İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Küçük Ölçekli Bir Helikopterin Modellenmesi ve Kontrolü

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Başaran Bahadır Koçer

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

OCAK 2014

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Küçük Ölçekli Bir Helikopterin Modellenmesi ve Kontrolü

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Başaran Bahadır Koçer
518101006

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Yrd. Doç. Dr. Pınar Boyraz

OCAK 2014

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 518101006 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Başaran Bahadır Koçer** ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **"Küçük Ölçekli Bir Helikopterin Modellenmesi ve Kontrolü"** başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı :	**Yrd. Doç Dr. Pınar Boyraz** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
Jüri Üyeleri :	**Prof. Dr. Şeniz Ertuğrul** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
	Doç. Dr. Vasfi Emre Ömürlü Yıldız Teknik Üniversitesi	.....

Teslim Tarihi : **13 Aralık 2013**
Savunma Tarihi : **20 Ocak 2014**

ÖNSÖZ

Bu tezimin hazırlanmasında yardımlarını esirgemeyen değerli hocam Yrd. Doç. Dr. Pınar Boyraz'a teşekkürü bir borç bilirim. Bana laboratuvarında çalışma imkanı tanıyan ve sürekli desteğini hissettiğim kıymetli hocam Doç. Dr. Vasfi Emre Ömürlü'ye teşekkürü bir borç bilirim. Helikopter kontrolü gibi bir konuda konuşmalarıyla teşvik eden ve motivasyonumuzu arttıran değerli hocam Prof. Dr. Elbrous Caferov'a teşekkür ederim. Bu çalışma sırasında gerek teorik, gerekse pratik yardımlarını esirgemeyen Yıldız Teknik Üniversitesi'nden bütün mesai arkadaşlarıma teşekkür ederim. Özellikle mekanik tasarım aşamasındaki tecrübelerini aktaran mühendis arkadaşım Hakan Balcı'ya teşekkür ederim. Ayrıca kardeşlerime, babama ve anneme sonsuz teşekkür ederim.

Aralık 2013

Başaran Bahadır Koçer

Araştırma Görevlisi
Yıldız Teknik Üniversitesi
Mekatronik Mühendisliği

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **v**
İÇİNDEKİLER ..... **vii**
KISALTMALAR ..... **ix**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xi**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xiii**
ÖZET ..... **xvi**
SUMMARY ..... **xvii**
1. GİRİŞ **1**
1.1 Tezin Amacı 5
1.2 Literatür Araştırması 6
1.3 Tez Yapısı 9
2. HELİKOPTER DİNAMİĞİ **10**
2.1 Amaç 10
2.2 Eksen Takımları 10
2.3 Hareket Denklemleri 12
2.4 Kuvvet ve Moment Denklemleri 13
2.5 Çırpma Dinamiği 16
2.6 Motor ve Hız Modeli 20
2.7 Gövde Kuvvetleri 21
2.8 Dikey Kuyruk Kuvvetleri 22
2.7 Yatay Dengeleyici Kuvvetleri 22
2.7 Kuyruk Rotoru 23
3. DOĞRUSALLAŞTIRMA **26**
3.1 Amaç 26
3.2 Doğrusal Olmayan Modelin Denge Noktasında Doğrusallaştırılması 26
3.3 Doğrusal Modelin Elde Edilmesi 29
4. KONTROL **34**
4.1 Amaç 34
4.2 Optimal Kontrol Uygulaması 34
4.2.1 Riccati denklemi 35
4.2.1.1 Riccati denklemi sonuçları 35
4.2.2 Doğrusal matris eşitsizlikleri 41
4.3 H_∞ Uygulaması 42
4.4 Helikopter İçin Yörünge Uygulaması 51
5. SONUÇ VE ÖNERİLER **72**
KAYNAKLAR **75**
ÖZGEÇMİŞ **80**

KISALTMALAR

AÖB	**:** Ataletsel Ölçüm Birimi
CIFER	**:** Comprehensive Identification from Frequency Domain
EKF	**:** Extended Kalman Filter
GPS	**:** Global Positioning System
İHA	**:** İnsansız Hava Aracı
LQR	**:** Linear Quadratic Regulator
MEMs	**:** Micro-Electro Mechanical Sensors
MOSCA	**:** Modeling for Flight Simulation and Control Analysis
YSA	**:** Yapay Sinir Ağları

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Askı uçuş değerleri. 15
Çizelge 3.1 : Askı uçuşu koşulları. 29
Çizelge 4.1 : Askı uçuşu giriş değerleri 37
Çizelge 4.2 : Uyduların başlangıç konumları 57
Çizelge 4.3 : Uyduların başlangıç hızları 57

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Küçük ölçekli dikey kalkış platformları: a)Quadrotor, b)Klasik helikopter c)Eksenel helikopter d)Eş eksenli helikopter e)Trikopter f)Multikopter. 3
Şekil 1.2 : Levye girişi etkisi. 3
Şekil 1.3 : Kollektif girişi etkisi. 4
Şekil 1.4 : Genel çalışma yapısı. 5
Şekil 2.1 : Helikopter dinamiği genel yapısı. 10
Şekil 2.2 : Helikopter üzerinde Euler açılarının gösterimi. 11
Şekil 2.3 : Helikopterin genel hareket yapusu ve notasyonu. 12
Şekil 2.4 : İtki-iç akış iterasyon yapısı. 15
Şekil 2.5 : Gövdeye etkiyen rotor momentleri 17
Şekil 2.6 : Simulink'te kurulan helikopter dinamiği. 25
Şekil 3.1 : Köklerin yerleşimi. 30
Şekil 3.2 : Doğrusal ve doğrusal olmayan modelin kıyas yapısı. 31
Şekil 3.3 : Yalpalama açısı çıkışları. 31
Şekil 3.4 : Yalpalama açısı hız çıkışları 32
Şekil 3.5 : Z eksenindeki hız değişimi. 32
Şekil 3.6 : Z eksenindeki konum değimi. 33
Şekil 4.1 : LQR için basit bir form. 36
Şekil 4.2 : Tüm durumların LQR ile yanıtları. 36
Şekil 4.3 : Geri besleme ile köklerin yeni yerleşimi. 37
Şekil 4.4 : LQR kontrolcüsünün yalpa açısı yanıtı. 38
Şekil 4.5 : LQR kontrolcüsünün yunuslama açısı yanıtı. 38
Şekil 4.6 : LQR kontrolcüsünün sapma açısı yanıtı. 38
Şekil 4.7 : LQR kontrolcüsünün yalpa açısal hızı yanıtı. 39
Şekil 4.8 : LQR kontrolcüsünün yunuslama açısal hızı yanıtı. 39
Şekil 4.9 : LQR kontrolcüsünün sapma açısal hızı yanıtı. 40
Şekil 4.10 : LQR kontrolcüsünün X ekseni boyunca hareketi. 40
Şekil 4.11 : LQR kontrolcüsünün Y ekseni boyunca hareketi. 41
Şekil 4.12 : LQR kontrolcüsünün Z ekseni boyunca hareketi. 41
Şekil 4.13 : H_∞ sisteminin genel yapısı 42
Şekil 4.14 : Kontrolcü ile modelin genel yapısı. 44
Şekil 4.15 : H_∞ kontrolcü ile modelin genel yapısı. 44
Şekil 4.16 : Gövdeye etkiyen rüzgar modeli. 45
Şekil 4.17 : Simulink'te kurulan kontrolcü modeli. 46
Şekil 4.18 : Modelin ve rüzgarın frekans eğrileri. 46
Şekil 4.19 : Algoritma için tasarlanan model yapılarının frekans eğrileri. 47
Şekil 4.20 : X eksenindeki konum değişimi. 47
Şekil 4.21 : Y eksenindeki konum değişimi. 48
Şekil 4.22 : Z eksenindeki konum değişimi. 48
Şekil 4.23 : Yalpa açısı konumu. 48

Şekil 4.24 : Yunuslama açısı konumu. 49
Şekil 4.25 : Sapma açısı konumu. 49
Şekil 4.26 : X eksenindeki hız değişimi. 49
Şekil 4.27 : Y eksenindeki hız değişimi. 50
Şekil 4.28 : Z eksenindeki hız değişimi. 50
Şekil 4.29 : Yalpalama açısal hızı. 50
Şekil 4.30 : Yunuslama açısal hızı. 51
Şekil 4.31 : Sapma açısal hızı. 51
Şekil 4.32 : Helikopterin iç çevrim / dış çevrim yapısı. 52
Şekil 4.33 : Helikopterin hız profili. 54
Şekil 4.34 : Helikopterin bozuntulu hız profili. 55
Şekil 4.35 : Helikopterin gerçek rotası. 55
Şekil 4.36 : Uyduların konumları. 57
Şekil 4.37 : 1. Uydunun hız ve rota verileri. 58
Şekil 4.38 : 2. Uydunun hız ve rota verileri. 58
Şekil 4.39 : 3. Uydunun hız ve rota verileri.. 59
Şekil 4.40 : 4. Uydunun hız ve rota verileri.. 59
Şekil 4.41 : Uydular ile helikopter arasındaki mesafeler. 60
Şekil 4.42 : X ekseninde helikopterin konumu ve GPS verisi. 62
Şekil 4.43 : Y ekseninde helikopterin konumu ve GPS verisi. 62
Şekil 4.44 : Z ekseninde helikopterin konumu ve GPS verisi. 63
Şekil 4.45 : X eksenindeki GPS hatası. 65
Şekil 4.46 : Y eksenindeki GPS hatası.. 65
Şekil 4.47 : Z eksenindeki GPS hatası. 65
Şekil 4.48 : X eksenindeki hareket ve Kalman sonucu. 67
Şekil 4.49 : Y eksenindeki hareket ve Kalman sonucu 68
Şekil 4.50 : Z eksenindeki hareket ve Kalman sonucu verisi. 68
Şekil 4.51 : Doğrusal Kalman filtresinin diagonal elemanları. 68
Şekil 4.52 : X eksenindeki inovasyon süreci. 69
Şekil 4.53 : Y eksenindeki inovasyon süreci.. 69
Şekil 4.54 : Z eksenindeki inovasyon süreci. 69
Şekil 4.55 : Doğrusal Kalman filtresinin X eksenindeki hatası. 70
Şekil 4.56 : Doğrusal Kalman filtresinin Y eksenindeki hatası.. 70
Şekil 4.57 : Doğrusal Kalman filtresinin Z eksenindeki hatası. 71

Küçük Ölçekli Bir Helikopterin Modellenmesi ve Kontrolü

ÖZET

Bu çalışmada küçük ölçekli bir helikopterin modellenmesi gerçekleştirilmiştir. Seçilen model hobiciler arasında yaygın olarak bilinen, ancak akademik incelemesi yaygın olmayan T-REX 450 modelidir. İlk olarak matematiksel modelinin elde edilmesi için oldukça geniş bir çerçevede literatür taraması gerçekleştirilmiş ve küçük ölçekli helikopterler için parametrelerinin uyarlanabileceği mümkün olduğunca genelleştirilen bir model kurulmuştur. Helikopterin en önemli özelliklerinden birisi havada asılı kalabilmesidir ve helikopterin bu uçuş modunun kontrolü oldukça zordur. Helikopterin doğrusal olmayan, birleşik ve eksik eyleyici yapısı göz önüne alınarak askı uçuşu modu, denge noktası olarak seçilmiş ve doğrusallaştırma gerçekleştirilmiştir. Taylor serisi açılımıyla gerçekleştirilen doğrusallaştırma sonrasında Simulink üzerinde kurulan doğrusal olmayan model ile doğrusal modelin çıkışları farklı girdilerle kıyaslanmış ve elde edilen doğrusal model doğrulanmıştır. Doğrusal modele uygulanan kararlılık testlerinin ardından, çok giriş ve çok çıkışlı yapıya sahip olması da göz önüne alınarak bir optimal kontrolcü tasarlanmıştır. Askı uçuşu koşulu için tüm durumların kontrol edilebilirliği test edildikten sonra, farklı girişlerle düşük hızlardaki yanıtı askı uçuşu etrafında incelenmiştir. İlk olarak kontrol edilen parametrelerin oturmasına rağmen, dikkate değer bir gecikme yaşandığı gözlenmiştir. Kararlılık faktörlerinin daha iyi hale getirlebilmesi için dayanıklı kontrolcü tasarlanmıştır. Askı uçuşu koşulunda oluşabilecek olan olumsuz atmosferik etkiler de göz önüne alınarak, bozucu etmenleri bastırabilen bir H_∞ kontrolcü tasarlanmıştır. Bu tasarım başlangıç kazanç değerine ihtiyaç duymayan, nümerik olarak verimli bir tasarımdır. Bu uygulama ile helikopterin askı uçuşunda kontrol edilen parametreleri kararlı bir şekilde kontrol edilebilmiştir. Helikopterin askı uçuşu koşulu için yapılan testlerden sonra bir yörünge planlaması gerçekleştirilmiştir. Helikopter dinamiği belli ilerleme oranı değerlerinde ayrıklaştırılabileceğinden (decoupling), dinamiği, sabit kanatlı hava araçlarının dinamiğine ancak o şartlarda benzetilebilmektedir. Bundan dolayı ilk olarak yüksek ilerleme oranı değerleri ile helikopterin hız profili tanımlanmıştır. Daha sonra helikopterin konumunu tanımlayan 4 adet uydunun konum ve hız profilleri tanımlanarak, her biri farklı uzaklıklarda ölçüm yapan ve bu ölçümleri GPS verisine dönüştüren bir algoritma yapısı oluşturulmuştur. Oluşan hatalar göz önüne alınarak doğrusal bir Kalman filtresi tasarlanmış ve bu hataları gideren kestirim algoritması geliştirilmiştir.

A Small Scale Helicopter Modeling and Control

SUMMARY

In this study, modeling of a small scale helicopter is realized. T-REX 450 model is well known among hobby network, but it is not prevalent in research community. Firstly a comprehensive literature review is performed in order to obtain mathematical model of a small scale helicopter and a user defined generic helicopter model is designed. One of the important properties of helicopter is the ability of hover and it is a challenging task in terms of control. Helicopters have complex properties such as nonlinear dynamics, underactuated system structure and high degree of coupling between lateral and longitudinal dynamics. Regarding the coupling effect, hover flight is selected as a trim point and linearization process is performed with Taylor series expansion. After linearized model is obtained, it is compared to nonlinear model using same set of inputs. Linearized model is corrected and optimal controller is designed for such multi-input multi-output system. Controllability of full states is tested for hover and outputs are investigated with different input values near hover. Firstly, it is observed that; although controlled parameters are stable, general stability factor does not yield sufficient results. Consequently, robust control is designed to outperform the stability factors. Possible negative conditions in hover is taken into consideration and the H_∞ controller is designed with disturbance rejection algorithm. Initial stabilization gain is not required for this algorithm and it is numerically efficient. T-Rex 450 flight in hover is controlled efficiently through designed H_∞ controller. After the control of necessary hover states, a trajectory planning is carried out. Because helicopters dynamics may be decoupled for higher advance ratio values, in fact, they may be considered to represent fixed wing aircraft in this condition. Helicopter speed profile is agreement with this observation. Then four satellites'positions and speeds are determined and a navigation algorithm is designed based on four satellites' measurement of helicopter position. In order to reduce the errors, linear Kalman filter is applied.

1. GİRİŞ

Son dönemde oldukça popüler bir araştırma alanı olan insansız hava araçları içinde dikey kalkış yapan platformlar oldukça dikkat çekmektedir. Bu platformların ilk hali olan helikopterler (tek ana rotor ve tek kuyruk rotorlu helikopter klasik helikopter olarak tanımlanmaktadır) ise dikey kalkış / iniş, askı uçuşu ve manevra kabiliyetlerinden dolayı odak noktası olarak seçilmiştir. Helikopter latince helezon veya dolambaçlı anlamına gelen "*elikoeioas*" ve tüy veya kanat anlamına gelen "*pteron*" kelimelerinin birleşiminden oluşur. Genel hatlarıyla helikopter yapısının gelişimi ve katkıda bulunanlar şu şekilde sıralanabilir;

- Çin Oyuncağı (M.Ö. 400)
- Da Vinci'nin Hava Çivisi (1493)
- Lomonosov (1754), Paucton (1768), Launoy&Bienvenue (1784), Cayley (1792)
- Sarti (1828), Phillips (1842), Cayley (1843), d'Amecort (1863), Edison (1880)
- Cornu (1907), Denny Bros (1907), Breguet-Richet (1907-8), H.&E. Berliner (1909)
- Sikorsky Coaxial (1910), Yuriev (1912), Ellehammer (1914), H.&E. Berliner (1919-25)
- Cierva's C-4 Autogiro (1923), Pascara(20-4), Brennan(20-3)
- Curtiss-Bleeker(1930), Cierva C-19 Autogiro(1932), Sikorsky VS-300(1939)

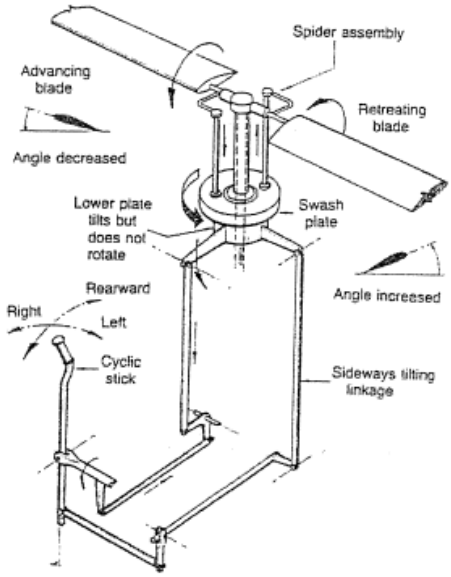
Helikopter dinamiği sabit kanatlı hava araçlarına göre oldukça karmaşıktır. Bunun nedeni ise rotor karakteristiğinden kaynaklanan uç girdapları ile diğer pallerin (*blade*) etkileşimleri, ilerleyen palde transonik akış ile gürültü oluşturması, palin ucunda oluşan şok dalgaları, daimi olmayan aerodinamik yapı, ana rotor / kuyruk rotoru / gövde etkileşimleri ve gerileyen palde dinamik düşüş (*stall*) yaşanmasıdır.

Ayrıca tam ölçekli helikopterlerde mekanik karmaşıklık ve itki gurubunun (motor ve transmisyon) ağırlığı diğer kısıt faktörleridir. Buna rağmen rotor etkileşimlerinden dolayı küçük ölçekli helikopterler tam ölçekli helikopterlere göre daha karmaşıktır. Bunun nedeni ise devir sayısının artması (büyük ölçekli helikopterlerde rotor palasının ucunda ses hızını aşma riski bulunmaktadır), rotor ve kuyruk rotorunun birbirine yakınlığı ve ölçeğin küçülmesinden dolayı ataletin azalmasıyla manevra yeteneğinin artmasıdır. Ayrıca bu helikopterler atmosferik etkiler karşısında daha hassas bir yapıya sahiptir. Fizik yasalarıyla çıkarılan matematiksel helikopter modelleri, helikopterin dinamik karakteristiğini tam olarak yansıtamadığından gerçek zamanlı verilerle gerçeklenmesi ve güncellenmesi gerekmektedir. Bu yönde son zamanlarda önemli gelişmeler görülmektedir. Özellikle küçük boyutlu ataletsel sensörlerin (MEMs), navigasyon cihazlarının (GPS) ve bilgisayarların gelişmesiyle birlikte küçük boyutlu hava araçlarının otonom uçuşu mümkün hale gelmiş ve bu alanda son yıllarda pek çok çalışma gerçekleştirilmiştir. Yaygın olarak kullanılan bazı platformlar Şekil 1.1'de görülmektedir. Buna rağmen boyutların küçülmesiyle kullanılan ekipmanlardaki hassasiyet derecesi azalmakta ve bunun üstesinden gelmek için güçlü yazılımlar gerekmektedir. Bununla birlikte küçük boyutlu hava araçlarında faydalı yük taşıma sınırı düşük olduğundan harici sensörlerle (örneğin konumlandırılmış kameralarla helikopterin konumunu belirleyerek) konum bilgisi ve harici bilgisayarlarla kontrol girdisi ile yörünge bilgisi oluşturulmaktadır. Küçük ölçekli bir helikopterin kontrol edilebilmesi için pek çok yöntem uygulanabilir. Literatür incelemesinde de görüleceği gibi pek çok çalışma halen devam etmektedir. Doğrusal kontrolcü çalışmaları, pek çok uçuş koşulunu da kapsayacak şekilde yoğun olarak devam etmekle birlikte doğrusal olmayan kontrolcü çalışmaları hem teorik olarak hem de uygulamalı olarak devam etmektedir. Küçük ölçekli helikopterlerde uzunlamasına levye (*cyclic longitudinal*), yanlamasına levye (*cyclic lateral*), kollektif (*collective*) ve dümen (*pedal*) olmak üzere dört kontrol girişi bulunmaktadır. Uzunlamasına ve yanlamasına levye girişleri helikopterin ana rotor açısını değiştirir ve genel yapısı Şekil 1.2'de görülmektedir. Küçük ölçekli helikopterlerde rotor sabit devirde çalışır ve tam ölçekli helikopterlerde kullanılan klape (*throttle*) yer almaz. Ancak mini hava araçlarında rotor hızının değişimini incelemek amacıyla bazı çalışmaları yapılmaktadır. Bu girişlerden uzunlamasına levye yunuslama (*pitch*) açısını, yanlamasına levye yalpalama (*roll*) açısını, kollektif ana rotor itkisini (*thrust*) ve dümen ise sapma (*yaw*) açısına neden olan kuyruk rotoru itkisini kontrol

etmektedir. Böylece arada bulunan yalpa tablası (*swashplate*) ile rotor ve paller üzerinde yapılan açı değişimleriyle tüm uçuş koşulları gerçekleştirilebilmektedir.

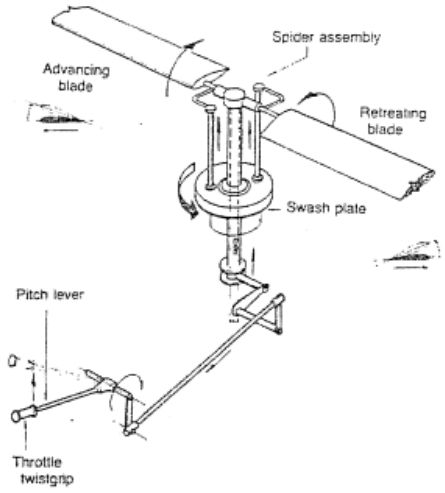


Şekil 1.1: Küçük ölçekli dikey kalkış platformları: a)Quadrotor, b)Klasik helikopter c)Eksenel helikopter d)Eş eksenli helikopter e)Trikopter f)Multikopter



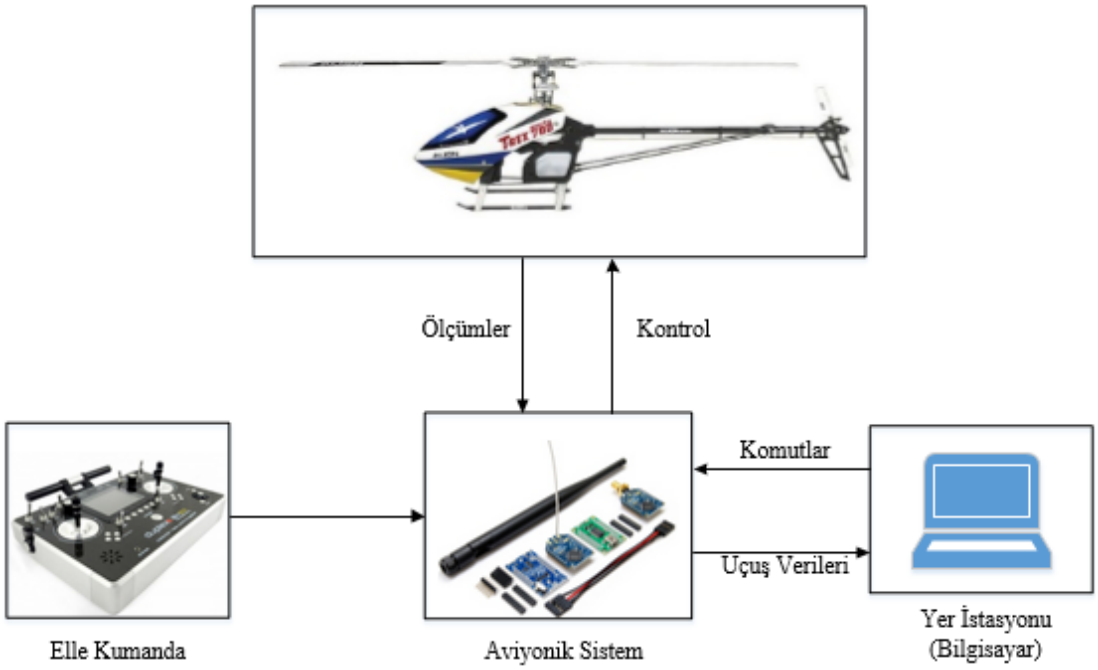
Şekil 1.2: Levye girişi etkisi

Helikopterin kollektif girişi pal açılarının değişimiyle aerodinamik kuvvetin artmasını sağlar. Genel yapısı Şekil 1.3'te görülmektedir.



Şekil 1.3: Kollektif girişi etkisi

Pedal girişi de kollektif girişinin çalışma yapısına sahiptir ve aerodinamik kuvvetin değişimiyle ana rotor pallerinin gövde üzerinde oluşturduğu torka karşı tork oluşturur. Örnek bir hava aracı yapısının elle veya otonom uçuşu genel olarak Şekil 1.3'de görülmektedir. Otonom bir uçuşu gerçekleştirmek için kumanda gerekli olmamasına rağmen güvenlik amacıyla kullanılmaktadır. Aynı görevi yer istasyonuyla gerçekleştirmek de mümkündür. Yer istasyonu uçuş bilgilerinin ve bu sırada elde edilen bilgilerin (görüntü gibi) kayıt altına alınmasını sağlar ve helikoptere güncel kontrol girdisiyle yörünge komutu gönderir. Buradaki en önemli bölüm ise aviyonik sistem bölümüdür. Aviyonik yapı en az bir uçuş kontrol bilgisayarından, yer istasyonu ile iletişimi sağlayacak bir sensör ile navigasyon ve ataletsel sensörlerden (AÖB) oluşmaktadır. GPS'in ölçüm hatalarından, kapalı alanda verdiği bilgi kullanılamadığından ve AÖB'lerinin çıkışları zamanla bozulduğundan aviyonik yapı ile birlikte bir kestirim (*estimation*) algoritması çalıştırılmalıdır. Bunun için literatürde geniş bir yer tutan Kalman filtresi temelli algoritmalar kullanılmaktadır. Genişletilmiş Kalman filtresi (EKF) yoğun olarak kullanılan örneklerden biridir.



Şekil 1.4: Genel çalışma yapısı

1.1 Tezin Amacı

Helikopter dinamiği karmaşık bir yapıdadır ve uygulama aşamasına geçmeden önce bazı sadeleştirmeler yapılmaktadır. İlk olarak kuvvet ve moment etkileriyle katı cisim olarak ele alınan helikopter dinamiğine, son yıllarda rotor denklemlerini de içeren kontrol çalışmaları uygulanmıştır. Rotor dinamiği ise helikopter palalarının çırpma denklemlerini içerdiğinden oldukça karmaşık yapıdadır. Bu denklemlerin çözümü için momentum teorisi ve pala elemanı teorisi (*blade element theory*) kullanılmaktadır. Öncelikle bu iki yöntemin de birlikte kullanıldığı tümleşik yöntem ile elde edilen ve literatürdeki pek çok çalışmada kullanılan bir matematiksel model [1] ele alınmıştır. T-Rex 450 helikopterinin parametreleri kullanılarak Simulink'te doğrusal olmayan bir model tasarlanmıştır. Bu modelin belli uçuş koşullarında (askı uçuşu, tırmanma, vs.) çıkışları ile doğrusal olmayan modelin çıkışları kıyaslanarak tasarlanan modelin doğrulanması hedeflenmiştir. Ayrıca literatürde yer alan doğrusal kontrol yaklaşımları ele alınarak standartlara uygun bir denetim yapısının geliştirilmesi hedeflenmiştir. Elde edilen doğrusal modelin verdiği sonuçlar ile gerçek helikopter verileri kıyaslanarak modelin doğrulanması, bu doğrultuda tasarlanacak kontrolcülerin gerçek sisteme uygulanması ve gerçek sistem çıkışlarının da standarlara uygun bir şekilde elde edilebilmesi amaçlanmıştır.

1.2 Literatür Araştırması

Helikopter yapısı ilk olarak Çin bamboo yaprağından esinlenmiş, özellikle Leanardo Da Vinci'nin hava çivisi tasarımı ile ana tasarı fikri belirlenmiş [2], sayısız katkıyla son halini almıştır ve geliştirme çalışmaları hâlâ devam etmektedir [3]. Özellikle 1970'lerden bu yana üretim ve bilişim teknolojilerindeki gelişmelerden dolayı çok hızlı gelişmeler kaydedilmiştir.

İlk kez küçük ölçekli bir helikopter, Doğu Almanya'da 1968'de Dieter Schluter tarafından kontrol edilebilmiştir[3]. 1974'te Bell ve Hiller tarafından kararlılık çubuğunun eklenmesiyle helikopterin dinamik performansı arttırılmıştır. 1992'de minyatür helikopterlerin (15 cm'den küçük rotor çaplı) askeri operasyonlarda kullanımı DARPA (Defense Advanced Research Project Agency) çalıştayında gündeme gelmiştir[3]. 1990'dan bu yana güvenilir ve karmaşık helikopter çalışmaları akademik alanda ilgi çekici hale gelmiştir. Genel olarak aviyonik yapı en az bir bilgisayardan ve temel uçuş ihtiyaçlarının (havada bilginin analiz edilmesi, otomatik kontrol yasalarının uygulanması, yer istasyonuyla haberleşebilme ve temel uçuş bilgilerinin kaydedilmesi) karşılanmasından oluşur. Genelde navigasyon için 4 temel araç kullanılır. Bunlar ataletsel ölçüm birimi, küresel konumlama sistemi, manyetometre ve gelişmiş kestirim algoritmalarıdır. İnsansız hava aracı sistemlerinde ana işlem basamakları; navigasyon bilgisinin toplanması, uçuş kontrol algoritmasının yürütülmesi, servo motor ve rotor motorlarının sürülmesi, yer istasyonuyla iletişim ve uçuş bilgilerinin kaydedilmesi işlemleridir [3].

Bu tez kapsamında çalışılan İHA, helikopter yapısı olduğundan kontrol sisteminin kurulabilmesi için öncelikle helikopter dinamiğinin incelenmesi gerekmektedir. Helikopter dinamiği doğrusal olmayan bir yapıdadır, kararsızdır, farklı kanallarda dinamik birleşikliğe sahiptir ve belirsiz parametrelere sahiptir [4]. 1987'de NASA'da geliştirilen helikopter modeli geliştirilebilir ve revize edilebilir bir yapıda olması dolayısıyla günümüzde kullanılan helikopter modelleri için önemli bir kilometre taşı olmuştur [5]. Sonrasında gerçek zamanlı çalışmaya (*real-time*) uygun yapıda pek çok matematiksel model geliştirilmiştir. Genel olarak katı cisim dinamiği, kuvvet ve tork üretim mekanizması, rotor aerodinamiği ve dinamiği ve eyleyici dinamiğinden oluşan bir modele rotor elastikliği, çırpma denklenmleri ve gövde aerodinamiğinin dahil edildiğinde son derece karmaşık bir yapı elde edilmektedir [6]. Buna rağmen

yapılan küçük ölçekli hava araçları için (*Quadrotor* da dahil) var olan kontrol çalışmaları katı cisim denklemleri ile kuvvet ve moment üretim mekanizmasını kullanarak gerçekleştirilmiştir [7-12]. Daha doğru model yaklaşımları momentum teorisi ile pala elemanı teorisinin (*blade element theory*) birleştirilmesiyle elde edilebilmiştir [13, 14]. Helikopterin bu yapısı için fiziksel kanunlar ve matematiksel ifadeler kullanılırken, sistem tanılama yoluyla da modelleme çalışmaları gerçekleştirilmiştir [15, 16]. Sistem tanılama için oldukça popüler olan CIFER modülü literatürde yaygın olarak kullanılmıştır [17-19]. Bu yaklaşımla elde edilen doğrusal model kısıtlı olduğundan, birinci dereceden modelleme olarak bilinen fiziksel ve matematiksel yaklaşım ile sistem tanılama yaklaşımını birleştiren MOSCA modülü geliştirilmiştir [20, 21]. Bir diğer kombine yaklaşım da zaman alanında öngörü optimizasyonu ile sunulmuştur [22].

Helikopterlerin kontrol girişleri durum değişkenlerinden daha az olduğu için eksik eyleyicili (*underactuated*) sistem kategorisinde incelenir. Bu platformların kontrol tasarımları için dinamik modeli kullanıldığından yüksek dereceden doğrusal olmayan yapılar ve farklı alt sistemler arasında etkileşimler görülür. Bundan dolayı modelleme önemli bir aşamadır [23]. Literatürde uygulanan kontrol yapıları öncelikle öğrenme temelli, sonrasında doğrusal yapılı ve son olarak doğrusal olmayan kontrolcü yaklaşımlarıyla incelenecektir.

Bulanık mantık, insan temelli öğrenme ve yapay sinir ağları; öğrenme temelli yaklaşımlar içerisinde helikopter kontrolünde yaygın olarak kullanılan yapılardır. Ortak noktaları ise dinamik modelin yerine bazı denemelerle ve uçuş bilgisiyle kontrolün gerçekleştiriliyor olmasıdır. Bulanık kontrol yaklaşımının kullanımıyla tecrübe edilen veya kaydedilen bilginin belli kurallara dönüştürülmesiyle uçuş kontrolü temelinde ilk çalışmalar gerçekleştirilmiştir [24, 25]. Sonrasında tam ölçekli UH-1H helikopterinin standart manevraları için (ileri uçuş, askı uçuşu ve eşgüdümlü dönme gibi) pilotun yerini alabilecek bulanık mantık temelli kontrol çalışması yapılmıştır [26]. Burada genetik algoritma ve bir nümerik model kullanımıyla etkili yapılar elde edilebilmiştir. Başka bir çalışma ise helikopterin hareket modlarını dört farklı alt gruba (yunuslama-uzunlamasına hareket, yalpa-yanlamasına hareket, sapma ve kollektif-dikey hareket) ayırıp gerçekleştirilmiştir [27]. Gerçek uygulamayı da içeren bu çalışmada "Sugeno" yapısı ile ağırlıklı ortalama yöntemi Matlab'da geliştirilmiştir. Diğer bir yöntem olan insan temelli öğrenme yaklaşımı da helikopter

kontrol uygulamalarında kullanılmıştır. Sert manevraları da içeren uçuş test bilgisinden belli modlar için bir dizi giriş-çıkış yapısının oluşturulduğu çalışma 2001'de sunulmuştur [1]. Bu çalışmadan elde edilen birikim otonom sert uçuşlar için kontrol yapısının uygulanması ve geliştirilmesinde kullanılmıştır [28]. Ayrıca [22] çalışmasında takviyeli veya "çıraklık" temelli olarak adlandırılan yaklaşım gerçekleştirilmiştir. Buna göre istenen manevra oluşturulan uçuş bilgisinden türetilmiş olup birinci dereceden modelleme yaklaşımı da yapıya eklenmiştir. Diğer bir ilgi çekici yöntem de yapay sinir ağı temelli kontrol uygulamasıdır. Bu tür çözümler, [29] çalışmasında da olduğu gibi benzetim temellidir. YSA, [30] çalışmasında olduğu gibi bazı bilinmeyenleri tanılamak için kullanılır ve kullanılan kontrol teknikleriyle bütünleştirilir. Ayrıca [31] çalışmasında askı uçuşunda eyleyici komutunu oluşturmak için ataletsel verinin kullanımıyla kontrol yapısı geliştirilmiştir.

Doğrusal kontrol yaklaşımları içerisinde yoğun olarak PID, LQR ve H_∞ yaklaşımları kullanılmıştır. İlk olarak 1970'lerin başında tam ölçekli CH-53 helikopteri doğrusal kontrolcü ile otonom uçuşunu gerçekleştirmiştir [23]. Optimal kontrol yaklaşımlarında LQR, MIT'nin dört rotorlu hava aracında pozisyon kontrolü için kullanılmıştır [32]. Ayrıca LQG yaklaşımı da askı uçuşu ve yörünge takibi için başarıyla kullanılmıştır [33]. Bir diğer çalışmada ise RMAX helikopteri tanılanmış kararsız köklerini kararlı hale getirmek için iç çevrimde kullanılmıştır [34]. Diğer bir doğrusal yaklaşım olan H_∞ yaklaşımı da modellenemeyen dinamikle ve belirsiz parametrelerle çalışmaya imkan tanıdığından literatürde yoğun olarak çalışılan bir konu halindedir. Hâlihazırda tam ölçekli bir helikopterde kullanılmıştır [35] ve bazı ticari otopilotlarda da kullanılmaktadır. Çevrim biçimlendirme (*Loop Shaping*) ile yapılan [21] çalışmada basamaklı mimari yapıya sahip kontrolcü başarıyla uygulanmıştır. Ayrıca ETH'da geliştirilen eş eksenli bir helikopetere de konum ve yükseklik kontrolü için çevrim biçimlendirme uygulanmıştır [36]. Bunun dışında basitleştirilmiş bir algoritmayla başlangıç kararlılık kazancına gerek bırakmayan bir yaklaşımla da helikopter kontrolüne uygulanmıştır [37, 38]. Doğrusal kontrolcülerin performansını arttırmak için helikopter dinamiği farklı modlar için farklı dinamiklerle temsil edilerek ele alınabilir. Kazanç çizelgesi (Gain scheduling) yaklaşımı ile bu yapı NASA'nın çalışmasında gerçekleştirilmiştir [39]. Ayrıca dört rotorlu hava aracı platformuna da bu yaklaşım uygulanmıştır [40].

Doğrusal kontrol yapılarındaki bazı kısıtlardan dolayı doğrusal olmayan kontrolcü çalışmaları yoğun bir şekilde devam etmektedir. Bunların arasında geribesleme doğrusallaştırması veya dinamik tersi, uyarlamalı kontrol, model öngörülü kontrol, geri adımlama tekniği (*backstepping*) ve iç içe satürasyon (*nested saturation*) yaklaşımları dikkat çekmektedir. Geribesleme doğrusallaştırması insansız helikopterin doğrusal olmayan kontrolünde kesin ve yaklaşık giriş-çıkış geribeslemesi ile ele alınmıştır [41]. Ayrıca iç döngüde doğrusal bir kontrolcü ve dış döngüde dinamik tersi kullanılarak yapılan çalışma ile pek çok uçuş modu gerçekleştirilebilmiştir [42]. Dinamik tersi yöntemi ile sert manevraları da içeren kontrol çalışması gerçekleştirilebilmiştir [43]. Diğer bir ilgi çekici yöntem de uyarlamalı kontrol yöntemidir. Bu yöntemin temeli ve deneysel çalışmaları [30, 44] çalışmalarında sunulmuştur. Bu yaklaşım [45] çalışmasında olduğu gibi ticari otopilotlarda da kullanılmaktadır. Uyarlamalı kontrolün sert manevralar için uygulaması da verimli bir şekilde gerçekleştirilmiştir [46]. Doğrusal olmayan diğer bir yaklaşım da model öngörülü kontrol yaklaşımıdır. İnsansız helikopterin yörünge kontrolü model öngörülü kontrol ile ilk olarak [47, 48] çalışmalarında gerçekleştirilmiştir. Farklı amaçlarla (engelden ve çarpışmadan kaçınma gibi) pek çok çalışma da sonrasında gerçekleştirilmiştir [49-52]. Ayrıca genelleştirilmiş model öngörülü kontrol adıyla bazı değişiklikler yapılarak elde edilen sonuçlar [53] çalışmasında sunulmuştur. Başka bir ilgi çekici yaklaşım olan geri adımlama yönteminin teorik yapısı [54-56] çalışmalarında sunulmuştur. Bu yaklaşımın başarılı uygulamaları ise [10, 57] çalışmalarında gerçekleştirilmiştir. Ayrıca uçuş sırasında meydana gelen eyleyici doyum limitlerinden kaynaklanan problemleri aşabilmek için geliştirilen iç içe satürasyon yöntemi de ilk olarak [30] çalışmasında ele alınmış, sonrasında [9, 58-60] çalışmalarında genişletilmiştir.

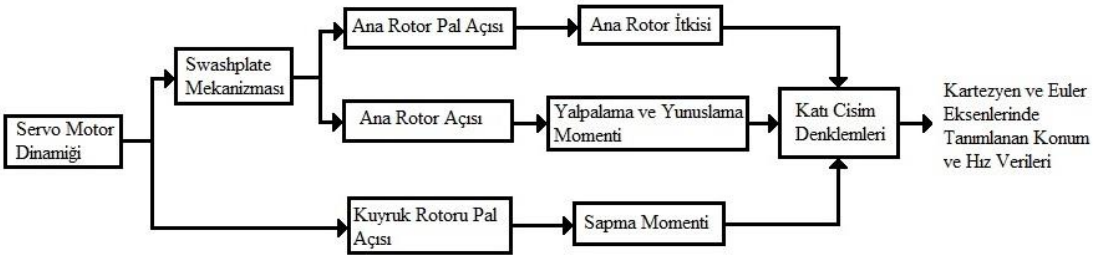
1.3 Tez Yapısı

Bu çalışma 4 ana bölüme ayrılmıştır. İlk olarak genel bilgilerin yer aldığı giriş bölümünde, çalışmanın hedeflerinin yer aldığı amaç bölümü ve literatür taramasına yer verilmiştir. İkinci bölümde ayrıntılı bir matematiksel modele yer verilmiştir. Üçüncü bölümde ise bu modelin doğrusallaştırma algoritmaları sunulmuştur. Dördüncü bölümde farklı kontrol yapıları uygulanmış ve analiz edilmiştir. Son olarak elde edilen sonuçlar sunulmuştur.

2. HELİKOPTER DİNAMİĞİ

2.1 Amaç

Bu bölümde birinci dereceden modelleme olarak bilinen fiziksel ve matematiksel kanunlarla elde edilen model yapısının ayrıntılarına girilmiş ve kontrol uygulamasına hazır hale getirilmiştir. Yer verilen matematiksel model, Vladislav Gavrilets'in 2003'te MIT'de gerçekleştirdiği doktora çalışmasından [61] alınmıştır. Helikopter dinamiğinin temel yapısı Şekil 2.1'de görülmektedir. İlk olarak servo motorlar vasıtasıyla helikopterin dört girişine (kollektif, uzunlamasına levye, yanlamasına levye ve pedal) komut gönderilir. Kollektif girişi yalpa tablası (*swashplate*) mekanizması vasıtasıyla ana rotor pallerinin hücum açısını değiştirerek itkinin değişimine neden olur. Uzunlamasına levye ve yanlamasına levye girişleri ile yalpa tablası üzerinden ana rotorun açısı değiştirilerek helikopterin uzunlamasına ve yanlamasına hareketi sağlanır. Pedal girişiyle kuyruk rotorunun pal açısı değiştirilerek sapma açısı kontrol edilir. Aynı zamanda helikopterin gövdesi üzerine etkiyen ana rotor torkuna karşı ters yönde tork oluşturur.



Şekil 2.1: Helikopter dinamiği genel yapısı

2.2 Eksen Takımları

Helikopter 6 serbestlik derecesine sahip bir sistemdir. Helikopterin hareketleri, gövde eksenine sabit bir referans eksen takımının, dünyanın düz ve sabit olduğu kabulü yapılarak dünyaya sabitlenmiş başka bir referans takımına göre tanımlanır. Altı serbestlik derecesine sahip olan helikopterin üç eksen etrafında yaptığı dönüş hareketi üç adet Euler açısıyla ifade edilir. Şekil 2.2'de bu açılar görülmektedir.

Euler açıları uzaysal eksen takımıyla gövdeye sabitlenmiş eksen takımı arasındaki açıları ifade eder.



Şekil 2.2: Helikopter üzerinde Euler açılarının gösterimi

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

$$C_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad \textbf{(2.1)}$$

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

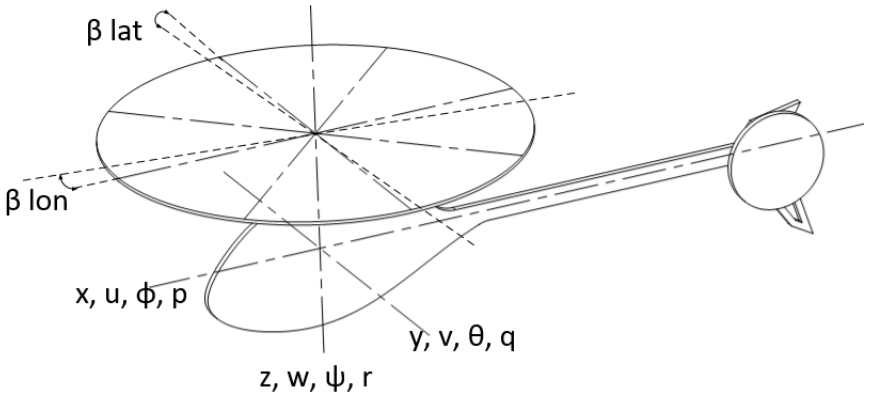
Denklem 2.1'de öteleme eksenlerinin etrafındaki açısal hareketi tanımlamak için çıkarılan Euler dönüşüm denklemleri yer almaktadır. Dönüşüm adımlarıları sırasıyla sapma, yunuslama ve yalpa hareketi olmak üzere $\boldsymbol{R_{sb}(\Theta)}$ 2.2 denkleminde tanımlanır.

$$\begin{bmatrix} \cos\theta\cos\Psi & \cos\theta\sin\Psi & -\sin\theta \\ \sin\emptyset\sin\theta\cos\Psi - \cos\emptyset\sin\Psi & \sin\emptyset\sin\theta\sin\Psi + \cos\emptyset\sin\Psi & \sin\emptyset\cos\theta \\ \cos\emptyset\sin\theta\cos\Psi + \sin\emptyset\sin\Psi & \cos\emptyset\sin\theta\sin\Psi - \sin\emptyset\cos\Psi & \cos\emptyset\cos\theta \end{bmatrix} \quad \textbf{(2.2)}$$

Hava araçları için yaygın dönüşüm sıralaması öncelikle sapma, sonrasında yunuslama ve yalpalama olarak kabul edilir[14], denklem 2.2'de görülen $\boldsymbol{R_{sb}(\Theta)}$ dönüşüm matrisi elde edilir. Bu dönüşüm matrisiyle helikopterin ağırlık merkezine göre tanımlanan konumu, dünya üzerindeki atalet eksenine göre tanımlanabilir.

2.3 Hareket Denklemleri

Katı cisim denklemleri Newton-Euler denklemleriyle tanımlanır. Helikopterin eksenleri ve o eksenlerdeki hareketler Şekil 2.3'deki notasyonda görülmektedir. Dikey kalkış / iniş hareketi, ana rotor itkisinin ana rotor düzlemine dik etkimesi ve kollektif girişinin değişimiyle sağlanır. Öteleme hareketleri ana rotor itkisinin farklı açılarda hareket etmesiyle gerçekleşir. Bu açılardan $B_{\delta_{lon}}$ ve $B_{\delta_{lat}}$ açıları sırasıyla uzunlamasına harekete ve yanlamasına harekete neden olur. Bu girişler levye ile yalpa tablasına iletilir. Bu açıların oluşumuyla moment kuvvetleri oluştuğundan dolayı 2 eksende dönme hareketi de meydana gelir. Son olarak sapma açısı ise antitork rotoru olarak da isimlendirilen kuyruk rotorunun pal açısının değişimiyle itki kuvveti arttırılarak oluşturulur.



Şekil 2.3: Helikopterin genel hareket yapısı ve notasyonu

Her üç eksendeki öteleme hareketiyle, Euler eksenlerindeki dönme hareketleri 2.3'de yer alan denklem setiyle tanımlanır[61].

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= vr - wq - g\sin\theta + (X_{mr} + X_{fus})/m \\
\dot{v} &= wp - ur + g\sin\emptyset\cos\theta + (Y_{mr} + Y_{fus} + Y_{tr} + Y_{vf})/m \\
\dot{w} &= uq - vp + g\cos\emptyset\cos\theta + (Z_{mr} + Z_{fus} + Z_{ht})/m \\
\dot{p} &= qr(I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} + (L_{mr} + L_{vf} + L_{tr})/I_{xx} \\
\dot{q} &= pr(I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} + (M_{mr} + M_{ht})/I_{yy} \\
\dot{r} &= pq(I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} + (-Q_e + N_{vf} + N_{tr})/I_{zz}
\end{aligned} \tag{2.3}$$

X, Y, Z helikopterin her üç eksendeki kuvveti ve L, M, N helikopterin her üç eksendeki momentidir. I ise helikopterin ataletidir. Denklem setinde alt indis $()_{mr}$

ana rotoru, $()_{tr}$ kuyruk rotorunu, $()_{fus}$ gövdeyi, $()_{ht}$ yatay dengeleyiciyi ve $()_{vf}$ dikey kuyruğu göstermektedir. Q_e ana rotora etkiyen aerodinamik kuvvetleri dengeleyen motor tarafından üretilen torktur. Ayrıca açılar Şekil 2.3'de görülmektedir.

2.4 Kuvvet ve Moment Denklemleri

Ana rotor itkisi hesabında iç akışın (*inflow*) kararlı ve düzenli olduğu varsayımı yapılmıştır. Askı uçuşunda iç akışın kararlı hale geçişindeki zaman sabiti 2.4 denkleminde verilmiştir[61]. Bu denklem Padfield tarafından helikopterin askı uçuşu koşulunda itki denkleminin doğrusallaştırılmasıyla elde edilmiştir[62].

$$T_\lambda = \frac{0.849}{4\lambda_{trim}\Omega_{mr}} \tag{2.4}$$

λ_{trim} elemanı askı uçuşu koşulundaki harmonik eleman, T_λ itki kuvveti ve Ω_{mr} ana rotor devir sayısıdır. Askı uçuşunda indüklenmiş hız, momentum teorisinden 2.5'teki gibi hesaplanır;

$$V_{imr} = \sqrt{\frac{mg}{2\rho\pi {R^2}_{mr}}} \tag{2.5}$$

İtki katsayısı 2.6 formülünden hesaplanır; (mr alt indisi çıkarılarak)

$$C_T = \frac{T}{\rho(R\Omega)^2\pi R^2} \tag{2.6}$$

'T' ana rotor itkisidir ve 2.7'de yer alan iterarif yapıyla hesaplanır. Bu yapının oluşumu için [6] kitabıyla Prouty, [62] kitabıyla Padfield ve [63] kitabıyla Leishman katkıda bulunmuştur.

$$\lambda_0 = \frac{C_T}{2\eta_w\sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2}}$$

$$ {C_T}^{ideal} = \frac{a\sigma}{2}\left(\theta_0\left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2}\right) + \frac{\mu_z - \lambda_0}{2}\right) \tag{2.7}$$

$$ {C_T}^{max} = \frac{T^{max}}{\rho(R\Omega)^2\pi R^2}$$

$$C_T = \begin{Bmatrix} {C_T}^{ideal}\ if\ -{C_T}^{max} \le {C_T}^{ideal} \le {C_T}^{max} \\ -{C_T}^{max}\ if\ {C_T}^{ideal} < -{C_T}^{max} \\ {C_T}^{max}\ if\ {C_T}^{max} < {C_T}^{ideal} \end{Bmatrix} \tag{2.8}$$

2.8 denkleminde ideal ve max. itki katsayısı için koşullar verilmiştir. 2.7 denkleminde yer alan ρ hava yoğunluğunu, Ω ana rotor hızını, R ana rotor yarıçapını, a kaldırma kuvveti eğrisinin eğimini, σ rotor katılık oranını, c ise palin veter genişliğini göstermektedir. Ayrıca ilerleme oranı değeri 2.9 denkleminde tanımlanır. μ_z ise z eksenindeki elemanıdır.

$$\mu = \sqrt{\frac{(u-u_{wind})^2+(v-v_{wind})^2}{R\Omega}}$$

$$\mu_z = \frac{w - w_{wind}}{R\Omega} \qquad \textbf{(2.9)}$$

$$\sigma = \frac{2c}{\pi R}$$

Momentum teorisine göre η_w ile ideal olmayan akış katsayısı göz önünde bulundurulur. Akış üzerinde düzgün olmayan hız ve basınç dağılımından dolayı oluşan kayıplar hesaba katılır. 2.10 denkleminde g_0 ve Λ ifadeleriyle tanımlanır ve böylece iterasyon denklemlerinde basitçe gösterilebilir.

$$g_0 = \lambda_0 - \frac{C_T}{2\eta_w \Lambda^{1/2}}$$

$$\Lambda = \mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2 \qquad \textbf{(2.10)}$$

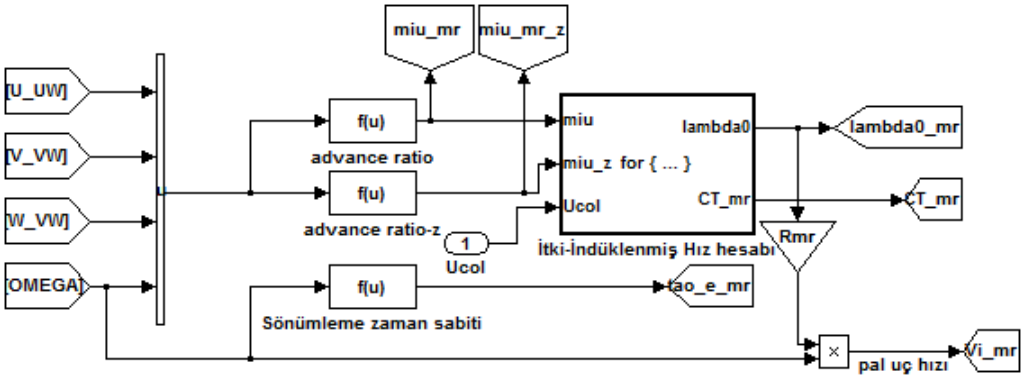
2.11 denkleminde iterasyon yapısı tanımlanır.

$$\lambda_{0_{j+1}} = \lambda_{0_j} + f_j h_j(\lambda_{0_j})$$

$$h_j = -\left(\frac{g_0}{dg_0/d\lambda_0}\right)_{\lambda_0=\lambda_{0_j}} \qquad \textbf{(2.11)}$$

Açık halde formül 2.12'de sunulmuştur ve Simulink modeli Şekil 2.4'de görülmektedir.

$$h_j = -\frac{\left(2\eta_w \lambda_{0_j} \Lambda^{\frac{1}{2}} - C_T\right)\Lambda}{2\eta_w \Lambda^{\frac{3}{2}} + \frac{a\sigma}{4}\Lambda - C_T(\mu_z - \lambda_{0_j})} \qquad \textbf{(2.12)}$$



Şekil 2.4: İtki – iç akış iterasyon yapısı

Askı uçuşunda hesaplanan parametreler Çizelge 2.1'de görülmektedir.

Çizelge 2.1: Askı uçuşu değerleri

Parametre	Değeri
İtki	6.7689 N
İndüklenmiş Hız	2.9154 m/sn
İç Akış Hızı	0.0053 m/sn
İtki Katsayısı	0.0058

İleri uçuşta ve tırmanma (*climb*) uçuşunda momentum analiziyle çözüm geliştirilirken, iniş (*descend*) sırasında ana rotorun iç akış karmaşıklığından dolayı yaklaşık çözümler gerçekleştirilir. Literatürde yer alan çalışmalarda iterasyon sayısı 5 olarak önerilmiştir, bu çalışmada ise 10 seçilmiştir. Askı uçuşunda dikey ivmelenme 2.13 denkleminde tanımlanır[61].

$$a_z = Z_w w + Z_{col}\delta_{col} \tag{2.13}$$

Dikey hız sönümü kararlılık türevi Z_w ve kollektif yunuslama kontrolü türevi Z_{col} momentum teorisinden elde edilen sadeleştirmeler ile 2.14 denkleminde olduğu gibi analitik olarak tanımlanır;

$$Z_w = -\frac{\rho(R\Omega)^2\pi R^2}{m}\frac{2a\sigma\lambda_0}{16\lambda_0 + a\sigma}$$
$$Z_{col} = -\frac{\rho(R\Omega)^2\pi R^2}{m}\frac{8}{3}\frac{a\sigma\lambda_0}{16\lambda_0 + a\sigma} \tag{2.14}$$

Ana rotor torku, üretilen itkiden ve pal üzerindeki sürükleme kuvvetlerinden dolayı oluşan torkların toplanmasıyla 2.15'te görüldüğü gibi elde edilebilir.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho(R\Omega)^2\pi R^3} = C_T(\lambda_0 - \mu_z) + \frac{C_{D_0}\sigma}{8}\left(1 + \frac{7}{3}\mu^2\right) \quad \textbf{(2.15)}$$

Burada C_Q tork katsayısı, C_{D_0} ana rotor palasındaki sürüklenme katsayısıdır. Son olarak ana rotorun oluşturduğu sapma momenti 2.16 denkleminde tanımlanmıştır.

$$Q_{mr} = C_{Q\rho}(R\Omega)^2\pi R^3 \quad \textbf{(2.16)}$$

2.5 Çırpma Dinamiği

Ana rotor çırpma açısı β, palanın azimut açısı ψ'nın Fourier serisi açılımıyla ifade edilebilir ve 2.17 denkleminde görülmektedir[61].

$$\beta(\psi) = a_0 + a_1 \cos\,\psi + b_1 \sin\,\psi \quad \textbf{(2.17)}$$

Benzer şekilde kararlılık çubuğunun çırpması 2.18 denkleminde tanımlanır.

$$\beta_s(\psi) = a_{1s} \sin\,\psi + b_{1s} \cos\,\psi \quad \textbf{(2.18)}$$

Kararlılık çubuğu çırpması mekanik bağlantı boyunca ana rotor yunuslama açısının değişimi üzerine etkide bulunur, bu etki 2.19 formülünde belirtilir;

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{lon} \sin\psi + \theta_{lat} \cos\,\psi + k_s\beta_s \quad \textbf{(2.19)}$$

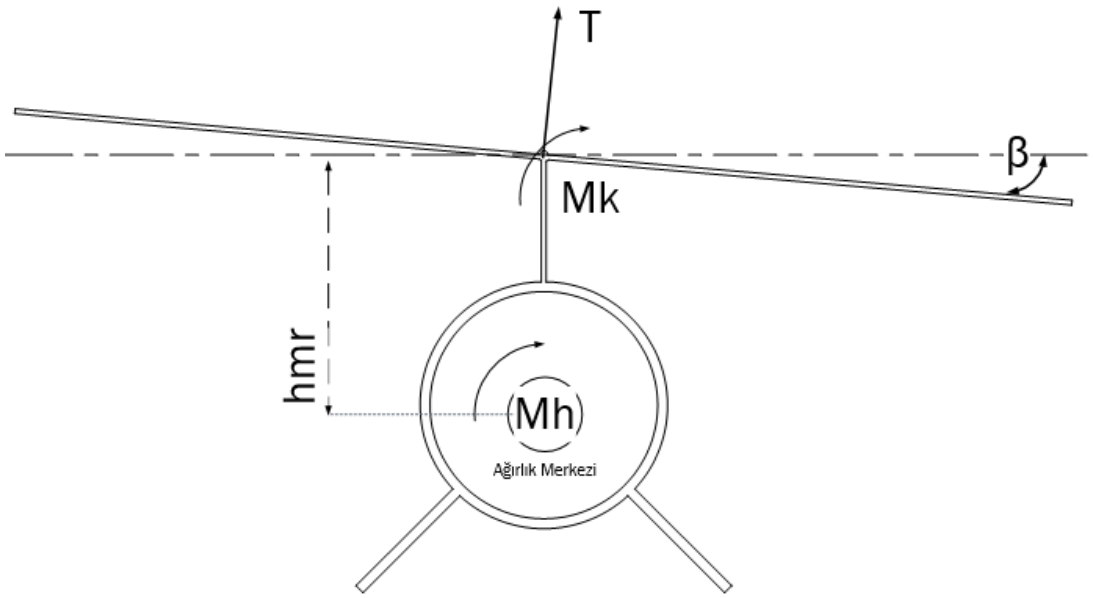
Aerodinamik kuvvetlerin atalet kuvvetlerine oranı olan "*Lock sayısı*" formülü 2.20'de tanımlanır[61].

$$\gamma = \frac{\rho c a R^4}{I_\beta} \quad \textbf{(2.20)}$$

Yanlamasına ve uzunlamasına çırpma dinamiği 2.21 denkleminde ifade edilmiştir[61].

$$\begin{aligned} \dot{b}_1 &= -p - \frac{b_1}{\tau_e} - \frac{1}{\tau_e}\frac{\partial b_1}{\partial \mu_v}\frac{v - v_w}{R\Omega} + \frac{B_{\delta_{lat}}}{\tau_e}\delta_{lat} \\ \dot{a}_1 &= -q - \frac{a_1}{\tau_e} + \frac{1}{\tau_e}\left(\frac{\partial a_1}{\partial \mu}\frac{u - u_w}{R\Omega} + \frac{\partial a_1}{\partial \mu_z}\frac{w - w_w}{R\Omega}\right) + \frac{A_{\delta_{lon}}}{\tau_e}\delta_{lon} \end{aligned} \quad \textbf{(2.21)}$$

Burada $B_{\delta_{lat}}$ ve $A_{\delta_{lon}}$ ana rotor çırpma açılarına etkiyen levye girişlerinin kazanç sabitleridir. u_w, v_w ve w_w helikopterin sırasıyla X, Y ve Z eksenlerine etkiyen rüzgar hızlarıdır. τ_e kararlılık çubuğuyla rotor için zaman sabitidir. Şekil 2.5'te gövdeye etkiyen rotor momentleri görülmektedir.



Şekil 2.5: Gövdeye etkiyen rotor momentleri

İlk moment etkisi rotor başında etkisini gösterir ve sabit bükülme rijitlik katsayısı K_β ile modellenir ($M_{k,lat} = K_\beta b_1$). İkinci etki itki vektörünün eğilmesiyle etkisini gösterir. İtki vektörünün rotor düzlemine dik olduğı kabul edilir ve itki vektörü rotor çırpınma açısıyla orantılı olarak değişir. Moment kolu h_{mr} uzunluğudur ve helikopterin ağırlık merkezi ile rotor düzlemi arasındaki mesafedir. ($M_{h,lat} = Th_{mr}b_1$) Toplam yalpa momenti 2.22 formülünden hesaplanır[61].

$$L_{mr} = \left(K_\beta + Th_{mr}\right)b_1 \tag{2.22}$$

Benzer şekilde yunuslama momenti 2.23 formülünden hesaplanır.

$$M_{mr} = \left(K_\beta + Th_{mr}\right)a_1 \tag{2.23}$$

Burada çırpma denklemlerinin tanımlanması için problem yavaş ve hızlı dinamik olarak iki başlıkta incelenir. *Dihedral* (ikidüzlemli) türevleri yalnızca dinamiğin düşük frekanslı spekturumunda önemlidir. Yüksek frekanslarda (0.5 Hz'in üzerinde) levye girişi - açısal hız çıkışı transfer fonksiyonu, öteleme hareketi için çırpma

türevlerinin çıkarılmasıyla, ikinci dereceden bir denklemde 2.24'de görüldüğü gibi ifade edilebilir;

$$\frac{q}{\delta_{lon}} \approx \frac{A_{\delta_{lon}}}{\tau_e} \frac{{\omega^2}_{nq}}{s^2 + 1/\tau_e s + {\omega^2}_{nq}}$$
$$\frac{p}{\delta_{lat}} \approx \frac{B_{\delta_{lat}}}{\tau_e} \frac{{\omega^2}_{np}}{s^2 + 1/\tau_e s + {\omega^2}_{np}} \quad \textbf{(2.24)}$$

Uzunlamasına ve yanlamasına gövde-rotor modlarının sönümlenmeyen doğal frekansları 2.25 denkleminde ifade edilebilir.

$$\omega_{nq} = \sqrt{\frac{T_{mr} h_{mr} + K_\beta}{I_{yy}}}$$
$$\omega_{np} = \sqrt{\frac{T_{mr} h_{mr} + K_\beta}{I_{xx}}} \quad \textbf{(2.25)}$$

Askı uçuşu ve düz uçuş için $T_{mr} \approx mg$ eşitliği gerekir. Helikopterin ağırlık merkezi ve ana rotor başı arasındaki mesafe belli olduğundan atalet momenti hesaplanabilir. Çırpınma hareketi için sönüm zaman sabiti 2.26 denkleminden elde edilir;

$$\tau_e = \frac{16}{\gamma_{fb} \Omega_{mr}} \quad \textbf{(2.26)}$$

Sönümleme "*Lock*" sayısı ile orantılıdır. Ayrıca levye girişleri yalpa tablasının mekanik yapısına bağlı olarak değişmektedir. Daha önce yapılmış deneysel çalışmalarda rotor hızı arttıkça $B_{\delta_{lat}}$ ve $A_{\delta_{lon}}$ değerlerinin arttığı belirtilmiştir[14]. Bu değerler aşağıdaki 2.27 denklemiyle karakterize edilebilir;

$$B_{\delta_{lat}} = B_{\delta_{lat}}^{nom} \left(\frac{\Omega}{\Omega_{nom}}\right)^2 rad/rad$$
$$A_{\delta_{lon}} = B_{\delta_{lon}}^{nom} \left(\frac{\Omega}{\Omega_{nom}}\right)^2 rad/rad \quad \textbf{(2.27)}$$

Öteleme hızından dolayı oluşan çırpma hareketi çırpma türevleriyle tanımlanır. İleri hızın artmasıyla oluşan uzunlamasına çırpma gerileyen palaya göre ilerleyen palada kaldırma kuvveti artışına neden olur. Kararlılık çubuğu olmadan rotorun kararlı hal uzunlamasına çırpma değeri 2.28 denkleminde tanımlanır.

$$a_1 = \frac{2\mu(4\delta_{col}/3 - \lambda_0)}{1 + 3\mu^2/2} \approx 2\mu(4\delta_{col}/3 - \lambda_0) \quad \textbf{(2.28)}$$

Bu işlem oldukça yavaş olan *phugoid* (sabit bir hücum açısında, helikopterin kinetik enerjisiyle potansiyel enerjisi arasında oluşan etkileşimden dolayı büyük genlikli alçalma/yükselme hareketi) modunun doğal frekansı ve sönümünde önemli rol oynamaktadır ve frekans alanı tanılaması ile kestirilmesi güçtür. Denklem doğrusallaştırılır ve ölçeklendirme katsayısıyla 2.29 denklemiyle ifade edilir.

$$\frac{\partial a_1}{\partial \mu} = 2K_\mu \left(\frac{4\delta_{col}}{3} - \lambda_0\right) \quad \textbf{(2.29)}$$

Bu denklemde K_μ kararlı haldeki ileri uçuş profiliyle cyclic girişinin eşleştirilmesiyle elde edilir. Rotor simetrisinden dolayı uzunlamasına ve yanlamasına *dihedral* (ikidüzlemli) türevleri büyüklük olarak eşittir[61]. Bu eşitlik 2.30 denkleminde ifade edilmiştir.

$$\frac{\partial b_1}{\partial \mu_v} = -\frac{\partial a_1}{\partial \mu} \quad \textbf{(2.30)}$$

Pozitif Z eksenindeki hız ilerleyen palada daha yüksek kaldırmaya neden olur ve rotorun gerileyen palası ile arasında kaldırma farkı oluşur. Bu etki ${\partial a_1}/{\partial \mu_z}$ ile 2.31 denkleminde karakterize edilir.

$$\frac{\partial a_1}{\partial \mu_z} = K_\mu \frac{16\mu^2}{(1 - \mu^2/2)(8|\mu| + a\sigma)} sign\mu \approx K_\mu \frac{16\mu^2}{8|\mu| + a\sigma} sign\mu \quad \textbf{(2.31)}$$

Küçük çırpma açıları (10 derecenin altında olan) ana rotorun oluşturduğu kuvvetin doğrusal olarak ifade edilebilmesini sağlamaktadır.

2.6 Motor ve Hız Modeli

Rotor hız dinamiği 2.32 denkleminde görüldüğü gibi modellenir[61];

$$\dot{\Omega} = \dot{r} + \frac{1}{I_{rot}} Q_e - Q_{mr} - n_{tr} Q_{tr} \tag{2.32}$$

Bu denklemde Q_e motor torku, $Q_{mr} = C_Q \rho (R\Omega)^2 \pi R^3$ ana rotor torku ve Q_{tr} kuyruk rotor torku ve n_{tr} kuyruk rotoru devir oranı ve I_{rot} toplam dönme ataletini göstermektedir. Motor torku δ_t(motorun yakıt klapesi) ve rotor hızına bağlıdır. Motor torku ile klapenin orantılı olduğu varsayımı yapılarak, 2.33 denklemi elde edilir.

$$P_e = P_e^{max} \delta_t \tag{2.33}$$

Böylece tork 2.34 denkleminde;

$$Q_e = \frac{P_e}{\Omega} \tag{2.34}$$

olarak tanımlanır. Yönlendirici (*governor*) oransal integral geribesleme kontrolcüsü ile modellenebilir, klapenin yer değişimi ile rotor hızı komutu sürdürülür. Bu yapıdaki formüller 2.35 denklemlerinde görülmektedir.

$$\begin{aligned} \delta_t &= K_p(\Omega_c - \Omega) + K_i \omega_i \\ \omega_i &= \Omega_c - \Omega \end{aligned} \tag{2.35}$$

Denklemde Ω_c rotor hızı komutu, K_p ve K_i ise kontrolcü kazançlarıdır. Klapenin servo dinamiği rotor hızı dinamiğinden daha hızlıdır ve ihmal edilmiştir. Motor ve yönlendirici dinamiği askı uçuşu şartlarında doğrusallaştırılarak 2.36 denklemleriyle elde edilir[61];

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}\begin{bmatrix} \omega \\ \omega_i \end{bmatrix} = &\begin{bmatrix} -\frac{1}{\Omega I_{rot}}\left(3Q_{mr}^0 + P_e^{max} K_p\right) & \frac{P_e^{max} K_i}{\Omega I_{rot}} \\ -1 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \omega \\ \omega_i \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \frac{P_e^{max} K_p}{\Omega I_{rot}} & -\frac{1}{\Omega I_{rot}} \frac{\partial C_Q}{\partial \delta_c} Q_{mr}^0 \\ -1 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \omega_c \\ \delta_c \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.36}$$

Sistemin karakteristik polinom denklemi 2.37'de formülize edimiştir.

$$\chi(\lambda) = \lambda^2 + \lambda\frac{3Q_{mr}^0 + P_e^{max}K_p}{\Omega I_{rot}} + \frac{P_e^{max}K_i}{\Omega I_{rot}} \tag{2.37}$$

2.7 Gövde Kuvvetleri

Gövde tarafından oluşturulan X ve Y eksenlerindeki sürükleme kuvvetleri 2.38 denklemlerinden elde edilir[61].

$$X_{fus} = S_x^{fus}\frac{1}{2}\rho V_{imr}^2\frac{u}{V_{imr}}$$
$$Y_{fus} = S_y^{fus}\frac{1}{2}\rho V_{imr}^2\frac{v}{V_{imr}} \tag{2.38}$$

Denklemde S_x^{fus} ve S_y^{fus} X ve Y yönlerindeki sürükleme alanlarıdır. İleri hız rotorun iç akışından daha hızlı ise 2.39 denklemlerinde görüldüğü gibi gövde sürüklenmesi düz bir yüzeye etkiyen bir dinamik basıç olarak modellenebilir.

$$X_{fus} = S_x^{fus}\frac{1}{2}\rho U_e^2\frac{u}{U_e}$$
$$Y_{fus} = S_y^{fus}\frac{1}{2}\rho U_e^2\frac{v}{U_e} \tag{2.39}$$

U_e seçilen denge noktası hızıdır. Bu denkemlerle gövde kuvvetleri 2.40 ve 2.41 denklemlerindeki gibi ifade edilir;

$$V_\infty = \sqrt{u_a^2 + v_a^2 + (w_a + V_{imr})^2}$$
$$X_{fus} = -0.5\rho S_x^{fus}u_a V_\infty \tag{2.40}$$

$$Y_{fus} = -0.5\rho S_y^{fus}v_a V_\infty$$
$$Z_{fus} = -0.5\rho S_z^{fus}(w_a + V_{imr})V_\infty \tag{2.41}$$

Burada u_a, v_a ve w_a üç eksendeki basınç merkezinin havaya göre hızıdır.

2.8 Dikey Kuyruk Kuvvetleri

Dikey kuyruğun oluşturduğu yanal kuvvet 2.42 denkleminde tanımlanır[61].

$$Y_{vf} = -0.5\rho S_{vf}(C_{L_\infty}^{vf} V_\infty^{tr} + |v_{vf}|)v_{vf} \tag{2.42}$$

Bu denklemde S_{vf} dikey kuyruk alanı, $C_{L_\infty}^{vf}$ kaldırma kuvveti eğrisinin eğimi ve V_∞^{tr} kuyruk rotor göbeğindeki havaya göre yanal hız ve w_{tr} dikey hız olmak üzere yatay kuyruk ve kuyruk rotoru üzerindeki aerodinamik hız bileşenleri 2.43 denkemlerinde tanımlanır.

$$\begin{aligned} v_{vf} &= v_a - \epsilon_{vf}^{tr} V_{itr} - l_{tr} r \\ w_{tr} &= w_a - l_{tr} q - K_\lambda V_{imr} \end{aligned} \tag{2.43}$$

Bu denklemde V_{itr} kuyruk rotoruun indüklenmiş hızı, r sapma hızı, ϵ_{vf}^{tr} kuyruk rotorunda indüklenmiş hızın dikey kanatçığa etkisi, l_{tr} kuyruk rotor düzlemi ile ağırlık merkezi arasındai uzaklık, V_{imr} indüklenmiş hız ve K_λ akım ağırlık faktörüdür. Dikey kanatçık yanal kuvvetleri sapma ve küçük te olsa yalpa momenti oluşturur, bu etki 2.44 denklemlerinde tanımlanır.

$$\begin{aligned} N_{vf} &= -Y_{vf} l_{tr} \\ L_{vf} &= Y_{vf} h_{tr} \end{aligned} \tag{2.44}$$

2.9 Yatay Dengeleyici Kuvvetleri

Yatay kuyruk itki oluşumuna ve yunuslama kararlılığına katkı sağlar. Kuyruk rotorunda etkili bir dikey hız 2.45 denkleminde tanımlanır[61].

$$w_{ht} = w_a + l_{ht} q - K_\lambda V_{imr} \tag{2.45}$$

Yatay dengeleyici tarafından üretilen Z kuvveti 2.46 denkleminde tanımlanır.

$$Z_{ht} = 0.5\rho S_{ht} C_{L_\alpha}^{ht} |u_a| w_{ht} + |w_{ht}| w_{ht} \tag{2.46}$$

Denklemde S_{ht} yatay dengeleyici alanıdır. Yatay dengeleyici tarafından oluşturulan yunuslama momenti 2.47 denkleminde tanımlanır.

$$M_{ht} = Z_{ht} l_{ht} \tag{2.47}$$

2.10 Kuyruk Rotoru

İtki ile iç akış arasında tanımlanan iteratif formüller kuyruk rotoru için yeniden düzenlenmelidir[61]. 2.48 demklemlerinde itki katsayısı tanımlanır.

$$\begin{aligned} C^{tr}_{T_{\mu^{tr}_z}} &= \frac{\partial C^{tr}_T}{\partial \mu^{tr}_z}\left(|\mu_{tr}|, \mu^{tr}_z = 0, \delta^{trim}_r\right) \\ C^{tr}_{T_{\delta_r}} &= \frac{\partial C^{tr}_T}{\partial \delta_r}\left(|\mu_{tr}|, \mu^{tr}_z = 0, \delta^{trim}_r\right) \end{aligned} \tag{2.48}$$

Kısmi türevleri nümerik olarak çözülür. Ana rotor katsayıları için kullanılan parametreler ile analitik yaklaşımdan kuyruk rotoru katsayıları elde edilebilir. Bu kararlılık türevleri 2.49 denklemlerinde tanımlanır.

$$\begin{aligned} Y^{tr}_v &= -C^{tr}_{T_{\mu^{tr}_z}} \frac{f_t \rho \Omega_{tr} R_{tr} \pi R^2_{tr}}{m} \\ Y^{tr}_\delta &= -C^{tr}_{T_{\delta_r}} \frac{f_t \rho (\Omega_{tr} R_{tr})^2 \pi R^2_{tr}}{m} \end{aligned} \tag{2.49}$$

Denklemde f_t tıkanma (*blockag*e) katsayısıdır[61]. 2.50 formülünden hesaplanır.

$$f_t = 1 - \frac{3}{4}\frac{S_{vf}}{\pi R^2_{tr}} \tag{2.50}$$

Kuyruk rotoru hızı $\Omega_{tr} = n_{tr}\Omega_{mr}$ ile tanımlanır. n_{tr} devir oranıdır. Böylece kuyruk rotoru tarafından üretilen yanal kuvvet 2.51 formülünde;

$$Y_{tr} = mY^{tr}_\delta \delta_r + mY^{tr}_v \mu^{tr}_z \Omega_{tr} R_{tr} \tag{2.51}$$

olarak tanımlanır, hesaplanabilmesi için μ^{tr}_z ve μ_{tr} iç akışın normal ve iç düzlem parametreleri tanımlanmalıdır. Ayrıca ana rotora kuyruk rotorunun etkisi bulunduğundan 2.52 formülündeki iki değişken tanımlanır[61]; (tanımlanan geometrinin tanjantları)

$$g_i = \frac{l_{tr} - R_{mr} - R_{tr}}{h_{tr}}$$
$$g_f = \frac{l_{tr} - R_{mr} + R_{tr}}{h_{tr}} \quad \textbf{(2.52)}$$

İleri hızda kuyruk rotoru etkisi için akım ağırlık faktörü 2.53 formülüyle tanımlanır[61];

$$K_\lambda = 1.5 \frac{{}^{u_a}/_{V_{imr}} - w_a - g_i}{g_f - g_i} \quad \textbf{(2.53)}$$

Kuyruk rotoru için ilerlem oranı 2.54 formülüyle şu şekilde tanımlanır;

$$\mu_{tr} = \frac{u_a^2 + w_{tr}^2}{\Omega_{tr} R_{tr}} \quad \textbf{(2.54)}$$

Kuyruk rotorunun normal hız elemanı 2.55 formülünden hesaplanır,

$$v_{tr} = v_a - l_{tr} r + h_{tr} p \quad \textbf{(2.55)}$$

ve boyutsuz olarak 2.56 denkleminde görüldüğü gibi ifade edilir.

$$\mu_{z_{tr}} = \frac{v_{tr}}{\Omega_{tr} R_{tr}} \quad \textbf{(2.56)}$$

Kuyruk rotoru itkisinin büyüklüğü kayıplardan dolayı en büyük itki katsayısına sahip olduğu varsayılarak 2.57 denkleminden hesaplanır[61].

$$Y_{max}^{tr} = f_t C_{Tmax}^{tr} \rho (R_{tr} \Omega_{tr})^2 \pi R_{tr}^2 \quad \textbf{(2.57)}$$

Sapma ve küçük yalpa momentleri 2.58'de görülen formüllerle elde edilir[61].

$$N_{tr} = -Y_{tr} l_{tr}$$
$$L_{tr} = Y_{tr} h_{tr} \quad \textbf{(2.58)}$$

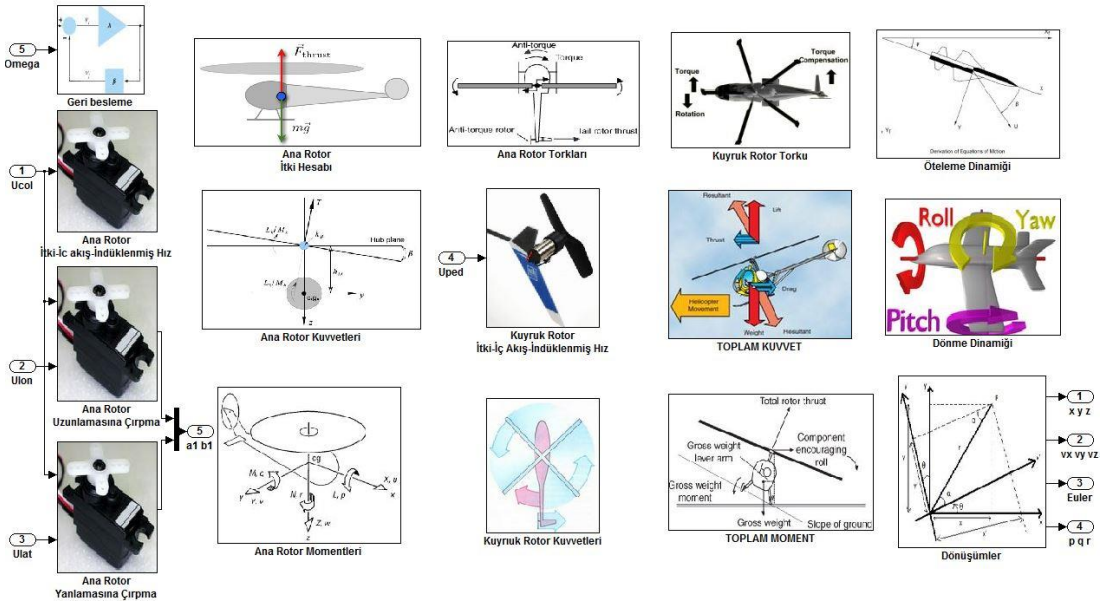
Hesaplamalarda kullanıldığı için indüklenmiş hız hesaplanmalıdır. İç akış oranı 2.59 formülünde ifade edilir[61].

$$\lambda_0^{tr} = \mu_{z_{tr}} - 2\left[\frac{2C_T^{tr}}{a_{tr}\sigma_{tr}} - \delta_r\left(\frac{1}{3} + \frac{\mu_{tr}^2}{2}\right)\right] \quad \textbf{(2.59)}$$

Denklemde C_T^{tr} hesaplanan kuyruk rotoru itki katsayısı, a_{tr} kuyruk rotoru kaldırma eğrisinin eğimidir. Kuyruk rotorunun katılık oranı 2.60 denkeminde tanımlanır[61].

$$\sigma_{tr} = \frac{2C_{tr}}{\pi R_{tr}} \quad \textbf{(2.60)}$$

formülüyle hesaplanır. Simulink üzerinde kurulan dinamik yapı Şekil 2.6'da görülmektedir. Gerçek zamanlı çalışmaya uygun olabilmesi için grafik temelli yapı kurulmuştur. Helikopterin parametreleri ve başlangıç koşulları değiştirilebilir yapıdadır.



Şekil 2.6: Simulink'te kurulan helikopter dinamiği

3. DOĞRUSALLAŞTIRMA

3.1 Amaç

Bu bölümde helikopterin doğrusal olmayan modelinin belli bir uçuş koşulu için doğrusallaştırılması amaçlanmıştır. Doğrusal denklemlerin önemli avantajı durum uzayı modelinin kullanılabilmesine imkan sağlamasıdır [64]. Helikopterin dinamik etkileşimleri pek çok uçuş modunda kendini göstermektedir. Helikopterin bu dinamiğini oluşturan 3 kuvvet denklemi ve 3 moment denklemi temel olarak alınacaktır. Sabit kanatlı hava araçlarına benzer şekilde kararlılık türevleri tanımlanacak ve hedeflenen helikoptere uyarlanacaktır.

3.2 Doğrusal Olmayan Modelin Denge Noktasında Doğrusallaştırılması

Helikopter öncelikle askı uçuşu için doğrusallaştırılacaktır. Bu uçuş koşulunda 3 eksendeki öteleme hareketi ile 3 eksendeki dönme hareketinin hızları sıfıra eşittir, 3.1 denklemindeki eşitlik tanımlanır.

$$\begin{aligned} V &= |0 \quad 0 \quad 0|^T \\ W &= |0 \quad 0 \quad 0|^T \end{aligned} \tag{3.1}$$

Genel formda helikopterin modeli 3.2'de görüldüğü gibi ifade edilebilir;

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{3.2}$$

burada x aracın durum vektörü ve u kontrol giriş vektörüdür. Küçük bozuntular ile bir denge noktasında doğrusallaştırılabilir, bu yapı 3.3 denkleminde görülmektedir.

$$\dot{\delta x} = \left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)\delta x + \left(\frac{\partial f}{\partial u}\right)\delta u \tag{3.3}$$

Doğrusallaştırma için ifade edilen genel yapı helikopterin kuvvet ve moment denklemlerine uygunlanır. X yönündeki toplam kuvvet için 3.4 eşitliği yazılır[65].

$$X = X_0 + \Delta X \tag{3.4}$$

Bu ifade 3.5 denkleminde görüldüğü gibi genişletilebilr.

$$\Delta X = X_u \Delta u + X_w \Delta w + X_q \Delta q + X_{\theta_c} \Delta \theta_c + X_{\theta_{1s}} \Delta \theta_{1s} \tag{3.5}$$

Bu ifadede (X_u, X_w, X_q) terimleri kararlılık türevleri olarak adlandırılır. $(X_{\theta_c}, X_{\theta_{1s}})$ ise kontrol türevleridir. Kararlılık ve kontrol türevleri birinci dereceden kısmi türevlerdir. Matematiksel anlamı ise; örneğin X_u terimi X yönündeki hızın helikopterin X eksenindeki toplam kuvvetine etkisini simgeler. Örneğin X_{θ_c} terimi kollektif girişinin X yönünde oluşan toplam kuvvete etkisini simgeler. Küçük bozucular teoremiyle X_u için 3.6'daki eşitlik yazılabilir;

$$X_u = \frac{\partial X}{\partial u} \cong \frac{X(U_0 + \Delta u) - X(U_0)}{\Delta u} \tag{3.6}$$

Eklerde yer verilen diğer denklemlerin de ifade edilmesiyle parametrik durum uzayı formu elde edilebilir. Örneğin [66] çalışması aşağıdaki durum değişkenleri için elde edilen parametrik model açık olarak sunulmuştur. Küçük bozuntularla elde edilebilen durum uzayında, yer çekimi ve ataletsel kuvvetler analitik yollarla da elde edilebilir. Bundan dolayı elde edilen doğrusal modelin doğruluğu ile ilgili bir referans olarak kullanılabilir. Durum uzayı elde edilirken çıkış denklemindeki C matrisi kullanılan ve ölçülebilen parametrelerle belirlenir. Ayrıca doğrusallaştırma sürecinde Taylor serisi açılımı kullanılarak yüksek dereceli terimler denklemden atılır. Aynı zamanda sadeleştirme sürecinin içerisinde her eksendeki küçük hareketlerin ihmaliyle birlikte küçük açıların trigonometrik karşılıklarının da kendisine veya 0'a eşit olduğu da kabul edilir. 3.7 denklemlerinde üç eksendeki öteleme hareketleri görülmektedir;

$$\begin{aligned} d\dot{u} &= \frac{1}{m}\sum dX + rdv - qdw - wdq + vdr - gsin\theta d\theta \\ d\dot{u} &= \frac{1}{m}\sum dY - rdu + pdw + wdp - udr + gcos\emptyset cos\theta d\emptyset - gsin\emptyset sin\theta d\theta \\ d\dot{w} &= \frac{1}{m}\sum dZ - qdu + pdv + vdp - udq + gcos\theta sin\emptyset d\emptyset + gcos\emptyset sin\theta d\theta \end{aligned} \tag{3.7}$$

Üç eksendeki dönme hareketleri ise 3.8 denklemlerinde tanımlanır.

$$\begin{aligned} d\dot{p} &= \frac{1}{I_{xx}}\sum dL + \frac{(I_{yy}-I_{zz})}{I_{xx}} rdq + \frac{(I_{yy}-I_{zz})}{I_{xx}} qdr \\ d\dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}}\sum dM + \frac{(I_{zz}-I_{xx})}{I_{yy}} rdp + \frac{(I_{zz}-I_{xx})}{I_{yy}} pdr \\ d\dot{r} &= \frac{1}{I_{zz}}\sum dN + \frac{(I_{xx}-I_{yy})}{I_{zz}} qdp + \frac{(I_{xx}-I_{yy})}{I_{zz}} pdq \end{aligned} \quad \textbf{(3.8)}$$

Eklerde yer verilen diğer denklemlerin de ifade edilmesiyle parametrik durum uzayı formu elde edilebilir. Örneğin [3] çalışmasında aşağıdaki durum değişkenleri için elde edilen parametrik model sunulmuştur. 3.9 denklemi göz önüne alınan durum değişkenlerini, 3.10 denklemi giriş parametrelerini, 3.11 denklemi durum uzay formundaki durum matrisini, 3.12 denklemi ise giriş matrisini göstermektedir.

$$\dot{x} = |u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \emptyset \quad \theta \quad \psi|^{\mathrm{T}} \quad \textbf{(3.9)}$$

$$u = |U_{col} \quad U_{ped} \quad U_{lat} \quad U_{lon}|^{T} \quad \textbf{(3.10)}$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_v & X_w & X_p & X_q & X_r & X_\phi & X_\theta & X_\psi \\ Y_u & Y_v & Y_w & Y_p & Y_q & Y_r & Y_\phi & Y_\theta & Y_\psi \\ Z_u & Z_v & Z_w & Z_p & Z_q & Z_r & Z_\phi & Z_\theta & Z_\psi \\ L_u & L_v & L_w & L_p & L_q & L_r & L_\phi & L_\theta & L_\psi \\ M_u & M_v & M_w & M_p & M_q & M_r & M_\phi & M_\theta & M_\psi \\ N_u & N_v & N_w & N_p & N_q & N_r & N_\phi & N_\theta & N_\psi \\ 0 & 0 & 0 & \Phi_p & \Phi_q & \Phi_r & \Phi_\phi & \Phi_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Theta_q & \Theta_{\mathrm{r}} & \Theta_\phi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Psi_q & \Psi_r & \Psi_\phi & \Psi_\theta & 0 \end{bmatrix} \quad \textbf{(3.11)}$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{U_{col}} & X_{U_{ped}} & X_{U_{lat}} & X_{U_{lon}} \\ Y_{U_{col}} & Y_{U_{ped}} & Y_{U_{lat}} & Y_{U_{lon}} \\ Z_{U_{col}} & Z_{U_{ped}} & Z_{U_{lat}} & Z_{U_{lon}} \\ L_{U_{col}} & L_{U_{ped}} & L_{U_{lat}} & L_{U_{lon}} \\ M_{U_{col}} & M_{U_{ped}} & M_{U_{lat}} & M_{U_{lon}} \\ N_{U_{col}} & N_{U_{ped}} & N_{U_{lat}} & N_{U_{lon}} \\ \Phi_{U_{col}} & \Phi_{U_{ped}} & \Phi_{U_{lat}} & \Phi_{U_{lon}} \\ \Theta_{U_{col}} & \Theta_{U_{ped}} & \Theta_{U_{lat}} & \Theta_{U_{lon}} \\ \Psi_{U_{col}} & \Psi_{U_{ped}} & \Psi_{U_{lat}} & \Psi_{U_{lon}} \end{bmatrix} \quad \textbf{(3.12)}$$

Bu parametrik modelin doğrusallaştırılacağı noktalara bağlı olarak parametreleri değişecektir.

3.3 Doğrusal Modelin Elde Edilmesi

Ayrık model, Simulink üzerinde tasarlanan doğrusal olmayan modelin, askı uçuşunda doğrusallaştırılmasıyla elde edilmiştir. Askı uçuşunda 6 eksendeki hareketleri 0'a yakın kabul edilir ve sağlanmış olan bu kolaylıkla kontrolcü tasarlanır. Bunun için rotora etkiyen levye girişlerinin neden olduğu uzunlamasına ve yanlamasına açılar analitik olarak Matlab'ta hesaplanmıştır, bu değerler Çizelge 3.1'de görülmektedir. Ayrıca ana rotora ve kuyruk rotoruna etkiyen kollektif giriş açıları [67]'te yer alan katalogdan alınmıştır. Elde edilen değerlerin kullanımıyla doğrusallaştırma işlemi gerçekleştirilmiştir. Aşağıdaki kod yapısı oluşturulur;

$x_op=(x, y, z, \emptyset, \theta, \psi, u, v, w, p, q, r)$

$u_op=(\delta_{col}, \delta_{lon}, \delta_{lat}, \delta_{ped})$

[A, B, C, D]=linmod('helimodel', x_op, u_op)

Bu kod yapısında "x_op" ile helikopterin seçilen doğrusallaştırma noktası tanımlanırken "u_op" ile de helikopterin girişleri tanımlanır. Böylece durum uzayı değerleri elde edilebilmiştir. İlk olarak modelin kontrol edilebilirliği test edilmiştir ve kontrol edilebilirlik matrisinin rankı ile boyutunun eşitliği ispatlanmıştır. Sonrasında gözlemlenebilirlik testi yapılmış ve aynı sonuç elde edilmiştir. Modern kontrolde yaygın olarak kabul edilen teoriye göre tanımlanan bir matematiksel modelin kontrol edilebilirliği ve gözlemlenebilirliği tanımlandıktan sonra geri besleme kazancı tanımlanabilir. Böylece optimal kontrol uygulaması için gerekli şartlar da sağlanmış olur.

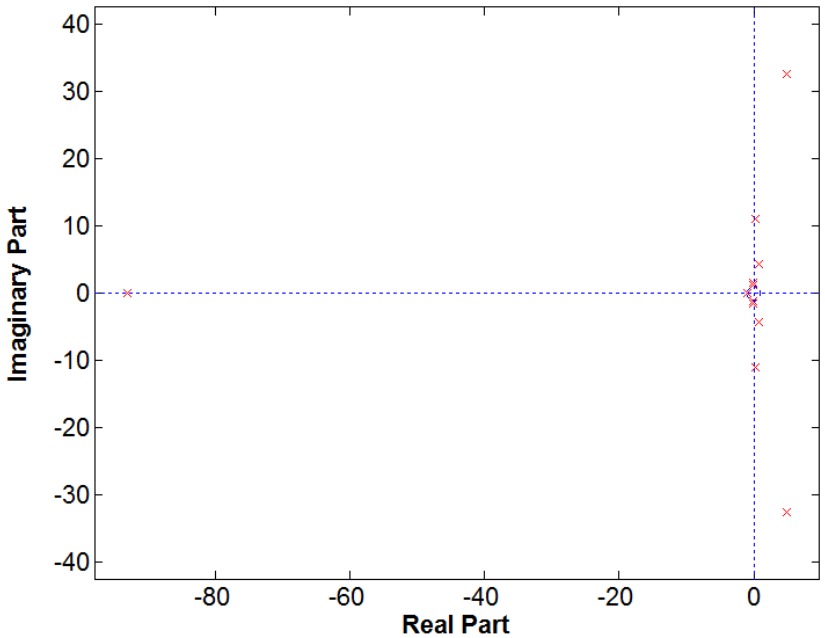
Çizelge 3.1: Askı Uçuşu Koşulları

Parametre	Değeri
Kollektif	5^0
Pedal	20^0
Beta1c	-1.9767^0
Beta1s	2.0225^0
Yalpalama Açısı	0.0158^0
Yunuslama Açısı	-0.0047^0

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.9915 & 0.0190 & -0.1286 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.9893 & 0.1460 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.13 & -0.1448 & 0.9809 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0.0191 & -0.1297 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.9893 & 0.1460 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.1473 & 0.9978 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -9.7267 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 9.6225 & -01863 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.4202 & 1.2620 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

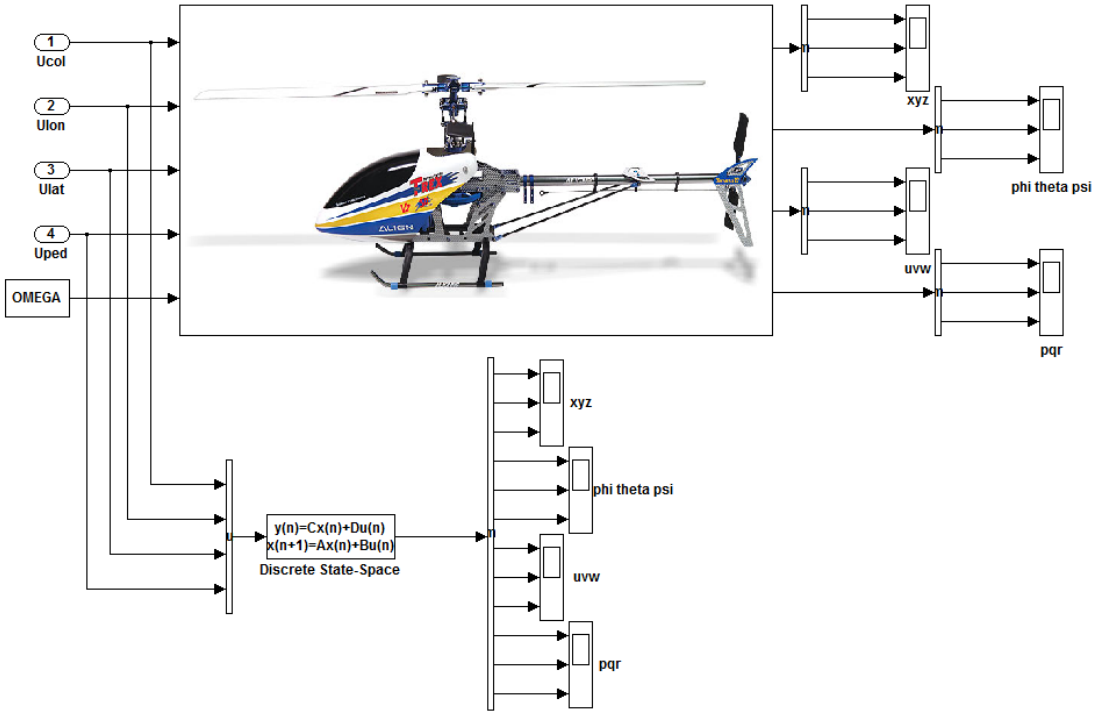
$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -9.81 & 0 & -24.5881 & 0 \\ 0 & -9.81 & -80.6158 & 30.2477 \\ 0 & 0 & -185.4846 & 0 \\ 1.1655 & -4.3037 & -26.9864 & 1.0435 \\ 3.0741 & 0.8325 & 13.2736 & 0 \\ 0 & -0.1895 & 25.1968 & -34.7292 \end{bmatrix}$$

Ayrıca **C** matrisi 12X12 boyutlarında kontrol edilecek parametrelere tekabül eden birim matristir. **D** matrisi ise 9X4 boyutlarında sıfır matristir. Sistemin kökleri Şekil 3.1'de görülmektedir.

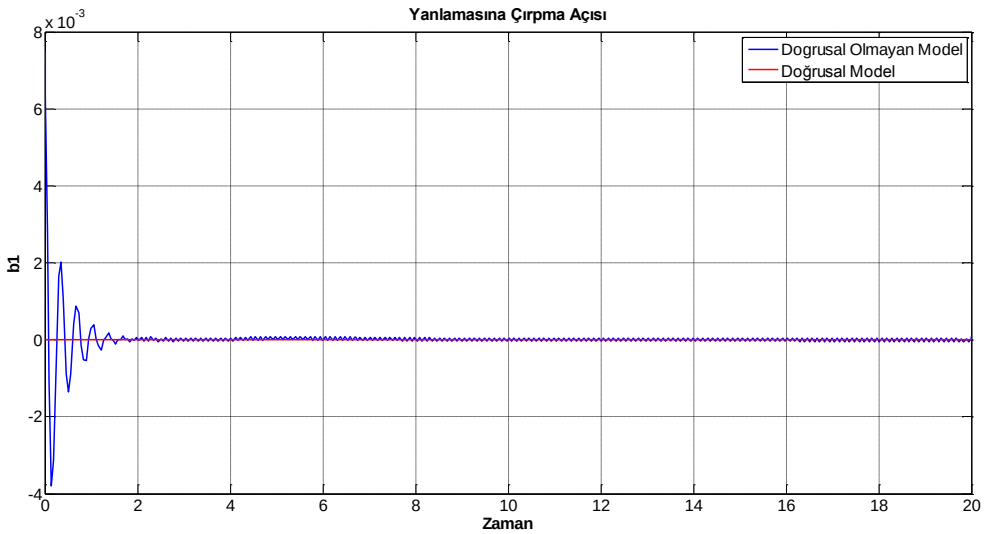


Şekil 3.1 : Köklerin yerleşimi

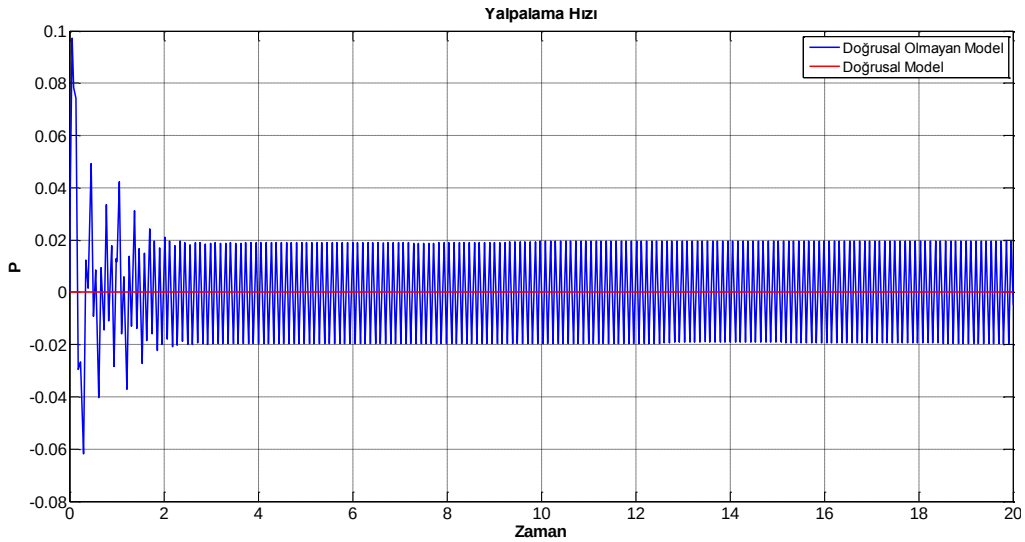
Köklerin yerleşimi incelendiğinde -92.9694'te hızlı bir kök bulunmaktadır. Sağ yarı düzlemde üç kararsız kompleks kutup çifti yer almaktadır. Bu sistem yanıtının eksponansiyel ve sinüzoidal artan genlikli karakteristiğini gösterir. Sol yarı düzlemde üç kararlı kompleks kutup çifti ve bir de kararlı kutup yer almaktadır. Elde edilen doğrusal modelin verdiği sonuçlar ile tasarlanan doğrusal olmayan modelin çıkışlarının kıyaslanması için Şekil 3.2'de görülen ve Simulink'te tasarlanan aşağıdaki yapı oluşturulmuştur. Tırmanma uçuşu için elde edilen bazı sonuçlar Şekil 3.3, 3.4 ve 3.5'te görülmektedir.



Şekil 3.2 : Doğrusal ve doğrusal olmayan modelin kıyas yapısı

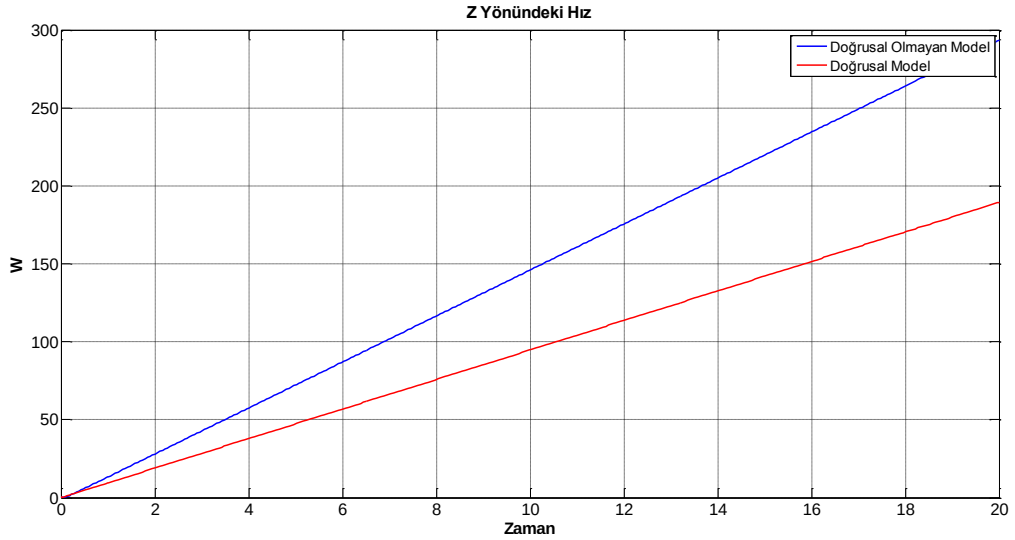


Şekil 3.3 : Yalpalama açısı çıkışları

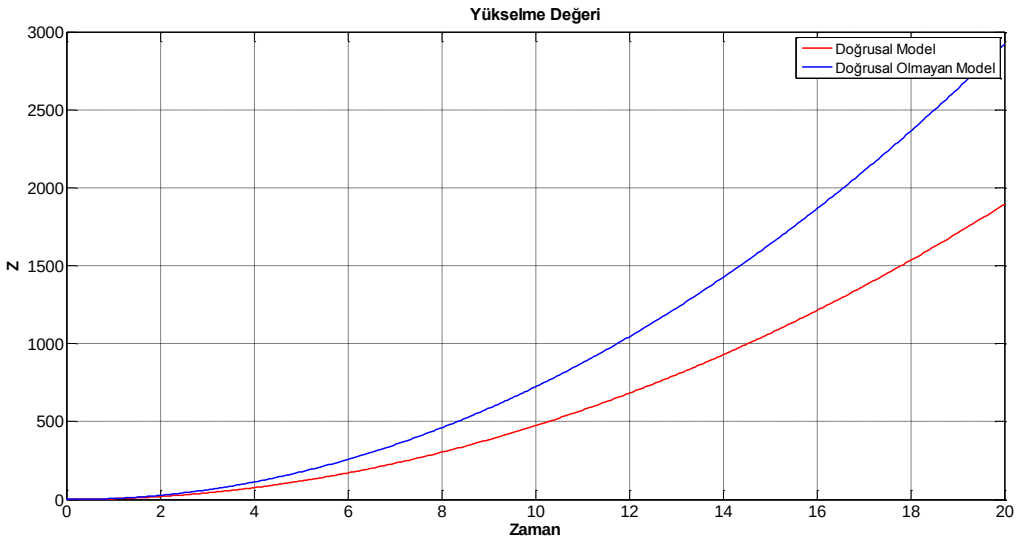


Şekil 3.4 : Yalpalama açısal hız çıkışları

Ayrıca aktif etkileşim altında bulunan z eksenindeki hareketler için Şekil 3.6 ve 3.7'deki sonuçlar elde edilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde helikopter dinamiği tanımlanırken doyum noktalarıyla kısıtlar koyulması gerektiği anlaşılmıştır. Hesaplanan max. itki katsayısı ile yapılan hesap ile doyum noktaları belirlenmiş ve dinamik yapı bu doğrultuda yeniden düzenlenmiştir.



Şekil 3.5 : Z eksenindeki hız değişimi



Şekil 3.6 : Z eksenindeki konum değişimi

4. KONTROL

4.1 Amaç

Helikoptere uygulanacak olan kontrol yapısının öncelikle kararlılığı sağlaması ve belirli bir performans ile referans işaretlerini takip etmesi gerekmektedir. Bunun için doğrusal kontrolcüler tasarlanmış ve sonuçları sunulmuştur. Yapılan uçuş testleri uzunlamasına ve yanlamasına dinamiğin yüksek ilerleme oranı değerlerinde verimli bir şekilde ayrıklaştırılabileceğini göstermiştir [15]. İlk olarak tümleşik dinamik yapı göz önüne alınmış ve LQR kontrolcü yapısı uygulanmıştır.

4.2 Optimal Kontrol Uygulaması

Bir optimal kontrol yaklaşımı olan LQR uygulaması literatürde geniş yer tutmaktadır. Helikopterin kararsız ve birleşik dinamiği göz önüne alındığında tasarlanacak bir geri besleme ile kararlı hale getirilmesi gerekmektedir. Bir doğrusal sistem 4.1 denklem setinde tanımlanır.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx \end{aligned} \tag{4.1}$$

Kontrol girdisi ise 4.2 denkleminde ifade edilir.

$$u = -Kx \tag{4.2}$$

Burada K parametresi durum geri beslemesinin kazanç matrisidir ve kapalı çevrim sisttem göz önüne alındığında 4.3 denklemi yazılabilir.

$$\dot{x} = (A - BK)x \tag{4.3}$$

Kontrol girdisi olan u'nun belirlenebilmesi için 4.4 denkleminde performans indisi tanımlanır.

$$J = \frac{1}{2}\int_0^{\infty} \{x^T Q x + u^T R u\}\, dt \quad \textbf{(4.4)}$$

Burada Q(nxn) ve R(mxm) simetrik pozitif yarı tanımlı matrislerdir. 4.5 denkleminde Riccati denklemi P için çözülür.

$$0 = A_{cf}^T P + P A_{cf} + Q + P B R^{-1} B^T P \quad \textbf{(4.5)}$$

Sonrasında aşağıdaki kazanç matrisi 4.6 denkleminde tanımlanır.

$$K = R^{-1} B^T P \quad \textbf{(4.6)}$$

Eğer sistem kontrol edilebilir ve gözlemlenebilirse K kazanç matrisi hesaplanabilir. Tanımlanan LQR yaklaşımıyla teorik olarak tanımlanan ve optimize edilerek belirlenecek bir kazanç matrisiyle asimptotik kararlılık sağlanabilir. Optimal kontrol yaklaşımı olan LQR'ün çözümü için Riccati denklemi ve doğrusal matrix eşitsizlikleri kullanılabilir.

4.2.1 Riccati denklemi

Riccati denkleminin çözümü için cebirsel veya analitik çözümler kullanılır. Cebirsel çözüm için 4.7 denklemindeki yapı kullanılır[68];

$$S_k = A^T[S_{k+1} - S_{k+1} B (B^T S_{k+1} B + R)^{-1} B^T S_{k+1}] A + Q \quad \textbf{(4.7)}$$

Burada S_k'nın yakınasaması durumunda k'nın büyük negatif değerlerinde $S = S_k = S_{k+1}$ olarak kabul edilir ve 4.8 denkleminde görülen tanım yapılabilir[68];

$$S = A^T[S - SB(B^T SB + R)^{-1} B^T S] A + Q \quad \textbf{(4.8)}$$

Böylece S_∞'un limitli çözümü zamandan bağımsız hale gelmiş olur.

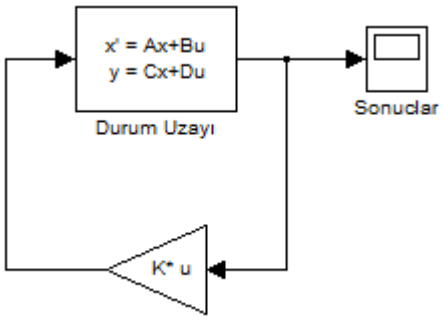
4.2.1.1 Riccati denklemi sonuçları

Helikopterin doğrusallaştırılması sırasında göz önüne alınan parametreler şunlardır;

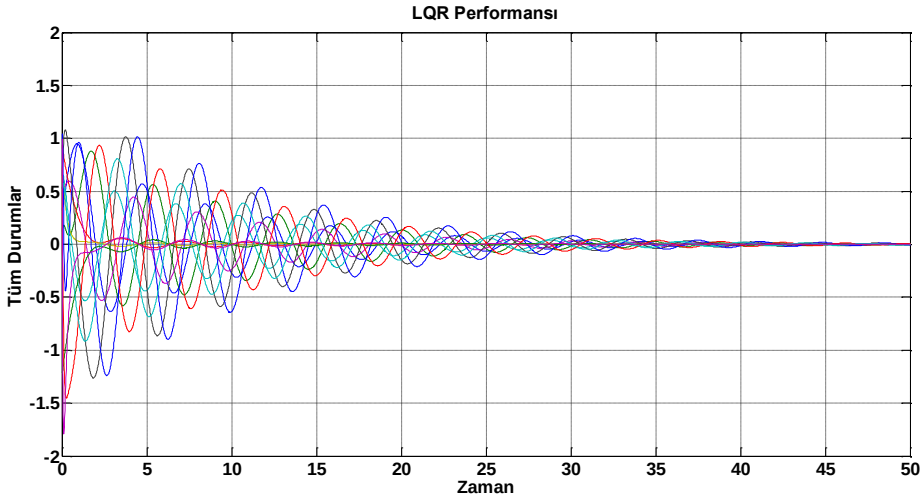
$$(x, y, z, \emptyset, \theta, \psi, u, v, w, p, q, r)$$

İlk sonuçların gözlemlenebilmesi için Simulink üzerinde Şekil 4.1'de görülen basit yapı kurulmuştur. Burada belirtilen K kazancı Riccati denklemiyle elde edilen kazanç matrisi ile hesaplanmıştır. Şekil 4.2'de sistemin genel yanıtı görülmektedir.

Tüm durumlar askı uçuşu için kararlı haldedir ve istenen noktaya ulaşabilmiştir ancak geç oturan bazı parametreler mevcuttur. Bundan dolayı tüm parametrelerin yanıtı ile değerleri incelenecektir.



Şekil 4.1 : LQR için basit bir form



Şekil 4.2 : Tüm durumların LQR ile yanıtları

Sistemin öncelikle kontrol edilebilirliği tanımlanmalıdır. Kontrol edilebilirlik matrisi 4.9 denkleminde tanımlanır.

$$\mathcal{C} = [\mathrm{B\ AB\ A^2B\ \dots\ A^{n-1}B}] \qquad \textbf{(4.9)}$$

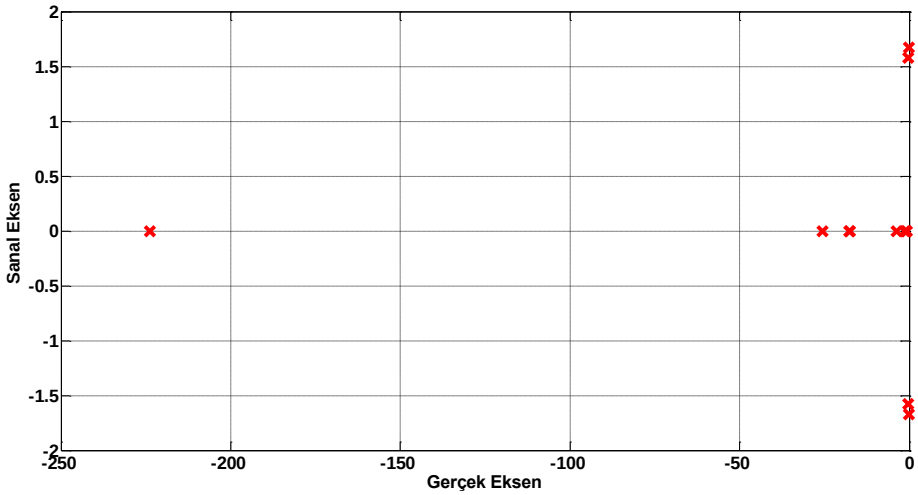
Elde edilen kontrol edilebilirlik matrisinin rankı 12 olarak elde edilmiştir. Gözlemlenebilirlik matrisi 4.10 denkleminde tanımlanır.

$$\mathcal{O} = [\mathrm{C\ CA\ CA^2\ \dots\ CA^{n-1}}]^T \qquad \textbf{(4.10)}$$

Elde edilen gözlemlenebilirlik matrisinin rankı 12 olarak bulunmuştur. Riccati denklemile yapılacak çözüm için elde edilen kazanç matrisi aşağıda ifade edilmiştir.

$$K = \begin{bmatrix} -3.0373 & 0.8462 & -0.0988 & 1.8072 & 9.3963 & 0.2213 & 0 & 0 & 0 & -2.2922 & -0.1598 & 0.8721 \\ -0.8006 & -2.3119 & 1.1696 & -8.7310 & -2.4171 & -1.6268 & 0 & 0 & 0 & 0.0884 & -2.3657 & -2.4019 \\ -0.3029 & -1.4787 & -2.7665 & -2.8638 & 0.7144 & 0.2615 & 0 & 0 & 0 & -0.2648 & -1.1994 & 0.0753 \\ 0.2049 & 1.3239 & -0.9844 & 0.8486 & -2.0083 & -2.6900 & 0 & 0 & 0 & 0.2945 & 1.0096 & -2.7116 \end{bmatrix}$$

Şekil 4.3'te görüldüğü gibi geri besleme ile köklerin tamamı kararlı bölgeye taşınabilmiştir.



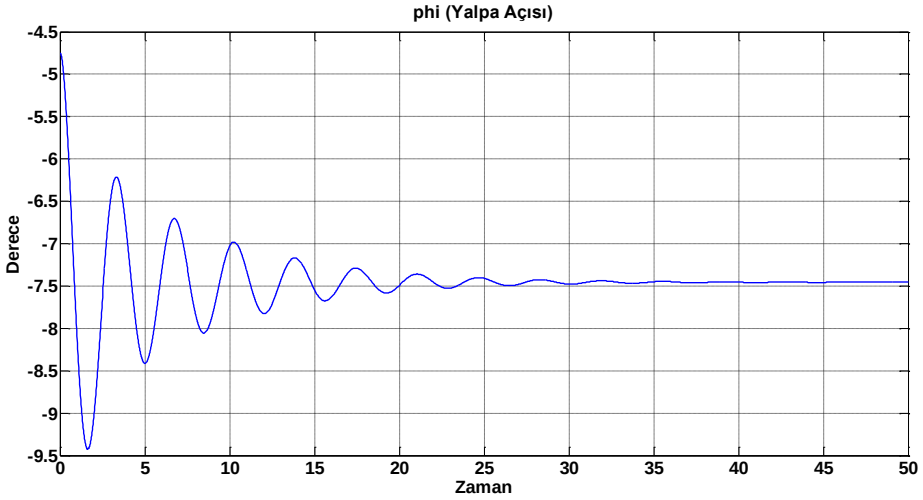
Şekil 4.3 : Geri besleme ile köklerin yeni yerleşimi

İmajiner eksen üzerinde kompleks kutup çiftleri yer almaktadır. Bu durumda yanıt $\pm Jw$ etkisiyle sabit genlikli bir osilasyon karakrakteristiği gösterir. Gerçek eksen üzerinde sol yarı düzlemde orijine yakın kökler yanıtın eksponansiyel olarak yavaş karakteristiğe sahip olduğunu, orijinden uzaklaştıkça hızlandığı göstermektedir. Kararlı bölgedeki kutupların kompleks çiftleri olmadığından osilasyona katkısı bulunmamaktadır. Çizelge 4.1'de yer alan girdilerle helikopterin yanıtları incelenmiştir.

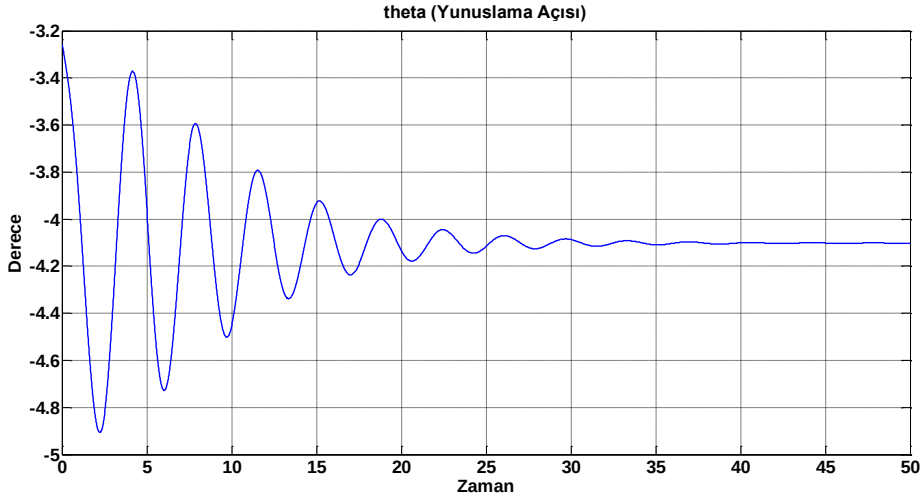
Çizelge 4.1: Askı uçuşu giriş değerleri

Parametre	Değeri (der)
Kollektif	8
Pedal	16
Levye (U)	2
Levye (Y)	4

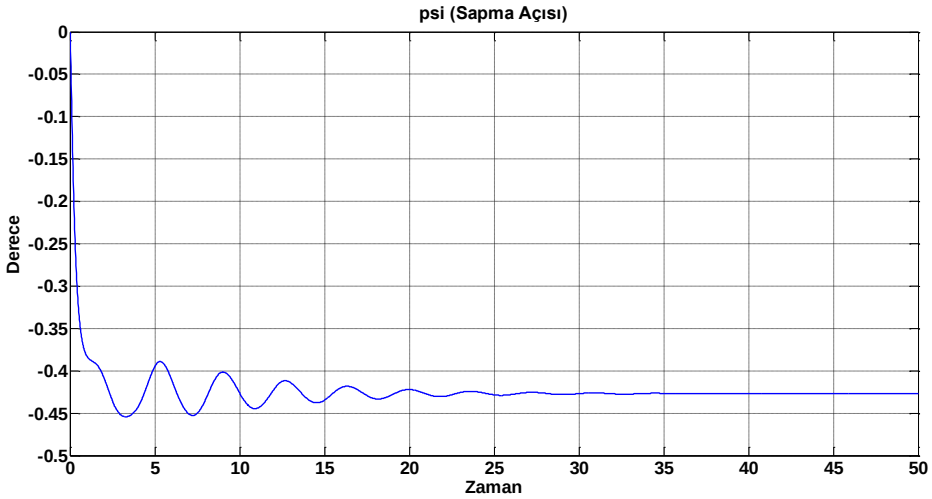
Helikopterin Euler açısı yanıtları sırasıyla Şekil 4.4, Şekil 4.5 ve Şekil 4.6'da görülmektedir. Elde edilen sonuçlar incelendiğinde oluşan asilasyonlar dikkat çekmektedir. Oturma zamanı sapma açısı için kabul edilebilir sınırların (%5 hassasiyetle 5 saniyenin altında) içerisinde olmasına rağmen yalpa açısı ve yunuslama açısı için kabul edilebilir sınırların dışında sonuçlar verildiği gözlenmiştir.



Şekil 4.4 : LQR kontrolcüsünün yalpa açısı yanıtı



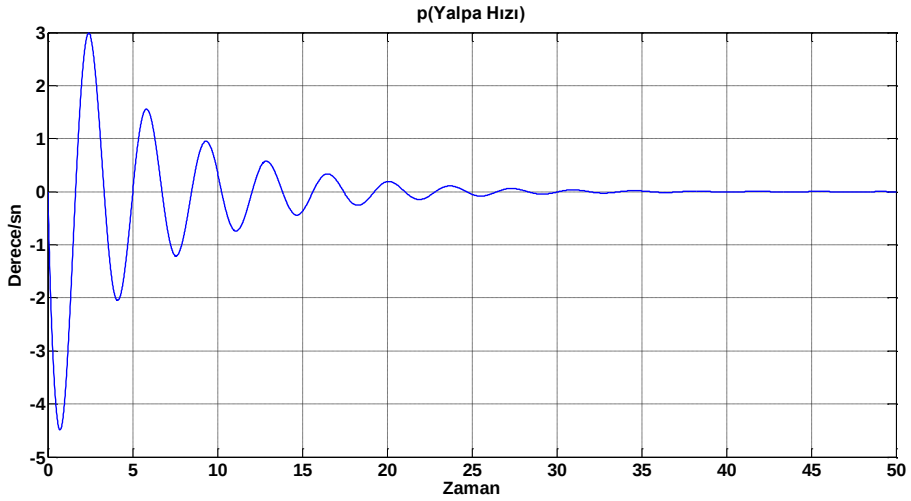
Şekil 4.5 : LQR kontrolcüsünün yunuslama açısı yanıtı



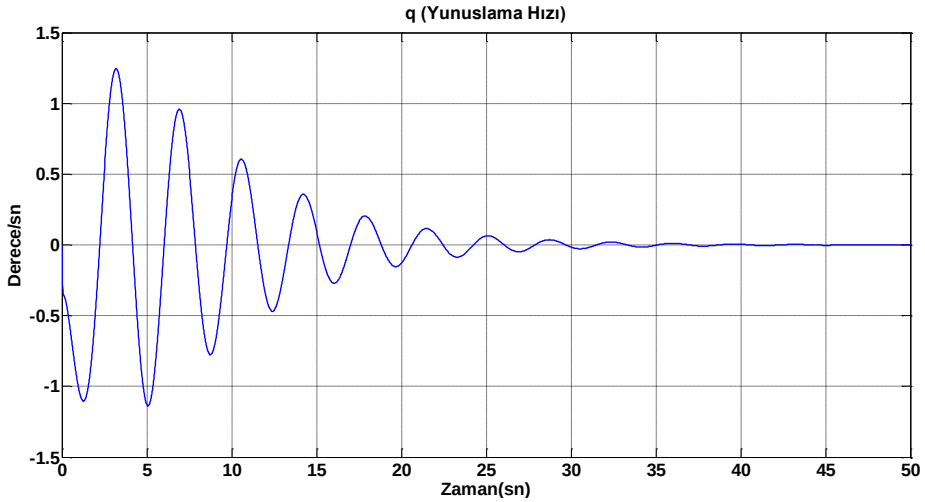
Şekil 4.6 : LQR kontrolcüsünün sapma açısı yanıtı

Helikopterin Euler açısal hızlarının yanıtları sırasıyla Şekil 4.7, Şekil 4.8 ve Şekil 4.9'da görülmektedir. Açısal hız kontrolü, doğrusal yönelim hız kontrolüne nispetle

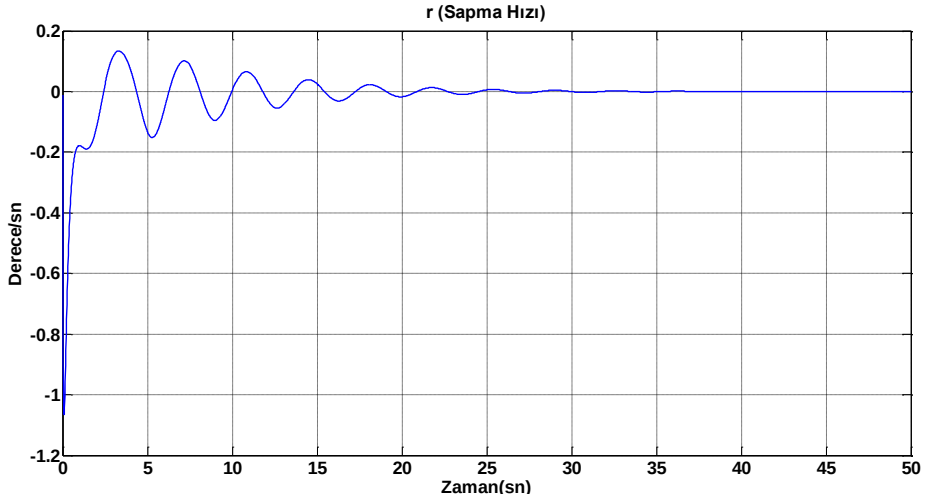
daha az öneme sahiptir. Sonuçlar incelendiğinde asilasyon eğilimi göze çarpmaktadır ve oturma zamanı yalnızca sapma açısal hızı yanıtında nispeten kabul edilebilir sınırlardadır.



Şekil 4.7 : LQR kontrolcüsünün yalpa açısal hızı yanıtı

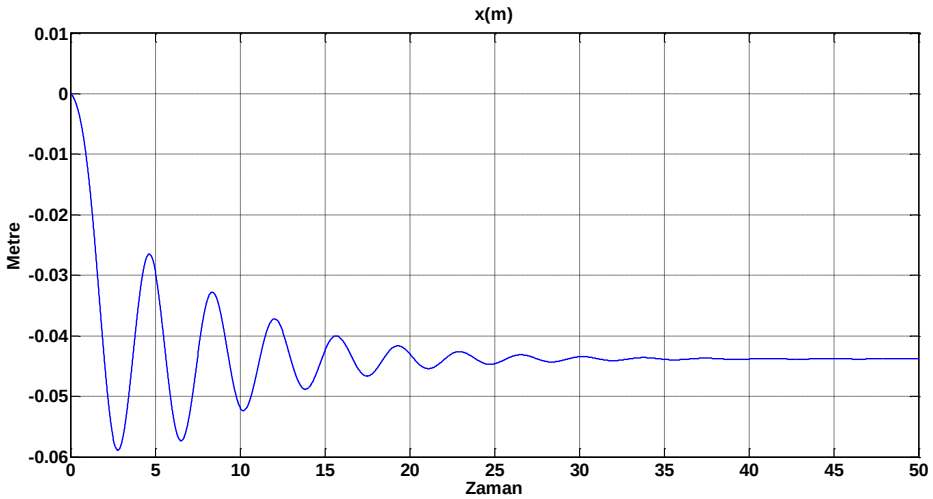


Şekil 4.8 : LQR kontrolcüsünün yunuslama açısal hızı yanıtı

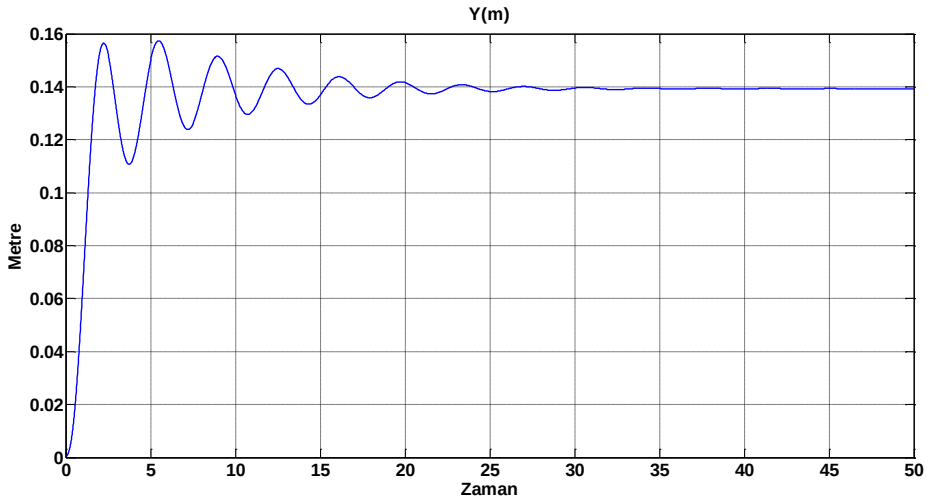


Şekil 4.9 : LQR kontrolcüsünün sapma açısal hızı yanıtı

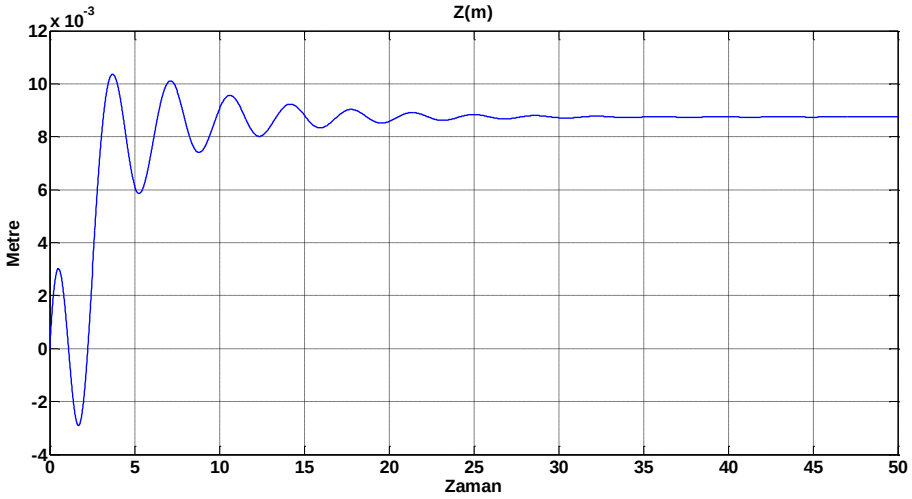
Helikopterin X, Y ve Z eksenindeki konumlarının yanıtları sırasıyla Şekil 4.10, Şekil 4.11 ve Şekil 4.12'da görülmektedir. Her üç eksendeki konum kontrolü için elde edilen sonuçlar incelendiğinde asilasyon eğilimine rağmen oturma zamanı kabul edilebilir sınırlarda görülmektedir. Özellikle aşım yüzdelerinin hassasiyetine göre X ve Y eksenlerindeki sonuçlar sınırların içerisinde, Z eksenindeki sonuç sınırlara yakın olması dolayısıyla kabul edilebilir durumdadır.



Şekil 4.10 : LQR kontrolcüsünün X ekseni boyunca hareketi



Şekil 4.11 : LQR kontrolcüsünün Y ekseni boyunca hareketi



Şekil 4.12 : LQR kontrolcüsünün Z ekseni boyunca hareketi

4.2.2 Doğrusal matris eşitsizlikleri

Doğrusal matris eşitsizliklerinin teorik kökeni Lyapunov kararlılık teorisine uzanmaktadır. 4.11 denklemindeki diferansiyel denklem göz önüne alınsın.

$$\frac{d}{dt}x(t) = Ax(t) \qquad \textbf{(4.11)}$$

Denklem $A^{T}P + PA < 0$ şartını pozitif tanımlı bir P matrisi için sağlıyorsa kararlıdır. Bu şart doğrusal matrix eşitsizliklerinin özel bir formudur. 4.12 denkleminde temel olarak Schur tümleyici yapısıyla tanımlanan eşitsizlik görülmektedir[69] ve bu denklem 4.13'te tanımlanan cebirsel Riccati denkleminin doğrusal matris eşitsizlik formunda yazılmış halidir.

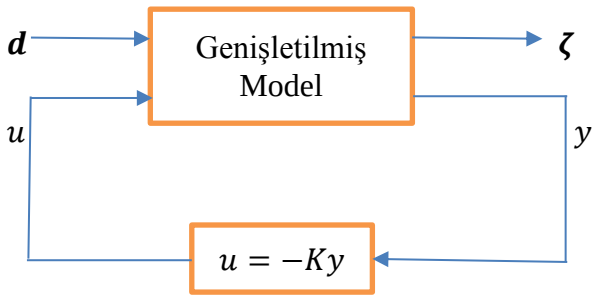
$$\begin{bmatrix} A^TP + PA + Q & PB + C^T \\ B^TP + C & R \end{bmatrix} \geq 0 \tag{4.12}$$

$$A^TP + PA - (PB + C^T)R^{-1}(B^TP + C) + Q = 0 \tag{4.13}$$

Doğursal matris eşitsizlikleri, konveks optimizasyonun altdallarından olan "yarı-tanımlı programlama" nın özel bir halidir ve *interior-point* algoritmaları ile kolayca çözülebilir[70]. Bu çalışmada bu denklemler, interior point algoritmaları ile çalışan Yalmip ve Sedumi toolboxlarını kullanılarak Matlab ortamında çözülmüştür[71].

4.3 H_∞ Uygulaması

Helikopterin yer çekimi ve atmosferik koşullar altında çalıştığı zor koşullardan birisi de askı uçuşu halidir. Gerçek bir uygulama uygunluğu açından bozuntuları bastırabilecek bir kontrolcü tasarlamak gerekmektedir. Kontrolcünün genel şematik yapısı Şekil 4.13'de görülmektedir. Burada d bozucu girişi, u kontrol girdisini, y çıkışı ve ζ performans indisini simgelemektedir.



Şekil 4.13: H_∞ sisteminin genel yapısı

Genel durum uzay modeli 4.14 denklem takımında tanımlanır;

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + Dd \\ y &= Cx \end{aligned} \tag{4.14}$$

Performans indisi ise 4.15 denkleminde tanımlanır;

$$\|\zeta(t)\|^2 = x^TQx + u^TRu \tag{4.15}$$

ile $\mathbf{Q^T = Q > 0}$, $\mathbf{R^T = R > 0}$ belirlenir. Burada $\mathbf{C}$'nin tam satır rankına sahip olduğu varsayılır. $\boldsymbol{L_2}$ kazancı $\boldsymbol{\gamma}$ tarafından 4.16 koşulunda sınırlandırılır [68].

$$\frac{\int_0^\infty \|z(t)\|^2 dt}{\int_0^\infty \|d(t)\|^2 dt} = \frac{\int_0^\infty (x^T Q x + u^T R u) dt}{\int_0^\infty (d^T d) dt} \leq \gamma^2 \tag{4.16}$$

Herhangi bir sıfır olmayan, enerji sınırlı giriş bozuntusu $\boldsymbol{d}$ için $\boldsymbol{\gamma}$ hesaplanır. Örneğin (A, $Q^{1/2}$) algınabilir (detectable – gözlemlenemeyen durumları kararlıysa) olsun. Ancak ve ancak 4.17'de tanımlanacak olan $\boldsymbol{L}$ matrisi varsa $\boldsymbol{K_s}$, $\boldsymbol{\gamma > \gamma^*}$ ile sınırlandırılan $\boldsymbol{L_2}$ kazancını ve kararlılığı sağlar.

$$K_s = R^{-1}(B^T P + L) \tag{4.17}$$

Burada $\boldsymbol{P = P^T \geq 0}$ şartıyla 4.18 denkleminde ifade edilebilir [68];

$$PA + A^T P + Q + \frac{1}{\gamma^2} P D D^T P - P B R^{-1} B^T P + L^T R^{-1} L = 0 \tag{4.18}$$

Aşağıda bu problemin çözüm algoritması Gadewedikar tarafından sunulmuştur[38];

1. $\boldsymbol{n = 0}$, $\boldsymbol{L_0 = 0}$ ile $\boldsymbol{\gamma}$, $\boldsymbol{Q}$ ve $\boldsymbol{R}$'ın seçilmesi

2. $\boldsymbol{P_n}$'in aşağıdaki iterasyon yapısıyla çözümü 4.19 denkleminde tanımlanır.

$$P_n A + A^T P_n + Q + \frac{1}{\gamma^2} P_n D D^T P_n - P_n B R^{-1} B^T P_n + L_n^T R^{-1} L_n = 0 \tag{4.19}$$

Kazancın değerlendirilmesi ve $\boldsymbol{L}$'nin güncellenmesi için 4.20 ve 4.21 denklemleri tanımlanır.

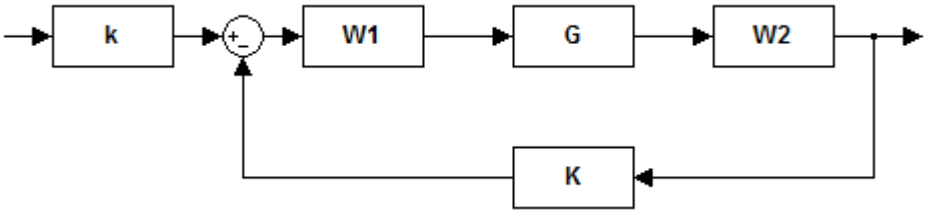
$$K_{n+1} = R^{-1}(B^T P_n + L_n) C^T (C C^T)^{-1} \tag{4.20}$$

$$L_{n+1} = R K_{n+1} C - B^T P_n \tag{4.21}$$

3. $\boldsymbol{K}$ yakınsamışsa son adıma geç, değilse 2. Adıma geri dön.

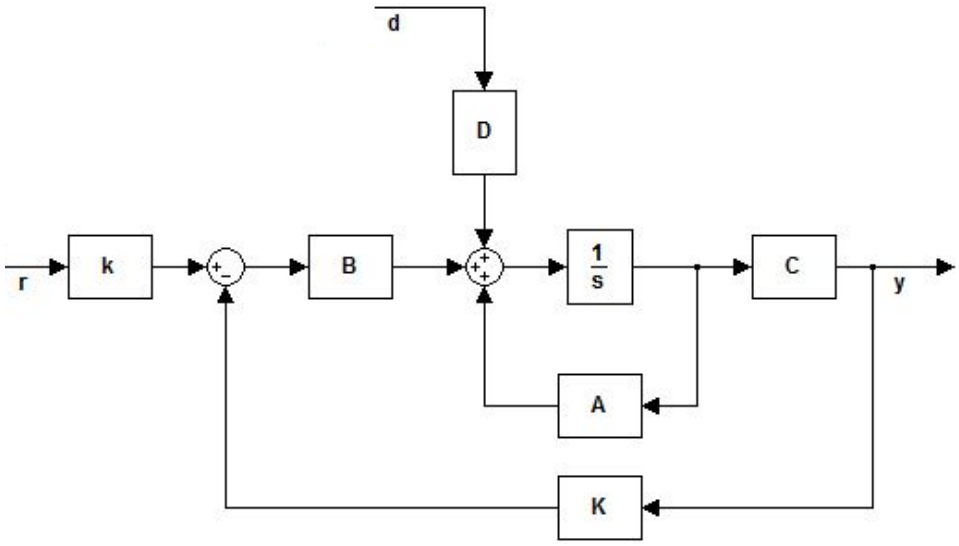
4. $\boldsymbol{K = K_{n+1}}$ ile bitir.

Böylece elde edilen kazanç matrisi Şekil 4.14'teki yapıda tanımlanır;



Şekil 4.14 : Kontrolcü ile modelin genel yapısı

Bu yapıdaki ilk kompansatör **W1** ve sonraki kompansatör **W2** ile modelin tekil değerleri istenen açık çevrim yapısı için şekillendirilir. Başlangıçtaki **k** katsayısı giriş ile çıkış arasındaki kalıcı durum kazancıdır. Helikopterin askı uçuşu koşulu için modelleme yapılacağından rüzgar etkisi *d(t)*, zamana bağlı bozuntu olarak tanımlanmıştır. Buradaki **K** kazancını belirlemek için ağırlık matrisleri **Q** ve **R**'ın tanımlanması gerekmektedir. Sonrasında istenen kazanç sınırlarında $\boldsymbol{\gamma}$ tanımlanır. Bu tanımlamalardan sonra **K** kazancının belirlenmesi için tanımlanan algoritma çalıştırılır. Genel yapı Şekil 4.15'te görülmektedir.



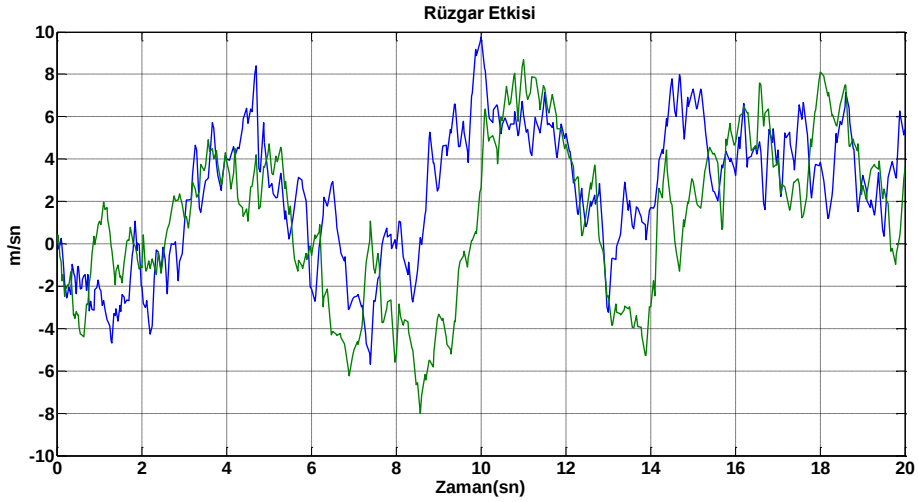
Şekil 4.15 : H_∞ kontrolcü ile modelin genel yapısı

Tanımlanan bozuntunun denklemi 4.22 ve 4.23 denklemlerinde tanımlanır [72].

$$d = [d_U \; d_V]^T \tag{4.22}$$

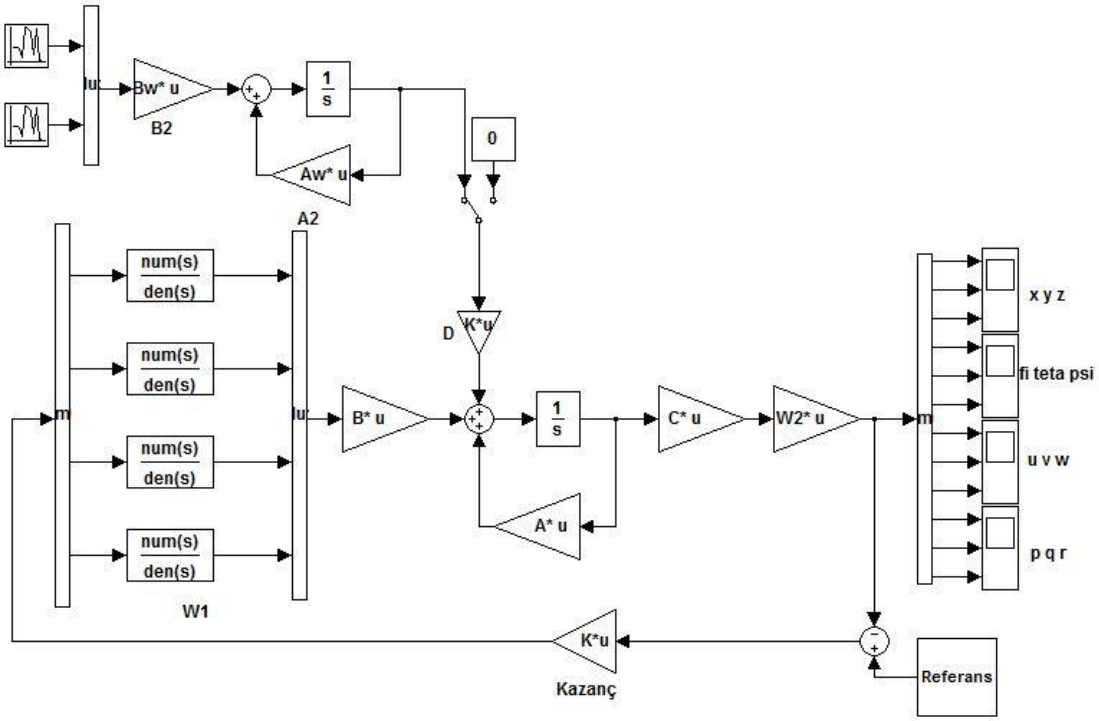
$$\begin{bmatrix} \dot{d}_U \\ \dot{d}_V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/\tau_c & 0 \\ 0 & -1/\tau_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_U \\ d_V \end{bmatrix} + \rho B_w \begin{bmatrix} q_U \\ q_V \end{bmatrix} \tag{4.23}$$

Bu bozuntlu gövde eksenine korelasyonlu Gauss-Markov süreciyle etkir[72]. 4.23 denklemi rüzgar için şekillendirilen filtre (shaping filter) olarak tanımlanır. Etkiyen rüzgarların ilki 0 ortalamalı, diğeri 2 (m/sn) ortalamalı olarak seçilmiştir. Şekil 4.16'da etkiyen rüzgar modeli yer almaktadır. Askı uçuşu için dayanıklı kontrol yapısı için sonuçlar ilk olarak rüzgarsız durum için sonrasında rüzgar etkisi durumu için incelenmiştir. Rüzgar etkisinin incelenmesi tasarlanan kontrol tasarımının etkinliğinin anlaşılabilmesi için kullanışlı bir yaklaşımdır. Ayrıca gerçek şartlarda çalışan sistemlerde yapısal belirsizlikler olduğundan ve sistemin üzerinde pek çok bozucu etken bulunduğundan göz önüne alınması helikopter gibi karmaşık sistemler için kaçınılmazdır.



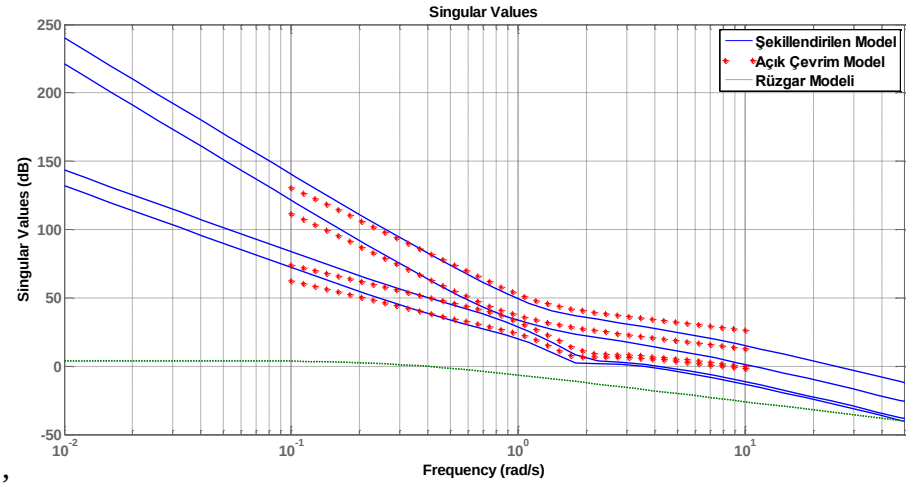
Şekil 4.16 : Gövdeye etkiyen rüzgar modeli

Simulink'te kurulan ayrıntılı model Şekil 4.17'de görülmektedir.



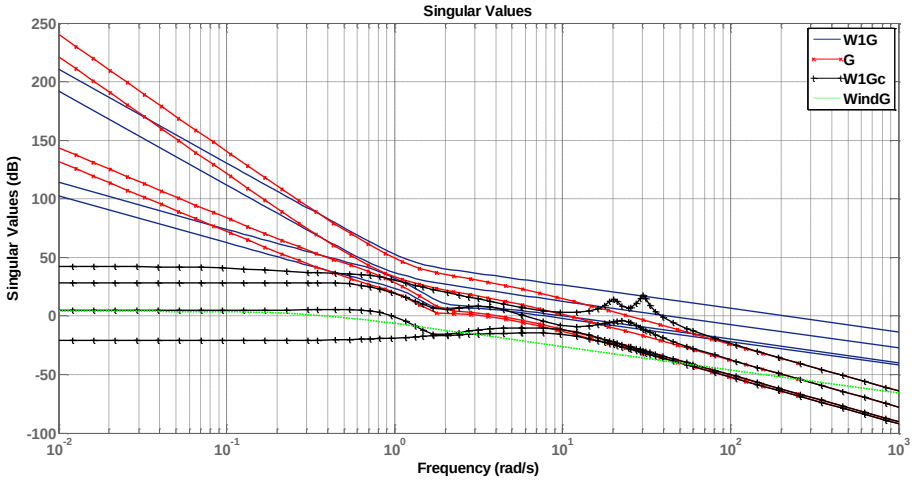
Şekil 4.17 : Simulink'te kurulan kontrolcü modeli

Askı uçuşu sonuçları için öncelikle rüzgarsız şartlarda ve rüzgar altında hesaplamalar yapılmıştır. Şekil 4.18'de modelin (açık çevrim ve şekillendirilmiş modelin) ve rüzgarın frekans eğrisi görülmektedir.



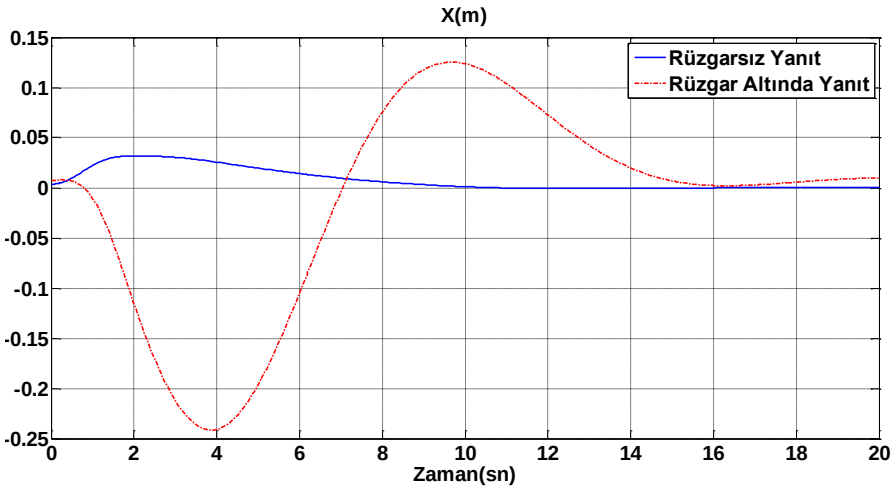
Şekil 4.18 : Modelin ve rüzgarın frekans eğrileri

Şekil 4.19'da H_∞ kontrolcüsünün kazanç katsayısını hesaplayabilmek için ve algoritmadaki kompamsatörleri tanımlayabilmek için hesaplanan modellerin frekans eğrileri yer almaktadır.

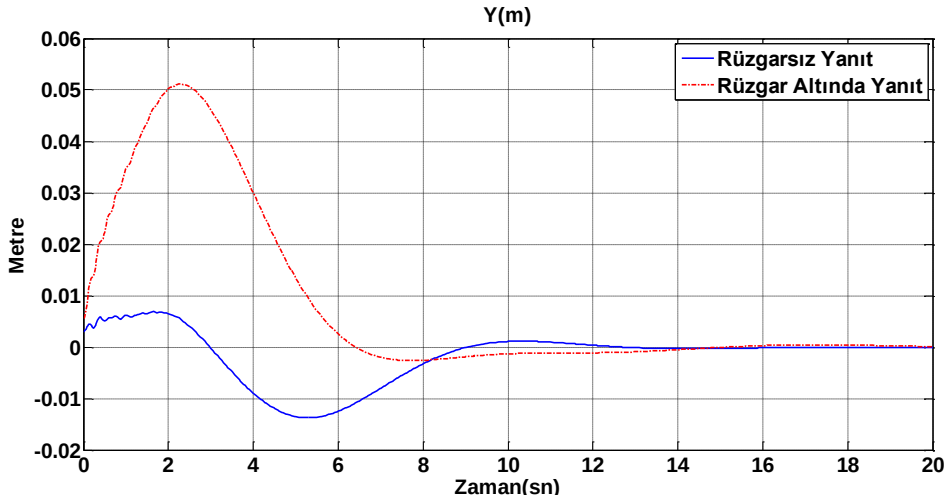


Şekil 4.19 : Algoritma için tasarlanan model yapılarının frekans eğrileri

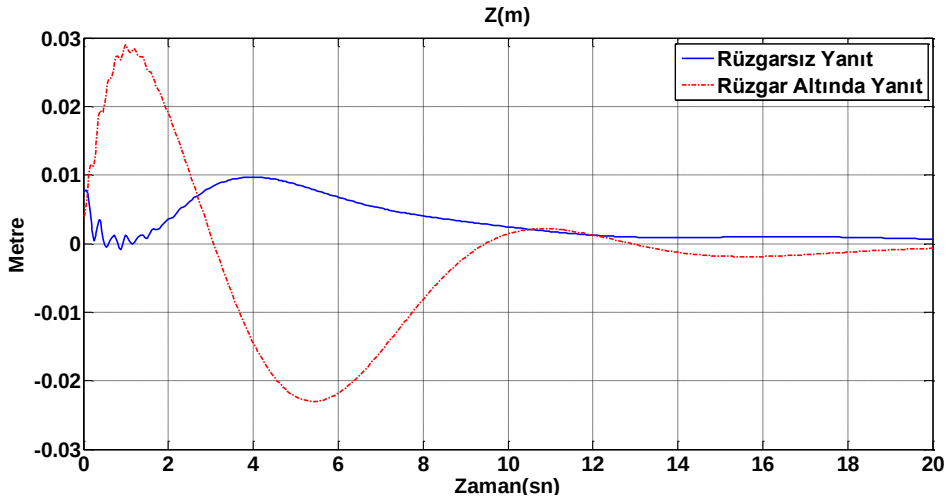
Diyagramlardan elde edilen min. ve max. tekil değerler matris kazancında alt ve üst sınırları tanımlar. Bu diyagramda göz önüne alınan sistemin transfer fonksiyonunun tekil değerleri frekansın fonksiyonu olarak çizdirilmiştir. Grafikten elde edilen değerler ile 2-normu kazancı dayanıklı kontrol tasarımı için verilen algoritmada kullanılarak dayanıklı kontrol kazancı elde edilmiştir. Optimal kontrol bölümünde yer alan değişken parametrelere bu kazanç uygulanmış ve sonuçlar sunulmuştur. Şekil 4.20, 4.21 ve 4.22'de helikopterin X, Y ve Z eksenlerindeki yanıtları görülmektedir.



Şekil 4.20 : X eksenindeki konum değişimi

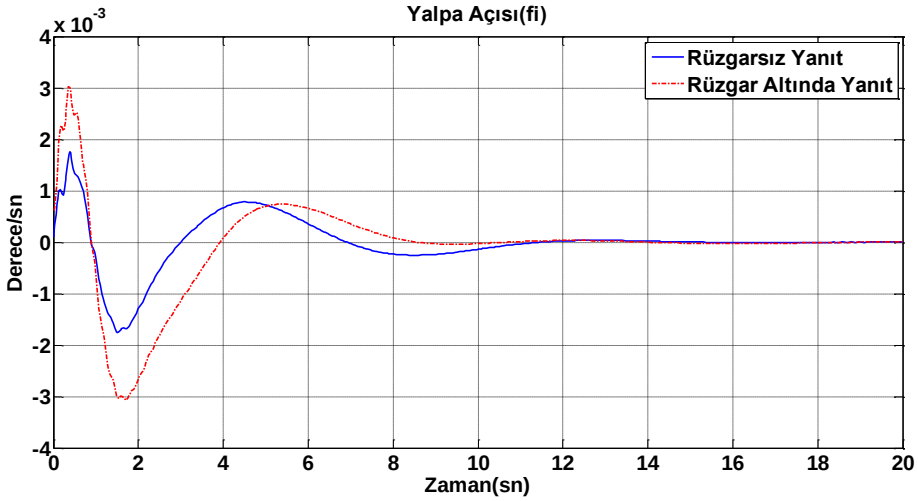


Şekil 4.21 : Y eksenindeki konum değişimi

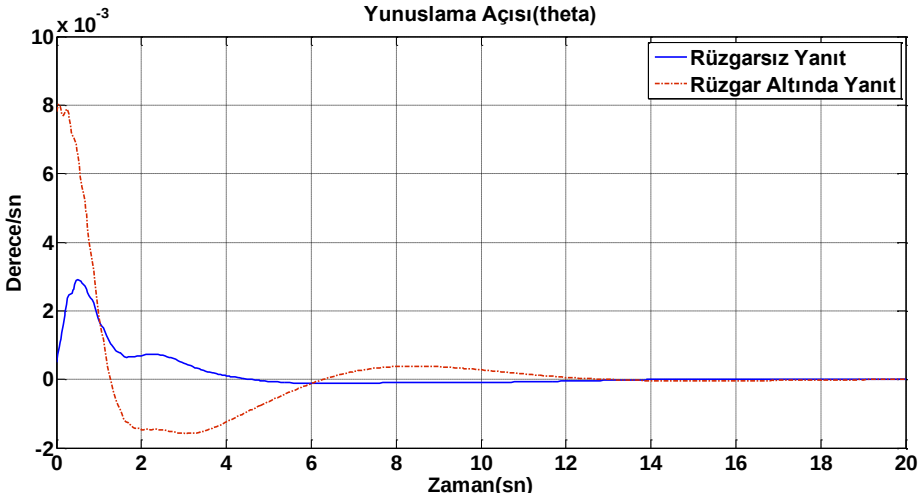


Şekil 4.22 : Z eksenindeki konum değişimi

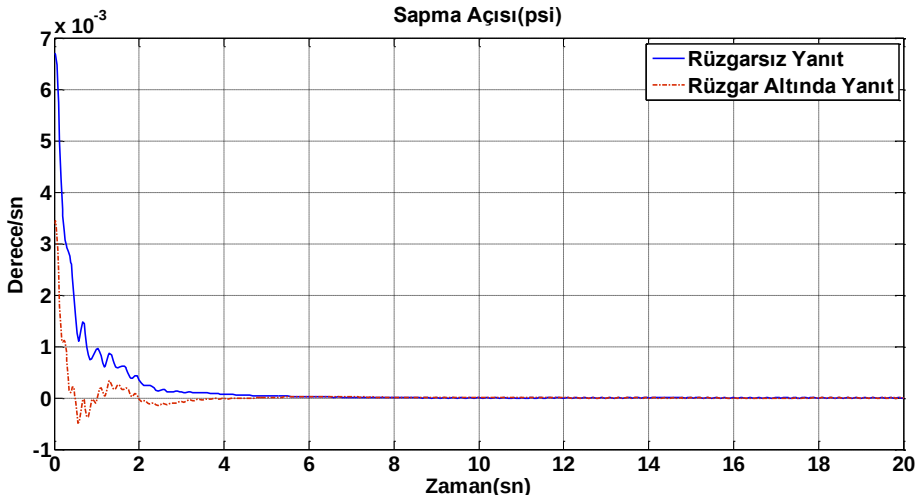
Helikopterin Euler açısı yanıtları Şekil 4.23, 4.24 ve 4.25'te görülmektedir.



Şekil 4.23 : Yalpa açısı konumu

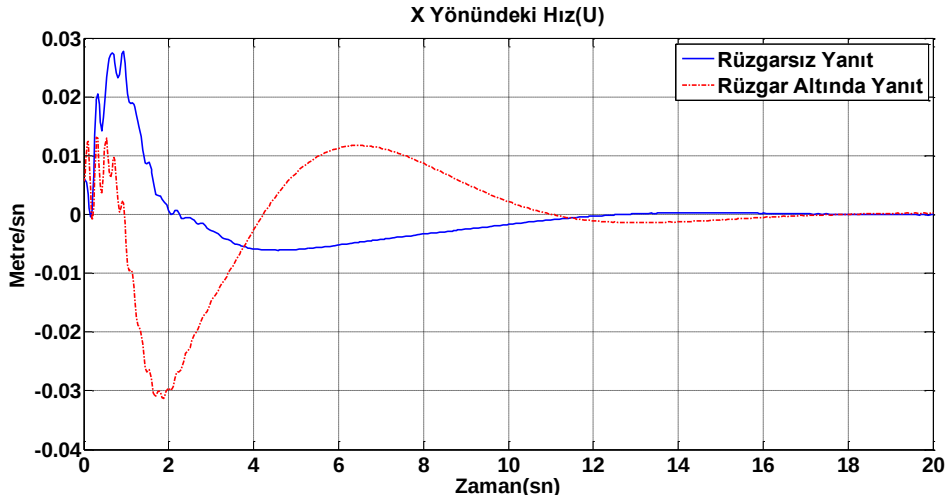


Şekil 4.24 : Yunuslama açısı konumu

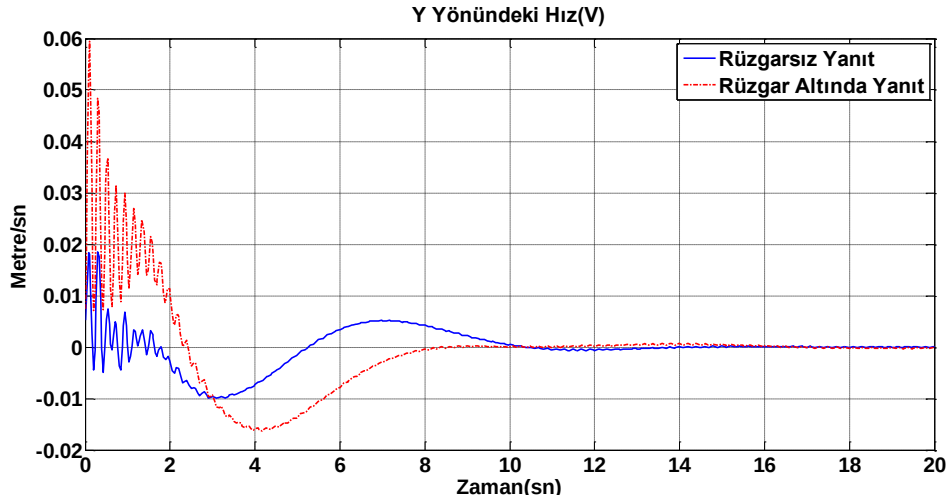


Şekil 4.25 : Sapma açısı konumu

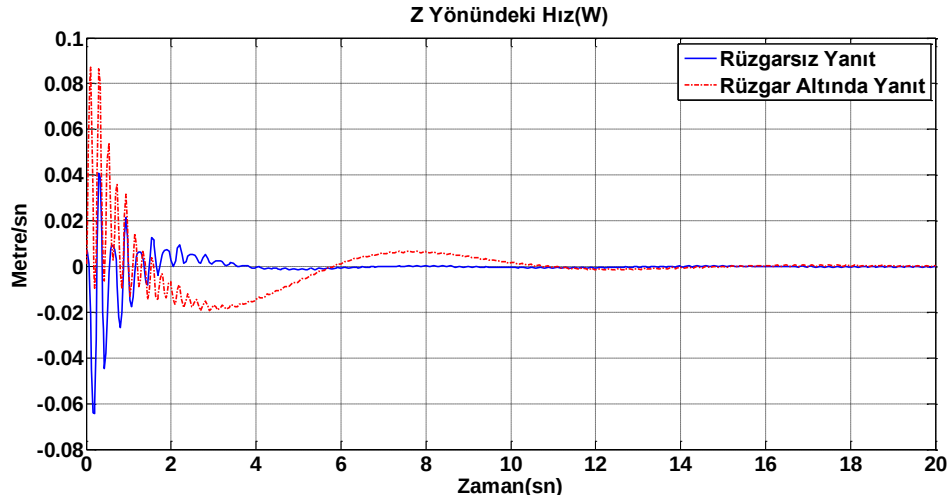
Helikopterin öteleme hızı yanıtları Şekil 4.26, 4.27 ve 4.28'de görülmektedir.



Şekil 4.26 : X eksenindeki hız değişimi

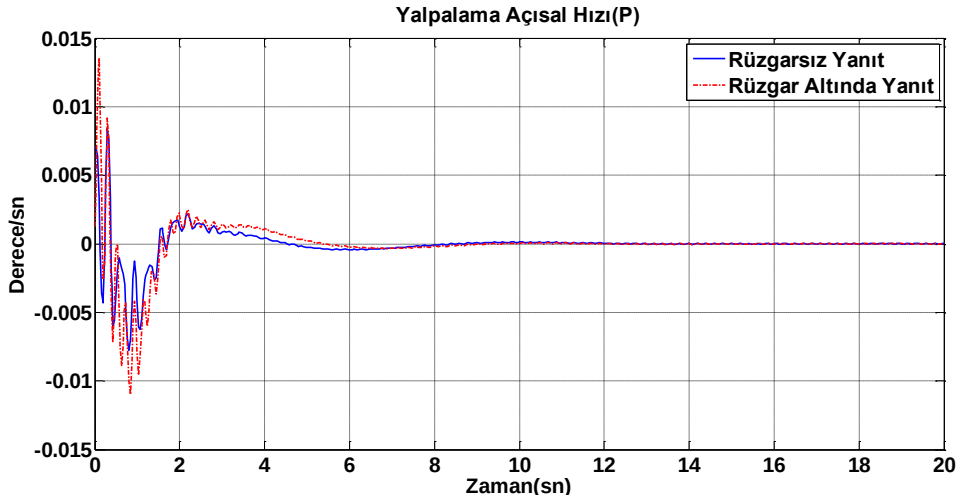


Şekil 4.27 : Y eksenindeki hız değişimi

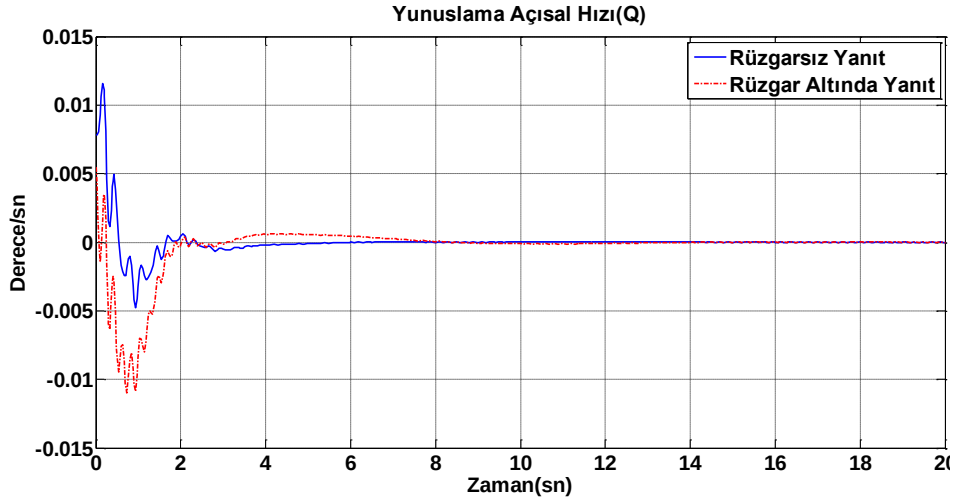


Şekil 4.28 : Z eksenindeki hız değişimi

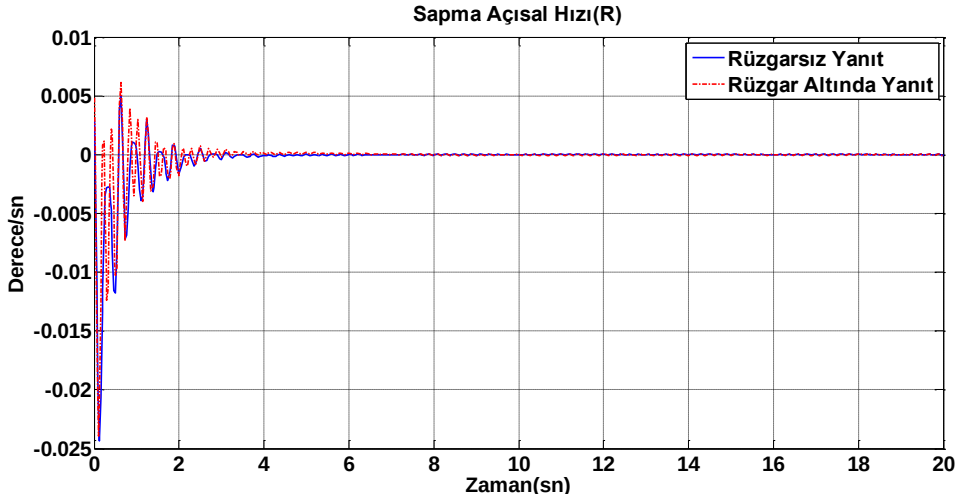
Helikopterin Euler hız yanıtları Şekil 4.29, 4.30 ve 4.31'de görülmektedir.



Şekil 4.29 : Yalpalama açısal hızı



Şekil 4.30 : Yunuslama açısal hızı



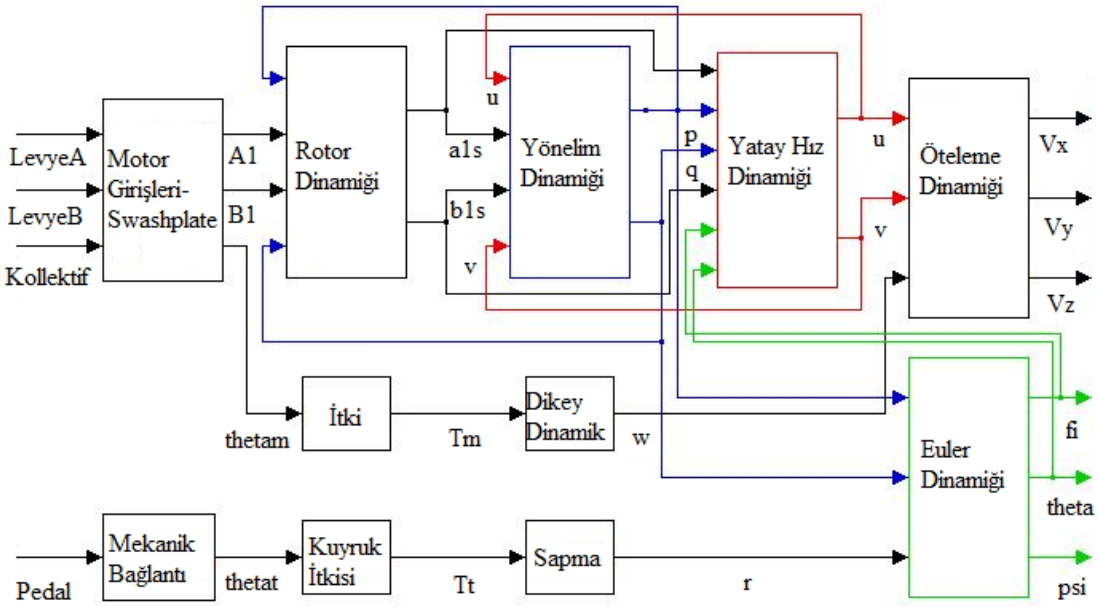
Şekil 4.31 : Sapma açısal hızı

Sonuçlar incelendiğinde dayanıklı kontrolün uygulanmasıyla oturma zamanı probleminin çözüldüğü görülmüştür. Ayrıca rüzgar etkisinin de bastırılarak rüzgarsız yapıdaki etkinliğine yakın bir etkinlikte kontrol performansı sergilendiği anlaşılmıştır.

4.4 Helikopter İçin Yörünge Uygulaması

Helikopterin dinamik yapısının yüksek ilerleme oranı değerlerinde ayrıklaştırılabilir olmasından dolayı[1], iç çevrim/dış çevrim yapısı [73] çalışmasında sunulmuştur. Ayrıca X ve Y eksenlerindeki hızların çırpma dinamiğindeki kazanç girişlerinin üzerinde etkili olduğu anlaşılmıştır. Böylece yalpa ve yunuslama dinamiği hız ile değişen giriş kazancıyla doğrusal olarak modellenerek tanımlanabilir. Bu form Şekil

4.31'de görülmektedir. Buna göre iç çevrimde bulunan yönelim dinamiği dış çevrimde bulunan öteleme dinamiğinin etkisi altındadır ve tasarlanacak kontrolcü ile yönelim gerçekleştirilecektir. Helikopter konumunun doğru tespiti önem arz etmektedir. Bunun için dünyanın etrafında dönen 4 uydunun hareketi ile tanımlanan GPS verisi kullanılacak, bu verilerin hatalı olmasından dolayı kestirim algoritmaları uygulanacaktır. Burada helikopter dinamiği için tanımlanan yörüngeye klasik ya da ayrık olarak tanımlanan doğrusal Kalman filtresi uygulanacaktır.



Şekil 4.32 : Helikopterin iç çevrim/dış çevrim yapısı

Yalpalama dinamiği, durum uzay formunda 4.24 denklem setinde tanımlanır [74]. Yalpalama dinamiği bazı kaynaklarda yuvarlanma dinamiği olarak çevrilmiştir, bu bölümde yer alan şekillerde yuvarlanma dinamiği olarak adlandırılmıştır.

$$\begin{bmatrix} \dot{\emptyset} \\ \dot{p} \\ \dot{\beta}_{1s} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & L_p & L_{\beta_{1s}} \\ 0 & -1 & A_{\beta_{1s}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \emptyset \\ p \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ A_{\delta_{lat}}(u_B(t), v_B(t)) \end{bmatrix} \delta_{lat} \tag{4.24}$$

$$\begin{bmatrix} \Phi \\ p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \emptyset \\ p \\ \beta_{1s} \end{bmatrix}$$

Yunuslama dinamiği 4.25 denklem setinde tanımlanır[74].

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\beta}_{1c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & M_q & M_{\beta_{1c}} \\ 0 & -1 & B_{\beta_{1c}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ q \\ \beta_{1c} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ A_{\delta_{lon}}(u_B(t), v_B(t)) \end{bmatrix} \delta_{lon}$$
$$\begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ q \\ \beta_{1c} \end{bmatrix} \quad \textbf{(4.25)}$$

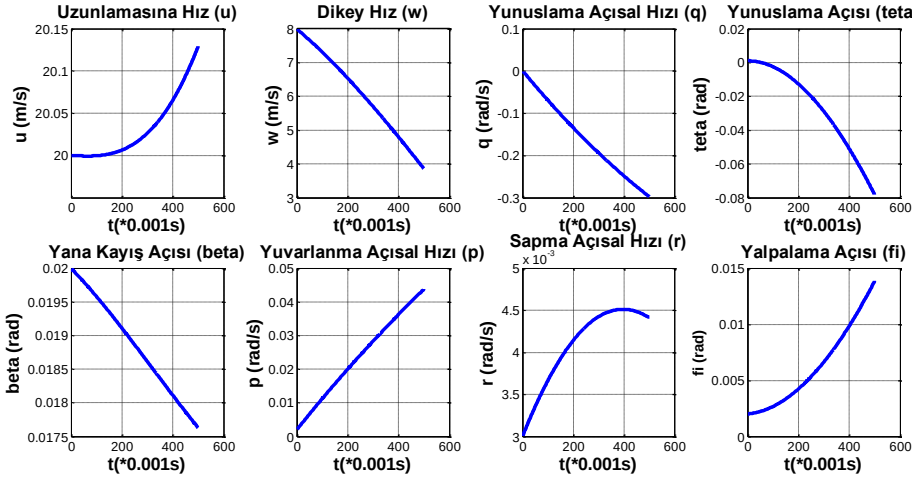
Sapma dinamiği 4.26 formül setiyle tanımlanır. Formülde alt indislerle gösterilen *a* parametreleri kararlılık türevleridir [74].

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{r} \\ \dot{x}_{yaw1} \\ \dot{x}_{yaw2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ 0 & a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ 0 & a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ r \\ x_{yaw1} \\ x_{yaw2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ A_{\delta_{lon}}(u_B(t), v_B(t)) \end{bmatrix} \delta_{lon}$$
$$\begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ q \\ \beta_{1c} \end{bmatrix} \quad \textbf{(4.26)}$$

Helikopterin dikey yöndeki dinamiği 4.27 denklem setinde, şu şekilde tanımlanır [74];

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_B \\ \dot{a}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ Z_w & Z_{a_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_B \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ Z_{\delta_{col}} \end{bmatrix} \delta_{col}$$
$$W_B = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_B \\ a_z \end{bmatrix} \quad \textbf{(4.27)}$$

Helikopterin başlangıçta X ekseninde 20 m/sn hızla ilerlediği durum göz önüne alınmıştır. Yörünge planlamasına göre yüksekliğinin değişmemesi gerekmektedir. Dünya eksenine göre Y ekseninde pozitif yönde 25 metre ilerlemesi gerekmektedir. Helikopterin hız profili Şekil 4.33'te görülmektedir.



Şekil 4.33 : Helikopterin hız profili

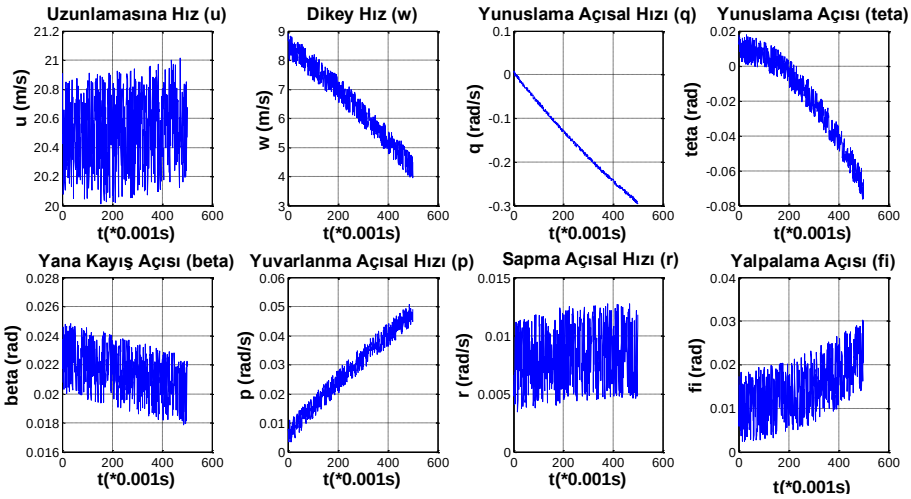
Helikoptere tanımlanan bu hız profilinin ölçülmesi sırasında yaşanan aksaklıklar göz önüne alınarak bir bozucu etmen profili oluşturulmuştur. Basit bir yapıda helikopterin durum denklemi şu şekildedir;

$$X_{i+1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta t cos(\gamma) \\ \Delta t sin(\gamma) \\ 0 \end{bmatrix} \beta + W_i \qquad \textbf{(4.28)}$$

Bu denklemdeki $\mathbf{W_i}$ bozuntudur ve kovaryans matrisi tanımlanır;

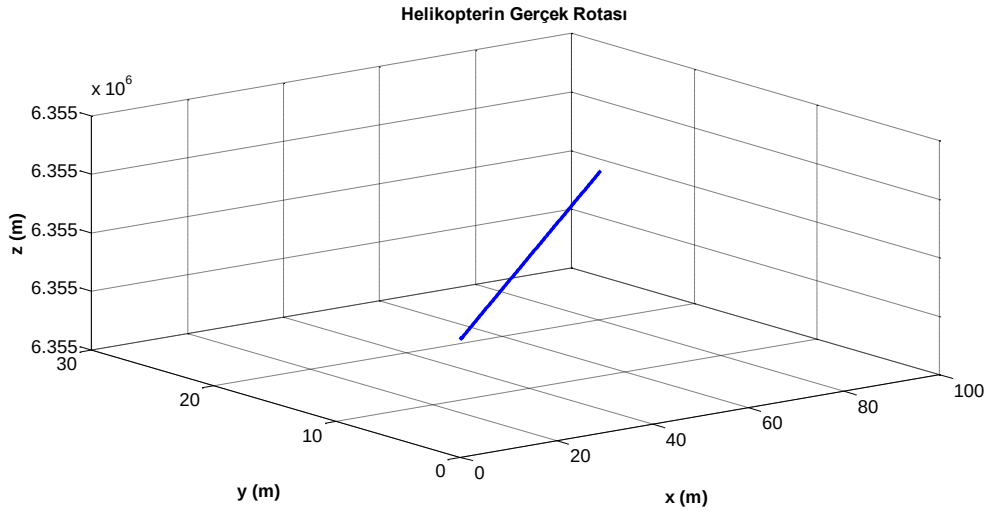
$$Q = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 \end{bmatrix} \qquad \textbf{(4.29)}$$

Elde edilen bozucu faktörüyle helikopterin hız değişim karakteristiği Şekil 4.34'te görülmektedir.



Şekil 4.34 : Helikopterin bozuntulu hız profili

Helikopterin gerçek rotası Şekil 4.35'te görülmektedir.



Şekil 4.35 : Helikopterin gerçek rotası

Helikopterin gerçek rotası referans eksen seçilirken dünyanın merkezi seçilmiştir. Bundan dolayı z ekseninde dünyanın yarıçapı ve helikopterin yerden yüksekliği görülmektedir. Bunun nedeni GPS ölçümlerini oluştururken dünyanın etrafında bulunan uydulardan alınan verilerin işlenmesidir. Uyduların konumu da dünyanın merkezine göre tanımlanmıştır. Buna göre uydunun hareketleri de tanımlanacaktır. Uydunun eliptik yörüngelerinin ifade edildiği sistemlerden birisi de Kepler

denklemleri olarak bilinen denklemlerdir. Bu denklem sistemi diferansiyel formda olan 4.30 denklem takımından oluşmaktadır.

$$\frac{d^2x}{dt^2} = GM\frac{x}{r^3}$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} = GM\frac{y}{r^3} \qquad \textbf{(4.30)}$$

$$\frac{d^2z}{dt^2} = GM\frac{z}{r^3}$$

Burada *G* evrensel çekim sabiti ve *M* dünyanın kütlesidir. $\boldsymbol{x, y, z}$ uyduların kartezyen koordinatlarıdır ve *r* uydunun kütle merkezi ile dünyanın kütle merkezi arasındaki mesafedir. Öteleme eksenlerinde elde edilen hız denklemleri 4.31 denklem takımından hesaplanır.

$$U_{i+1} = U_i + \Delta tGM\frac{x_i}{r^3}$$

$$V_{i+1} = V_i + \Delta tGM\frac{y_i}{r^3} \qquad \textbf{(4.31)}$$

$$W_{i+1} = W_i + \Delta tGM\frac{z_i}{r^3}$$

Böylece öteleme eksenlerindeki konum 4.32 denklemlerinde tanımlanır.

$$x_{i+1} = x_i + \Delta tU_i$$

$$y_{i+1} = y_i + \Delta tV_i \qquad \textbf{(4.32)}$$

$$z_{i+1} = z_i + \Delta tW_i$$

Buna göre dünya ile uydunun arasındaki mesafe 4.33 denkleminde hesaplanır.

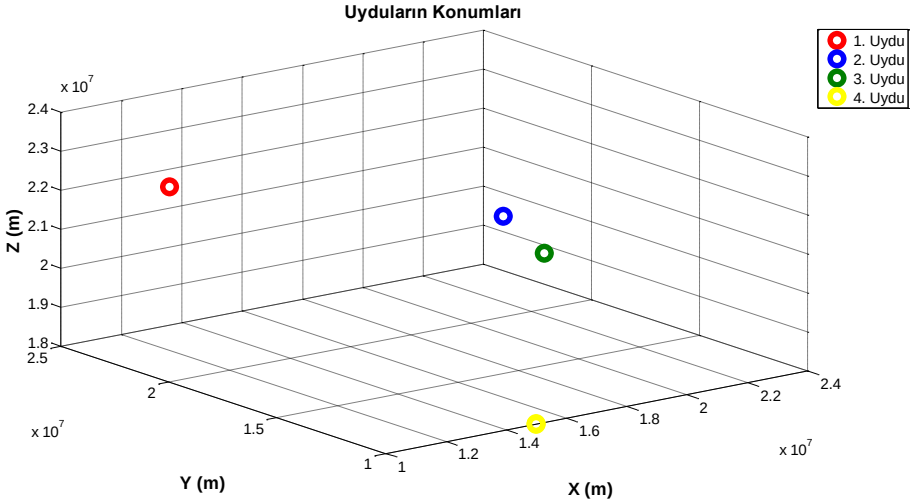
$$r_i = \sqrt{{x_i}^2 + {y_i}^2 + {z_i}^2} \tag{4.33}$$

Çizelge 4.2'de uyduların başlangıç koşulları yer almaktadır.

Çizelge 4.2: Uyduların Başlangıç Konumları

Uydular	x_0	y_0	z_0
1. Uydu	10000000	20000000	23000000
2. Uydu	22500000	22000000	15000000
3. Uydu	21000000	18000000	20000000
4. Uydu	10000000	20000000	23000000

Uyduların konumları Şekil 4.35'te yer almaktadır.



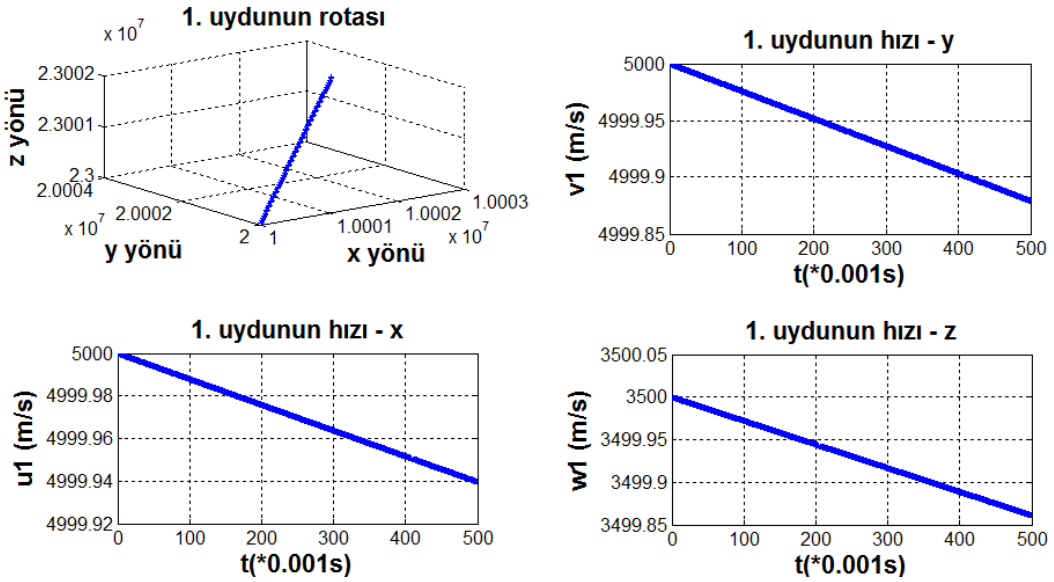
Şekil 4.36 : Uyduların Konumları

Çizelge 4.3'te uyduların başlangıç hız profili yer almaktadır.

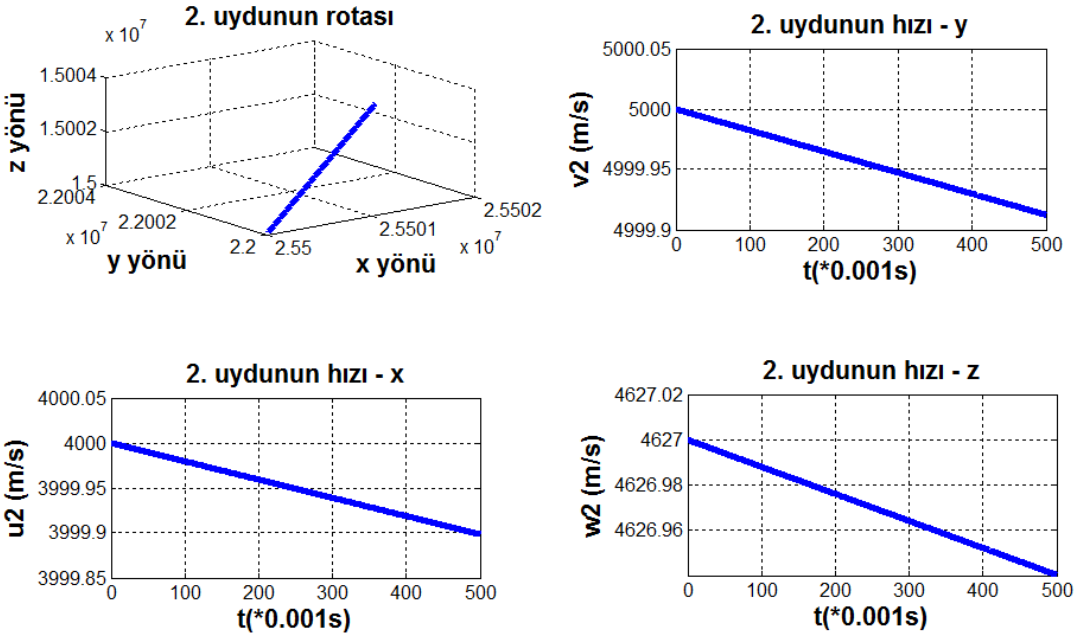
Çizelge 4.2: Uyduların Başlangıç Hızları

Uydular	u_0	v_0	w_0
1. Uydu	9000	9000	3500
2. Uydu	4000	5000	4627
3. Uydu	4000	4800	5114
4. Uydu	4000	5000	4627

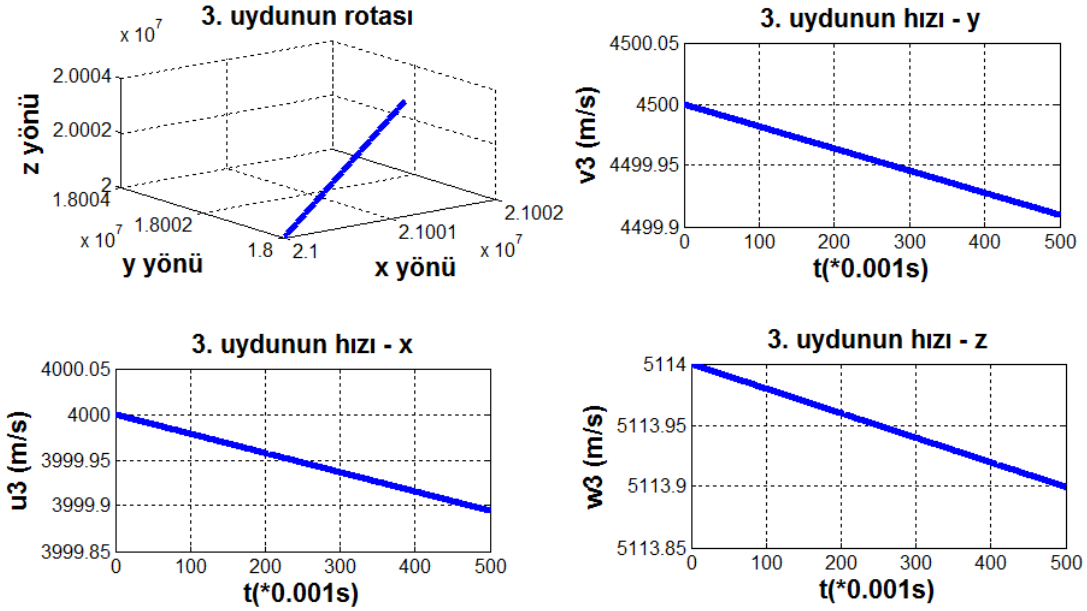
Uyduların hız ve konum profilleri Şekil 4.36, 4.37, 4.38 ve 4.39'da görülmektedir.



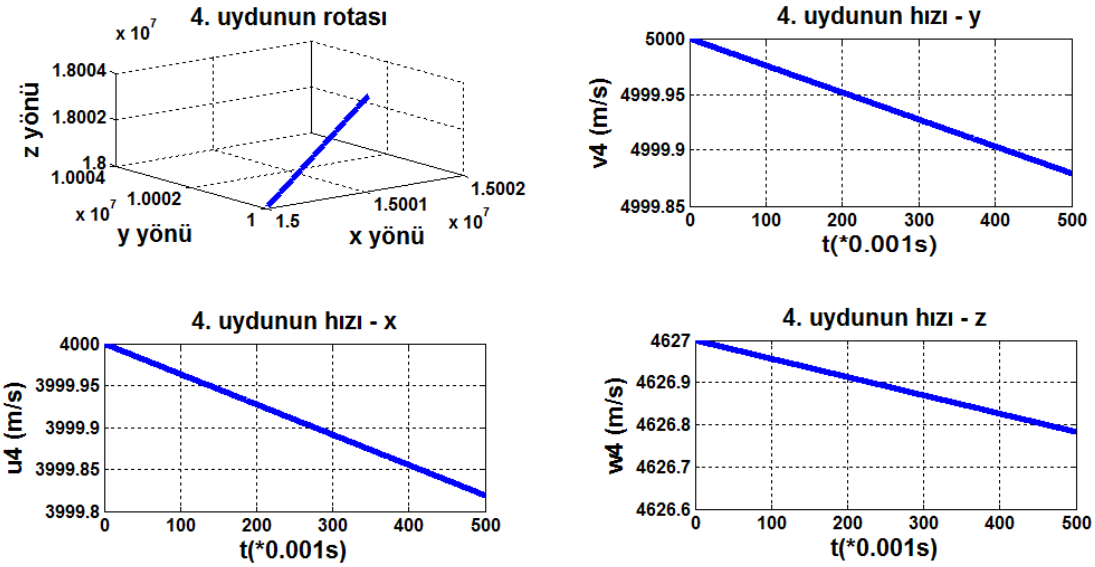
Şekil 4.37 : 1. Uydunun hız ve rota verileri



Şekil 4.38 : 2. Uydunun hız ve rota verileri



Şekil 4.39 : 3. Uydunun hız ve rota verileri



Şekil 4.40 : 4. Uydunun hız ve rota verileri

Uydu konum ve hız grafikleri incelendiğinde aynı hız denklemleri uygulandığı için tek farklılık başlangıç noktalarındaki farklılıktan dolayı yörüngelerinde gerçekleşmiştir. Uydular ile helikopter arasındaki mesafe 4.34 denklemleriyle hesaplanır.

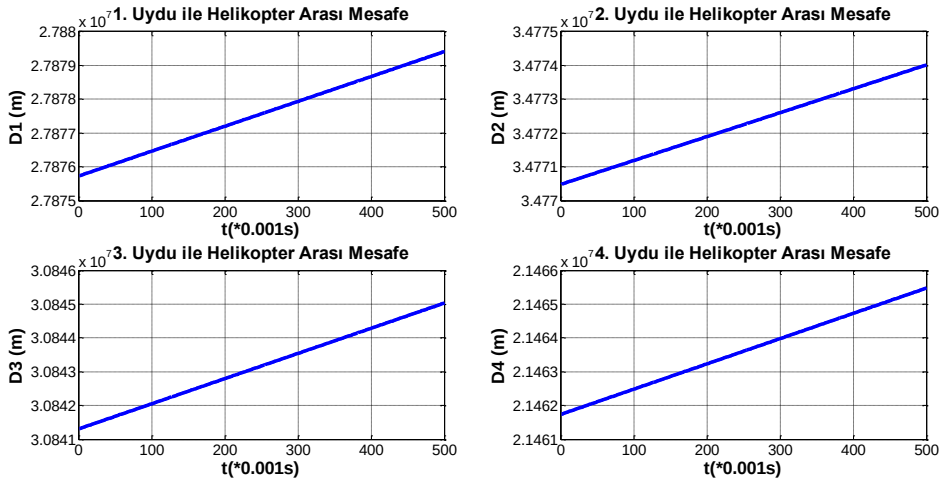
$$D_1 = \sqrt{(x_{1u} - x)^2 + (y_{1u} - y)^2 + (z_{1u} - z)^2}$$

$$D_2 = \sqrt{(x_{2u} - x)^2 + (y_{2u} - y)^2 + (z_{2u} - z)^2} \quad \textbf{(4.34)}$$

$$D_3 = \sqrt{(x_{3u} - x)^2 + (y_{3u} - y)^2 + (z_{3u} - z)^2}$$

$$D_4 = \sqrt{(x_{4u} - x)^2 + (y_{4u} - y)^2 + (z_{4u} - z)^2}$$

Şekil 4.40'ta uydular ile helikopter arasındaki mesafeler görülmektedir.



Şekil 4.41 : Uydular ile helikopter arasındaki mesafeler

Helikopter ile uydu arasındaki mesafeler için bozuntu faktörü de hesaplanmıştır. Navigasyon yapısı için uygulanacak GPS tanımlanacaktır. Her bir uydunun helikopter üzerinde bir konum bilgisi oluşacak ve bu konumlar bir noktada kesişecektir. Göz önüne alınan yapıda 4 bilinmeyen vardır. Bunlar helikopterin x,y,z koordinatları ve ölçümün yapıldığı zaman aralığıdır. 4 uydu için aşağıdaki denklem yazılır ve saat kaymasıyla (*bias*) 4.35 denklemi ifade edilir.

$$(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 = (D_i - \delta t)^2 \tag{4.35}$$

Her bir uydu için bilinmeyenler 4.36'da ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} (x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 + (D_1 - \delta t)^2 \\ (x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2 + (D_2 - \delta t)^2 \\ (x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 + (D_3 - \delta t)^2 \\ (x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2 + (D_4 - \delta t)^2 \end{bmatrix} \tag{4.36}$$

Jakobiyen matrisi ise 4.37'de tanımlanır.

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x} & \frac{\partial F_1}{\partial y} & \frac{\partial F_1}{\partial z} & \frac{\partial F_1}{\partial \delta t} \\ \frac{\partial F_2}{\partial x} & \frac{\partial F_2}{\partial y} & \frac{\partial F_2}{\partial z} & \frac{\partial F_2}{\partial \delta t} \\ \frac{\partial F_3}{\partial x} & \frac{\partial F_3}{\partial y} & \frac{\partial F_3}{\partial z} & \frac{\partial F_3}{\partial \delta t} \\ \frac{\partial F_4}{\partial x} & \frac{\partial F_4}{\partial y} & \frac{\partial F_4}{\partial z} & \frac{\partial F_4}{\partial \delta t} \end{bmatrix} \tag{4.37}$$

Böylece F fonksiyonunun jakobiyen matrisi 4.38'de tanımlanabilir.

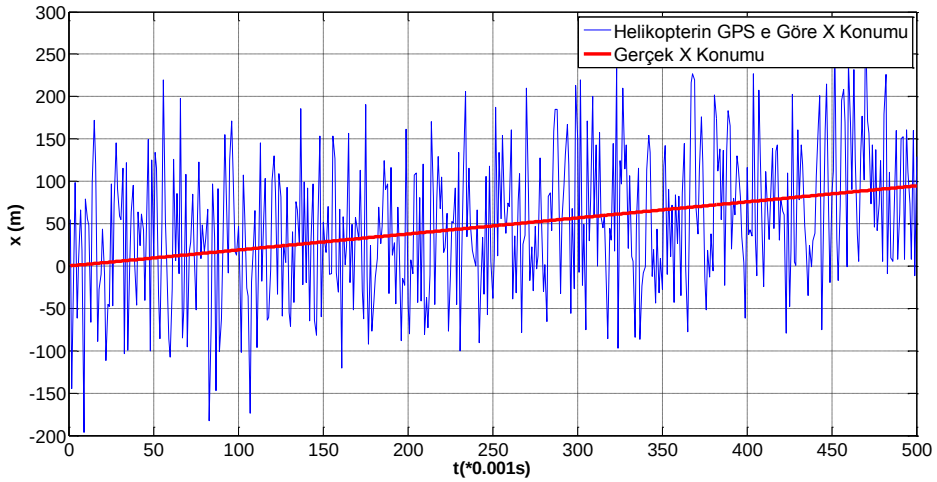
$$\begin{bmatrix} -2(x_1 - x) & -2(y_1 - y) & -2(z_1 - z) & -2(D_1 - \delta t) \\ -2(x_2 - x) & -2(y_2 - y) & -2(z_2 - z) & -2(D_2 - \delta t) \\ -2(x_3 - x) & -2(y_3 - y) & -2(z_3 - z) & -2(D_3 - \delta t) \\ -2(x_4 - x) & -2(y_4 - y) & -2(z_4 - z) & -2(D_4 - \delta t) \end{bmatrix} \tag{4.38}$$

Yapılacak olan iterasyon yapısında hata oranı 10^{-6} olarak seçilmiştir. İterasyon yapısı 4.39 ve 4.40 denklemleriyle tanımlanmıştır.

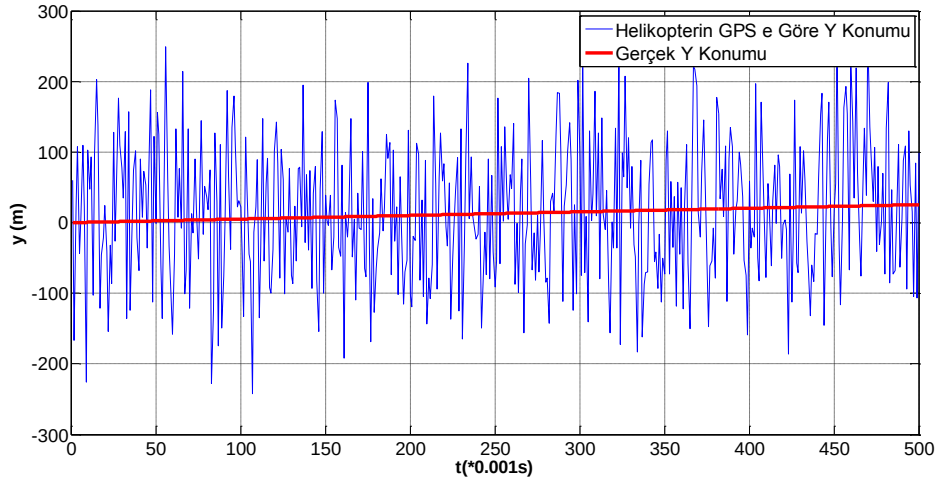
$$\Delta P_i = -J^{-1}F \tag{4.39}$$

$$P_{i+1} = P_i + \Delta P \tag{4.40}$$

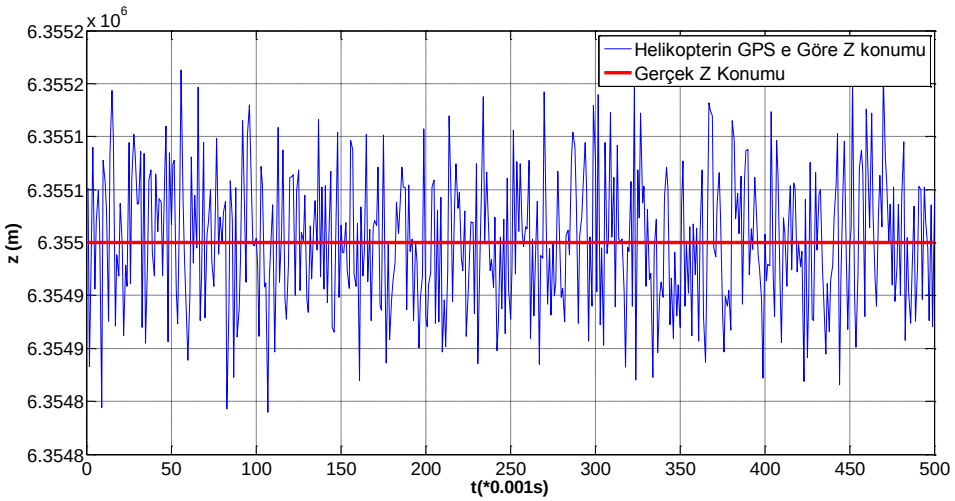
Uyduların konumu değiştiği için jakobiyen matrisi her adımda hesaplanır. Buna göre Şekil 4.41, 4.42 ve 4.43'te helikopterin gerçek konumu ve GPS verilerine göre konumu görülmektedir.



Şekil 4.42 : X ekseninde helikopterin konumu ve GPS verisi



Şekil 4.43 : Y ekseninde helikopterin konumu ve GPS verisi



Şekil 4.44 : Z ekseninde helikopterin konumu ve GPS verisi

Helikopterin her 3 eksende gerçek konumu ile GPS'in ölçtüğü konum grafiklerinden de görüleceği gibi GPS hataları mevcuttur. Burada oluşan hataların varyansları hesaplanarak Kalman filtresi uygulanacaktır. Mutlak hataların ortalaması 4.41 denklem setiyle hesaplanır.

$$\Delta x_i = x_{GPS(i)} - x_i$$

$$\Delta y_i = y_{GPS(i)} - y_i \qquad \textbf{(4.41)}$$

$$\Delta z_i = z_{GPS(i)} - z_i$$

$$\Delta \delta t_i = \delta t_{GPS(i)} - \delta t_i$$

Mutlak hatalar ise 4.42'de görülen hata denklemlerinden hesaplanır;

$$\Delta x = \frac{1}{N}\sum_{i}^{N}\Delta x_i$$

$$\Delta y = \frac{1}{N}\sum_{i}^{N}\Delta y_i$$

$$\Delta z = \frac{1}{N}\sum_{i}^{N}\Delta z_i$$

$$\Delta\delta t = \frac{1}{N}\sum_{i}^{N}\Delta\delta t_i$$

(4.42)

Böylece varyanslar 4.43 denklemlerinden elde edilir. Buna göre GPS ölçümlerindeki anlık hatalar Şekil 4.44, 4.45 ve 4.46'da görülmektedir.

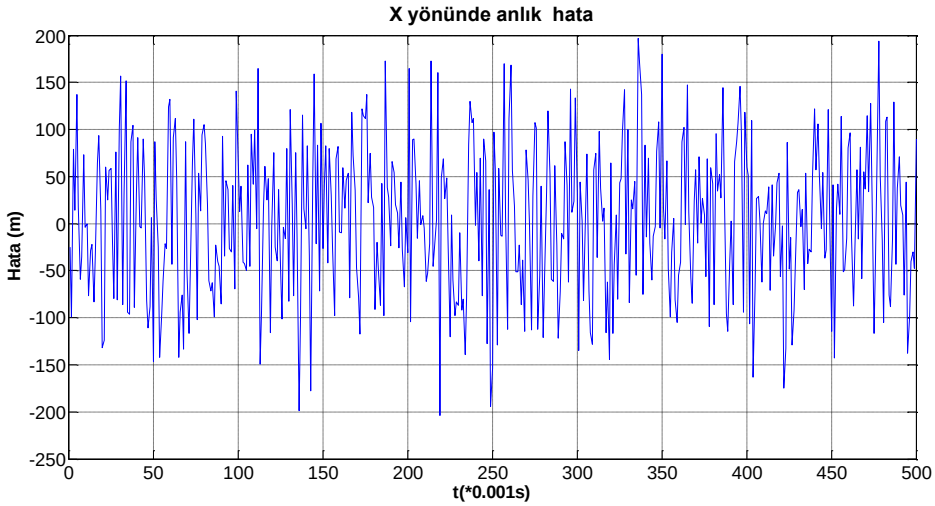
$$S_x{}^2 = \frac{1}{N-1}\sum_{i}^{N}(\Delta x_i - \Delta x)^2$$

$$S_y{}^2 = \frac{1}{N-1}\sum_{i}^{N}(\Delta y_i - \Delta y)^2$$

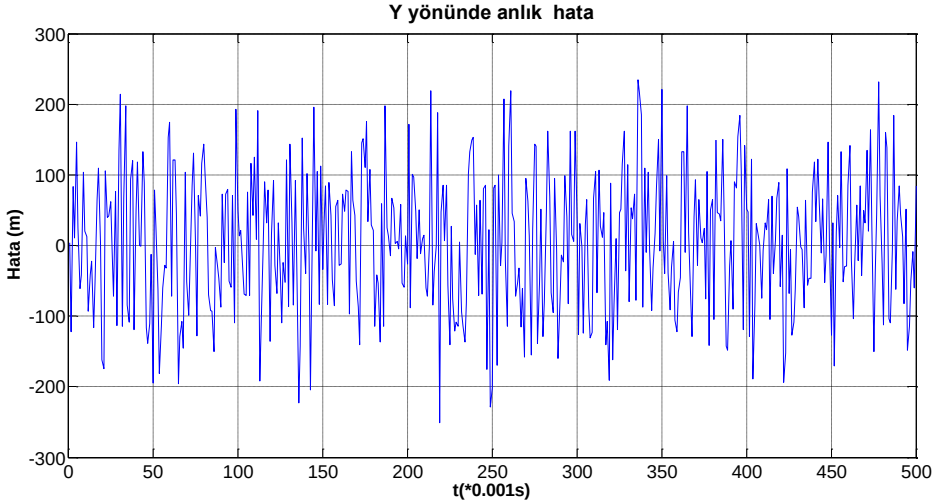
$$S_z{}^2 = \frac{1}{N-1}\sum_{i}^{N}(\Delta z_i - \Delta z)^2$$

$$S_{\delta t}{}^2 = \frac{1}{N-1}\sum_{i}^{N}(\Delta\delta t_i - \Delta\delta t)^2$$

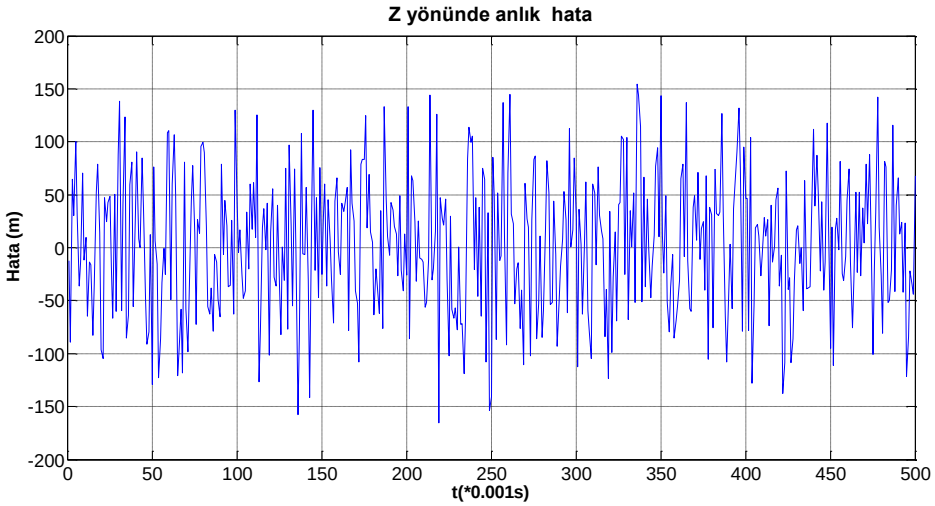
(4.43)



Şekil 4.45 : X eksenindeki GPS hatası



Şekil 4.46 : Y eksenindeki GPS hatası



Şekil 4.47 : Z eksenindeki GPS hatası

GPS hataları göz önüne alındığında, düzeltme yapılması gerektiği anlaşılmaktadır. Kalman [75] ve Bucy[76] tarafından geliştirilen Kalman filtresi uygulanarak hataların giderilmesi ve iyi bir kestirim algoritması geliştirilmesi hedeflenmiştir. Matematiksel olarak Kalman filtresi, ikinci dereceden denklemleri barındıran birinci dereceden basit diferansiyel denklemlerin sayısal bilgisayarlarda çözülmesidir [77]. Başka bir ifadeyle beyaz gürültü tarafından bozulan doğrusal dinamik sistemin anlık durumunu tahmin eden bir kestiricidir. Kestirim değeri denklemi 4.44 denklemiyle ifade edilir;

$$\hat{x}(k/k) = \Phi(k, k-1)\hat{x}(k-1/k-1) + K(k)$$

$$\times [y(k) - H(k)\Phi(k, k-1)\hat{x}(k-1/k-1)\,] \qquad \textbf{(4.44)}$$

$$= \hat{x}(k/k-1) + K(k)\tilde{z}(k/k-1)$$

Bu denklemde $\boldsymbol{k, k-1}$ dizini bir adım önceden tahmin edilen değerleri, $\boldsymbol{k/k}$ ise $\boldsymbol{k}$ zamanında $\boldsymbol{y(k)}$ dahil tüm ölçümlerin kullanıldığı kestirimi göstermektedir. $\tilde{\boldsymbol{z}}\boldsymbol{(k/k-1)}$ terimi "inovasyon süreci" olarak adlandırılır. $\boldsymbol{K(k)}$ filtrenin optimal kazanç matrisidir. $\boldsymbol{\Phi(k, k-1)}$ sistem geçiş matrisi, $\boldsymbol{H(k)}$ sistemin ölçüm matrisi ve $\boldsymbol{y(k)}$ ölçüm vektörünü göstermektedir. $\hat{\boldsymbol{x}}\boldsymbol{(k/k-1)}$ terimi ise bir adımlık ekstrapolasyon değerini göstermektedir. Kalman kazancı 4.45 denklemiyle hesaplanır.

$$K(k) = P(k/k)H^T(k)R^{-1}(k)$$

$$= P(k/k-1)H^T(k)[H(k)P(k/k-1)H^T(k) + R(k)]^{-1} \qquad \textbf{(4.45)}$$

Bu denklemde $\boldsymbol{P(k/k)}$ süzme hatasını korelasyon matrisi ve $\boldsymbol{R(k)}$ sensör gürültüsünün kovaryans matrisidir. Süzme hatasının korelasyon matrisi 4.46 denkleminde tanımlanır.

$$P(k/k) = P(k/k-1) - P(k/k-1)H^T(k) \qquad \textbf{(4.46)}$$

$$\times G(k/k-1)Q(k-1)G^T(k,k-1)$$

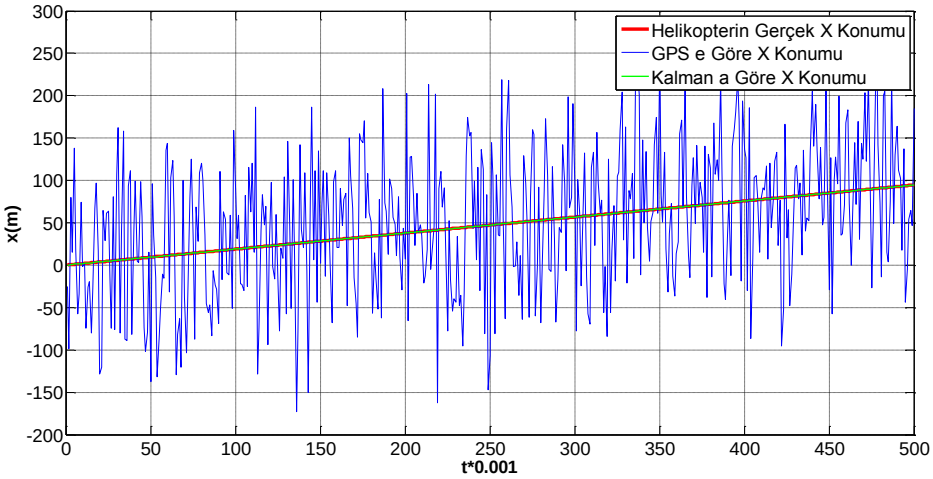
Denklemde $\boldsymbol{Q(k)}$ sistem gürültüsünün korelasyon matrisi, $\boldsymbol{G^T(k,k-1)}$ sistem gürültüsünün geçiş matrisidir. Ekstrapolasyon hatasının korelasyon matrisi 4.47 denkleminde tanımlanır.

$$P(k/k-1) = \Phi(k,k-1)P(k-1/k-1)\Phi^T(k,k-1) + G(k,k-1)Q(k-1)G^T(k,k-1) \quad \textbf{(4.47)}$$

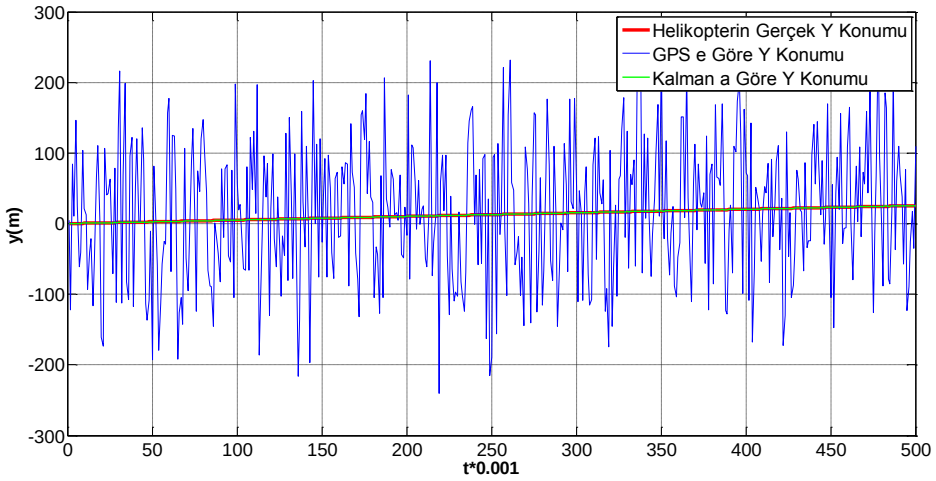
Başlangıç koşullları 4.48'de sunulmuştur.

$$\hat{x}(0/0) = \bar{x}(0), P(0/0) = P(0) \quad \textbf{(4.48)}$$

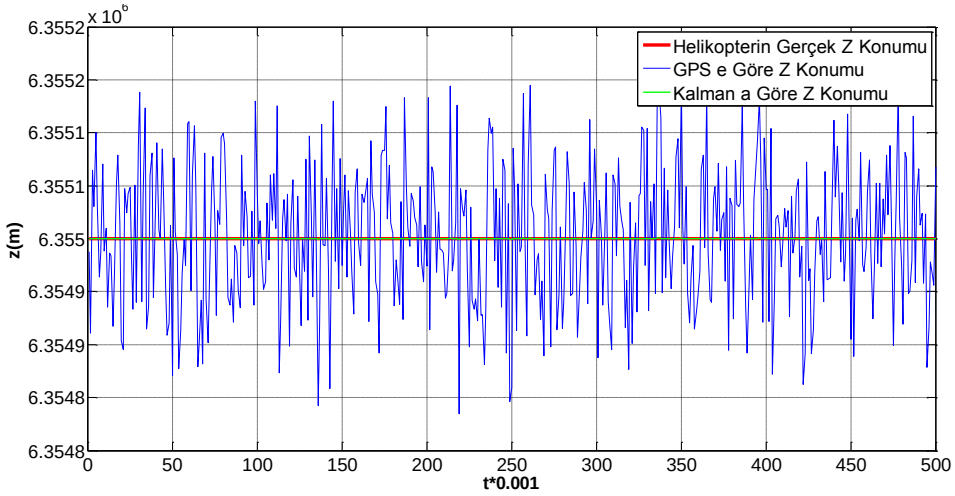
Olarak tanımlanır. Böylece GPS verilerinin hata değerleri Kalman filtresi algoritmasıyla düzeltilerek helikopterin yeni hareketleri kestirilebilir. Şekil 4.48, 4.49 ve 4.50'de her üç eksende elde edilen sonuçlar görülmektedir.



Şekil 4.48 : X eksenindeki hareket ve Kalman sonucu

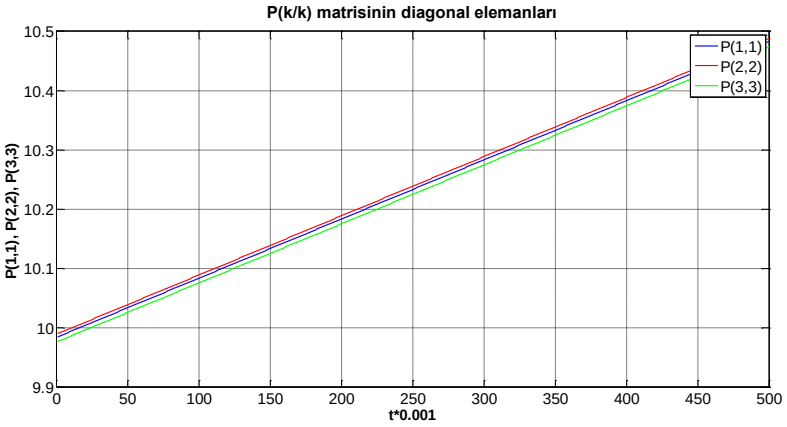


Şekil 4.49 : Y eksenindeki hareket ve Kalman sonucu

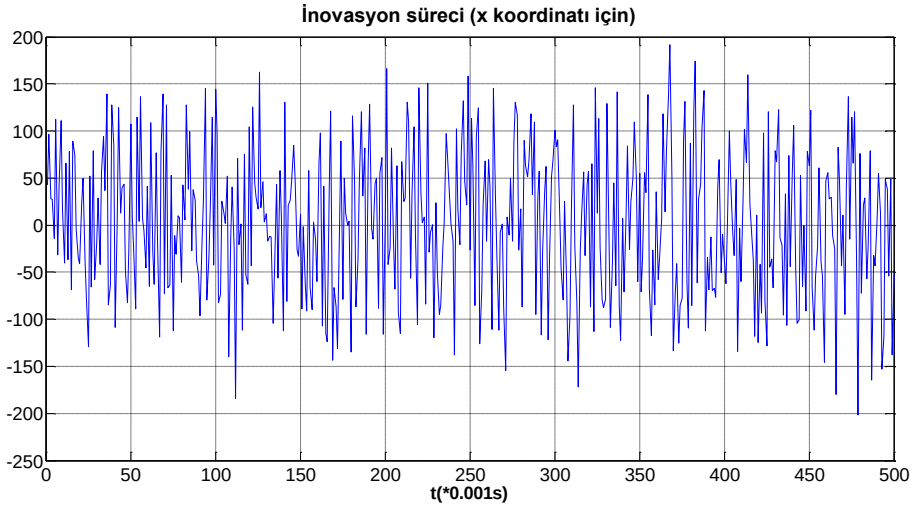


Şekil 4.50 : Z eksenindeki hareket ve Kalman sonucu

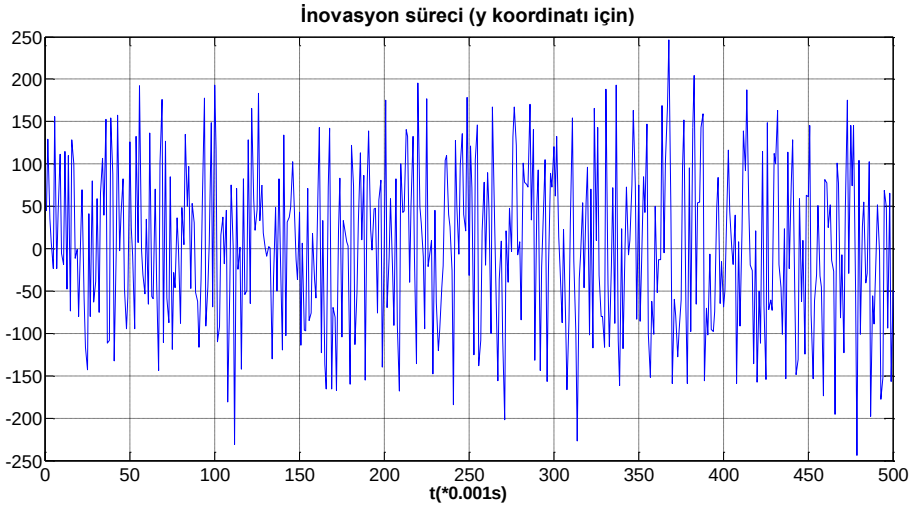
Elde edilen sonuçlara göre Kalman filtresinin uygulanmasıyla GPS hataları ciddi oranda giderilmiştir. Süzme hatasının kovaryans matrisi ve diagonal elemanları ile her üç eksendeki inovasyon süreci Şekil 4.51, 4.52, 4.53 ve 4.54'te görülmektedir.



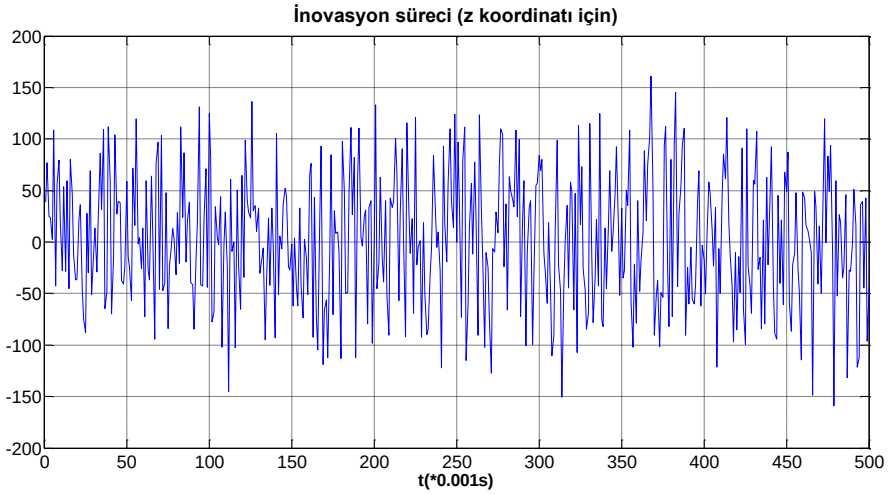
Şekil 4.51 : Doğrusal Kalman filtresinin diagonal elemanları



Şekil 4.52 : X eksenindeki inovasyon süreci

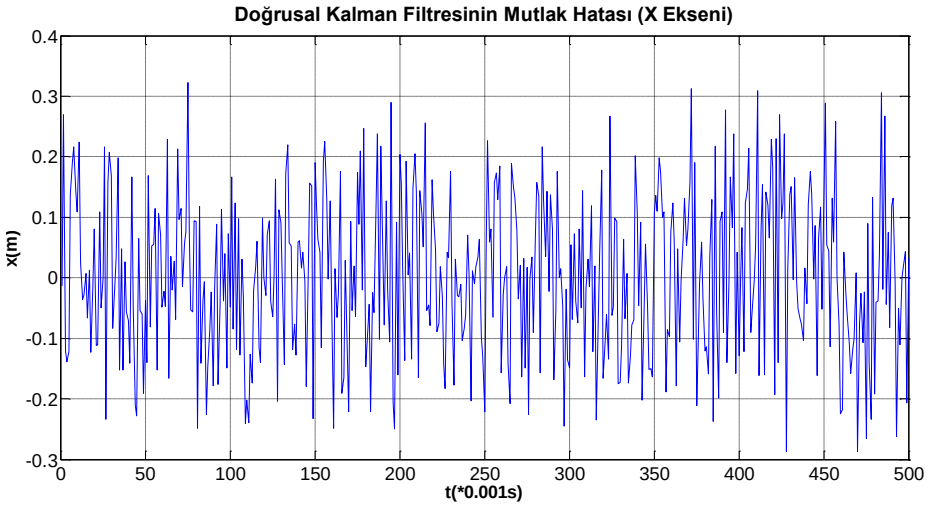


Şekil 4.53 : Y eksenindeki inovasyon süreci

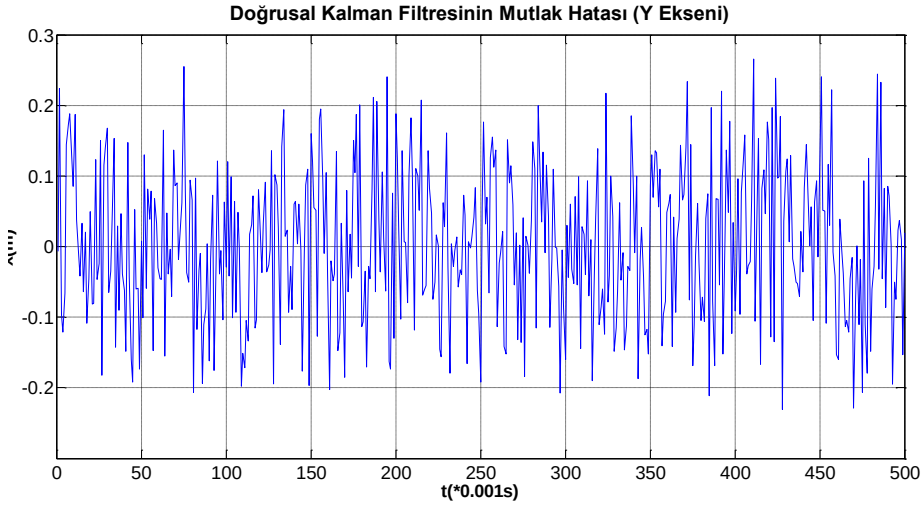


Şekil 4.54 : Z eksenindeki inovasyon süreci

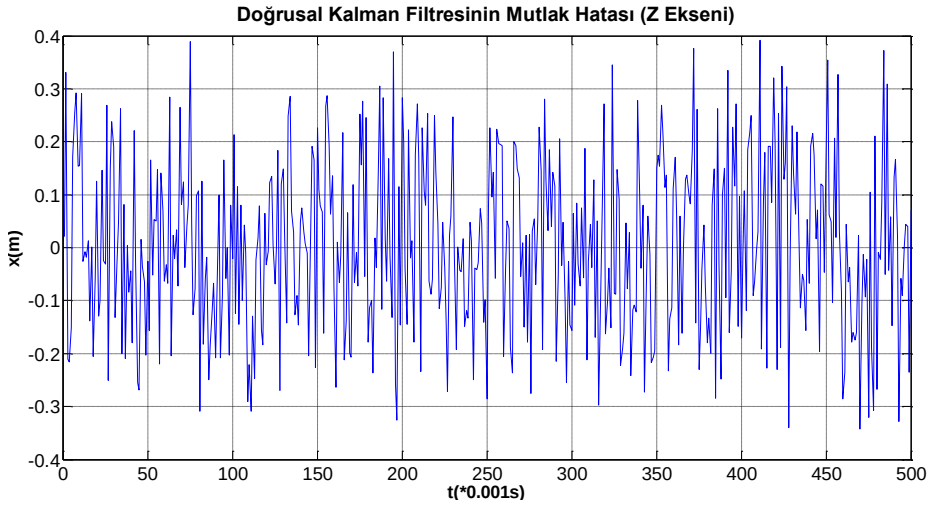
İnovasyon süreci gerçek ölçüm ile öngörülen ölçüm arasındaki açıdır. Grafiklerden anlaşılabileceği gibi GPS hataları büyük olduğundan inovasyon sürecindeki değerler de büyül çıkmıştır. Yapılan ölçümlerdeki mutlak hatalar Şekil 4.55, 4.56 ve 4.57'de görülmektedir.



Şekil 4.55 : Doğrusal Kalman filtresinin X eksenindeki hatası



Şekil 4.56 : Doğrusal Kalman filtresinin Y eksenindeki hatası



Şekil 4.57 : Doğrusal Kalman filtresinin Z eksenindeki hatası

Oluşam hatalar göz önüne alındığında her üç eksendeki hataların yarım metreye indirildiği görülmüştür. Navigasyon sistemi için ek destek modüllerinin eklenmesiyle (Ataletsel Ölçüm Birimi, manyetometre, vs.) bu hataların giderilmesi de mümkündür.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada ilk olarak helikopter için parametrelerin kullanıcı tarafından tanımlanabildiği bir helikopter modeli tasarlanması hedeflenmiş ve bu hedef gerçekleştirilmiştir. Küçük ölçekli helikopterler sabit devir sayısı ile çalışmakta ve kollektif açılarının değişimi ile itki kuvveti değişmektedir. İtki kuvvetinin değişimi pala elemanı teorisi ve momentum teorisini kullanarak helikopterin askı uçuşu için çözdürülmüş ve farklı kalkış ağırlıkları için indüklenmiş hız (*induced velocity*), iç akış hızı (*inflow ratio*), itki katsayısı, sönümleme zaman sabiti ve pala uç hızı değerleri elde edilmiştir. Helikopterin rotor karakteristiğinden dolayı dinamik yapısı oldukça karmaşıktır. Küçük ölçekli helikopterlerde ise rotor devrinin artması ve rotor ile kuyruk rotoru arasındaki etkileşim arttığı için bu karmaşıklık daha da artmaktadır. Helikopter dinamiğinin ölçeğe bağlı olarak "Buckingham π Teoremi" veya benzer yaklaşımlarla çalışılması ucu açık bir alandır, literatürde bu konuda eksikler yer almaktadır. Helikopterin gerçekleştirebildiği zor uçuş formlarından birisi de askı uçuşu halidir. Simulink'te tasarlanan doğrusal olmayan model, askı uçuşu denge noktası seçilerek doğrusallaştırılmıştır. Doğrusal modelin elde edilebilmesi için küçük bozuntular teoremi kullanılmış ve Taylor serisi açılımıyla sadeleştirilmiştir. Elde edilen parametrik modelde kararlılık ve kontrol türevleri yer almaktadır. T-REX 450 helikopter modelinin parametreleri doğrusal ve doğrusal olmayan model için tanımlanmış ve ortak kontrol girdileri ile sonuçları kıyaslanmıştır. Buna göre doğrusal olmayan modelin ve doğrusal modelin helikopterin girişlerine verdiği tepkilerin işaretleri aynıdır. Bu sonuçlar literatürde yer alan sonuçlarla kıyaslanmış ve doğrulanmıştır. Helikopterin askı uçuşu için elde edilen doğrusal modele ilk olarak bir optimal kontrol yöntemi olan LQR uygulanmıştır. LQR kontrolcüsünün doğrudan sinyali tüm başlangıç koşulları sıfır olacak şekilde sisteme beslenmiş ve tüm durumların kararlılığının sağlandığı gözlemlenmiştir. Ancak oturma zamanı açısından gecikmeler yaşandığı fark edilmiştir. Askı uçuşu halinde oluşabilecek olumsuz atmosferik koşullar da dikkate alınarak bozucuları bastırabilen bir dayanıklı

kontrol yapısı tasarlanmıştır. Bu kontrolcü algoritması başlangıç kazanç tanımına ihtiyaç duymamaktadır. Bunun yanında optimal kontrol yaklaşımında hesaplanması gereken üç birleşik denklem (iki Riccati denklemi ve bir spektral radyus denklem) çözülürken, uygulanan dayanıklı kontrol algoritmasında tek Riccati denklemiyle, bir kazanç matrisi tanımı yeterli olmaktadır. Askı uçuşu koşulunda kontrol edilen parametreler incelendiğinde, bozuntu altında oldukça kararlı bir şekilde bozuntuları bastırabildiği ve referans işaretleri takip edebildiği görülmüştür.

Helikopter kontrolü son yıllarda oldukça yoğun olarak çalışılan alanlardan biridir. Doğrusal ve doğrusal olmayan kontrolcülerden öğrenme temelli kontrolcülere kadar pek çok yöntem uygulanmıştır. Doğrusal kontrol yapısı açısından helikopteri pek çok alt dinamiğe ayırarak hibrid bir şekilde ele alıp, anahtarlama temelli kontrolcü geliştirme çalışması gerçekleştirilebilir. Doğrusal olmayan yaklaşımlar için de dinamik yapıya bağlı olarak pek çok yörünge planlaması ve kontrolü çalışması gerçekleştirilebilir. Helikopterin askı uçuşu koşulunda birbirine etkiyen dinamikler mevcuttur ve düşük hızlar yine bu dinamik yapı ile kontrol edilir. Bu yapı literatürde "near hover" olarak tanımlanmaktadır. Ancak helikopter belli ilerleme oranı değerlerinde alt dinamiklere ayrıştırılabilir. Yörünge planlaması da bu değerlerde seçilerek helikopter için hız profili oluşturulmuştur. Daha sonra helikopterin konumunu tespit etmek için 4 tane uydu verisinin toplanması senaryosu oluşturulmuştur. Bu senaryoya göre 4 uydu dünya etrafında hareket ederken helikopterin konumunu tespit edecek ve bu dört veri birleştirilmiştir. GPS'in çıkışı olarak düşünülen bu yapı için algoritma geliştirilmiş ve ölçüm hataları ile zaman kayması göz önüne alınmıştır. Ölçüm hataları ve zaman kaymasının engellenebilmesi için öngörme ve düzeltme yapabilen bir Kalman filtresiyle kesitirim algoritması gerçekleştirilmiş ve helikopterin konum ölçümündeki hatalar her eksende yarım metrenin altına indirilmiştir.

Helikopter kontrolünün uygulama çalışmaları çoklu (kooperatif) yapılarla devam etmektedir. Bu yapılar için etkin kontrol algoritmaları çalışmaları yapılarak insansız hava araçlarının toplu kontrol çalışmalarına katkı sağlanabilir. Ayrıca özellikle kapalı alanlarda konum bilgilerinin tespit edilebilmesi için, ataletsel yönlendirme sistemleriyle birleşik olarak çalışan görüntü işleme çalışmaları yapılmaktadır. Bu

verilerin etkin bir şekilde birleştirilebilmesi ve kestirim yapılabilmesi için yeni algoritmalar geliştirilerek literatüre katkı sağlanabilir.

KAYNAKLAR

[1] V. Gavrilets, E. Frazzoli, B. Mettler, M. Piedmonte, and E. Feron, "Aggressive maneuvering of small autonomous helicopters: A human-centered approach," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 20, pp. 795-807, 2001.

[2] W. Johnson, *Helicopter Theory*: Dover Publications, 1994.

[3] G. Cai, B. M. Chen, and T. H. Lee, *Unmanned Rotorcraft Systems*: Springer, 2011.

[4] I. Raptis and K. Valavanis, *Linear and Nonlinear Control of Small-Scale Unmanned Helicopters*: Springer, 2010.

[5] R. K. Heffley and M. A. Mnich, "Minimum Complexity Helicopter Simulation Math Model," 1987.

[6] R. W. Prouty, *Helicopter performance, stability, and control*: PWS Engineering, 1986.

[7] E. Frazzoli, M. A. Dahleh, and E. Feron, "Real-time motion planning for agile autonomous vehicles," in *American Control Conference, 2001. Proceedings of the 2001*, 2001, pp. 43-49 vol.1.

[8] S. K. Kannan and E. N. Johnson, "Adaptive trajectory based control for autonomous helicopters," in *Digital Avionics Systems Conference, 2002. Proceedings. The 21st*, 2002, pp. 8D1-1-8D1-12 vol.2.

[9] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, "Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft," *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, vol. 12, pp. 510-516, 2004.

[10] N. Guenard, T. Hamel, and R. Mahony, "A Practical Visual Servo Control for an Unmanned Aerial Vehicle," *Robotics, IEEE Transactions on*, vol. 24, pp. 331-340, 2008.

[11] F. Kendoul, K. Nonami, I. Fantoni, and R. Lozano, "An adaptive vision-based autopilot for mini flying machines guidance, navigation and control," *Auton. Robots*, vol. 27, pp. 165-188, 2009.

[12] M. Bisgaard, A. la Cour-Harbo, and J. Dimon Bendtsen, "Adaptive control system for autonomous helicopter slung load operations," *Control Engineering Practice*, vol. 18, pp. 800-811, 7// 2010.

[13] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*: Cambridge University Press, 2002.

[14] B. Mettler, *Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft*: Kluwer Academic Pub, 2003.

[15] V. Gavrilets, B. Mettler, and E. Feron, "Nonlinear model for a small-size acrobatic helicopter," *AIAA guidance, navigation and control conference*, 2001.

[16] K. Nonami, *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*: Springer, 2010.

[17] B. Mettler, M. B. Tischler, and T. Kanade, "System Identification of Small-Size Unmanned Helicopter Dynamic," presented at the Presented at the American Helicopter Society 55th Forum, 1999.

[18] R. P. Cheng, M. B. Tischler, and G. J. Schulein, "R-MAX Helicopter State-Space Model Identification for Hover and Forward-Flight," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 51, pp. 202-210, // 2006.

[19] B. Mettler, M. B. Tischler, and T. Kanade, "System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for flight control design," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 47, pp. 50-63, 2002.
[20] M. LaCivita, G. Papageorgiou, W. C. Messner, and T. Kanade, "Modeling of small scale helicopters with integrated first-principles and system identification techniques," presented at the In Proceeding of the 58th Forum of the American Helicopter Society Montreal, Quebec, Canada, 2002.
[21] M. L. Civita, G. Papageorgiou, W. Messner, and T. Kanade, "Design and Flight Testing of an H00 Controller for a Robotic Helicopter," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 29, pp. 485-494, 2006.
[22] P. Abbeel, A. Coates, and A. Y. Ng, "Autonomous helicopter aerobatics through apprenticeship learning," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 29, pp. 1608-1639, 2010.
[23] F. Kendoul, "Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems," *Journal of Field Robotics*, vol. 29, pp. 315-378, 2012.
[24] M. Sugeno, M. Griffin, and A. Bastian, "Fuzzy hierarchical control of an unmanned helicopter," presented at the In Proceedings of the International Fuzzy Systems and Applications Conference, Seoul, South Korea, 1993.
[25] M. Sugeno, W. Howard, H. Isao, and K. Satoru, "Intelligent control of an unmanned helicopter based on fuzzy logic," presented at the In Proceedings of the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, VA, 1995.
[26] C. Phillips, C. L. Karr, and G. Walker, "Helicopter flight control with fuzzy logic and genetic algorithms," *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, vol. 9, pp. 175-184, 1996.
[27] R. Garcia and K. P. Valavanis, "The implementation of an autonomous helicopter testbed," in *Unmanned Aircraft Systems*, ed: Springer, 2009, pp. 423-454.
[28] V. Gavrilets, B. Mettler, and E. Feron, "Human-inspired control logic for automated maneuvering of miniature helicopter," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, pp. 752-759, 2004.
[29] T. Dierks and S. Jagannathan, "Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks," *Neural Networks, IEEE Transactions on*, vol. 21, pp. 50-66, 2010.
[30] E. N. Johnson and S. K. Kannan, "Adaptive trajectory control for autonomous helicopters," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 28, pp. 524-538, 2005.
[31] G. Buskey, G. Wyeth, and J. Roberts, "Autonomous helicopter hover using an artificial neural network," in *Robotics and Automation, 2001. Proceedings 2001 ICRA. IEEE International Conference on*, 2001, pp. 1635-1640.
[32] J. P. How, B. Bethke, A. Frank, D. Dale, and J. Vian, "Real-time indoor autonomous vehicle test environment," *Control Systems, IEEE*, vol. 28, pp. 51-64, 2008.
[33] J. Shin, K. Nonami, D. Fujiwara, and K. Hazawa, "Model-based optimal attitude and positioning control of small-scale unmanned helicopter," *Robotica*, vol. 23, pp. 51-63, 2005.
[34] M. Bergerman, O. Amidi, J. R. Miller, N. Vallidis, and T. Dudek, "Cascaded position and heading control of a robotic helicopter," in *Intelligent Robots*

and Systems, 2007. IROS 2007. IEEE/RSJ International Conference on, 2007, pp. 135-140.

[35] A. Smerlas, I. Postlethwaite, D. Walker, M. Strange, J. Howitt, R. Horton, *et al.*, "Design and flight testing of an H∞ controller for the ncr bell 205 experimental fly-by-wire helicopter," in *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Boston, Massachusetts, USA*, 1998.

[36] D. Schafroth, C. Bermes, S. Bouabdallah, and R. Siegwart, "Modeling, system identification and robust control of a coaxial micro helicopter," *Control Engineering Practice*, vol. 18, pp. 700-711, 2010.

[37] J. Gadewadikar, F. Lewis, K. Subbarao, and B. M. Chen, "Structured H-Infinity command and control-loop design for unmanned helicopters," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 31, pp. 1093-1102, 2008.

[38] J. Gadewadikar, F. L. Lewis, K. Subbarao, K. Peng, and B. M. Chen, "H-infinity static output-feedback control for rotorcraft," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 54, pp. 629-646, 2009.

[39] M. Takashaki, A. Abershitz, R. Rubinets, and M. Whalley, "Flight control law design and development for an autonomous helicopter," presented at the In Proceedings of the 64th Annual Forum of the American Helicopter Society Montreal, Quebec, 2011.

[40] J. H. Gillula, G. M. Hoffmann, H. Huang, M. P. Vitus, and C. J. Tomlin, "Applications of hybrid reachability analysis to robotic aerial vehicles," *The International Journal of Robotics Research*, vol. 30, pp. 335-354, 2011.

[41] T. J. Koo and S. Sastry, "Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization," in *Decision and Control, 1998. Proceedings of the 37th IEEE Conference on*, 1998, pp. 3635-3640.

[42] K. Peng, G. Cai, B. M. Chen, M. Dong, K. Y. Lum, and T. H. Lee, "Design and implementation of an autonomous flight control law for a UAV helicopter," *Automatica*, vol. 45, pp. 2333-2338, 2009.

[43] D. Mellinger and V. Kumar, "Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors," in *Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on*, 2011, pp. 2520-2525.

[44] S. K. Kannan and E. N. Johnson, "Adaptive control of systems in cascade with saturation," in *Decision and Control (CDC), 2010 49th IEEE Conference on*, 2010, pp. 42-47.

[45] H. B. Christophersen, R. W. Pickell, J. C. Neidhoefer, A. A. Koller, S. K. Kannan, and E. N. Johnson, "A compact guidance, navigation, and control system for unmanned aerial vehicles," *Journal of aerospace computing, information, and communication*, vol. 3, pp. 187-213, 2006.

[46] I. Yavrucuk, S. Unnikrishnan, and J. Prasad, "Envelope protection for autonomous unmanned aerial vehicles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, pp. 248-261, 2009.

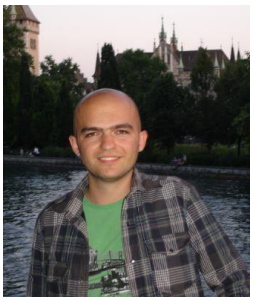
[47] H. J. Kim, D. H. Shim, and S. Sastry, "Nonlinear model predictive tracking control for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles," in *American Control Conference, 2002. Proceedings of the 2002*, 2002, pp. 3576-3581.

[48] H. J. Kim and D. H. Shim, "A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments," *Control Engineering Practice*, vol. 11, pp. 1389-1400, 2003.

[49] D. H. Shim, H. Chung, and S. S. Sastry, "Conflict-free navigation in unknown urban environments," *Robotics & Automation Magazine, IEEE,* vol. 13, pp. 27-33, 2006.
[50] D. H. Shim and S. Sastry, "An evasive maneuvering algorithm for UAVs in see-and-avoid situations," in *American Control Conference, 2007. ACC'07*, 2007, pp. 3886-3891.
[51] D. H. Shim and S. Sastry, "A situation-aware flight control system design using real-time model predictive control for unmanned autonomous helicopters," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2006, pp. 38-43.
[52] E. Shaw, H. Chung, J. K. Hedrick, and S. Sastry, "Unmanned helicopter formation flight experiment for the study of mesh stability," in *Cooperative Systems*, ed: Springer, 2007, pp. 37-56.
[53] J. Qi, D. Song, L. Dai, J. Han, and Y. Wang, "The new evolution for SIA rotorcraft UAV project," *Journal of Robotics,* vol. 2010, 2010.
[54] E. Frazzoli, M. A. Dahleh, and E. Feron, "Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm," in *American Control Conference, 2000. Proceedings of the 2000*, 2000, pp. 4102-4107.
[55] R. Mahony, T. Hamel, and A. Dzul, "Hover control via Lyapunov control for an autonomous model helicopter," in *Decision and Control, 1999. Proceedings of the 38th IEEE Conference on*, 1999, pp. 3490-3495.
[56] R. Olfati-Saber, "Nonlinear control of underactuated mechanical systems with application to robotics and aerospace vehicles," Massachusetts Institute of Technology, 2000.
[57] J. M. Pflimlin, T. Hamel, P. Soueres, and R. Mahony, "A hierarchical control strategy for the autonomous navigation of a ducted fan flying robot," in *Robotics and Automation, 2006. ICRA 2006. Proceedings 2006 IEEE International Conference on*, 2006, pp. 2491-2496.
[58] F. Kendoul, D. Lara, I. Fantoni, and R. Lozano, "Real-time nonlinear embedded control for an autonomous quadrotor helicopter," *Journal of guidance, control, and dynamics,* vol. 30, pp. 1049-1061, 2007.
[59] R. Lozano, *Unmanned aerial vehicles: Embedded control*: John Wiley & Sons, 2013.
[60] H. Romero, S. Salazar, and R. Lozano, "Real-time stabilization of an eight-rotor UAV using optical flow," *Robotics, IEEE Transactions on,* vol. 25, pp. 809-817, 2009.
[61] V. Gavrilets, "Autonomous aerobatic maneuvering of miniature helicopters," Massachusetts Institute of Technology, 2003.
[62] G. D. Padfield, *Helicopter flight dynamics*: Wiley. com, 2008.
[63] J. G. Leishman, *Principles of helicopter aerodynamics*: Cambridge University Press, 2006.
[64] K. Ogata and Y. Yang, "Modern control engineering," 1970.
[65] B. Ren, *Modeling, control and coordination of helicopter systems*: Springer, 2012.
[66] A. Budiyono, T. Sudiyanto, and H. Lesmana, "Global Linear Modeling of Small Scale Helicopter," in *Intelligent Unmanned Systems: Theory and Applications*. vol. 192, A. Budiyono, B. Riyanto, and E. Joelianto, Eds., ed: Springer Berlin Heidelberg, 2009, pp. 27-62.
[67] ALIGN, "TREX 450SE Instruction Manual," in *Superior Edition Helicopter* vol. Part II, ed, 2005.

[68] F. L. Lewis, D. Vrabie, and V. L. Syrmos, *Optimal control*: Wiley. com, 2012.
[69] S. P. Boyd, *Linear matrix inequalities in system and control theory* vol. 15: Siam, 1994.
[70] L. Vandenberghe and S. Boyd, "Semidefinite programming," *SIAM review,* vol. 38, pp. 49-95, 1996.
[71] J. Lofberg, "YALMIP: A toolbox for modeling and optimization in MATLAB," in *Computer Aided Control Systems Design, 2004 IEEE International Symposium on*, 2004, pp. 284-289.
[72] W. Hall Jr and A. Bryson Jr, "Inclusion of rotor dynamics in controller design for helicopters," *Journal of Aircraft,* vol. 10, pp. 200-206, 1973.
[73] D. H. Shim, H. J. Kim, and S. Sastry, "Hierarchical control system synthesis for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles," in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 2000.
[74] M. B. Gerig, "Modeling, Guidance, and Control of Aerobatic Maneuvers of an Autonomous Helicopter," Measurement and Control Laboratory, ETH, Zurich, 2008.
[75] R. E. Kalman, "A new approach to linear filtering and prediction problems," *Journal of basic Engineering,* vol. 82, pp. 35-45, 1960.
[76] R. E. Kalman and R. S. Bucy, "New results in linear filtering and prediction theory," *Journal of Basic Engineering,* vol. 83, pp. 95-108, 1961.
[77] Ç. Hacıyev, *Deney Verilerinin İşlenme Yöntemleri ve Mühendislik Uygulamaları* vol. 1. Ankara: Nobel Yayın 2010.

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad:	Başaran Bahadır Koçer
Doğum Yeri ve Tarihi:	Yalvaç – 01.01.1989
Adres:	G.M.K.P. Mah. Öztrak Cad. No:76 D:2 Çerkezköy
E-Posta:	bahadirkocer@hotmail.com
Lisans:	Gazi Üniversitesi
Yüksek Lisans:	İstanbul Teknik Üniversitesi

Yayın ve Patent Listesi:

- Koçer B. B., Ömürlü V. E., Akdoğan E., Tüfekçi C. S., S., Development of a MEMs-Based IMU Unit. *6th International Conference on Recent Advanced in Space Technologies*, June 12-14, 2013 Istanbul, Turkey.
- Öztürk M., Koçer B. B., Uygun R., Design of SMA Based Actuators Used in Robotics, *16th International Conference on Climbing and Walking Robots*, July 14-17, 2013 Sydney, Australia