

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNSANSIZ SİSTEMLER VE SEYİR FÜZELERİNDE
YARDIMCI OTOPILOT UYGULAMALARI

Teoman ŞAHİN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı

Aviyonik Mühendisliği Programı

Danışman

Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN

Ağustos, 2024

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ SİSTEMLER VE SEYİR FÜZELERİNDE
YARDIMCI OTOPILOT UYGULAMALARI**

Teoman ŞAHİN tarafından hazırlanan tez çalışması 01.08.2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı, Aviyonik Mühendisliği Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN, Danışman

Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Levent UCUN, Üye

Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. İlker ÜSTOĞLU, Üye

İstanbul Teknik Üniversitesi

Danışmanım Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN sorumluluğunda tarafımca hazırlanan “İnsansız Sistemler ve Seyir Füzelerinde Yardımcı Otopilot Uygulamaları” başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Teoman ŞAHİN

İmza



Canım Kızım Bahar'a;

TEŞEKKÜR

Bu çalışmayı yaparken değerli yönlendirmeleri ve yardımlarından dolayı danışman hocam Sayın Prof.Dr. Şeref Naci ENGİN'e en içten teşekkürlerimi sunuyorum. Tez hazırlık sürecinde yoğun çalışmaları arasında hayatımdaki iş yükünü aldığı ve beni desteklediği için sevgili eşim Gökçe ŞAHİN'e, hayatım boyunca beni hep cesaretlendiren, tüm eğitim ve iş hayatımda yaptıklarımı eleştirmeden sonsuz destek olan saygıdeğer annem, babam ve sevgili kız kardeşime teşekkürü borç bilirim.

Yerli ve milli değerleri yükseltmek için, gece gündüz demeden, canını dişine takan tüm Roketsan A.Ş. çalışanlarına da teşekkür etmek isterim.

Son olarak, tezi kendisine adayacağımı bilerek her gün bana tez çalışmamı hatırlatan canım kızım Bahar'a beni hep diri tuttuğu için teşekkür ederim.

Teoman ŞAHİN

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ	vi
KISALTMA LİSTESİ	viii
ŞEKİL LİSTESİ	ix
TABLO LİSTESİ	xi
ÖZET	xii
ABSTRACT	xiv
1 GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	2
1.2 Tezin Amacı	5
2 TEMEL UÇUŞ MEKANIĞI	6
2.1 Uçuş Kontrol Yüzeyleri	6
2.2 Uçuş Fazları	7
2.3 Eksen Takımları	9
2.4 Uçuş Mekaniği	11
3 KONTROL TEORİSİ VE TEMEL OTOPILOT TASARIMI	17
3.1 Kontrol Sistemleri	17
3.1.1 PID Kontrolcü	17
3.1.2 LQR Kontrolcü	18
3.2 Yatay Otopilot	19
3.3 Dikey Otopilot	23
3.4 Hız Otopilotu	26
4 YARDIMCI OTOPILOT UYGULAMALARI	28
4.1 Rota Noktası Yön Kestirimcisi	28
4.2 Yönelim Açısı Dönüş Kestirimcisi	32
4.3 Rüzgar Kestirimcisi	34
4.4 Bekleme Dolanma Modu	49
4.5 Stabilite Arttırma Sistemi	51
5 SONUÇ	55
KAYNAKÇA	57
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR	59

SİMGE LİSTESİ

C_D	Aerodinamik kuvvet katsayısı
p	Açısal hız bileşeni, X eksen
q	Açısal hız bileşeni, Y eksen
r	Açısal hız bileşeni, Z eksen
C_L	Aerodinamik kuvvet katsayısı
C_S	Aerodinamik kuvvet katsayısı
X	Aerodinamik kuvvet X eksen
Y	Aerodinamik kuvvet Y eksen
Z	Aerodinamik kuvvet Z eksen
L	Aerodinamik moment bileşeni, X eksen
M	Aerodinamik moment bileşeni, Y eksen
N	Aerodinamik moment bileşeni, Z eksen
C_l	Aerodinamik moment katsayısı
C_m	Aerodinamik moment katsayısı
C_n	Aerodinamik moment katsayısı
δ_a	Aileron sapması
Q	Dinamik basınç
u	Doğrusal hız bileşeni, X eksen
v	Doğrusal hız bileşeni, Y eksen
w	Doğrusal hız bileşeni, Z eksen
δ_e	Elevator sapması
δ_f	Flap sapması
X_b	Gövde X eksen
Y_b	Gövde Y eksen
Z_b	Gövde Z eksen
α	Hücum açısı
T_x	İtme kuvveti bileşeni, X eksen
T_y	İtme kuvveti bileşeni, Y eksen
T_z	İtme kuvveti bileşeni, Z eksen
S	Kanat alanı
β	Kayma açısı
F	Kuvvet vektörü

δ_r	Rudder sapması
ψ	Sapma açısı (psi)
δ_t	Throttle sapması
γ	Uçuş hattı açısı
I_x	X ekseninde eylemsizlik momenti
X_e	X eksenindeki pozisyon
I_{xy}	X ve Y ekseninde çarpım eylemsizlik momenti
I_{xz}	X ve Z ekseninde çarpım eylemsizlik momenti
I_y	Y ekseninde eylemsizlik momenti
Y_e	Y eksenindeki pozisyon
I_{yz}	Y ve Z ekseninde çarpım eylemsizlik momenti
W_x	Yerçekimi kuvvet bileşeni, X eksen
W_y	Yerçekimi kuvvet bileşeni, Y eksen
W_z	Yerçekimi kuvvet bileşeni, Z eksen
θ	Yunuslama açısı (theta)
ϕ	Yuvarlanma açısı (phi)
I_z	Z ekseninde eylemsizlik momenti
Z_e	Z eksenindeki pozisyon

KISALTMA LİSTESİ

AIAA	American Institute Aerospace
ANS	Ataletsel Navigasyon Sistemi
AÖB	Ataletsel Ölçü Birimi
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
İHA	İnsansız Hava Aracı
LQR	Linear Quadratic Regulator
MOMP	Multiobjective Motion Planning
NED	North East Down
PI	Proportional Integral
PID	Proportional Integral Derivative
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Kontrol yüzeyleri ve açılar	6
Şekil 2.2 Uçuşa etki eden kuvvetler	7
Şekil 2.3 Uçuş fazları.....	8
Şekil 2.4 Gövde referanslı eksen takımı	10
Şekil 2.5 Yer referanslı eksen takımı.....	10
Şekil 2.6 Uçuşa etki eden bileşenler	11
Şekil 3.1 PID kontrol blok gösterimi.....	17
Şekil 3.2 LQR kontrol blok gösterim	19
Şekil 3.3 Yatay otopilot genel tasarım mimarisi	20
Şekil 3.4 Yatay otopilot kontrol bloğu	21
Şekil 3.5 Yatay otopilot çıktıları.....	22
Şekil 3.6 Dikey otopilot kontrol bloğu	24
Şekil 3.7 Dikey otopilot çıktıları	25
Şekil 3.8 Hız otopilotu kontrol bloğu	26
Şekil 3.9 Hız otopilotu çıktıları	27
Şekil 4.1 Rota noktaları	28
Şekil 4.2 Tasarlanan rota noktası yön kestirimci algoritması.....	29
Şekil 4.3 Yönelim açısı ve hedefe kalan mesafe hesaplama kodu	30
Şekil 4.4 Dönüş açısı hesaplama kodu	30
Şekil 4.5 Rota bacakları.....	31
Şekil 4.6 Rota noktası yön kestirimci algoritma sonucu	31
Şekil 4.7 Coğrafik yönler ve yönelim açıları.....	32
Şekil 4.8 Yönelim açısı değişim durumu.....	33
Şekil 4.9 Tasarlanan yönelim açısı dönüş kestirimcisi.....	34
Şekil 4.10 Yönelim açısı dönüş kestirimcisi algoritma sonucu.....	34
Şekil 4.11 Rüzgar hızının etkisi.....	35
Şekil 4.12 Tasarlanan rüzgar kestirimcisi algoritması.....	36
Şekil 4.13 Yer hızı yönü hesaplama kodu	37
Şekil 4.14 Rüzgar açısı hesaplama kodu	38
Şekil 4.15 Tasarlanan rüzgar açısı karşılaştırmalı algoritması	39
Şekil 4.16 Ters rüzgar hızı vektörü için yön hesaplama kodu.....	39
Şekil 4.17 Rüzgar hızı hesaplama kodu.....	40

Şekil 4.18 Rüzgarın yönelim açısı üzerindeki etkisi hesabı kodu	40
Şekil 4.19 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 1)	41
Şekil 4.20 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 2)	42
Şekil 4.21 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 3)	42
Şekil 4.22 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 4)	43
Şekil 4.23 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 5)	44
Şekil 4.24 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 6)	44
Şekil 4.25 Rüzgar modeli	45
Şekil 4.26 Rüzgar modeli çıktısı.....	46
Şekil 4.27 Rüzgar etkisi eklenmiş enlem boylamın haritadaki görünüşü.....	47
Şekil 4.28 Rüzgar etkisi eklenmiş enlem boylam modeli	47
Şekil 4.29 Rüzgar etkisi ile rüzgar kestirimcinin rüzgar hızı sonucu	48
Şekil 4.30 Rüzgar etkisi ile rüzgar kestirimcinin yönelim açısı sonucu.....	49
Şekil 4.31 Tasarlanan bekleme dolanma modu algoritması	50
Şekil 4.32 Bekleme dolanma modu algoritması sonucu.....	51
Şekil 4.33 Tasarlanan tırmanma stabilite arttırma algoritması.....	52
Şekil 4.34 Tırmanma açısı stabilite arttırma algoritması sonucu	53
Şekil 4.35 Yönelim açısı stabilite arttırma algoritması sonucu	54

TABLO LİSTESİ

Tablo 2.1 İnsansız hava araçları için uçuş fazları	8
Tablo 2.2 Seyir füzeleri için uçuş fazları	9
Tablo 2.3 Uçuşa etki eden bileşenler	12
Tablo 2.4 Durum değişkenleri.....	13
Tablo 2.5 Vektör tanımlamaları	14
Tablo 3.1 PID parametreleri açıklamaları	18
Tablo 4.1 Rota noktası yön kestirimcisi için örnek koordinat	31
Tablo 4.2 Algoritma sonuçları	31
Tablo 4.3 Rüzgar kestirimcisi girdiler tablosu	41
Tablo 4.4 Rüzgar kestirimcisi koordinat tablosu	41

İnsansız Sistemler ve Seyir Füzelinde Yardımcı Otopilot Uygulamaları

Teoman ŞAHİN

Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı

Aviyonik Mühendisliği Programı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN

İnsansız sistemler ve seyir füzeleri teknoloji ile donatılan savaş alanında oyun değiştirici olarak kendisini kanıtlamıştır. İnsansız Hava Araçları (İHA) özellikle uzun süreler operasyonel olarak kullanılabilmesi ve tespit edilebilirliklerinin düşük olması sebebiyle savunma ve saldırı konjonktürünü değiştirmişlerdir. Seyir füzeleri uzun menzilleri, radar kesit alanı düşüklüğü, değişken algoritmaları ile karşı konulamaz silahlar haline gelmiştir. Sunulan çalışmanın insansız sistemler ve seyir füzelerinde kullanılmak üzere tasarlanan otopilot algoritmalarına yardımcı uygulamalarını; rota noktası yön kestirimcisi, yönelim açısı dönüş kestirimcisi, rüzgâr kestirimcisi, bekleme dolanma algoritması ve stabilite arttırma sistemi üzerine yapılan tasarımlar üzerine yapılan araştırmalara ışık tutacağı düşünülmektedir.

Rota noktası yön kestirimcisi, otopilot sisteminin baş açısı kontrolü için kritik bir yardımcı sistemdir. Bir doğrultudaki uçuşta, bunun yeni bir doğrultuya çevrilmesi için gerekli hesabı, dönme açısının hesaplanması ve dönüş başlama noktasının belirlenmesi rota noktası yön kestirimcisi ile yapılmaktadır.

Yönelim açısı dönüş kestirimcisi, görev planlamasına bağlı olarak hangi açıdan, hangi yöne dönüş yapması gerektiğini kestiren bir sistemdir. Bu yardımcı otopilot

sisteminin ataletsel navigasyon birimi dışında başka bir sensör kullanmadan tasarlanması, ucuz tasarım yapılmasını sağlamaktadır.

Rüzgâr kestirimcisi uçuş esnasında rüzgâr sebebiyle oluşan sapmaları herhangi rüzgar sensöründen bilgi almadan otopilot algoritmaları ile kestiren ve otopilotu istenilen rota üzerinde işletmeye devam eden bir yardımcı otopilot uygulamasıdır.

İnsansız sistemler ve seyir füzeleri, operasyonel konseptte bağlı olarak havada beklemeye geçebilmektedirler. Bu bekleme hedef üzerinde dönüş veya karar vermek için zaman kazanma ile paralel olarak kullanılabilir. Bekleme dolanma modu, uçuşun emniyetli irtifada yapılması, görev güncellenmesi, karar verilmesi veya dolanmanın yapıldığı nokta etrafında gözetlemeye devam edilmesini sağlar.

İnsansız sistemler ve seyir füzeleri, veri bağı teknolojisiyle uzaktan otopilot dışında da kullanılan sistemlerdir. Pilot kontrollü kullanım, operatör için kabin içi uçuştan farklıdır. Pilot uçuşu hissedemediği için ani kontrol hareketleri yapabilmektedir. Bu kontrollerin sınırlanması için stabilite artırma sistemi geliştirilmiştir. Stabilite artırma sistemi kabin dışı kullanıcının hareketlerini otopilot ile sınırlandırarak, ani ve uçuş mekaniğini bozucu etkilerden sistemi korumak içindir.

Anahtar Kelimeler: Otopilot, rüzgar kestirimcisi, stabilite artırma sistemi.

Auxiliary Autopilot Applications in Unmanned Systems and Cruise Missiles

Teoman ŞAHİN

Department of Avionics Engineering

Master of Science Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN

Unmanned systems and cruise missiles have proven themselves as game changers in the technologically advanced battlefield. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have changed the defense and attack conjuncture, especially because they can be used operationally for long periods of time and their detectability is low. Cruise missiles have become irresistible weapons with their long range, low radar cross-section and variable attack algorithms. Auxiliary applications of the presented study to autopilot algorithms designed for use in unmanned systems and cruise missiles; It is thought that it will shed light on the research on the designs of waypoint navigator, turn coordinator, wind estimator, loitering algorithm and stability augmentation system.

The waypoint navigator is a critical auxiliary system for the autopilot system, especially for head angle control. While flying in one direction, the calculation required to turn it to a new direction, the calculation of the turning angle and the determination of the starting point of the turn are made with the waypoint navigator.

The turn coordinator is an unmanned system or cruise missile; It is a system that predicts from which angle and in which direction to turn based on mission planning. Designing this auxiliary autopilot system without using any other sensors other than the inertial navigation unit enables inexpensive design.

Wind estimator is an auxiliary autopilot application that predicts deviations due to wind during flight with autopilot algorithms without receiving information from any wind sensors and continues to operate the autopilot on the desired route.

Unmanned systems and cruise missiles can remain in the air depending on the operational concept. This wait can be used in parallel with gaining time to turn on the target or make a decision. In this case, the system is expected to continue its flight in loitering mode. Loitering algorithm allows the flight to be carried out at a safe altitude, mission update, decision making or to continue surveillance around the point where the hover is made.

Unmanned systems and cruise missiles are systems that are used in addition to remote autopilot with the data link architecture on them. This pilot-controlled operation differs from in-cabin flight for the operator. Since the pilot cannot feel the flight, he can make sudden control movements. A stability augmentation system has been developed to limit these controls. The stability augmentation system protects the system from sudden and disruptive effects on flight mechanics by limiting the lever movements of the user outside the cabin with the autopilot.

Keywords: Autopilot, wind estimator, stability augmentation system

1 GİRİŞ

İnsanoğlunun, yüzyıllar boyunca, uçma eylemine karşı konulamaz arzusu 20. yy. başlarında nesnel olarak türetilmiş ve itki sistemleri olan ilk uçaklar üretilmeye başlanmıştır. İlk uçuş denemeleri sonrasında, uçaklar ilk formlarında ortaya çıkmış, her geçen gün daha uzun uçuşlar yapılmıştır. Dünyanın savaş hazırlığında olduğu dönemde, savaş alanında da uçaklar kullanılmaya başlanmış ve menzil artırma çabası durmaksızın devam etmiştir. Elle yapılan uçuş kumandasının pilotları çok yorması, yön bulmada coğrafik şekiller ve yeryüzü referanslarının takibinin zorluğu, çevresel etkenlerin uçuşları tehlikeye atması kaynaklı kaza-kırım oranları artmaya başlamıştır. Güvenilirliklerinin tartışılması, askeri alanda denemelerdeki başarısızlıklar uçuşa destek olacak otopilotların geliştirilmeye başlamasına vesile olmuştur. Teknolojinin gelişmesi, kontrol teorilerinin türetilmesi, uçuşa yönelik sensörlerin kullanılması otopilot tasarımlarında ve tam otomatik uçuşa geçişi sağlayan faktörler olmuştur.

Günümüzde uçaklar tüm yer ve uçuş manevralarını otomatik yapar hale gelmişlerdir. İnsansız hava araçları, otopilot ve uzaktan kumanda edilebilirliğin bu derece gelişmesi ile günümüz teknolojisinde önemli bir yere gelmişlerdir.

İnsansız sistemler ve seyir füzelerinde temel otopilot algoritması tasarımı, uçuşun üç ekseninde kontrol yapabilmesi üzerine yapılır. Bu üç eksen, dikey otopilot, yatay otopilot ve hız otopilotu olarak tanımlanmaktadır.

Bu çalışmada, temel otopilot uygulamalarının doğruluğunu arttırmak için tasarlanan yardımcı otopilot uygulamaları geliştirmeyi amaçlamaktadır. Özellikle uzaktan kontrol edilen ya da model tabanlı bir otopilot algoritması ile uçuşu gerçekleştiren; insansız sistemler ve seyir füzeleri temel alınarak çalışma tamamlanmıştır.

Çalışmanın temel hedefi, yardımcı otopilot uygulamalarının tasarımları yapılırken, ana mimariye en az sensör eklenerek algoritmaları geliştirmek olmuştur. Buradaki asıl amaç, sistem karmaşasını arttırmadan kestirimci yöntemlerle, temel otopilot algoritmalarını geliştirmek olmuştur.

Sonuç olarak tasarlanan yardımcı otopilot uygulamaları, üç eksen otopilotun daha stabil çalışmasını sağlamış, bozucu etkileri ve geri beslemeli kontrol algoritmalarını rahatlatmıştır.

1.1 Literatür Özeti

Otopilot sistemleri ve kontrol teorisi konusu üzerine birçok makale, kitap ve tez çıkarılmış bir konudur. Konu ile alakalı yapılan literatür araştırması, her bir yardımcı otopilot algoritmasının ayrı ayrı literatür taraması sonucu elde edilmiştir.

Yang Y. ve arkadaşlarının GNSS'in reddettiği ortamlarda İHA yol noktası fırsatçı navigasyonu üzerine çalışmışlar ve MOMP (multiobjective motion planing) adı verilen çok amaçlı hareket planlaması yöntemini ortaya koymuşlardır. Bu çalışmada GNSS'in engellendiği bir ortamda belirli bir ara rota noktasına giden bir insansız hava aracı için bir algoritma geliştirilmiştir. İnsansız hava aracının belirli bir olasılıkla, belirli bir mesafedeki ara noktaya ulaşması üzerine kurulan mantıkta, en az maliyetle uçuşun sıralı olarak ara noktalara ulaşması hedeflenmiştir. Fırsat sinyalleri ile iki ara nokta arasındaki uygun noktaya varış seçimi için kestirim yapılmıştır. Burada tasarlanan fonksiyonların iki hedefi net bir şekilde dengelediği gösterilmiştir. Bunlardan birincisi ara noktaya en uygun şekilde kararlı uçuş, ikincisi ise uçuş konum belirsizliğini azaltma. Sonuç olarak ortaya konulan strateji ve sonucunda oluşan algoritma çok amaçlı hareket planlaması kullanıldığında maliyet fonksiyonu üzerindeki iki bileşen arasında geçiş yapmak için bir gösterge fonksiyonu gerektirdiği gözlemlenmiştir. Sayısal çözümlene yöntemleri kullanılarak oluşturulan fonksiyonların, gerçek zamanlı uçuşlarda yeterli kalmadığı, bu yöntemlerin yerel optimumlara yakınsama yapılarak kullanılması gerektiği belirtilmiştir [1].

Dong F. ve arkadaşlarının yaptığı çalışmada yer referansı üzerinde gezinen bir insansız hava aracı için bilinmeyen manevrayla hedefe göre uçuş kontrol üzerinedir. Bu çalışmada, insansız hava aracının üç olası manevra durumuna sahip bir hareketli yer hedefi üzerinde hedef noktasına varılması üzerine ayrık zamanlı bir integral kayan mod kontrolcüsü kullanılmıştır. Bu algoritmanın doğru çalışması için hareketli yer hedefinin hareket durumu bilindiği varsayılarak ayrık zamanlı bir kılavuz vektör tasarlanmıştır. Sonrasında görüş kamerası veya bir radar sensörü ile

hareketli yer hedefinin manevra ve durumları incelenerek rota noktası kestirimi bir filtre ile tasarlanmıştır [2].

Aldao E. ve arkadaşları dinamik bir ortamda gezinen bir insansız hava aracı için engellerden kaçınma algoritması üzerine çalışma yapmışlardır. Bu algorithmada rota noktası yön kestirimcisi üzerine gelen ani engel yapılardan anlık kaçınıp tekrar yön kestirimcisine dönüş üzerine çalışılmıştır. Özellikle kapalı bina ortamlarında otonom rota noktası yön kestirimi için engelden kaçma algoritması yapılırken temel amaç, yörünge kestirimi yapılırken dikkate alınmayan sabit ve hareketli engellerden kaçınmak için bir metodoloji sağlanmıştır [3].

Perez-Montenegro ve arkadaşları kentsel insansız hava aracı filosu için görev koordinatörü yaklaşımı ve senaryoları üzerine çalışmışlardır. Bu çalışmada kentsel uygulamalarda insansız araçlar otonom koordinasyonu ve yönelim açısı üzerine hedefe varış ve kapsama üzerine algoritma tasarımı yapılmıştır. Burada heterojen araç filoları incelenmiş ve toplu kontrolde hem rota çakışmaları hem de yön bulucular incelenmiştir [4].

Meier K. ve arkadaşları, çok rotorlu insansız hava araçları için rüzgar tahmini çalışmasında rüzgar hızı ve rüzgar yönünü belirleyen bir yaklaşım çalışması yapmıştır. Eğim yöntemini kullanıma hazır bir insansız hava aracı kullanarak ampirik verilerle doğrulamıştır. Ticari bir insansız hava aracı üzerinde kullanılacak havada asılı kalma koşullarında eğim yaklaşımına benzer şekilde performans gösteren, aynı zamanda dinamik uçuşlar sırasında rüzgar tahminleri üretebilen yeni ve daha genel bir tahmin şeması önermiştir. Son olarak dikey rüzgar bileşenini göz ardı etmenin yatay rüzgar tahmini üzerindeki etkisini ampirik olarak değerlendirmiştir [5].

Rhudy M. ve arkadaşları, insansız hava aracı tutumu, yönü ve rüzgar tahmini üzerine GPS/ANS ve hava veri sistemi olan bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada hava veri sistemi bilgilerini içeren yeni bir uçak tutum tahmini formülasyonu üzerine çalışılmıştır. Bu formülün, yapılan diğer çalışmalara göre farkı GPS hız bileşenlerinin rüzgar dikkate alınarak gövde eksenine hız bileşenleri ile doğru şekilde ilişkilendirilmesi olmuştur. Böylece etkili bir rüzgar üçgeni ortaya çıkarılmıştır. Bu üçgen, hava hızı, yer hızı ve rüzgar hızı bileşenlerinden oluşmaktadır. Bu ayarlama nedeniyle tahmini tutum durumları uçağın sabit yer eksenine göre gerçek

yönelimine karşılık gelmektedir. Özellikle sapma açısı, yana kaymanın dikkate alınması yoluyla rota açısından bağımsız olarak tahmin edilebilmiştir. Deneysel sonuçlar etkili dönüş ve eğim tahmin performansının yüksek olduğunu göstermiştir. Yapılan algoritmanın bir faydası, tahmini hücum açısının ve yana kaymanın rüzgar sensöründen karşılık gelen bir doğrudan ölçüme göre daha düzgün olması olarak ortaya konulmuştur. Bu sayede meteoroloji istasyonlarına da bu algoritmadan ortalama rüzgar vektörü bilgisi verilmiştir [6].

Cho A. ve arkadaşları; tek antenli GPS alıcısı ve pitot tüpü olan bir insansız hava aracı üzerindeki rüzgar tahmini ve hava hızı kestirimcisi çalışmasında; tek antenli bir GPS alıcısı ve bir hava hızı sensörü kullanarak rüzgar hızı ve yönünün tahmin edilmesinin yanı sıra hava hızı ölçeklendirme faktörünün kalibre edilmesi için yeni bir yaklaşım sunmuşlardır. Önerilen algoritma, yer hızı, rüzgar hızı ve hava hızı arasındaki geometrik ilişkiyi kullanmıştır ve uçuş aerodinamiğini veya yön bilgisini hesaplamalara dahil etmemiştir. Ancak dönüşler ve dairesel manevralar gibi farklı yönlerdeki uçuş ayrıntılarına ihtiyaç duymuşlardır. Uçuş testi sonuçları genişletilmiş kalman filtresiyle tasarlanan algoritmanın iyi olarak çalıştığını göstermektedir. En kötü başlangıç koşulları dikkate alınarak yapılan simülasyonlarda ve hızlı manevraların girdi olarak beslendiği simülasyonlarda sağlam sonuçlar alınmıştır. Tahmini rüzgar hızı ve yönü, yatay yer hızından elde edilen sonuçlarla birebir örtüşmüştür. Tahmini hava hızı kalibrasyonu ve ölçeklendirmesi de yapılan çalışma sonucunda hava hızını da makul ölçüde düzelttiğini ortaya koymuştur. Düşük fonksiyon maliyetiyle insansız hava araçlarının işletilmesi adına önerilen yöntem karmaşık kalibrasyon süreci yükünün azaltıldığını göstermiştir [7].

Krause C. ve arkadaşları, sabit kanatlı bir insansız hava aracı için genel bir dolanma otomasyonunun geliştirilmesi çalışmasında; sistem otomasyonunun bir geliştirmesi olan ve uçuş operatörünün bir hata manevrasına girmesini veya hata manevrasından çıkmasını sağlayan bir dolanma otomasyonunu amaçlamaktadır. Bu algoritma bir komut arayüzü vasıtasıyla uygun manevrayı algılar, ilgili modülü uygulama için etkinleştirir ve mevcut gezgin durumunu yer istasyonuna iletir. Dolanma algoritması, aerodinamik olarak modellenen insansız hava araçlarında denenmiş ve başarılı sonuçlar alınmıştır [8].

Regina N. ve arkadaşları, yer tabanlı hedef yörünge takibi ve gezintisi için insansız hava aracı yönelimi üzerine yaptığı çalışmada; hedefin konumuna bağlı olarak salınımlı bir yörünge oluşturmaya ve izlemeye yönelik bir yöntem sunulmaktadır. η parametresinin değeri her 2π saniyede bir örneklenmektedir. Hedef hızının ölçümü elde edildikten sonra η değeri sayısal olarak hesaplanır. Salınım merkezinin oluşturduğu yol, özellikle sabit hız sınırlaması olan hava araçları için uygundur ve insansız hava aracının kolayca yönlendirilebileceği yumuşak dönüşler üretir. Bununla birlikte, trim frekansı, salınım merkezi tarafından oluşturulan yönergenin kabul edilebilir bir yanal ivme ile sonuçlanmasını sağlayacak kadar küçük seçilebilir. Ayrıca bu tür yörüngelerin izlenmesine yönelik yeni bir yönlendirme kanunu sunulmaktadır. Yönlendirmenin stabilite kanıtı verilmiştir ve sonuç olarak uçuşun doğrudan salınım yörüngesinin merkezinde uçacağını garanti eder. Altı serbest derece uçuş modeli simülatörü üzerinde insansız hava aracı dikkate alınarak ileri simülasyonlar yapılmıştır. Salınım merkezi fikrinin önerilen yönlendirme yasasıyla birlikte gerçekçi durumlarda çok iyi davranışlar sergilediği görülebilmektedir [9].

1.2 Tezin Amacı

Bu tezin amacı, kestirimci yöntemlerle otopilot uygulamalarının hata oranlarının azaltılması üzerine çalışma yapmak olmuştur. Yardımcı otopilot algoritmalarının fazla maliyet ve karmaşıklığı arttırmamak için daha az sensör eklenerek yapılabileceği, kestirim ve yaklaşımların gerçeğe yakın sonuçlar verebildiği, kararlı çalışmanın artırılması için de geri beslemeli kontrol ve ince ayarların yapılabileceği vurgulanmak istenmiştir. Yardımcı otopilot uygulamaları tasarlanırken özgün ve denenmemiş yöntemler tasarlanmaya çalışılmıştır. Mükemmel, mümkünü yener düsturuyla yola çıkılarak problemler basitleştirilmeye çalışılmıştır. Ayrıca bu çalışma ile aviyonik ve otopilot tasarım alanındaki diğer çalışmalara fikir vermesi amaçlanmış olup , bir insansız hava aracı veya seyir füzesi modeli kullanılmadan algoritmalar geliştirilmiştir.

2

TEMEL UÇUŞ MEKANIĞI

2.1 Uçuş Kontrol Yüzeyleri

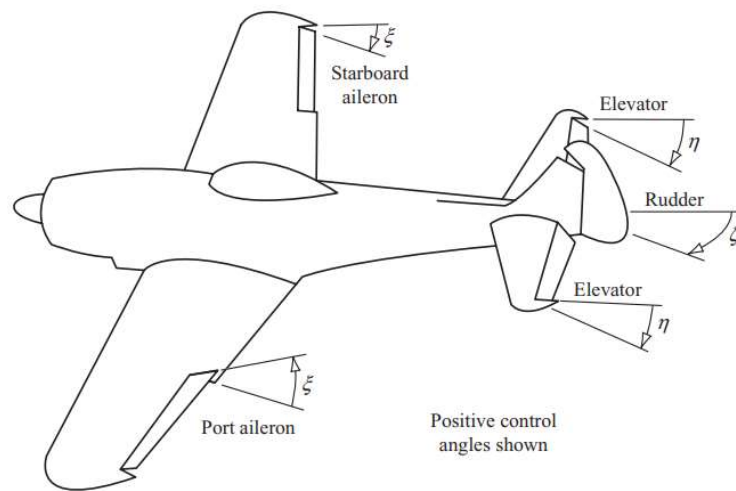
İnsansız hava araçları ve seyir füzelerinde hareket birbirine dik üç ayrı eksende serbest olarak gerçekleşir. Eksen takımı x,y ve z eksenleri olarak adlandırılır. Boylamsal (longitudinal) eksen; x eksen, yanal (lateral) eksen; y eksen, dikey (vertical) eksen; z eksen olarak adlandırılır.

Uçuşun x (longitudinal) eksenindeki hareketine yuvarlanma (roll) hareketi ismi verilir ve bu hareket insansız hava araçlarında kanatçıklarla (aileron), seyir füzelerinde ise kontrol tahrik sistemi kanatları ile kontrol edilir.

Uçuşun y (lateral) eksenindeki hareketine yunuslama (pitch) hareketi ismi verilir ve bu hareket insansız hava araçlarında irtifa dümeniyle (elevator), seyir füzelerinde kontrol tahrik sistemi kanatları ile kontrol edilir.

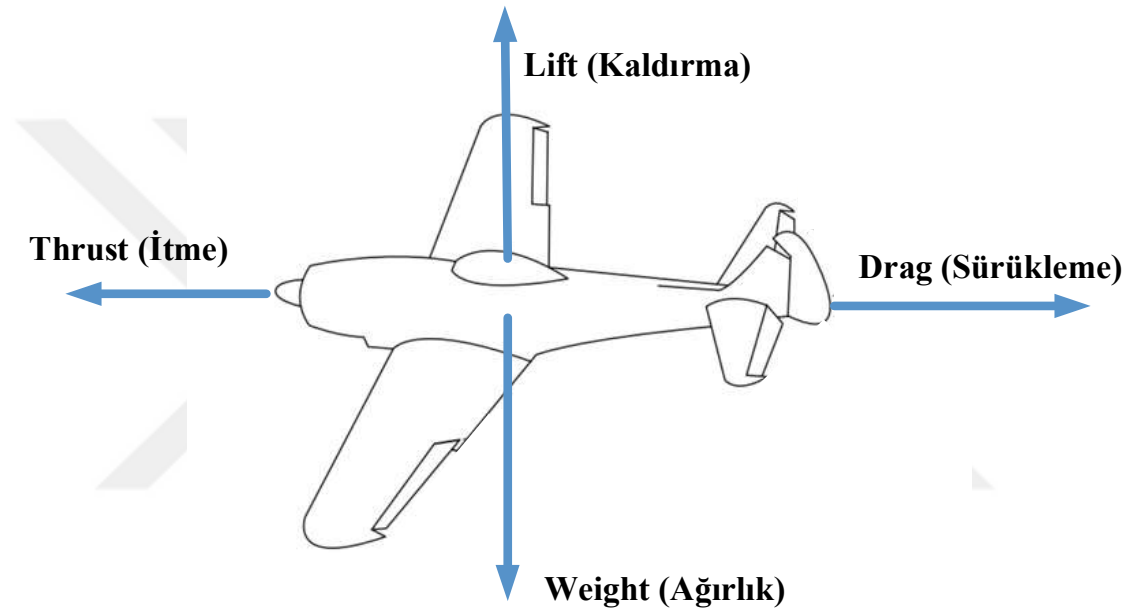
Uçuşun z (vertical) eksenindeki hareketine sapma (yaw) hareketi ismi verilir ve bu hareket insansız hava araçlarında istikamet dümeni(rudder) ile, seyir füzelerinde ise sabit kanatlar ve kontrol tahrik sistemi kanatları ile kontrol edilir.

Uçuş kontrol yüzeyleri ve açılımları Şekil 2.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.1 Kontrol yüzeyleri ve açılar

Uçuşa temelde etki eden dört ana kuvvet vardır. Bu kuvvetler; kaldırma kuvveti (lift), itme kuvveti (thrust), sürüklenme kuvveti (drag) ve ağırlık (weight) olarak tanımlanır [10, 11]. İtme kuvveti, uçuşta hava hızını oluşturur ve motor gaz kolu (throttle) ile kontrol edilir [12]. Hava hızının yere göre durumuna yer hızı adı verilir ve yeryüzüne olan izdüşüme göre hesaplanır. 3 eksende göz önünde bulundurulduğunda, boylamsal ekseninde hız ve motor gaz kolu kontrolü de otonom kontrolün bir parçası haline gelmektedir [13]. Şekil 2.2 ile uçuşa etki eden 4 ana kuvvet gösterilmiştir.



Şekil 2.2 Uçuşa etki eden kuvvetler

2.2 Uçuş Fazları

Uçuşun başlangıç aşamasından bitiş aşamasına kadar olan tüm adımlar uçuş fazları olarak adlandırılır. Bir insansız hava aracında uçuş fazları; pistte taksi (taxi), kalkış (take-off), tırmanma (climb), seyrisufer (cruise), alçalma (descent), yaklaşma (approach), iniş (landing) olarak tanımlanmıştır [14]. Bir insansız hava aracındaki uçuş fazları Tablo 2.1 ve Şekil 2.3 ile gösterilmiştir.

Seyir füzesinde ise uçuş fazları; fırlatma (launch), seyrisufer (midcourse) (tırmanma (climb), seyir (cruise), güdüm fazı (guidance)), terminal (terminal) (arayıcı fazı (seeker)), olarak tanımlanmıştır. Bir seyir füzesindeki uçuş fazları Tablo 2.2 ile gösterilmiştir [15].

Tablo 2.1 İnsansız hava araçları için uçuş fazları

Uçuş Fazı	Tanım
Pistte Taksi (Taxi)	Uçağın kalkış öncesi ve iniş sonrası pistte yaptığı harekete taksi denir.
Kalkış (Take-off)	Uçağa uygulanan kalkış için yeterli olan kaldırma gücünün uygulanması sonrası yere göre 35 feet irtifaya ulaşana kadar olan uçuş fazıdır
Tırmanma (Climb)	Uçuşun yanal ekseninde istenen irtifaya gelene kadar pozitif tırmanma oranı ile yaptığı uçuş fazıdır.
Seyir (Cruise)	Uçuşun hedeflenen irtifa, hız ve yönelim açısıyla düzlemsel olarak yapılan uçuş fazıdır.
Açalma (Descent)	Negatif tırmanma oranı ile yaklaşma evresine kadar olan irtifa kaybedilen uçuş fazıdır.
Yaklaşma (Approach)	Yere göre 1000 feet irtifa ile iniş palyesi arasındaki iniş pistine yapılan uçuş fazıdır.
İniş (Landing)	İniş palyesi ile piste temas (touch-down) arasındaki uçuş fazıdır.



Şekil 2.3 Uçuş fazları

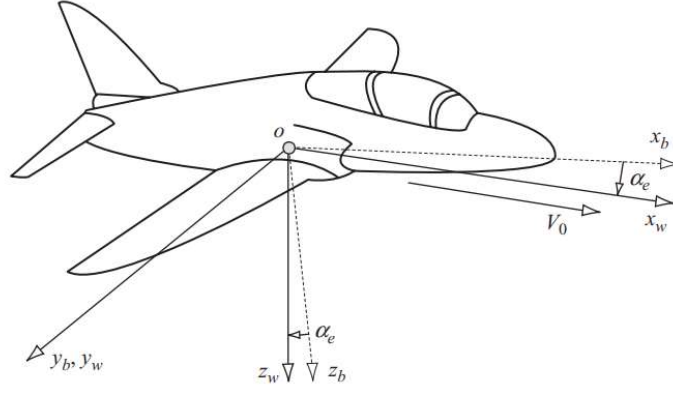
Tablo 2.2 Seyir füzeleri için uçuş fazları

Uçuş Fazı	Tanım
Fırlatma (Launch)	Seyir füzesinin bağıl platformdan fırlatıldığı fazdır. Bu fazda ANS veya AÖB temelli uçuş yapılır.
Seyrüsefer (Midcourse)	Seyir füzesinin ara safha uçuşunun yapıldığı uçuş fazıdır.
Terminal (Terminal)	Terminal fazında seyir füzesi güdümü, arayıcı ve hedefin pozisyonu üzerinden yapılır. Hedefe kadar olan uçuş fazıdır.

2.3 Eksen Takımları

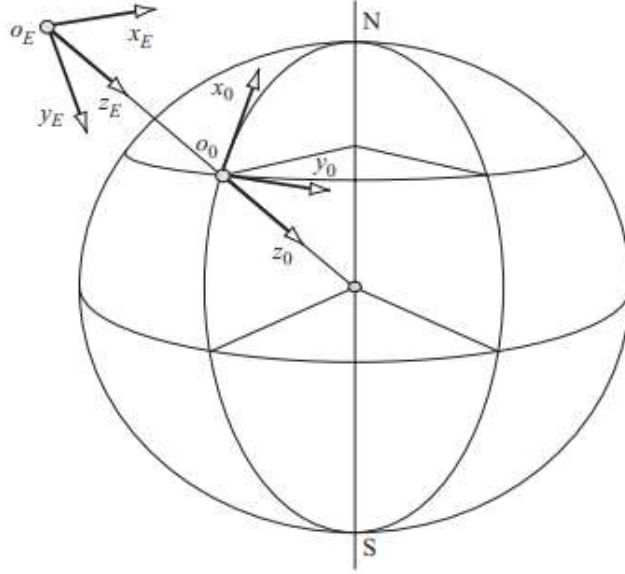
Uçuş hareketini tanımlamak ve hareket denklemlerini yazabilmek için eksen takımlarının ya da başka bir ifade ile koordinat sisteminin belirtilmesi gerekmektedir. Hangi koordinat sistemi üzerinde tanımlama yapılıyorsa ilgili koordinat sisteminden diğer bir koordinat sistemine geçiş için döndürme formülleri kullanılmaktadır.

Uçuş hareketi için üç koordinat sistemi tanımlanmıştır. Bunlar; uçuş gövde referanslı eksen takımı, uçuş yer referanslı eksen takımı ve uçuş kararlılık eksen takımıdır. Uçuş gövde referanslı eksen takımı, insansız hava araçlarında veya seyir füzelerinde; gövdeye sabitlenmiş olarak düşünülebilir. Bu eksen takımında merkez noktası, insansız sistemin veya seyir füzesinin ağırlık merkezi noktası olarak konumlandırılır. X eksenini boylamasına olan uçuş eksenini, Y eksenini X eksenine göre sağ kol ucu, Z eksenini ise dikey eksen olarak tanımlanır. İnsansız sistemler ve seyir füzelerinde genellikle gövde eksen takımı, referans eksen takımı olarak kullanılmaktadır. Özellikle seyir füzelerinde, algoritma döngü süreleri çok kısa olduğundan dönüşüm formüllerine ihtiyaç duyulmadan gövdeye göre eksen kontrol edilir. Gövde eksen takımının bir insansız hava aracı ve seyir füzesi için görünüşleri Şekil 2.4 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.4 Gövde referanslı eksen takımı

Uçuş yer referanslı eksen takımında merkez yine insansız hava aracının veya seyir füzusunin ağırlık merkezi olarak alınır. X ve Y eksenleri birbirlerini dik olarak keser. Z eksenini ise yer istikametini merkez istikamet olarak çizer. Bu eksen takımında boylamsal olan X eksenini kuzey (N), Y eksenini ise doğu (E) yönlerini gösterir. Literatürde de kuzey-doğu-yer (north-east-down / NED) olarak tanımlanır. Şekil 2.5 ile yer eksen takımı gösterilmiştir.

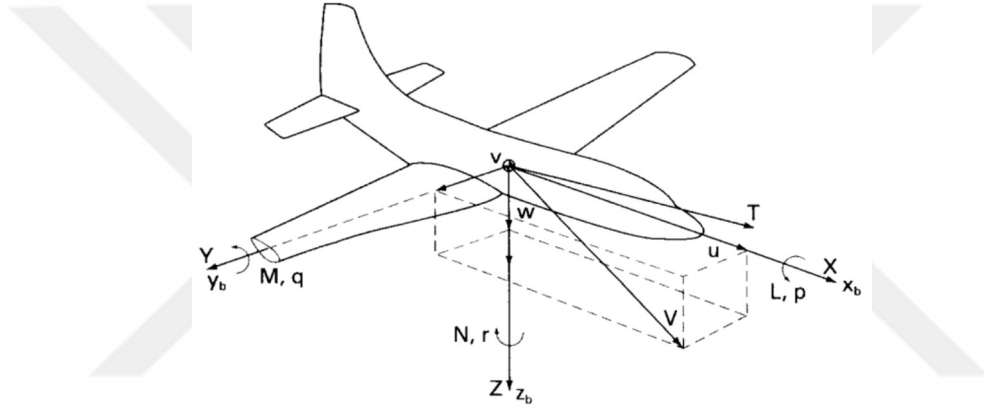


Şekil 2.5 Yer referanslı eksen takımı

Kararlılık eksen takımında, diğer eksen takımlarında olduğu gibi merkez uçak ağırlık merkezi olarak kabul edilir. Bu eksen takımında uçuş gövde referanslı eksen takımının, yanal eksen üzerinde hücum açısı kadar döndürülmesi ve boylamsal ekseninin serbest rüzgar doğrultusunda olduğu durumdur [16, 17].

2.4 Uçuş Mekanikği

Uçuş mekaniği, aerodinamik, performans ve aeroesneklik gibi disiplinlerin bir araya gelerek oluşturduğu disiplinler arası bir yöntemdir. Uçuş mekaniği hava araçları ve seyir füzelerinde etki eden kuvvetler ve momentleri inceler. Hava araçlarına etki eden temelde üç ayrı kuvvet vardır. Bu etki eden kuvvetler Şekil 2.6'da gösterilmiştir. Bu kuvvetleri temel olarak Newton kanununa göre denklemler oluşturulduğunda uçuş için altı serbestlik dereceli doğrusal olmayan denklemleri türetilmektedir [18]. Uçuş esnasında oluşan bu ana kuvvetler, aerodinamik kuvvet, itme kuvveti ve yerçekimi kuvvetinden oluşur. Tablo 2.3 ile uçuşa etki eden tüm bileşenler gösterilmiştir [19].



Şekil 2.6 Uçuşa etki eden bileşenler

Uçuşa etki eden bileşenlerin tanımları Tablo 2.3 ile gösterilen şekildedir [10]. Uçuş için gövde referanslı eksen takımı, yer referanslı eksen takımı dönüşümleri, döndürme formülleri kullanılarak elde edilir. Uçuş mekaniği için ana hesaplamalar yapılırken en önemli parametre; hangi eksen takımının referans alındığı üzerinedir. Örneğin, enlem boylam ve yer hızı gibi bileşenler, yeryüzü referanslı olduğu için, diğer tüm parametreler gövde eksen takımına göre yapılmış olsa da bu parametrelerin hesabı yapılırken, yeryüzü referanslı eksen takımına geçiş yapılmalıdır.

Tablo 2.3 Uçuşa etki eden bileşenler

Gösterim	Tanım
X_b, Y_b, Z_b	Gövde eksenleri bileşenleri
T_x, T_y, T_z	İtme kuvveti bileşenleri
W_x, W_y, W_z	Yerçekimi kuvveti bileşenleri
X, Y, Z	Aerodinamik kuvvet bileşenleri
L, M, N	Aerodinamik moment bileşenleri
u, v, w	Doğrusal hız bileşenleri
p, q, r	Açısal hız bileşenleri
I_x, I_y, I_z	Eylemsizlik momenti bileşenleri
I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}	Çarpım eylemsizlik momenti bileşenleri

C_D, C_S, C_L aerodinamik kuvvet katsayıları, Q basınç katsayısı, S kaldırma yüzey alanı olarak alındığında ana aerodinamik kuvvet denklemleri aşağıdaki gibidir [19];

$$X = C_D Q S \quad (2.1)$$

$$Y = C_S Q S \quad (2.2)$$

$$Z = C_L Q S \quad (2.3)$$

C_l, C_m, C_n aerodinamik moment katsayıları, Q basınç katsayısı ve S kaldırma yüzey alanı ve l kanat açıklığı olarak alındığında aerodinamik moment denklemleri aşağıdaki gibidir [19];

$$L = C_l Q S l \quad (2.4)$$

$$M = C_m Q S l \quad (2.5)$$

$$N = C_n Q S l \quad (2.6)$$

Uçuş mekaniğindeki durum değişkenleri Tablo 2.4 ile tanımlanmıştır [19].

Tablo 2.4 Durum değişkenleri

Gösterim	Tanım	Gösterim	Tanım
V	Hız	X_e	X eksenindeki konum
α (alfa)	Hücum açısı	Y_e	Y eksenindeki konum
β (beta)	Kayma açısı	Z_e	Z eksenindeki konum
p	Yuvarlanma açısal hız	δ_t delta throttle	Throttle değişkeni
q	Yunuslama açısal hız	δ_a delta aileron	Aileron değişkeni
r	Sapma açısal hız	δ_e delta elevator	Elevator değişkeni
ψ (psi)	Sapma açısı	δ_r delta rudder	Rudder değişkeni
θ (theta)	Yunuslama açısı	δ_f delta flap	Flap değişkeni
ϕ (phi)	Yuvarlanma açısı	δ_{rv} delta rv	Ruddervator değişkeni

Hücum (α) açısının ve sapma açısının hız bileşenleri cinsinden tanımlanması aşağıdaki denklemlerle tanımlanabilir [19];

$$V = (u^2 + v^2 + w^2)^{1/2} \quad (2.7)$$

$$\alpha = \tan^{-1} w/u = \frac{w}{u} \quad (2.8)$$

$$\beta = \sin^{-1} v/V = \frac{v}{V} \quad (2.9)$$

Uçuş hattı açısı (γ) ve irtifa (Z_e) değişkenleri de hız cinsinden aşağıdaki gibi tanımlanabilir [15];

$$Z_e = V \sin \gamma = V \sin (\theta - \alpha) \quad (2.10)$$

$$\gamma = \theta - \alpha = \arcsin (Z_e / V) \quad (2.11)$$

Uçuş hareket denklemleri temel Newton yasalarından çıkarılmıştır. Tüm bu denklemler Bölüm 2.3 ile tanımlanan gövde eksen takımı referans alınarak hesaplanmıştır [19].

Lineer olmayan modelin oluşturulması için vektör tanımları Tablo 2.5 ile gösterildiği gibidir.

Tablo 2.5 Vektör tanımlamaları

Gösterim	Tanım
$\mathbf{F} = [X_B, Y_B, Z_B]$	Kuvvet vektörü
$\mathbf{M} = [L, M, N]$	Temel moment vektörü
$\mathbf{V} = [u, v, w]$	Ana hız vektörü
$\mathbf{W} = [p, q, r]$	Açısal hız vektörü
$\Phi = [\varphi, \theta, \psi]$	Durum vektörü
$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yz} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$	Atalet moment matrisi

$$\sum \mathbf{F} = \frac{d}{dt} (m \mathbf{V}) + m (\mathbf{W} \times \mathbf{V}) \quad (2.12)$$

$$\sum \mathbf{M} = \frac{d}{dt} (\mathbf{I} \mathbf{W}) + \mathbf{W} \times (\mathbf{I} \mathbf{W}) \quad (2.13)$$

2.12 ve 2.13 numaralı eşitliklerde Newton'un dinamiğin temel prensibi yasasına göre ana kuvvet ve ana moment denklemleri verilmiştir. Lineer olmayan model, dinamik ve kinematik hareket denklemleri üzerinden türetilmiştir. Bu noktada sırayla kuvvet, moment ve durum denklemleri çıkarımı yapılmaktadır.

$\mathbf{F} = [X_B, Y_B, Z_B]$ kuvvet vektörü olarak tanımlanmıştır ve uçuş ağırlık merkezinde oluşan temel aerodinamik kuvvetlerin, yerçekimi kuvvetlerinin ve itki kuvvetinin toplamıdır. Uçuş ağırlık merkezine etki eden kuvvetler aynı zamanda eksen takımı

merkez noktasına da etki eden kuvvetlerdir. Lineer olmayan model üzerinden kuvvet vektörü eşitliği;

$$\mathbf{F} = m\mathbf{V} + \mathbf{W} \times m\mathbf{V} \quad (2.14)$$

$$X_B = m(u + qw - rv) \quad (2.15)$$

$$Y_B = m(v + ru - pw) \quad (2.16)$$

$$Z_B = m(w + pv - qu) \quad (2.17)$$

$\mathbf{M} = [L, M, N]$ moment vektörü olarak tanımlanmıştır. Uçuş kütle atalet toplam momenti ve çarpımların toplam atalet momenti yapısal olarak kütle dağılımına bağlıdır. Atalet momentinin büyüdüğü dağılımlarda, uçuşun dönüşlerde göstereceği direnç büyük olur [19]. Lineer olmayan model üzerinden türetilen moment vektörü eşitliği;

$$\mathbf{M} = \mathbf{I} \mathbf{W} + \mathbf{W} \times \mathbf{I} \mathbf{W} \quad (2.18)$$

$$L = pI_{xx} - rI_{xz} - qpI_{xz} + qr(I_{zz} - I_{yy}) \quad (2.19)$$

$$M = qI_{yy} - pr(I_{xx} - I_{zz}) + (p^2 - r^2)I_{xz} \quad (2.20)$$

$$N = rI_{zz} - pI_{xz} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + qrI_{xz} \quad (2.21)$$

şeklindedir.

Temel hareket denklemlerine dayanan durum denklemleri ise uçuş denklemlerini zaman değişimlerine göre tanımlamaktadır. [20] Bu durum denklemleri gövde eksen takımı ve ataletsel eksen takımı arasında kalan Euler açılarının zamana göre türevleri ile ifade edilir [20].

$\Phi = [\varphi, \theta, \psi]$ Euler açıları vektörü, insansız hava aracı ya da seyir füzesinin koordinat sistemindeki yönelimlerini göstermektedir. Açılar için denklem çıkarımları da aşağıdaki gibidir;

$$\Phi = [E(\Phi)] \mathbf{W} \quad (2.22)$$

$$[E(\Phi)] = \begin{bmatrix} 1 & \sin\varphi \tan\theta & \sin\varphi \tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi / \cos\theta & \cos\varphi / \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

$$p = \dot{\varphi} - \psi \sin\theta \quad (2.24)$$

$$q = \dot{\theta} \cos\varphi + \psi \cos\theta \sin\varphi \quad (2.25)$$

$$r = \psi \cos\theta \cos\varphi - \theta \sin\varphi \quad (2.26)$$



3

KONTROL TEORİSİ VE TEMEL OTOPILOT TASARIMI

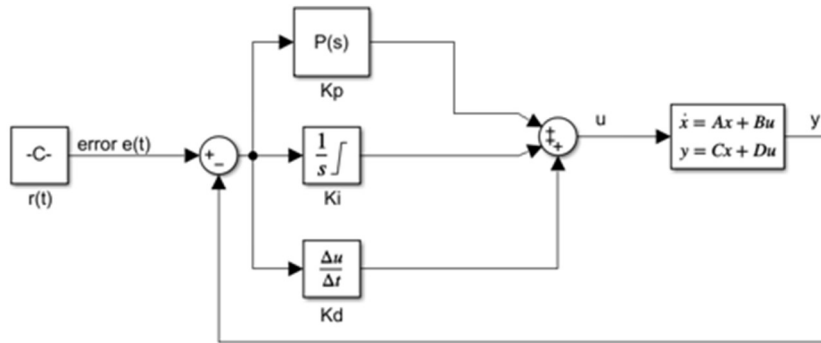
Temel otopilot kontrolcü tasarımı uçuşa etki eden üç eksenli kontrol etmek üzerine tasarlanır. Yatay otopilot uçuşun yatay eksenindeki yönelim açısını kontrol etmek üzere tasarlanır. Dikey otopilot irtifa kontrolünü deniz seviyesi ve coğrafik seviyeye göre yapar. Hız otopilotu ise uçuş hızını yer ve hava hızına göre kontrol eder.

3.1 Kontrol Sistemleri

3.1.1 PID Kontrolcü

Oransal, İntegral, Türevsel (Proportional Integral Derivative, PID) kontrol yöntemi basit yapısı ve gürbüz performans özellikleri nedeniyle hem endüstride hem de havacılık uygulamalarında sıklıkla kullanılan bir yöntemdir. Pratikte türevsel kısmın çok fazla kullanılmaması ile birlikte Oransal İntegral (PI) kontrol yöntemlerinin daha sık kullanıldığı görülmektedir [21].

PID kontrolcünün amacı istenen değer ile anlık değer arasındaki farkı küçülterek istenen değere yakınsanmaktır. Bu noktada kararlılığı arttıran oransal ve integral etkisinin çok iyi hesaplanmış olması gerekmektedir. İstenen değer etrafında histerisiz oluşması ve buradaki salınımın devam etmesi, özellikle kontrol yüzeylerinin kumanda edildiği otopilot sistemlerinde istenmeyen etkiler oluşturacaktır. Şekil 3.1 ile PID kontrolcü için basit model gösterilmiştir.



Şekil 3.1 PID kontrol blok gösterimi

Oransal integral türevsel kontrolcünün matematiksel ifadesi aşağıda verilmiştir.

$$u(t) = Kp e(t) + Ki \int_0^t e(t) + Kd \frac{de(t)}{dt} \quad (3.1)$$

$$u(t) = Kp \left(e(t) + \frac{1}{Ti} \int_0^t e(t) + Td \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (3.2)$$

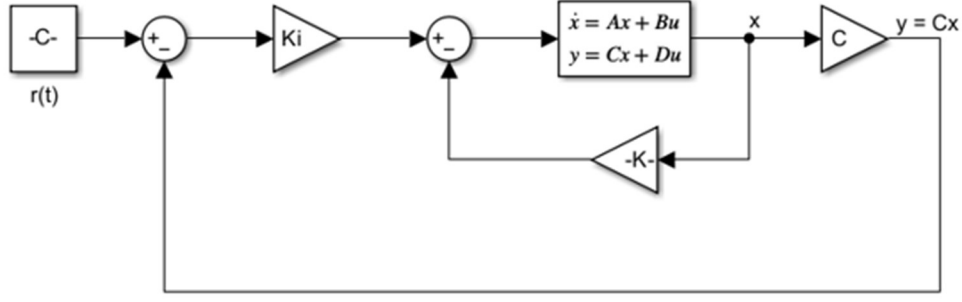
$$e(t) = r(t) - y(t) \quad (3.3)$$

Tablo 3.1 PID parametreleri açıklamaları

Gösterim	Açıklama
Kp	Oransal kontrol kazanç sabiti
Ki	İntegral kontrol kazanç sabiti
Kd	Türevsel kontrol kazanç sabiti
e(t)	Fark, hata
Ti	İntegral zamanı
Td	Türev zamanı
r(t)	Giriş işareti
y(t)	Çıkış işareti

3.1.2 LQR Kontrolcü

Birden fazla giriş ve birden fazla çıkış bulunduran sistemlerde kararlılığın artırılması için doğrusal kare regülatör (linear quadratic regulator, LQR) metodu kullanılmaktadır. Doğrusal kare regülatör, kontrolcünün gürbüzlüğü ve kararlılığını arttırmakla birlikte; maliyet parametresini en küçüğe yakınsayacak, kazanç matrisini çıkarmaktadır [22, 23]. Şekil 3.2 ile LQR kontrol yöntemi gösterilmiştir.



Şekil 3.2 LQR kontrol blok gösterim

Doğrusal kare regülatör kontrolcü için matematiksel ifade aşağıdaki gibidir [15];

$$J = w \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (3.4)$$

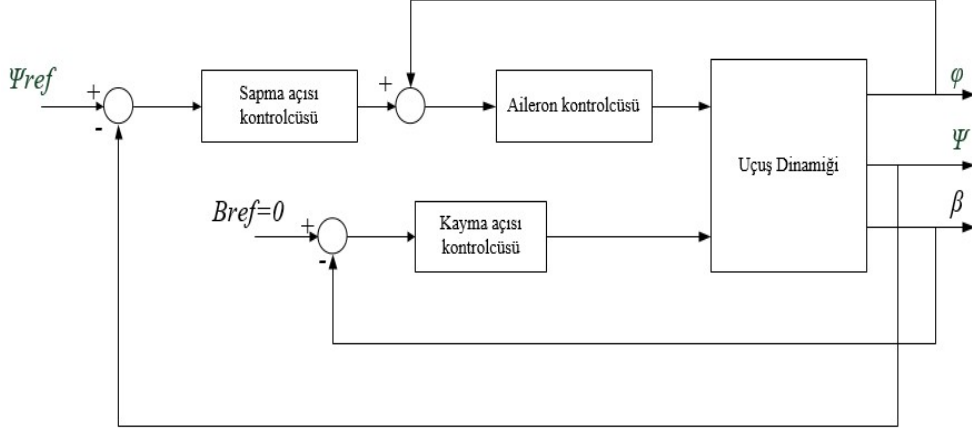
$$Q_{ii} = \frac{1}{x_i^2 \text{ maksimum değeri}} \quad (3.5)$$

$$R_{jj} = \frac{1}{u_j^2 \text{ maksimum değeri}} \quad (3.6)$$

3.2 Yatay Otopilot

Yatay (lateral) otopilot, yatay uçuş eksenindeki hareketi kontrol etmek için tasarlanmış otopilottur. Yatay otopilotta yönelim açısı (heading) değeri kullanılarak, kanatçıklar (aileron) kontrol edilir. Yönelim açısı (heading) coğrafik 0° ile coğrafik 360° arasında değişir. Kuzey yönünü coğrafik 0° temsil eder.

Yanal statik stabilite, uçuşun yuvarlanma anlamında kanat seviyesi dengesini koruma yetkinliği ile alakalıdır. Kanat seviyesi bazıları uçuşu istikrarsızlaştırıcı olan birçok başka katkı olmasına rağmen, bir uçuşa yanal statik stabilite kazandıran en görünür parametredir. Bu parametrenin kontrolü sabit trim durumunda tüm uçuşun kanatlarının düz olması gereksinimi karşısında yanal statik stabilite ve buna bağlı olarak otopilot, en baştan tasarlanmak durumundadır. Çok fazla yanal statik stabilite durumunun uçuş üzerinde yanal manevra kabiliyetini azaltacağı da bu stabilitenin esnekliğinin önemini göstermektedir. Şekil 3.3 ile yatay otopilot kontrol mantığı gösterilmiştir.

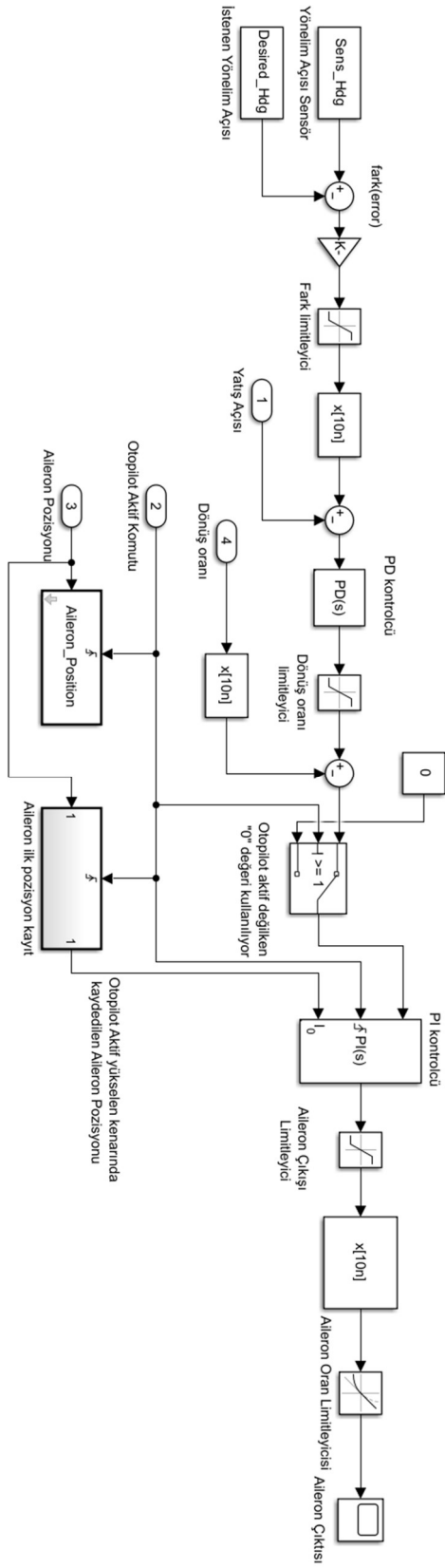


Şekil 3.3 Yatay otopilot genel tasarım mimarisi

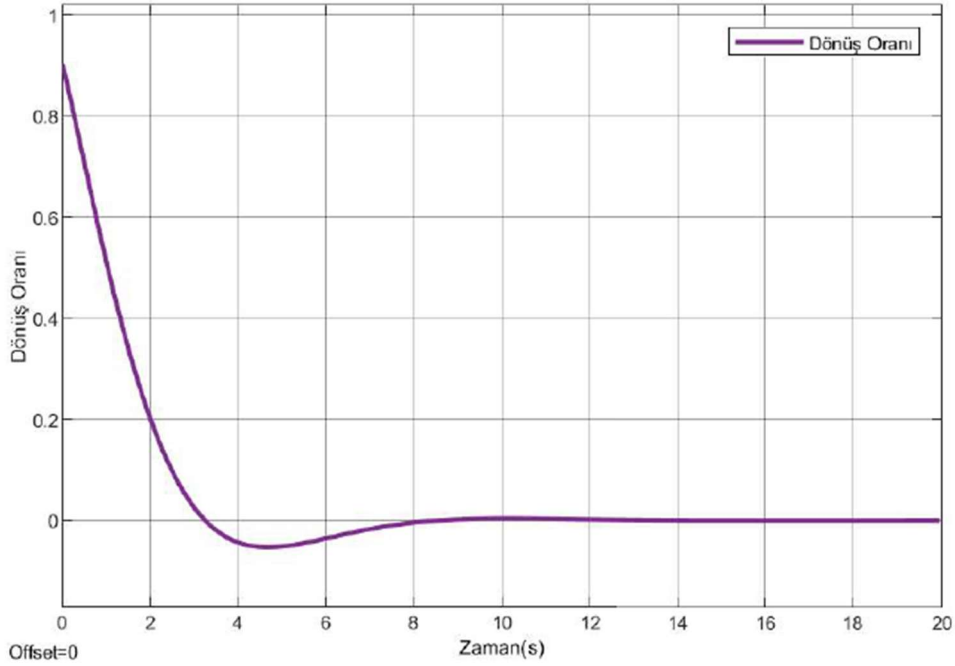
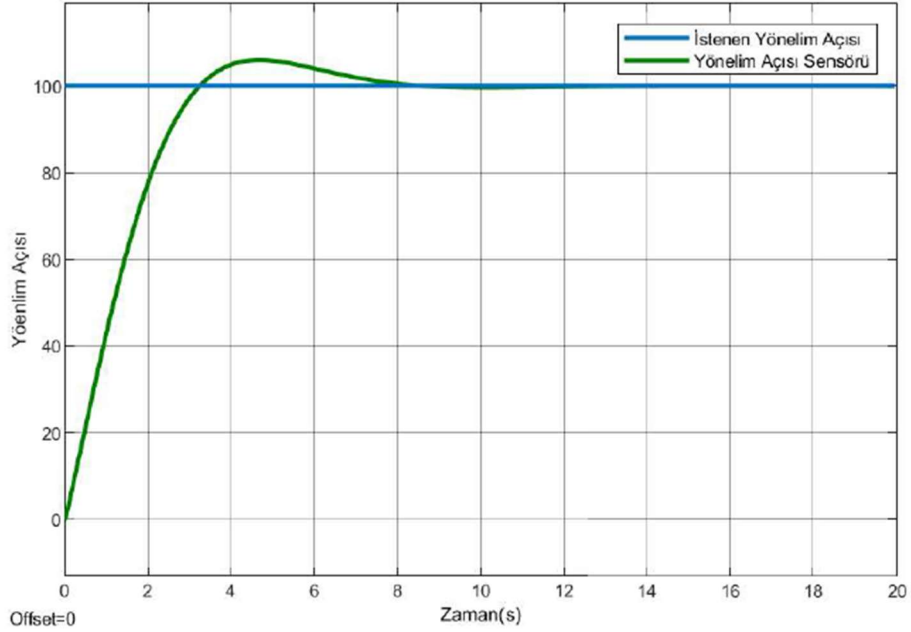
Şekil 3.4’de tasarlanan yanal otopilot istenen yönelim açısı ile sensörden alınan yönelim açısının farkının en aza yakınsanması yöntemi üzerine tasarlanmıştır. Giriş olarak sensör yönelim açısı (heading_sensor) değeri ile istenen yönelim açısı arasındaki fark hesaplanıp, hata oranı bulunmuştur. Hata oranının yüksek olması kararlılığı etkileyeceği ve otopilotun çıktısı olarak kontrol yüzeylerine ani hızlı değişikliklere sebep olabileceği için hata oranı sınırlandırılmıştır.

Yanal otopilot tasarlanırken kaskat bir yapı kullanılmıştır. Uçağın normal veya dikey eksenini ile uçağın boylamsal eksenini içeren dünyanın dikey düzlemi arasındaki açı olan yatış açısı (bank angle), hesaplanan fark açısına etkisi üzerine eklenerek oransal kontrolcüye girdi olarak kullanılmıştır. Bu kontrolcünün çıktısı, dönüş oranı ile kıyaslanarak yeni bir fark oranı hesaplanmış ve otopilot aktif durumunda, oransal integral bir ikinci kontrolcüye girdi olarak kullanılmıştır. Aileron kontrol yüzeylerinin ilk durumu bu kontrolcüde başlangıç durumu olarak kabul edilerek, her otopilot aktif komutunda otopilotun kararlılığı artırılmıştır. Kontrolcü sonrasında doğruluğunun artırılması için sınırlandırma eklenerek, aileron hareketi (-1) – (1) değerleri arasında olacak şekilde aileron hareketi çıktı olarak kullanılmıştır.

Şekil 3.4 Yatay otopilot kontrol bloğu



Yatay otopilot için tasarlanan otopilot kontrol bloğunun çıktısı Şekil 3.5 ile gösterilmiştir. İstlenen yönelim açısı ve sensörden alınan yönelim açısı arasındaki fark, kontrol edilmek istenen hatayı belirlerken, yatış açısı değeri bu hatadan çıkarılmış ve PD kontrolcü ile açısız olan bu hata, zamana göre oransal hata oranına çevrilmiştir. Otopilot aktif komutu ile kontrolcü PI, ilk aileron değerini de baz değer olarak alarak aileron komutlarını oluşturmuştur.



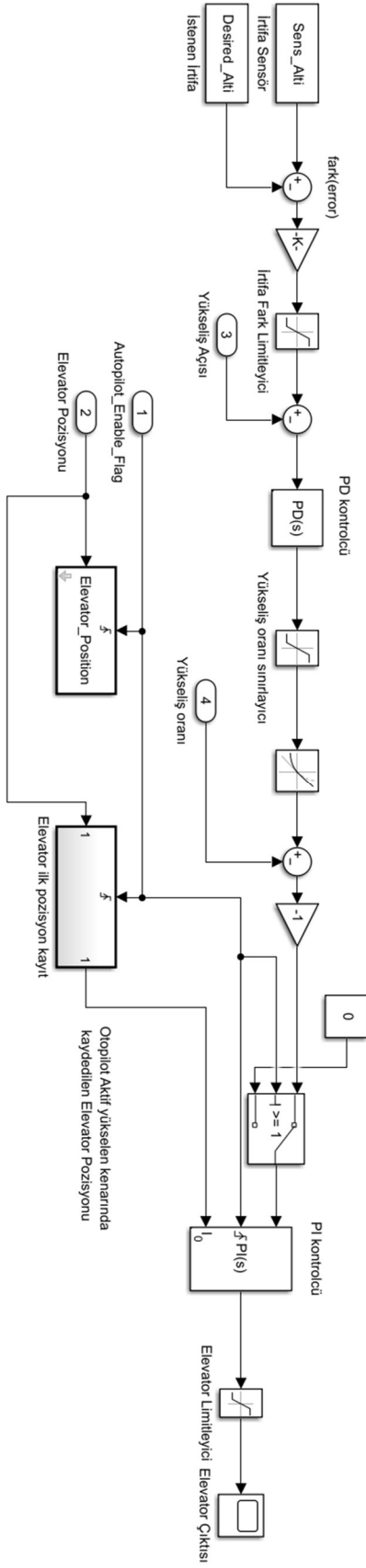
Şekil 3.5 Yatay otopilot çıktıları

3.3 Dikey Otopilot

Dikey (longitudinal) otopilot, dikey uçuş eksenini hareketini ve doğal olarak irtifayı kontrol etmek için tasarlanmış otopilottur. Dikey otopilot (pitch) değeri kullanılarak (elevator) kontrol edilir.

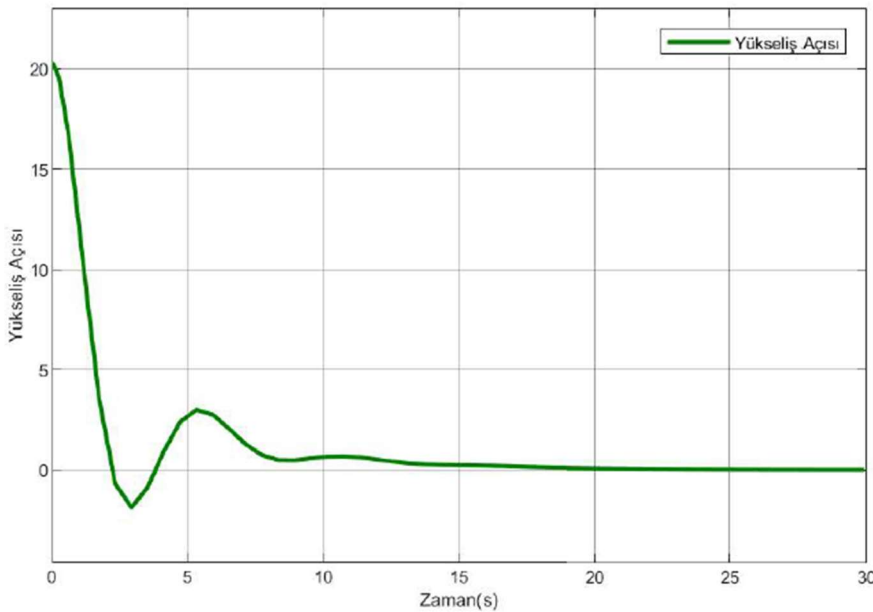
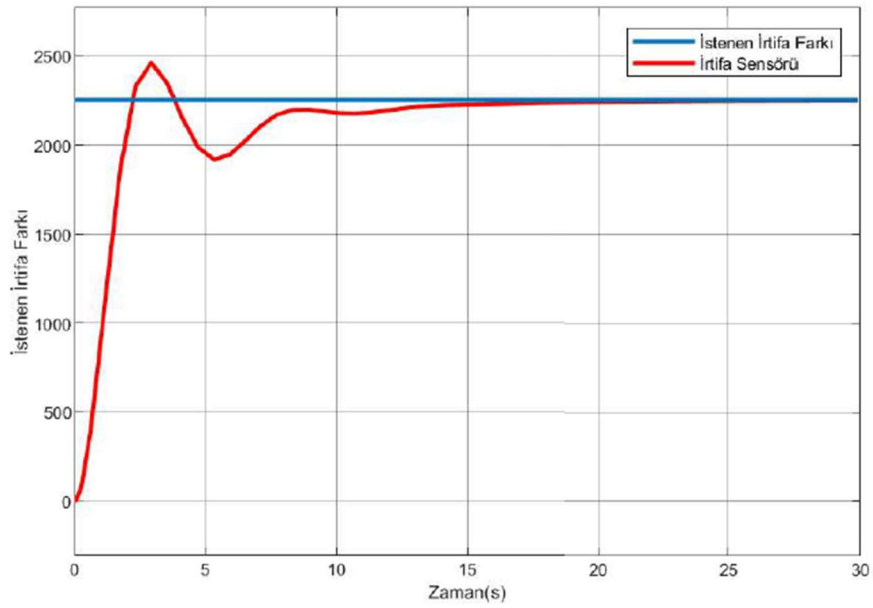
Sabit kontrolcü olarak tanımlanan durum, dikey otopilot kontrol yüzeyi olan elevator ve elevator sekmesinin mevcut trim durumuna karşılık gelen sabit ayarlarda tuttuğu durum anlamına gelir. Uygulamada uçuşun trim kumandaları için gereken sabit ayarda tuttuğu durum anlamına gelir. Bu, elbette uçuşun stabil olduğunu ve trimde olduğunu varsayar. Statik olarak stabil bir uçuş için stabilite marjı K_n pozitif olması beklenir. K_n değeri ne kadar büyük olursa uçuşun sahip olduğu stabilite ve kararlılık derecesi o kadar yüksek olur. Uçuşta eksen takımlarının merkezi olan, ağırlık merkezinin kontrolün sabit nötr noktası h_n değerinin ilerisine konumlandığında uçuşun stabil olması beklenir. Dolayısıyla kabul edilebilir kararlılık marjları, belirli bir uçuşta izin verilen ağırlık merkezi konum toleransı aralığını belirler. Bu insansız hava araçları ve seyir füzelerinde temel tasarım parametresi olarak karşımıza çıkmaktadır. Ağırlık merkezi konum toleransları, arka sınır olarak genellikle kontrolün sabit nötr noktasına karşılık gelirken, ön sınır izin verilen maksimum kararlılık marjına göre belirlenir. Bu noktada özellikle dikey otopilot tasarımında stabilitenin yüksek olması, stabilitenin olamaması kadar uçuş üzerinde olumsuz etki yaratacağı da unutulmamalıdır. Çok kararlı bir sistem, esnekliği de kaybeder ve özellikle dikey otopilot kontrolcüsünde alçalma ve yükselme isterlerini zamana göre karşılaması zorlaşır.

Şekil 3.6'da tasarlanan dikey otopilot, uçuş irtifa dümenini kontrol etmek amacıyla, yere göre irtifanın anlık değeri ile istenen irtifa arasındaki farkın en aza indirmesi yöntemi ile tasarlanmıştır. Giriş olarak irtifa sensör verisi (Altitude_Sensor) ile istenen irtifa verisi (Desired_Altitude) arasındaki matematiksel fark hesaplanarak, ani alçalma ve yükselmeye karşı limitlenmesini girdi olarak kullanır. Burun açısı (pitch angle) bu otopilotta kaskat kontrolcü olarak kullanılmıştır. Burun açısının anlık durumu etkisi ilk hesaplanan farka eklenerek, dikey otopilot aktif sinyali ile oransal integral kontrolcüye sokulur. Bu kontrolcüden alınan çıkış irtifa dümeni kontrol datası çıkışı olarak kullanılır. İrtifa dümeni(elevator) kontrol datası (-1) – (1) değerleri arasında sınırlandırılmıştır.



Şekil 3.6 Dikey otopilot kontrol bloğu

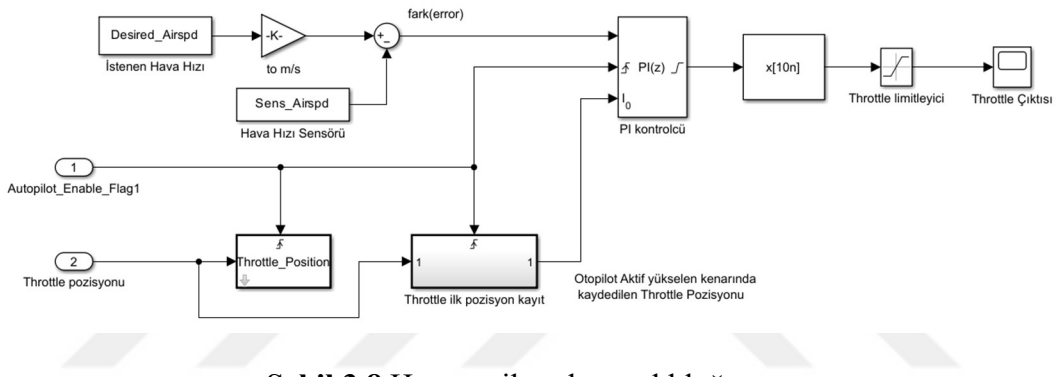
Şekil 3.7’de dikey otopilot kontrol bloğu için çıktı verilmiştir. Dikey otopilotta istenen irtifa ve sensörden alınan irtifa bilgisi, yükseliş açısına çevrilmiş ve sensörden alınan yükseliş açısı ile farkı açı cinsinden hatayı vermiştir. PD kontrolcü ile zamana bağlı olan durumu hesaplanarak, açı olan düzeltilmek istenen hata, yükseliş oranına çevrilmiş ve PI kontrolcü ile algoritma elevator çıktısı elde etmiştir. PI kontrol bloğu ilk değer olarak, otopilot aktif sinyalini takip etmiş ve yükselen kenarına göre ilk elevator değerini baz elevator pozisyonu olarak hesaba katmıştır.



Şekil 3.7 Dikey otopilot çıktıları

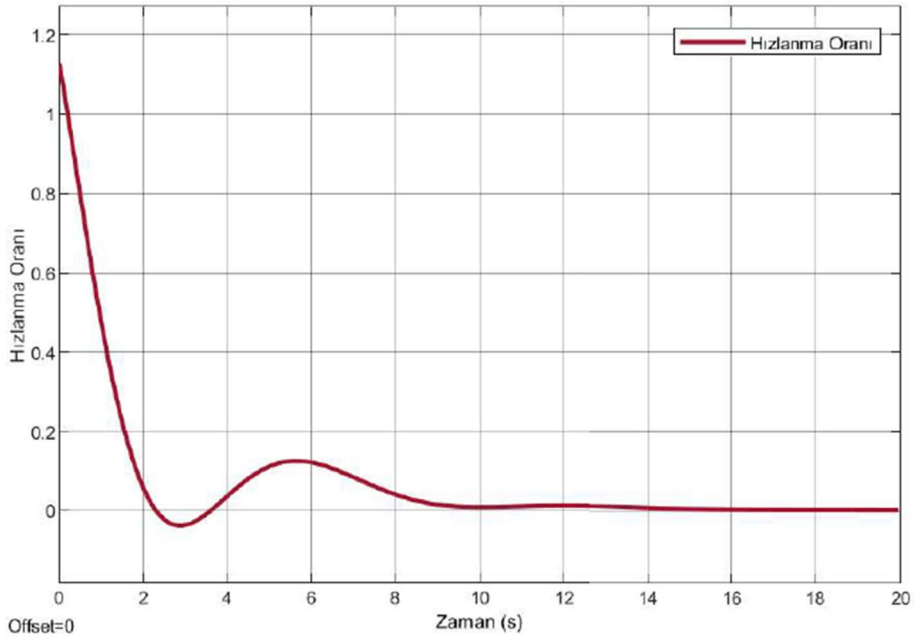
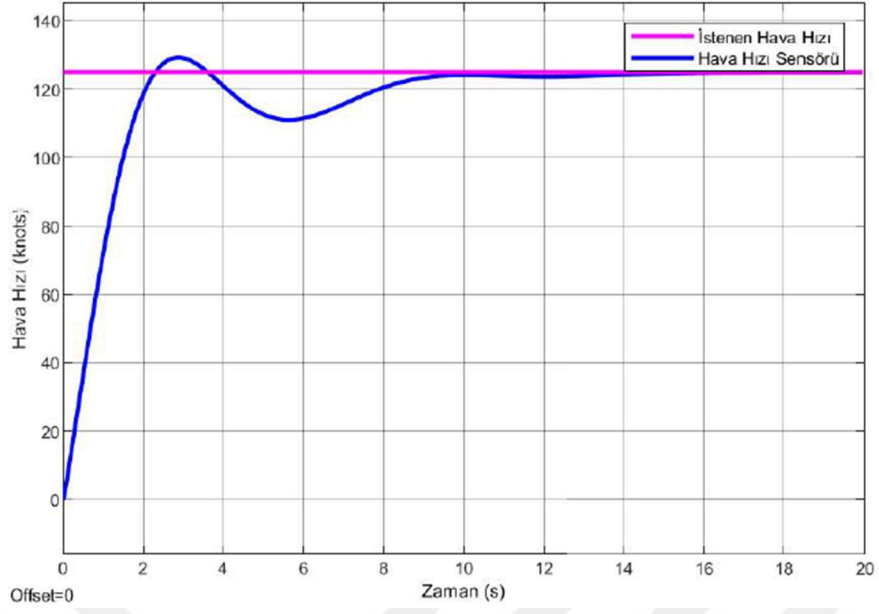
3.4 Hız Otopilotu

Hız otopilotunda amaç uçuşun yere göre hızının kontrol etmesidir. Hız otopilotu algoritma tasarımında (throttle) kontrol edilmektedir. Hız otopilotu uçuşa etki eden 4 temel kuvvetten ikisi olan itme ve sürükleme kuvvetlerinin kontrolü şeklinde de düşünülebilir. İtme kuvvetini ve uçuşun hava hızı kontrolünü hız sensörlerinden alınan bilgi ve istenen hız arasındaki farkın hesaplanması sonrası, oransal integral bir kontrolcüye beslenmesi ile kontrol edilir. Burada motor gaz kolu(throttle) konumunun, otopilot aktif sinyalindeki pozisyonu da ilk pozisyon olarak hesaba katılarak, her otopilot aktif komutu ile motor gaz kolu kontrolünün sıfırlanmaması sağlanır.



Şekil 3.8 Hız otopilotu kontrol bloğu

Şekil 3.8 ile hız otopilotu kontrol bloğu tasarımı gösterilmiştir. Şekil 3.9 ile ise bu kontrol algoritmasının çıktısı verilmiştir. Otopilot aktif sinyali ile kontrolcü devreye girmiş ve motor gaz kolunun ilk durumu burada kaydedilmiştir. PI kontrolcü sonrası throttle çıkışı hesaplanmıştır.

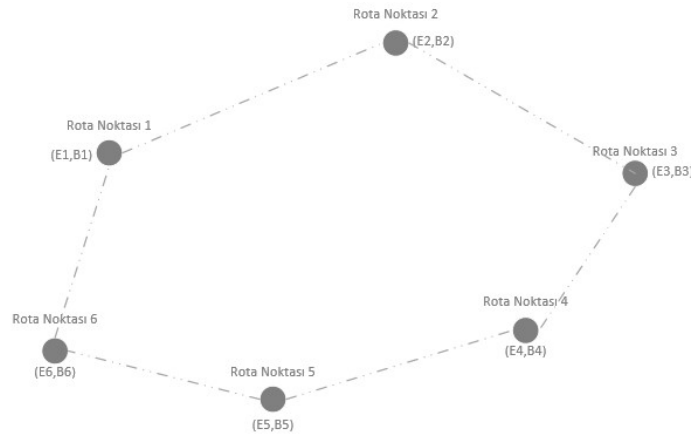


Şekil 3.9 Hız otopilotu çıktıları

4.1 Rota Noktası Yön Kestirimcisi

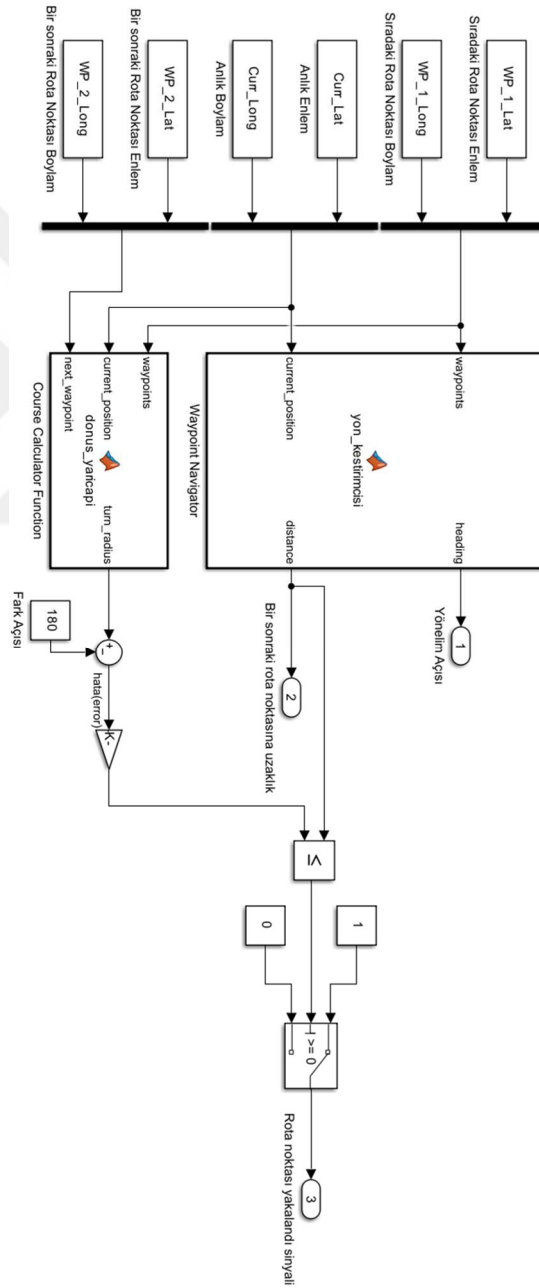
Rota noktası yön kestirimcisi otopilot uygulaması, yönelim açısı kontrolü yapılan yatay otopilot için tasarlanmış yardımcı otopilot uygulamasıdır. Rota bacakları belirlenmiş bir uçuş planlamasında bulunulan noktadan bir sonraki rota noktasına olan yönelim açısı rota noktası yön kestirimcisi ile bulunur.

Bir rota noktası, enlem (latitude) ve boylam (longitude) olarak tanımlanır. İki rota noktası arasındaki yönelim açısı hesabı ise enlem ve boylam bilgisi kullanılarak yapılır. Bir rota noktasından diğer bir rota noktasına ulaşıldığında, uçuş planında üçüncü bir rota noktası daha varsa rota noktasına göre dönüş oranı maksimum sınırları düşünülerek, ilgili rota noktasının yakalanma hesabının yapılması da önemlidir. Örneğin Şekil 4.1’de gösterilen altı farklı rota noktası olan bir uçuş planı için, birinci rota noktasından ikinci rota noktasına gidişi, birinci rota bacağı olarak ele alalım. Birinci rota bacağı yönelim açısı hesaplanıp, bu yönelim açısı boyunca uçuş devam ettiğinde, üçüncü rota noktası bir sonraki dönüş ve ikinci rota bacağına başlangıç olduğu için, bu üç rota noktası arasındaki açı, ilgili insansız hava aracı veya seyir füzusunin maksimum dönüş oranına göre hesaplanarak otopilot tasarımı yapılması, anlık hata açılarının yükselmemesine ve kararlı bir uçuş yapılabilmesine yardımcı olacaktır.



Şekil 4.1 Rota noktaları

Rota noktası yön kestirimcisi yardımcı otopilot uygulaması tasarlanırken, GPS sensörlerinden alınan anlık enlem (Current_Latitude), anlık boylam (Current_Longitude), rota noktası 1 enlem (Waypoint_1_Latitude), rota noktası 1 boylam (Waypoint_1_Longitude), rota noktası 2 enlem (Waypoint_2_Latitude), rota noktası 2 boylam (Waypoint_2_Longitude) verileri girdi olarak kullanılmıştır. Rota noktası yön kestirimcisinde, üç ayrı fonksiyon ile yönelim açısı, hedefteki rota noktasına kalan mesafe ve dönüş yarıçapı hesaplanmıştır. Şekil 4.2’de tasarlanan rota noktası yön kestirimcisi algoritması gösterilmiştir.



Şekil 4.2 Tasarlanan rota noktası yön kestirimci algoritması

Yönelim açısı (heading) hesabında hedef rota noktası enlem boylam bilgisi ile GPS sensöründen alınan enlem boylam bilgisi girdi olarak kullanılmıştır. Bu tüm enlem ve boylam verisi derece cinsinden radyana çevrilmiştir. Yönelim açısı hesabı ve rota noktasına olan mesafe hesabı Şekil 4.3'te gösterilen kod ile yapılmıştır;

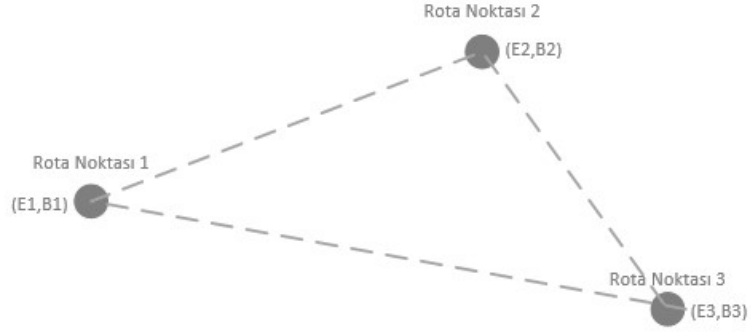
```
% Rota Noktası Yön Kestirimcisi
function [heading distance] = yon_kestirimcisi(waypoints, current_position)
toRad = pi/180; % Açığı radyan cinsine çevirme
toDeg = 180/pi; % Açığı derece cinsine çevirme
earthradius = 6378137; % Dünya'nın çevresi (metre cinsinden)
c_lat = current_position(1)*toRad; % sensörden alınan latitude (enlem) bilgisi
c_long = current_position(2)*toRad; % sensörden alınan longitude (boylam) bilgisi
t_lat = waypoints(1)*toRad; % hedef latitude (enlem) bilgisi
t_long = waypoints(2)*toRad; % hedef longitude (boylam) bilgisi
heading = toDeg*mod(atan2(sin(t_long-c_long)*cos(t_lat).cos(c_lat)*sin(t_lat)-sin(c_lat)*cos(t_long-c_long)).2*pi); % waypointe yönelim açısı
dlat = (t_lat-c_lat); % anlık ve hedef enlem farkı
dlong = (t_long-c_long); % anlık ve hedef boylam farkı
f_a = (sin(dlat/2)*sin(dlat/2))+cos(curr_lat)*cos(tr_lat)*sin(dlong/2)*sin(dlong/2);
f_c = 2*atan2(sqrt(f_a).sqrt(1-f_a));
distance = earthradius*f_c; % rota noktasına kalan mesafe
return
```

Şekil 4.3 Yönelim açısı ve hedefe kalan mesafe hesaplama kodu

Dönüş yarıçapının hesaplanmasında bir sonraki rota noktası enlem ve boylam bilgisi de kullanılmaya başlanmıştır. Yine tüm enlem boylam bilgisi derece cinsinden radyana çevrilmiş olup, üç noktanın oluşturduğu iki rota bacağı arasındaki açığa göre dönüşe başlama yarıçapı belirlenir. Bu algoritma tasarlanırken iki rota bacağı için açılar hesaplanmıştır. Bu açılar anlık koordinat noktası ile ilk hedef rota noktası arasındaki vektörün kuzeye (0°) göre olan yönelim açısı (crs21) ve anlık koordinat noktası ile ikinci hedef rota noktası arasındaki vektörün kuzeye (0°) göre olan yönelim açısıdır (crs23). Şekil 4.5'te ilgili rota bacakları gösterilmiştir. Bu iki açının bulunmasıyla, dönüş açısı Şekil 4.4'te gösterildiği gibi hesaplanır. Şekil 4.6 ile rota noktası yön kestirimcisi için kullanılan örnek rota noktaları ve kuzeye göre yönleri gösterilmiştir.

```
% Dönüş Yarıçapı için mesafe hesaplama
function turn_radius = donus_yaricapi(waypoints,current_position,next_waypoint)
toRad = pi/180; % Açığı radian cinsine çevirme
toDeg = 180/pi; % Açığı derece cinsine çevirme
c_lat = current_position(1)*toRad; % sensörden alınan latitude (enlem) bilgisi
c_long = current_position(2)*toRad; % sensörden alınan longitude (boylam) bilgisi
t_lat = waypoints(1)*toRad; % hedef latitude (enlem) bilgisi
t_long = waypoints(2)*toRad; % hedef longitude (boylam) bilgisi
n_lat = next_waypoint(1)*toRad; % bir sonraki hedef latitude (enlem) bilgisi
n_long = next_waypoint(2)*toRad; % bir sonraki hedef longitude (boylam) bilgisi
crs21 = toDeg*mod(atan2(sin(c_long-t_long)*cos(c_lat).cos(t_lat)*sin(c_lat)-sin(t_lat)*cos(c_long-t_long)).2*pi); % anlık yön ile hedef rota noktası arası açı
crs23 = toDeg*mod(atan2(sin(n_long-c_long)*cos(n_lat).cos(c_lat)*sin(n_lat)-sin(c_lat)*cos(n_long-c_long)).2*pi); % anlık yön ile bir sonraki hedef rota noktası arası açı
crs21 = crs21*toRad; % Radyan olarak hesaplanan açığı derece cinsine çevirme
crs23 = crs23*toRad; % Radyan olarak hesaplanan açığı derece cinsine çevirme
turn_radius = abs(toDeg*(mod(crs21-crs23+pi,2*pi)-pi)); % Dönüş Yarıçapı için mesafe
return
```

Şekil 4.4 Dönüş açısı hesaplama kodu



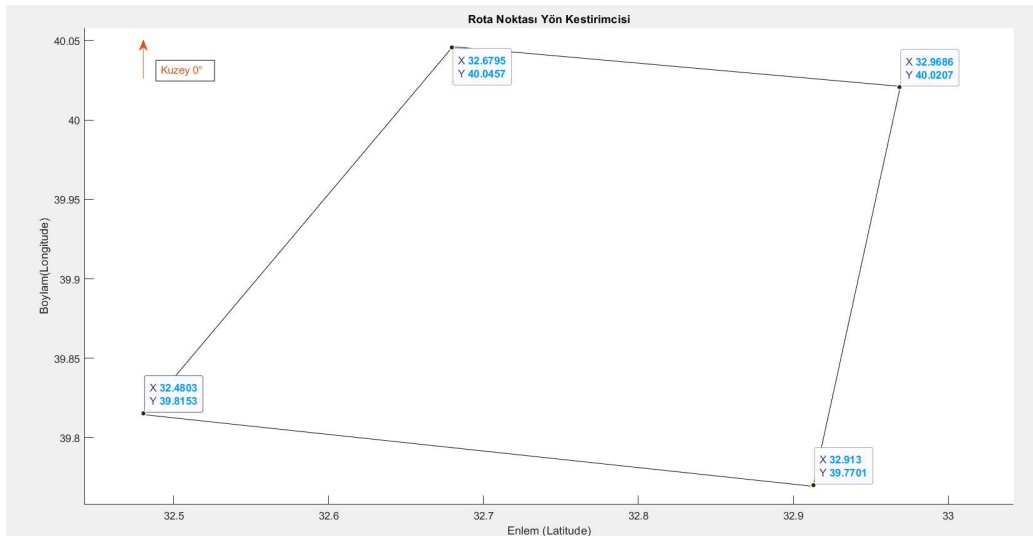
Şekil 4.5 Rota bacakları

Tablo 4.1 Rota noktası yön kestirimcisi için örnek koordinat

Rota Noktası	Enlem	Boylam
RN1	40.045710	32.679502
RN2	40.020701	32.968566
RN3	39.770109	32.913039
RN4	39.815283	32.480261

Tablo 4.2 Algoritma sonuçları

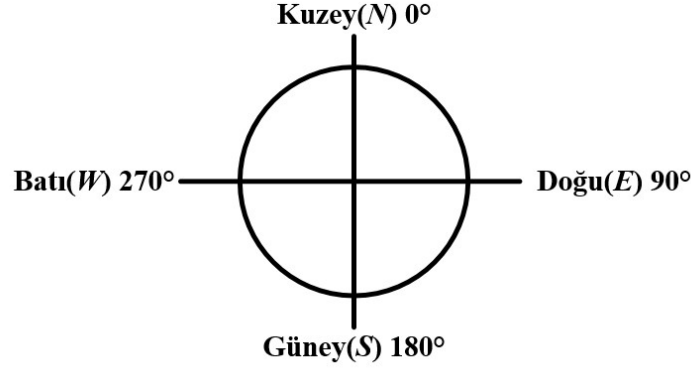
Rota Bacağı	Yönelim Açısı	Mesafe (m)	Dönüş Mesafesi (m)
1) RN1-RN2	96.35°	24790	
2) RN2-RN3	189.7°	28296	
3) RN3-RN4	277.9°	37357	
4) RN4-RN1	33.4°	30777	



Şekil 4.6 Rota noktası yön kestirimci algoritma sonucu

4.2 Yönelim Açısı Dönüş Kestirimcisi

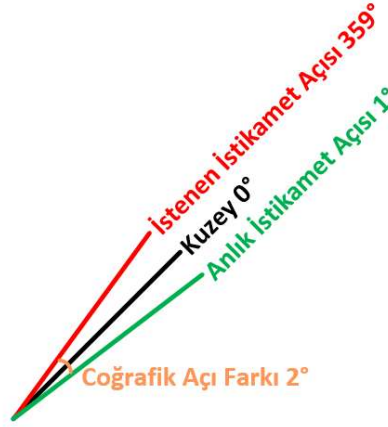
Yönelim açısı dönüş kestirimcisi, yatay otopilotta istenilen yönelim açısının değişmesi durumunda, en kısa yoldan dönüşün sağlanması için tasarlanmış yardımcı otopilot uygulamasıdır. Coğrafik koordinat sisteminde kuzey yönü 0° olarak alınmıştır. Coğrafik kuzey aynı zamanda 360° olarak da ifade edilebilir. Şekil 4.7’de coğrafik yönler ve yönelim açıları karşılıkları gösterilmiştir.



Şekil 4.7 Coğrafik yönler ve yönelim açıları

Yönelim açısı dönüş kestirimcisinin tasarlanmasına ön açan problem, coğrafik açı farkları ile matematiksel açı farklarının aynı olmaması durumu olmuştur. Şekil 4.8’de gösterildiği gibi anlık yönelim açısının 1° olduğu ve 359° ’lik bir yönelim açısına dönülmek istendiği durumda; matematiksel açı farkı 358° iken, coğrafik olarak açı farkı 2° ’dir. Yönelim açısının değiştirilmesini tamamen matematiksel açı farklarının en aza indirgenmesi üzerine kurulacak bir kontrolcü bu dönüşün en uzun yoldan ve dönüş oranı sınırlarını zorlayacak şekilde dönmesi sonucunu çıkarır. Otopilot kararlı çalışma alanından bu gibi dönüşlerden çıkar. Özellikle hatayı hızlıca en aza indirmeye yönelir ve bu da dönüş hızlarının artmasına, uçuşta dönüş kuvvetlerinin maksimuma gelmesine ve uçuşu bozucu etkenlerin güçlenmesine sebep olacaktır.

Yönelim açısı dönüş kestirimcisi tasarlanırken coğrafik koordinat sistemi dört farklı bölgeye bölünmüştür. Bu bölgeler kuzey (0°) ile doğu (90°) arasında kalan K-D bölgesi, doğu (90°) ile güney (180°) arasında kalan D-G bölgesi, güney (180°) ile batı (270°) arasında kalan G-B bölgesi ve batı (270°) ile kuzey (0°) arasında kalan bölge olarak belirlenmiştir. Bu dört bölge içinde ya da bölgeler arasında yönelim açısı değişimlerinin hepsini karşılayacak ve en kısa yoldan dönüşün sağlanması önem arz etmektedir.

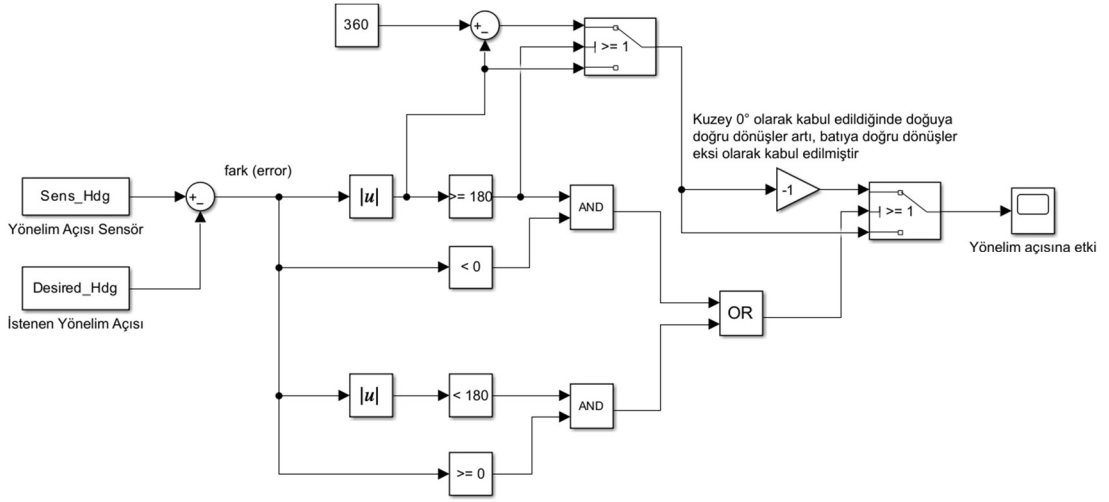


Şekil 4.8 Yönelim açısı değişim durumu

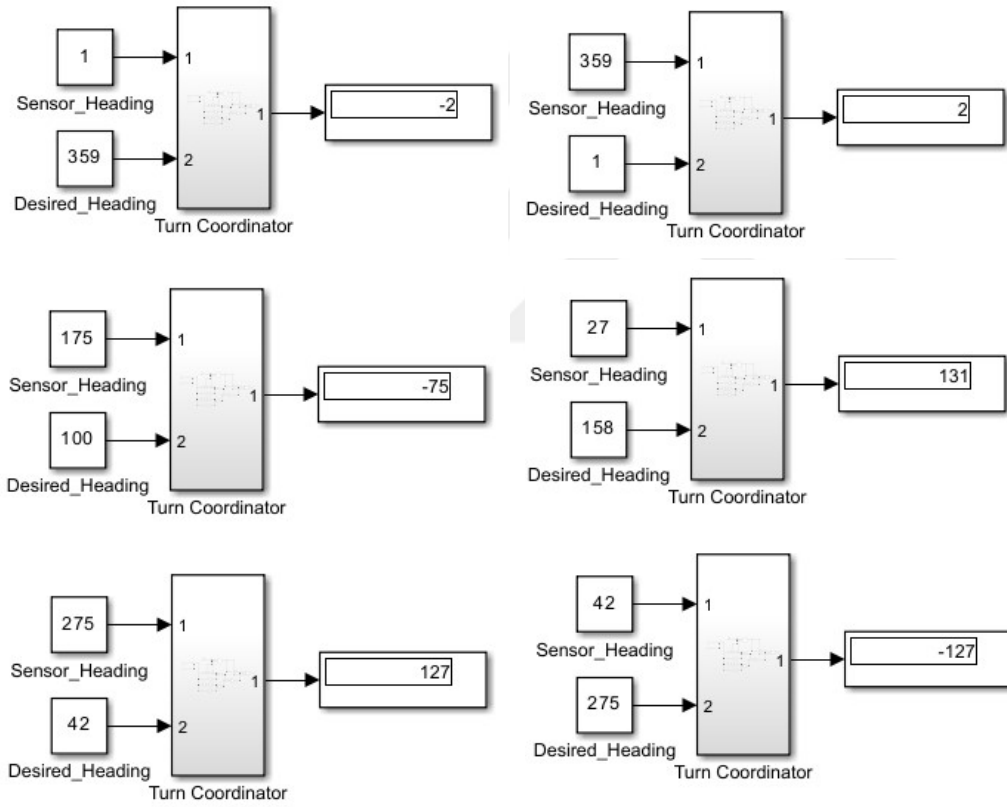
Yönelim açısı dönüş kestirimcisi, sensörden alınan yönelim açısı (Sensor_Heading) bilgisiyle, istenen yönelim açısı (Desired_Heading) arasındaki farkın, belirlenen dört bölgeden hangisinde olduğuna göre belirlenmiştir. Burada kullanılan algoritma; sensörden gelen yönelim açısı değeri ile istenen yönelim açısı değeri arasındaki farkın mutlak değeri, 180° 'ye büyük ve eşitse; hata, sensörden gelen yönelim açısı değerinin istenen yönelim açısı değerinin mutlak değerinin 360° 'den çıkarılmış hali olacaktır. Aksi durumda sensörden gelen yönelim açısı ile istenen yönelim açısı değeri arasındaki farkın mutlak değeri 180° 'den küçük ise doğrudan sensörden gelen yönelim açısı değeri ile istenen yönelim açısı değerinin farkının mutlak değeri kullanılacaktır şeklindedir.

Bu algoritma tasarlanırken en büyük yönelim açısı dönüşü 180° olacak şekilde belirlenmiştir. Burada yön ve yön farkının mutlak değeri 180° 'ye eşitse; sağa doğru, yön ve yön farkının mutlak değeri 180° ve bu değerden küçükse sola doğru dönüş üzerine algoritma kurulmuş ve otopilot algoritmasına da bu şekilde beslenmiştir. Bu algoritma tasarlanırken coğrafik olarak saat yönüne dönüş pozitif alınırken, coğrafik olarak saat yönü tersi dönüş negatif alınmıştır. Tasarlanan yönelim açısı dönüş kestirimcisi Şekil 4.9'de gösterilmiştir.

Otopilot algoritması çıktıları dört bölgeyi de karşılayacak şekilde test edilmiş ve sonuçları Şekil 4.10 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.9 Tasarlanan yönelim açısı dönüş kestirimcisi



Şekil 4.10 Yönelim açısı dönüş kestirimcisi algoritma sonucu

4.3 Rüzgar Kestirimcisi

Rüzgar kaçınılmaz varlığı nedeniyle uçuş durumlarının ve parametrelerinin tahmini zor bir problemdir. Bu zorluk boyutlarının ve ağırlıklarının görece daha küçük olmaları sebebiyle insansız hava araçlarında, hızlarının ve kararlı uçuşlarının zor olması sebebiyle seyir füzeleri uygulamalarında yaygın kullanılmaktadır. Rüzgar

Girdi olarak elimizde olan hava hızı ve yönelim açısı zaten hali hazırda hava hızı vektörünü oluşturmaktadır. Yer hızı vektörü için, yer hızı yani vektörün büyüklüğünü girdi olarak kullanılabilir olması yanı sıra bu vektörün yönü (course) hesaplanmaya muhtaçtır. Yer hızı vektörü yönü aslında rüzgar bileşeni eklendiğinde uçuşun o an gittiği yönelim açısıdır. Ancak bu bir sensör vasıtasıyla edinilmediğinden hesaplanması gerekmektedir. Bu algorithmada GPS sensörlerinden alınan enlem ve boylam bilgisi GPS modülünün yenilenme hızı olan 1 saniyelik periyotlarla uçuş süresince kaydedilerek, her kayıt sonrası oluşan noktaların birbirlerine göre açı değişimi göz önünde bulundurularak uçuş yönünün ne olduğu hesaplanır. Yer hızı yönü için GPS sensöründen alınan son iki koordinat datası kullanılmıştır. Bu koordinatlardan birincisi 1 saniye önce kaydedilen enlem ve boylam bilgisi, ikincisi ise anlık enlem ve boylam bilgisidir. Tıpkı yönelim açısı kestirimcisindeki hesaplama gibi burada da iki nokta arası açı Şekil 4.13 ile gösterilen kod ile hesaplanır.

```
% Yer hızı için yönelim "course" hesaplama ( phi )
function phi = groundspeed_direction(latitudes, longitudes)
toRad = pi/180; % Açığı radyan cinsine çevirme
toDeg = 180/pi; % Açığı derece cinsine çevirme
f_lat= latitudes(1)*toRad; % ilk kaydedilen enlem bilgisi (1 sn öncesi)
f_long= longitudes(1)*toRad; % ilk kaydedilen boylam bilgisi (1 sn öncesi)
c_lat= latitudes(2)*toRad; % anlık enlem bilgisi
c_long = longitudes(2)*toRad; % anlık boylam bilgisi
phi = toDeg*mod(atan2(sin(c_long-f_long)*cos(c_lat) ./cos(f_lat)*sin(c_lat)-sin(f_lat)*cos(c_lat)*cos(c_long-f_long)), 2*pi);
return
```

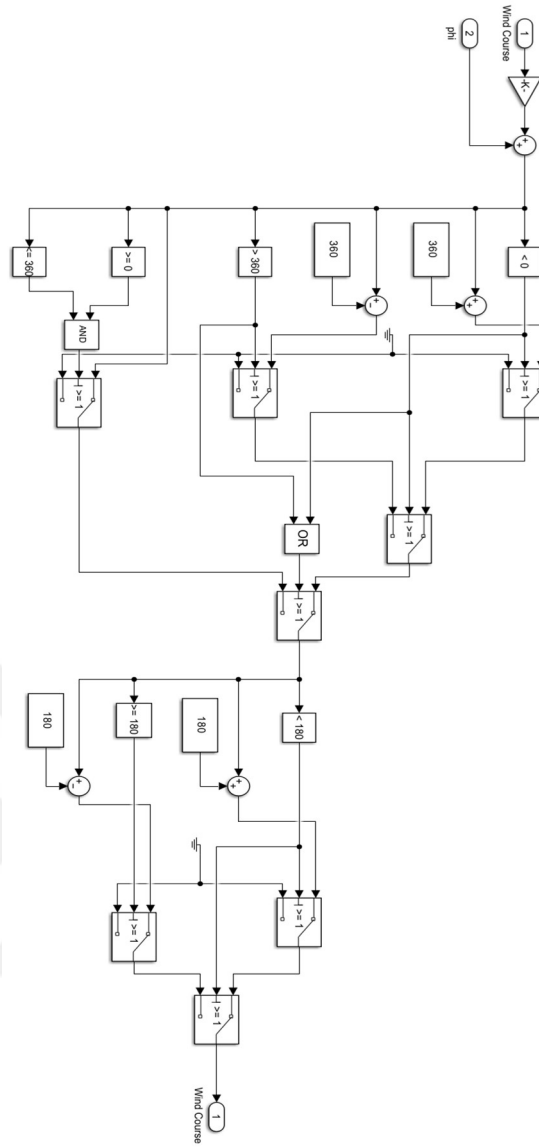
Şekil 4.13 Yer hızı yönü hesaplama kodu

Yer hızı vektörünün yönünün de hesaplanması ile birlikte artık yer hızı vektörü büyüklüğü ve yönü de sonraki hesaplamalara dahil edilebilir durumdadır. Yer hızı vektörü, hava hızı vektörü ile rüzgar hızı vektörünün bileşkesidir. Rüzgar hızı vektörünün hesaplanması için; yer hızı vektöründen hava hızı vektörünün çıkarılması gerekmektedir. Bu hesaplama tasarlanan rüzgar kestirimcisi algoritmasında iki adımda yapılmıştır. Bu üç vektörün oluşturduğu üçgen hesabından rüzgar hızı açısı, Şekil 4.14'te gösterilen kod ile hesaplanmaktadır.

```
% Rüzgar Açısı Hesaplama
function wind_course=windcoursecalculator(Speeds,phi,psi)
toRad = pi/180; % Açığı radyan cinsine çevirme
phi = phi*toRad; % convert course
psi = psi*toRad; % convert heading
aspd = Speeds(1); % Hava hızı Airspeed ayırma
gspd = Speeds(2); % Yer hızı Groundspeed ayırma
beta= psi-phi; % Hava hızı yönü ile yer hızı yönü arasındaki fark
wind_course = (atan2((aspd*sin(beta)),(aspd*cos(beta)-gspd))); % Rüzgar Açısı
return
```

Şekil 4.14 Rüzgar açısı hesaplama kodu

Yönelim açısı dönüş kestiricisinde olduğu gibi, rüzgar açısının hangi bölgede olduğunun da hesaplanması gerekmektedir. Kuzey 0° olduğu coğrafik koordinat sisteminde açı büyüklüğü hesaplanmış olmasına rağmen bu üç vektörün oluşturduğu üçgenin hangi yöne dönük olduğu, özellikle rüzgar gibi sürekli yön değiştirebilen bir bozucunun olduğu bir hesaplamada kestirilmesi gereken ana parametrelerden birisidir. Rüzgar açısı karşılaştırma algoritmasında, yönelim açısı kullanılmıştır. Yönelim açısında göre rüzgar açısı değerlendirilmiş ve 180° toplam açı değerine göre özellikle rüzgar açısı hangi bölgede Şekil 4.15 ile verilen blok diyagramı ile kontrol edilmiştir.



Şekil 4.15 Tasarlanan rüzgar açısı karşılaştırıcı algoritması

Rüzgar yönü, rüzgar açısı karşılaştırma bloklarından geçirildikten sonra, rüzgar etkisinin de yok edilmesi için kullanılacak rüzgar hızı ters vektör yön hesabı yapılmıştır. Rüzgar hızı vektörünün tam tersi olan bu vektörde 360° üzerinden modüler aritmetik hesabı yapılarak rüzgar hızı ters vektör yönü bulunmuştur. Şekil 4.16 ile bu kod gösterilmiştir.

```

% Rüzgar Hızı Ters Vektör Yön Hesabı
function Opposite_Course = oppositevector(Wind_Course)
% calculate opposite vector's direction angle
Opposite_Course = mod((Wind_Course+180),360);
return

```

Şekil 4.16 Ters rüzgar hızı vektörü için yön hesaplama kodu

Son olarak üç ana vektörden rüzgar vektörünün büyüklüğünü belirleyen rüzgar hızı hesabı yapılmıştır. Rüzgar hızı hesabı üç vektörün oluşturduğu üçgende üç açı ve iki büyüklük kullanılarak aşağıdaki gibi yapılmıştır. Rüzgar vektörünün büyüklüğünün bulunması ile birlikte bu büyüklük aynı zamanda rüzgar hızı ters vektörünün de büyüklüğü olarak kullanılmıştır. Şekil 4.17 ile rüzgar hızı hesaplama kodu gösterilmiştir.

```
% Rüzgar Hızı Hesaplama
function Windspeed=windspeedcalculator(Speeds,phi,psi)
toRad = pi/180; % Açığı radyan cinsine çevirme
psi = psi*toRad; % Yer hızı yönü (heading) radyan cinsinden
phi = phi*toRad; % Hava hızı yönü (course) radyan cinsinden
aspd = Speeds(1); % Hava hızı Airspeed ayırma
gspd = Speeds(2); % Yer hızı Groundspeed ayırma
beta=psi-phi; % Hava hızı yönü ile yer hızı yönü arasındaki fark
Windspeed=sqrt((aspd*aspd)+(gspd*gspd)-(2*aspd*gspd*cos(beta))); % Rüzgar Vektörünün hızı
```

Şekil 4.17 Rüzgar hızı hesaplama kodu

Yer hızı vektörü, hava hızı vektörü, rüzgar hızı vektörü ve rüzgar hızı ters vektörünün hesaplanmasıyla, yönelim açısı üzerinde rüzgar etkisi hesaplanması ve bu etkinin yatay otopilot algoritmalarına girdi olarak beslenmesi durumu kalmıştır. Rüzgar etkisinin yönelim açısı üzerindeki etkisi hesabında, girdi olarak hava hızı, rüzgar hızı, rüzgar hızı ters vektörü açısı ve yönelim açısının anlık değeri kullanılmıştır. Yer hızı vektörü, rüzgar vektörü ve ters rüzgar etkisinin oluşturduğu üçgende, bilinmeyen açının hesaplanmasıyla, bu açının etkisi Şekil 4.18 ile gösterilen kod ile hesaplanmıştır.

```
% Rüzgar etkisinin yönelim açısı üzerindeki etkisinin hesaplanması
function Heading_Diff=diffdegreecalculator(Airspeed,Windspeed,Opposite_Course,psi)
toRad = pi/180; % Açığı radyan cinsine çevirme
ang = 360-Opposite_Course+psi; % Yer hızı vektörü, rüzgar vektörü ve ters rüzgar vektörü üçgeninden açı
ang = ang*toRad; % Açının radyan cinsinden değeri
Heading_Diff = atan2(Windspeed*sin(ang),Airspeed-Windspeed*cos(ang)); % ileri beslemeli yönelim açısına olan etki
return
```

Şekil 4.18 Rüzgarın yönelim açısı üzerindeki etkisi hesabı kodu

Tablo 4.3 ile gösterilen rüzgar kestirimcisi girdileri ve Tablo 4.4 ile enlem boylam bilgileri verilen iki koordinat noktası kullanılarak rüzgar kestirimcisi algoritması çalıştırılmıştır. Rüzgar kestirimcisi çıktıları ise Şekil 4.19, Şekil 4.20, Şekil 4.21, Şekil 4.22, Şekil 4.23 ve Şekil 4.24 ile tasarlanan rüzgar kestirimcisi algoritmasının sonuçları gösterilmiştir. Bu altı farklı denemede hava hızı ve yer hızı, yönelim açısına göre değiştirilerek rüzgarın etkisi hesaplanmıştır.

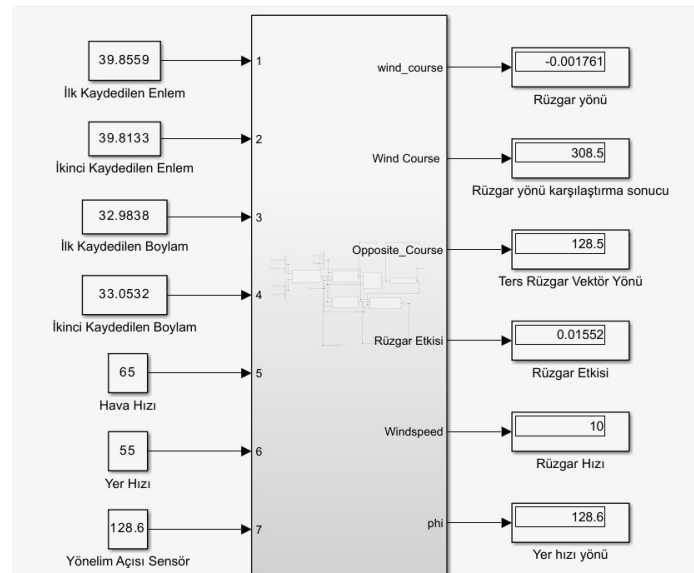
Tablo 4.3 Rüzgar kestirimcisi girdiler tablosu

Simülasyon	Hava Hızı	Yer Hızı	Yönelim Açısı
1.deneme	65	55	128.6°
2.deneme	65	55	125°
3.deneme	100	55	125°
4.deneme	100	115	125°
5.deneme	115	115	Yer hızı açısı
6.deneme	115	125	Yer hızı açısı

Tablo 4.4 Rüzgar kestirimcisi koordinat tablosu

Koordinat Sırası	Enlem	Boylam
1.koordinat	39.8559°	32.9838°
2.koordinat	39.8133°	33.0532°

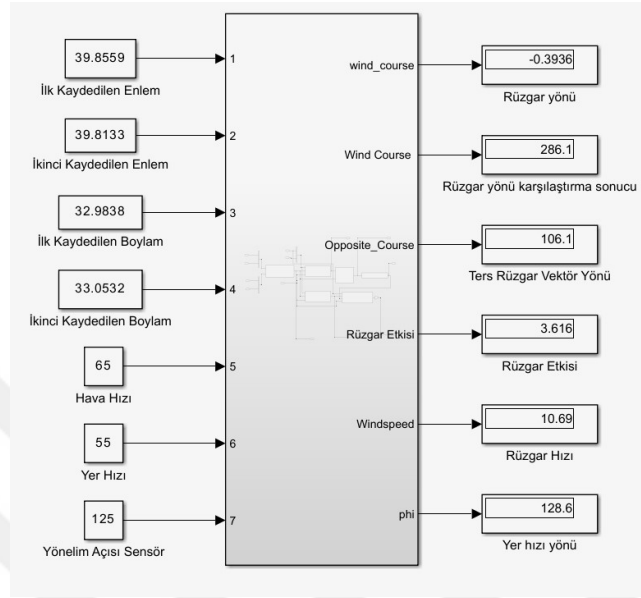
Şekil 4.12 ile rüzgar kestirimcisi algoritması bir alt sistem bloğu içine konulmuştur ve Tablo 4.3 ile gösterilen 1.deneme girdileri kullanılmıştır. Sonuç olarak yer hızı yönü ile yönelim açısı eşitken, rüzgar hızının, hava hızı ile yer hızı arasındaki fark olduğu görülmüştür.



Şekil 4.19 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 1)

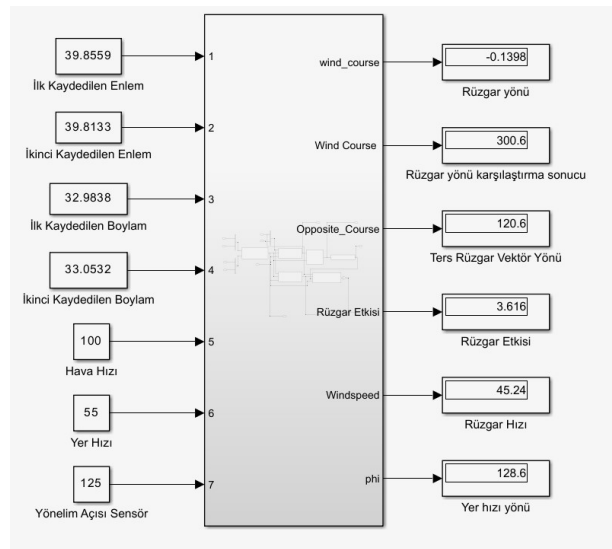
Şekil 4.13 ile rüzgar kestirimcisi algoritması bir alt sistem bloğu içine konulmuştur ve Tablo 4.3 ile gösterilen 2.deneme girdileri kullanılmıştır. Yönelim açısı ile yer

hızı yönü arasında yaklaşık 3.6° bir fark gözlemlenmiştir. Bu fark hızlar arasındaki farkı da göz önünde bulundurunca rüzgar hızında deneme 1 ile farklı bir rüzgar hızı hesaplamıştır. Bu fark yer hızı vektörü yönünün, yönelim açısına göre farklı olmasının bir sebebidir.



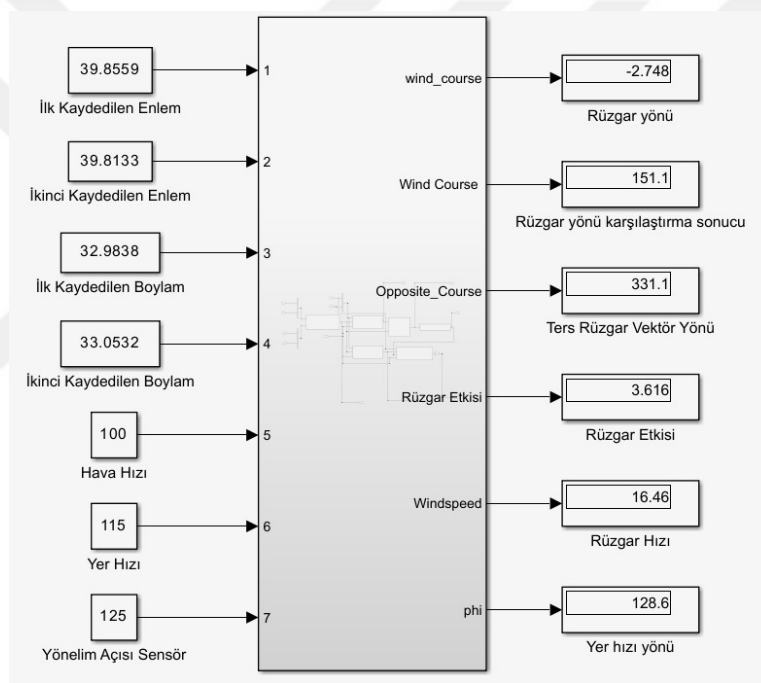
Şekil 4.20 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 2)

Şekil 4.14 ile rüzgar kestirimcisi algoritması bir alt sistem bloğu içine konulmuştur ve Tablo 4.3 ile gösterilen 3.deneme girdileri kullanılmıştır. Hava hızı ile yer hızı arasındaki fark deneme 1 ve deneme 2'ye nazaran daha büyük seçilmiştir. Bu farkın büyümesi rüzgar hızı büyüklüğünde hem de yönünde büyük değişimlere sebep olmuştur.



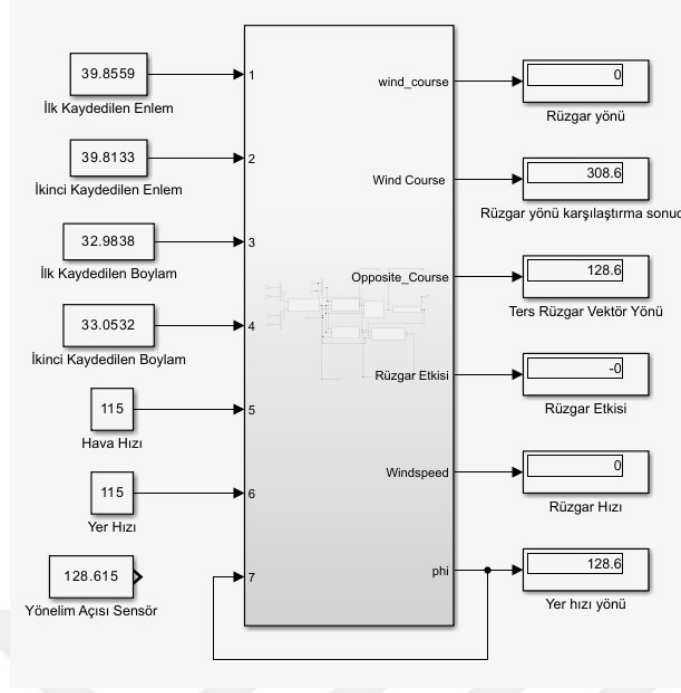
Şekil 4.21 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 3)

Şekil 4.15 ile rüzgar kestirimcisi algoritması bir alt sistem bloğu içine konulmuştur ve Tablo 4.3 ile gösterilen 4.deneme girdileri kullanılmıştır. Bu denemede ise yer hızı hava hızından büyük seçilmiştir. Yer hızının hava hızından büyük olması; rüzgar hızının hava hızına pozitif yönde etkisi olduğunu göstermektedir. Elde edilen rüzgar hızı yönü değeri de, rüzgarın yönelim açısı ile benzer yönde ve uçuşa hız kazandıran etkide olduğunu göstermektedir. Bu rüzgarın uçuşu hızlandırması, rüzgarın ters yönde eserek uçuş hızını yavaşlatması ya da yan rüzgar etkisi ile yönelim açılarının bozulması ile eş değer bir bozucu etki yaratmaktadır. Uçuş parametreleri ve otopilot uygulamalarının tamamı kararlı uçuş benzetimi oluşturmak ve her ne kadar rüzgar ile hızlı uçuş gerçekleştirilse de kontrolsüz kalmak üzerine kurgulanmamıştır.



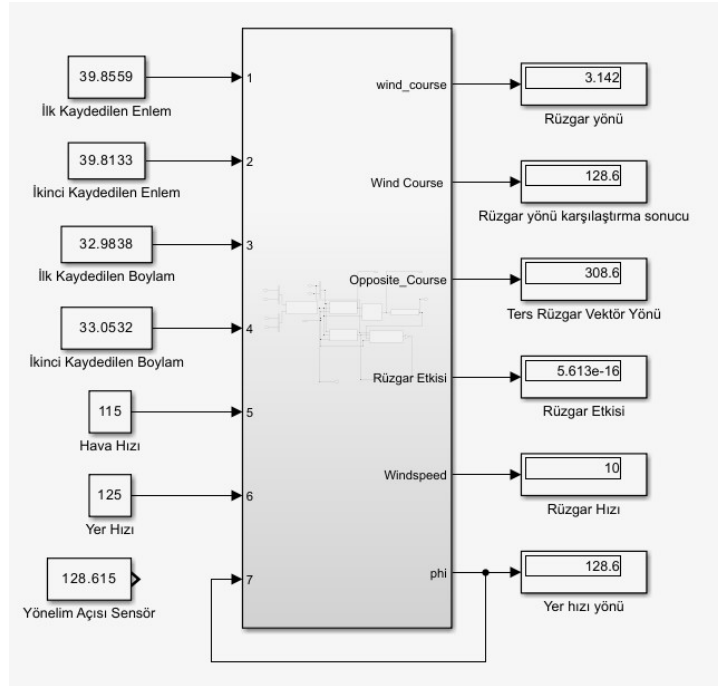
Şekil 4.22 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 4)

Şekil 4.16 ile rüzgar kestirimcisi algoritması bir alt sistem bloğu içine konulmuştur ve Tablo 4.3 ile gösterilen 5.deneme girdileri kullanılmıştır. Burada yer hızı yönü sonucu yönelim açısı girdisine bağlanmıştır ve eşitlenmiştir. Hava hızı da yer hızına eşitlenmiştir. Bu durumda rüzgarın etkisi yoktur. Hem rüzgar hızı hem de uçuşa etkisi 0 çıkmıştır.



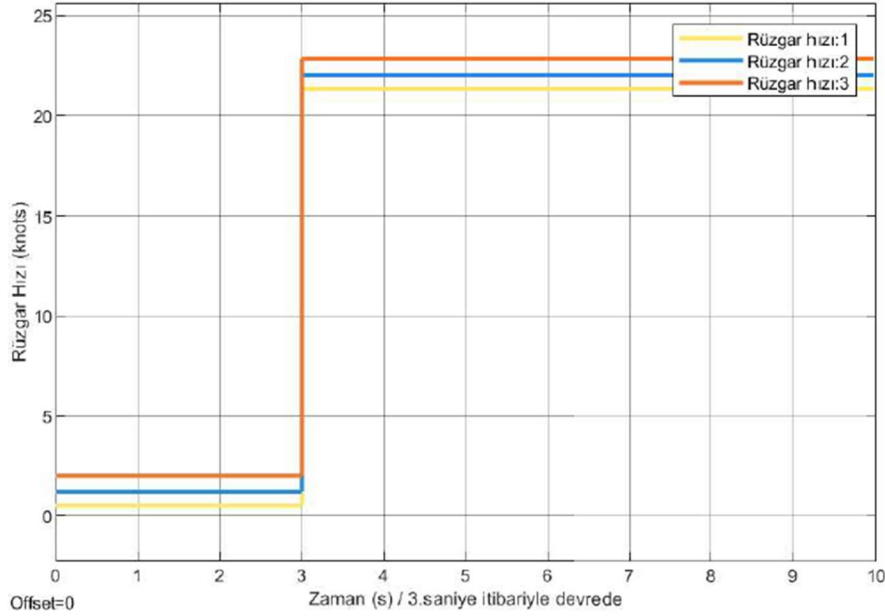
Şekil 4.23 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 5)

Şekil 4.17 ile rüzgar kestirimcisi algoritması bir alt sistem bloğu içine konulmuştur ve Tablo 4.3 ile gösterilen 6.deneme girdileri kullanılmıştır. Bu deneme de yer hızı yönü ile yönelim açısı birbirine eşitlenmiştir. Ancak hava hızı ile yer hızı arasında fark oluşturularak deneme yapılmıştır. Yönlere bir farklılık yokken rüzgar hızı hava hızı ile yer hızı arasındaki fark kadar hesaplandığı görülmüştür.



Şekil 4.24 Rüzgar kestirimcisi sonucu (Tablo 4.3, deneme 6)

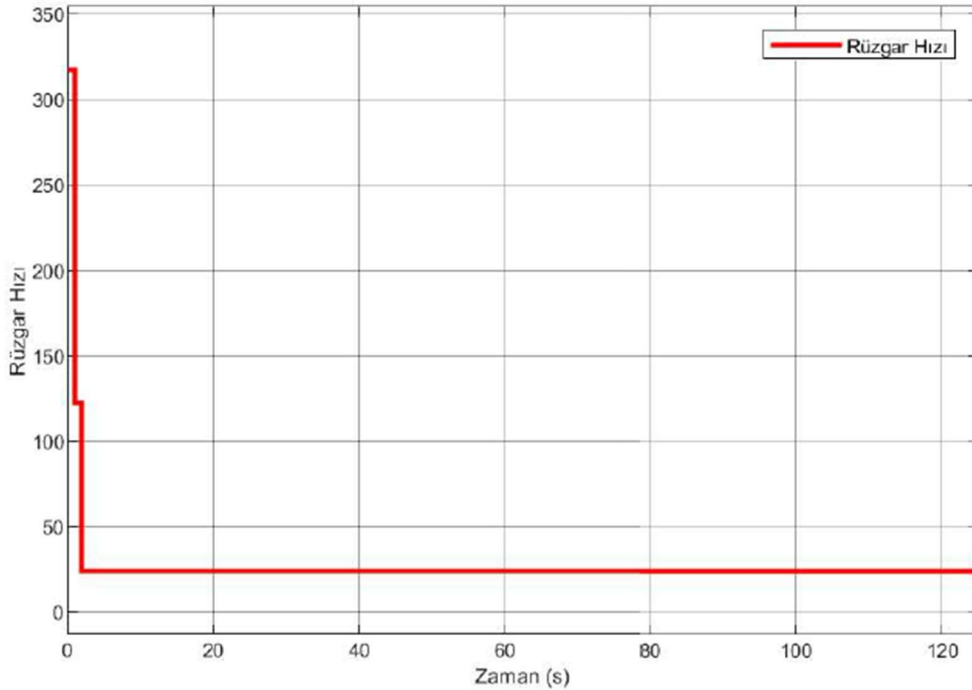
Şekil 4.26 ile rüzgar modelinin çıktısı verilmiştir. 3 boyutlu olan rüzgar vektörünün sadece yanal otopilotta etkisinin incelenmesi için sadece tek boyut rüzgar etkisi, rüzgar kestirimcisi modeline yansıtılmıştır.



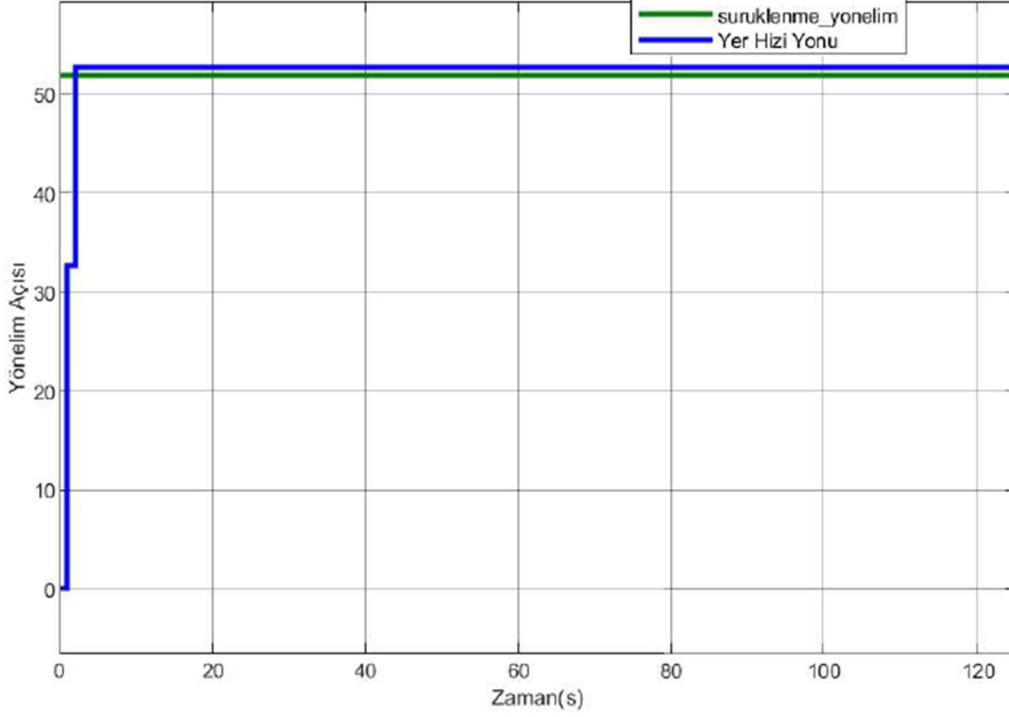
Şekil 4.26 Rüzgar modeli çıktısı

Rüzgar çıktısı ve düzensiz olan rüzgar etkisinin eklenmesi sonucu, hava hızı ve yönelim açısı bilinen rüzgarsız bir ortamdaki uçuş için, rüzgar vektörünü oluşturan rüzgar hızı ve rüzgar yönü eklendiğinde; yere göre hızın oluşturduğu yönelim ve yer hızı vektörü ortaya çıkacaktır. Bu yer hızı vektörünün bir başlangıç enlem boylam noktası üzerindeki sürüklemesi ise Şekil 4.25'te tasarlanan model ile hesaplanmıştır. Bu sürükleme rotası için başlangıç enlemi 40.021468° ve başlangıç boylamı 32.696956° seçilmiştir. Toplanan enlem ve boylam bilgilerinin harita üzerindeki görüntüsü Şekil 4.27 ile gösterilmiştir. Rüzgarın da etki ettiği bu yönelim için bitiş enlemi 41.129271° ve bitiş boylamı 34.601747° olarak hesaplanmıştır. Rüzgar yükünün bindirilmesi ile oluşan yönelim açısı 51.94° olmuştur.

Rüzgar kestirimcisi modeline anlık enlem ve boylam alınan rüzgar etkisi eklenmiş model eklendiğinde anlık olarak rüzgar kestirimcisi modeli üzerinde değişken rüzgar etkilerinin de olduğu bir enlem boylam datası ile simülasyon süresince beslenmiştir. Burada değişken rüzgar etkisi ve 3.saniye itibariyle bu rüzgarın devreye girmesi sonucunda rüzgar kestirimcisinin bir döngü öncesine göre yapmış olduğu rüzgar kestirim sonuçları incelendiğinde rüzgar modelinde oluşturulan yaklaşık 23 m/s olan rüzgar hızına yakın sonuçlar elde edildiği gözlemlenmiştir. Rüzgar kestirimcisinin hesapladığı, rüzgar hızı sonucu Şekil 4.29 ile gösterilmiştir. Burada GPS verilerinin kaydedildiği ilk 1 sn boyunca rüzgar hızı kestirimi göz ardı edilmelidir. Rüzgar kestirimi bir döngü geriden gelmektedir. Sürüklenme sonrası yönelim açısı bilinen yani rüzgar hızı ve yönünün bilindiği durumda rüzgar kestirimcisinin yer hızı yönü Şekil 4.30 ile gösterilmiştir. Bu grafikten de anlaşılacağı üzere ilk döngüde, rüzgar hesabının bir döngü geri gelmesi kaynaklı hata olduğu ancak ilk döngüyü rüzgar kestirimcisi aktif hale getirildiğinde ana otopilot uygulaması içinde kullanılmayarak, olumsuz etkilerden ve değişken rüzgarlarla farkın bir anda çok büyümesinden yönelim açısını korumanın gerekliliği ortaya çıkmıştır.



Şekil 4.29 Rüzgar etkisi ile rüzgar kestirimcisinin rüzgar hızı sonucu



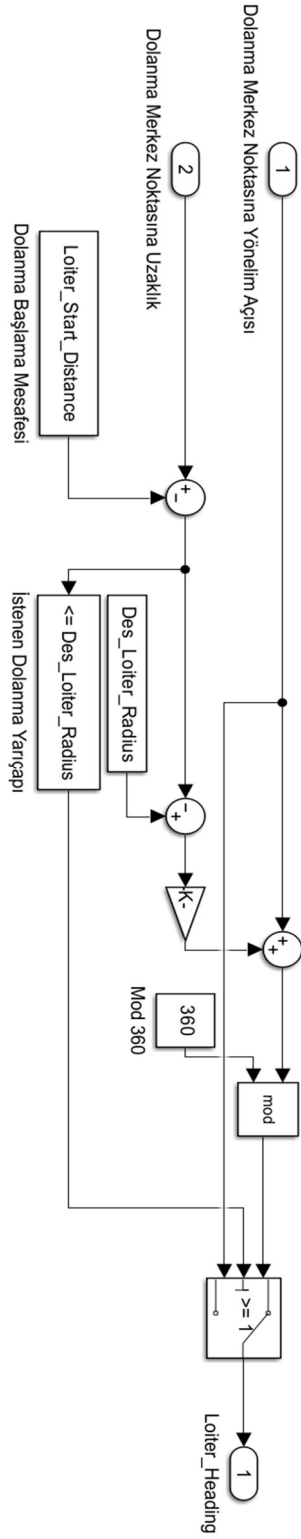
Şekil 4.30 Rüzgar etkisi ile rüzgar kestirimcinin yönelim açısı sonucu

4.4 Bekleme Dolanma Modu

İnsansız hava araçları ve seyir füzelerinde operasyonel olarak uçuşun bir hedef üzerinde takibi veya operasyonel olarak görev planlamasının yapılabilmesi için bekleme modu, uçuşa ek bir özellik olarak bekleme dolanma modu otopilot yardımcı uygulaması tasarlanmasına neden olmuştur. Bekleme dolanma modunda uçuş, enlem ve boylam olarak tanımlanmış bir nokta etrafında belirlenen bir yarıçapta sürekli dolanması olarak tarif edilebilir.

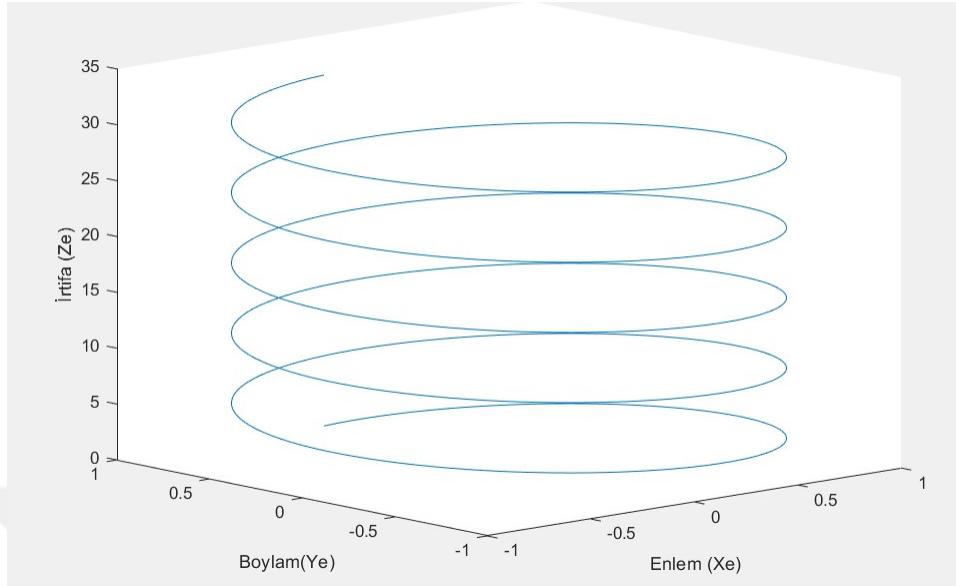
Bekleme dolanma modu, sadece oransal kontrolcü ile tasarlanmıştır. Ancak bu oransal kazanç katsayısı ters orantılı olarak kullanılmıştır. Ters orantısal bu kazanç, istenen yönelim açısını sürekli hesaplayarak belirlenen dolanma noktası ile dönüş yarıçapını koruma esası üzerine çalışmaktadır. Sistem için dönüş yarıçapı olarak bir değişken atanmıştır. Bu değişkenin uçağın veya seyir füzesinin maksimum dönüş limitleri hesaplanarak belirlenmelidir. Dönüş yarıçapı uçuşun seçili dolanma noktasına bu bahsi geçen değişken kadar uzaklıkta bir çember oluşturması anlamına gelmektedir. Bekleme dolanma modu öncesi rotayı hesaplamak için bir dönüş aralığımız var. Bu dönüş aralığı; belirlenen merkez noktaya göre uzaklığı

belirlenen değere yakınsamak üzerine kurulu olduğu için ve 360° dönüşün tamamını yapmak üzerine kurulu olduğu için dolanma hareketini tamamlaması amacıyla kurgulanmıştır. Şekil 4.31 ile bekleme dolanma modu algoritması gösterilmiştir.



Şekil 4.31 Tasarlanan bekleme dolanma modu algoritması

Bekleme dolanma modu için simülasyon yapılırken, irtifa kontrolcüsü sürekli irtifa kazandırılarak dolanma Şekil 4.32’teki gibi gerçekleştirilmiştir.



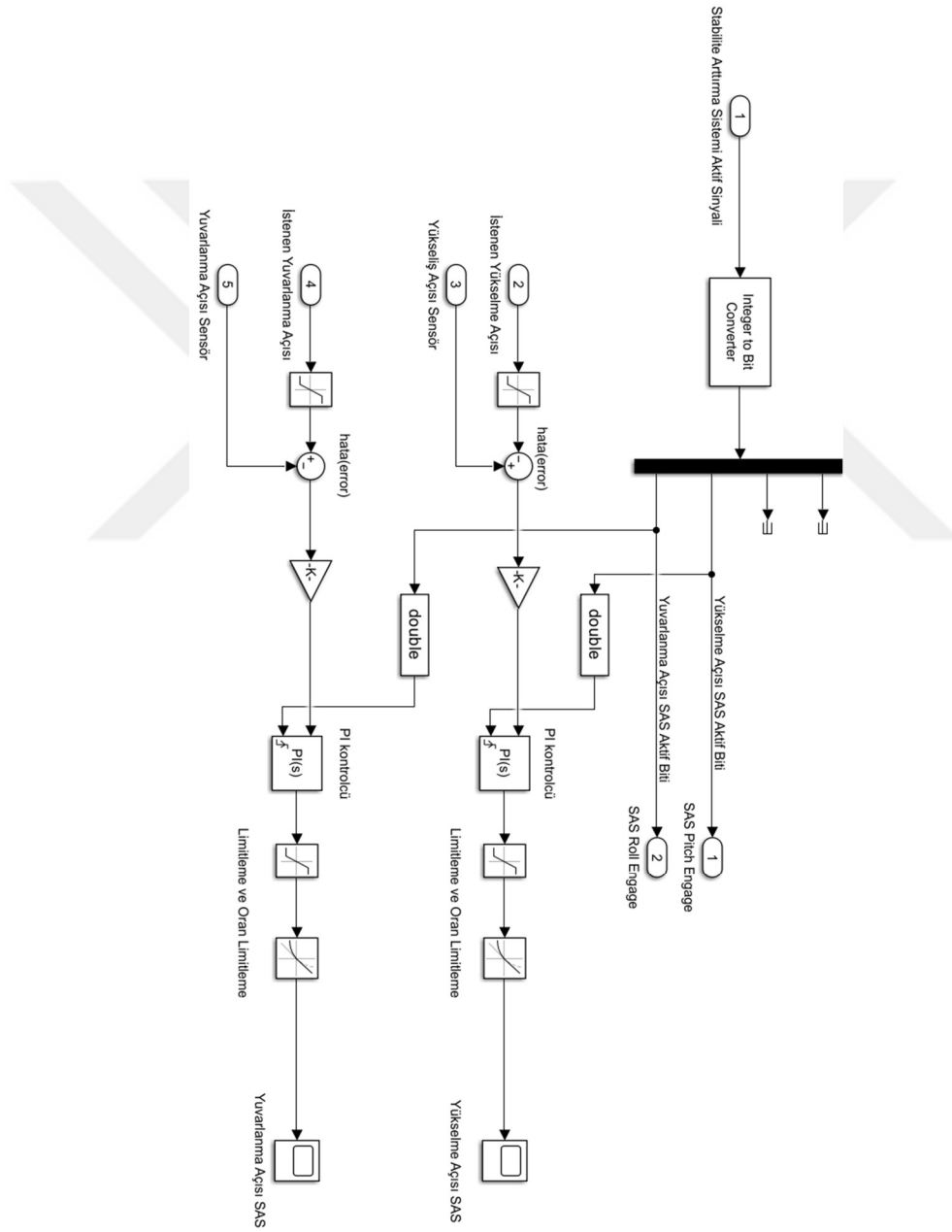
Şekil 4.32 Bekleme dolanma modu algoritması sonucu

4.5 Stabilite Arttırma Sistemi

İnsansız hava araçları ve seyir füzeleri, aviyonik mimarisinde bulunan taktik veri bağı ve antenler marifetiyle uzaktan kullanıcı ile kontrol edilebilir sistemler haline gelmiştir. Bu sistemlerin uzaktan manuel kontrol edilebiliyor olmaları operasyonel bir ihtiyaçtır. Otopilot sisteminin devre dışı kaldığı bu uygulamalarda kullanıcının uçuş üzerindeki kontrolü esastır. İnsanlı sistemlerde kullanıcı, yani pilot, uçuş manevralarındaki hareketi doğrudan hissedebildiği için bu manevraları yaparkenki davranışı ile uzaktan kumanda ettiği bir sistemde hareketi ve hareketin sonucunu doğrudan hissedemediği için manevra davranışı aynı değildir. Özellikle uzaktan kumanda ederken ivmeleri ve bunun anlık etkilerinin hissi önemlidir. Anlık kumanda hareketleri, uzaktan kontrol edilen uçuş için kararlılığı ve uçuş dengesini bozucu en temel etkindir. Bundan kaçınmak için kullanıcı hareketlerini kararlı uçuş sınırlarında tutmak adına, kullanıcı uçuşlarına stabilite arttırma sistemleri tasarlanmaktadır.

Bu çalışmada hem yanal eksen otopilotu hem de dikey eksen otopilotu için stabilite arttırma sistem yardımcı otopilot uygulaması tasarlanmıştır. Bu tasarımlar yapılırken ve stabilite arttırma modu devrede değilken yer istasyonundan kullanıcı tarafından uçuş tutumundaki geçici değişiklikler dümen (stick) kullanılarak

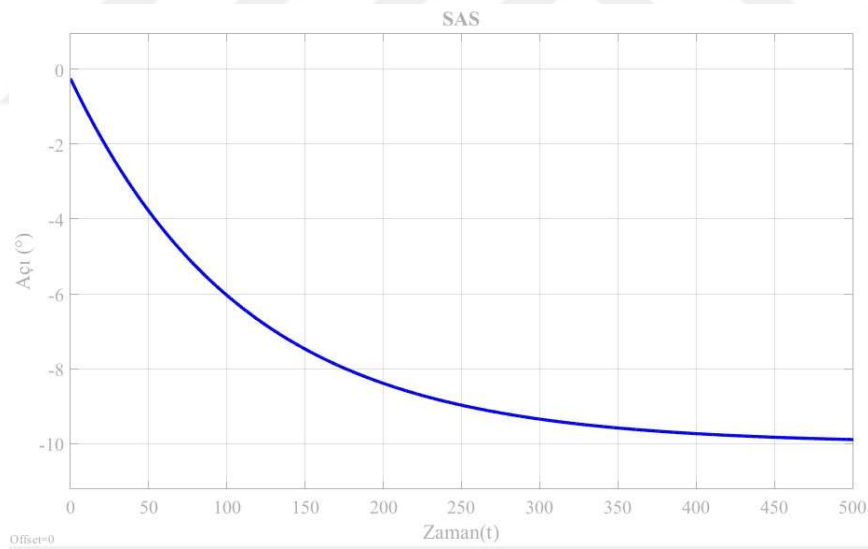
geleneksel metotlarla gerçekleştirilebilir durumdadır. Stabilite artırma sistemi devredeyken, otopilot kumanda kolu tarafından komut verilen tutumu korumaya çalışmaktadır. Böylece türbülans ve diğer bozucu faktörlerin neden olacağı sapmaları da otomatik olarak telafi etmek ana esastır. Bu tasarımda kullanılan kontrolcü zamanla ani değişimleri yavaşlatan ve uçuş için belirlenen dönüş sınırlarını zorlamamaktadır. Ani hareketlerle uçuş böylece riske atılmaz. Tasarlanan algoritma Şekil 4.33 ile gösterilmiştir.



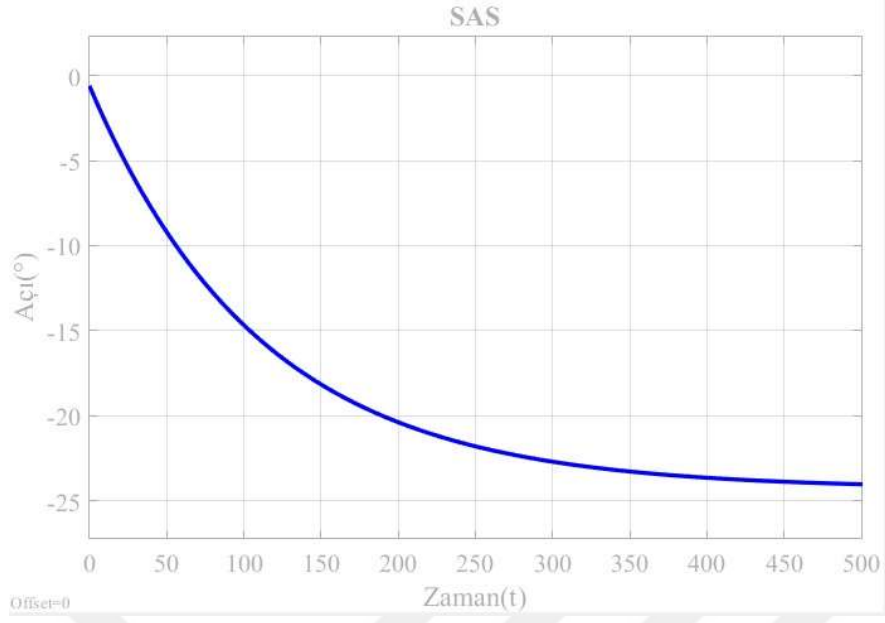
Şekil 4.33 Tasarlanan tırmanma stabilite artırma algoritması

Stabilite arttırma sistemi tasarımı için istenilen yuvarlanma açısı (roll angle) ve istenilen tırmanma açısı (pitch angle) giriş olarak kullanıldı. Bu istenen girişler sensörlerden gelen veri ile kıyaslanarak fark hesaplandı. Hesaplanan farkın büyüklüğü oransal integral kontrolcü üzerinden kontrol yüzeylerine çıkış sinyali olarak beslendi. 'de yatay otopilot için tasarlanan tırmanma stabilite arttırma sistemini, 'de dikey otopilot için tasarlanan yuvarlanma açısının kontrol edildiği stabilite arttırma sisteminin tasarımları gösterilmiştir.

Stabilite arttırma sistemi algoritmasının girdileri ve sonuçları aşağıda Şekil 4.34 ve Şekil 4.35 ile gösterilmiştir. Bu simülasyonda tırmanma açısı istenen değeri 10° , ilk tırmanma açısı 0° seçilmiştir. Şekil 4.34'de görüldüğü üzere 10° olan fark anlık değil, zaman içerisinde en aza indirgeniş ve anlık değişimlerden kaçınılmıştır. Yine yönelim açısı istenen değeri 25° , ilk yönelim açısı 0° seçilmiştir. Şekil 4.35 ile yönelim açısı stabilite arttırma sistemi algoritma sonucu gösterilmiştir. 25° uygulanmak istenen yönelim açısı farkı dönüş oranları maksimum sınırı da göz önünde bulundurularak daha yumuşak şekilde uygulanmıştır.



Şekil 4.34 Tırmanma açısı stabilite arttırma algoritması sonucu



Şekil 4.35 Yönelim açısı stabilite artırma algoritması sonucu

5

SONUÇ

Yardımcı otopilot uygulamaları tasarımları, en az sensör kullanılarak, yatay otopilot, dikey otopilot ve hız otopilotunda kullanılan veriler kullanılarak yapılmıştır. Kestirimci yaklaşımlar ve kararlı uçuşun devamlılığı sağlanmaya çalışılmıştır.

Bu çalışmada tasarlanan rota noktası yön kestirimci için, ataletsel navigasyon sisteminde GPS datası kullanılarak yakınsama ve kestirim yapılmıştır. Otopilot döngüsünün işlem hızını arttırmak için yapılan bu yöntemde, ataletsel ölçüm birim bilgisi de kullanılarak daha kısa döngülerde daha kararlı bir sistem üzerine çalışılabilir. Ancak bu işlem sayısını, girdi sayısını arttıracığından daha karmaşık bir tasarım ile sistem güvenilirliğini azaltacaktır.

Yönelim açısı yön kestirimcisi için, yönelim açısı sensör datası ve istenen yönelim açısı kullanılarak yapılan tasarımda, rüzgar etkisi ana otopilot algoritmasına bırakılarak bir tasarım yapıldı. Burada ileri beslemeli kontrol metotları kullanılarak önceden kestirim yapılan sistemler ortaya çıkarılabilir. Ancak uçuş dönüş oranları (turn rate) buradaki kısıt olacağından, burada ek maliyet çıkarmadan bu çalışma tamamlanabilmiştir.

Rüzgar kestirimcisi için, ek rüzgar sensörleri, pitot hücum açısı sensörleri eklenerek rüzgar kuvveti bileşke hızları ve yönleri kestirim yapılmadan doğrudan bir girdi olarak kullanılabilir. Buradaki hesap ve bir otopilot döngüsündeki işlem sayısı azalır ancak, aviyonik mimariye yeni sensörler eklemek güvenilirlik katsayısı hesaplarını azaltacağı için ve ek maliyetlere sebebiyet vereceğinden uygulanabilirliğinden kaçınılmıştır. Bu algoritmada rüzgar etkisinin, bir döngü geriden hesaplandığını göz ardı etmemek gerekmektedir. Bu noktada ilk döngüde rüzgar kestirimcisini kullanmamak, burada oluşan ani rüzgar değişimlerine karşı yönelim açısını koruması beklenmektedir.

Bekleme dolanma modu için sadece oransal bir kontrolcü ile algoritma tasarlanmıştır. Bekleme dolanma modunda bu kontrol yöntemi yeri görev planlama olarak bir görev de tanımlanabilirdi. Ancak bu tanımlama uçuş bilgisayarı için

özellikle bellekte yer kaplayacağı için anlık yönelim açısı hesaplayarak zaten otopilot içerisinde bunu algoritma olarak tasarladığım için basit bir algoritma ile çözerek minimum işlem sayısı yapabiliyor olmak yeterli olmuştur.

Stabilite artırma sistemleri için özellikle dönüş açıları ve dönüş sınırları kullanılarak kullanıcıya veya yer istasyonuna bir geri bildirim verilerek stabilite artırma sistemi otopilot algoritması yerine görev planlama veya yer istasyonu algoritmalarına eklenebilirdi. Burada taktik veri bağı üzerinde çokça haberleşme mesajı yoğunluğu olacağı için otopilot algoritması içine bu algoritmanın yerleştirilmesi daha doğru bir yöntem olarak belirlenmiştir.

Tasarımı yapılmış bu beş farklı yardımcı otopilot uygulaması için tasarımlar ve en iyilemeler yapıldıktan sonra, girdiler elle beslenerek sonuçlar gözlemlenmiştir. Bu çalışmada yapılan yardımcı otopilot uygulamaları, ana otopilot algoritmaları içine gömülü olarak kullanılabilir. Diğer bir yöntem ise ana algoritmalar ile yardımcı algoritmaları eş zamanlı olarak çalıştırmak olabilir. Her bir yardımcı algoritma için uçuşun belli kısımlarında ya da tamamında kullanılması mevzu bahis olabilir. Bu sebeple yardımcı algoritmaların eş zamanlı olarak farklı bir döngü içerisinde tasarlanması önerilmektedir. Bu hem tüm uçuşta aktif olarak, ana otopilot algoritmasını destekleyen, rüzgar kestirimcisi, rota noktası yön kestirimcisi, yönelim açısı yön kestirimcisi gibi algoritmaların sürekli çalışırılığını sağlar. Bekleme dolanma modu ve stabilite artırma sistemi gibi bir tetikleyici sinyal ile devreye giren yardımcı otopilot uygulamalarının da ayırık eş zamanlı olması, sadece aktifken çıktı vermesi, döngüde hız davranışlarını desteklemiş olduğu görülmüştür.

KAYNAKÇA

- [1] Yang Y., Khalife J., Moralles J.J., Kassas Z.M.,(2022) UAV Waypoint Opportunistic Navigation in GNSS-Denied Environments, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,
- [2] Dong F., You K., (2019) Flight Control for UAV Loitering Over a Ground Target With Unknwon Maneuver, IEEE Transactions on Control Systems Technologyi Vol.28 No.6
- [3] Aldao E., Gonzalez-deSantos L.M., Michinel H., Gonzalez-Jorge H.,(2022) UAV Obstacle Avoidance Algorithm to Navigate in Dynamic Building Environments, Drones 6,16
- [4] Perez-Montenegro, (2018) A Mission Coordinator Approach for a Fleet of UAVs in Urban Scenarios, Science Direct, International Conference on Air Transport
- [5] Meier K., Hann R., Skaloud J., Garreau A. (2022)Wind Estimation with Multirotor UAV's, Atmosphere 13,551
- [6] Rhudy M., Larrabee T., Chao H., Gu Y., Napolitano M.R., (2013)UAV Attitude, Heading and Wind Estimation Using GPS/INS and an Air Data System, Guidance, Navigation and Control Co-located Conferences
- [7] Cho A., Kim J., Lee S., Kee C.,(2011) Wind Estimation and Airspeed Calibration using a UAV with a Single-Antenna GPS Receiver and Pitot Tube, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems Vol.47 No.1
- [8] Krause C., Holzapfel F.,(2017) Development of a generic Loiter Automation for a fixed wing UAV/OPV, 11th Asian Control Conference, Australia
- [9] Regina N., Zanzi M., (2011) UAV Guidance Law for Ground-based Target Trajectory Tracking and Loitering, Aerospace Conference, IEEE
- [10] Johansen I.H. (2012) Autopilot Design for Unmanned Aerial Vehicles Trondheim
- [11] Zarchan P. (2012) Tactical and Strategic Missile Guidance, Sixth Edition, AIAA
- [12] Fleeman E.L.(2001) Tactical Missile Design, AIAA
- [13] Jategaonkar R.V. (2006) Flight Vehicle System Identification A Time Domain Methodology, AIAA
- [14] Goblet, V., Fala, N., & Marais, K. (2015). Identifying Phases of Flight in General Aviation Operations. AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Dallas, TX : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

- [15] Blakelock J.H.(1991) Automatic Control of Aircraft and Missiles, Wiley – Interscience Publication ISBN0-471-50651-6
- [16] Yechout T.R., Morris S.L., Bossert D.E., Hallgre W.F. (2003) Introduction to Aircraft Mechanics Performance Static Stability Dynamic Stability and Classical Feedback Control, AIAA Education Series, Virginia
- [17] Stevens B.L., Lewis F.L., Johnson E.N.(2015) Aircraft Control and Simulation 3.Edition John Wiley & Sons,
- [18] Cook M.V. (2007) Flight Dynamics Principles, Jordan Hill, Oxford, Burlington, USA
- [19] Nelson, R. C. (1998). Flight Stability and Automatic Control. New York: McGraw-Hill
- [20] Sartori, D. (2014) Design, Implementation and Testing of Advanced Control Laws for Fixed-Wing UAV's. Turin, Porto Institutional Repository
- [21] Siouris, G.M. (2003) Missile Guidance and Control Systems, Springer
- [22] Ogata,K.(2010) Modern Control Engineering, New Jersey, Prentice Hall
- [23] Zipfel,P.H.(2007) Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, Second Edition, AIAA
- [24] Kizir S. (2019) Denge Kontrol Sistemlerinin LQR ile Gerçek Zamanlı Durum Geri Beslemeli Kontrolü, *Politeknik Dergisi*, 1023-1030

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

- [1] Şahin T., Engin Ş.N., İnsansız Sistemler ve Seyir Füzelerinde Yardımcı Otopilot Uygulamaları, 4. Uluslararası Lisansüstü Çalışmalar Kongresi, 5-8 Haziran 2024

