T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA RÜZGÂR ENERJİSİ YOLU İLE ENERJİ VERİMLİLİĞİNİN ARTIRILMASI

MUAMMER UĞUR

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE FAKÜLTESİ MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DANIŞMAN
DOÇ. DR. ERHAN AKDOĞAN

İSTANBUL, 2019

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA RÜZGÂR ENERJİSİ YOLU İLE ENERJİ VERİMLİLİĞİNİN ARTIRILMASI

Muammer UĞUR tarafından hazırlanan tez çalışması 24/09/2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı

Doç. Dr. Erhan AKDOĞAN

Yıldız Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri

Doç. Dr. Erhan AKDOĞAN

Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ

Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç.Dr. Ali İhsan KOCA

FSM Vakıf Üniversitesi _____

Bu çalışma, Yıldız Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinatörlüğü'nün FYL-2018-3388 numaralı projesi ile desteklenmiştir.

ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasında, her geçen gün etkinlik alanı çeşitlenen ve artan insansız hava araçlarında, enerji verimliliğini artırmaya yönelik bir kontrolcü geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu çalışmadaki ana hedef, insansız hava araçlarının hareket yeteneğini zeki kontrol metodları kullanarak artırmak ve bu yetenekleri askeri, sağlık ve benzeri birçok alanda ülkemize katma değer sağlayacak teknolojik yenilikler geliştirmek için gerekli bilimsel bilgiyi üretmektir. Yüksek Lisans tez çalışmalarımın her aşamasında yardımlarını benden esirgemeyen tez danışmanım Doç.Dr. Erhan AKDOĞAN'a, çalışmalarım süresince gösterdiği anlayış dolayısıyla Bölüm Başkanım Dr.Öğr.Gör. Evren ÇAĞLARER'e ve her aşamada bana destek veren babam İbrahim UĞUR'a, annem Muazzez UĞUR'a, kardeşlerim Halis ve Hümeyra UĞUR'a teşekkürü bir borç bilirim.

Eylül, 2019

Muammer UĞUR

İÇİNDEKİLER

Sayfa

İÇİNDEKİLER v

SİMGE LİSTESİ vii

KISALTMA LİSTESİ viii

ŞEKİL LİSTESİ ix

ÇİZELGE LİSTESİ xi

ÖZET xii

ABSTRACT xiv

BÖLÜM 1

GİRİŞ 1

1.1 Literatür Özeti 1
1.2 Tezin Amacı 3
1.3 Hipotez 4

BÖLÜM 2

UÇMA PRENSİPLERİ VE İNSANSIZ HAVA ARACININ GENEL YAPISI 5

2.1 İnsansız Hava Aracında Aerodinamik 5
2.1.1 Bernoulli Prensibi 5
2.1.2 Newton'un Fiziksel Kaldırma Kuvveti Açıklaması 7
2.1.3 İnsansız Hava Aracına Etki Eden Aerodinamik Kuvvetler 8
2.1.3.1 Yüzey Sürtünme Kuvveti (Drag Force) 9
2.1.3.2 Kaldırma Kuvveti (Lift Force) 9
2.1.3.3 İtme Kuvveti (Trust Force) 10
2.1.3.4 Yer Çekimi Kuvveti (Gravity Force) 10

BÖLÜM 3

MATERYAL & METOD 11
3.1 İnsansız Hava Aracının Mekanik Yapısı 11
3.2 İnsansız Hava Aracının Elektronik Donanım Yapısı 12
3.2.1 Pixhawk px4 2.4.8 32 bit ARM Uçuş Kontrolcüsü 14
3.2.2 Arduino Uno 15
3.2.3 NEO-M8N GPS 15
3.2.4 Pixhawk-I2C Splitter Genişletme Modülü 15
3.2.5 PPM modülü 16
3.2.6 3DR Radio Data Aktarma Modülü 16
3.2.7 PX4 Pixhawk Otopilot Hava Hız Ölçümü için Diferansiyel Pitot Tüpü 17
3.2.8 Ardupilot Hava Hız Ölçümü İçin Kullanılan Pitot Tüpü 17
3.3 İnsansız Hava Aracının Hareket Denklemi 18
3.3.1 Hava Aracının Kuvvet Denklemleri 20
3.3.1.1 Yer çekimi Kuvvetleri X, Y, Z Bileşenleri $F_{G_x}, F_{G_y}, F_{G_z}$ 21
3.3.1.2 X, Y, Z Ekseninde Aerodinamik Kuvvet Denklemleri $F_{A_x}, F_{A_y}, F_{A_z}$ 21
3.3.1.3 X, Y, Z ekseninde Motor Kuvvet Denklemleri: F_{T_X} , F_{T_Y} , F_{T_Z} 22
3.3.2 X, Y, Z Eksenlerine İlişkin Moment Denklemleri 24
X Ekseni Aerodinamik Moment Denklemi (roll momenti), *L*: 26
Y ekseni Aerodinamik Moment Denklemi (Pitch Momenti), *M*: 27
Z Ekseni Aerodinamik Momenti (Yaw Momenti), *N*: 28
3.3.3 Hava aracının Kinematik Denklemleri 29
3.3.4 Hava Aracının Durum Uzay Modeli 29
3.4 İnsansız Hava Aracının Mekanik Modellenmesi 39
3.4.1 İnsansız Hava Aracının Bilgisayar Destekli Tasarımı 39
3.5 Bulanık Kontrolcü Tasarımı 42

BÖLÜM 4

SİMULASYON VE TEST ÇALIŞMALARI 47
4.1 Sistemin Kararlılığını Sağlayan Uygun “K” Değerlerinin Belirlenmesiyle Elde Edilen Test Sonuçları 47
4.2 Bulanık Mantık Kontrolcünün Simulasyon ortamında Test Edilmesi 52
4.3 PWM & Hız Bağıntısının Tespiti için Hazırlanan Deney Düzeneği 55
4.4 Bulanık Mantık Kontrolcülü Sistemin Enerji Verimliliğinin Test Edilmesi . 62

BÖLÜM 5

SONUÇ VE ÖNERİLER 65
KAYNAKLAR 66
ÖZGEÇMİŞ 66

SİMGE LİSTESİ

C_D	İHA'nın yüzey sürtünme katsayısı (N)
C_L	Kaldırma katsayısı
D	İHA'nın yüzey sürüklenme kuvveti (N)
G	Evrensel çekim sabiti
kv	1 Volt gerilim için fırçasız DC motorun 1 dakikadaki devir sayısı
L	İHA'ya uygulanan kaldırma kuvveti (N)
M	Kütle (kg)
P_0	Pervaden çok ilerideki havanın basıncı (Pascal)
P_1	Pervanenin hemen önündeki hava basıncı (Pascal)
P_1'	Pervanenin hemen arkasındaki hava basıncı (Pascal)
P_2	Pervanenin çok gerisindeki hava basıncı (Pascal)
r	Yarıçap (m)
$S_{üst}$	İHA'nın üstten bakış alanı (m^2)
S_{dik}	İHA'nın hareket yönüne dik yüzey alanı (m^2)
T	İHA'ya uygulanan itme kuvveti (N)
V_2	Hava çıkış hızı (m/s)
V_0	Hava giriş hızı (m/s)
V_1	Pervanenin indüklemiş olduğu hava hızı (m/s)
V_a	İHA'nın hızı (m/s)
W	İHA'nın ağırlığı (N)
μs	Mikro saniye
V_{cg}	Hava aracının çizgisel hızı
ρ	Havanın yoğunluğu (kg/ m^3)
$\vec{w}$	Hava aracının açısal hızı

KISALTMA LİSTESİ

APM	ArduPilot Mega
İHA	İnsansız Hava Aracı
Mah	Mili Amper Hour
PPM	Pulse Position Modulation
PWM	Pulse With Modulation

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 Bernoulli Prensibi 6
Şekil 2.2 Newton'un Fiziksel Tepki Kuvveti 7
Şekil 2.3 Coanda Etkisi 8
Şekil 2.4 Kanatlara Etki Eden Kuvvetler 8
Şekil 3.1 İnsansız Hava Aracının Mekanik Yapısı 11
Şekil 3.2 İnsansız Hava Aracı Donanımı Blok Diyagramı 12
Şekil 3.3 Pixhawk Px4 2.4.8 32 Bit ARM Uçuş Kontrolcüsü [19] 14
Şekil 3.4 Arduino Uno [20] 15
Şekil 3.5 Neo-M8M GPS Modülü [19] 15
Şekil 3.6 Pixhawk-I2C Splitter Genişletme Modülü [19] 16
Şekil 3.7 PPM Modülü [19] 16
Şekil 3.8 3DR Radio Data Aktarma Modülü [19] 17
Şekil 3.9 PX4 Pixhawk Otopilot Hava Hız Ölçümü İçin Diferansiyel Pitot Tüpü [21] 17
Şekil 3.10 Ardupilot Hava Hız Ölçümü İçin Kullanılan Pitot Tüpü [22] 17
Şekil 3.11 Hava Aracı Hız Moment ve Kuvvet Bileşenleri [6] 18
Şekil 3.12 Hava Aracı Euler Açıları [6] 19
Şekil 3.13 Hava Aracı Euler Açıları [6] 19
Şekil 3.14 Hava Aracı Yana Kayma Açısı [6] 19
Şekil 3.15 Hava Aracı Hücum Açısı [6] 20
Şekil 3.16 Birim Kütlenin Kütle Merkezine Göre Konumu 24
Şekil 3.17 XFLR5 Simulasyon Ortamı 33
Şekil 3.18 Kök-Yer Eğrisi Grafiği 35
Şekil 3.19 Simulasyon Sonuçları 36
Şekil 3.20 Sistemin Durum Uzay Modeli Ve Kontrolcü Tasarımı 37
Şekil 3.21 Üstten Görünüm Alanı 38
Şekil 3.22 Hava Aracının XFLR5 Ortamına Hazırlanması 39
Şekil 3.23 Rüzgâr Etkisi Altında Bir İnsansız Hava Aracında Oluşan Kuvvetler 42
Şekil 3.24 Bulanık Mantık Genel Yapısı 43
Şekil 3.25 Sistemin Bulanık Mantık Kontrol Yapısı 43
Şekil 3.26 Sistemin Bulanık Mantık Kontrol Yöntemi ile Hız Kontrolü 46
Şekil 3.27 Sistemin Bulanık Mantık Kontrol Yöntemi ile Yön Kontrolü 46
Şekil 4.1 Hava Aracının X Ekseni Yönündeki Hızı 47
Şekil 4.2 Hava Aracının Z Ekseni Yönündeki Hızı 48

Şekil 4.3 Y Ekseni Açısal Oran 48
Şekil 4.4 Y Ekseni Euler Açısı 49
Şekil 4.5 $k1$Hata Miktarı 49
Şekil 4.6 Sapma Oranı 50
Şekil 4.7 X Ekseni Açısal Oranı 50
Şekil 4.8 X Ekseni Euler Açısı 51
Şekil 4.9 $k2$ Hata Miktarı 51
Şekil 4.10 Değişken Rüzgâr Hızına Göre Hava Aracının Hız Çıkışı 52
Şekil 4.11 Değişken Rüzgâr Yönüne Göre Hava Aracının Yön Çıkışı 53
Şekil 4.12 Değişken Rüzgâr Yönü Çıkışı 53
Şekil 4.13 Değişken Rüzgâr Yönüne Göre Hava Aracının Yön Çıkışı 54
Şekil 4.14 Hata Miktarı 54
Şekil 4.15 Momentum Teorisi 55
Şekil 4.16 Pervanenin Taradığı Alan 56
Şekil 4.17 Deney Ortamı Tasarımı 58
Şekil 4.18 Deney Düzeneği 58
Şekil 4.19 Deneyde Motorun Uyguladığı Max-Min Kuvvet Değerleri 59
Şekil 4.20 Mission Planner Programı Arayüzü 59
Şekil 4.21 Yön Sensörü Max-Min Değerleri 62
Şekil 4.22 Deney Düzeneği 63
Şekil 4.23 Rüzgârsız Ortamda Pil Gerilim Düşümü 63
Şekil 4.24 Rüzgârlı Ortamda Pil Gerilimi 64

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1 Parametre tablosu 18
Çizelge 3.2 Boylamsal stabilite türevleri 30
Çizelge 3.3 Yanlamasına stabilite türevleri 31
Çizelge 3.4 Boylamsal stabilite katsayıları 31
Çizelge 3.5 Yanal stabilite katsayıları 32
Çizelge 3.6 Ağırlık merkezi pozisyonu 33
Çizelge 3.7 Atalet matrisleri 33
Çizelge 3.8 Boylamsal durum-uzay matrisi parametreleri 33
Çizelge 3.9 Yanal durum-uzay matrisi parametreleri 34
Çizelge 3.10 Rüzgâr yönü giriş üyelik fonksiyonları (derece) 44
Çizelge 3.11 Rüzgâr önü giriş türevi üyelik fonksiyonları (derece) 44
Çizelge 3.12 Rüzgâr yönü çıkış üyelik fonksiyonları (derece) 44
Çizelge 3.13 Referans hız ile hava aracının toplam hızı arasındaki fark (m/s) 44
Çizelge 3.14 Rüzgâr hızı ile hava aracı hız farkı (m/s) 44
Çizelge 3.15 Hava hızı çıkış üyelik fonksiyonları (m/s) 45
Çizelge 3.16 Hız kontrolü için bulanık mantık kural tablosu 45
Çizelge 3.17 Yön kontrolü için bulanık mantık kural tablosu 45

ÖZET

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA RÜZGÂR ENERJİSİNDEN FAYDALANARAK UÇUŞ SÜRESİNİ UZATAN SİSTEMİN TASARIMI

Muammer UĞUR

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Erhan AKDOĞAN

Günümüzde insansız hava araçlarına ilişkin çalışmalar son derece hızlı bir şekilde ilerlemektedir. Buna bağlı olarak bilimsel ve teknolojik gelişmeler de ivme kazanmıştır. İnsansız hava araçlarının geliştirilmesinde yüksek irtifaya ulaşma, daha fazla yük taşıma, otonominin geliştirilmesi, daha uzun süre havada kalma vb. konularda çalışmalar yapılmaktadır. Bu tez çalışmasının konusu ise insansız hava araçlarının havada kalma süresini rüzgâr enerjisini kullanarak artıracak kontrolcünün geliştirilmesidir. İnsansız hava aracı uçabilmek için belirli miktarda yakıta ihtiyaç duyar ve bu yakıt miktarı ile uçuş süresi doğru orantılıdır. Ancak uçuş süresini artırmak için yakıt kapasitesinin artırılması, hem araca fazladan yük oluşturmakta hem de aracın aerodinamiğini değiştirmektedir. Aracın bu enerji sorununu çözmek için güneş paneli kullanılmasına yönelik çalışmalar yapılmaktadır. Fakat bu panellerin varlığı araca fazladan bir yük oluşturduğundan verimi düşürmektedir. Bu tez çalışmasında ortaya konan kısıtlar göz önünde bulundurularak insansız hava aracının enerji verimliliğini artırmak için bulanık mantık tabanlı bir

kontrolcü geliştirilmiştir. Bu yöntemle araca herhangi bir yük oluşturmadan, ortamda bulunan rüzgâr enerjisi kullanılarak havada kalma süresinin artırılması hedeflenmiştir. Geliştirilen bulanık mantık tabanlı kontrolcü ile rüzgârın yön ve şiddetine göre insansız hava aracının uygun yönelime sahip olması sağlanmıştır.

Tasarım sürecinde ise ilk olarak, bu aracın bir modeli bilgisayar ortamında çizilmiştir. Daha sonra, İHA'nın matematiksel modeli oluşturulmuştur. Bu model kullanılarak uçağın havada kalabilmesi için minimum hız değeri bulunmuştur. Bu bilgiler ile sistem modeli ve kontrol algoritması simülasyon ortamına aktarılmıştır. Bunun yanı sıra, bir deney düzeneği hazırlanarak, araca uygulanan kaldırma kuvvetini oluşturacak motor PWM sinyal değeri elde edilmiştir. Ayrıca, yine PWM sinyalinin darbe genişlik süresine göre itme kuvveti değerleri elde edilmiştir. Bu itme kuvveti değerleri, rüzgârlı ortamda bulanık mantık kontrolcünün üyelik fonksiyonlarının sınır değerlerinin belirlenmesinde kullanılmıştır. Buna göre, farklı şiddetlerde esen rüzgâra karşı, motorun nasıl bir itme kuvveti uygulayacağı bir kural tablosuyla belirlenmiştir. Fiziksel deneyler yapılarak ilk önce rüzgârsız ortamda ve bulanık mantık kontrolcü devre dışı iken harcanan enerjinin miktarı ve bu enerji harcanırken geçen süre kaydedilmiş, ardından da belirli bir hızda rüzgâr olduğu zaman ve bulanık mantık kontrolcü devreye alınıp harcanan enerji miktarı ve geçen süre kaydedilmiştir. Sonuçta bu iki süre karşılaştırılmış ve enerji verimliliğine ilişkin sonuçlar ortaya konmuştur.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, enerji verimliliği, rüzgâr enerjisinin kullanımı, bulanık mantık, aerodinamik

ABSTRACT

IMPROVING ENERGY EFFICIENCY THROUGH WIND POWER FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

Muammer UĞUR

Department of Mechatronics Engineering

MSc. Thesis

Adviser: Assoc. Prof. Dr. Erhan AKDOĞAN

Nowadays, the process of the development of unmanned aerial vehicles takes place very quickly. In the development of unmanned aerial vehicles, reaching high altitude, providing maximum load carrying capacity, improving autonomous usage, ensuring the longest air time, etc. studies are carried out. The subject of this thesis is to develop a controller that will increase the duration of unmanned aerial vehicles by using wind energy. A certain amount of fuel is needed for the unmanned aircraft to perform the flight. Unmanned aircraft need a certain amount of fuel to fly and this fuel amount and the flight time are directly proportional. However, increasing the fuel capacity to increase flight time both creates an extra load on the vehicle and changes the aerodynamics of the vehicle. In order to solve the energy problem of the vehicle, studies are carried out on the use of solar panels. However, the presence of these panels creates an extra load on the vehicle, thus reducing the efficiency. In order to increase the energy efficiency of the unmanned aircraft, a fuzzy logic based controller has been developed

considering the constraints in this thesis. With this method, it is aimed to increase the residence time by using wind energy in the environment without creating any load on the vehicle. With the fuzzy logic based controller developed, according to the direction and intensity of the wind, the unmanned air vehicle has the proper orientation. The characteristic coefficients of the unmanned aircraft were determined with the help of simulation programs. In this context, primarily a fixed-wing vehicle was produced. The vehicle's data such as speed, position, altitude, battery status is sent to a ground station and transferred to the database. The energy consumed when the controller was switched on and the controller disabled, and the conditions that may be encountered were recorded in graphs and tables.

In the design process, firstly, a model of this vehicle was drawn in the computer environment. Then, the mathematical model of UAV was developed. Using this model, the minimum speed value was found for the aircraft to remain in the air. Following these determinations, the minimum speed value was found for the aircraft to remain in the air. With this information, system model and control algorithm were transferred to simulation environment. In addition, a test envirement was prepared and the PWM signal value of the engine to generate the determined lift force was found. In addition, the trust force values according to the pulse width time of the PWM signal were also obtained. These thrust force values were used to determine the limit values of the membership functions of the fuzzy logic controller in a windy environment. Accordingly it is determined by a rule table how the thrust force of the engine against the wind blowing at different intensities. Physical experiments were carried out to record the amount of energy consumed in the windless environment and when the fuzzy logic controller was inactive, and the time taken while this energy was consumed. As a result, these two periods were compared and the results related to energy efficiency were presented.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, energy efficiency, fuzzy logic, using wind energy, aerodynamic

BÖLÜM 1

GİRİŞ

1.1 Literatür Özeti

Bu tez çalışmasında, insansız hava araçlarında (İHA) enerji verimliliğini artırmak için bulanık tabanlı bir kontrolcü geliştirilmiştir. İHA'larda enerji verimliliği ile ilgili literatürde birçok çalışma yapılmıştır. Örneğin Kladisa ve arkadaşları, önceden bilinen hava durumu verilerini kullanarak UAV sisteminin waypoint tabanlı yönlendirmesi ile en uygun yörüngeyi takip etmesini sağlayıp, bu yolla enerji tasarrufu elde eden bir yöntem geliştirmişlerdir. Bu amaçla bir bulanık mantık denetleyicisi kullandılar [1]. Qi ve Yiyuan, yukarı doğru dikey hareket eden termal hava akışı olan hücreleri tespit edip, İHA'ları bu hücrelerin içinden geçirerek yakıt verimliliğini artırmayı amaçladılar. İHA' nın bu hücreler içinden geçmesiyle oluşan yakıt verimliliği ile termal rüzgâr olmaması durumundaki yakıt verimliliğini karşılaştırdılar. Sonuçta termal enerjinin kullanılmasıyla İHA'nın yakıt tüketiminde ciddi avantajların sağlanabileceğini ortaya koydular. Dikey rüzgâr bileşeninin etkilerini incelemek amacıyla, yatay rüzgâr bileşenlerinin olmadığı kabulü ile deneylerini gerçekleştirdiler [2].

Al-Sabban ve arkadaşları, İHA'lar için uçuş süresini uzatmayı ve planlanan bir yol için enerji tüketimini en aza indirmek maksadıyla rüzgâr enerjisini kullanmayı hedeflediler ve zamanla değişen rüzgâr alanları belirsizliğini göz önüne alarak, bir yol planlaması yaptılar. Zamanla değişen rüzgâr alanlarında belirsizlikler oluşmaktadır. Bu belirsizlikleri tanımlamak için bir Gauss dağılımı yöntemi kullandılar. Gauss dağılımının belirsizliğine dayanan bir yol planlaması için Markov Karar Sürecini oluşturdular. Başlangıç ve hedef noktası arasında doğrudan uçuş hattını ve planlanan enerji tüketimini ve gidilen yolu

karşılaştıran simülasyonlar oluşturdular. Oluşturulan bu simülasyonla İHA'nın güzergahlarından en uygun olanını yani enerji sarfiyatının en az olacağı yörüngeyi tespit ettiler. [3]

Langelaan ve Bramesfeld mikro-insansız hava araçları tarafından atmosferik türbülanstan enerji çekilmesini ele aldılar. Tek kontrol girişi olarak elevatör bulunan bir planörün, doğrusal olmayan boylamsal bir dinamik modelini çıkarıp, İHA'larda enerji geri kazanımı için kapalı çevrim kontrol yasaları oluşturdular. Mevcut rüzgâr hızı ve gradyan ölçümlerini kullanarak toplam enerjideki kazancı maksimize eden durumları hesapladılar. Durum geri besleme denetleyicisini, LQR sentezi kullanılarak tasarlayıp, bir sinüzoidal rüzgâr alanı boyunca uçması için enerji kazanımını maksimize eden durum ağırlık matrisini belirleyecek bir arama yöntemi kullandılar [4].

Chinmay ve diğ. atmosferik türbülans etkisi altında optimum uçuş kontrol koşullarının belirlenmesinde rüzgârın etkisini incelediler. Bu prosedüre göre, yeni rüzgâr profili, popülasyondaki hayatta kalan üyelerin birkaç farklı rüzgâr türü üzerinde iyi bir performansa sahip olması için genetik algoritmadaki yeni kuşak ile rasgele değiştirilir. Optimal kontrol kanunu bulduğunda, ortalama enerji tasarrufunu belirlemek için rastgele bir dizi test yaptılar. Sonuçta, küçük İHA'lar için basit kontrol yasalarıyla bile önemli enerji tasarruflarının mümkün olduğu gösterdiler [5].

Yapılan bu çalışmalarda sadece dikey rüzgâr enerjisinin etkisi göz önünde bulundurularak kontrolcü tasarımı yapıldığı görülmektedir. Rüzgârlı olan bölgelerin profili önceden çıkarılmış, İHA bu bölgelerde hareket ettirilmiş ve bu yolla enerji tasarrufu sağlanmıştır.

Bu tez çalışmasında hava aracının dinamik modelini çıkarılması amacıyla [6], uçuş parametrelerinin belirlenmesi için [7] ve [8] nolu kaynaklardan yararlanılmıştır. Hava aracının hareket ve moment denklemleri ve aracının boylamsal modelinin elde edilmesinde [9] ve yanal modelinin çıkarılması için ise [10] nolu kayndaktan faydalanılmıştır. Hava aracının parametreleri XFLR5 programı kullanılarak elde edilmiştir.

Tüm çalışma sonucunda delta kanat tipinde bir insansız hava aracının matematiksel modeli çıkarılmış ve bilgisayar programı (XFLR5) aracılığıyla parametreleri tespit edilmiştir. Aracın kontrolü için kök yer eğrisi grafikleri ve özdeğer vektörleri tespit

edilmiştir. Kararlılığın sağlanması için MATLAB simulink ortamında bir kontrolcü tasarlanmış ve bu kontrolcü hava aracının durum-uzay modeline uygulanmıştır. Bu modelin bulunduğu sabit dinamik, hava basıncı, sabit sıcaklık ve sabit yükseklik kısıtlarıyla oluşturulan hava ortamında, mevcut yatay rüzgârları gerçek zamanlı olarak kullanabilmesi için bulanık mantık tabanlı bir kontrolcü geliştirilmiştir [11]. Bu kontrolcü tasarlanıp üretilen sabit kanatlı bir İHA üzerinde test edilmiştir. Tasarlanan bulanık mantık kontrolcüsü yazılımı Arduino uno'ya yüklenmiş ve kontrolcü rüzgâr sensörleriyle, İHA'ya etkiyen rüzgârın yönünü ve şiddetini deney ortamında anlık olarak tespit edilebilir hale getirilmiştir. İHA'ya etki eden rüzgârın farklı hız değerlerinde İHA'nın harcadığı enerji miktarı tespit edilmiştir.

1.2 Tezin Amacı

Ülkemizde terör operasyonlarında gözetleme ve silahlı müdahale gibi faaliyetlerde görev yapan İHA ve SİHA'lar geliştirilmektedir. Her sistemde olduğu gibi bu araçlarda da daha az yakıtla daha uzun süreli hareket kabiliyetinin sağlanması talep edilmektedir. Savunma sanayimiz ve ülke güvenliğimiz açısından stratejik öneme sahip insanız hava araçlarının bu kabiliyetlerinin artırılması yüksek önem arzetmektedir.

Bu tez çalışmasının amacı, insansız hava araçlarında enerji tasarrufu sağlanması için zeki bir kontrolcü geliştirilmesidir. Bu amaçla bulanık mantık tabanlı bir kontrolcü geliştirilmiştir. Bir insansız hava aracının aerodinamik yapısı incelenip bilgisayar simülasyonu yapılarak aerodinamik açıdan karakteristiği çıkarılmıştır. Bilgisayar ortamında Solidworks programı aracılığıyla aracın bir modeli oluşturulmuş ve bu model XFLR5 analiz programında kullanılarak aerodinamik analizleri yapılmıştır. Bu analizler sonucu yüzey sürtünme katsayısı, kaldırma katsayısı, yüzey basıncı ve hız bilgileri tespit edilmiştir. Yapılan bu analizler ve elde edilen katsayılarla, hava aracının bir matematiksel modeli çıkarılmıştır. İHA'nın matematiksel modelinin çıkarılması için gerekli olan itme kuvveti birden fazla değişkene (kullanılan motorun tur sayısı, pervane yarıçapı ve bir turda ittiği hava miktarı ve İHA modelinin mekanik yapısı ve motorun bulunduğu konum) bağlı olduğu için bir deney düzeneği oluşturulmuştur. Bu değişkenlerin herbiri itme kuvvetinin niceliğini etkilediği için bilgisayar ortamındaki modelin bir benzeri pratikte oluşturulmuş ve deneyler sonucunda bu itme kuvveti tespit edilmiştir. Elde edilen sistem

matematiksel modeli ile geliştirilen kontrolcü simülasyon ortamında test edilmiştir. Elde edilen test sonuçları ile geliştirilen kontrolcünün enerji verimliliği performansı gösterilmiştir.

1.3 Hipotez

Mühendisliğin doğası gereği geliştirilen birçok sistem, doğal hayattan esinlenerek geliştirilmiştir. Bu sistemlerin performansı, modelleme kabiliyeti ile doğru orantılıdır. Buna göre İHA'ların geliştirilmesinde kuşların iyi bir matematiksel model olacağı kesindir. Bu amaçla kuşların mekanik yapıları, kontrol mekanizmaları birçok bilim adamının dikkatini çekmiş ve modellemede ilham kaynağı olmuştur. Bazı kuşların kanatlarını çırpmadan çok uzun mesafeler uçabildikleri ve az enerji kullanarak uzun süre havada kalabildiği ve çok uzun mesafeleri hiç durmadan kat edebildiği tespit edilmiştir [12]. Bu bilgiler ışığında İHA'ların da aynı şekilde rüzgârı kullanarak uzun süre havada kalabilmesi için bir benzetim yapılabilir. Buna göre İHA'ların uçtuğu ortamdaki rüzgâr enerjisinin yönü ve şiddeti gerçek zamanlı bir şekilde tespit edilip bu bileşenler göz önünde bulundurularak, aracın yönelimi ve motor hızı kontrol edilirse enerji tasarrufu sağlanabilir. Bu yöntemle insansız İHA'nın havada kalabilmesi için motor gücünün yanında mevcut rüzgâr enerjisi de kullanılabilir. Böylece aracın kullandığı yakıt miktarı azaltılabilir ve aracın daha uzun süreli havada kalması sağlanarak enerji tasarrufu sağlanabilir.

BÖLÜM 2

UÇMA PRENSİPLERİ VE İNSANSIZ HAVA ARACININ GENEL YAPISI

2.1 İnsansız Hava Aracında Aerodinamik

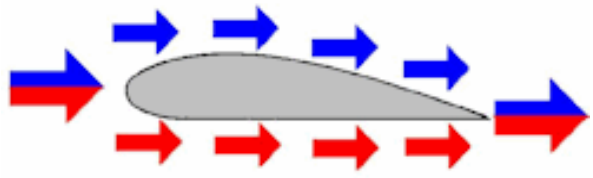
Aerodinamik bilimi, hareket eden katı bir cismin, bir akışkan olan hava içerisinden geçmesi sonucu oluşan etkileşimleri incelemektedir. İHA'lar, bu etkileşimde bulunan başlıca araçlardır. Bu nedenle İHA'lar için aerodinamik yüksek önemi haiz bir konudur. Aerodinamiğin yanı sıra, akışkanlar mekaniği, akışkanlar dinamiği gibi konular da İHA'nın kanat ve gövde tasarımında kullanılır.

Aerodinamik alanında bilinen en eski çalışmalar Newton tarafından yapılmıştır. Bu çalışmalara Daniel Bernoulli yeni bir katkı sunarak, Newton ile birlikte uçuş prensibinin günümüze kadar uzanan temelini oluşturmuşlardır. Euler, Navier ve Stokes, bu çalışmalara matematiksel olarak katkıda bulunarak akışkanların hareket kanunlarının oluşturulmasında önemli paya sahiptir [13].

Newton ve Daniel Bernoulli tarafından öne sürülen teoriler en önemli ve kullanışlı olanlardır. Ancak her ikisi de tek başına kullanıldığında yetersiz kalmışlardır. Bu yüzden bu iki teori de göz önünde bulundurulduğu tasarımlar ön plana çıkmaktadır.

2.1.1 Bernoulli Prensibi

Bernoulli Prensibine göre akışkanlar, bir engeli aşarken veya bir cisim akışkanların içerisinden geçerken engelin ya da cismin kısa bölümü ile uzun bölümünü aynı sürede geçip engelin arka noktasına aynı anda ulaşırlar. Buna "eşit transit süresi prensibi" denir [14].



Şekil 2.1 Bernoulli Prensibi

Ayrıca Bernoulli Prensibi'ne göre akışkanlarda hız arttıkça basınç düşer. Bu prensipten yola çıkarak, Şekil 2.1'deki [14] gibi yarım damla şeklinde bir kanat yapısı düşünülürse, akışkan içersinden hızla geçen bu kanadın üst kısmındaki hava ile alt kısmındaki havanın aynı anda arka uç noktasına ulaşması beklenir. Üstten geçen havanın yolu daha uzun olduğu için alttaki havaya göre daha hızlı gidecektir. Bu durumda kanadın üstü, kanadın alt kısmına göre daha düşük basınca sahip olacak ve kanat yüksek basınçlı bölgeden düşük basınçlı bölgeye doğru itilecektir. Bu durumda kanata bir kaldırma kuvveti etki etmiş olacaktır.

Bu prensip kanatlar için tamamen yanlış değildir ama tam doğru da değildir. Çünkü kanatın başlangıcından aynı anda harekete başlayan iki akışkan molekülü aynı anda sona ulaşmaz daha uzun yoldan giden moleküller kanadın sonuna daha erken ulaşır ve terk ederler. Ayrıca bir basınç farkı ve bunun sonucu olarak bir kaldırma kuvveti de oluşur. Fakat bu kaldırma kuvveti o kadar azdır ki küçük bir hava aracının uçması için bile kanadının üst kısmının alanınınalt kısmın alanına göre %50 oranında daha büyük olmasını gerektirir. Ancak dünyadaki hava araçlarının hiçbirinin kanat yapısı böyle değildir. Standart hava araçlarının kanat yapılarına bakılacak olunursa, hava aracı kanadının alan bakımından üstü, altına oranla sadece %1.5 - %2.5 daha büyük olduğu görülmektedir. Ayrıca Bernoulli Prensibi kaldırma kuvvetini yarım su damlası şeklinde olan kanatlarla açıklanmaktadır. Ancak akrobasi uçaklarında savaş uçaklarında, uzay mekiğinden, jet uçağına kadar birçok hava aracının kanat yapısı, yarım damla formundan çok farklıdır. Bu yüzden sadece Bernoulli Prensibi ile İHA'ların nasıl uçtuğu açıklanamamaktadır. Bu çalışmada İHA tasarımı yapılırken Bernoulli Prensibi' nin yanısıra Newton'un kaldırma kuvveti prensibinden de faydalanıldı.

2.1.2 Newton’un Fiziksel Kaldırma Kuvveti Açıklaması

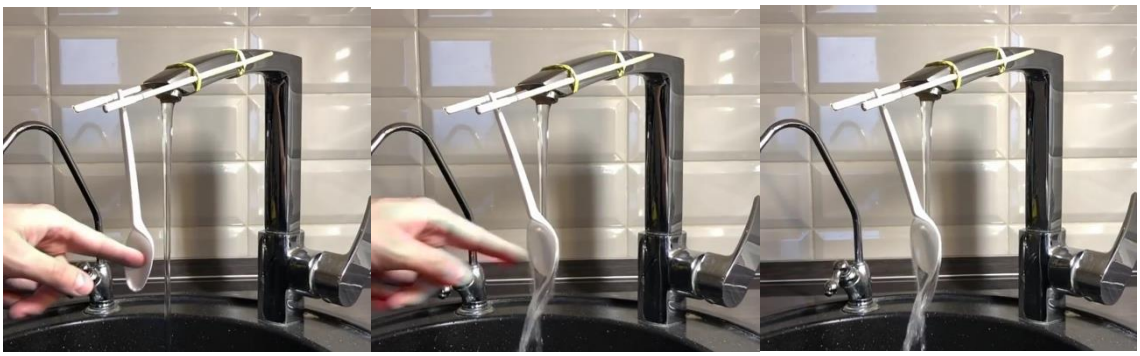
Bernoulli Prensibi'nde hava, kanadın üzerine hangi doğrultuda geliyorsa kanadın sonundan da aynı doğrultuda gitmektedir. Bu durumda Newton'un birinci kanununa göre havanın üzerine net bir kuvvet etki etmemektedir. Yine Newton'un üçüncü kanununa göre eğer hava üzerine bir kuvvet etki etmediyse, kanat üzerinde de bir tepki kuvveti yani kaldırma kuvveti oluşmayacaktır. Bu yüzden İHA’ya etki eden kaldırma kuvvetinin tek başına Bernoulli prensibi ile açıklanması yanlıştır.

Newton’un üçüncü kanuna göre her etkinin eşit ve zıt yönlü bir tepkisi vardır. Bu kanundan yola çıkarak bir kanata kaldırma kuvveti uygulanması için kanadın havaya bir tepki kuvveti oluşturması gerekir ve bu tepki kuvveti zıt yönlü yani aşağı doğru olmalıdır.



Şekil 2.2 Newton’un Fiziksel Tepki Kuvveti

Şekil 2.2’de [15] görüldüğü gibi kanat havayı bükerek, aşağı yöne doğru hareket ettirmektedir. Newton'un ikinci kanununa göre, oluşan kaldırma kuvveti, aşağıya yönlendirilen hava miktarı ile yönlendirilen havanın dikey hızının çarpımına eşittir. Yüzey alanı çok büyük kanatlar, bu oranda büyük miktarlarda havayı bükerek aşağıya yönlendirebilir. Böylece büyük miktarda kaldırma kuvveti oluşturulur. Kanatların havayı bükmesi, tıpkı musluktan akan suya bir kaşık değdirildiği zaman suyun, kaşığın formuna uygun bir şekilde yönlenerek hareket etmesi gibidir. Şekil 2.3’te görüldüğü gibi aynı zamanda su kaşığa akış yönünün tersine bir kuvvet uygulamaktadır.

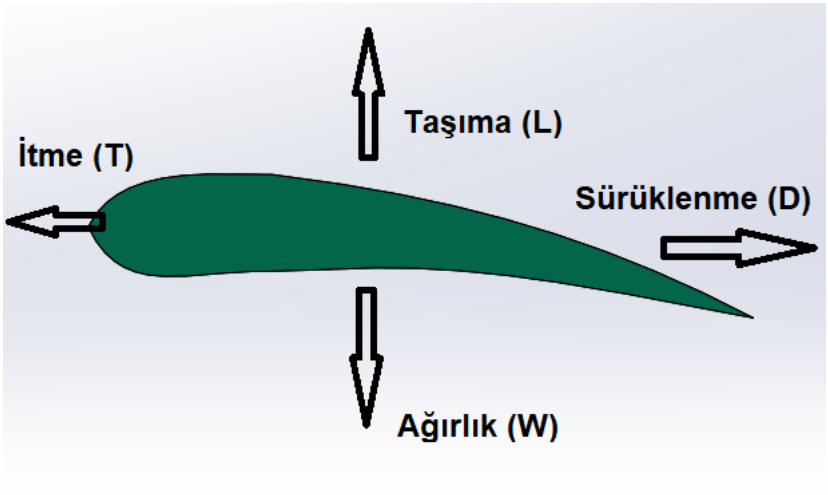


Şekil 2.3 Coanda Etkisi

Bu hareketi açıklayan teoriye **Coanda Etkisi** denir. Ancak ahır kapısı profilli kanatlar bu teoriye uymamaktadır. Çünkü dikdörtgen bir kanat profili olmasına rağmen bu kanatta bazıhava araçlarında kullanılmaktadır. Sonuç olarak hava araçlarının icadından bugüne kadar kanatlara etki eden kaldırma kuvveti birçok teori ile açıklanmaya çalışılmıştır. Ancak tek bir teoriyle tüm uçuş prensibini tanımlayan bir teori henüz ortaya konulmamıştır [15].

2.1.3 İnsansız Hava Aracına Etki Eden Aerodinamik Kuvvetler

Bir İHA'ya etki eden kuvvetler Şekil 2.4'te gösterildiği gibi toplam 4 adettir. Bunlar; Taşıma kuvveti (lift), İtme kuvveti (thrust), Yer çekimi kuvveti (gravity), Sürükleme kuvveti (drag) olarak adlandırılır.



Şekil 2.4 Kanatlara Etki Eden Kuvvetler

Bu kuvvetlerden itme kuvveti İHA'nın ileri yönde hareket etmesini sağlarken aynı zamanda kanat yapısı sayesinde taşıma kuvvetini de oluşturur. Yer çekimi kuvveti ve sürtünme kuvveti, İHA'nın havada kalması ve ileri yönde hareket etmesine engel olan kuvvetlerdir. İtme kuvvetinin etkisiyle, yerçekimi kuvveti ve İHA'nın yüzey sürtünme kuvveti aşılmış olur. Newton'un 1. kanuna göre "Bir cisme dışardan bir kuvvet etki etmediği sürece, cisim durgun ise durgun olmaya, hareketli ise sabit bir hızla doğrusal hareket etmeye devam eder." Bu kanundan yola çıkacak olursak, İHA'nın sabit bir hızla ve sabit bir irtifada uçabilmesi için yatay ve düşey kuvvet bileşenlerinin toplamının sıfır olması gerekir. Buna göre en az;

İtme kuvveti = Sürükleme kuvveti

Taşıma kuvveti = Yer çekimi kuvveti

eşitliklerinin sağlanması gerekir.

2.1.3.1 Yüzey Sürtünme Kuvveti (Drag Force)

Bir akışkan olan havada hareket eden bir İHA'nın üzerinde bir sürtünme kuvveti oluşur. Bu kuvvete *direnç kuvveti* (*D*) denir. Bu kuvvet İHA'nın hızının karesi ile doğru orantılıdır ve aşağıda denklem ile verilir;

$$D = -\frac{1}{2}\rho v_a^2 S C_D \quad [\mathrm{N}] \tag{2.1}$$

Burada ρ havanın yoğunluğunu, V_a İHA'nın hızı, S İHA'nın hareket doğrultusuna dik alanı ifade ederken, C_D İHA'nın yüzey sürtünme katsayısını temsil etmektedir.

2.1.3.2 Kaldırma Kuvveti (Lift Force)

Bu kuvvet sayesinde İHA havada kalmaktadır. İtme kuvvetinin etkisiyle İHA'nın kanat yapısından dolayı yukarı doğru oluşan kuvvettir. Bu kuvvete *taşıma kuvveti* denir ve yerçekimi kuvvetine karşı kullanılır. Kaldırma kuvveti şu denklem ile verilir;

$$L = -\frac{1}{2}\rho v_a^2 S C_L \quad [\mathrm{N}] \tag{2.2}$$

Burada C_L kaldırma katsayısını temsil etmektedir.

2.1.3.3 İtme Kuvveti (Trust Force)

Bir İHA'nın ileri doğru hareket edebilmesi ve havada kalabilmesi için gerekli olan kuvvettir. Bu kuvvet sayesinde, yüzey sürtünme direnci ve yerçekimi kuvveti aşılarak İHA'nın havada hareket etmesi sağlanır. İtme kuvvetinin kaynağı motordur.

2.1.3.4 Yer Çekimi Kuvveti (Gravity Force)

Dünya, kütlesi olan her nesneye bir kuvvet uygular. Bu yüzden İHA'ya da bir yerçekimi kuvveti etki etmektedir. Kepler yasasından yola çıkılarak herhangibir nesneye uygulanan çekim kuvveti (*W*);

$$W = G\frac{M.m}{r^2} \quad [\mathrm{N}] \tag{2.3}$$

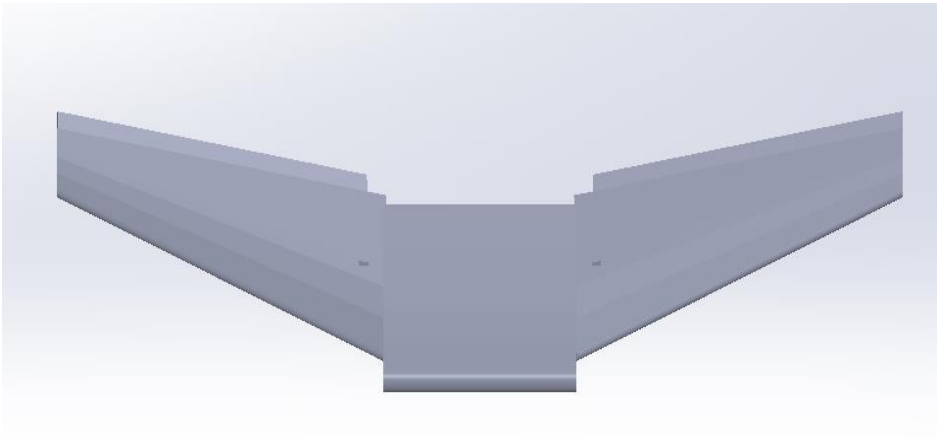
denklemi ile iifade edilir. Burada *G* bir sabit olup değeri $6{,}67.10^{-11}$ 'ye eşittir. *M, m, r* ise sırası ile dünyanın kütlesini, cismin kütlesini ve cisim ile dünya arasındaki mesafeyi temsil eder. Bu denkleme göre *r* değeri artarsa cisme uygulanan yerçekimi kuvveti azalır. Bu yüzden yolcu uçakları yaklaşık olarak yerden 10 km yüksekten uçmaktadır. Daha yüksekten uçup bu kuvvet daha da çok düşürülebilir ancak yükseklik arttıkça havadaki oksijen yoğunluğu azalacağından yakıtın verimli bir şekilde yanmasında sorun oluşmaktadır. Buiki faktör göz önünde bulundurularak optimum bir uçuş seviyesi belirlenmektedir [16].

BÖLÜM 3

MATERYAL & METOD

3.1 İnsansız Hava Aracının Mekanik Yapısı

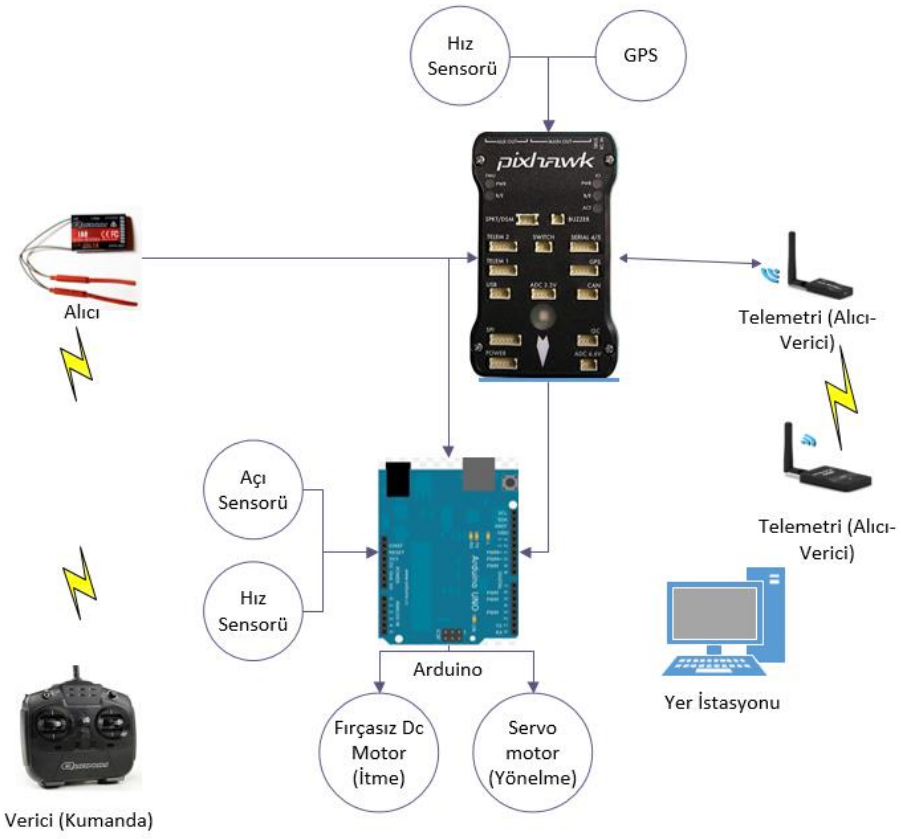
Bu tez çalışmasında geliştirilen kontrolcünün uygulanması amacı ile flying wing sınıfında delta kanat bir İHA tasarlanıp üretildi. İHA'nın gövde tasarımında hafif ve kolay ulaşılabilir olmasından dolayı fotoblok kullanıldı. Kanatların yapısı, büyüklüğü ve gövde üzerindeki konumu, insansız hava aracının yüzey sürtünmesini, hızını, kaldırma kuvvetini ve manevra kabiliyetini etkilemektedir [17]. Düz kanatlı İHA'lar, havayı dik bir şekilde kestiklerinden dolayı yüzey sürtünme katsayıları fazladır. Yüzey sürtünmesinin az olması ve yüksek hızlarda manevra kabiliyetinin sağlanması düşüncesiyle Şekil 3.1'deki gibi delta kanat yapısı tercih edildi [8].



Şekil 3.1 İnsansız Hava Aracının Mekanik Yapısı

Delta kanat İHA'nın ileri doğru hareketi için fırçasız DC motor kullanıldı. Manevra kabiliyeti, kanatlarda iki adet elevon ile sağlanmaktadır. Bu elevonlar, mini servo motorlar ile tahrik edilmektedir. Geleneksel İHA'larda, İHA'nın yönününü yunuslama, sapma, yuvarlanma eksenlerine göre hareket ettirmek için, elevonlar ile birlikte kuyruktaki kanatlardan da destek alınırken, delta kanat İHA'larda, İHA'nın yönlendirilmesi, sadece kanatlarda bulunan elevonlar aracılığıyla sağlanır. Mekanik ve elektronik tasarım bu durumlar dikkate alınarak yapıldı ve toplam ağırlığı 1135 gram olan bir İHA üretildi [18].

3.2 İnsansız Hava Aracının Elektronik Donanım Yapısı



Şekil 3.2 İnsansız Hava Aracı Donanımı Blok Diyagramı

Sistemin elektronik donanımı blok diagramı Şekil 3.2'de gösterilmiştir. Sistem iki modda çalışmaktadır. 1. modda hava aracı manuel olarak kullanıcının komutlarıyla hareket etmektedir. 2. mod ise enerji tasarruf modu olarak ayarlanmıştır. 1. mod devredeyken kumanda aracılığıyla komutlar pixhawk'a gönderilmekte ve bundan sonra komutlar

arduino üzerinden fırçasız dc motoru ve servo motorları kontrol edilmektedir. 2. modda rüzgâr sensörüyle ortamda bulunan rüzgârın yönü ve şiddeti tespit edilip direkt bu verilere göre kontrolcü ile hava aracının yönelimi ve hızı ayarlanmaktadır. Her iki mod çalışırken hava aracının uçuş bilgileri telemetri aracılığıyla yer istasyonuna gönderilmektedir. Sistemde enerji kaynağı olarak Li-Po batarya kullanılmıştır. Fırçasız DC motorun hız kontrolü için ESC (Electronic Speed Controler) kullanılmıştır. ESC, Li-Po bataryadan gelen 11.1 Volt enerjiyi, fırçasız DC motora gönderirken aynı zamanda bir voltaj regülatörü görevi görüp 11.1 voltu 5 volta çevirerek kontrolcülerin ve servo motorların enerji gereksinimini karşılar. Fırçasız DC motor İHA'nın ana itiş gücünü sağlayan bir motordur. Dakikada 15400 devir dönerek, İHA'nın havada itiş kuvvetinin kaynağını oluşturmaktadır. Mini servo motorlar, elevonları hareket ettirerek İHA'nın yukarı-aşağı, sağa-sola, yönlendirilmesini sağlamaktadır. GPS, üç ayrı uydudan veri alarak İHA'nın konum bilgisini tespit etmektedir. Transmitter, kullanıcı tarafından verilen komutları İHA'ya iletmektedir. Alıcı, kumandadan gönderilen radyo frekanslarını kontrolcüye iletmektedir. Pixhawk, ana kontrolcüdür. İHA'nın tüm arabirimlerle iletişimi sağlayıp, İHA'nın kontrollü bir şekilde havada kalmasını sağlamaktadır. Ayrıca İHA'nın verilerini kaydedip yer istasyonuna iletebilmektedir. Arduino, sistemin bulanık mantık yöntemiyle kontrolünü sağlamak için kullanılmıştır. Hız sensörü, İHA'nın havaya göre hızını ölçmektedir.

İHA'nın kontrolü için kullanılan elektronik donanımın elemanları ve açıklamaları aşağıda verilmiştir.

- Pixhawk
- Arduino uno
- 3DR radio Data Transmission Modülü
- PX4 Pixhawk Otopilot Hava Hız Ölçümü İçin Diferansiyel Pitot Tüpü
- Emax xa2212 1400KV fırçasız motor
- 11x7 inch pervane
- 30 Amper fırçasız elektronik hız kontrol ünitesi (ESC)

- Metal dişli servo
- Li-Po batarya
- GPS modülü
- Pixhawk-I2C Splitter Genişletmek Modülü
- PPM (Pulse Position Modulation) modülü
- Ardupilot Arduplane Pitot Tube Air Speed Meter Airspeed Gauge for APM
- Kumanda

3.2.1 Pixhawk px4 2.4.8 32 bit ARM Uçuş Kontrolcüsü

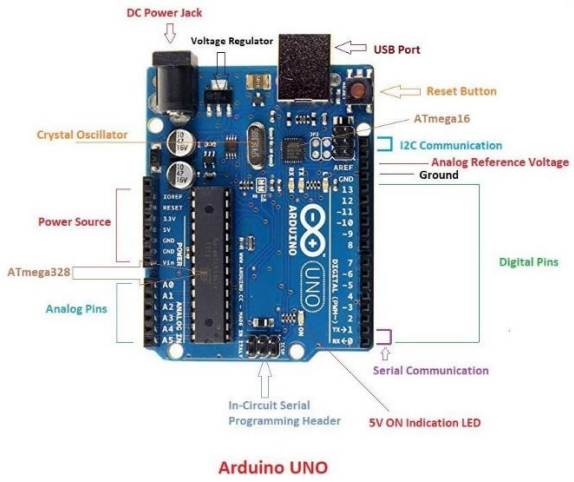
Pixhawk, İHA'nın stabil bir şekilde uçmasını sağlayan, hız, konum, yükseklik gibi verileri içerisinde bulunan sensörlerle tespit edip yer istasyonuna bu bilgileri iletebilen bir kontrol kartıdır. Şekil 3.3'de gösterilen Pixhawk, İHA'nın otoplot kontrolünü sağlayan gelişmiş 32 bit ARM CortexM4 yüksek performanslı bir kontrolcüye sahiptir. 14 adet PWM/Servo çıkışı mevcuttur. UART, I2C, SPI, CAN arayüzleri ile, haberleşme imkânı sunmaktadır. İHA'nın otomatik ve manuel kontrolünü sağlayabilir. Üzerinde bulunan L3GD20 3 eksen dijital 16 bit jiroskop, LSM303D 3 eksen 14 hızlanma/manyetometre, MPU6000 6 eksenli ivme/manyetometre, MS5611 yüksek hassasiyetli barometre sensörleriyle İHA'nın anlık verilerini toplayabilir. Mikro SD kartı ile bu uçuş verilerini kaydedebilir. Aynı zamanda telemetri cihazıyla, yer istasyonuna bu uçuş verilerini gönderebilmektedir. Airspeed sensörüyle, havanın hızını anlık tespit edip, yer istasyonuna göndermeyi sağlamaktadır.



Şekil 3.3 Pixhawk Px4 2.4.8 32 Bit ARM Uçuş Kontrolcüsü [19]

3.2.2 Arduino Uno

Sistemi kontrol eden diğer bir kontrolcü Şekil 3.4'te gösterilen Arduino uno'dur. Bu çalışmada Arduino uno, bulanık mantık kontrol algoritmalarını işletip otoplota (Pixhawk) komutlar göndermektedir.



Şekil 3.4 Arduino Uno [20]

3.2.3 NEO-M8N GPS

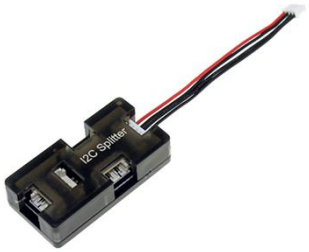
Şekil 3.5'te gösterilen bu modül uçuş kontrol sistemlerinde konum kontrol ve takibini uzaydan yapmak için kullanılan bir modüldür.



Şekil 3.5 Neo-M8M GPS Modülü [19]

3.2.4 Pixhawk-I2C Splitter Genişletme Modülü

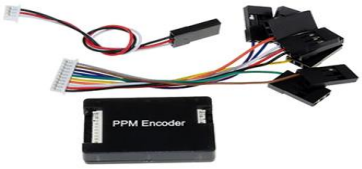
Şekil 3.6'da gösterilen I2C modülü; pusula modülü, harici LED, dijital hava hızı sensörü, veya diğer çevre birimleri ile aynı anda bağlantı kurabilme imkânı sağlamaktadır.



Şekil 3.6 Pixhawk-I2C Splitter Genişletme Modülü [19]

3.2.5 PPM modülü

PPM enkoder, alıcıdan gelen PWM (pulse with modulation) sinyallerini toplayıp tek bir kanal ile Pixhawk'ın girişine iletmeyi sağlamaktadır. Şekil 3.7'de gösterilen bu modül toprak ve güç kabloları hariç tüm kanalları tek bir kabloya düşürür.



Şekil 3.7 PPM Modülü [19]

3.2.6 3DR Radio Data Aktarma Modülü

Şekil 3.8'de gösterilen 3DR Radio Data Transmission modülü drone ile yer istasyonunun haberleşmesini sağlayan 433 Hz frekansta çalışan kablosuz bir haberleşme modülüdür. Bu modül ile İHA'nın konum, hız denge ve pil durumu gibi verileri anlık olarak yerden takip edilebilmektedir.



Şekil 3.8 3DR Radio Data Aktarma Modülü [19]

3.2.7 PX4 Pixhawk Otopilot Hava Hız Ölçümü için Diferansiyel Pitot Tüpü

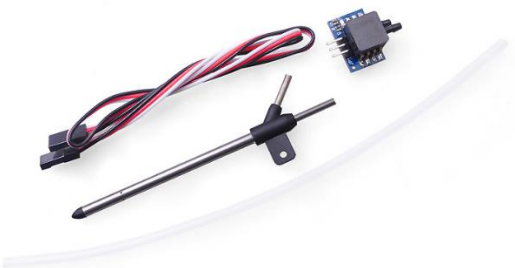
Pixhawk otopilot uyumlu bir sensör olup İHA'nın havaya göre hızını belirlemek için kullanılacak bir hava hızı ölçüm sensördür. Hava hız bilgisini yer istasyonuna aktarmak için kullanılmıştır (Şekil 3.9).



Şekil 3.9 PX4 Pixhawk Otopilot Hava Hız Ölçümü İçin Diferansiyel Pitot Tüpü [21]

3.2.8 Ardupilot Hava Hız Ölçümü İçin Kullanılan Pitot Tüpü

Şekil 3.10'da gösterilen Ardupilot pitot tüpü hava hızını analog sinyale dönüştüren açık kod kaynaklı bir hava hızı ölçüm sensörüdür.



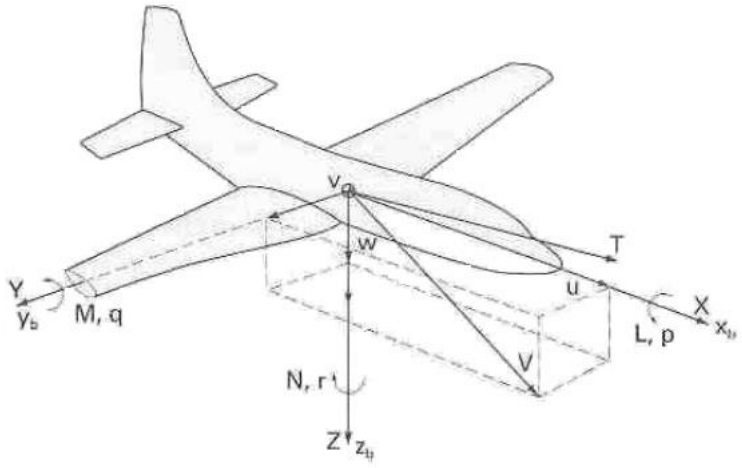
Şekil 3.10 Ardupilot Hava Hız Ölçümü İçin Kullanılan Pitot Tüpü [22]

3.3 İnsansız Hava Aracının Hareket Denklemi

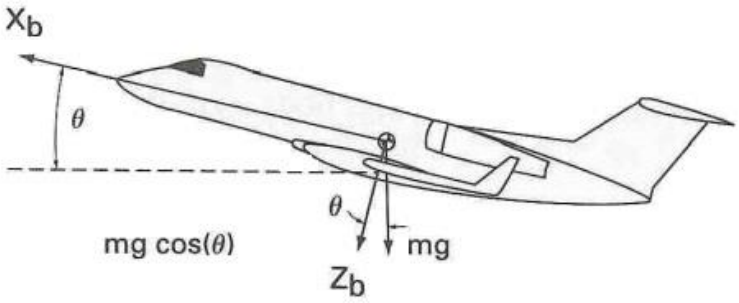
Bu çalışmada hava aracının kuvvet, moment ve kinematik denklemlerini kullanarak boylamsal ve yanal hareket denklemleri çıkarılmıştır. Bu hareket denklemleri ile durum-uzayı modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan model simülasyon ortamında test edilip sistemin kararlılığı incelenmiştir. Bir hava aracının eksen takımları Şekil 3.11, 3.12, 3.13, 3.14, 3.15'te ve ilgili parametre tablosu ise Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1 Parametre tablosu

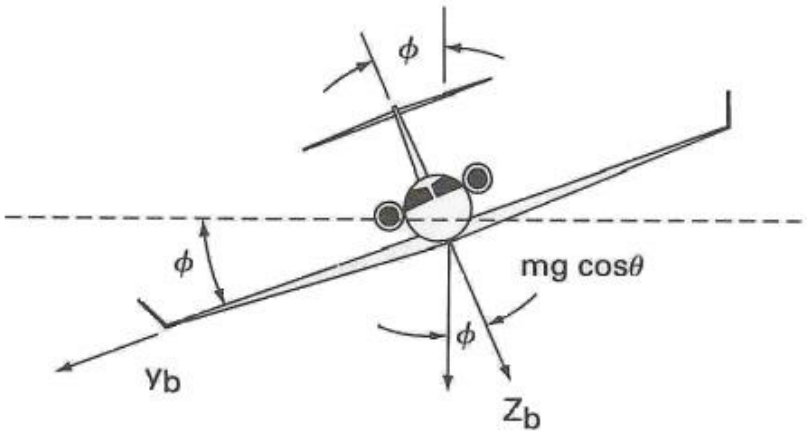
	Yalpa Ekseni (Roll axis) x_b	Yunuslama Ekseni (Pick axis) y_b	Sapma Ekseni (Yaw axis) z_b
Euler Açıları	ϕ	θ	ψ
Açısal Oranlar	p	q	r
Hız Bileşenleri	u	v	w
Aerodinamik Kuvvet Bileşenleri	X	Y	Z
Aerodinamik Moment Bileşenleri	L	M	N
Her Eksen İçin Atalet Momentleri	I_X	I_Y	I_Z
Üretilen Ataletler	I_{YZ}	I_{XZ}	I_{XY}



Şekil 3.11 Hava Aracı Hız Moment ve Kuvvet Bileşenleri [6]

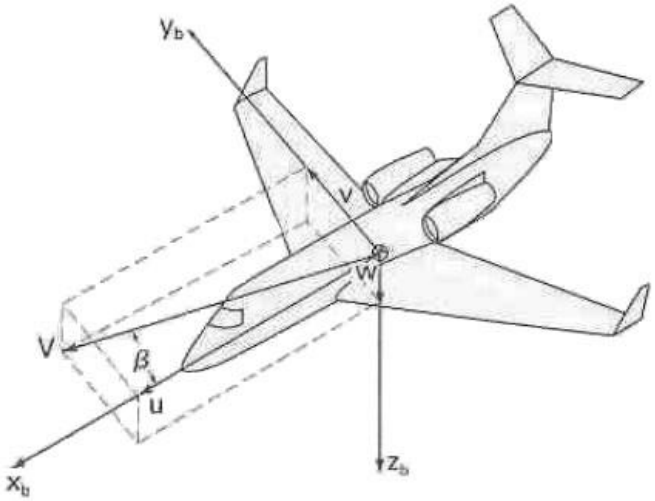


Şekil 3.12 Hava Aracı Euler Açıları [6]

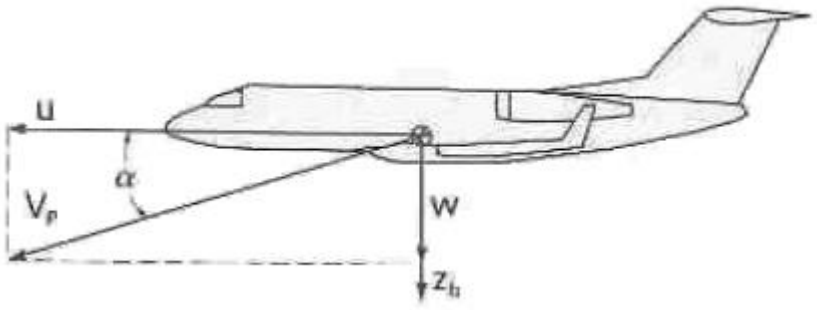


Şekil 3.13 Hava Aracı Euler Açıları [6]

Yana kayma açısı β ve hücum açısı α şekil 3.14 ve 3.15'te verilmiştir.



Şekil 3.14 Hava Aracı Yana Kayma Açısı [6]



Şekil 3.15 Hava Aracı Hücum Açısı [6]

3.3.1 Hava Aracının Kuvvet Denklemleri

Hava aracının kuvvet denklemi Newton' un 2. Kanunundan yola çıkılarak aşağıdaki gibi elde edilmektedir. Burada V_{cg} hava aracının çizgisel hızı, $\vec{w}$ hava aracının açısal hızıdır.

$$\vec{F} = m\frac{dV}{dt} = m\left[\frac{\partial V_{cg}}{\partial u} + \vec{w} \otimes \overrightarrow{V_{cg}}\right] \quad [\mathrm{N}] \tag{3.1}$$

Hava aracının *X,Y, Z* eksenlerindeki kuvvet bileşenleri sırasıyla; Lineer ivmeler: $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$ lineer hızlar: u, v, w, Euler açıları: $\phi,\ \theta,\ \psi$ kullanılarak tespit edilmiştir [6],[23].

Buna göre;

$$V_{cg} = Ui + Vj + Wk \quad [\mathrm{m/s}] \tag{3.2}$$

$$w = Pi + dj + Rk \quad [\mathrm{rad/s}] \tag{3.3}$$

Bu ifadeler kullanılarak toplam ivme denklemi, Denklem 3.4' te belirtilmiştir.

$$a = \begin{bmatrix} \dot{U} + QW - RV \\ \dot{V} + RU - PW \\ \dot{W} + PV - QU \end{bmatrix} \quad [\mathrm{m/s^2}] \tag{3.4}$$

3.3.1.1 Yer çekimi Kuvvetleri X, Y, Z Bileşenleri $F_{G_x}, F_{G_y}, F_{G_z}$

$$F_{G_x} = -mg\sin\theta \ \text{[N]} \tag{3.6}$$

$$F_{G_y} = mgcos\theta sin\varphi \ \text{[N]} \tag{3.6}$$

$$F_{G_z} = mgcos\theta cos\varphi \ \text{[N]} \tag{3.7}$$

3.3.1.2 X, Y, Z Ekseninde Aerodinamik Kuvvet Denklemleri $F_{A_x}, F_{A_y}, F_{A_z}$

X Yönündeki Toplam Aerodinamik Kuvvet, F_{A_x} :

$$F_{A_x} = Lsin\alpha - Dcos\alpha \ \text{[N]} \tag{3.8}$$

$$L = C_L qS_w \ \text{[N]} \tag{3.9}$$

$$D = C_D qS_w \ \text{[N]} \tag{3.10}$$

$$C_L = (C_{L_0} + C_{L_a} a + C_{L_{\delta e}} \delta_e) \tag{3.11}$$

a : Hücum açısı

C_{L_0} C_L değerinin $\alpha = \beta = \delta_e = \delta_r = 0$ olması durumundaki değerdir. C_{L_a} Hücum açısının değişmesiyle oluşan yanal katsayıdır. $C_{L_{\delta e}}$ elevator sapmasıyla oluşan kaldırma katsayıdır. δ_e elevator sapma katsayısıdır.

$$C_D = (C_{D_0} + C_{D_a} a) \tag{3.12}$$

C_{D_0} : C_D değerinin $\alpha = \beta = \delta_e = \delta_r = 0$ olması durumundaki değerdir. C_{D_a} hücum açısının değişmesiyle oluşan sürüklenme katsayıdır. q , dinamik basınç S_w Kanat Yüzey alanı

$$F_{A_x} = (C_{L_0} + C_{L_a} a + C_{L_{\delta e}} \delta_e) qS_w sin\alpha - (C_{D_0} + C_{D_a} a) qS_w cos\alpha \ \text{[N]} \tag{3.13}$$

Y Yönündeki Toplam Aerodinamik Kuvvet, F_{A_y} **:**

$$F_{A_y} = C_y \bar{q} S \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.14}$$

C_y : Hava aracının yanal kuvvet katsayısı

$$C_y = (C_{y_0} + C_{y_\beta}\beta + C_{L_{\delta_e}}\delta_e + C_{L_{\delta_r}}\delta_r) \tag{3.15}$$

$C_{y_0}, \mathrm{C_y}$ değerinin $\alpha = \beta = \delta_e = \delta_r = 0$ olması durumundaki değerdir. C_{y_β}, β açısının değişmesiyle oluşan yanal katsayıdır. $C_{L_{\delta_e}}, \delta_e$ elevator sapmasıyla oluşan yanal katsayıdır. $C_{L_{\delta_r}}, \delta_r$ rudder sapmasıyla oluşan yanal katsayıdır.

Z Yönündeki Toplam Aerodinamik Kuvvet, F_{A_z} **:**

$$F_{A_z} = -L\cos\alpha - D\sin\alpha \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.16}$$

$$F_{A_z} = -(C_{L_0} + C_{L_a}a + C_{L_{\delta_e}}\delta_e)qS_w\cos a - (C_{D_0} + C_{D_a}a)qS_w \sin a \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.17}$$

3.3.1.3 X, Y, Z ekseninde Motor Kuvvet Denklemleri: F_{T_X} , F_{T_Y} , F_{T_Z}

Bu tez kapsamında sabit itki modeli kullanılmıştır. Bu modelin kuvvet bileşenleri aşağıda verilmiştir:

Motorun x eksenindeki kuvvet bileşeni, F_{T_X} **:**

$$F_{T_X} = T_{\max}(\delta_T)\cos(\phi) \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.18}$$

burada $T_{\max}$ Maximum motor kuvveti ve δ_T gaz kolu ayarıdır.

Motorun y eksenindeki kuvvet bileşeni, F_{T_Y} **:**

$$F_{T_Y} = T_{\max}(\delta_T)\cos(\phi)\cos(\beta) \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.19}$$

Motorun z eksenindeki kuvvet bileşeni, F_{T_Z} **:**

$$F_{T_Z} = T_{\max}(\delta_T)\sin(\phi) \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.20}$$

burada ϕ motorun x-z düzlemi arasındaki açısıdır. Buna göre eksenlere göre kuvvet denklemleri şu şekilde verilir:

X Ekseni Kuvvet Denklemi:

$$m(\dot{u}+qw-rv)=F_{G_x}+F_{A_x}+F_{T_x} \quad [\mathrm{N}] \tag{3.21}$$

Y Ekseni Kuvvet Denklemi:

$$\mathrm{m}(\dot{v}+ru-pw)=F_{G_y}+F_{A_y}+F_{T_y} \quad [\mathrm{N}] \tag{3.22}$$

Z Ekseni Kuvvet Denklemi:

$$\mathrm{m}(\dot{w}+pv-qu)= F_{G_z}+F_{A_z}+F_{T_z} \quad [\mathrm{N}] \tag{3.23}$$

Eksenlere etki eden kuvvet matrisi aşağıda verilmiştir.

$$\vec{F}=\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} m(\dot{u}+qw-rv)+mg\sin(\theta) \\ m(\dot{v}+ru-pw)+mg\cos(\theta)\sin(\phi) \\ m(\dot{w}+pv-qu)-mg\cos(\theta)\sin(\phi) \end{bmatrix} \quad [\mathrm{N}] \tag{3.24}$$

Sistemde motorun oluşturduğu moment denklemleri aşağıda verilmiştir:

X ekseni motor momenti, L_T :

Motor x ekseni üzerinde olduğu için $L_T=0$ ' dır.

Y ekseni motor momenti, M_T :

$$M_T=T_{\max}(\delta_T)\cos\phi.Z_T-T_{\max}(\delta_T)\mathrm{Sin}\,\phi.X_T \quad [\mathrm{N.m}] \tag{3.25}$$

burada Z_T motorun z ekseni boyunca ağırlık merkezine olan uzaklığı, X_T motorun x ekseni boyunca ağırlık merkezine olan uzaklığıdır.

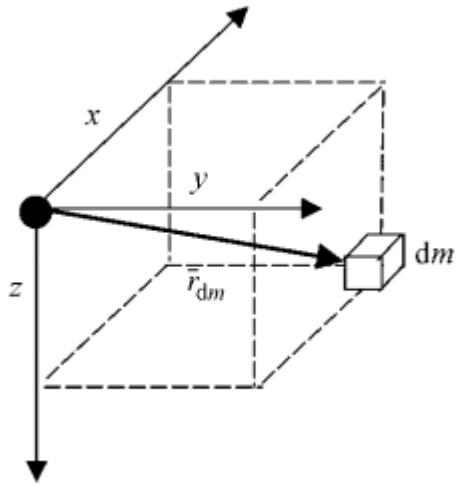
Z ekseni motor momenti, N_T :

motor x ekseni üzerinde olduğundan $N_T=0$

3.3.2 X, Y, Z Eksenlerine İlişkin Moment Denklemleri

Açısal momentum korunumu kanunu kullanılarak hava aracının moment denklemleri (*L*, *M*, *N*) elde edilmiştir. Bu moment denklemleri atalet matrisleri (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}), açısal ivmeler ($\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$), ve açısal hızlar ($p, q, r$) cinsinden ifade edilmektedir.

Çok küçük bir *dm* kütlesi ele alınacak olunursa, kütle merkezi etrafındaki rotasyonu nedeniyle *dm* kütlesinin hız ifadesi aşağıdaki gibi yazılabilir (Şekil 3.16).



Şekil 3.16 Birim Kütlenin Kütle Merkezine Göre Konumu

Kütle merkezi ile birim kütle arasındaki mesafe;

$$\vec{r}_{dm} = x\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k} \quad [\mathrm{m}] \tag{3.26}$$

denklemiyle ifade edilmektedir. Birim kütlenin toplam hızı ($\vec{V}_{dm}$);

$$\vec{V}_{dm} = \left[\frac{d\vec{r}_{dm}}{dt}\right]_{Gövde} + w_{Gövde} x\ \vec{r}_{dm} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{3.27}$$

denklemiyle ifade edilir. Burada $w_{Gövde}$; gövdenin açısal hızına karşılık gelmektedir. Hava aracının gövdesi rijit cisim olarak kabul edilirse:

$$\left[\frac{d\vec{r}_{dm}}{dt}\right]_{gövde} = 0 \tag{3.28}$$

buradan birim kütlenin toplam hızı;

$$\vec{V}_{dm} = w_{Body}\ x\ \vec{r}_{dm} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{3.29}$$

denklemiyle ifade edilmektedir. 3 boyutlu hızı ise;

$$\vec{V}_{dm} = \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ P & Q & R \\ x & y & z \end{bmatrix} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{3.30}$$

matris şeklinde yazılmaktadır. Buradan bu kütlenin vektörel hızı;

$$\vec{V}_{dm} = (Qz - Ry)\vec{i} + (Rx - Pz)\vec{j} + (Py - Qx)\vec{k} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{3.31}$$

olarak bulunur. Birim kütlenin lineer momentum denklemini yazmak için;

$$dm\vec{V} = dm\left[(Qz - Ry)\vec{i} + (Rx - Pz)\vec{j} + (Py - Qx)\vec{k}\right] \tag{3.32}$$

denklemi kullanılmıştır. Bu denklem, $\vec{r}_{dm}$ ile vektörel olarak çarpılırsa;

$$d\vec{H}_{dm} = \vec{r}_{dm}\ \mathrm{x}\ (dm\vec{V}_{dm}) \tag{3.33}$$

$$d\vec{H}_{dm} = \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x & y & z \\ dm(Qz - Ry) & dm(Rx - Pz) & dm(Py - Qx) \end{bmatrix} \tag{3.34}$$

sonuçta birim kütlenin skaler momentum denklemleri denklem 3.35, 3.36, 3.37'deki gibi elde edilir;

$$dH_x = P(y^2 + z^2)dm - Qxy\ dm - Rxz\ dm \tag{3.35}$$

$$dH_y = Q(x^2 + z^2) - Ryz\ dm - Pxy\ dm \tag{3.36}$$

$$dH_z = Rx^2 + y^2)dm - Pxz\ dm - Qyz\ dm \tag{3.37}$$

Elde edilen denklemlerde eşitliğin her iki tarafının integrali alınırsa;

$$H_x = \int dH_x = P\int (y^2 + z^2)dm - Q\int xy\ dm - R\int xz\ dm \tag{3.38}$$

$$H_y = Q\int (x^2 + z^2) - R\int yz\ dm - P\int xy\ dm \tag{3.39}$$

$$H_z = R\int (x^2 + y^2)dm - P\int xz\ dm - Q\int yz\ dm \tag{3.40}$$

bulunur. Atalet momentleri aşağıdaki gibi ifade edilmektedir;

$$I_{xx} = \int (y^2 + z^2)dm \tag{3.41}$$

$$I_{yy} = \int (x^2 + z^2)dm \tag{3.42}$$

$$I_{zz} = \int (x^2 + y^2)dm \tag{3.43}$$

Türetilmiş atalet momentleri denklem 3.44, 3.45, 3.46 'de belirtilmiştir;

$$I_{xy} = \int xy\ dm \tag{3.44}$$

$$I_{xz} = \int xz\ dm \tag{3.45}$$

$$I_{yz} = \int yz\ dm \tag{3.46}$$

Bu ifadeler moment denklemlerinde yerine konularak aşağıdaki denklemler elde edilir [24].

$$H_x = PI_{xx} - QI_{xy} - RI_{xz} \tag{3.47}$$

$$H_y = QI_{yy} - RI_{yz} - PI_{xy} \tag{3.48}$$

$$H_z = RI_{zz} - P_{xz} - QI_{yz} \tag{3.49}$$

Elde edilen bu moment denklemleri X, Y, Z eksenlerine göre sınıflandırılarak yazılırsa;

X Ekseni Aerodinamik Moment Denklemi (roll momenti), *L*:

$$I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{xz}(pq + r) = L_A + L_T \quad [\mathrm{N.m}] \tag{3.50}$$

burada L_A Aerodinamik roll momentidir.

$$L_A = C_l \bar{q} Sb \quad [\mathrm{N}] \tag{3.51}$$

burada C_l hava aracının roll moment katsayısı

$$C_l = (C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{n_{\delta r}}\delta_r + C_{l_{\delta a}}\delta_a) \tag{3.52}$$

burada C_{l_0}, C_l katsayısının $\alpha = \beta = \delta_e = \delta_r = 0$ olması durumundaki değeri, C_{l_β} yana kayma açısının (β) değişimiyle oluşan yaw moment katsayısı, $C_{l_{\delta_r}}$, δ_r rudder sapmasıyla oluşan yanal katsayı, $C_{l_{\delta_a}}$, δ_a aileron sapmasıyla oluşan yanal katsayıdır. Buradan X ekseni aerodinamik moment denklemi aşağıdaki gibi elde edilir.

$$I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{xz}(pq + r) = (C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a)\bar{q}Sb \quad [\mathrm{N.m}] \tag{3.53}$$

Y ekseni Aerodinamik Moment Denklemi (Pitch Momenti), *M*:

$$\dot{q} I_{yy} - pr(I_{zz} - I_{xx}) - (p^2 - r^2)I_{xz} = M_A + M_T \quad [\mathrm{N.m}] \tag{3.54}$$

burada M_A aerodinamik kuvvetlerin oluşturduğu momenttir.

$$M_A = C_m q S_w \bar{c}_w \quad [\mathrm{N}] \tag{3.55}$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_a}a + C_{m_{\delta e}}\delta_e \tag{3.56}$$

$$M_A = (C_{m_0} + C_{m_a}a + C_{m_{\delta_e}}\delta_e)qS_w\bar{c}_w \quad [\mathrm{N}] \tag{3.57}$$

burada C_m toplam aerodinamik moment katsayısı, C_{m_0} moment katsayısının $\alpha = \beta = \delta_e = \delta_r = 0$ olması durumundaki değeri, C_{m_a} hücum açısının değişiminden kaynaklanan moment katsayısı ve $C_{m_{\delta e}}$ elevator sapmasıyla oluşan moment katsayısıdır.

Y ekseni aerodinamik moment denklemi (pick momenti) yeniden yazılacak olunursa;

$$\dot{Q} I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) - (P^2 - R^2) I_{xz} = (C_{m_0} + C_{m_a} a + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) q S_w \bar{c}_w + T_{\max}(\delta_T) \cos\phi . Z_T - T_{\max}(\delta_T) \mathrm{Sin}\,\phi . X_T \quad [\mathrm{N.m}]$$

(3.58)

elde edilir.

Z Ekseni Aerodinamik Momenti (Yaw Momenti), *N*:

$$I_{zz} \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy}) pq - I_{xz} (\dot{p} - rq) = N_A + N_T \quad [\mathrm{N.m}] \tag{3.59}$$

$$N_A = C_n \bar{q} S b \quad [\mathrm{N}] \tag{3.60}$$

burada C_n hava aracının yaw moment katsayısıdır.

$$C_n = (C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_e}} \delta_e + C_{n_{\delta_r}} \delta_r) \tag{3.61}$$

burada C_{n_0} $\alpha = \beta = \delta_e = \delta_r = 0$ olması durumundaki $\mathrm{C_n}$ değeri, C_{n_β} β açısının değişmesiyle oluşan yaw moment katsayısı, $C_{L_{\delta_e}}$, δ_e elevator sapmasıyla oluşan yanal katsayı ve $C_{L_{\delta_r}}$ ise Rudder sapmasıyla oluşan yanal katsayıdır.

Yaw moment denklemi;

$$I_{zz} \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy}) pq - I_{xz} (\dot{p} - rq) = (C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_e}} \delta_e + C_{n_{\delta_r}} \delta_r) \bar{q} S b \quad [\mathrm{N.m}] \tag{3.62}$$

Bu denklemler doğrusallaştırılıp yazıldığı zaman aşağıdaki denklem takımı elde edilir [9].

$$\dot{U} = -QW + RV + \frac{1}{m}(\mathrm{F_{G_x}} + \mathrm{F_{A_x}} + \mathrm{F_{T_x}}) \tag{3.63}$$

$$\dot{V} = -RU + PW + \frac{1}{m}(\mathrm{F_{G_y}} + \mathrm{F_{A_y}} + \mathrm{F_{T_y}}) \tag{3.64}$$

$$\dot{W} = -PV + QU + \frac{1}{m}(\mathrm{F_{G_z}} + \mathrm{F_{A_z}} + \mathrm{F_{T_z}}) \tag{3.65}$$

$$\dot{P} = \frac{\frac{1}{I_{xx}}\left[-RQ(I_{zz}-I_{yy})+(QR-\dot{P})I_{xz}+N_A+N_T\right]\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz}}+\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz}}\left[-PQ(I_{yy}-I_{xx})+(QR-\dot{P})I_{xz}+N_A+N_T\right]\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz}}}{1+\frac{I_{xz}^{\ 2}}{I_{xx}I_{xz}}} \tag{3.66}$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_{yy}}\left[PR(I_{zz}-I_{xx})+(P^2-R^2)I_{xz}+M_A+M_T\right] \tag{3.67}$$

$$\dot{R} = \frac{1}{I_{zz}}\left[-PQ(I_{yy}-I_{xx})+(QR-\dot{P})I_{xz}+N_A+N_T\right] \tag{3.68}$$

3.3.3 Hava aracının Kinematik Denklemleri

Kinematik denklemler hava aracının dönme hızları ve Euler açıları arasındaki bağıntılar kullanılarak elde edilmektedir [9]. Buna göre kinematik denklemler aşağıda verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi}\sin(\theta) \\ \dot{\psi}\cos(\theta)\sin(\phi) - \dot{\theta}\cos(\phi) \\ \dot{\psi}\cos(\theta)\cos(\phi) - \dot{\theta}\sin(\phi) \end{bmatrix} \tag{3.69}$$

Bu denklemler, hava araçları için genel olarak kullanılan aşağıdaki durum uzay modeline dönüştürülmüştür.

3.3.4 Hava Aracının Durum Uzay Modeli

$F_{A_x}, F_{A_y}, F_{A_z}, L_A, M_A, N_A$, X,Y,Z eksenleri kuvvet ve moment ifadeleridir [25]. Bu ifadelerden F_{A_x}, F_{A_z}, M_A değerleri hava aracının boylamsal hareket dinamiği için kullanılırken, F_{A_y}, L_A, N_A değerleri yanal hareket dinamiği için kullanılmaktadır [26].

Bu ifadeler kullanılarak durum-uzay modeli şu şekilde edilir:

Hava Aracının Boylamsal Durum-Uzay modeli

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{w} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}} Z_w & M_w + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_T} & X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_T} & Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_T} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_T} & M_{\delta_e} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_T \\ \Delta\delta_e \end{bmatrix}$$

(3.70)

Hava Aracının Yanal Durum-Uzay modeli

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p & -(1-\frac{Y_r}{u_0}) & -\frac{g}{u_0} \\ L_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta & L_p + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta & L_r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_r & 0 \\ N_v + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_v & N_p + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_p & N_r + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L_{\delta_\alpha} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_\alpha} & L_{\delta_r} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_r} \\ N_{\delta_\alpha} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_{\delta_\alpha} & N_{\delta_r} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_\alpha \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix}$$

(3.71)

Durum uzay modelindeki ilgili parametrelerin bağıntıları aşağıdaki Çizelge 3.2, Çizelge 3.3, Çizelge 3.4 ve Çizelge 3.5 'te verilmiştir [6].

Çizelge 3.2 Boylamsal stabilite türevleri

$X_u = \frac{(-C_{D_u} - 2C_{D_0} + C_{T_u})QS}{mu_0}$ C_{D_0} :aracın sürüklenme değeri $C_{T_u} : -C_{D_0}$ Mach sayısı değişmediği için: $C_{D_u} = M\frac{\partial C_D}{\partial M} = 0$	$X_w = \frac{(-C_{D_\alpha} - 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_u = \frac{(-C_{L_\alpha} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_w = \frac{(C_{L_\alpha} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$
$M_u = \frac{C_{m_u}(QS\bar{c})}{u_0 I_{yy}}$	$M_w = C_{m_\alpha}\frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_{yy}}$	$M_{\dot{w}} = C_{m\dot{\alpha}}\frac{\bar{c}}{2u_0}\frac{(QS\bar{c})}{I_{yy}}$	$M_q = C_{m_q}\frac{\bar{c}}{2u_0}\frac{(QS\bar{c})}{I_{yy}}$
$X_{\delta_e} = 0$	$Z_{\delta_e} = C_{Z_{\delta_e}}\frac{QS}{m}$	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}}\frac{QS\bar{c}}{I_{yy}}$	$X_{\delta_T} = \frac{\partial T}{\partial \delta_T}\frac{1}{m}$
$Z_{\delta_T} = 0$	$M_{\delta_T} = X_{\delta_T z_T}$		

Çizelge 3.3 Yanlamasına stabilite türevleri

$Y_\beta = \frac{QS}{m} C_{y_\beta}$	$Y_p = \frac{QSb}{2mu_0} C_{y_p}$	$Y_r = \frac{QSb}{2mu_0} C_{y_r}$	$L_\beta = \frac{QSb}{I_{xx}} C_{l_\beta}$
$L_p = \frac{QSb^2}{2I_{zz}u_0} C_{l_p}$	$L_r = \frac{QSb^2}{2I_{zz}u_0} C_{l_r}$	$N_\beta = \frac{QSb}{I_{zz}} C_{n_\beta}$	$N_p = \frac{QSb^2}{2I_{xx}u_0} C_{n_p}$
$N_r = \frac{QSb^2}{2I_{xx}u_0} C_{n_r}$	$L_{\delta_\alpha} = \frac{QSb}{I_{xx}} C_{l_{\delta_\alpha}}$	$N_{\delta_\alpha} = \frac{QSb}{I_{zz}} C_{n_{\delta_\alpha}}$	$L_{\delta_r} = \frac{QSb}{I_{xx}} C_{l_{\delta_r}}$
$N_{\delta_r} = \frac{QSb}{I_{zz}} C_{n_{\delta_r}}$			

Çizelge 3.4 Boylamsal stabilite katsayıları

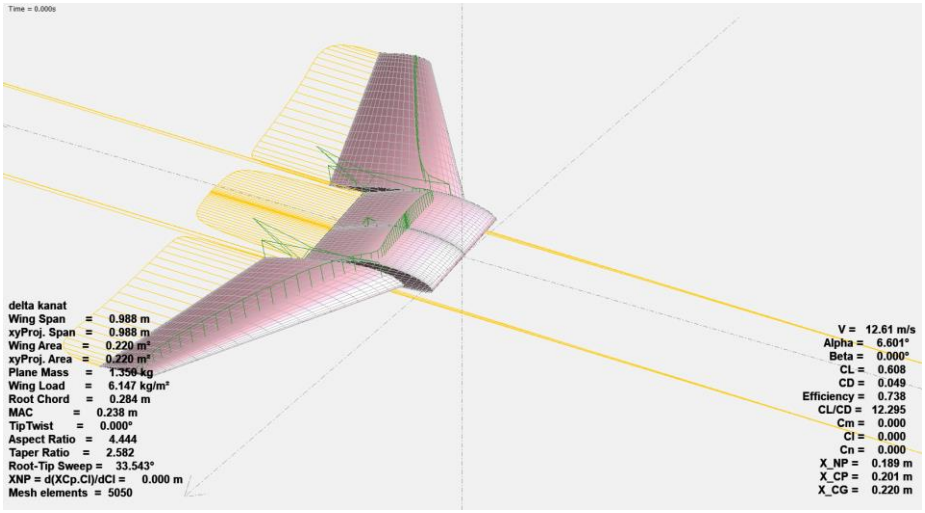
$C_{D_u} = M\frac{\partial C_D}{\partial M} = 0$	$C_{T_u} = -C_{D_0}$	$C_{m_u} = M\frac{\partial C_m}{\partial M} = 0$ (düşük hızlar için)	$C_{m_\alpha} = C_{L_{a_w}}\left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right) + C_{m_{\alpha fus}} - \eta V_H C_{L_{\alpha_t}}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$
$C_{m_q} = C_{Z_q}\frac{l_t}{\bar{c}}$ $C_{Z_q} = -2C_{L_{\alpha T}}\eta V_H$	$C_{Z_{\delta_e}} = -C_{L_{\alpha_T}}\tau\eta\frac{S_t}{S}$	$C_{m_{\delta_e}} = C_{Z_{\delta_e}}\frac{l_t}{\bar{c}}$	$T = 4.3924*10^{-8}*rpm*\frac{di^{3.5}}{\sqrt{pitch}}(4.2333*10^{-4}*rpm*pitch - V_0)$ $\frac{\partial T}{\partial \delta_T} = 4.3924*10^{-8}*rpm*\frac{dt^{3.5}}{\sqrt{pitch}}(4.2333*10^{-8}*rpm*\delta_T*pitch)$

Çizelge 3.5 Yanal stabilite katsayıları

$C_{y_\beta} = -\frac{S_{vt}}{S} C_{L_{avT}} \times \left(0.724 + 3.06 \frac{S_{vt}/S}{1+\cos\Lambda_{c/4w}} + 0.4\frac{z_w}{d} + 0.0009 AR_w \right)$	$C_{y_p} = C_{L_0} \frac{AR + \cos\Lambda}{AR + 4\cos\Lambda} \tan\Lambda$ Λ : Dehidral demektir. Hava aracımızda bu değer 0'dır. $C_{y_p} = 0$	$C_{y_r} = -2\left(\frac{L_{vt}}{b}\right) C_{L_{a_{vt}}} \eta_{vt} \frac{S_{vt}}{S}$	$C_{l_\beta} = \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma}\right)\Gamma + \Delta C_{l_\beta}$ $\Delta C_{l_\beta} = 0$ ve $\Gamma = 0$ Hava aracımız için $C_{l_\beta} = 0$
$C_{l_p} = -\frac{C_{L_a}}{12}\frac{1+3\lambda}{1+\lambda}$	$C_{L_r} = \frac{C_{L_0}}{4} - 2\frac{l_{vt}}{b}\frac{z_{vt}}{b} C_{l_{a_{vt}}} \eta_{vt} \frac{S_{vt}}{S}$	$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_{wf}}} + \eta_{vt} C_{L_{a_{vt}}} * \left(0,724 + 3,06 \frac{S_{vt}/S}{1+\cos\Lambda_{c/4w}} + 0.4\frac{z_w}{d} + 0,0009 AR_w \right)$	$C_{n_p} = -\frac{C_{L_0}}{8}$
$C_{n_r} = -\eta_{vt} V_{vr} \left(\frac{l_{vt}}{b}\right) C_{L_{a_{vt}}}$	$C_{n_{\delta_\alpha}} = 2KC_{L_0} C_{l_{\delta_a}}$	$C_{l_{\delta_\alpha}} = \frac{2C_{L_\alpha}\tau_a}{Sb}\int_{y_1}^{y_2} cydy$	$C_{l_{\delta_r}} = \frac{S_{vt}}{S}\left(\frac{z_{vt}}{b}\right)\tau_r C_{l_{a_w}}$
$C_{n_{\delta_r}} = -V_{vt}\eta_{vt}\tau_r C_{L_{a_{vt}}}$			

Çizelge 3.1, 3.2, 3.3, 3.4 ve 3.5'teki denklem katsayıları deneysel olarak veya simülasyon ile bulunabilmektedir.

Bu çalışmada XFLR5 simulasyon programı kullanılarak hava aracının benzer bir modeli Şekil 3.17 'de görüldüğü gibi oluşturulmuş ve bu veriler elde edilmiştir. Sabit sıcaklık, sabit yükseklik ve dinamik basınç ortamında simülasyon yapılmış ve aracın uçuş bilgileri elde edilmiştir. Elde edilen veriler, durum uzay modelinde yerine konularak hava aracının matematiksel modeli oluşturulmuştur.



Şekil 3.17 XFLR5 Simulasyon Ortamı

XFLR5 ortamında yapılan tasarım ve simülasyon çalışmalarından **ağırlık merkezi pozisyonu, atalet matrisi değerleri**, boylamsal durum-uzay matrisi parametre değerleri ve yanal durum-uzay matrisi parametre değerleri elde edilmiştir. Bu değerler Çizelge 3.6, 3.7, 3.8 ve 3.9 'da verilmiştir.

Çizelge 3.6 Ağırlık merkezi pozisyonu

CoG_x	0.2214 [m]
CoG_y	0 [m]
CoG_z	0.0049 [m]

Çizelge 3.7 Atalet matrisleri

Ib_{xx}	0.01716 [kg.m^2]
Ib_{yy}	0.004333 [kg.m^2]
Ib_{zz}	0.02135 [kg.m^2]
Ib_{xz}	-0,00643 [kg.m^2]

Çizelge 3.8 Boylamsal durum-uzay matrisi parametreleri

X_u	-0.2539	Cx_u	-0.18467
X_w	0.16594	Cx_α	0.1207
Z_u	-20.925	Cz_u	0.066861
Z_w	-40.406	CL_α	29.389
Z_q	-0.43401	CL_q	27.252
M_u	-0.00031025	Cm_u	-0.000974
M_w	0.057546	Cm_α	0.18066
M_q	-0.039721	Cm_q	-10.765

Çizelge 3.9 Yanal durum-uzay matrisi parametreleri

Y_v	-0.051078	CY_b	-0.03715
Y_p	0.046463	CY_p	0.06797
Y_r	0.029226	CY_r	0.04276
L_v	-0.33713	Cl_b	-0.24661
L_p	-0.23843	Cl_p	-0.35083
L_r	0.18134	Cl_r	0.26682
N_v	0.42484	Cn_b	0.31078
N_p	0.35825	Cn_p	0.52714
N_r	-0.22323	Cn_r	-0.32846

İlgili parametreler durum-uzay modelinde yerine konularak elde edilen durum matrisleri aşağıda verilmiştir.

Boylamsal Durum-Uzay matrisi

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{w} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.106692 & 0.34079 & 0 & -9.81 \\ -1.53468 & -3.92936 & 12.1617 & 0 \\ -0.04921 & 40.9673 & -9.29528 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_T} & X_{\delta_e} \\ X_{\delta_T} & X_{\delta_e} \\ M_{\delta_T} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_T} & M_{\delta_e} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_T \\ \Delta\delta_e \end{bmatrix}$$

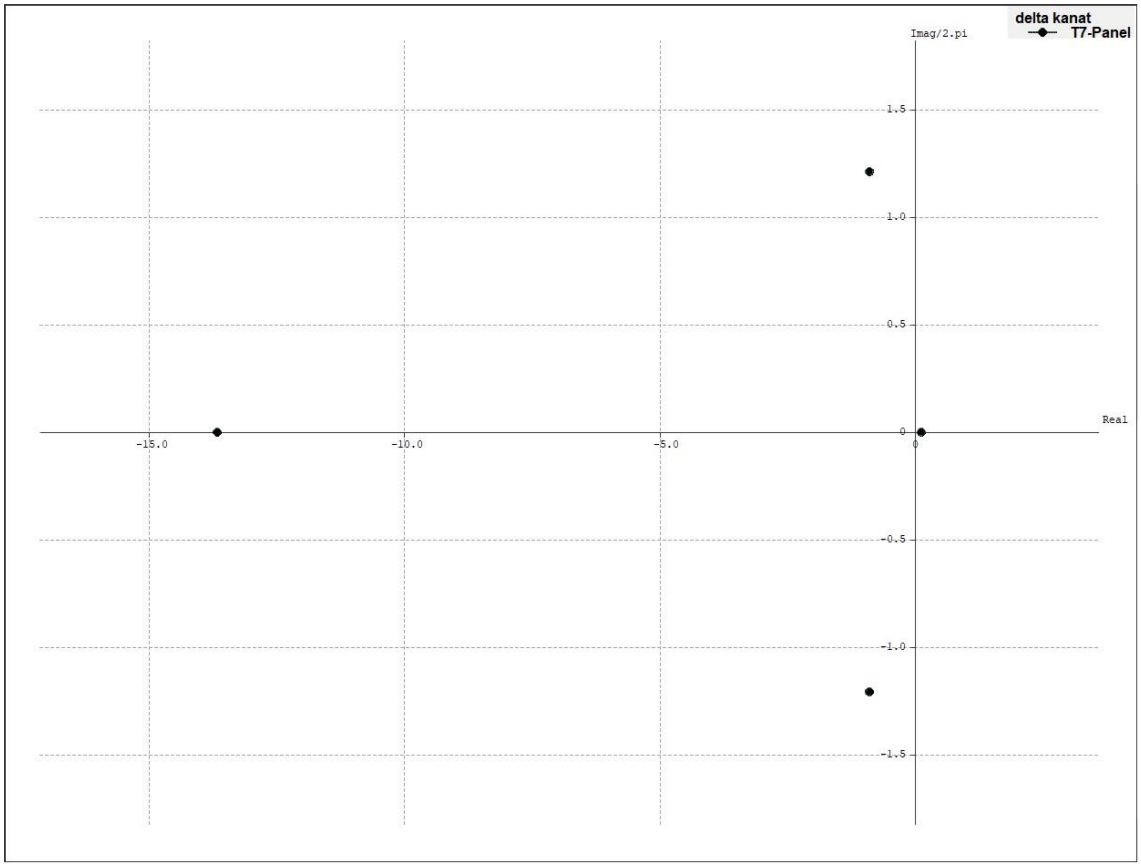
(3.72)

Yanal Durum-Uzay matrisi

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.07248 & 0.01417 & -11.7327 & 9.81 \\ -14.2312 & -14.8460 & 7.42713 & 0 \\ 1.70193 & -1.8865 & -0.63721 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L_{\delta_a} - 0,375 N_{\delta_a} & L_{\delta_r} - 0,375 N_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} - 0,375 L_{\delta_a} & N_{\delta_r} - 0,375 L_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix}$$

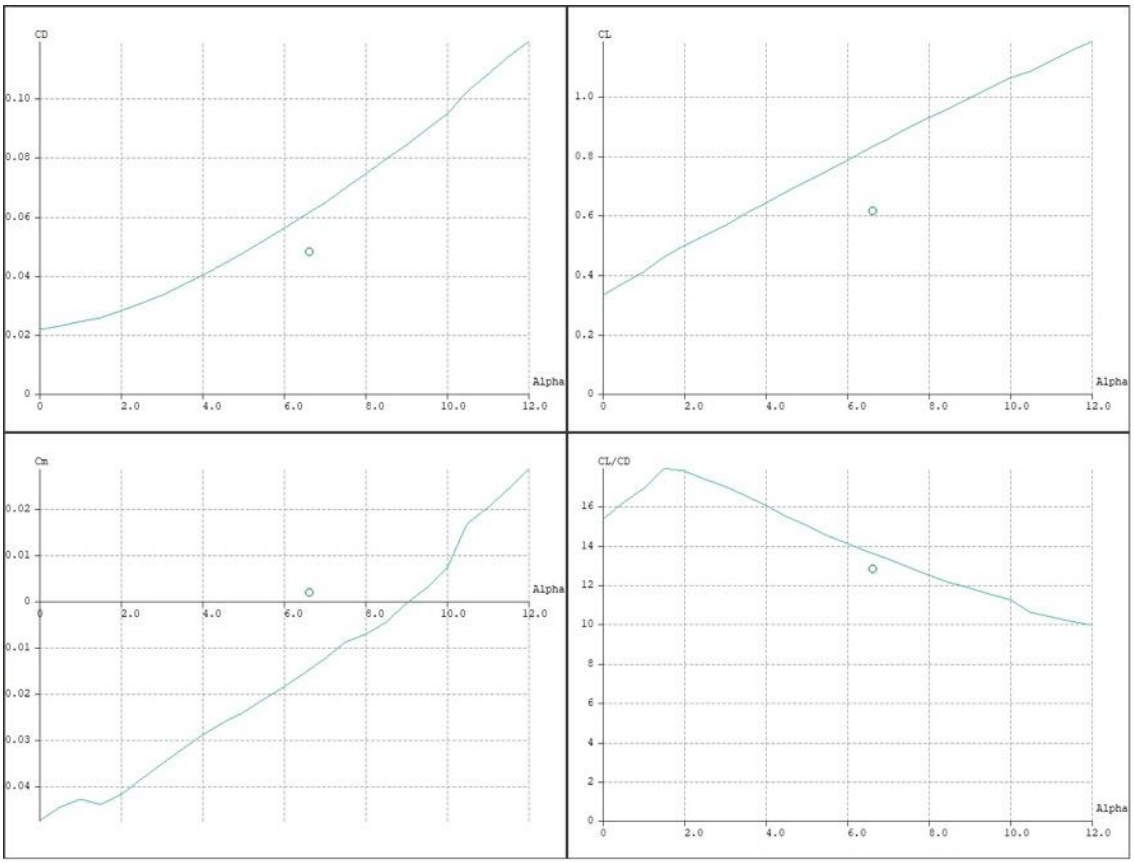
(3.73)

Sistemin kök yer eğrisi Şekil 3.18 'deki gibi elde edilmiştir. Buna göre sistemin 3 kökü de imajiner eksenin solunda yer almakta ancak bir kökü imajiner eksene çok yakın olmakla birlikte sağ tarafta yer almaktadır. Bütün kökleri imajiner eksenin sol tarafına alarak sistemi tam kararlı hale getirmek için kutup yerleşim yöntemi kullanılmıştır.



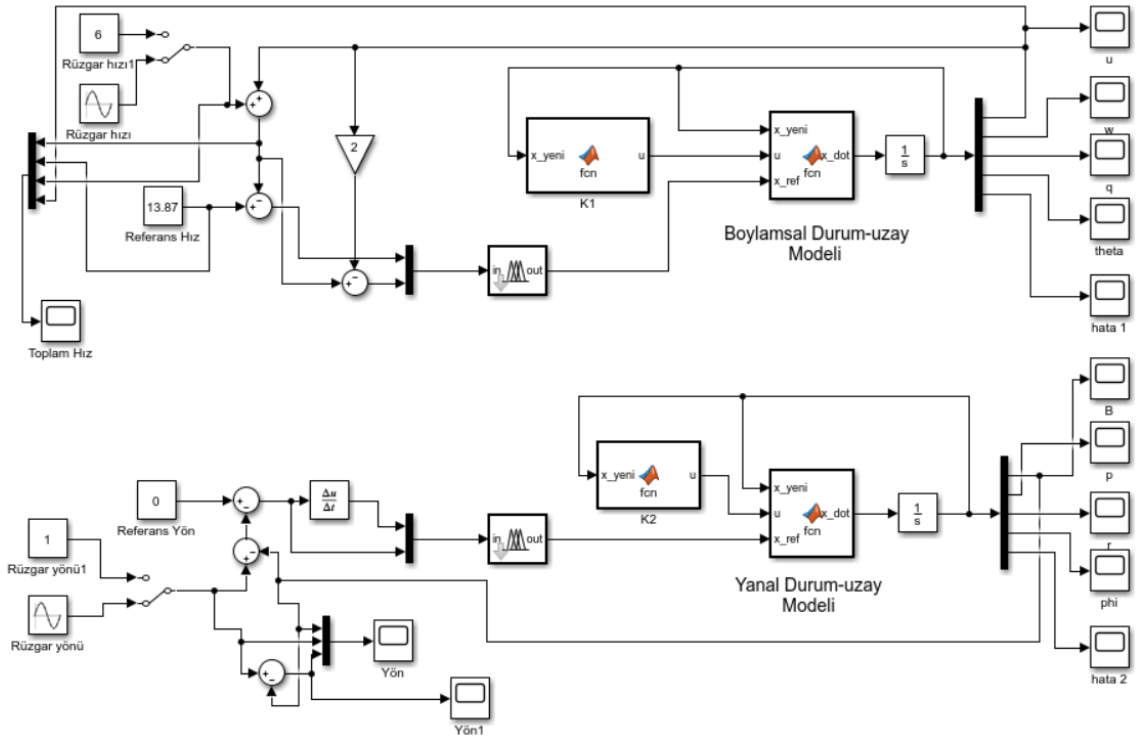
Şekil 3.18 Kök-Yer Eğrisi Grafiği

Hücum açısı α'nın değişimine göre kaldırma sürüklenme ve moment katsayıları Şekil 3.19'da gösterilmiştir. Kaldırma sürüklenme oranının en yüksek olduğu α açısı uçuş verimliliğinin en yüksek olduğu açı değerini ifade etmektedir. Bu bilgiler kullanılarak hava aracının hücum açısının değerinin yaklaşık 2 derece olması gerektiği tespit edilmiştir.



Şekil 3.19 Simulasyon Sonuçları

Sistemin kararlılığının artırılması için kök-yer eğrisi grafiğinde köklerin imajiner eksene göre sola kaydırılması sağlanmıştır. Bunun için **kutup yerleşim** yöntemi kullanılmıştır. MATLAB - Simulink ortamında (Şekil 3.20) “place” komutu kullanılarak sistemi daha kararlı yapan *K* değerleri elde edilmiştir. k_1 ve k_2 değerleri kontrolcülerde yerine konularak, durum değerlerinin imajiner eksenin daha soluna kaydırılması sağlanmıştır.



Şekil 3.20 Sistemin Durum Uzay Modeli ve Kontrolcü Tasarımı

Yeni *K* değerleri;

Boylamsal durum uzay modelinin kontrolü için elde edilen k_1 değeri;

$$[k_1]=\begin{bmatrix}1.3655 & -4.3140 & 0.9906 & 89.2845 & 95.5948\\ 1.5747 & 2.9841 & -1.1167 & -74.6211 & -5.7710\end{bmatrix} \tag{3.74}$$

Yanal durum uzay modelinin kontrolü için elde edilen k_2 değeri;

$$[k_2]=1.0e+05\begin{bmatrix}0.0000 & -0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000\\ 0.4372 & -0.0020 & 0.0259 & 0.0503 & 6.7825\end{bmatrix} \tag{3.75}$$

olarak elde edilmiştir. Sistemin havadaki dengesi sağlandıktan sonra aracın bu şekilde uçması için araca etki eden kaldırma, sürüklenme, yer çekimi ve itme kuvveti değerlerinin birbirine göre durumu incelenmiştir.

Hava aracının sabit bir irtifada sabit bir hızla havada kalabilmesi için Newtonun 1. yasasından yola çıkılarak araca etki eden yatay ve düşey kuvvet bileşenlerinin toplamının sıfıra eşit olması gerekmektedir (Şekil 2.4). Buna göre aşağıdaki eşitliklerin sağlanması gerekir:

$T=D$ [N] (3.76)

$L=W$ [N] (3.77)

$W = 1{,}135 \times 9{,}81 = 11{,}134$ [N]'dur.

α hücum açısıyla hareket eden hava aracı için aşağıdaki eşitlikler kullanılmaktadır.

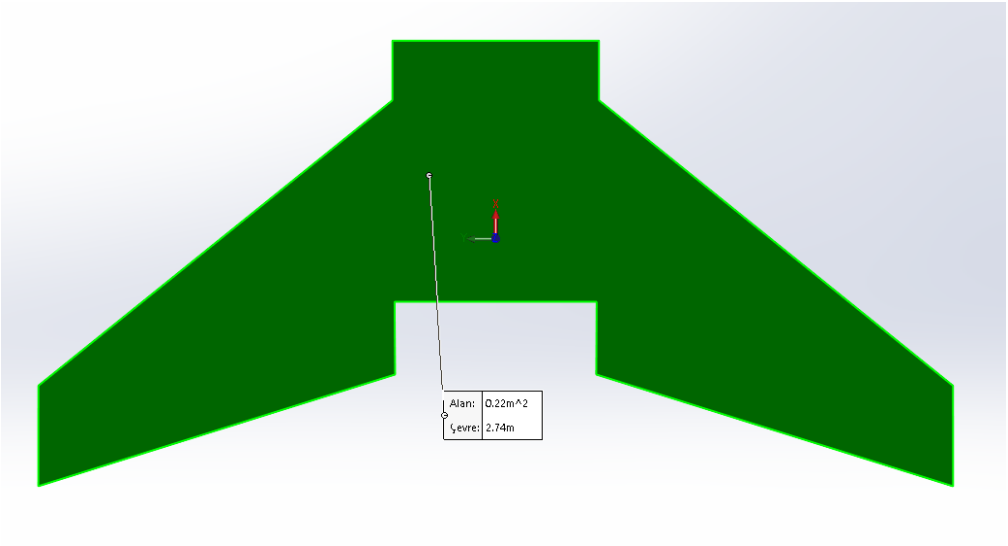
$$T\cos\alpha = L\sin\alpha + D \quad [\mathrm{N}] \tag{3.78}$$

$$W = L\cos\alpha + T\sin\alpha \quad [\mathrm{N}] \tag{3.79}$$

Hava aracı ağırlığının kaldırılabilmesi için 3.79 denklemi düzenlenirse;

$$11{,}134 = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_L \cos\alpha + \sin\alpha(\sin\alpha \frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_L + \frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_D) \quad [\mathrm{N}] \tag{3.80}$$

Hava aracının hız bilgisini bulabilmek için S ve C_L değerinin elde edilmesi gerekmektedir. Araç SolidWorks ortamında Şekil 3.21'deki gibi çizilmiş, üstten görünüş alanı hesaplanarak S değerinin 0,22 m^2 olduğu tespit edilmiştir. Hava aracının karakteristik katsayılarından biri olan C_L değeri hem XFLR5 (Şekil 3.17) hem de XFLR5 (Şekil 3.22) programı ile elde edilmiştir. Buna ilişkin XFLR5 ortamında yapılan çalışmalar ve elde edilen veriler Bölüm3.4'te belirtilmiştir.

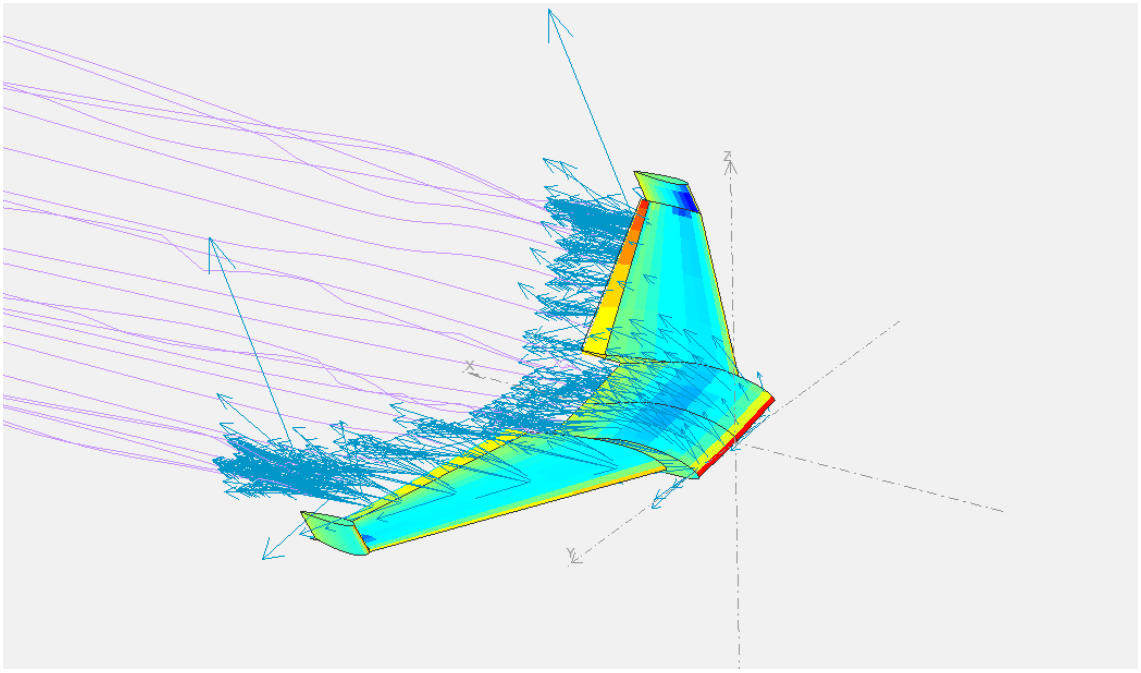


Şekil 3.21 Üstten Görünüm Alanı

3.4 İnsansız Hava Aracının Mekanik Modellenmesi

3.4.1 İnsansız Hava Aracının Bilgisayar Destekli Tasarımı

İHA'ya etki eden kaldırma ve sürüklenme denklemlerindeki katsaylarının bulunması için İHA'nın katı modeli XFLR5 ortamında çizilmiştir (Şekil 3.23). Bu ortamda çizilen hava aracı çeşitle alfa açılarında ve aileron ve elevatörlerin çeşitli pozisyonlarında hava aracının ilgili katsayıları elde edilmiştir.



Şekil 3.22 Hava Aracının XFLR5 Ortamına Hazırlanması

Kullanılan bu program ile 2 derecelik hücum açısına göre hava aracının yüzey sürüklenme ve kaldırma katsayısı değerleri aşağıdaki gibi tespit edilmiştir:

$$C_L = 0,498$$

$$C_D = 0,028$$

Elde edilen bu değerler denklem 3.81 ve 3.82'de yerine konularak kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri tespit edilmiştir.

$$L = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_L \quad [\mathrm{N}] \tag{3.81}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_D \quad [\mathrm{N}] \tag{3.82}$$

Newtonun birinci kanununa göre kuvvet denge denklemleri yazılırsa;

$$T\cos a = L\sin a + D\cos a \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.83}$$

$$W\cos a = L\cos a + D\sin a \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.84}$$

$\cos 2 \cong 1$
$\sin 2 = 0,035$

$$T = 0.035L + D \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.85}$$

$$W = L + 0.035D \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.86}$$

$$T = 0.035\frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_L + \frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_D \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.87}$$

$$W = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_L + 0.035\frac{1}{2}\rho V_a^2 S C_D \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.88}$$

elde edilir.

Hava aracının ağırlığı denklem 3.88'de yerine konularak aracın uçması için gerekli minimum hava hızı (V_a) tespit edilmiştir.

$$11,134 = \frac{1}{2}1,225 \times 0,22 \times V_a^2 (0,498 + 0,035 \times 0,028) \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.89}$$

$$V_a = 13,87 \ \ [\mathrm{m/s}] \tag{3.90}$$

V ve *S* bilgisi tespit edildiğinden, gerekli minimum itme kuvveti *T* bulunmaktadır.

$$T = \frac{1}{2}1,225 \times 0,22 \times 13,87^2 (0,035 \times 0,498 + 0,028) = 1,015 \ \ [\mathrm{N}] \tag{3.91}$$

Buna göre bu insansız hava aracının, 2 derece hücum açısıyla, 1,015 N'luk bir itme kuvveti uygulandığında 49,93 km/saat hızla irtifa kaybetmeden uçabileceği belirlenmiştir.

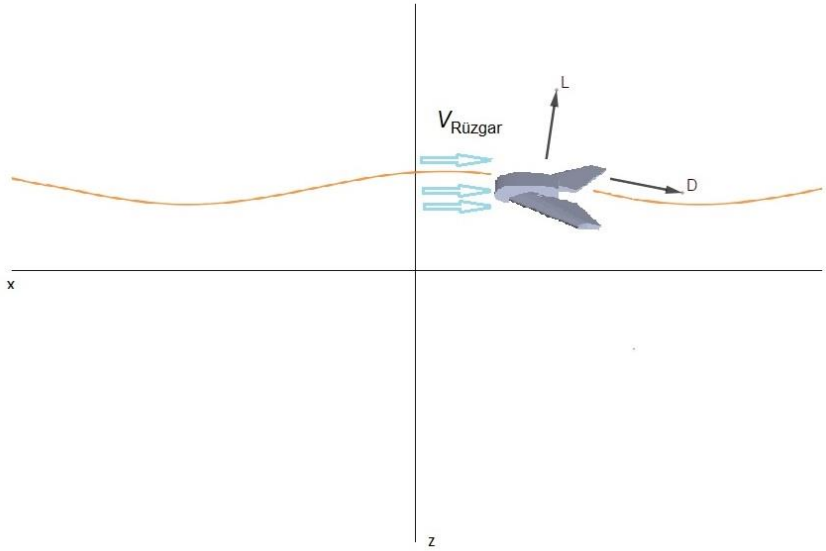
Rüzgârsız bir ortamda bu hava aracının uçabilmesi için aracın havaya göre hızının en az bu değere eşit olması gerekmektedir. Ancak ortamda İHA'ya karşı bir rüzgârın bulunması durumunda İHA'nın havaya göre hızı (V_a), kendi ittiği hava miktarı (V_{iha}) ile rüzgârın hızının ($V_{rüzgâr}$) toplamına eşit olacaktır. Yani;

$V_a = V_{iha} + V_{rüzgâr}$ [m/s] (3.92)

Yani hava aracının uçabilmesi için kanatların yüzeyinden geçmesi gereken hava hızı belirlidir (denklem 3.90). Ortamda rüzgâr olması durumunda bu rüzgâr hava aracının üzerinde bir kuvvet oluşturacaktır. Rüzgârın oluşturduğu hava akımı İHA'nın tam karşısından geldiği takdirde (Şekil 3.23, bu akım hava aracına 2 yönde kuvvet uygulayacaktır. Bunlardan birincisi sürüklenme kuvveti, ikincisi ise kaldırma kuvvetidir. Hava aracı rüzgârın oluşturduğu sürüklenme kuvvetini yenecek karşı bir kuvvet uyguladığında rüzgârın sürüklenme kuvveti yenilmiş ve kaldırma kuvveti kalmış olur. Bu kuvvet kullanılarak hava aracının daha az enerjiyle havada kalması sağlanmaktadır. Hava aracının kanatlarının yüzeyinden geçen toplam hız (V_a), D ve L kuvvet denklemlerinin her ikisine de etki etmektedir Havanın hızının karesiyle bu kuvvetler doğru orantılıdır. İHA'nın uçması için gerekli hava hızı (V_a) sabit olduğundan rüzgâr hızına ($V_{rüzgâr}$) göre hava aracının hızı (V_{iha}) ayarlanarak aracın uçuşu devam ettirilmektedir. Bu durumda İHA'nın havada kalması için gerekli minimum kaldırma kuvveti, sadece motordan değil aynı zamanda rüzgârdan da sağlanmış olur. Bundan dolayı İHA'ya etkiyen kuvvetlerin toplamı modellenirken, motordan elde edilen kaldırma kuvvetinin yanında yatay rüzgârların etkisi de göz önünde bulundurulmuştur. Hava aracının rüzgârı kullanarak havada kalmasını sağlayan bir diğer şart ise hava aracının hızı ile rüzgârın hızının farkının minimum sıfır olması gerekmektedir.

$$V_{rüzgâr} - V_{iha} \leq 0 \quad [\mathrm{m/s}] \tag{3.93}$$

Aksi taktirde yani rüzgâr hızının, hava aracının hızından fazla olması durumunda hava aracı geriye doğru itilecek ve aracın kontrolü kaybedilecektir.

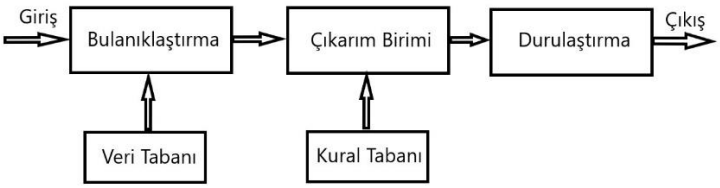


Şekil 3.23 Rüzgâr Etkisi Altında Bir İnsansız Hava Aracında Oluşan Kuvvetler

Geliştirilen kontrolcü bu iki şartı da sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Kontrolcü tasarımı esnasında Bölüm 4.3'teki deney sonuçlarından faydalanıldı. Buna göre rüzgârın herbir hız değeri için hava aracının nekadar itme kuvveti oluşturması gerektiği tespit edildi. Örneğin eğer ortamda rüzgâr yoksa dolayısıyla rüzgârın sürüklenme ve kaldırma kuvveti etkisi olmayacağından bu durumda hava aracının 13,87 m/s'lik bir hızla itilebilmesi için motora uygun pwm komutu gönderildi. Ortamda rüzgârın olması durumunda rüzgâr hızının herbir değeri için motorun uygulayacağı itme kuvveti ve bu itme kuvvetini oluşturacak PWM sinyali değerleri Çizelge 4.1'de verilmiştir.

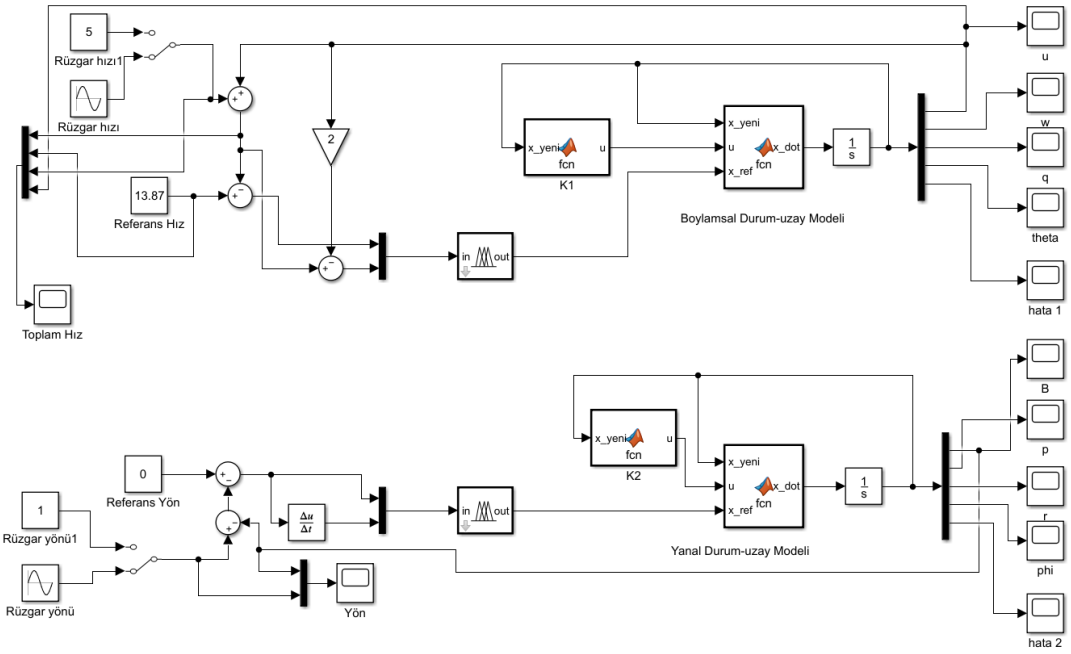
3.5 Bulanık Kontrolcü Tasarımı

Hava aracının rüzgâra göre yününün ve hızını kontrol eden bir bulanık mantık tababnlı kontrolcü geliştirilmiştir. Sistem için kullanılan bulanık mantık kontrol mimarisinin genel yapısı Şekil 3.24'te gösterilmektedir. Kontrolcünün girişleri rüzgârın hızı ve yönüdür. Bu değerler bulanıklaştırılmış ve giriş ve çıkış üyelik fonksiyonları belirlenmiştir. Kural tabanında sistem için uygun kurallar tanımlanmıştır. Çıkarım biriminde sonuçlar ortaya konulmuştur. Bu sonuçlar tekrar durulaştırılarak hava aracının durum uzay modeline giriş olarak gönderilmiştir.



Şekil 3.24 Bulanık Mantık Genel Yapısı

Bulanık mantık kontrolcünün sisteme uygulanması Şekil 3.25' te gösterilmiştir. Sistemin hızını kontrol etmek için x yönündeki hız bileşeninin kontrol edilmesi gerekmektedir. X yönündeki hız bileşeni boylamsal durum uzay modelinde *u* değerine karşılık gelmektedir. Bulanık mantık kontrolcülerden biri bu değerin kontrol edilmesi için kullanılmıştır. Diğer bulanık mantık kontrolcü ise aracın z eksenine göre dönme açısını (β) kontrol etmek için yanal modele giriş olarak uygulanmıştır.



Şekil 3.25 Sistemin Bulanık Mantık Kontrol Yapısı

Hız kontrolü sağlanırken bulanık mantık kontrolcünün birinci girişinde, aracın havaya göre toplam hızı ile referans hız karşılaştırılmıştır. Böylece aracın referans hızı takip etmesi sağlanmıştır. İkinci girişte ise rüzgâr hızının aracın hızından fazla olmaması için rüzgâr hızı ile aracın hızı karşılaştırılmıştır.

Bulanık mantık kontrolcüyle yön kontrolü sağlanırken rüzgâr sensöründen gelen verinin her zaman referans değere (sıfır) yakın olması istenmektedir. Bu durum aracın yönü ile sensörün yönü arasındaki açının sıfır olması anlamına gelmektedir. Böylece rüzgâr geliş doğrultusuyla hava aracının yönünün aynı eksen üzerinde olması sağlanmış olur. Sonuçta hava aracına, rüzgârın geliş yönü takip ettirilmektedir.

Hız ve yön kontrolü için tasarlanan bulanık mantık kontrolcülerin üyelik fonksiyonları Çizelge 3.10,3.11,3.12,3.13 3.14 3.15'de belirtilmiştir.

Bu iki kontrolcü ile İHA'nın rüzgâra göre hem yönü hem de hızının kontrol edecek bir kontrolcü geliştirilmiştir.

Çizelge 3.10 Rüzgâr yönü giriş üyelik fonksiyonları (derece)

Sınıf Adı	**Fonksiyon Türü**	**Değer aralığı**
Sol (L)	Trapezoidal	[-1e+07 -20 -10 0]
Orta (O)	Üçgen	[-10 0 10]
Sağ (R)	Trapezoidal	[0 10 20 1e+07]

Çizelge 3.11 Rüzgâr önü giriş türevi üyelik fonksiyonları (derece)

Sınıf Adı	**Fonksiyon Türü**	**Değer aralığı**
Negatif (N)	Trapezoidal	[-1e+07 -4 -1 0]
Sıfır (O)	Üçgen	[-2 0 2]
Pozitif (P)	Trapezoidal	[0 1 4 1e+07]

Çizelge 3.12 Rüzgâr yönü çıkış üyelik fonksiyonları (derece)

Sınıf Adı	**Fonksiyon Türü**	**Değer aralığı**
Sol (L)	Trapezoidal	[-1000 -100 -10 0]
Orta (O)	Üçgen	[-10 0 10]
Sağ (R)	Trapezoidal	[0 10 100 1000]

Çizelge 3.13 Referans hız ile hava aracının toplam hızı arasındaki fark (m/s)

Sınıf Adı	**Fonksiyon Türü**	**Değer aralığı**
Az (Y)	Trapezoidal	[-1e+07 -20 -10 0]
Normal (N)	Üçgen	[-10 0 10]
Çok (H)	Trapezoidal	[0 10 20 1e+07]

Çizelge 3.14 Rüzgâr hızı ile hava aracı hız farkı (m/s)

Sınıf Adı	**Fonksiyon Türü**	**Değer aralığı**
Az (Y)	Trapezoidal	[-1e+07 -4 -1 0]
Normal (N)	Üçgen	[-2 0 2]
Çok (H)	Trapezoidal	[0 1 4 1e+07]

Çizelge 3.15 Hava hızı çıkış üyelik fonksiyonları (m/s)

Sınıf Adı	**Fonksiyon Türü**	**Değer aralığı**
Yavaş (Y)	Trapezoidal	[-966 -84.1 4.1 13.9]
Normal (N)	Üçgen	[4.1 13.9 23.7]
Hızlı (H)	Trapezoidal	[13.9 23.7 111.9 994.3]

Üyelik fonksiyonları belirlendikten sonra kural tablosu oluşturulmuştur. Hız ve yön kontrolü için kurallar Çizelge 3.16 ve Çizelge 3.17'de görülmektedir.

Çizelge 3.16 Hız kontrolü için bulanık mantık kural tablosu

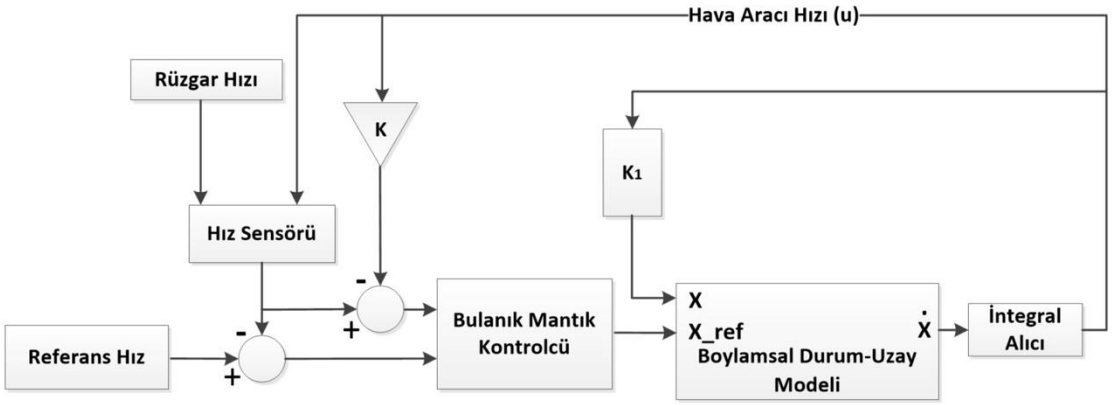
		Referans Hız ile Toplam Hava Hızı Arasındaki Fark				
		VN	**N**	**O**	**P**	**VP**
Hava Aracı ile Rüzgâr Hızı Arasındaki Fark	**CY (Çok Yavaş)**	CY	CY	Y	CH	CH
	Y (Yavaş)	Y	Y	Y	H	CH
	N (Normal)	N	N	N	H	H
	H (Hızlı)	H	N	H	Y	CH
	CH (Çok Hızlı)	CH	N	H	CY	CH

Çizelge 3.17 Yön kontrolü için bulanık mantık kural tablosu

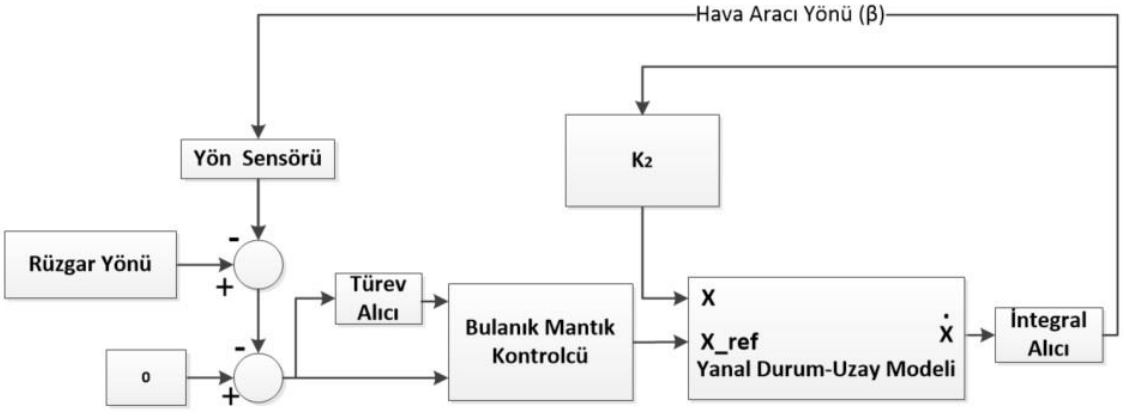
		Rüzgâr Yönünün Hava Aracına göre Geliş Yönü		
		Sol (L)	**Orta (O)**	**Sağ (R)**
Rüzgâr Yönünün Hava Aracına göre Geliş Yönü Türevi	**Negatif (N)**	R	O	L
	Sıfır (S)	R	O	L
	Pozitif (P)	R	O	L

Hava aracının bu kontrolcüyle gerçek hayatta kontrolünün sağlanması için bir deney düzeneği hazırlanmıştır. Hava aracının hareket ettirilebilmesi için itme kuvveti ve yön kontrolünü sağlayan motorlar kullanılmıştır. Bu motorların girişleri pwm kontrol sinyali, çıkışları ise aracın hızı ve yönüdür. Bu pwm sinyallerine karşılık gelen hava hız değerleri

Bölüm 4.3'te gerçekleştirilen deney ile tespit edilmiştir. Bulanık mantık kontrolcü devrede iken sistem için elde edilen enerji tüketimi değerleri Bölüm 4.4'te verilmiştir.



Şekil 3.26 Sistemin Bulanık Mantık Kontrol Yöntemi ile Hız Kontrolü



Şekil 3.27 Sistemin Bulanık Mantık Kontrol Yöntemi ile Yön Kontrolü

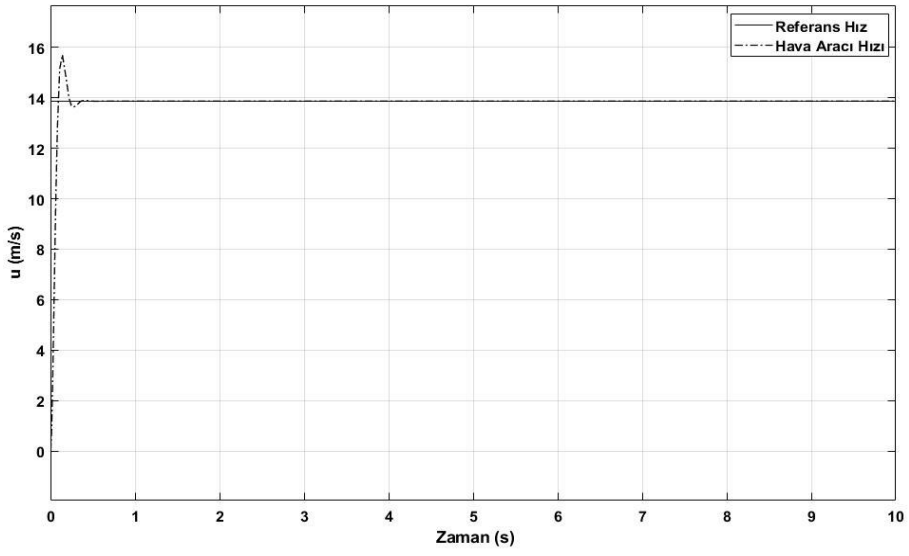
Rüzgâr durumuna hava aracının yön ve hız kontrolüne ilişkin blok diyagram Şekil 3.27 ve 3.28'de verilmiştir. Bulanım kontrolcü sisteme uygulanmadan önce boylamsal ve yanal durum uzay modelinin kendi içinde kararlı olması için k_1 ve k_2 ile temsil edilen iki oransal kontrolcü sisteme uygulanmış ve kararlılığı sağlanmıştır.

BÖLÜM 4

SİMULASYON VE TEST ÇALIŞMALARI

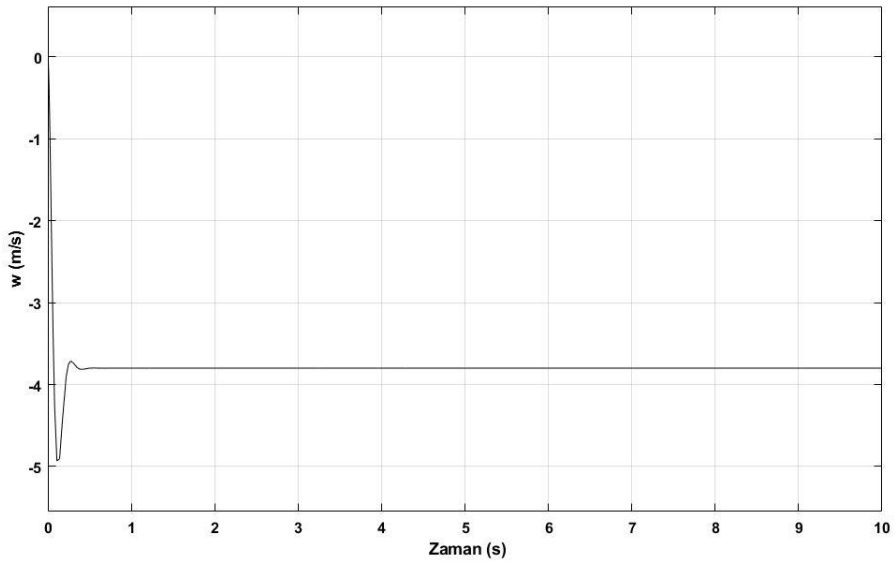
4.1 Sistemin Kararlılığını Sağlayan Uygun "K" Değerlerinin Belirlenmesiyle Elde Edilen Test Sonuçları

Sisteme bulanık mantık kontrolcü uygulanmadan önce uygulanan herhangi bir girişe sistemin kararlı bir şekilde tepki vermesi için bir kontrolcü eklenmiştir. Bu kontrocünün parametreleri kutup yerleşim metoduyla elde edilmiştir. Sistemi kararlı yapan *K* değerleri (Bölüm 3.3.4) kullanılarak kontrollü bir yapı oluşturulmuştur. Sonuçta sistemin 13,87 (m/s) hızla gitmesi ve bozucu etken olması durumunda bile kararlı bir uçuş gerçekleştirmesi sağlanmıştır. Şekil 4.1 grafiği ile x yönünde istenilen referans hızı takip etmesi gösterilmiştir.



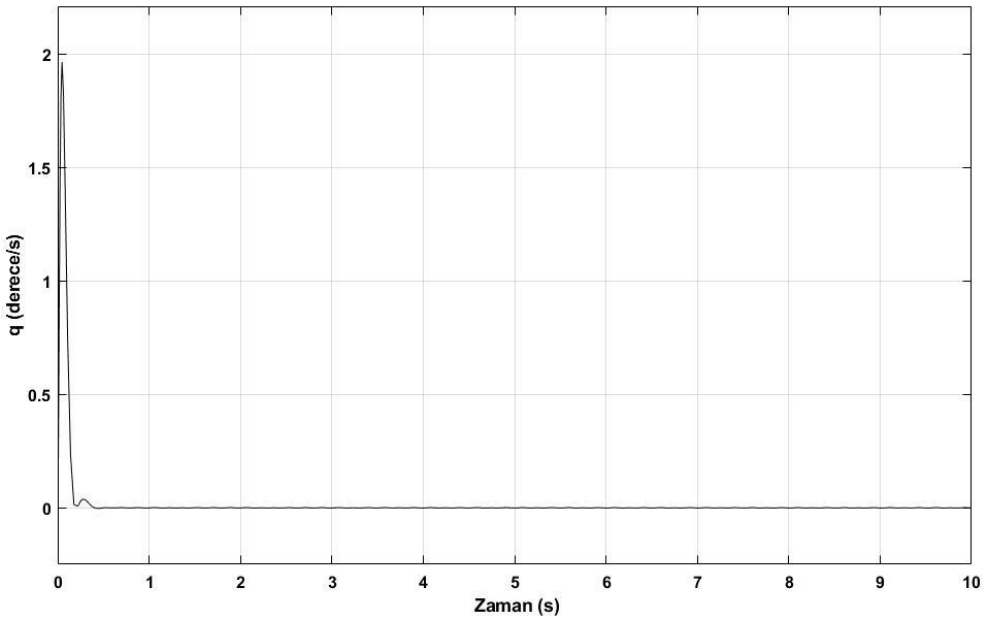
Şekil 4.1 Hava Aracının X Ekseni Yönündeki Hızı

Şekil 4.2 grafiği ile a açısıyla hareket eden insansız hava aracının z yönündeki hızının sabit ve kararlı bir şekilde sürdürülebildiğini göstermektedir.



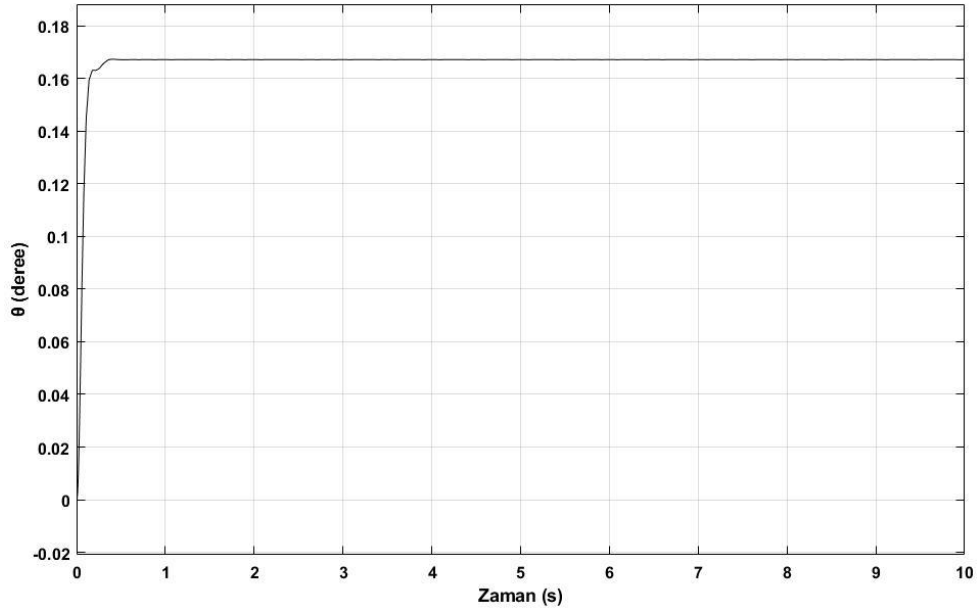
Şekil 4.2 Hava Aracının Z Ekseni Yönündeki Hızı

Şekil 4.3, grafiklerinde aracın y eksenine göre açısal dönme oranının (q) çok kısa bir süre içinde kararlı hale gelebildiği gözlemlenmiştir.



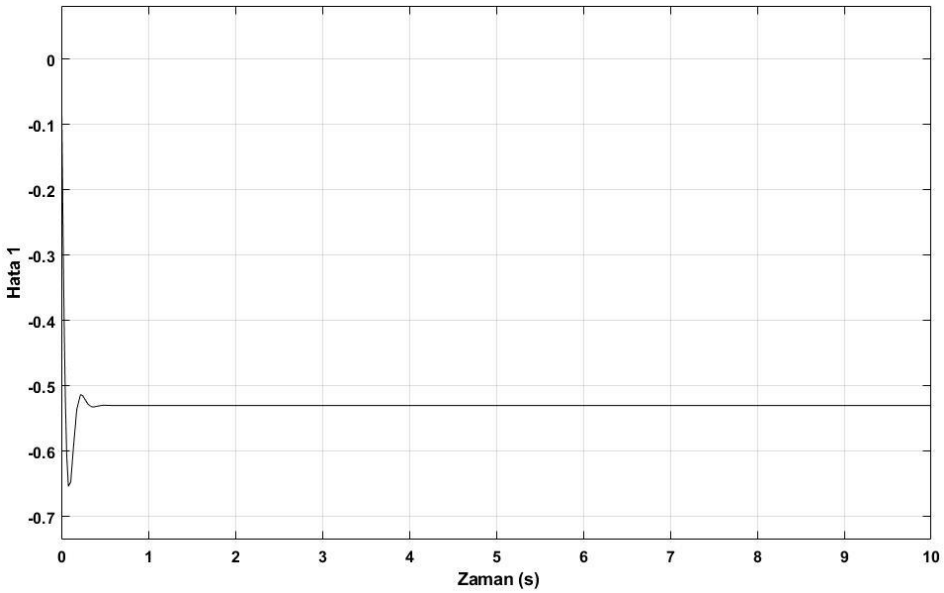
Şekil 4.3 Y Ekseni Açısal Oran

Şekil 4.4'te y eksenine göre dönme açısını θ'nın belirli bir kararlı hal hatasıyla sabit kaldığı gözlemlenmiştir. Bu durumda hava aracının, y ekseni etrafında dengesini kaybetmeden hareket edebildiği gözlemlenmiştir.



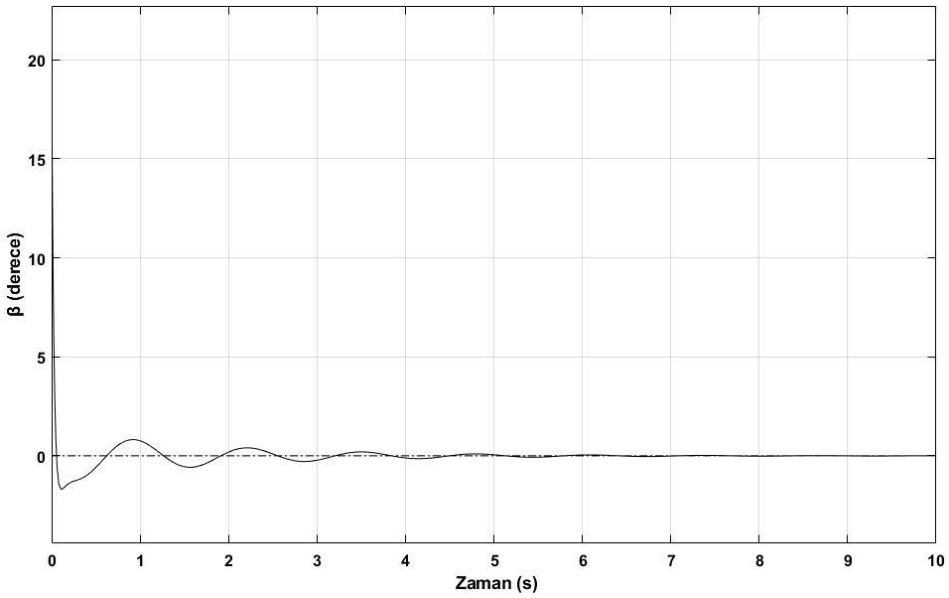
Şekil 4.4 Y Ekseni Euler Açısı

Boylamsal durum-uzay modelinde çok düşük miktarda hata ile kararlı bir kontrol sağlandığı Şekil 4.5'te görülmektedir.



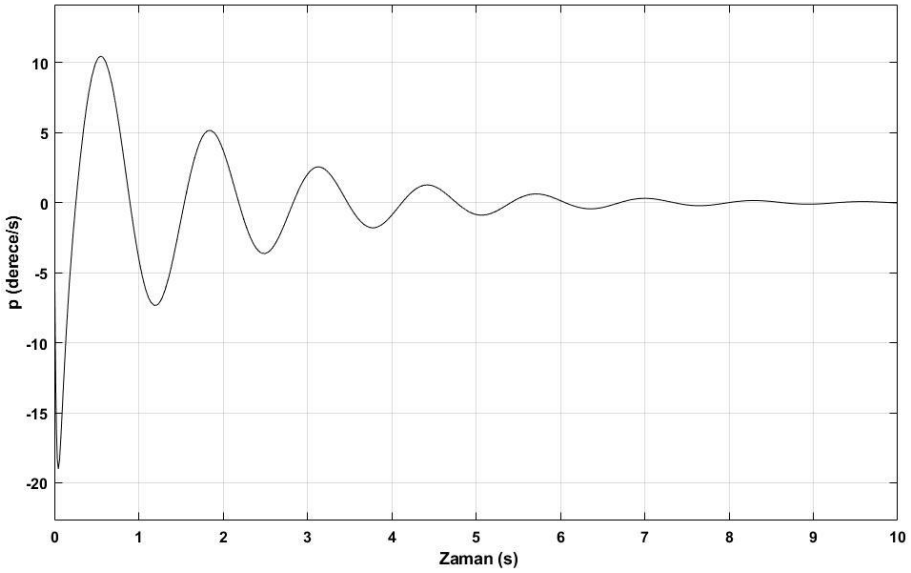
Şekil 4.5 k_1 Hata Miktarı

Z eksenine göre yana kayma açısı (β)'nın değişimi Şekil 4.6'da gösterilmiştir. Sisteme kontrolcü uygulanması durumunda hava aracı sapma açısının kararlı bir şekilde sıfıra yaklaştığı tespit edilmiştir.



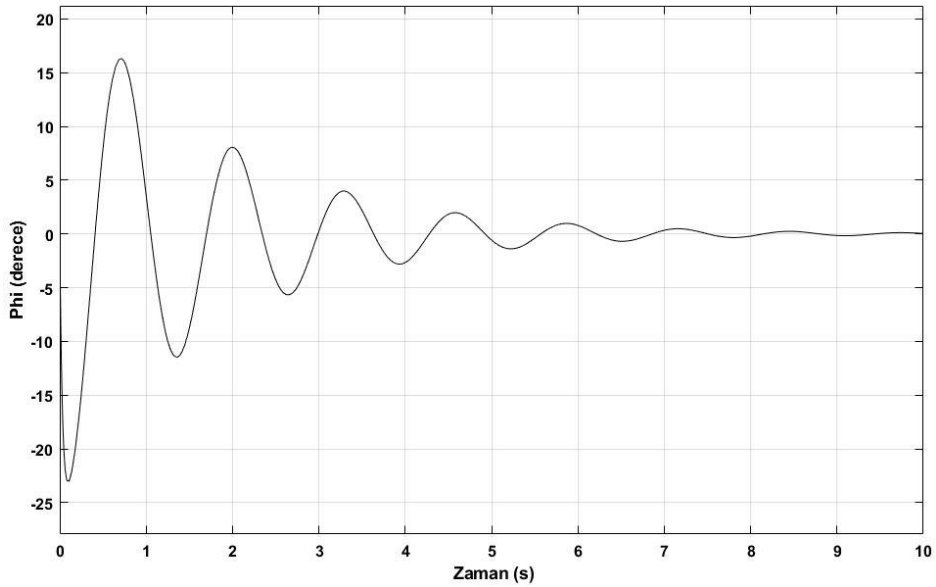
Şekil 4.6 Sapma Oranı

X eksenine göre açısal dönme oranını p'nin değeri Şekil 4.7'da gösterilmiştir. Hava aracı 13,87 (m/s)'lik hızla hareket ederken x ekseni etrafında dengesini kaybetmeden hareket edebildiği gözlemlenmiştir.



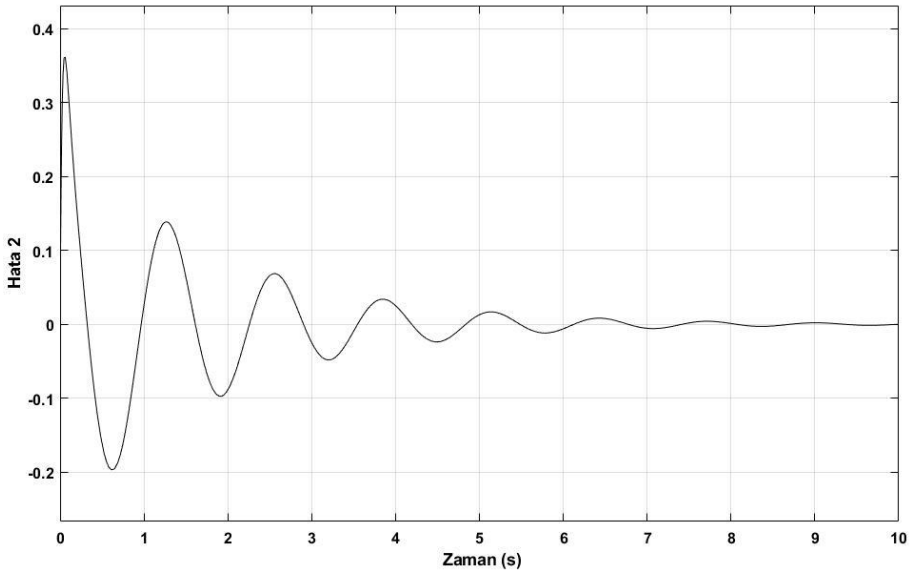
Şekil 4.7 X Ekseni Açısal Oranı

Yine aynı şekilde X eksenine göre dönme açısını phi değeri Şekil 4.8'de gösterilmiş ve bu değerin sıfıra yaklaştığı ve X ekseni etrafında dengenin sağlandığı gözlemlenmiştir.



Şekil 4.8 X Ekseni Euler Açısı

Yanal durum-uzay modelinin çok düşük miktarda bir hata ile kararlı bir kontrol sağlandığı Şekil 4.9'da görülmektedir.

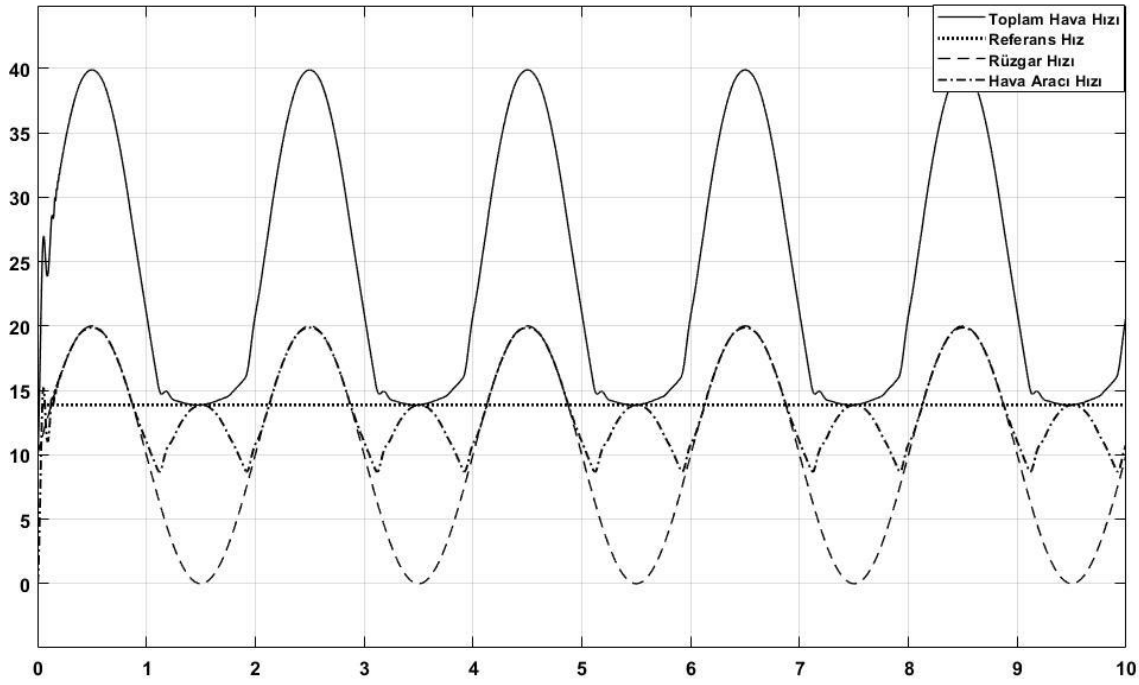


Şekil 4.9 k_2 Hata Miktarı

Sonuç olarak elde edilen grafiklerde sistemin kararlı olduğu ve istenilen hız ve yönü takip edebildiği gözlemlenmiştir.

4.2 Bulanık Mantık Kontrolcünün Simulasyon ortamında Test Edilmesi

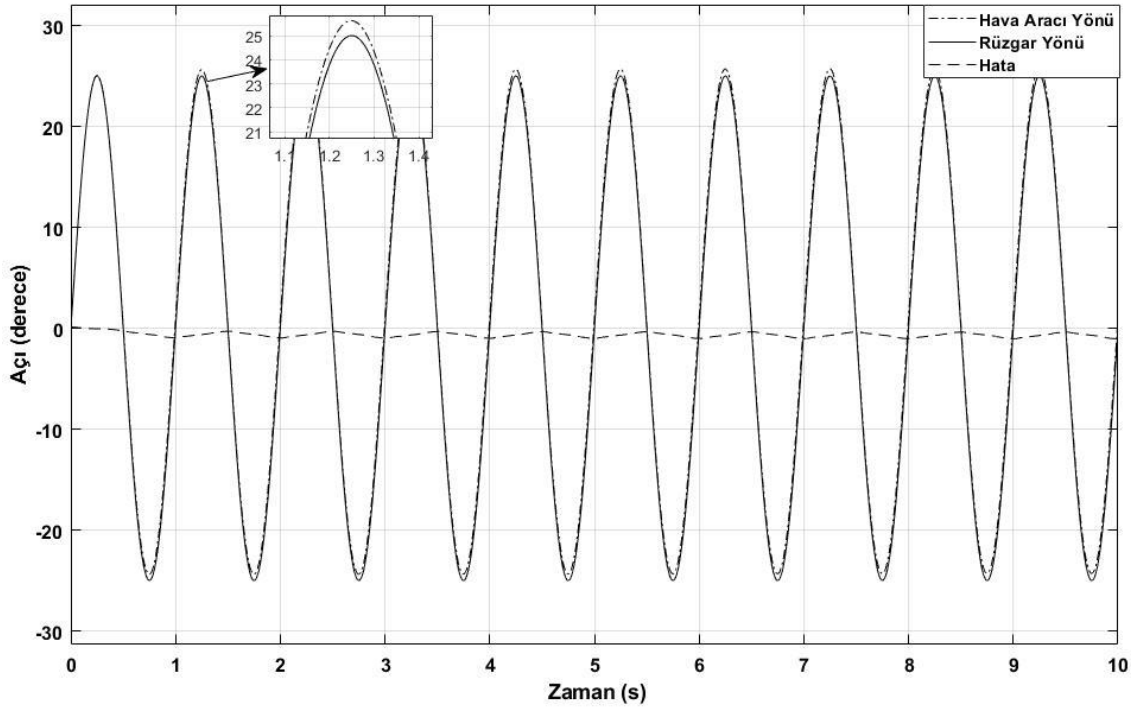
Sistemin bulanık mantık kontrolüne ilişkin simülasyon sonuçları aracın hızı için Şekil 4.10'da ve yön için 4.11'de verilmiştir.



Şekil 4.10 Değişken Rüzgâr Hızına Göre Hava Aracının Hız Çıkışı

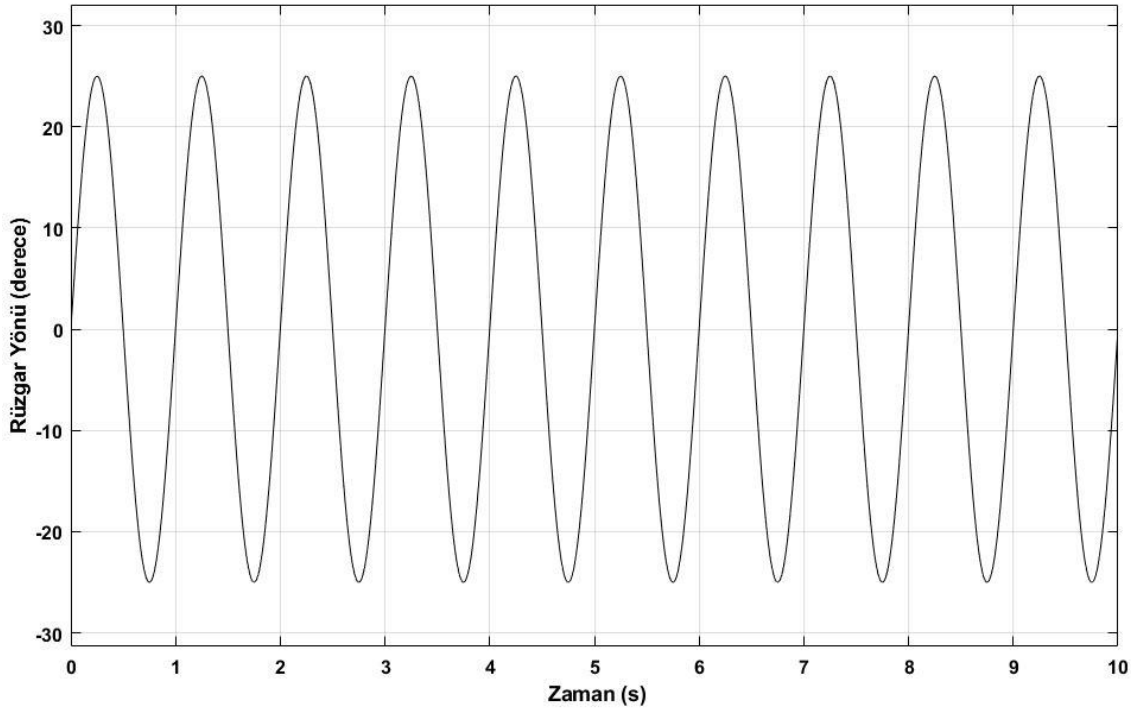
Şekil 4.10'da görüldüğü üzere kontrolcü hava aracının hızını rüzgârın hızına göre ayarlayabilmiş ve toplam hızı kritik değer olan 13,87 (m/s)'nin altına düşürmeden hareketini tamamlamıştır. Rüzgâr hızının aracın hızından fazla olması durumunda geriye doğru bir hareketin olmaması ve kontrolün kaybedilmemesi için rüzgâr hızını dengeleyecek bir çıkış üreterek sistemin kontrollü bir şekilde hareket etmesi sağlanmıştır.

Hava aracı, rüzgârın yönünün değişmesi durumunda rüzgârın geldiği yönü takip etmek için uygun çıkış üreterek rüzgâr yönü takip edilmiştir (Şekil 4.11).



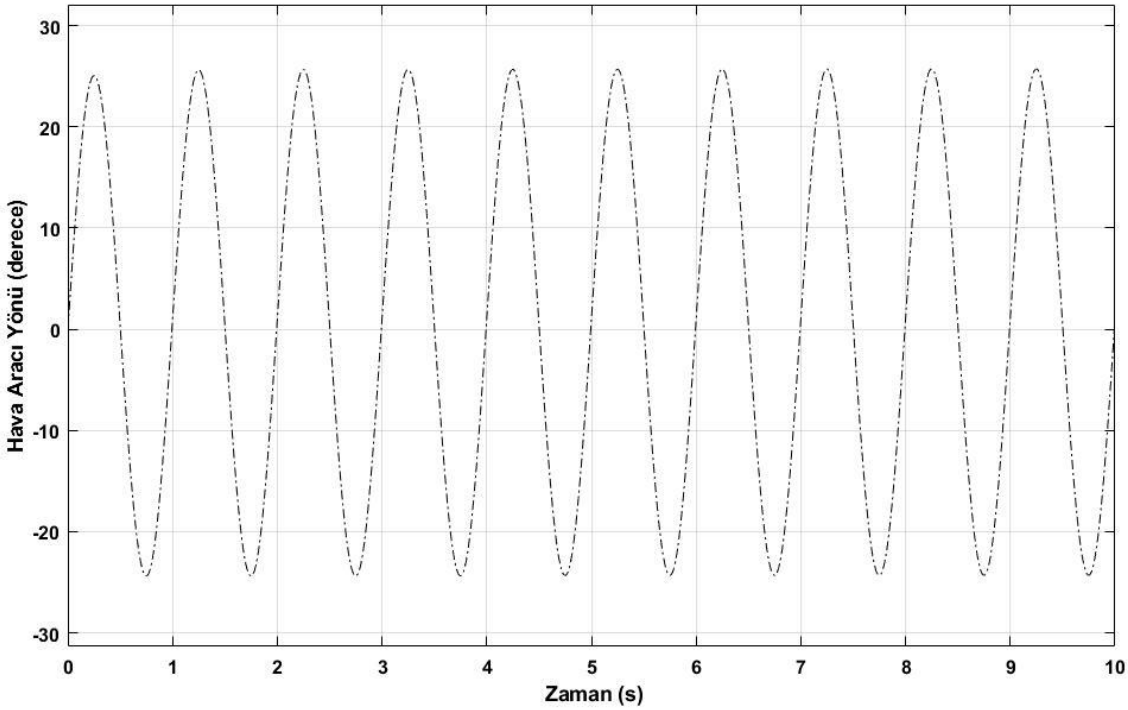
Şekil 4.11 Değişken Rüzgâr Yönüne Göre Hava Aracının Yön Çıkışı

Hava aracının matematiksel modelinin, değişken yönlerde gelen rüzgârın durumuna göre kontrolünün sağlanması için uygulanan referans rüzgâr yönü yörüngesi, Şekil 4.12'de gösterilmiştir.



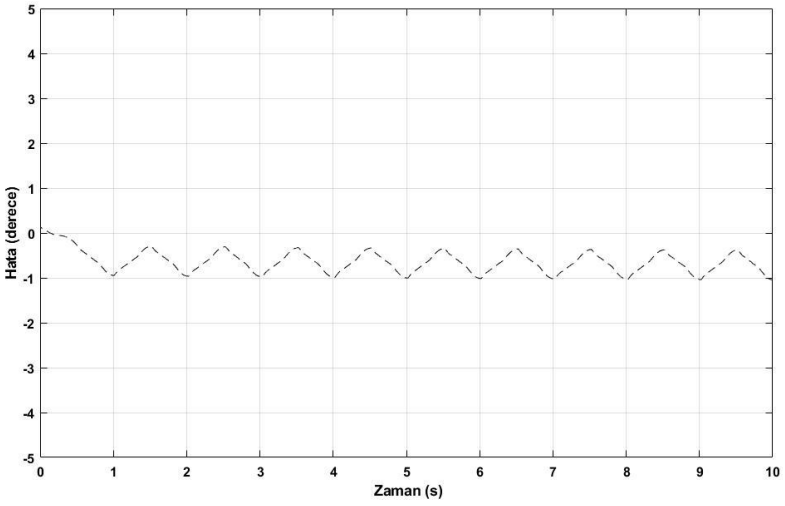
Şekil 4.12 Değişken Rüzgâr Yönü Çıkışı

Değişken rüzgâr şartlarına göre hava aracının yön çıkış grafiği Şekil 4.13'te gösterilmiştir.



Şekil 4.13 Değişken Rüzgâr Yönüne Göre Hava Aracının Yön Çıkışı

Hava aracının rüzgârı takip ederken hata miktarı Şekil 4.14'te gösterilmiştir. Rüzgâr yönü sürekli sinüzoidal olarak değişmekte ve hava aracı bu değişimi 0 ila -1 derece hata oranıyla takip etmektedir.



Şekil 4.14 Hata Miktarı

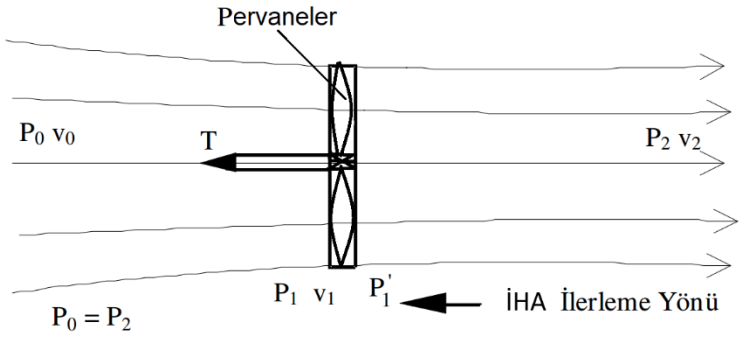
4.3 PWM & Hız Bağıntısının Tespiti için Hazırlanan Deney Düzeneği

Normal şartlar altında motor kuvveti & pervane kombinasyonuyla hız değerinin birbirine göre durumu belirlenirken dakikada *n* tur dönen bir pervanenin itiş kuvveti pervane çapı, pala açısı ve pervane tur sayısı ile doğrudan ilişkilendirilir. Çeşitli teorik yaklaşımlarla istenilen bu değerler bulunabilmektedir. Bu çalışmada pervanenin itme kuvveti momentum teorisiyle açıklanmıştır;

Bu teorinin uygulanması için 4 adet kabul yapılmıştır.

- Akışkan viskoz değildir.
- Pervane sonsuz kanata sahiptir.
- Pervane teğetsel bir akım meydana getirmez.
- İtme pervane diski üzerinde düzgün olarak yayılır.

Bu teoriye göre pervane önü ve arkasındaki havanın akış hızı ve basıncı Şekil 4.15'teki gibi gösterilmiştir.



Şekil 4.15 Momentum Teorisi

Pervanenin önü ve arkası için bir Bernoulli denklemi yazılacak olunursa:

$$\frac{1}{2}\rho(v_2)^2 + P_2 = \frac{1}{2}\rho(v_1)^2 + P_1' \tag{4.1}$$

$$\frac{1}{2}\rho(v_0)^2 + P_0 = \frac{1}{2}\rho(v_1)^2 + P_1 \tag{4.2}$$

Burada ρ, v_2, v_0, v_1, P_0, P_1, P_1', P_2 sırasıyla, hava yoğunluğunu, havanın çıkış hızı (m/s), hava giriş hızı (m/s), pervanenin indüklemiş olduğu hava hızı (m/s), pervaneden çok

ilerideki havanın basıncı (Pascal), pervanenin hemen önündeki hava basıncı (Pascal), pervanenin hemen arkasındaki hava basıncı (Pascal), pervanenin çok gerisindeki hava basıncını (Pascal) temsil etmektedir.

Çıkış hızı (v_2), giriş hızı (v_0) ile, pervanenin indüklemiş olduğu hava hızının (v_1) toplamına eşittir.

$$v_2 = v_0 + v_1 \tag{4.3}$$

(4.1) ve (4.2) denklemleri taraf tarafa çıkarılırsa;

$$P_1^{'} - P_1 = \frac{1}{2}\rho(v_2^2 - v_0^2) \tag{4.4}$$

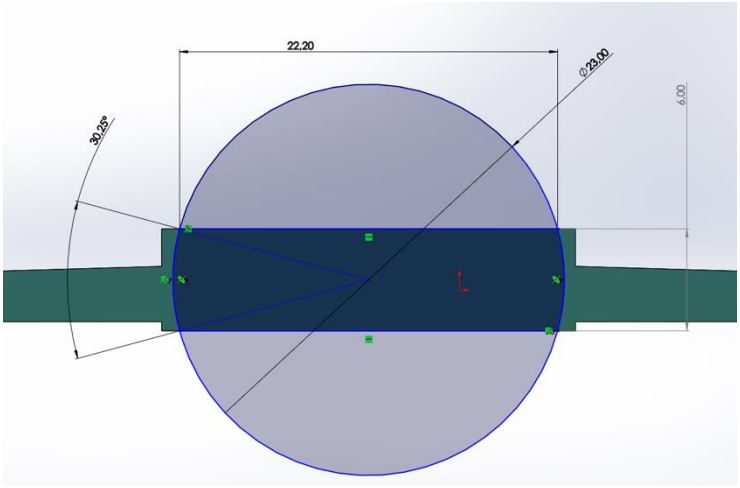
elde edilir.

S_1=S_2 olarak kabul edildiğinde;

$$T = \frac{1}{2}\rho(v_2^2 - v_0^2)S \tag{4.5}$$

denklemi elde edilir.

Buradan $S=\pi r^2$ olarak alındığı zaman momentum teorisine göre bir itme kuvveti ifadesi elde edilmektedir. Kontrol ettiğimiz bu İHA için pervanenin taradığı alan Şekil 4.16'da gösterilmiştir.



Şekil 4.16 Pervanenin Taradığı Alan

$$S_2 = \pi r^2 - (2\frac{\alpha}{360^0}\pi r^2 + 2(\frac{taban\ uzunluğu * yükseklik}{2})) \quad (4.6)$$

Hava aracının pervane yarı çapı ve ilgili veriler denklemde yerine konulacak olursa;

$$S_2 = \pi 11,5^2 - (2\frac{30,25^0}{360^0}\pi 11,5^2 + 22,2*3) = 136,514\ cm^2 \quad (4.7)$$

$S_2 = 0,137\ m^2$ olarak bulunur.

Bu değere göre itme kuvveti *T*;

$$T = \frac{1}{2}\rho(v_2^2 - v_0^2)0,137 \quad (4.8)$$

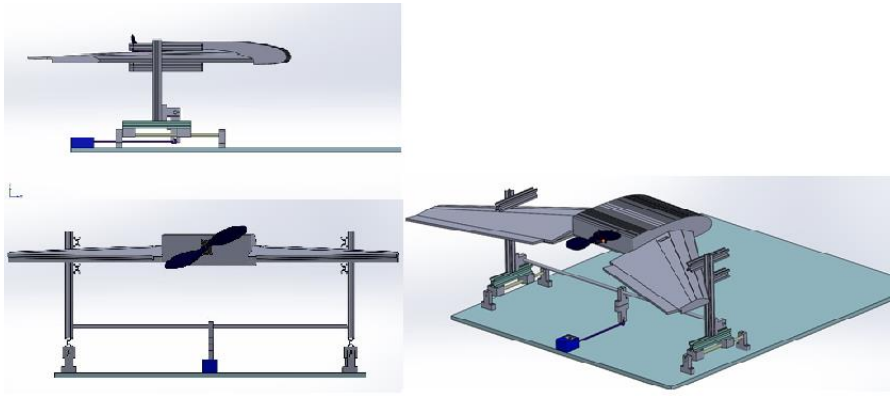
olarak elde edilebilir. Nihayetinde itme kuvvetinin değeri;

$$T = \frac{1}{2}1,225(v_2^2 - v_0^2)0,137 \quad (4.9)$$

formülüyle ifade edilmektedir.

Ancak yapılan incelemeler sonucunda bu formülün, geliştirdiğimiz İHA için uygun olmadığı tespit edilmiştir. Çünkü pervanenin önünde İHA'nın gövdesinin dikdörtgen bir şekilde bulunmasından dolayı (Şekil 4.16) pervane palası ani bir şekilde bir boşlukta bir İHA gövdesine yakın alanda dönmektedir. Pervanenin böyle bir dönüş gerçekleştirilmesiyle girdap ve titreşimlerin oluştuğu ve bunun sonucunda düzgün bir hava akışının olmadığı ortaya çıkmıştır. Bu durum, itme kuvvetinin momentum teorisindeki hesaplanan değerinden farklı olduğunu ortaya koymaktadır. Bu yüzden itme kuvvetinin hız ve PWM sinyali ile ilişkili verileri deneysel yöntemlerle tespit edilmiştir.

Hava aracına gönderilen PWM sinyallerinin sağladığı itiş kuvveti ve havada oluşturacağı hava hızının tespiti için Şekil 4.17 ve şekil 4.18'deki deney düzeneği hazırlanmıştır.



Şekil 4.17 Deney Ortamı Tasarımı



Şekil 4.18 Deney Düzeneği

Hazırlanan bu deneyde normal şartlar altında İHA'nın, havada düzgün bir şekilde uçabilmesi için gerekli minimum itme kuvvetini sağlayan PWM sinyali tespit edilmiştir. Aynı zamanda kontrolcünün uyguladığı çeşitli PWM sinyallerine karşılık gelen kuvvet değerleri bulunmuştur. Bu sinyaller kullanılarak, bulanık mantık kontrol yönteminde üyelik fonksiyonlarına karşılık gelen değerler belirlenmiştir.

Hazırlanan düzenekte İHA, sağ-sol ve yukarı-aşağı yönlerde hareket etmezken lineer rulmanlar sayesinde ileri-geri yönünde hareket edebilmektedir. Bu yönde tahrik edilmesini sağlayan itme kuvveti motor ve pervaneden elde edilmiştir. İleri-geri yönünde hareketi oluşturan bu itme kuvvetinin ölçümü bir hassas tartı aracılığıyla yapılmıştır. Motora gönderilen PWM sinyallerine karşılık gelen herbir itme kuvveti değeri Çizelge 4.1'de verilmiştir. Bu deney ile hız, kuvvet, PWM değerlerinin aynı anda tespit etme imkânı sağlanmıştır.

İtme kuvvetinin olmadığı durumda PWM sinyali değerinin 1000 (µs) olduğu bilinmektedir.

Kuvvet dengesi sağlandığı durumda (*T*=*D*);

$T = 1,05\ [\mathrm{N}]$'dur. (4.10)

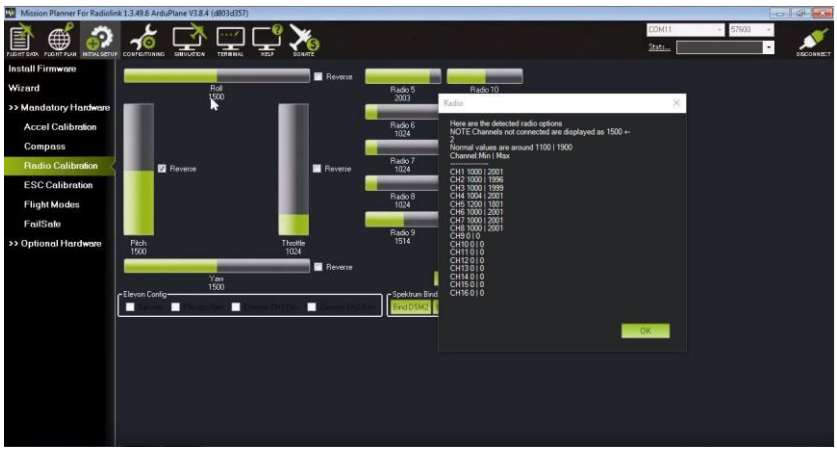
Bu kuvveti oluşturmak için motora gönderilen PWM sinyali değeri ve itme kuvvetinin maksimum olduğunda PWM sinyali değeri tespit edilmiştir.

Deney düzeneği çalıştırıldığı zaman motorun oluşturduğu maksimum itme miktarı hassas tartıda 0,945 kg olarak ölçüldü (Şekil 4.19). Ölçülen bu değer neticesinde İHA'nın maksimum 0,945×9,81=9,564 (N)'luk bir kuvvetle itilebileceği ve bu kuvvet değerine karşılık gelen PWM sinyalinin 1993 (µs) olduğu belirlenmiştir.



Şekil 4.19 Deneyde Motorun Uyguladığı Max-Min Kuvvet Değerleri

İHA'nın havada sabit hızla hareket etmesi için gereken itme kuvvetini oluşturacak PWM sinyali değerinin 1288 (µs) olduğu tespit edilmiştir. Bu tespit esnasında Şekil 4.20'deki Mission planner yer istasyonu programı kullanılmıştır.



Şekil 4.20 Mission Planner Programı Arayüzü

Çizelge 4.1 PWM sinyali ile oluşturulan hava hızı ve kuvvet değerleri

Motora gönderilen PWM sinyali (µs)	Motorun sağladığı İtme Kuvveti (N)	Kaldırma Kuvveti (N)	Hava Aracının Hızı (m/s)
1000	**0**	**0**	**0**
1120	0,0064	0,1055	1
1135	0,0259	1,7027	2
1142	0,0584	3,1816	3
1164	0,1038	4,5422	4
1172	0,1623	5,7844	5
1176	0,2337	6,9084	6
1182	**0,3181**	**7,914**	**7**
1193	0,4155	8,8013	8
1198	0,5258	9,5704	9
1217	0,6492	10,2211	10
1224	0,7855	10,7535	11
1236	0,9349	11,1676	12
1245	1,0972	11,4633	13
1288	**1,2725**	**11,5944**	**14**
1302	1,4608	13,3099	15
1338	1,6620	15,1437	16
1386	1,8763	17,0958	17
1413	2,1035	19,1663	18
1465	2,3437	21,3550	19
1489	2,597	23,6621	20
1506	2,8631	26,0874	21
1527	3,1423	28,6311	22
1548	3,4345	31,2931	23
1562	3,7396	34,0734	24
1585	4,0578	36,9720	25
1610	4,3889	39,9889	26
1662	4,7330	43,1241	27
1705	5,0901	46,3777	28
1743	5,4601	49,7495	29
1771	5,8432	53,2397	30
1794	6,2392	56,8481	31
1812	6,6483	60,5749	32
1835	7,0703	64,4200	33
1884	7,5053	68,3834	34
1916	7,9533	72,4651	35
1951	8,4142	76,6652	36
1968	8,8882	80,9835	37
1993	9,3751	85,4201	38

Ortamda rüzgârın olması durumunda hava aracının bu rüzgâra gösterdiği tepki Çizelge 4.2'de belirtilmiştir. Örneğin ortamda 5 (m/s) hızında bir rüzgâr olması durumunda bu rüzgârın oluşturduğu sürüklenme kuvveti, motorun bu sürüklenme kuvvetine karşılık ürettiği itme kuvveti ve motora gönderilen PWM sinyali taboloda listelenmiştir.

Çizelge 4.2 Rüzgârlı ortamda sistemin oluşturması gereken PWM sinyali ve itme kuvveti

Rüzgâr Hızı (m/s)	Rüzgârın Kaldırma Kuvveti (N)	Rüzgârın Sürüklenme Kuvveti (N)	Motorun oluşturduğu İtme kuvveti (N)	Motorun oluşturduğu Kaldırma Kuvveti (N)	İtme kuvvetini oluşturacak PWM sinyali değeri (µs)
0	**0**	**0**	**1,2725**	**11,595**	**1288**
1	0,0591	0,0064	1,0972	11,4633	1245
2	0,2366	0,0259	0,9349	11,1676	1236
3	0,5323	0,0584	0,7855	10,7535	1224
4	0,9464	0,1038	0,6492	10,2211	1217
5	1,4788	0,1623	0,5258	9,5704	1198
6	2,1295	0,2337	0,4155	8,8013	1193
7	**2,8986**	**0,3181**	**0,3181**	**7,914**	**1182**
8	3,7859	0,4155	0,4155	8,8013	1193
9	4,7915	0,5258	0,5258	9,5704	1198
10	5,9155	0,6492	0,6492	10,2211	1217
11	7,1577	0,7855	0,7855	10,7535	1224
12	8,5183	0,9349	0,9349	11,1676	1236
13	9,9972	1,0972	1,0972	11,4633	1245
14	**11,5944**	**1,2725**	**1,2725**	**11,595**	**1288**
15	13,3099	1,4608	1,4608	13,3099	1302
16	15,1437	1,662	1,662	15,1437	1338
17	17,0958	1,8763	1,8763	17,0958	1386
18	19,1663	2,1035	2,1035	19,1663	1413
19	21,355	2,3437	2,3437	21,355	1465
20	23,6621	2,597	2,597	23,6621	1489
21	26,0874	2,8631	2,8631	26,0874	1506
22	28,6311	3,1423	3,1423	28,6311	1527
23	31,2931	3,4345	3,4345	31,2931	1548
24	34,0734	3,7396	3,7396	34,0734	1562
25	36,972	4,0578	4,0578	36,972	1585
26	39,9889	4,3889	4,3889	39,9889	1610
27	43,1241	4,733	4,733	43,1241	1662
28	46,3777	5,0901	5,0901	46,3777	1705
29	49,7495	5,4601	5,4601	49,7495	1743

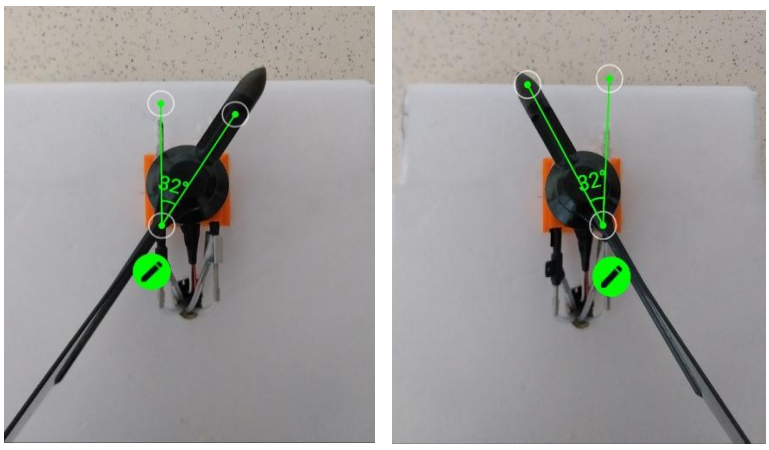
Çizelge 4.3 Rüzgârlı ortamda sistemin oluşturması gereken PWM sinyali ve itme kuvveti (Devamı)

30	53,2397	5,8432	5,8432	53,2397	1771
31	56,8481	6,2392	6,2392	56,8481	1794
32	60,5749	6,6483	6,6483	60,5749	1812
33	64,42	7,0703	7,0703	64,42	1835
34	68,3834	7,5053	7,5053	68,3834	1884
35	72,4651	7,9533	7,9533	72,4651	1916
36	76,6652	8,4142	8,4142	76,6652	1951
37	80,9835	8,8882	8,8882	80,9835	1968
38	85,4201	9,3751	9,3751	85,4201	1993

Yapılan deneyler sonucunda üyelik fonksiyonlarının sınır değerlerine karşılık gelen pwm sinyalleri, rüzgârın hızına göre kaldırma ve sürüklenme kuvveti değerleri tespit edilip kaydedimişitir. Bulanık mantık üyelik fonksiyonlarına karşılık gelen değerler tablo içerisinden seçilerek kullanılmıştır.

4.4 Bulanık Mantık Kontrolcülü Sistemin Enerji Verimliliğinin Test Edilmesi

Enerji tasarrufunun sağlanabilirliğinin belirlenmesi için hazırlanan bu kontrolcü Arduino unoya yüklendi. Rüzgârın yönünü ve hızını tespit edecek sönsörler araca monte edildi. Yön sensörünün ulaşacağı max-min açı değerleri fiziksel olarak Şekil 4.21'de gösterilen şekilde sınırlandırıldı ve buna göre rüzgâr yönü girişinin sınır değerleri atandı. Hazırlanan deney düzeneği ve elde edilen sonuçlar aşağıda sunulmuştur.



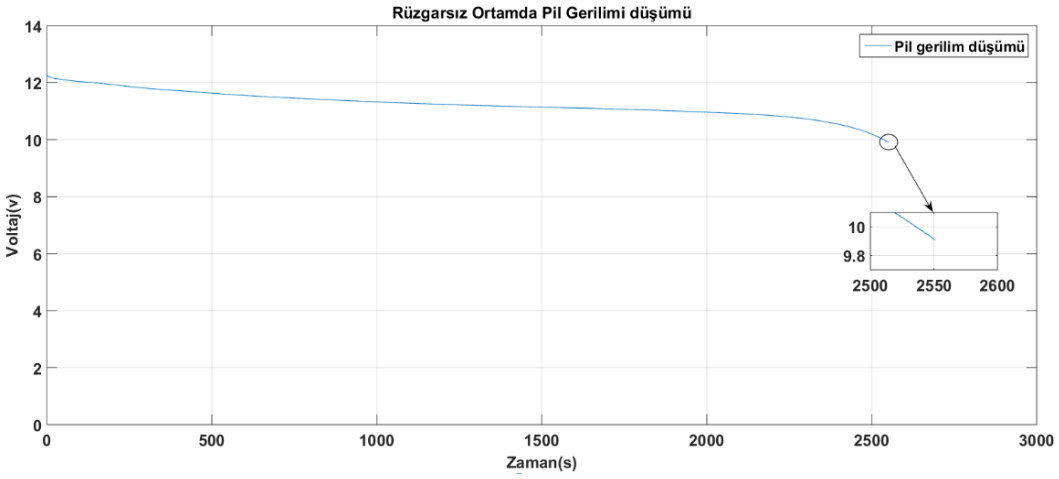
Şekil 4.21 Yön Sensörü Max-Min Değerleri



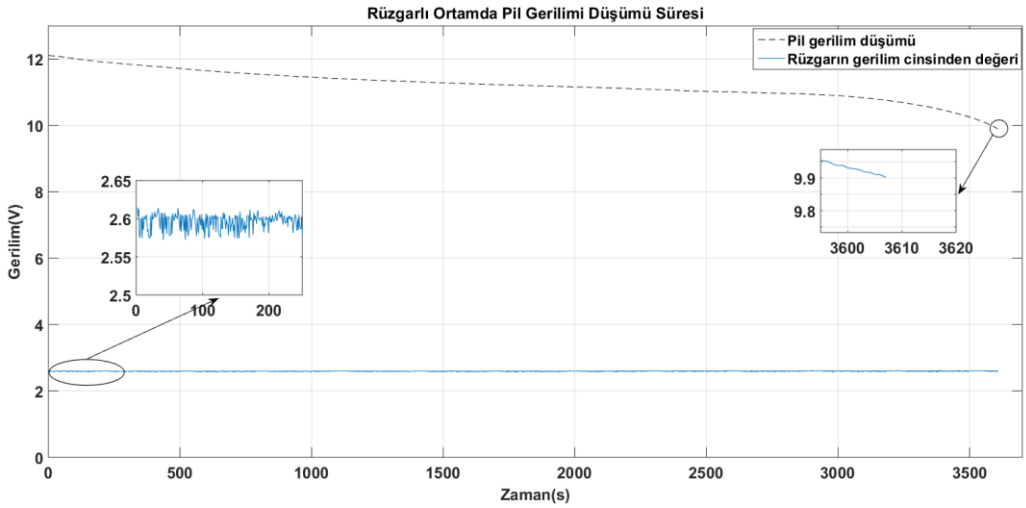
Şekil 4.22 Deney Düzeneği

Hazırlanan deney düzeneğinde önce ortamda hiç rüzgârın olmaması durumunda hava aracının uçması için gerekli PWM sinyali (Çizelge 4.1, 1288 (µs)) araca gönderilerek, aracın uçabileceği süre kaydedildi (Şekil 4.26). Şekilde görüldüğü gibi pil tamamen dolu olduğu 12.24 V değerinde sistem çalışmaya başlamış ve gerilim değeri 9.9 V altına düşene kadar çalışmıştır. Burada 9,9 V, güvenli bir uçuş için kritik pil gerilimi voltajıdır. Şekil 4.23'ten görüldüğü gibi bu gerilim düşümü sırasında geçen toplam süre 2550 saniye yani 43 dakika olarak tespit edilmiştir.

Daha sonra 7 (m/s) hızında bir rüzgâr oluşturulup İHA'ya gönderilmiştir. (Bu hızdaki havanın sensörden okunan gerilim değeri Şekil 4.24'te belirtilmiştir.) Bu durumda İHA, kontrolcü devredeyken çalıştırılarak pilin tamamen dolu olduğu zamandan (12.24 volt), pil geriliminin 9.9 voltun altına düştüğü zamana kadar geçen süre kaydedilmiştir. Bu süre Şekil 4.24'te görüldüğü gibi 3607 saniye yani yaklaşık 60 dakika olarak tespit edilmiştir. Deney sonunda her iki sonuç karşılaştırılmıştır.



Şekil 4.23 Rüzgârsız Ortamda Pil Gerilim Düşümü



Şekil 4.24 Rüzgârlı Ortamda Pil Gerilimi

Yapılan deneyler ve elde edilen sonuçlar göz önünde bulundurulduğunda rüzgârlı ortamda rüzgârın kullanılmasıyla bu İHA'nın maximum 19,5 dakika daha fazla havada kalabileceği ortaya konmuştur.

BÖLÜM 5

SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, rüzgâr enerjisini kullanarak enerji verimliliğini artırmak için bir insansız hava aracı tasarımı, üretimi ve kontrolü gerçekleştirilmiştir. Solidworks ortamında tasarlanan bu araç, XFLR5 ortamında analiz edilmiştir. Bu analizler yapılırken sabit sıcaklık, sabit yükseklik ve belirli bir dinamik basınç şartları göz önünde bulundurularak aracın mekanik ve aerodinamik verileri elde edilmiştir. Bu analizler sonucu yüzey sürtünme katsayısı, kaldırma katsayısı, yüzey basıncı ve hız bilgileri elde edilmiştir. İHA'nın PWM sinyali ve itme kuvveti ilişkisi bir deney düzeneği hazırlanarak tespit edilmiştir. Elde edilen bu verilerle sistemin bir matematiksel modeli oluşturulmuştur. Hava aracı matematiksel modeli MATLAB Simulink ortamına aktarılmıştır. Bu matematiksel modele bulanık mantık kontrolcü uygulanmış ve modelin hızı ve yönü kontrol edilmiştir. Geliştirilen bu bulanık mantık kontrolcünün İHA'nın yön ve hızını rüzgâra göre kontrol edebildiği ve enerji verimliliği sağladığı tespit edilmiştir. Modeli oluşturulan hava aracının bir prototipi üretilmiştir. Sonuçta hava aracının rüzgâr modunda normal uçuş moduna göre maksimum 19,5 dakika daha fazla havada kalabileceği tespit edilmiştir.

Bu çalışmanın devamı olarak simülasyon ortamından elde edilen verilerin gerçek hayatta elde edilmesi için profesyonel bir rüzgâr tüneli kullanılarak sonuçlar tekrar incelenecektir. Ayrıca rüzgâr enerjisinin daha efektif bir şekilde kullanılabilinmesi için en uygun İHA gövde yapısının bulunması yönünde araştırmalar yapılacaktır.

KAYNAKLAR

[1] Kladis, G. P., Economou, J. T., Knowles, K., Lauber, J., & Guerra, T. M. (2011). "Energy conservation based fuzzy tracking for unmanned aerial vehicle missions under a priori known wind information." Engineering Applications of Artificial Intelligence, 24(2), 278-294.

[2] Qi, Y. C., & Zhao, Y. J. (2005). "Energy-efficient trajectories of unmanned aerial vehicles flying through thermals." Journal of Aerospace Engineering, 18(2), 84-92.

[3] Al-Sabban, W. H., Gonzalez, L. F., & Smith, R. N. (2013). "Wind-energy based path planning for unmanned aerial vehicles using markov decision processes." In 2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 6-10, May 2013, Karlsruhe

[4] Langelaan, J. W. (2009). "Gust energy extraction for mini and micro uninhabited aerial vehicles." Journal of guidance, control, and dynamics, 32(2), 464-473.

[5] Patel, C., Kroo, I. (2006). "Control law design for improving uav performance using wind turbulence." 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 12 Ocak 2006, Nevada

[6] Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control, 2, WCB/McGraw Hill., New York

[7] Etkin, B., Reid, L. D. (1959). Dynamics of flight, 2, Wiley, New York

[8] Roskam, J. (1998). Airplane flight dynamics and automatic flight controls. DARcorporation.

[9] Öznalbant, Z. (2011). "Sabit Kanatlı Dikey İniş Kalkış İnsansız Hava Araçları Benzetim ve Kontrolü" Yayımlanmış Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

[10] Ekinci, İ. (2016). İnsansız Bir Hava Aracının Yanal Durum Uzay Modelinin ve Uçuş Kontrol Sisteminin Eş Zamanlı Tasarımı. Yayımlanmış Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri.

[11] Kayışlı, K., & Uğur, M. "Fuzzy Logic and PID control of a 3 DOF Robotic Arm." Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi Part C: Tasarım ve Teknoloji, 5(4), 223-233.

[12] YAVUZ, M. (2010) Uçarken Uyuyabilen Kuş; Albatros, https://insanvehayat.com/ucarken-uyuyabilen-kus-albatros/, (10 Nisan 2018)

[13] DOĞAN, K. (2018) Uçakların matematiği: Aerodinamik. http://www.kokpit.aero/ucaklarin-matematigi-var-mi, (05 Mart 2019).

[14] Virgo İnternet Hizmetleri, Temel Aerodinamik Bilgileri. http://www.freepist.com/temel-aerodinamik-bilgileri. (14 Ağustos 2018).

[15] Hava Sporları Ve Gençlik Klübü, Temel Aerodinamik Bilgileri, http://www.havasporlari.com.tr/makale-1-temel-aerodinamik-bilgileri. (08 Ekim 2018).

[16] Torchwell, Yolcu uçakları neden o kadar yüksekten uçuyor? https://torchwell.wordpress.com/2017/05/12/yolcu-ucaklari-neden-o-kadar-yuksekten-ucuyor/, (04 Haziran 2018).

[17] SARIGÜL Tuba, (2017), Delta Kanat Tasarımı Savaş Uçaklarında Sıkça Kullanılırken Neden Yolcu Uçaklarında Tercih Edilmiyor? http://www.bilimgenc.tubitak.gov.tr/makale/delta-kanat-tasarimi-savas-ucaklarinda-sikca-kullanilirken-neden-yolcu-ucaklarinda-tercih. (21 Kasım 2018).

[18] FliteTest, Ft Spear - Buıld. https://www.flitetest.com/articles/ft-spear-build. (05 Haziran 2018).

[19] Ardupilot.org, Pixhawk Overview — Copter documentation. http://ardupilot.org/copter/docs/common-pixhawk-overview.html, (9 şubat 2018).

[20] A. AQEEL, Introduction to Arduino Uno. https://www.theengineeringprojects.com/2018/06/introduction-to-arduino-uno.html, (06 Mart 2019).

[21] Ardupilot.org, Using an Airspeed Sensor — Plane documentation. http://ardupilot.org/plane/docs/airspeed.html, (14 Mart 2019).

[22] Readytosky, APM Air Speed Meter http://www.readytosky.com/e_productshow/?536-APM-Air-Speed-Meter-536.html, (17 Ocak 2019).

[23] Oktay, T. (2012). Constrained control of complex helicopter models Doktora tezi, Virginia Tech Üniversitesi, Blacksburg.

[24] Bossert, D. E., Morris, S. L., Hallgren, W. F., & Yechout, T. R. (2003). Introduction to aircraft flight mechanics: Performance, static stability, dynamic stability, and classical feedback control. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

[25] Alpagut, O. M. (2010). İnsansız Hava Araçlarının Doğrusal Sistem Tanılaması Ve Öngörülü Yörünge Kontrolü, Doktora Tezi, İstanbu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

[26] Ekinci, İ. (2016). İnsansız Bir Hava Aracının Yanal Durum Uzay Modelinin ve Uçuş Kontrol Sisteminin Eş Zamanlı Tasarımı. Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Yayımlanmış Yüksek Lisans Tezi, Kayseri.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Muammer UĞUR

Doğum Tarihi ve Yeri : 19.12.1989 Erzincan/Çayırlı

Yabancı Dili : İngilizce

E-posta : ugur2m4@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU

Derece	**Alan**	**Okul/Üniversite**	**Mezuniyet Yılı**
Y. Lisans	Mekatronik Müh.	Yıldız Teknik Üniversitesi	-
Lisans	Mekatronik Müh.	Erciyes Üniversitesi	2014
Lise	Sayısal	Erzincan Anadolu Lisesi	2008

İŞ TECRÜBESİ

Yıl	**Firma/Kurum**	**Görevi**
2016	Dentak Sağlık Ürünleri	AR-GE Mühendisi
2016	Gelişim Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2017	Kırklareli Üniversitesi	Araştırma Görevlisi

YAYINLARI

Bildiri

1. UĞUR Muammer, AKDOĞAN Erhan (2018). Design and control of an unmanned aerial vehicle to extend flight time using wind power. 4th Internatıonal Conference On Advances In Mechanıcal Engıneerıng, 288-298. (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum) (Yayın No:4560693)

2. UĞUR Muammer, ZENGİN Kazım, ATILGAN Cem, ÇAĞLARER Evren (2018). Motorless Plaster Emery Machine. Internatıonal Congress On Engıneerıng And Lıfe Scıences (Tam Metin Bildiri/Sözlü Sunum) (Yayın No:4260471)

Proje

1. İnsansız Hava Araçlarında Rüzgâr Enerjisi Yolu ile Enerji Verimliliğinin Artırılması, Yükseköğretim Kurumları tarafından destekli bilimsel araştırma projesi, Yürütücü: AKDOĞAN Erhan, Araştırmacı: UĞUR Muammer 23/07/2018 (Devam Ediyor) (ULUSAL)