kuvvet ve momentler bloğu yapısına yer verilmiştir.



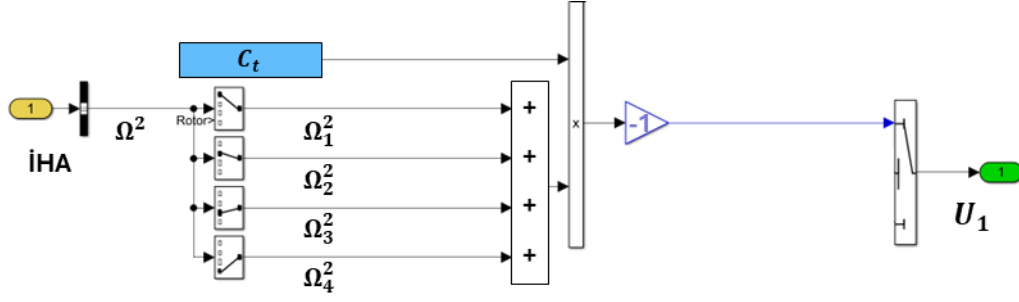
Şekil 4.16: İHA üzerine etki eden kuvvet ve momentler bloğu yapısı.

Kontrolcü kuvvetleri ve momentleri bloğu içerisinde Bölüm 3.4.1'de verilen Eşitlik (3.31), Eşitlik (3.32), Eşitlik (3.33) ve Eşitlik (3.29)'a göre tüm dikey itki kuvveti (U_1), yuvarlanma momenti (U_2), yunuslama momenti (U_3) ve sapma momenti (U_4) kontrolcü girdileri hesaplanmaktadır. Bu hesapların tamamı bir araya getirilerek bir net kontrol kuvveti ve net kontrol momenti vektör olarak elde edilmektedir. Kontrol kuvvetleri bloğu yapısı Şekil 4.17'deki görseldeki gibidir.



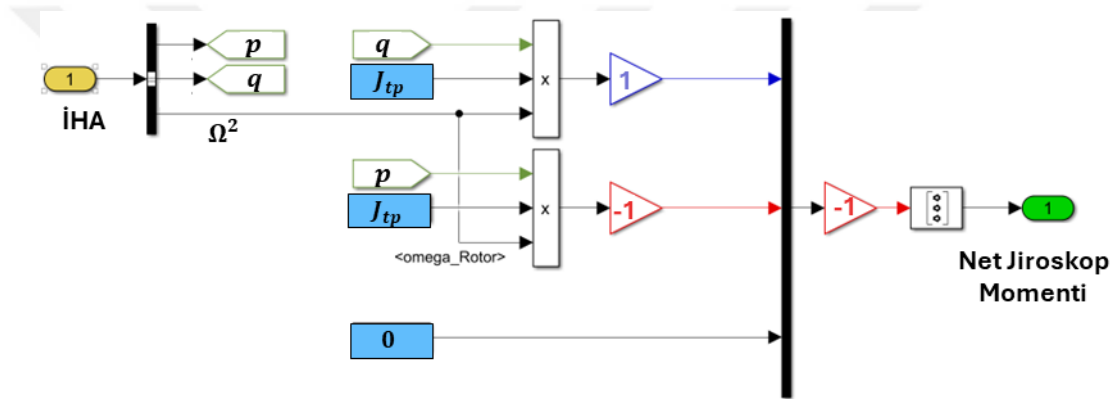
Şekil 4.17: Kontrolcü kuvvet ve momentler bloğu yapısı.

Kontrolcü kuvvet ve momentler bloğu içerisindeki hesaplamaları detaylı bir şekilde incelenmek için örnek olarak dikey itki kuvveti kontrolcü girdisinin (U_1) nasıl hesaplandığı üzerinde durulması önemli olacaktır. Şekil 4.18’de olduğu gibi Eşitlik (3.31)’e göre rotor açısal hızları toplandıktan sonra dikey itki kuvveti boyutsuz katsayı ile çarpılmaktadır. Bu sonucun negatife çevrilmesinin sebebi gövde eksen sisteminde dikey itki kuvvetinin yukarı yönlü olmasıdır. Ancak, gövde eksen sisteminin pozitif Z ekseninin yönü İHA’nın aşağı yönündedir.



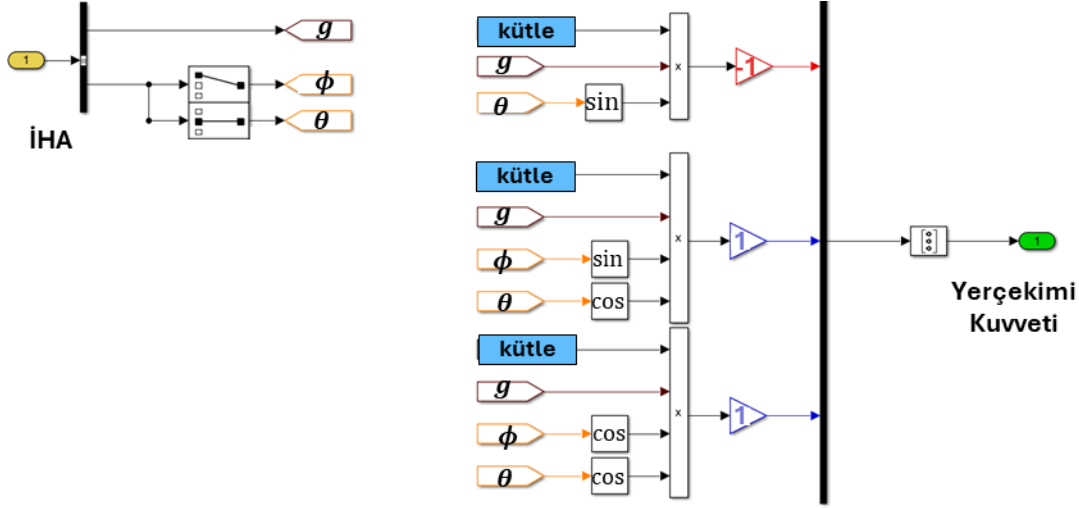
Şekil 4.18: Dikey itki kuvveti U_1 hesaplama bloğu.

Kontrolcü momentlerinin haricinde hesaplanması gereken bir diğer moment tipi jiroskopik momentlerdir. Bu momentler Bölüm 3.3.2’de verilen Eşitlik (3.15)’e göre hesaplanmaktadır. Bu momentlerin hesabına Şekil 4.19’daki görselde yer verilmiştir.



Şekil 4.19: Jiroskopik momentler bloğu.

Son olarak yerçekimi ivmesi kaynaklı ağırlık kuvvetinin hesaplanması gerekmektedir. Ağırlık, temelde yerçekimi ivmesi ve İHA kütlesinin çarpımı şeklinde hesaplanmaktadır. Ancak bu hesapta elde edilecek ağırlık kuvveti bileşenleri kuzey-doğu-aşağı eksen sisteminin aşağı yönündedir. Yapılan diğer hesapların tamamının gövde eksen sisteminde olması sebebi ile bu hesabın Bölüm 3.3.1’deki Eşitlik (3.13)’e göre yönelim kosinüs matrisi ile düzeltilmesi gerekmektedir. Sonuç olarak, Şekil 4.20’de verilen görselde olduğu gibi İHA’nın ağırlık kuvveti hesaplanmaktadır. Sonuçlardaki negatif çarpımın sebebi seçilen gövde eksen sisteminin yönünden kaynaklıdır.



Şekil 4.20: Yerçekimi kuvveti bloğu.

Üç tipte yapılan tüm kuvvet ve momentlerin bir araya getirilmesi sonucu net kuvvet ve net moment hesabı Eşitlik (4.3), ve Eşitlik (4.4)'e göre yapılmaktadır. Bu işlemlerin model üzerindeki net kuvvet ve momentler bloğu yapısı Şekil 4.21'deki gibidir.

$$\vec{F}_{NET} = \vec{F}_{Cont} + \vec{F}_{Grav}$$

$$\vec{F}_{NET} = \begin{bmatrix} F_{X_{NET}} \\ F_{Y_{NET}} \\ F_{Z_{NET}} \end{bmatrix}, \quad \vec{F}_{Cont} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix}, \quad \vec{F}_{Grav} = \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \cos \theta \sin \phi \\ -mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

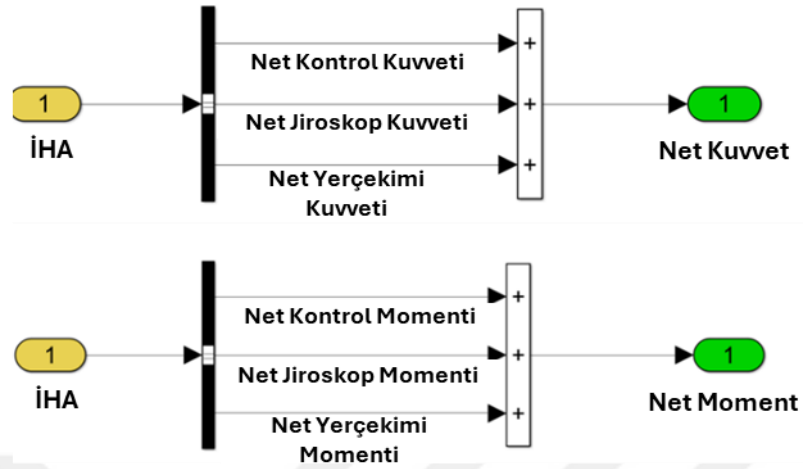
$$\vec{M}_{NET} = \vec{M}_{Cont} + \vec{M}_{Gyro}$$

$$\vec{M}_{NET} = \begin{bmatrix} L_{NET} \\ M_{NET} \\ N_{NET} \end{bmatrix}, \quad \vec{M}_{Cont} = \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix}, \quad \vec{M}_{Gyro} = \begin{bmatrix} qJ_{TP}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ -pJ_{TP}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Eşitlik (4.3), ve Eşitlik (4.4)'te yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

- $\vec{F}_{NET}$: İHA üzerine etki eden net kuvvet vektörü
- $F_{X_{NET}}, F_{Y_{NET}}, F_{Z_{NET}}$: Sırası ile X-Y-Z ekseninde net kuvvetler
- $\vec{M}_{NET}$: İHA üzerine etki eden net moment vektörü
- $L_{NET}, M_{NET}, N_{NET}$: Sırası ile X-Y-Z ekseninde net momentler
- $\vec{F}_{Cont}$: İHA üzerine etki eden kontrolcü kuvvetleri vektörü
- $\vec{M}_{Cont}$: İHA üzerine etki eden kontrolcü momentleri vektörü

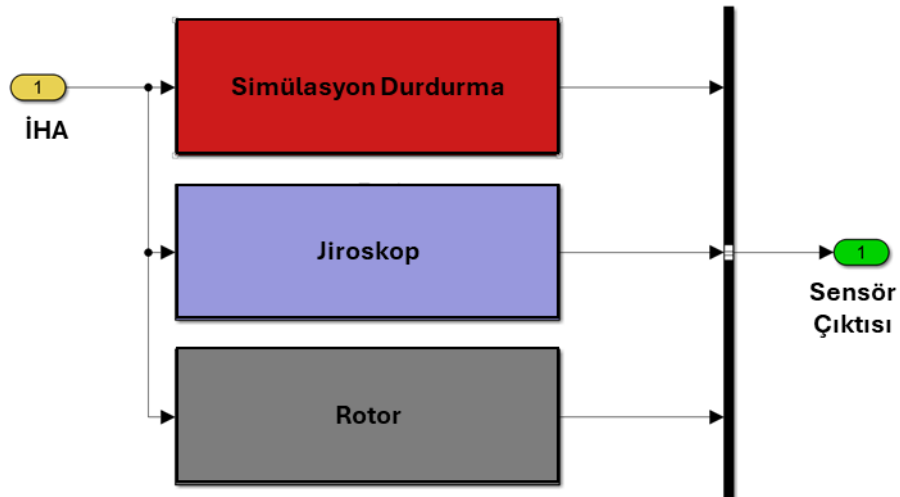
- $\vec{F}_{Grav}$: İHA üzerine etki eden ağırlık kuvveti vektörü
- $\vec{M}_{Gyro}$: İHA üzerine etki eden jiroskopik momentler vektörü



Şekil 4.21: Net kuvvet ve momentler bloğu yapısı.

4.1.3. Sensör Alt Sistemi Tasarımı

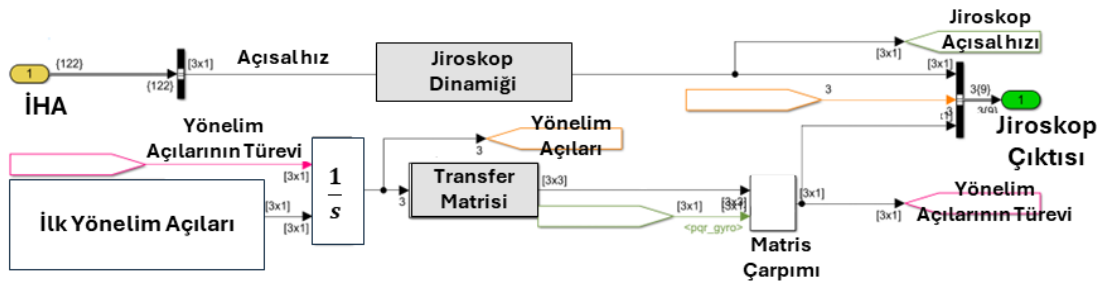
Sensör alt sistemi İHA modeli için önemli olan jiroskop, rotor modellerini ve benzetimi zorunlu durdurma bayrağını içerisinde bulundurmaktadır. Toplamda 3 bloktan oluşan bu alt sistemin İHA için önemi, İHA genel sistem dinamiği dışında alt sistem dinamiğinin de tanımlanmasıdır. İHA sensör alt sistemi Şekil 4.22’de verilen görseldeki gibidir.



Şekil 4.22: İHA sensör alt sistemi yapısı.

Jiroskop rotor modellerinin ikisi de 2. derece bir sistem olarak tasarlanmıştır. Belirli bir sönüm oranı ve belirli bir doğal frekansa sahip sistemlerin içeresine gürültü dinamiğinde beslenerek model gerçekçi hale getirilmek istenmektedir.

Jiroskop alt sistemi içerisinde yeniden rotasyon açıları hesaplanmaktadır. Bunun sebebi kinematik alt sisteminde hesaplanan açıların gerçek açı, jiroskop alt sisteminde hesaplanan açıların İHA kontrolcülerinin gördüğü açı olmasıdır. Jiroskop modeli İHA açılarının ölçüm hatasını modellemektedir. Jiroskop bloğu yapısı Şekil 4.23'te yer almaktadır.



Şekil 4.23: Jiroskop bloğu yapısı.

Jiroskop modeli daha önce de belirtildiği gibi ikinci dereceden bir sistem olarak modellenmiştir. Bu sistem basitçe bir transfer fonksiyonu ile ifade edilebilir bir yapıdadır. Transfer fonksiyonu çıkışına rastgele sayı bloğu kullanılarak bir miktar gürültü ve küçüğe olsa bir hata katsayısı eklenmektedir. Sistem için kullanılan transfer fonksiyonu ve toplam sistem dinamiği Eşitlik (4.5) ve Eşitlik (4.6)'da verilmektedir [24].

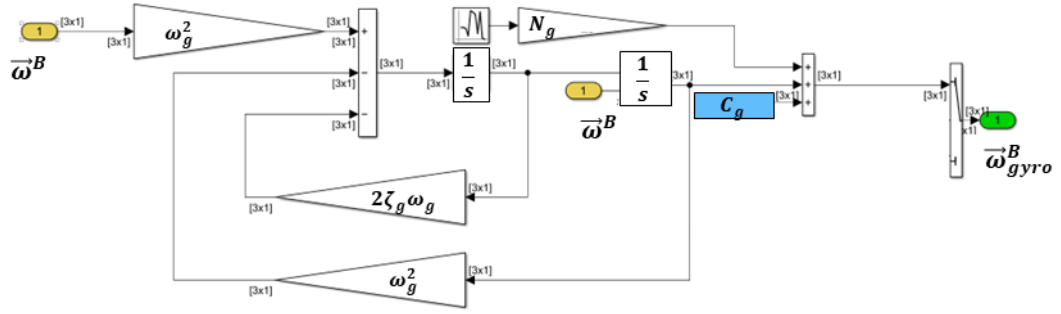
$$t_f^g(s) = \frac{\omega_g^2}{s^2 + 2\zeta_g\omega_g s + \omega_g^2} \quad (4.5)$$

$$\vec{\omega}_{gyro}^B = \frac{\omega_g^2}{s^2 + 2\zeta_g\omega_g s + \omega_g^2} \vec{\omega}^B + N_g + C_g \quad (4.6)$$

Eşitlik (4.5) ve Eşitlik (4.6)'da yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda yer almaktadır.

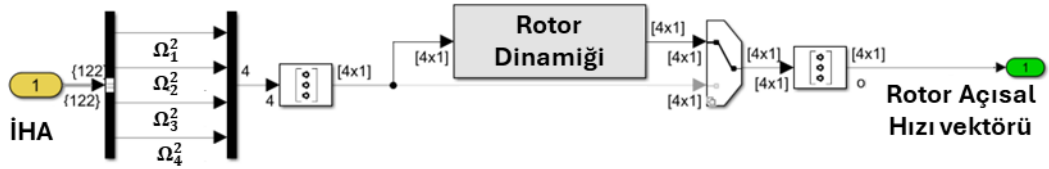
- $t_f^g(s)$: Jiroskop dinamiği transfer fonksiyonu
- ω_g : Jiroskop dinamiği doğal frekansı

- ζ_g : Jiroskop dinamiği sönüm oranı
- $\vec{\omega}^B$: Kinematik açısal hız vektörü
- $\vec{\omega}_{gyro}^B$: Jiroskop dinamiği eklenmiş açısal hız vektörü
- N_g : Jiroskop dinamiği gürültü katsayısı
- C_g : Jiroskop dinamiği hata katsayısı

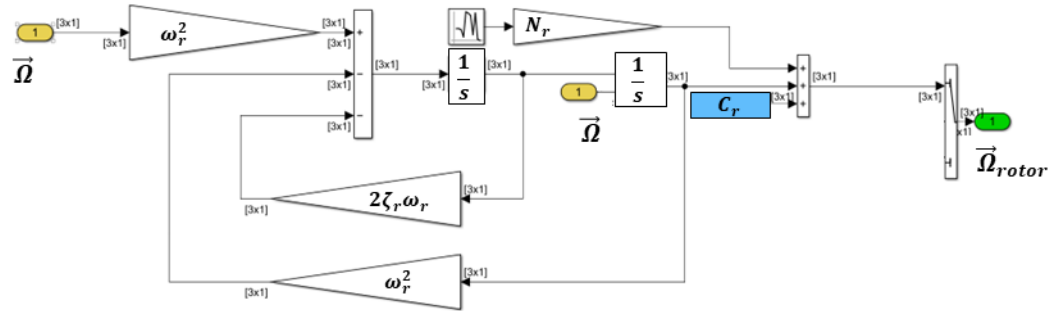


Şekil 4.24: Jiroskop dinamiği modeli.

Benzer biçimde rotor dinamiği de ikinci dereceden bir transfer fonksiyonu ile modellenmektedir. Rotor dinamiği içerisinde belirli bir doğal frekans, sönüm oranı, gürültü katsayısı ve hata katsayısı tanımlanmaktadır. Rotor dinamiği içerisine girdi olan rotor açısal hız komutları rotorun çalışma dinamiği ile birleşerek İHA modeline beslenmektedir. Rotor bloğu yapısı ve rotor dinamiği modeline Şekil 4.25 ve Şekil 4.26'daki görsellerde yer verilmiştir.



Şekil 4.25: Rotor bloğu yapısı.



Şekil 4.26: Rotor dinamiği modeli.

Ayrıca, dinamik içerisinde modellenen transfer fonksiyonu da Eşitlik (4.7) ve Eşitlik (4.8)'de yer almaktadır [24].

$$t_f^r(s) = \frac{\omega_r^2}{s^2 + 2\zeta_r\omega_r s + \omega_r^2} \quad (4.7)$$

$$\vec{\Omega}_{rotor} = \frac{\omega_r^2}{s^2 + 2\zeta_r\omega_r s + \omega_r^2} \vec{\Omega} + N_r + C_r \quad (4.8)$$

Eşitlik (4.7) ve Eşitlik (4.8)'de yer alan parametrelerin açıklamaları aşağıda sunulmaktadır.

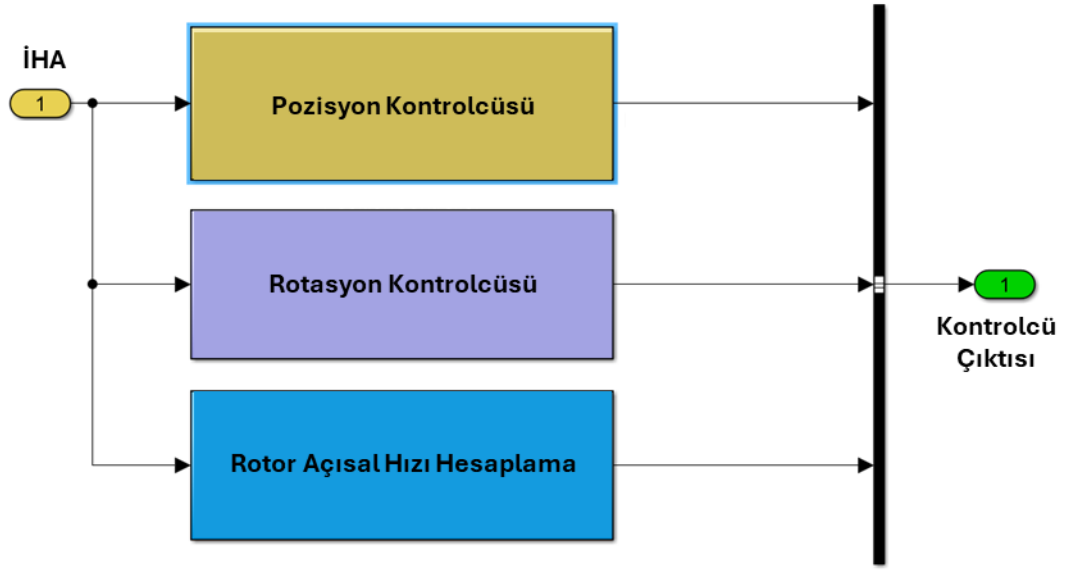
- $t_f^r(s)$: Rotor dinamiği transfer fonksiyonu
- ω_r : Rotor dinamiği doğal frekansı
- ζ_g : Rotor dinamiği sönüm oranı
- $\vec{\Omega}$: Rotor açısal hız komutu vektörü
- $\vec{\Omega}_{rotor}$: Rotor dinamiği eklenmiş rotor açısal hız vektörü
- N_r : Rotor dinamiği gürültü katsayısı
- C_r : Rotor dinamiği hata katsayısı

4.1.4. Kontrolcü Alt Sistemi Tasarımı

Kontrolcü alt sistemi İHA'nın pozisyon ve rotasyon kontrolcülerini içerisinde barındırmaktadır. Kontrolcü alt sistemi altında üç adet blok bulunmaktadır. Bu bloklar aşağıdaki gibidir:

- Pozisyon kontrolcüsü bloğu
- Rotasyon kontrolcüsü bloğu
- Rotor açısal hızı hesaplama bloğu

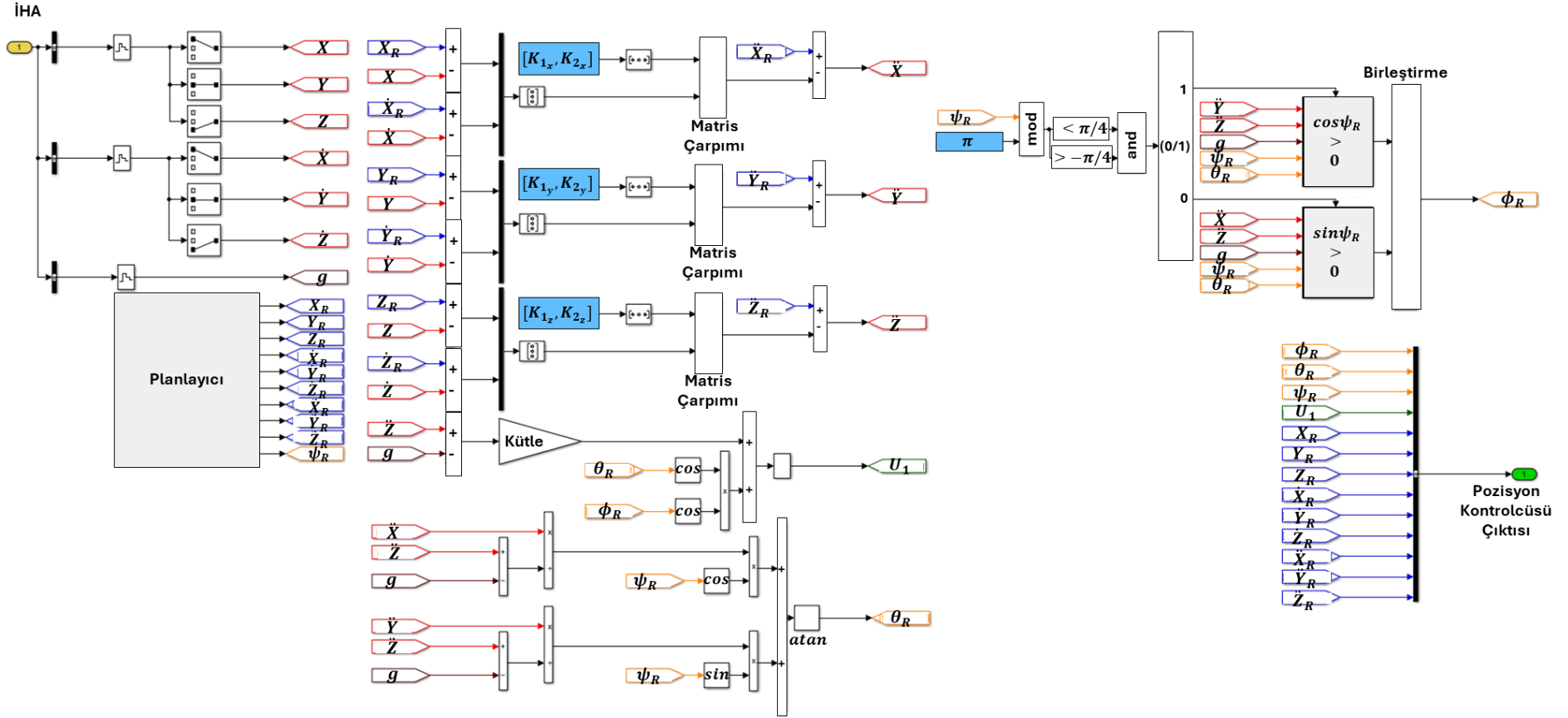
Bu üç blok model Şekil 4.27'de verilen görseldeki gibidir. Üç bloğun her biri alt başlıklar altında açıklanmaktadır.



Şekil 4.27: Kontrolcü alt sistemi yapısı.

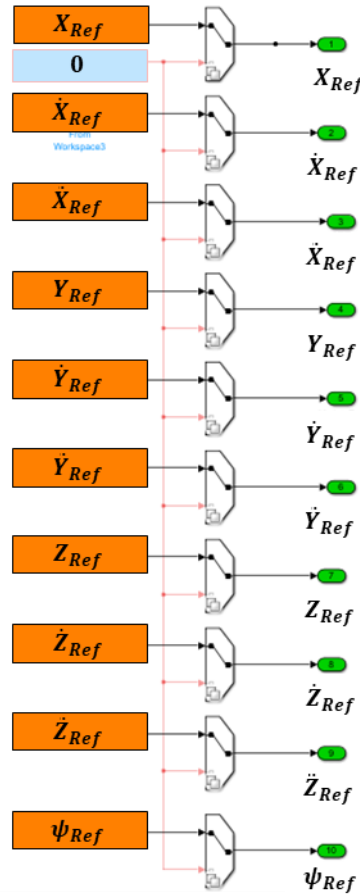
4.1.4.1. Pozisyon Kontrolcüsü Bloğu

Pozisyon kontrolcüsü Bölüm 3.5’te verildiği üzere durum uzayı formatında bir kontrolcüdür. Bu blok içerisinde pozisyon hataları ve pozisyon hatalarının türevleri üç eksenin her biri için kazançlarla çarpıldıktan sonra Bölüm 3.5’te verilen ek işlemler ile dikey itki kuvveti komutu (U_1), referans yuvarlanma açısı (ϕ_R) ve referans yunuslama açısı (θ_R) hesaplanmaktadır. Bu hesapların tamamını içeren blok şeması Şekil 4.28’deki görselde bulunmaktadır.



Şekil 4.28: Pozisyon kontrolcü bloğu yapısı.

Pozisyon kontrolcü bloğunun çalışabilmesi için referans pozisyonlar, referans pozisyonların türevleri ve referans pozisyonları ikinci türevleri 3 eksen için ayrı ayrı sisteme beslenmelidir. Ayrıca referans sapma açısı da dışardan sisteme beslenmesi gereken bir diğer değişkendir. Bu işlemler her bir senaryo için MATLAB kodu ile hesaplandıktan sonra zamana bağlı birer sinyal olarak sistemde tanımlanmaktadır. Bu sinyaller pozisyon kontrolcüsü için tanımlandıktan sonra pozisyon hataları ve pozisyon hatalarının türevleri elde edilebilecektir. Şekil 4.29'da senaryo bazlı pozisyon değişkenlerinin model içinde tanımlanması gösterilmektedir.

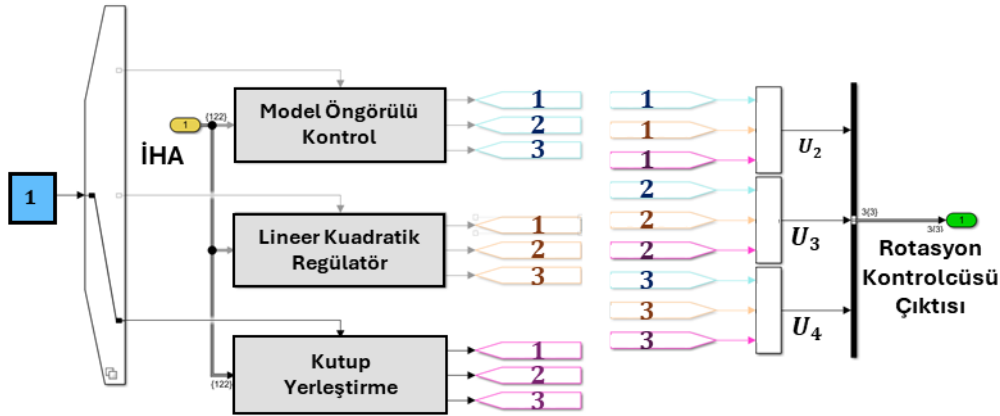


Şekil 4.29: Senaryo bazlı pozisyon değişkenlerinin model içerisinde tanımlanması.

Sonuç olarak 4 zaman adımında bir çalışan pozisyon kontrolcüsü İHA modeli içerisinde modellenmiştir. Pozisyon kontrolcüsü bloğundan çıkan referans yuvarlanma açısı (ϕ_R), yunuslama açısı (θ_R) ve sapma açısı (ψ_R) rotasyon kontrolcüsü bloğuna girdi oluşturmaktadır. Rotasyon kontrolcüsünün vereceği komutlar ve pozisyon kontrolcüsünün vereceği komutların tamamı rotor açısal hızlarına dönüştürülmektedir.

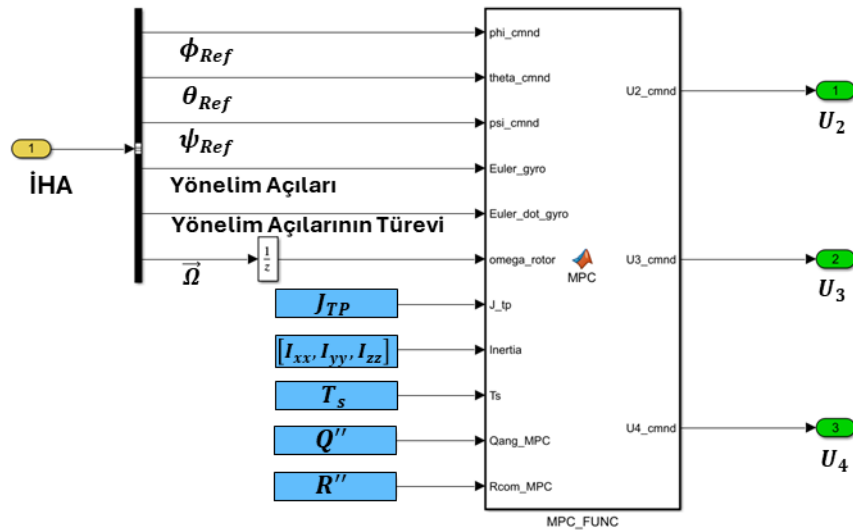
4.1.4.2. Rotasyon Kontrolcüsü Bloğu

Rotasyon kontrolcüsü bloğu içerisinde anahtarlı bir şekilde sırası ile Model Öngörülü Kontrol, Lineer Kuadratik Regülatör (LQR) ve Kutup Yerleştirme yöntemleri ile tasarlanan kontrolcüler modellenmiştir. Hangi kontrolcünün çalışması gerektiği MATLAB kodu ile benzetim öncesinde belirlenmektedir. Bu anahtarlı kontrolcü yapısı Şekil 4.30'daki gibidir.



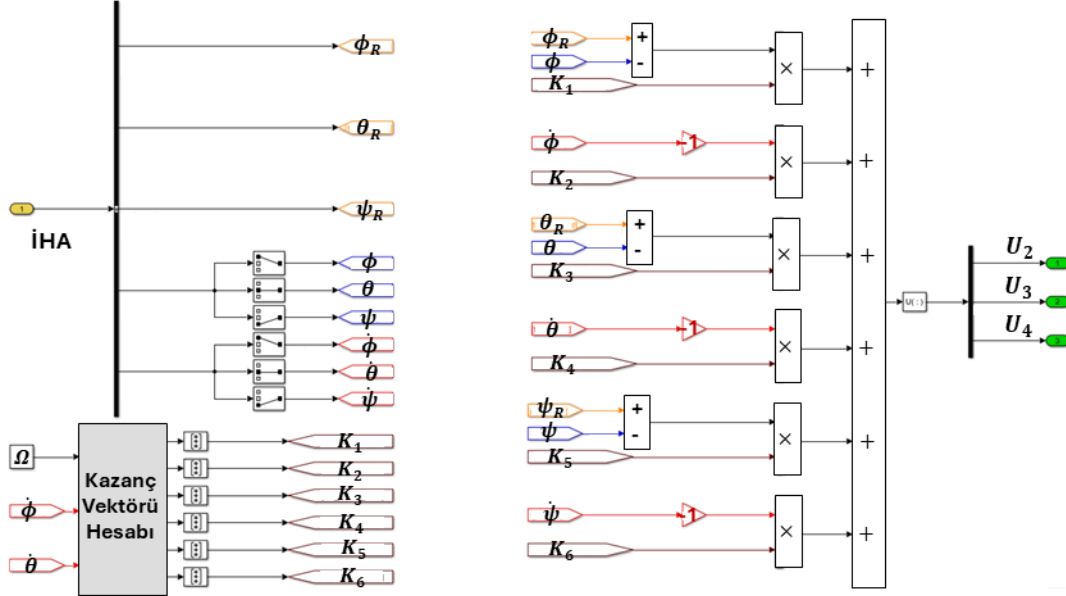
Şekil 4.30: Rotasyon kontrolcüsü bloğu yapısı.

Anahtarlı kontrolcü yapısının ilk sırasında Model Öngörülü Kontrol tekniği ile tasarlanan kontrolcü yer almaktadır. Bu kontrolcüde Bölüm 3.6.1.4'te verilen denklemlere uygun olarak gerçek zamanlı bir şekilde yuvarlanma momentini kontrol girdisi (U_2), yunuslama momentini kontrol girdisi (U_3), sapma momentini kontrol girdisi (U_4) hesaplanmaktadır. Kontrolcünün her bir zaman adımında yaptığı işlemlerin karmaşık bir yapıda olması nedeni ile kontrolcü MATLAB fonksiyonu kodu biçiminde Şekil 4.31'de verildiği gibi tanımlanmıştır. MATLAB fonksiyonu kodu yazılırken Bölüm 3.6.1.4'te verilen denklemler kullanılmıştır.



Şekil 4.31: Model öngörülü kontrol metodu ile tasarlanan rotasyon kontrolcüsü yapısı.

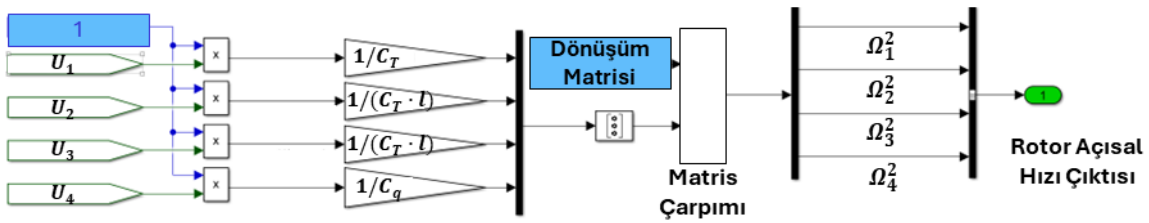
Lineer Kuadratik Regülatör (LQR) ve Kutup Yerleştirme yöntemleri ile tasarlanan diğer iki kontrolcünün her biri aynı yapıda olup yalnızca kazanç hesaplama yöntemleri farklıdır. Bu yüzden bu iki metot ile tasarlanan kontrolcülerin bir arada incelenmesi uygun olacaktır. Her iki kontrolcüde de kazançlar Bölüm 3.6.1.2 ve Bölüm 3.6.1.3'te verilene uygun olarak yuvarlanma açısı türevi ($\dot{\phi}$) ve yunuslama açısı türevine ($\dot{\theta}$) bağlı olarak hesaplanmaktadır. Ardından, Bölüm 3.6.1.2 ve Bölüm 3.6.1.3'te verilen şematiklere uygun bir biçimde durum değişkenleri ve kazançların çarpımı ile yuvarlanma momentini kontrol girdisi (U_2), yunuslama momentini kontrol girdisi (U_3) ve sapma momentini kontrol girdisi (U_4) hesaplanmaktadır. Lineer Kuadratik Regülatör (LQR) ve Kutup Yerleştirme yöntemleri ile tasarlanan kontrolcülerin yapısı Şekil 4.32'de gösterilmektedir.



Şekil 4.32: Linear Kuadratik Regülatör (LQR) ve Kutup Yerleştirme yöntemleri ile tasarlanan kontrolcülerin yapısı.

4.1.4.3. Rotor Açısal Hızı Hesaplama Bloğu

Rotor açısal hızı hesaplama bloğu, dört adet rotor açısal hız komutunu, dikey itki kuvveti kontrol girdisi (U_1) yuvarlanma momentini kontrol girdisi (U_2), yunuslama momentini kontrol girdisi (U_3) ve sapma momentini kontrol girdisi (U_4) kullanarak hesaplamaktadır. Bu işlem için Bölüm 3.4.1 verilen Eşitlik (3.40) kullanılmaktadır. Bu dönüşümün yapılabilmesi için aerodinamik değişkenlere bağlı olarak çıkartılan 4×4 'lük matris MATLAB kodu üzerinde modele beslenmektedir. Rotor açısal hızı hesaplama bloğunun genel yapısına Şekil 4.33'te yer verilmiştir.



Şekil 4.33: Rotor açısal hızı hesaplama bloğu yapısı.

Sonuç olarak, tüm rotor açısal hız komutları İHA modeline beslenerek dört rotorlu İHA'nın uçuş kontrolü sağlanabilmektedir. Modelde yer alan bir adet pozisyon kontrolcüsü ve üç adet rotasyon kontrolcüsü kararlı bir yapıda komutlar üreterek İHA'yı istenen patikada götürebilecektir. Çeşitli senaryolar altında yapılan

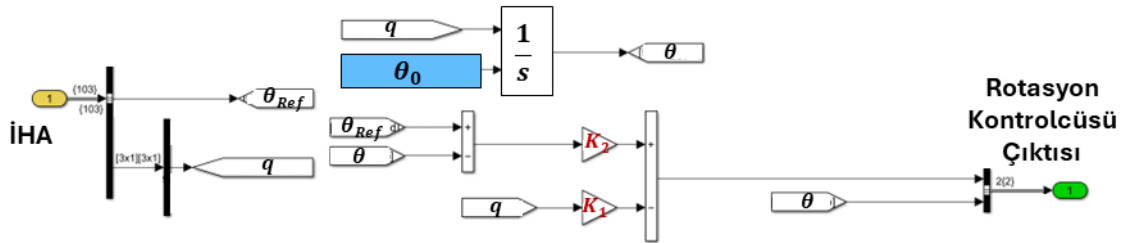
incelemeler altı serbestlik derecelik sistem için Bölüm 5.1’de detaylı bir biçimde ele alınmıştır.

4.2. Üç Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetim Modelinin Tasarlanması

Üç serbestlik dereceli İHA modelinin, altı serbestlik dereceli İHA modelinden en büyük farkı rotasyon kontrolcüsünün farklı olmasıdır. Bunun dışında diğer tüm alt sistemler altı serbestlik dereceli İHA modelinin sadeleştirilmiş halidir. Dinamik alt sistemi için yuvarlanma ve sapma yönlerindeki öteleme denklemleri ile yunuslama yönündeki moment denklemi kullanılmaktadır. Diğer üç denklemin kullanımı gereksiz olacaktır. Ayrıca, pozisyon kontrolcüsü ise Bölüm 3.5.2’de verildiği gibi sadeleştirilmiştir.

Üç serbestlik dereceli İHA modeli ile ilgili bir diğer önemli konu ise uçuş yörüngesidir. Sistem düzlemsel bir hareket yaptığı için yalnızca yuvarlanma ve sapma yönlerinde bir hareket olacaktır.

Altı serbestlik dereceli İHA modelindeki en büyük fark olan rotasyon kontrolcüsü ise Şekil 3.22’deki kontrolcü yapısına göre aşağıda verilen Şekil 4.34’teki gibi modellenmiştir.



Şekil 4.34 Üç serbestlik dereceli İHA modeli rotasyon kontrolcüsü yapısı.

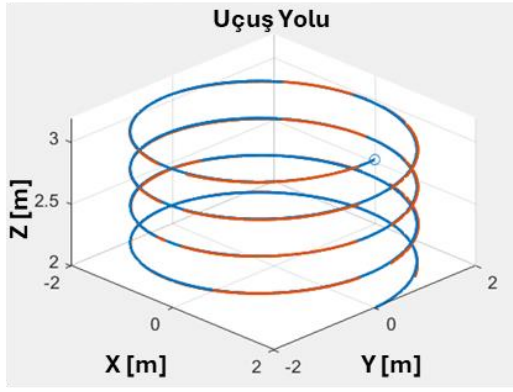


5. BENZETİM SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ

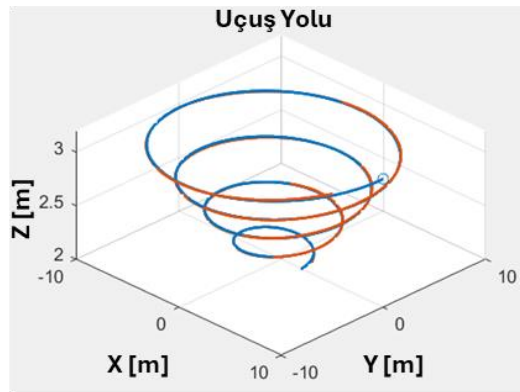
5.1. Altı Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetim Senaryolarının İncelenmesi

Altı serbestlik dereceli İHA için dört farklı benzetim senaryosunun koşulması uygun görülmüştür. Bu senaryoların her birinde İHA'nın üç boyutlu uzaydan her yönde hareket kabiliyeti incelenmiştir. Senaryoların her biri 40 saniyelik bir uçuş kesitini canlandırmaktadır. Ayrıca her bir senaryodaki ilk pozisyon ve açı değerleri senaryo başlangıcında uygun şekilde belirlenmiştir.

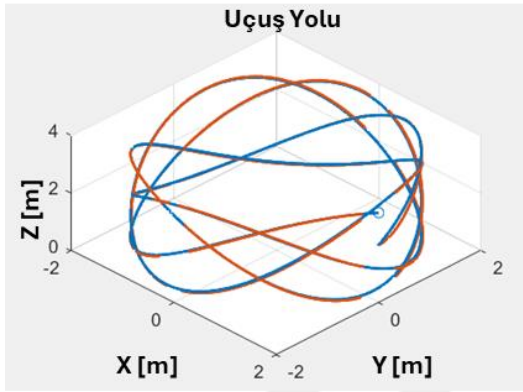
Benzetim senaryolarının ilkinde silindirik bir helis hareketi şeklinde bir uçuş yörüngesi incelenmektedir. Yarıçapı 2 metre ve yüksekliği 1,2 metre olan bir silindirin etrafında hareket edilmektedir. İkinci senaryo için ise konik bir helis hareketi şeklinde bir uçuş yörüngesi kurgulanmıştır. Başlangıçta 2 metre yarıçapta bir çembersel hareketten başlanarak 40 saniye sonunda 10 metre çapta bir çembersel hareket yapılmaktadır. Bunun yanında irtifa değişimi 1,2 metredir. Üçüncü senaryo için ise küresel bir yumak hareketi kurgulanmıştır. Yarıçapı 2 metre olan bir çembersel hareket 4 metre genlikte bir sinüs dalgası şeklinde yapılmaktadır. Bu şekilde yumağa benzer bir hareket formu elde edilmektedir. Son senaryoda ise X ekseninde 40 metrelik bir hareket yapılırken Y ve Z eksenlerinde rastgele manevralar yapılmaktadır. Bu senaryo ile rastgele manevraların sistem üzerindeki zorlayıcı etkisi incelenmek istenmiştir. Bu senaryolar tekli koşu biçiminde Şekil 5.1'de verilmiştir. Şekillerde, Z ekseni İHA'nın irtifasının büyüklüğünü gösterecek bir şekilde verilmiştir.



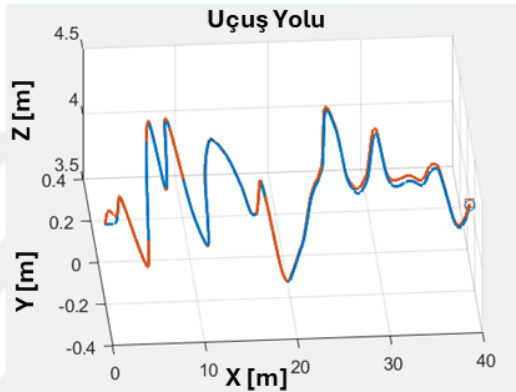
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



c) Küresel yumak senaryosu



d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.1: Benzetim senaryolarının bir arada gösterilmesi (Turuncu renk: Komut, Açık mavi renk: Cevap).

5.1.1. Çoklu Belirsizlik Analizleri Yapılarak Uçuş Performansı İncelenmesi

Sistemin uçuş performansının incelenebilmesi için kullanılabilecek en önemli yöntemlerden birisi belirsizlik analizidir [17]. Bu yöntemle sistemdeki sensör modelleri, aerodinamik kuvvetler ve atalet momentleri üzerinde belirsizlikler tanımlanarak, bu belirsizliklerin sistemi nasıl etkilediği incelenebilecektir. Bu yöntem literatürde Monte Carlo belirsizlik analizi olarak yer almaktadır [13].

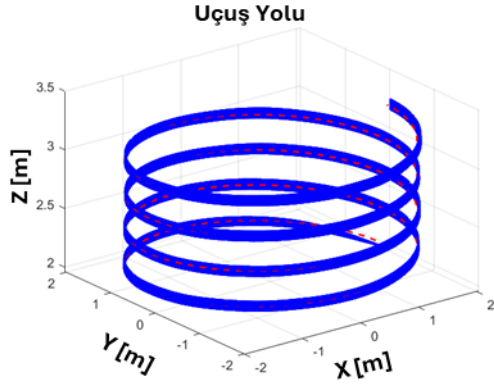
Altı serbestlik dereceli sistem için toplamda 7 değişken üzerinde belirsizlikler tanımlanmıştır. Tanımlanan bu belirsizlikler, belirlenen bir limit içerisindeki rastgele katsayılar olarak modele aktarılmaktadır. Bu değişkenler Çizelge 5.1’de verilmiştir.

Çizelge 5.1: Üç serbestlik dereceli sistemin belirsizlik analizlerinde kullanılan değişkenler ve limitleri.

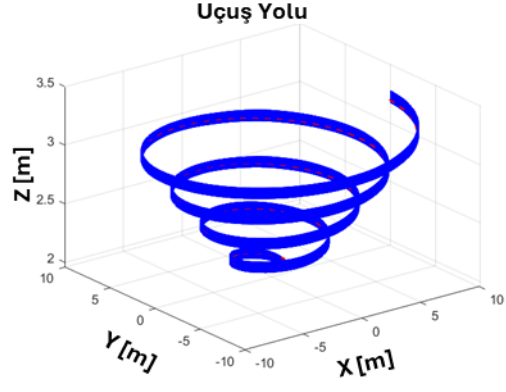
Değişken	Limit Değerleri
Rotor Gürültü Katsayısı	[6000; 12000] <i>rpm</i>
Jiroskop Gürültü Katsayısı	[0,1; 0,05] <i>rad/s</i>
Yuvarlanma Yönünde Atalet Momenti (I_{xx})	[0,0042; 0,0025] <i>kgm²</i>
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	[0,0042; 0,0025] <i>kgm²</i>
Sapma Yönünde Atalet Momenti (I_{zz})	[0,0084; 0,0039] <i>kgm²</i>
Boyutsuz Rotor Momenti Katsayısı (C_q)	[2,692; 2,207] $\cdot 10^{-7}$
Boyutsuz Dikey İtke Kuvveti Katsayısı (C_t)	[7,086; 6,808] $\cdot 10^{-6}$

5.1.1.1. Kutup Yerleştirme Tekniği ile Tasarlanan Rotasyon Kontrolcüsünün Uçuş Performansına Etkisinin İncelenmesi

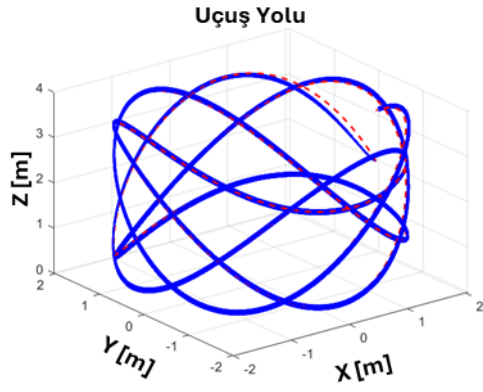
Dört senaryonun her birinde belirsizlik analizleri kutup yerleştirme tekniği ile tasarlanan rotasyon kontrolcüsü bulunan sistem için yapılmıştır. Bununla birlikte uçuş yörüngeleri ve Euler açılarının değişimleri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar Şekil 5.2’de bir arada gösterilmiştir. Şekillerde, koyu kırmızı renk ile elde edilmesi istenen komut, koyu mavi renk ile ise elde edilen cevaplar gösterilmektedir. Her bir senaryo 200 kez tekrarlanarak tamamlanmıştır.



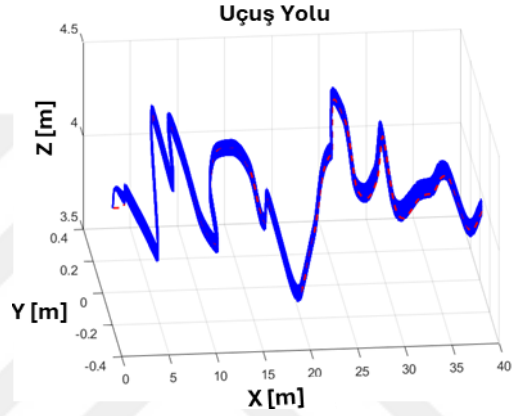
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



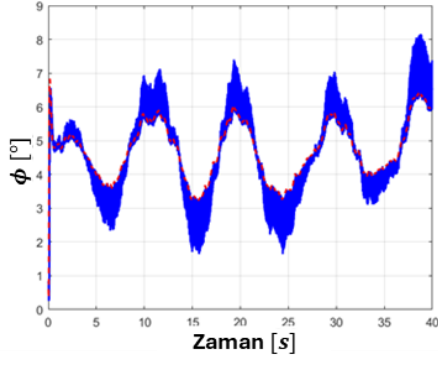
c) Küresel yumak senaryosu



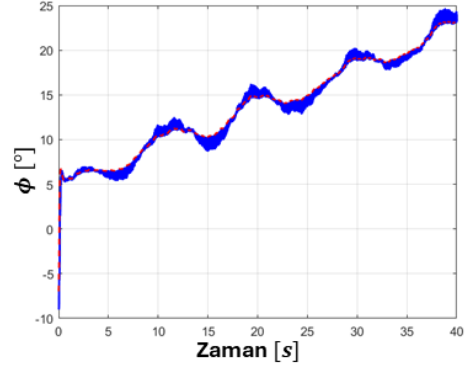
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.2: Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).

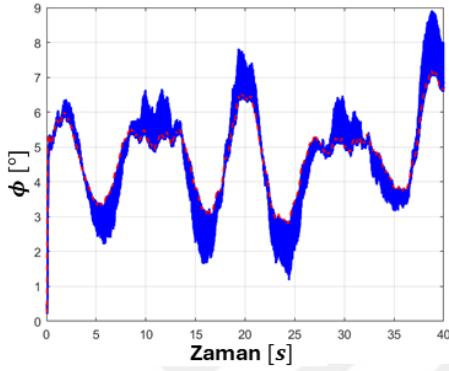
Kutup yerleştirme metodu ile 4 senaryoda elde edilen yuvarlanma açıları Şekil 5.3'te gösterilmektedir.



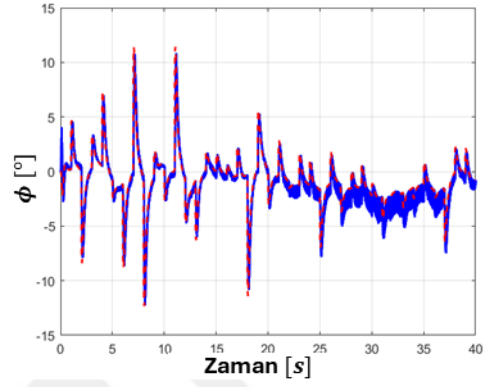
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



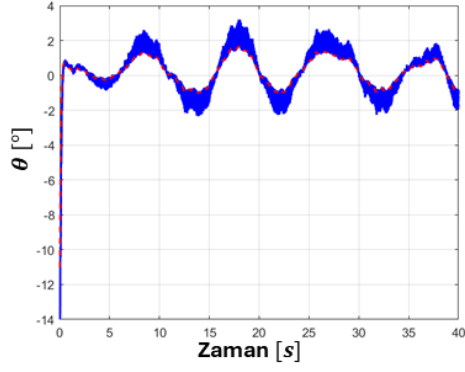
c) Küresel yumak senaryosu



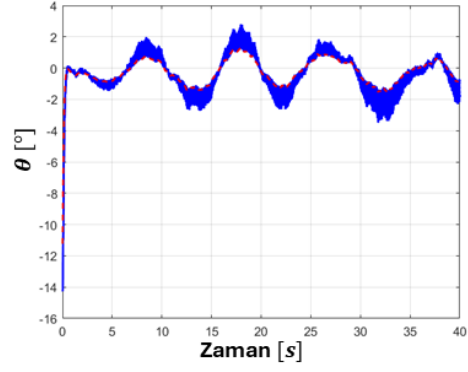
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.3: Yuvarlanama açılarının bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).

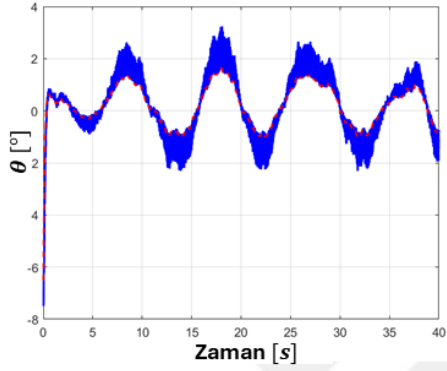
Kutup yerleştirme metodu ile 4 senaryoda elde edilen yunuslama açıları Şekil 5.4’te gösterilmektedir.



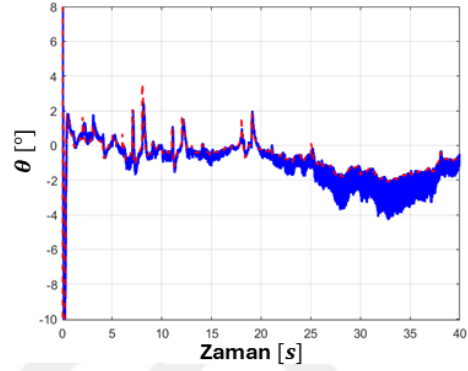
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



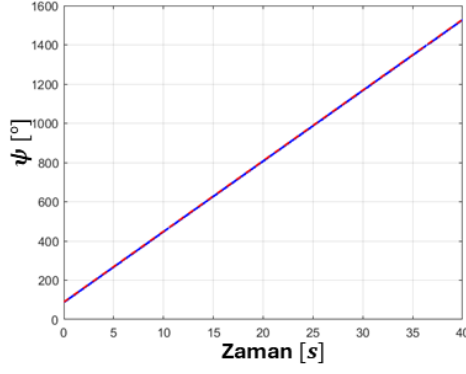
c) Küresel yumak senaryosu



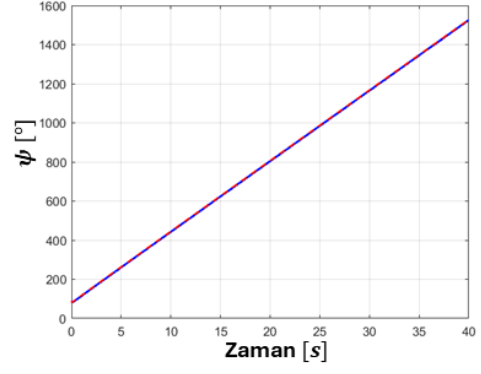
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.4 : Yunuslama açılarının bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).

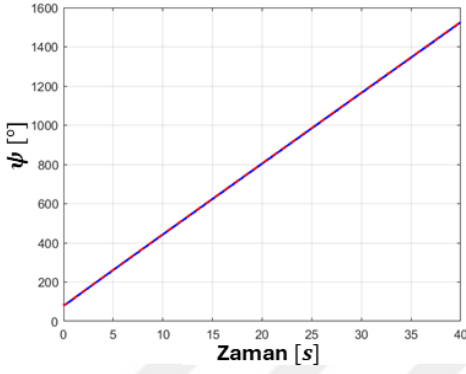
Kutup yerleştirme metodu ile 4 senaryoda elde edilen sapma açıları Şekil 5.5'te gösterilmektedir.



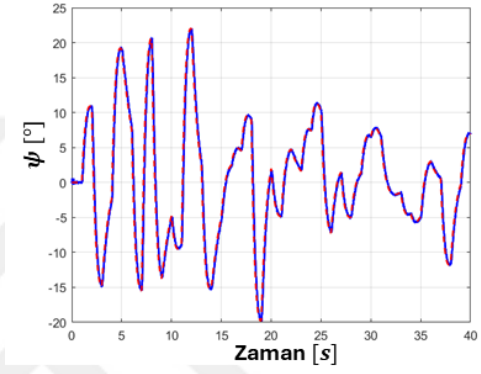
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



c) Küresel yumak senaryosu



d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.5: Sapma açılarının bir arada gösterilmesi (kutup yerleştirme).

Elde edilen sonuçlara göre 7 belirsizlik tipinin her birinin etkileri Çizelge 5.2’de açıklanmıştır. Bu çizelgede uçuş yörüngesindeki ortalama mutlak hata (OMH) değerleri verilmiştir. OMH değerinin hesaplanması için her adımdaki mutlak hata değeri senaryo süresi boyunca toplanıp adım sayısına bölünmektedir. Bu hesabın yapılmasında Eşitlik (5.1) kullanılmaktadır [25].

$$OMH = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n |y_i - \hat{y}_i| \quad (5.1)$$

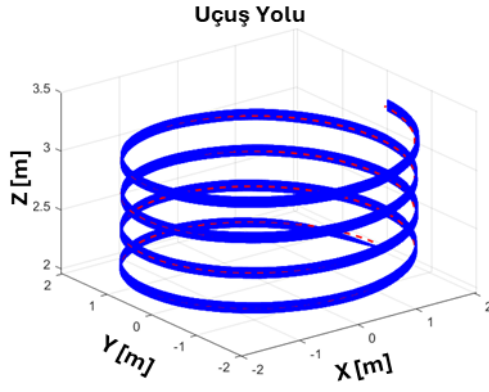
- y_i : Referans pozisyon büyüklüğü
- $\hat{y}_i$: Gerçekleşen pozisyon büyüklüğü
- n : Adım sayısı

Çizelge 5.2: Kutup yerleştirme tekniği için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Silindirik helis senaryosu, S2: Konik helis senaryosu, S3: Küresel yumak senaryosu, S4: Rastgele manevra senaryosu).

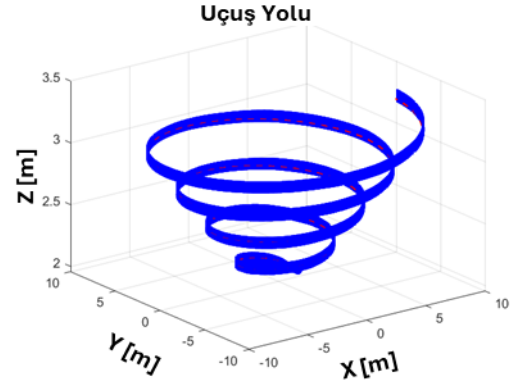
Belirsizlik Değişkeni	S1 Hata [m]	S2 Hata [m]	S3 Hata [m]	S4 Hata [m]	Bütün Senaryolar Ortalama [m]
Rotor Gürültü Katsayısı	0,030	0,026	0,033	0,038	0,032
Jiroskop Gürültü Katsayısı	0,026	0,024	0,029	0,029	0,027
Yuvarlanma Yönünde Atalet Momenti (I_{xx})	0,022	0,020	0,025	0,028	0,024
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	0,022	0,020	0,023	0,026	0,023
Sapma Yönünde Atalet Momenti (I_{zz})	0,032	0,036	0,042	0,045	0,039
Boyutsuz dikey itki kuvveti katsayısı (C_t)	0,072	0,067	0,076	0,087	0,075
Boyutsuz rotor momenti katsayısı (C_q)	0,036	0,040	0,044	0,041	0,040

5.1.1.2. LQR Tekniği ile Tasarlanan Rotasyon Kontrolcüsünün Uçuş Performansına Etkisinin İncelenmesi

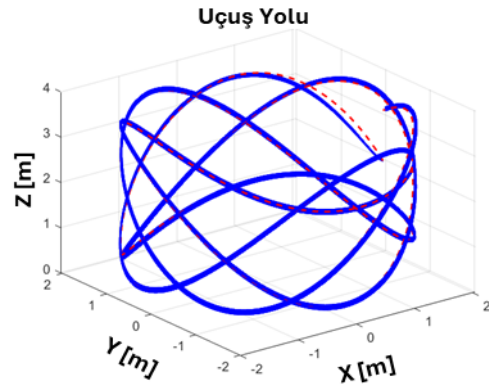
Dört senaryonun her biri için belirsizlik analizleri LQR tekniği ile tasarlanan rotasyon kontrolcüsü bulunan sistemde tekrarlanmıştır. LQR tekniği için elde edilen sonuçlar Şekil 5.6’da bir arada gösterilmiştir.



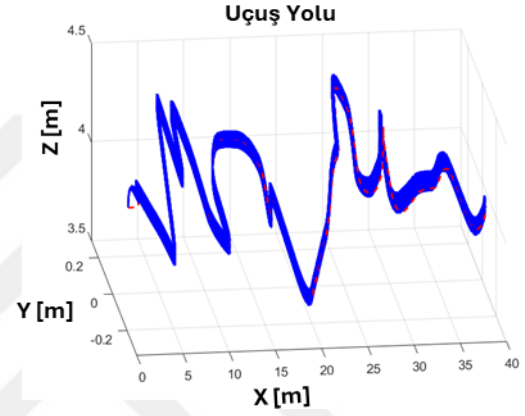
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



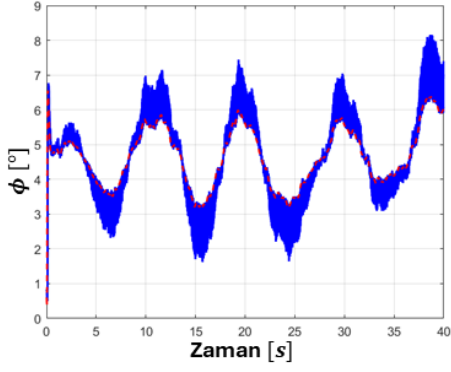
c) Küresel yumak senaryosu



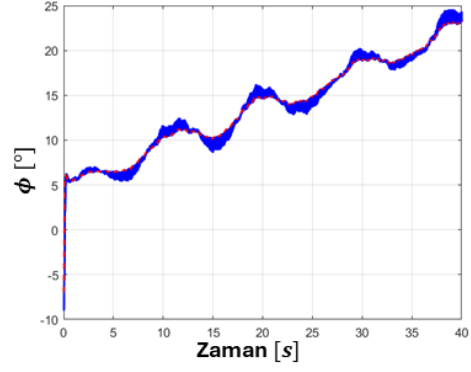
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.6 Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (LQR).

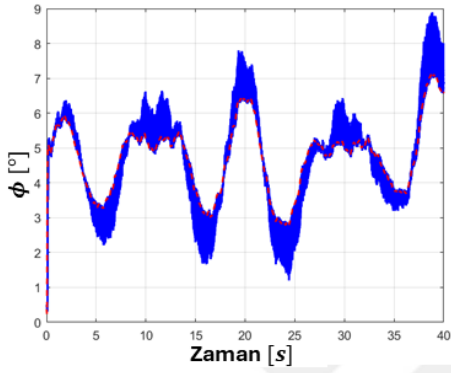
LQR kontrol metodu ile 4 senaryoda elde edilen yuvarlanma açıları Şekil 5.7’de gösterilmiştir.



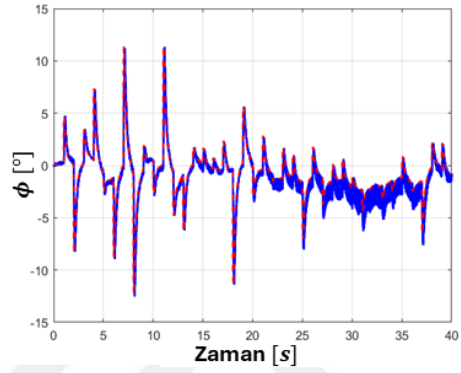
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



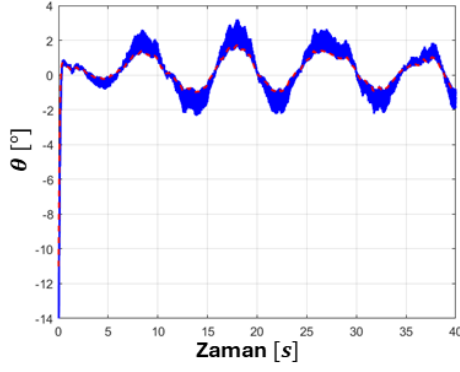
c) Küresel yumak senaryosu



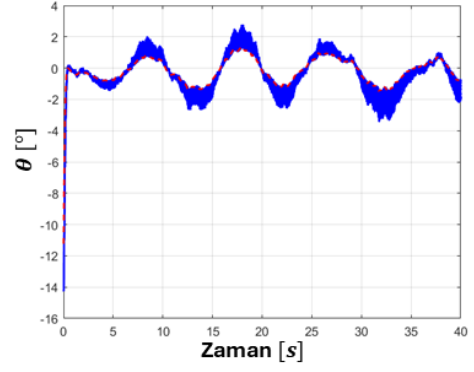
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.7: Yuvarlanama açılarının bir arada gösterilmesi (LQR).

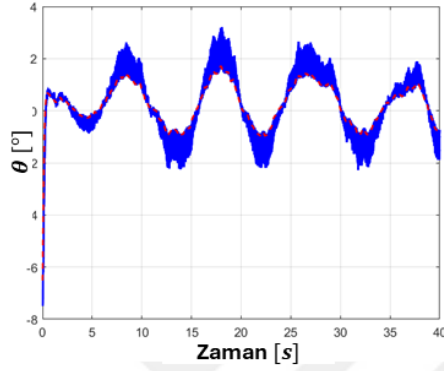
LQR kontrol metodu ile 4 senaryoda elde edilen yunuslama açıları Şekil 5.8’de gösterilmektedir.



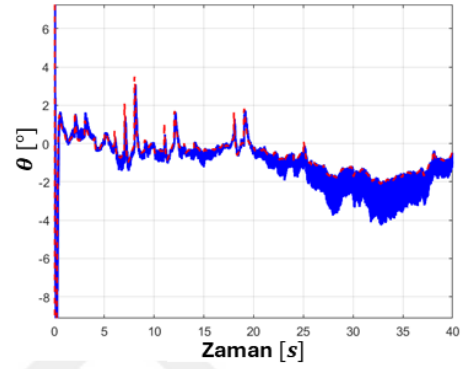
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



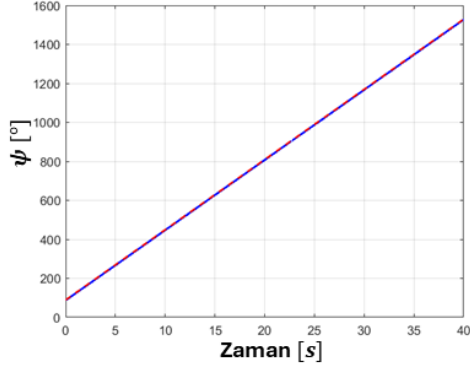
c) Küresel yumak senaryosu



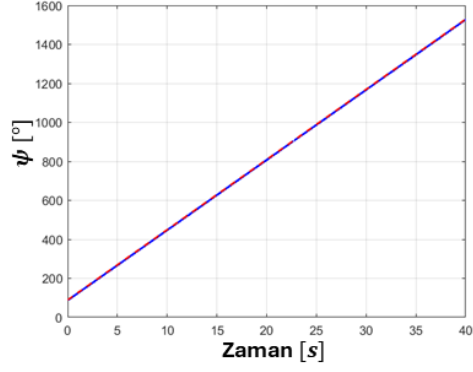
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.8 Yunuslama açılarının bir arada gösterilmesi (LQR).

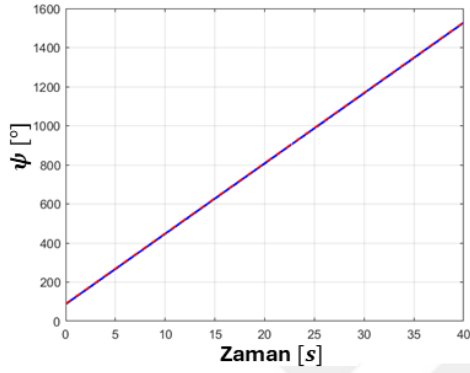
LQR kontrol metodu ile 4 senaryoda elde edilen sapma açıları Şekil 5.9'da gösterilmektedir.



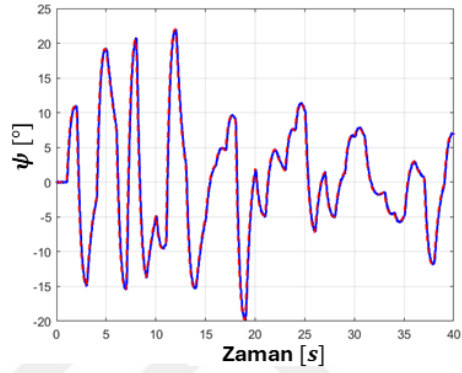
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



c) Küresel yumak senaryosu



d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.9: Sapma açılarının bir arada gösterilmesi (LQR).

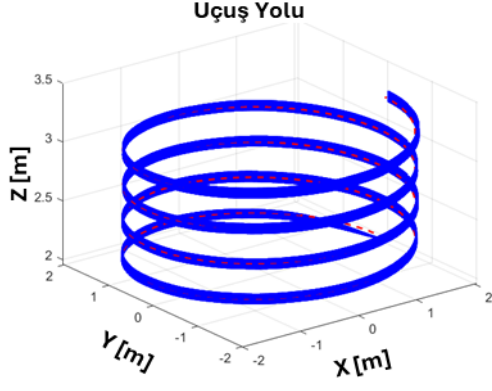
LQR tekniği için de belirsiz analizi sonucunda ortalama mutlak hata (OMH) değerleri Çizelge 5.3'te belirtilmiştir. Bu hesabın yapılmasında da Eşitlik (5.1) kullanılmaktadır. Dört farklı senaryo için yapılan analiz sonuçları genel olarak kutup yerleştirme tekniğine benzer şekildedir.

Çizelge 5.3: LQR tekniği için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Silindirik helis senaryosu, S2: Konik helis senaryosu, S3: Küresel yumak senaryosu, S4: Rastgele manevra senaryosu).

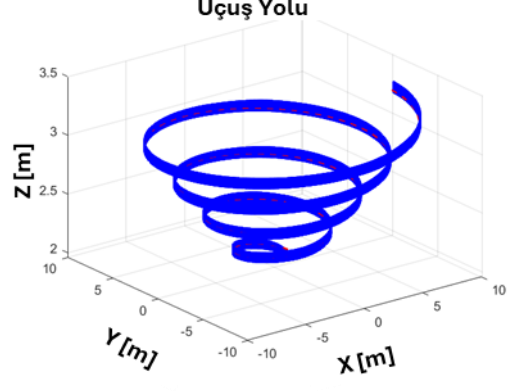
Belirsizlik Değişkeni	S1 Hata [m]	S2 Hata [m]	S3 Hata [m]	S4 Hata [m]	Bütün Senaryolar Ortalama [m]
Rotor Gürültü Katsayısı	0,031	0,029	0,031	0,034	0,031
Jiroskop Gürültü Katsayısı	0,028	0,024	0,028	0,031	0,027
Yuvarlanma Yönünde Atalet Momenti (I_{xx})	0,022	0,020	0,023	0,026	0,023
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	0,022	0,020	0,023	0,023	0,022
Sapma Yönünde Atalet Momenti (I_{zz})	0,030	0,036	0,041	0,044	0,038
Boyutsuz Dikey İtki Kuvveti Katsayısı (C_t)	0,074	0,067	0,078	0,074	0,073
Boyutsuz Rotor Momenti Katsayısı (C_q)	0,038	0,040	0,045	0,045	0,042

5.1.1.3. Model Öngörülü Kontrol Tekniği ile Tasarlanan Rotasyon Kontrolcüsünün Uçuş Performansına Etkisinin İncelenmesi

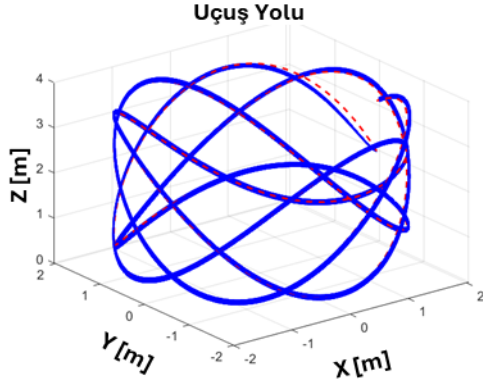
Son olarak, dört senaryonun her birinde belirsizlik analizleri model öngörülü kontrol tekniği ile tasarlanan rotasyon kontrolcüsü bulunan sistem için de tekrarlanmıştır. Dört senaryo için elde edilen sonuçlar Şekil 5.10’da bir arada verilmiştir.



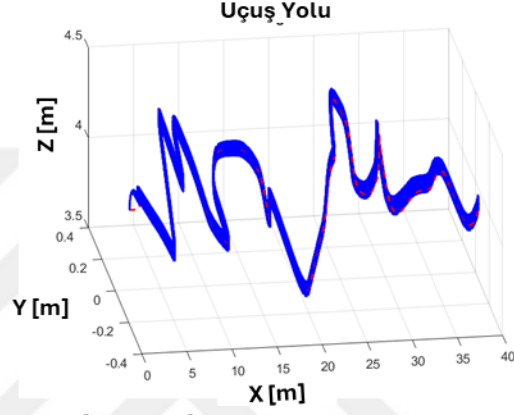
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



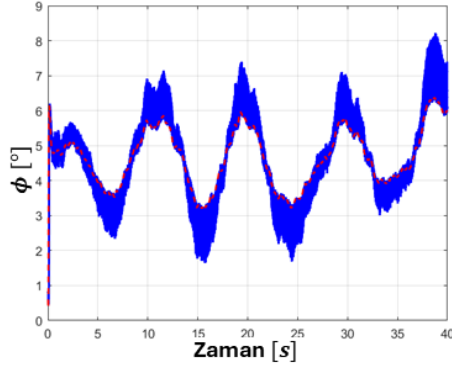
c) Küresel yumak senaryosu



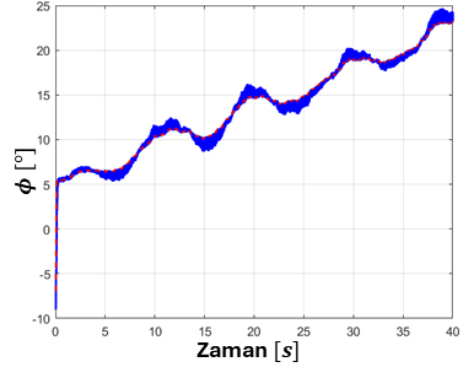
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.10 Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol).

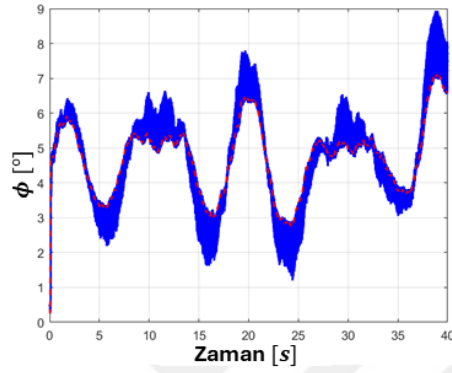
Model öngörülü kontrol metodu ile 4 senaryoda elde edilen yuvarlanma açıları Şekil 5.11’de gösterilmiştir.



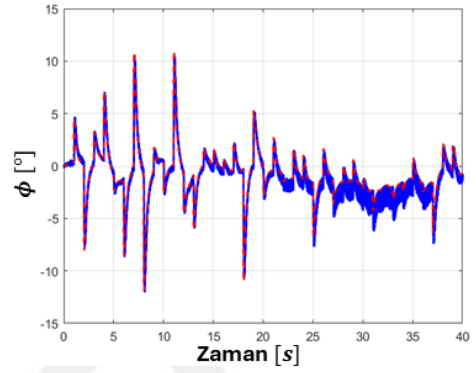
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



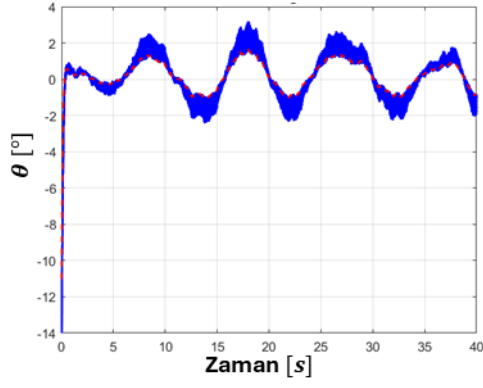
c) Küresel yumak senaryosu



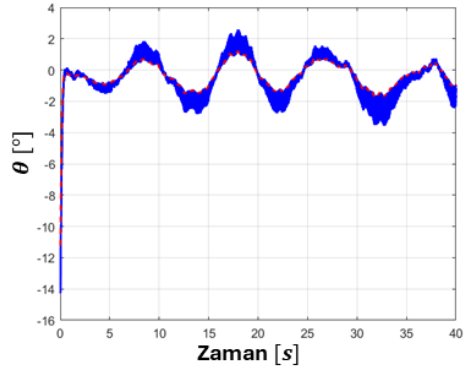
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.11: Yuvarlanama açılarının bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol).

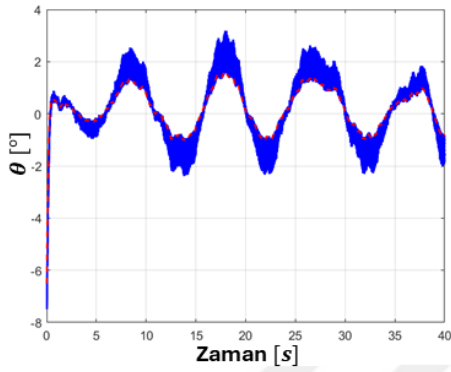
Model öngörülü kontrol metodu ile 4 senaryoda elde edilen yunuslama açıları Şekil 5.12’de gösterilmektedir.



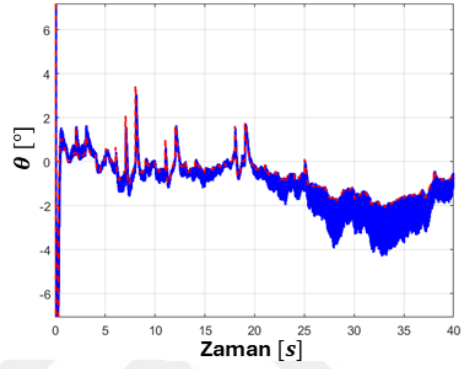
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



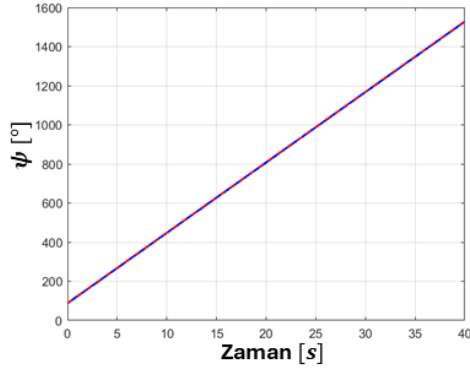
c) Küresel yumak senaryosu



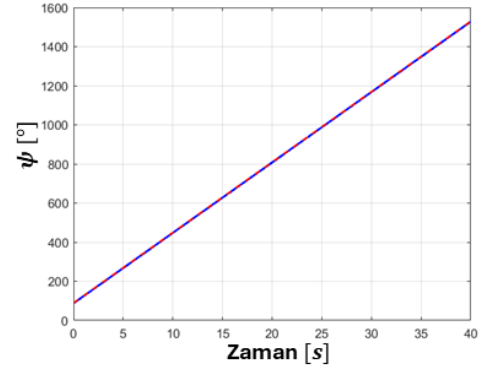
d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.12: Yunuslama açılarının bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol).

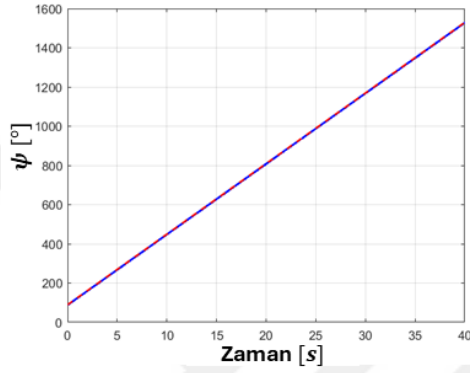
Model öngörülü kontrol metodu ile 4 senaryoda elde edilen sapma açıları Şekil 5.13'te gösterilmektedir.



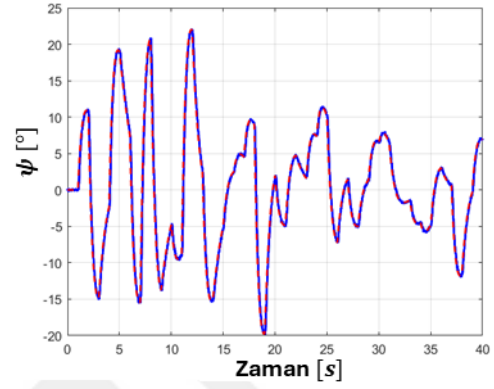
a) Silindirik helis senaryosu



b) Konik helis senaryosu



c) Küresel yumak senaryosu



d) Rastgele manevra senaryosu

Şekil 5.13: Sapma açılarının bir arada gösterilmesi (model öngörülü kontrol).

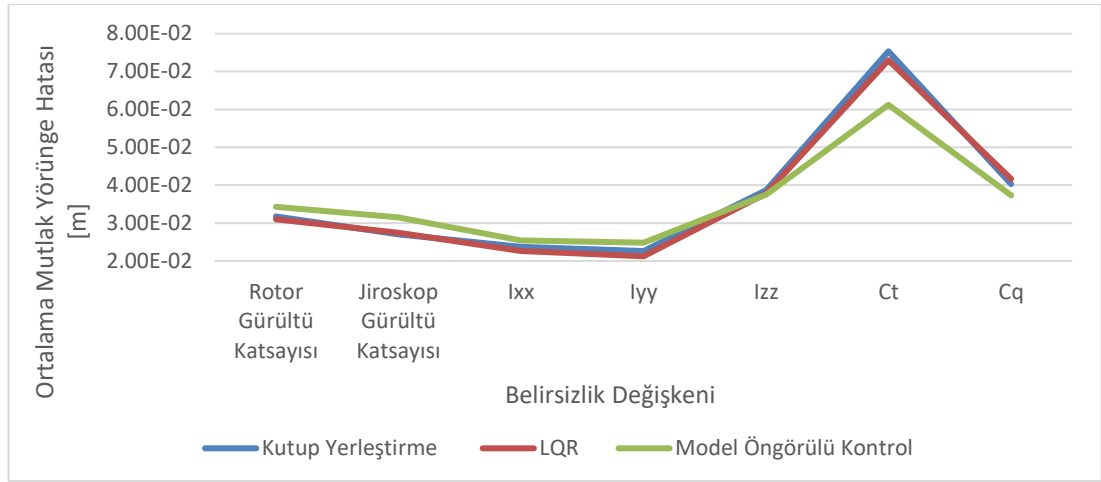
Daha önce kullanıldığı üzere, model öngörülü kontrol tekniği için de yörünge hatasının ortalama mutlak (OMH) değerleri analiz edilmiştir. Bu hesabın yapılmasında da diğer iki yöntemde olduğu gibi Eşitlik (5.1) kullanılmaktadır. Elde edilen sonuçlarda diğer iki tekniğe göre bazı belirsizliklerin etkisinin ciddi şekilde azaldığı gözlemlenmiştir. Sonuçların tamamı Bölüm 5.1.1.4’te karşılaştırılmaktadır.

Çizelge 5.4: Model öngörülü kontrol tekniği için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Silindirik helis senaryosu, S2: Konik helis senaryosu, S3: Küresel yumak senaryosu, S4: Rastgele manevra senaryosu).

Belirsizlik Değişkeni	S1 Hata [m]	S2 Hata [m]	S3 Hata [m]	S4 Hata [m]	Bütün Senaryolar Ortalama [m]
Rotor Gürültü Katsayısı	0,034	0,032	0,034	0,038	0,034
Jiroskop Gürültü Katsayısı	0,030	0,029	0,033	0,035	0,031
Yuvarlanma Yönünde Atalet Momenti (I_{xx})	0,027	0,025	0,023	0,027	0,025
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	0,026	0,025	0,023	0,025	0,025
Sapma Yönünde Atalet Momenti (I_{zz})	0,030	0,033	0,042	0,045	0,038
Boyutsuz Dikey İtke Kuvveti Katsayısı (C_t)	0,054	0,058	0,065	0,068	0,064
Boyutsuz Rotor Momenti Katsayısı (C_q)	0,035	0,036	0,039	0,040	0,037

5.1.1.4. Farklı Kontrolcü Tiplerinin Uçuş Performansına Etkisinin Karşılaştırılması

Yörünge hatasının analiz edilmesi için hesaplanan OMH değerleri her bir kontrol tekniğinde değişiklik göstermektedir. Bu farklılığı incelenmek için senaryoların ortalama OMH değerlerinin bir grafiğe dökülmesi uygun olacaktır. Sonuç olarak elde edilen grafik Şekil 5.14’te verilmiştir.



Şekil 5.14: Ortalama yörünge hatasının farklı kontrolcü tipleri için karşılaştırılması.

Çizelge 5.5'te ise bütün senaryolarının ortalama OMH değerleri farklı kontrolcüler için bir arada verilmiştir.

Çizelge 5.5: Altı serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (tüm kontrolcüler bir arada).

Belirsizlik Değişkeni	Kutup Yerleştirme [m]	LQR [m]	Model Öngörülü Kontrol [m]
Rotor Gürültü Katsayısı	0,032	0,031	0,034
Jiroskop Gürültü Katsayısı	0,027	0,027	0,031
Yuvarlanma Yönünde Atalet Momenti (I_{xx})	0,024	0,023	0,025
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	0,023	0,022	0,025
Sapma Yönünde Atalet Momenti (I_{zz})	0,039	0,038	0,038
Boyutsuz Dikey İtki Kuvveti Katsayısı (C_t)	0,075	0,073	0,064
Boyutsuz Rotor Momenti Katsayısı (C_q)	0,040	0,042	0,037

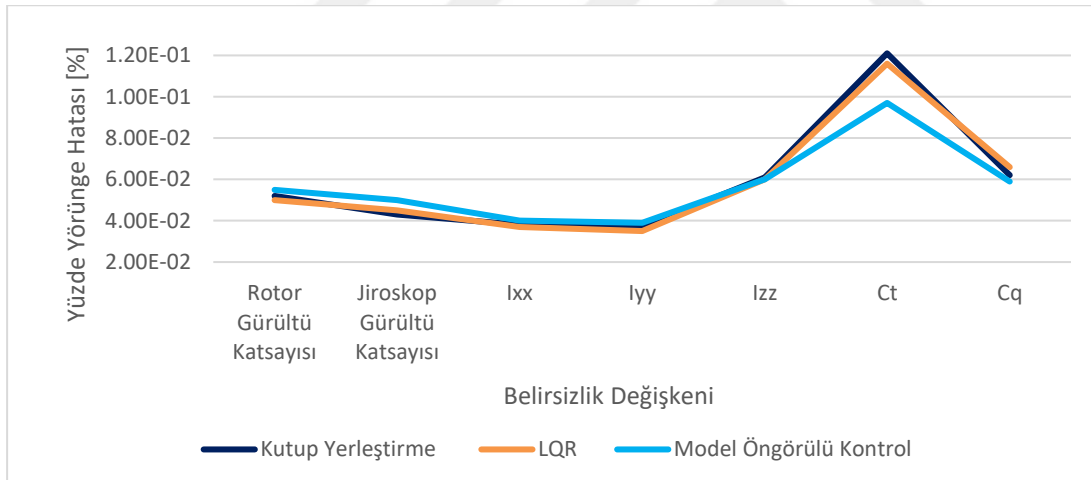
Ayrıca bu değerlerin tamamı uçuş yörüngeleri uzunluklarına göre normalize edilerek yüzde hata değerleri hesaplanabilmektedir. Bunun için Çizelge 5.6’da verilen uçuş yörüngesi uzunlukları ve Eşitlik (5.2) kullanılmıştır.

$$\text{Yüzde Hata} = \frac{OMH}{\text{Senaryo Uzunluğu}} \times 100 \quad (5.2)$$

Çizelge 5.6: Altı serbestlik dereceli sistemin uçuş yörüngesi uzunlukları.

Senaryo	Uzunluk [m]
Silindirik helis senaryosu	53,110
Konik helis senaryosu	153,911
Küresel yumak senaryosu	67,689
Rastgele manevra senaryosu	45,041

Buna göre Şekil 5.17’de verilen yüzdelik yörünge hatası grafiği ve Çizelge 5.7’de verilen yüzdelik yörünge hatası tablosu elde edilmiştir.



Şekil 5.15: Yüzde yörünge hatasının farklı kontrolcü tipleri için karşılaştırılması.

Çizelge 5.7 Altı serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen yüzde hata analizi sonucu (tüm kontrolcüler bir arada).

Belirsizlik Değişkeni	Kutup Yerleştirme [%]	LQR [%]	Model Öngörülü Kontrol [%]
Rotor Gürültü Katsayısı	0,052	0,050	0,055
Jiroskop Gürültü Katsayısı	0,043	0,045	0,050
Yuvarlanma Yönünde Atalet Momenti (I_{xx})	0,038	0,037	0,040
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	0,037	0,035	0,039
Sapma Yönünde Atalet Momenti (I_{zz})	0,061	0,060	0,060
Boyutsuz Dikey İtke Kuvveti Katsayısı (C_t)	0,121	0,116	0,097
Boyutsuz Rotor Momenti Katsayısı (C_q)	0,062	0,066	0,059

Şekil 5.14 ve Şekil 5.15’te verilen grafiklere göre kutup yerleştirme ve LQR tekniklerinin belirsizlikler karşısındaki pozisyon hatalarına etkisi benzer şekildedir. Çoğu belirsizlik değişkeni için elde edilen OMH değeri neredeyse aynıdır. Fakat model öngörülü kontrol tekniği ile daha farklı OMH değerleri elde edilmiştir. Özellikle diğer iki tekniğe göre grafiklerin tepe noktası olan boyutsuz dikey itki kuvveti katsayısı (C_t) için OMH değerinde bir düşüş mevcuttur. Diğer yandan, rotor ve jiroskop gürültüsünün model öngörülü kontrol tekniğine negatif bir etkide bulunduğu da ortaya çıkmıştır. Model öngörülü kontrol tekniği ile elde edilen grafik diğer iki grafiğe göre daha dengeli bir yayılım göstermektedir.

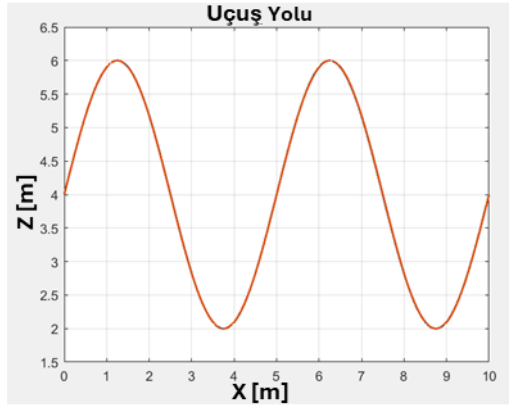
Belirsizlik değerleri incelendiğinde, özellikle aerodinamik katsayılardaki belirsizlikler kontrolcülerde ciddi bozucu etki oluşturabilmektedir. Bununla birlikte sapma yönündeki atalet momentinin belirsizliği de sistemi zorlamaktadır. Ancak yuvarlanma ve yunuslama yönlerindeki atalet momenti belirsizlikleri sapma yönüne göre biraz daha düşük seviyede bozuculuk oluşturmaktadır. Rotor ve jiroskop

gürültülerinin artması sistemde kayda değer bir bozuculuğa sebep olmaktadır. Özellikle rotorda meydana gelen gürültünün miktarı doğrudan kontrol girdilerini etkilediği için jiroskopta oluşan gürültülere göre daha zorlayıcı olmaktadır.

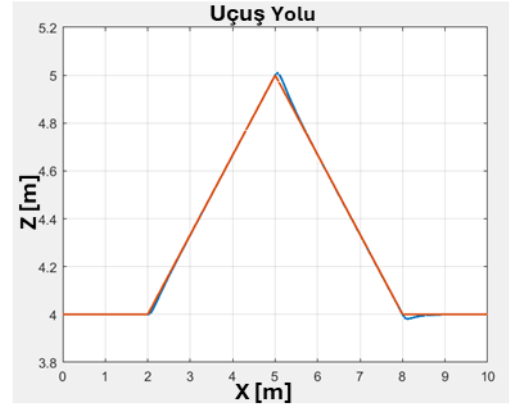
Genel olarak, Bölüm 5.1.1’de yer alan tüm belirsizlik analizleri incelendiğinde üç kontrol tekniğinin de başarılı bir performans verdiği ve İHA’nın uçuş yörüngesinin ciddi şekilde korunabildiği gözlemlenmiştir. Bu da yapılan tasarımların tamamının sistemle iyi bir uyumda olduğunu göstermektedir. Sistemin karmaşıklığı göz önünde bulundurulduğunda bu üç tekniğinde rotasyon kontrolcüsü tasarlamak için kullanışlı olduğu görülmüştür.

5.2. Üç Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetim Senaryolarının İncelenmesi

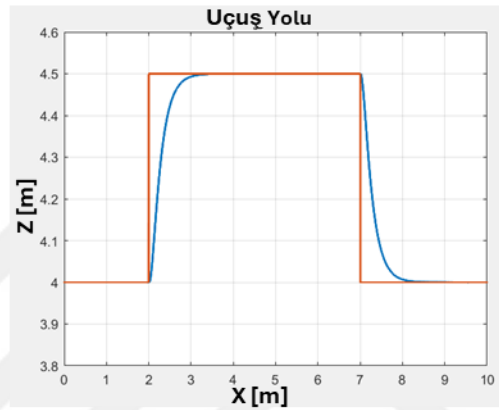
Üç serbestlik dereceli sistemin uçuş benzetiminde 3 ayrı senaryo üzerinde durulmuştur. Bu üç senaryonun tamamı düzlemsel biçimdedir. Bunun sebebi sistemin daha önce de belirtildiği gibi yunuslama yönünde öteleme hareketi yapamama kısıtıdır. Üç serbestlik dereceli sistem sapma ve yuvarlanma yönlerinde öteleme, yunuslama yönünde dönme hareketi yapmaktadır. Buna göre koşulan üç senaryonun ilki bir sinüs dalgası senaryosudur. Periyodu 5 saniye ve genliği 2 metre olan bir sinüs hareketi 10 saniye boyunca sürdürülmektedir. İkinci senaryoda ise eğimi 0,33 metre olan bir rampa hareketinin çıkış ve iniş fazı ele alınmaktadır. Yine 10 saniye koşulan senaryoda ilk hareket 2. Saniyede, ikinci hareket 5. saniyede başlamaktadır. Son senaryoda ise 0,5 metre genlikte bir birim basamak hareketi 10 saniye içerisinde iki kez yapılmaktadır. İlk hareket 2. saniyede başlamakta ve ikinci hareket ters yöne 7. saniyede başlamaktadır. Şekil 5.16’da tüm senaryolar verilen grafikler ile belirtilmiştir. Şekillerde, Z eksenini İHA’nın irtifasının büyüklüğünü gösterecek bir şekilde verilmiştir.



a) Sinüs dalgası senaryosu



b) Rampa senaryosu



c) Adım basamak senaryosu

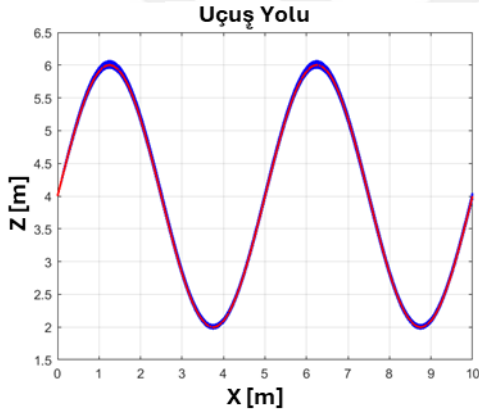
Şekil 5.16: Üç serbestlik dereceli sistemin benzetim senaryolarının bir arada gösterilmesi (Turuncu renk: Komut, Açık mavi renk: Cevap).

Üç serbestlik dereceli sistemde de belirsizlik analizlerinin yapılması sistemin uçuş performansının incelenmesi için uygun bir yöntem olacaktır. Bunun için sistemde oluşturulabilecek belirsiz durumlar ve limitleri belirlenmelidir. Üç serbestlik dereceli sistemde, altı serbestlik dereceli sisteme göre birtakım değişkenlerin önemini kaybetmesi sebebi ile belirsizlik değişkenlerinin birkaçı da önemini kaybetmektedir. Buna göre, yuvarlama ve sapma yönündeki atalet momenti ve boyutsuz rotor momenti katsayısındaki belirsizliklerin sistemden çıkarılması uygun olacaktır. Sonuçta geriye kalan belirsizlik değişkenleri bir araya getirildiğinde Çizelge 5.8 oluşturulabilmektedir.

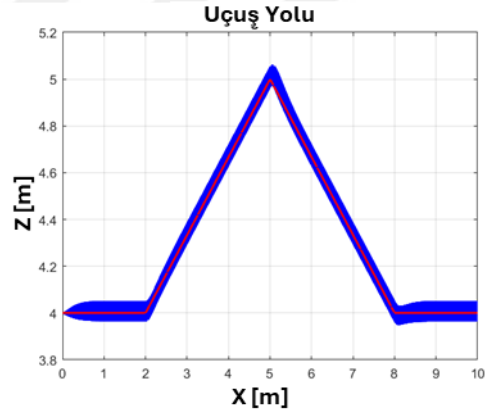
Çizelge 5.8: Üç serbestlik dereceli sistemin belirsizlik analizinde kullanılan değişkenler ve limitleri.

Değişken	Limit Değerleri
Rotor Gürültü Katsayısı	$[6000; 12000] \text{ rpm}$
Jiroskop Gürültü Katsayısı	$[0,1; 0,05] \text{ rad/s}$
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	$[0,001; 0,0027] \text{ kgm}^2$
Boyutsuz Dikey İtki Kuvveti Katsayısı (C_t)	$[7,641; 6,252] \cdot 10^{-6}$

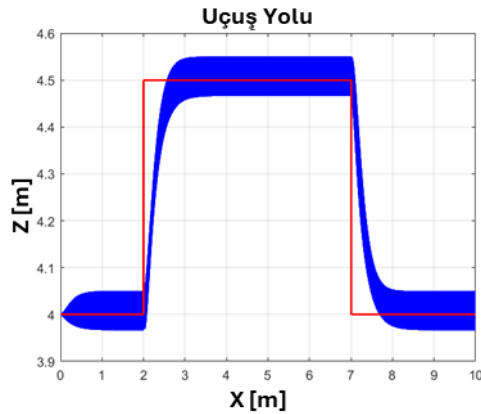
Çizelge 5.8’de verilen belirsizlik değişkenleri için belirlenen limit değerlerinde Monte Carlo belirsizlik analizi yapılması sonucunda Şekil 5.17’deki uçuş yörüngesi grafikleri ortaya çıkmaktadır. Grafiklerde koyu kırmızı renk komut edilen uçuş yörüngesini, koyu mavi renk ise elde edilen uçuş yörüngesini göstermektedir.



a) Sinüs dalgası senaryosu



b) Rampa senaryosu



c) Adım basamak senaryosu

Şekil 5.17: Uçuş yörüngelerinin bir arada gösterilmesi (üç serbestlik dereceli sistem).

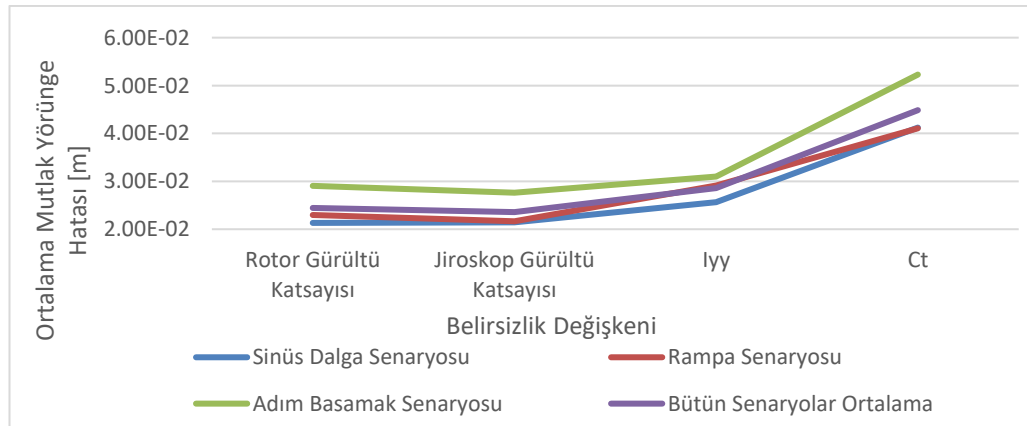
Şekil 5.17'deki grafiklere göre 3 senaryonun her birinde bir saçılım şekli elde edilmektedir. Bu üç senaryo sonucu elde edilen pozisyon hatalarının her bir belirsizlik değişkenine göre nasıl değiştiğini incelemek için Bölüm 5.1.1'deki gibi ortalama mutlak hata (OMH) analizinin yapılması yerinde olacaktır.

Çizelge 5.9'da verilen OMH değerlerine göre bu analizin hangi belirsizlik değişkeninin hangi senaryoyu ne kadar etkilediği anlaşılabilecektir.

Çizelge 5.9: Üç serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen belirsizlik analizi sonucu elde edilen OMH değerleri (S1: Sinüs dalgası senaryosu, S2: Rampa senaryosu, S3: Adım basamak senaryosu).

Belirsizlik Değişkeni	S1 Hata [m]	S2 Hata [m]	S3 Hata [m]	Bütün Senaryolar Ortalama [m]
Rotor Gürültü Katsayısı	0,021	0,023	0,029	0,024
Jiroskop Gürültü Katsayısı	0,021	0,022	0,028	0,024
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	0,026	0,029	0,031	0,029
Boyutsuz Dikey İtke Kuvveti Katsayısı (C_t)	0,041	0,041	0,052	0,045

Çizelge 5.9'da verilen bu çıktılar bir grafiğe döküldüğünde elde edilen analiz sonuçları daha kolay anlaşılabilir. Buna göre, Şekil 5.18'de verilen grafik bu analizin sonuçlarını ortaya koymaktadır.



Şekil 5.18: Ortalama yörünge hatasının uçuş senaryoları için karşılaştırılması.

Ayrıca altı serbestlik dereceli sistem için yapıldığı gibi, Eşitlik (5.2) kullanılarak Çizelge 5.10’da verilen uçuş yörüngesi uzunlukları için yüzde hata hesabı yapılabilmektedir.

Çizelge 5.10: Üç serbestlik dereceli sistemin uçuş yörüngesi uzunlukları.

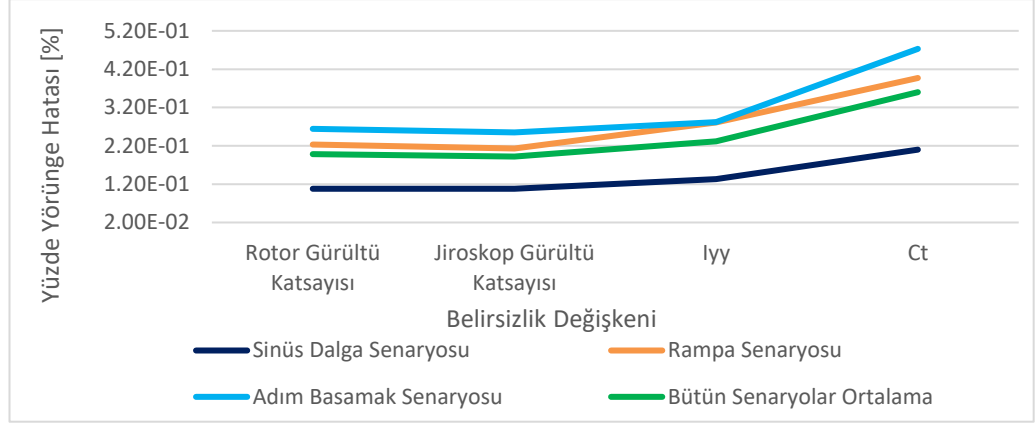
Senaryo	Uzunluk [m]
Sinüs dalgası senaryosu	19,521
Rampa senaryosu	10,322
Adım basamak senaryosu	11,000

Yüzdelik yörünge hatası hesabı sonucunda elde edilen değerler Çizelge 5.11’de verilmiştir.

Çizelge 5.11: Üç serbestlik dereceli sistem için gerçekleştirilen yüzde hata analizi sonucu (S1: Sinüs dalgası senaryosu, S2: Rampa senaryosu, S3: Adım basamak senaryosu).

Belirsizlik Değişkeni	S1 Hata [%]	S2 Hata [%]	S3 Hata [%]	Bütün Senaryolar Ortalama [%]
Rotor Gürültü Katsayısı	0,108	0,223	0,264	0,198
Jiroskop Gürültü Katsayısı	0,108	0,213	0,255	0,192
Yunuslama Yönünde Atalet Momenti (I_{yy})	0,133	0,281	0,282	0,232
Boyutsuz Dikey İtke Kuvveti Katsayısı (C_t)	0,210	0,397	0,473	0,360

Çizelge 5.11’deki tüm değerler grafiğe dökülerek Şekil 5.19’da verilen yüzdelik yörünge hatası grafiği elde edilmektedir.



Şekil 5.19: Yüzdelik yörünge hatasının uçuş senaryoları için karşılaştırılması.

Üç serbestlik dereceli sistem için yapılan OMH analizi sonucunda elde edilen grafikte her bir senaryonun yörünge hatası değerleri ele alınmıştır. Ayrıca, bu değerlerin ortalamasına da grafikler arasında yer verilmiştir. Grafiğe göre üç serbestlik dereceli sistem için, en bozucu etki boyutsuz aerodinamik dikey itki kuvveti (C_T) kaynaklı olmaktadır. Bunun yanında yunuslama atalet momenti (I_{YY}) de sistemde zorlayıcı konumdadır. Ayrıca, rotor ve jiroskop gürültülerinin de sistemde benzer bir bozuculukta olduğu görülmektedir. Yine rotor gürültüsü altı serbestlik dereceli sistemde olduğu gibi jiroskop gürültüsünden daha büyük bir bozuculuğa sebebiyet vermektedir.

Ayrı ayrı 3 senaryo için grafikler incelendiğinde adım basamak senaryosunun sistemi ciddi şekilde zorladığı gözlemlenmektedir. Diğer iki senaryodan rampa senaryosunun pozisyon hatasına daha yüksek bir etkisi olduğu gözlemlenmektedir. Bununla birlikte daha sert manevraların sistem üzerinde negatif bir etkisinin olduğu anlaşılabilmektedir. Sinüs senaryosundaki manevraların uzun ama daha küçük genlikte olması nedeniyle sistem üzerindeki etkisi düşük olmuştur.

Üç serbestlik dereceli sistem için koşulan 3 benzetim senaryosu sonucunda elde edilen tüm sonuçlarda başarılı bir yörünge takibi yapılabilmektedir. Yapılan belirsizlik analizi sonucunda sistemin uçuş performansında etkili bozulmalar görülse de sistem kararlı bir biçimde çalışmıştır. Bu sebeple üç serbestlik dereceli sistem için tasarlanan pozisyon ve rotasyon kontrolcülerinin sistem ile uyumlu olduğu gözlemlenmektedir.



6. SONUÇ

Tez çalışması kapsamında, dört rotorlu konfigürasyonda bir İHA'nın MATLAB & Simulink ortamında modellenmesi ve benzetim yöntemi ile performans analizleri yapılmıştır. Bu anlamda, yapılan çalışmaların tamamı ve elde edilen sonuçlar bu bölümde değerlendirilerek gelecek çalışmalar üzerinde durulmuştur.

6.1. Değerlendirmeler

Tez çalışmaları başlangıcında, modelleme ve benzetim ortamı için uygun görülen ve farklı kontrolcü tiplerinin de değerlendirilip kullanılabileceği dörtlü rotor konfigürasyonuna sahip İHA üzerinde karar kılınmıştır. Belirlenen İHA konfigürasyonu ile ilgili literatür araştırması yapıldıktan sonra modelleme ve kontrolcü tasarımı işlemlerinde yardımcı olabilecek kaynaklar belirlenmiştir.

Belirlenen kaynaklardan edinilen bilgi birikimi ışığında dörtlü rotor konfigürasyonuna sahip İHA'nın uçuş modelinin ortaya çıkartılması için gereken denklem setleri çıkartılmıştır. Çıkartılan bütün denklemler modelleme işleminde kullanılmak üzere MATLAB & Simulink ortamındaki İHA modeline aktarılmıştır. Tasarlanan modelle birlikte benzetim ortamında çalışmaların başlatılması öncesinde İHA'nın kontrol mimarisi belirlenerek, İHA için iki döngülü bir kontrol yapısı tasarlanmıştır. İki döngülü yapının iç kısmında bir zaman adımlı bir rotasyon kontrolcüsü yer alırken, dış kısmında dört zaman adımlı bir pozisyon kontrolcüsü yer almaktadır. Bu yapı ile İHA'nın zorlu manevralarda performansının istenen seviyede olması hedeflenmiştir. Ayrıca çalışma, üç serbestlik dereceli ve altı serbestlik dereceli olmak üzere iki tipte İHA modeli için gerçekleştirilmiştir.

Üç serbestlik dereceli İHA modeli için tasarlanan pozisyon ve rotasyon kontrolcülerinin ikisinde de kutup yerleştirme tekniği kullanılmıştır. Tasarlanan kontrol yapısı modele aktarıldıktan sonra üç farklı benzetim senaryosunda test edilmeye hazır hale getirilmiştir. Düzlemsel üç senaryo için yapılan benzetimler ile üç serbestlik dereceli İHA sisteminin uçuş performansı incelenmek istenmiştir. Özellikle

yapılan Monte Carlo belirsizlik analizi ile sistemin gürbüzlüğü ve hata toleransı değerlendirilmeye çalışılmıştır. Sisteme eklenen belirsizlik değişkenlerinden aerodinamik belirsizliklerin sistem için en yüksek derecede bozucu olduğu ortaya konmuştur. Bu analizlerden atalet momenti belirsizliği ile rotor ve jiroskop gürültülerinin de sistem üzerinde bozucu etkilerinin olduğu gözlemlenmiştir.

Altı serbestlik dereceli İHA modeli için tasarlanan pozisyon kontrolcüsünde kutup yerleştirme tekniği kullanılırken, rotasyon kontrolcüsünde üç ayrı yöntem kullanılmıştır. Kutup yerleştirme, LQR ve model öngörülü kontrol teknikleri ayrı ayrı tasarlanarak model içerisine gömülmüştür. Rotasyon kontrolcüsü tasarımı için kullanılan bu üç ayrı yöntem, sistemin uçuş performansını belirlemek ve Monte Carlo belirsizlik analizi gerçekleştirmek açısından faydalı olmuştur. Üç boyutlu uzayda dört farklı senaryo için yapılan benzetim çalışması ile üç kontrolcü tipi performans ve gürbüzlük kriterleri ortaya konmaya çalışılmıştır. Bunun için yapılan belirsizlik analizinde üç kontrolcünün de yörünge takibinde ciddi şekilde başarılı olduğu gözlemlenmiştir. Belirsizlik analizleri sonucu üç kontrolcü de gürbüz bir şekilde senaryoyu takip ederek koşulan her senaryoda kararlılığını sürdürmüştür. Yörünge takibinde gerçekleşen pozisyon hataları ile ilgili performans kriterleri ortaya çıkartıldıktan sonra görülmüştür ki, kutup yerleştirme ve LQR yöntemleri birbirlerine çok yakın bir performansa sahiptir. Model öngörülü kontrol tekniği ise bu iki yöntemden biraz daha ayrılarak belirsizlik tipine bağlı olarak daha dengeli bir hata profili orta koymuştur. Özellikle aerodinamik belirsizlikler için kutup yerleştirme ve LQR yöntemlerinde, model öngörülü kontrole göre daha yüksek pozisyon hataları ile karşılaşmıştır. Ancak genel olarak üç kontrolcü de sistem ile uyumlu çalışmaktadır.

Sonuç olarak, yapılan bu çalışmalar ile dörtlü rotor konfigürasyonuna sahip bir İHA'nın modelleme ve benzetimi yakından ele alınırken, farklı kontrolcü tekniklerinin sistemin uçuş performansını, kararlılığını, hata toleransını ve hassasiyetini nasıl etkilediği incelenmiştir.

6.2. Gelecek Çalışmalar

Gerçekleştirilen tez çalışmasına ek olarak dört rotorlu İHA için inceleme ve araştırmalar daha genişletilebilir. Bu anlamda, dörtlü rotor konfigürasyonlu İHA için bir prototip çalışmasının yapılması ve bu prototip ile çeşitli uçuş senaryolarının

gerçekleştirilmesi sonucunda deneysel veriler toplanabilir. Bu deneysel verilerin yapılan benzetim çalışması ile tutarlılığı değerlendirilerek benzetim modelindeki sapmalar belirlenebilir.





KAYNAKLAR

- [1] **Thiele, M., Obster, M., Hornung, M.,** Aerodynamic Modeling of Coaxial Counter-Rotating UAV Propellers, Institute of Aircraft Design – Technical University of Munich – Munich, Germany
- [2] **Czyba, R., Szafranski, G., Janik, M., Pampuch, K., Hecel, M.,** (2015) Development of Co-Axial Y6-Rotor UAV – Design, Mathematical Modeling, Rapid Prototyping and Experimental Validation, 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) Denver Marriott Tech Center
- [3] **Kose, O., Oktay, T.,** (2019) Dynamic Modeling and Simulation of Quadrotor for Different Flight Conditions, European Journal of Science and Technology No. 15, pp. 132-142, March 2019
- [4] **Wang, F., Cui, J., Chen, M., B., Lee, H., T.,** (2015) Flight Dynamics Modeling of Coaxial Rotorcraft UAVs, Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, K.P. Valavanis, National University of Singapore, Singapore
- [5] **Dominguez, V.H.; Garcia-Salazar, O.; Amezcua-Brooks, L.; Reyes-Osorio, L.A.; Santana-Delgado, C.; Rojo-Rodriguez,** (2022) E.G. Micro Coaxial Drone: Flight Dynamics, Simulation and Ground Testing. Aerospace 2022, 9, 245.
- [6] **Lee, R., Sreenath, K., Scherer, S.,** (2016) Modeling and Control of Coaxial UAV with Swashplate Controlled Lower Propeller, Robotics Institute Carnegie Mellon University Pittsburgh, Pennsylvania 15213
- [7] **Rubi, B., Perez, R., Morcego, B.,** (2016) Modelling and Control of a Coaxial Helicopter UAV in an Indoor Laboratory, Conference Paper
- [8] **Wang, X., Li, K., Zhao, N., Deng, H.,** (2017) Nonlinear Dynamics Modelling and Simulation of Cylindrical Coaxial UAV, 2017 IEEE International Conference on Real-time Computing and Robotics, July 14-18 Okinawa, Japan

- [9] **Hoffmann, M., G., Huang, H., Waslander, S. L., Tomlin, C. J.,** (2006) Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment, American Institute of Aeronautics and Astronautics
- [10] **Fernando H.C.T.E., De Zoysa M.D.C., Munasinghe S.R.,** (2013) Modelling, Simulation and Implementation of a Quadrotor UAV, 2013 IEEE 8th International Conference on Industrial and Information Systems, ICIIS 2013, Aug. 18-20, 2013, Sri Lanka
- [11] **Ryll, M., Bulthoff, H. H., Giordano, P. R.,** (2012) Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Tilting Propellers, 2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation River Centre, Saint Paul, Minnesota, USA
- [12] **Dong, W., Gu, G. Y., Zhu, X., Ding, H.,** (2023) Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Aerodynamic Concepts, World Academy of Science, Engineering and Technology
- [13] **Etkin, B.,** (1972) Dynamics of Atmospheric Flight, Jhon Wiley & Sons, Inc.
- [14] **Barnard, R. H., Philpott, D. R.,** (2006) Mechanics of Flight 11th Edition, Pearson Education, Inc., publishing as Prentice Hall One Lake Street, Upper Saddle River, New Jersey 07458
- [15] **Miele, A.,** (2016) Flight Mechanics Theory of Flight Paths, Addison-Wesley Publishing Company, Inc.
- [16] **Shirsat, A. R.,** (2015) Modeling and Control of a Quadrotor Aircraft UAV, Master of Science Thesis, Arizona State University
- [17] **Özaslan, T., Loianno, G., Keller J., Taylor, J., Kumar, V., Wozencraft J., Hood, T.,** (2017) Autonomous Navigation and Mapping for Inspection of Penstocks and Tunnels with MAVs, IEEE Robotics and Automation Letters
- [18] **Misin, M., Puig, V.,** (2020) Model Predictive Controller of a UAV using the LPV approach, Master of Science Thesis, School of Industrial Engineering of Barcelona

- [19] **Misin, M., Puig, V.**, (2020) LPV MPC Control of an Autonomous Aerial Vehicle, 28th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED) 15-18 September 2020 - Saint-Raphaël, France
- [20] **Ogata, K.**, (2010) Modern Control Engineering, Fifth Edition, Pearson Education, Inc., publishing as Prentice Hall One Lake Street, Upper Saddle River, New Jersey 07458
- [21] **Golnaraghi, F., Kuo, B. C.**, (2010) Automatic Control Systems 9th Edition, John Wiley & Sons, Inc.
- [22] **Wang, L.**, (2009) Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB, Springer-Verlag London Limited, Inc.
- [23] **Scherer, C.**, (2012) Theory of Robust Control, Mathematical Systems Theory Department of Mathematics University of Stuttgart Germany
- [24] **Nise, N.**, (2010) Control Systems Engineering 7th Edition, John Wiley & Sons, Inc.
- [25] **Willmott, C., Matsuura, K.**, (2005) Advantages of the mean absolute error (MAE) over the root mean square error (RMSE) in assessing average model performance, Climate Research. 30: 79–82.



EKLER

EK1

İngilizce	Türkçe
Co-axial	Ko-eksenel
Controller	Kontrolcü
Degree of Freedom	Serbestlik Derecesi
Derivative	Türev
Direction Cosine Matrix (DCM)	Yönelim Kosinüs Matrisi
Drone	Dron
Dynamics	Dinamik
Equation of motion	Hareket denklemi
Gravity	Yer çekimi
Gyroscope	Jiroskop
Integral	İntegral
Kinematics	Kinematik
Mean Absolute Error (MAE)	Ortalama Mutlak Hata (OMH)
Model Predictive Control (MPC)	Model Öngörülü Kontrol
North-East-Down (NED)	Kuzey-Doğu-Aşağı
Pole Placement	Kutup Yerleştirme
Proportional	Oransal
Quadrotor	Dört rotorlu
UAV	İHA