

**SABİT KANATLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN OTOPILOT
SİSTEMİ GELİŞTİRMEDE DÖNGÜDE DONANIM TABANLI
YAKLAŞIM**

ONUR BAKİ ERTİN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**NİSAN 2013
ANKARA**

Fen Bilimleri Enstitü onayı

Prof. Dr. Ünver KAYNAK
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığımı onaylarım.

Doç. Dr. Hamza KURT
Anabilim Dalı Başkanı

Onur Baki ERTİN tarafından hazırlanan “Sabit Kanatlı Bir İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Geliştirmede Döngüde Donanım Tabanlı Yaklaşım” adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU
Tez Danışmanı

Tez Jüri Üyeleri

Başkan : Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Üye : Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Üye : Yrd. Doç. Dr. Arif Sanlı ERGÜN

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Onur Baki ERTİN

Üniversitesi : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Enstitüsü : Fen Bilimleri
Anabilim Dalı : Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Tez Danışmanı : Doç.Dr. Coşku KASNAKOĞLU
Tez Türü ve Tarihi : Yüksek Lisans – Nisan 2013

Onur Baki ERTİN

**SABİT KANATLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN OTOPILOT
SİSTEMİ GELİŞTİRMEDE DÖNGÜDE DONANIM TABANLI
YAKLAŞIM**

ÖZET

Hedef tespiti ve gözlemden, tarımsal ilaçlamaya insansız hava araçları sivil veya askeri amaçlı pek çok farklı görev için kullanılmakta ve kullanımları her geçen gün hızlanarak artmaktadır. İHA'larda otonom uçuşlar otopilot sistemleri ile sağlanır. Otopilot sistemi geliştirme sürecinin en önemli kısmı ise uçuş testleridir. Uçuş testleri; maliyetli, zor ve bazen tehlikeli olabilen testlerdir. Ayrıca sık tekrarlı testler olmadıkları için geliştirme sürecinin de yavaşlamasına neden olurlar. Bu noktada araştırmacıya benzetim yazılımları yardım edecektir. Otopilot sisteminden donanımsal bileşenler katılarak oluşturulmuş bir benzetim döngüsü, tamamen benzetimsel bileşenlerden oluşan bir döngüye göre çok daha gerçekçi olacak ve gerçeği ile değiştirilen her benzetimsel bileşen için benzetimlerin doğruluğu daha da artacaktır. Bu çalışmada, sabit kanatlı bir insansız hava aracı için otopilot sistemi geliştirme sürecinde oluşturulmuş döngüde donanım benzetim sistemi ve bu sistemden faydalanılarak oluşturulmuş örnek bir otopilot sisteminin tasarımı, bileşenleri ve işleyişi üzerinde durulmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Döngüde Donanım Benzetim, İnsansız Hava Araçları, İHA, Otopilot Sistemleri

University : TOBB University of Economics and Technology
Institute : Institute of Natural and Applied Sciences
Science Programme : Electrical and Electronics Engineering
Supervisor : Assoc. Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU
Degree Awarded and Date : M.Sc. – April 2013

Onur Baki ERTİN

HARDWARE IN THE LOOP BASED APPROACH FOR DEVELOPMENT OF FIXED WING UAV AUTOPILOT

ABSTRACT

From target acquisition and surveillance missions to agricultural spraying, unmanned aerial vehicles (UAV) have taken part in lots of different military and civilian projects and their usage is growing rapidly. Unmanned aerial vehicles are able to fly autonomously via autopilot systems. Although the flight tests are the most important part of the autopilot development process they are difficult, costly and mostly dangerous. Also it is not likely to repeat these tests frequently so they slow down autopilot development process. At this point simulation softwares assist researchers. According to a simulation loop which is consisted of virtual components, a simulation loop which contains hardware components from a real autopilot system gives more realistic results and its reliability increases with every new physical component. This thesis presents a hardware in the loop (HIL) simulation system which is built during the development process of fixed wing UAV autopilot and explains design, components and working of an exemplary autopilot system which is created by using this HIL system.

Key Words: Hardware In The Loop Simulation, HIL, Unmanned Aerial Vehicles, UAV, Autopilot Systems

TEŐEKKÖR

Bu tezin hazırlanmasının her aşamasında değerli katkılarını esirgemeyen danışmanım Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU'na, havacılık alanındaki deneyimi ile bana büyük destek veren Prof. Dr. Ünver KAYNAK'a, Z-09'daki çok kıymetli çalışma arkadaşlarıma, imkanlarından faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'ne ve bugünlere gelmemi sağlayıp, maddi ve manevi her konuda desteklerini eksik etmeyen aileme çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR	vi
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	x
KISALTMALAR	xiii
SEMBOL LİSTESİ.....	xiv
1. DÖNGÜDE DONANIM BENZETİM VE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI	
1.1 Giriş	1
1.2 Döngüde Donanım Benzetim	2
1.3 İnsansız Hava Aracı Sistemleri	4
1.4 Otopilot Sistemleri	7
1.5 Uçuş Benzetim Yazılımları	12
1.6 Temel Uçuş Denetimleri	15
2. DÖNGÜDE KONTROLCÜ DONANIMI İLE BENZETİM	19
2.1 Sisteme Genel Bir Bakış.....	19
2.2 Sistem Donanımları	21
2.2.1 Kontrolcü Kartları	21
2.2.2 Radyo Kontrol Sistemi ve Servo Motorlar.....	23
2.3 Sistem Yazılımları	25
2.3.1 Yer Kontrol İstasyonu Uygulaması.....	26
2.3.2 Uçak Kontrol Yüzeylerine Erişim Uygulaması	29
2.3.3 Gömülü Kontrolcü Üzerinde Otopilot Uygulaması	32
3. DÖNGÜDE KONTROLCÜ, ALGILAYICI VE EYLEYİCİ DONANIMLARI İLE BENZETİM.....	48
3.1 Sisteme Genel Bir Bakış.....	48

3.2	Sistem Donanımları	49
3.2.1	Kontrolcü Kartları ve Hareketli Platform	49
3.2.2	Ataletsel Ölçüm Birimi (AÖB)	50
3.3	Sistem Yazılımları	51
3.3.1	Uçak Kontrol Yüzeylerine Erişim Uygulaması	52
3.3.2	Hareketli Platform Kontrol Uygulaması	52
3.3.3	Gömülü Kontrolcü Üzerinde Otopilot Uygulaması	53
4.	TAM DONANIMSAL OTOPILOT SİSTEMİ	55
4.1	Sisteme Genel Bir Bakış.....	55
4.2	Sistem Donanımları	56
4.2.1	Sabit Kanat Hava Aracı.....	56
4.2.2	Ataletsel Ölçüm Birimi	57
4.2.3	Küresel Konumlama Sistemi.....	58
4.2.4	Telemetri Sistemi	59
4.3	Sistem Yazılımları	59
4.3.1	Yer Kontrol İstasyonu Uygulaması.....	59
4.3.2	Gömülü Kontrolcü Üzerinde Otopilot Uygulaması	61
5.	SONUÇLAR	62
	KAYNAKLAR	71
	ÖZGEÇMİŞ	74

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1: PT-60 Özellikleri	20
Çizelge 2.2: Benzetimde kullanılan bilgisayarın özellikleri	21
Çizelge 2.3: Ardupilot Kartlarının Özellikleri	22
Çizelge 2.4: Xplane'den alınan veriler.....	28
Çizelge 2.5: Yer Kontrol İstasyonu Bölümleri	29
Çizelge 2.6: Xplane'e gönderilen uçuş denetim veri setleri	30
Çizelge 3.1: Arduino Mega kontrolcü kartı özellikleri	49
Çizelge 4.1: Phoenix 2000 Özellikleri	57
Çizelge 4.2: Yer Kontrol İstasyonu Bölümleri	60

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1: Linktrainer uçuş eğitim sistemi [12].....	3
Şekil 1.2: MQ-1 Predator [16]	5
Şekil 1.3: V-1 füzesi [20]	6
Şekil 1.4: Temel otopilot kontrolü	8
Şekil 1.5: İHA uçuş kontrol sistemi	9
Şekil 1.6: MQ-1 Predator yer kontrol istasyonu [21].....	10
Şekil 1.7: Xplane 10 ekran görüntüsü [23]	15
Şekil 1.8: Uçağa etkiyen dört kuvvet [24]	16
Şekil 1.9: Gövde eksenleri ve temel kontrol yüzeyleri	17
Şekil 2.1: Döngüde kontrolcü donanımı ile benzetim sistemi blok şeması	19
Şekil 2.2: Xplane 10 ortamında PT-60 Uçağı	20
Şekil 2.3: Ardupilot Mega (solda) ve Ardupilot Mega 2.5 (sağda) [26-27]	22
Şekil 2.4: Radyo kontrol kumanda ve alıcısı [28].....	23
Şekil 2.5: Darbe genişliğine göre servo pozisyonları [29].....	24
Şekil 2.6: PPM ile iletim [25]	25
Şekil 2.7: Sistem PWM bağlantıları.....	25
Şekil 2.8: Xplane 10 veri setleri ekranı ve seçili setler	27
Şekil 2.9: Xplane Yer Kontrol İstasyonu Ekran Görüntüsü.....	28
Şekil 2.10: Seri porttan gelen uçuş denetim verileri	30
Şekil 2.11: Kontrol yüzeyi erişim uygulaması ekran görüntüsü	32
Şekil 2.12: Benzetimdeki aracın kontrol yüzeylerindeki değişim. Kontrol uygulanmadan önce (sol), kontrol uygulandıktan sonra (sağ)	32
Şekil 2.13: Sistem tanılama için kullanılan kontrol yüzeyi girişi değerleri	34
Şekil 2.14: Sistem tanılama için kullanılan yalpa ve yunuslama açıları (Çıkışlar)....	35
Şekil 2.15: Sistem tanılama ile elde edilen modele göre yalpa ve yunuslama açıları (Çıkışlar)	35
Şekil 2.16: Otomatik dengeleme modu kontrol yapısı.....	37
Şekil 2.17: Otomatik dengeleme modu yalpa hareketi kontrolü.....	37
Şekil 2.18: Otomatik dengeleme modu yunuslama hareketi kontrolü	38
Şekil 2.19: FBW modu yalpa açısı referans takibi.....	39
Şekil 2.20: FBW modu yunuslama açısı referans takibi	39
Şekil 2.21: Yeniden düzenlenen yönelim bilgisi için psuedo kod	41
Şekil 2.22: Otomatik uçuş modu yönelim takibi için kontrol yapısı	41
Şekil 2.23: Otomatik uçuş modu yönelim, mesafe; yunuslama ve yalpa açıları.....	42

Şekil 2.24: Otomatik uçuş modunda haritada çizilen yol	42
Şekil 2.25: Otomatik dengeleme modu irtifa dümeni kilitlenme durumu için kontrol yapıları.....	44
Şekil 2.26: 3.5 derecede irtifa dümeni kilitlenmesi durumu altında otomatik dengeleme modu performansı	45
Şekil 2.27: -3 derecede irtifa dümeni kilitlenmesi durumu altında otomatik dengeleme modu performansı	46
Şekil 2.28: +1.5 derece irtifa dümeni kilitlenmesi durumu altında otomatik uçuş modu performansı	47
Şekil 2.29: +1.5 derece irtifa dümeni kilitlenmesi durumu altında otomatik uçuş modunda çizilen rota	47
Şekil 3.1: Döngüde kontrolcü, algılayıcı ve eyleyici ile benzetim sistemi blok şeması	48
Şekil 3.2: Kontrolcü kartları ve iki eksenli hareketli platform	50
Şekil 3.3: Döngüde kontrolcü,algılayıcı ve eyleyici donanımları ile benzetim için uçak kontrol yüzeyi erişim uygulaması.....	52
Şekil 3.4: Hareketli platform kontrol uygulaması.....	53
Şekil 3.5: Döngüde kontrolcü, algılayıcı ve eyleyici donanımları ile benzetim için otomatik dengeleme kontrol yapısı	54
Şekil 3.6: Otomatik dengeleme modu altında yalpa ve yunuslama hareketi kontrolü	54
Şekil 4.1: Tam donanımsal otopilot sistemi blok şeması.....	56
Şekil 4.2: Otopilot sisteminin yüklendiği Phoenix 2000 radyo kontrollü uçak	57
Şekil 4.3: U-blox LEA-5H GPS alıcısı	58
Şekil 4.4: 3DR telemetri kiti	59
Şekil 4.5: Tam donanımsal otopilot sistemi için yer kontrol istasyonu uygulaması..	60
Şekil 5.1: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik dengeleme modu yalpa hareketi kontrolü.....	62
Şekil 5.2: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik dengeleme modu yunuslama hareketi kontrolü.....	63
Şekil 5.3: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik uçuş modu.....	64
Şekil 5.4: Gölbaşı uçuşu sonrası yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü	65
Şekil 5.5: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik uçuş modu mesafe ve yönelim testi.....	66
Şekil 5.6: Otomatik uçuş modu mesafe ve yönelim testi sonrası yer kontrol istasyonu.....	66

Şekil 5.7: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik dengeleme modu yalpa hareketi kontrolü (Gölbaşı 2. Uçuş).....	67
Şekil 5.8: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik dengeleme modu yunuslama hareketi kontrolü (Gölbaşı 2. Uçuş).....	68
Şekil 5.9: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik uçuş modu (Gölbaşı 2. Uçuş).68	
Şekil 5.10: Gölbaşı 2. uçuş sonrası yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü.....	69

KISALTMALAR

Kısaltmalar Açıklama

İHA	İnsansız Hava Aracı
LQG	Linear Quadratic Gaussian
AÖB	Ataletsel Ölçüm Birimi
GPS	Global Positioning System
FPGA	Field Programmable Gate Array
YKİ	Yer Kontrol İstasyonu
FBW	Fly By Wire
APM	Ardupilot Mega
PPM	Pulse Position Modulation
PWM	Pulse Width Modulation
UDP	User Datagram Protocol
bps	Bits per second

SEMBOL LİSTESİ

Simgeler	Açıklama
φ	Roll (<i>yalpa</i>) açısı
θ	Pitch (<i>yunuslama</i>) açısı
ψ	Yaw (<i>sapma</i>) açısı
n	Eşkenar çokgen kenar sayısı
d	Gidilen mesafe
R	Dünya'nın yarıçapı

1. DÖNGÜDE DONANIM BENZETİM VE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

1.1 Giriş

İnsansız Hava Araçları (İHA) günümüzde, hedef tespit ve takibi, gözetleme, arama ve kurtarma, zirai ilaçlama gibi askeri veya sivil birçok farklı alanda kullanım bulmaktadırlar [1-2]. Özellikle artan batarya kapasiteleri, motor, işlemci gibi bileşenlerin ucuzlaması ve güç tüketimlerinin azalması insansız hava araçları konusunda yapılan çalışmaların yaygınlaşmasına imkân vermiştir [3].

İnsansız hava araçları uzaktan kontrol ile kumanda edilebildikleri gibi, üzerlerine yerleştirilen otomatik pilot donanımları sayesinde otonom uçuşlar da gerçekleştirebilmektedirler. Sadece bazı kontrol yüzeylerinin otopilot tarafından kontrol edildiği ve halen kullanıcı kontrolleri gerektiren yarı otonom sistemlerin yanında insan faktörünü tamamen ortadan kaldırıp, kalkış, iniş, belirlenen rotada seyrişer gibi görevleri tam otonom olarak başarıyla gerçekleştirebilen otomatik pilot sistemleri, insansız hava araçlarında vazgeçilmez hale gelmişlerdir [4-5].

Piyasada farklı algılayıcı ve işlemcilerle donatılmış birçok ticari otomatik pilot sistemi bulunmaktadır. Geliştirmeye tamamen kapalı modeller yanında, yazılımı ve donanımı değişikliklere izin veren açık kaynaklı ve düşük maliyetli otomatik pilot sistemleri de bulunmakta ve bu sistemlerin araştırma çevrelerinde kullanımı büyük bir hızla artmaktadır [6]. Ticari otomatik pilot sistemlerinin büyük bölümünde PID tabanlı kontrolcü algoritmaları kullanılsa da, değişen gereksinimler nedeniyle bulanık mantık (Fuzzy Logic), sinir ağları (Neural Network), LQG (Linear Quadratic Gaussian) tabanlı kontrolcü algoritmaları da sıklıkla kullanılmaya başlanmıştır [7-8].

Kullanılacak otomatik pilot sistemlerini test etmenin en kapsamlı yöntemi uçuş testleridir fakat bu testlerin maliyetli oluşu ve çeşitli çevresel etmenlerin yaratacağı zorluklar, uçuş testleri öncesi otomatik pilot sistemiyle çeşitli bilgisayar benzetimlerinin birleştirildiği, laboratuvar ortamında gerçekleştirilebilecek, döngüde donanım test sistemlerinin oluşturulmasını zorunlu hale getirmiştir [9-10]. Döngüde

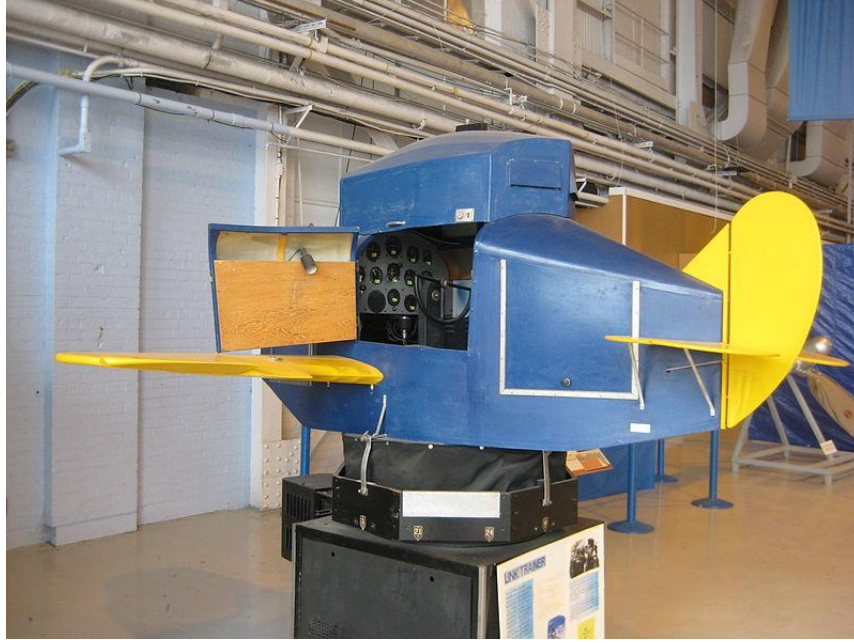
donanım testlerinde, otomatik pilot kartı üzerinde koşan kontrol algoritmasının uçuş benzetim yazılımlarının ürettiği sanal algılayıcı verilerine karşı göstereceği tepkiler incelenebildiği gibi farklı konfigürasyonlarda sistemler kurularak kart üzerindeki gerçek algılayıcı verilerinden de faydalanılan testler yapabilmek mümkündür.

Bu tez çalışması, sabit kanatlı bir insansız hava aracı için otopilot sistemi geliştirme sürecinde oluşturulmuş bir döngüde donanım benzetim sisteminin ve bu sistemden faydalanılarak oluşturulmuş örnek bir otopilot sisteminin tasarımını, bileşenlerini ve işleyişini açıklamaktadır. Geliştirilen otopilot sistemi küçük boyutlu radyo kontrollü bir hava aracına uygulanacağından benzetimde de benzer özellikler gösteren bir model üzerinde çalışılacaktır.

Çalışmanın bu ilk kısmında döngüde donanım benzetim, insansız hava araçları, otopilot sistemleri, uçuş benzetim yazılımları ve temel uçuş denetimleri gibi konuya zemin oluşturan kavramlar açıklanacaktır. İkinci kısımda, kurulan döngüde donanım benzetim sistemi, sistemi oluşturan yazılımlar ve donanımlar, oluşturulan otopilot sistemi ve sistemin otomatik dengeleme, otomatik rota takibi, elevator yüzeyi kilitlenmelerinde dengeleme özellikli uçuş modları tanıtılacaktır. Üçüncü kısımda benzetim sistemine gerçek algılayıcılar ve eyleyiciler eklenerek oluşturulmuş farklı bir kurulumdan ve bu kurulum kullanılarak oluşturulan otomatik dengeleme özellikli otopilot sisteminden bahsedilecektir. Dördüncü kısım ise önceki kısımlarda oluşturulan yapının benzetim sisteminden ayrılarak gerçek bir otopilot sistemine uyarlanması çalışmalarını kapsamaktadır.

1.2 Döngüde Donanım Benzetim

Döngüde donanım benzetim tekniğinin ilk ortaya çıkışı da bir uçuş benzetimi için olmuştur. 1929 yılında üretilen bir pilot eğitim sistemi olan Linktrainer'da gerçek uçak denetim donanımları bulduran bir uçak kokpiti, elektrikli ve hidrolik eyleyiciler üzerine yerleştirilmiş ve pilot tarafından verilen kontrollerin analog benzetim yardımıyla gerçek uçak manevralarına benzer şekilde kokpiti hareket ettirmesi sağlanmıştır [11]. Linktrainer sistemi şekil 1.1'de görülebilir.



Şekil 1.1: Linktrainer uçuş eğitim sistemi [12]

Gelişen teknolojiyle birlikte çok daha karmaşık sistemlerin modellenbildiği bilgisayarlar analog benzeticilerin yerini almış ve döngü donanım benzetimlerin kullanımı hızlı bir artış göstermiştir. Bugün füze güdüm sistemlerinden, yüksek manevra kabiliyetli uçaklara, araçların fren ve süspansiyon sistemlerinden robotik uygulamalarına kadar birçok farklı sistemin geliştirme çalışmaları döngüde donanım benzetim sistemleri ile yapılmaktadır [13-14].

Döngüde donanım benzetim tekniğini normal bilgisayar benzetimlerinden ayıran temel fark benzetimi yapılan sisteme ait bir veya birden fazla donanımsal bileşenin benzetim döngüsüne katılıyor olmasıdır [15]. Örneğin matematiksel modeli ortaya konmakta zorlanılan bir sistem donanımını doğrudan benzetim döngüsü içine katmak benzetimin güvenilirliğini oldukça arttıracaktır.

Hava araçları, füzeler, jet uçakları gibi testleri oldukça zor sistemler üzerinde laboratuvar ortamında çalışma şansı veren döngüde donanım benzetim tekniği, güvenlik, maliyet, zaman gibi birçok konuda araştırmacılara büyük avantaj sağlamaktadır.

Döngüde donanım benzetim tekniğinin avantajlarını genel olarak sıralarsak:

- **Maliyet:** Jet uçakları, uzay araçları gibi gerçek testleri milyonlarca doları bulabilen sistemlerin döngüde donanım benzetimleri birçok sorunun uçuş testleri öncesi düzeltilmesini ve test sayısının minimuma indirilmesini sağlayacaktır. Sadece bir test uçuşunun maliyetine döngü donanım testleri binlerce kez ve farklı koşullar için tekrarlanabilir.
- **Güvenlik:** Sistemler herhangi bir can veya mal kaybı olmadan aşırı tehlikeli koşullar altından denenebilir. Ayrıca döngüde donanım testleriyle doğruluğu ispatlanmış sistemlerin gerçek testlerinde güvenlikle ilgili problemler oldukça az olacaktır.
- **Zaman:** Döngüde donanım benzetimler sayesinde henüz prototipi üretilmemiş bir ürünün sadece matematiksel modeli üzerinde çalışılarak uygun kontrolcü tasarlanabilir veya uygun algılayıcılar seçilebilir. Bu da ürün geliştirme sürecinde büyük vakit kazanılmasını sağlayacaktır.

1.3 İnsansız Hava Aracı Sistemleri

İnsansız hava aracı, üzerinde bir pilot bulundurmayan, uzaktan bir operatör tarafından yönetilen veya taşıdığı kontrol donanımları sayesinde otonom olarak görevini yerine getiren hava araçlarının genel adıdır.

Özellikle insanlı hava araçlarının kullanılmasının fazla riskli olabileceği görevlerde tercih edilen insansız hava araçları askeri uygulamalarda kullanıldıkları kadar sivil uygulamalarda da yer bulmaya başlamışlardır. Askeri bir İHA olan ve patlayıcı mühimmat taşıyabilen MQ-1 Predator Şekil 1.2’de görülebilir.

İHA’ların kullanıldıkları alanları örneklendirirsek:

- **Askeri kullanım:** Keşif, hedef tespit ve takibi, radyo sinyal yayını, üs güvenliği, saldırı.
- **Sivil kullanım:** Zirai ilaçlama, hava fotoğrafçılığı, haritalama, yangın tespiti, meteoroloji hizmetleri.



Şekil 1.2: MQ-1 Predator [16]

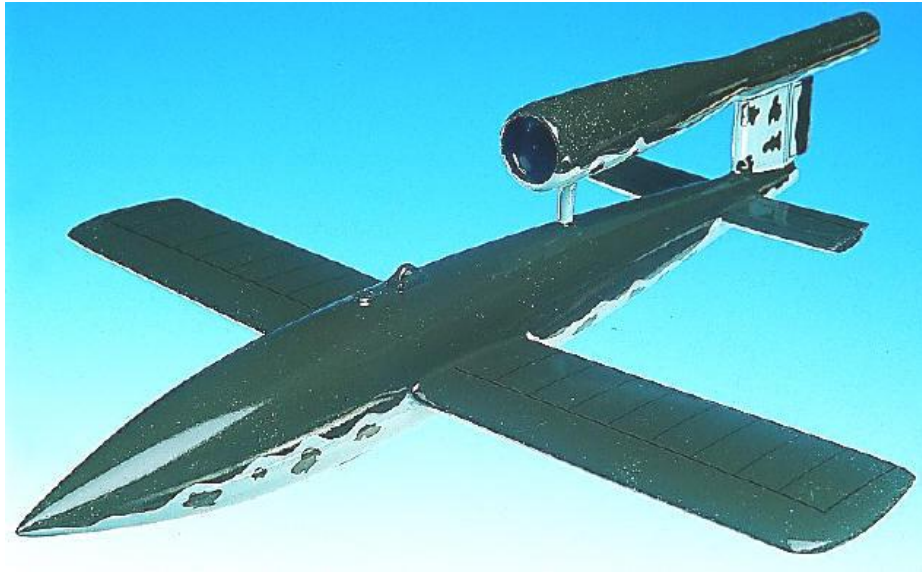
İnsansız hava araçları, taşıdıkları özelliklere göre sınıflara ayrılmışlardır. Kanat açıklığı, faydalı yük taşıma kapasitesi, çıkılabilecek azami yükseklik, gidilebilecek maksimum menzil, azami havada kalış süresi gibi unsurlardaki farklılıklar birçok değişik insansız hava aracı sınıfının doğmasına neden olmuştur. Bu sınıflardan başlıcalarını örneklendirirsek:

- HALE – High altitude long endurance (Yüksek irtifa, uzun dayanım): Bu sınıfa mensup İHA'lar 30000-40000 m. gibi yüksek irtifalara çıkabilir, 24 saati aşan sürelerde uçuş yapabilir ve silah taşıyabilirler.
- MALE – Medium altitude long endurance (Orta irtifa, uzun dayanım): 10000-20000 m. gibi orta irtifada görev yapan İHA sınıfıdır. Havada kalış süreleri 24 saati bulabilir.
- Yakın mesafe İHA: 100 km gibi daha düşük menziller için, hedef tespit ve takibi, keşif gibi görevlerde kullanılan İHA sınıfıdır.
- Mini İHA: Elden atmalı, 20 kg altı portatif İHA sınıfıdır. Yapıları gereği uzun mesafeli uçuşlar için uygun değildir. Bu çalışmada geliştirilen İHA da bu sınıfa dâhil edilebilir.

İnsansız hava araçlarının tarihi, Fransız kâğıt üreticisi Montgolfier kardeşlerin sıcak hava balonlarıyla yaptıkları deneylere kadar dayanmaktadır [17]. Bu araçların askeri amaçlı kullanımı ise ilk defa 1849 yılında Avusturyalıların Venedik'e bomba yüklü balonlarla yaptığı saldırıyla olmuştur. Balonların bir kısmı düşman hattını geçebilse bile birçok balon rüzgâr nedeniyle Avusturya hatlarında patlamışlardır.

İlk pilotsuz uçaklar Birinci Dünya Savaşı döneminde ortaya çıkmışlardır. Radyo kontrollü yerden kontrol edilen bu uçaklar pilotların eğitimi için uçan hedefler olarak görev yapmışlardır. Yine aynı dönemde deniz araçları için jiroskop tabanlı dengeleme sistemleri üreten Elmer Sperry'nin Uçan Bomba'sı günümüz seyir füzelerinin atalarından sayılmaktadır.

İkinci dünya savaşı döneminde İHA'lara olan ilgi tekrar artmış, Amerikan ordusu binlerce radyo kontrollü hedef uçağı satın almış, uzaktan kontrollü bombardıman ve saldırı uçakları geliştirmiştir [18]. Savaş döneminde Alman'ların ürettiği 800 km/s hızına çıkabilen, 1 tona yakın patlayıcı taşıyabilen ve 240 km civarında menzile sahip olan V-1 füzeleri 900 kişinin ölümüne 35.000 kişinin de yaralanmasına sebep olmuşlardır [19]. V-1 füzesi Şekil 1.3'te görülebilir.



Şekil 1.3: V-1 füzesi [20]

Savaşlar sonrası İHA'lar hızlanarak gelişmeye devam etmişler, yüksek irtifalarda kıtalar arası uçuş yapabilen, çok farklı görevleri yerine getirebilme yeteneği olan araçlar haline gelmişlerdir. Bugün, yere inmek zorunda kalmadan günlerce hatta yıllarca uçuş yapabilecek gerekirse bir uydu hizmeti verebilecek İHA sistemlerinin geliştirilmesi için birçok farklı çalışma yürütülmektedir.

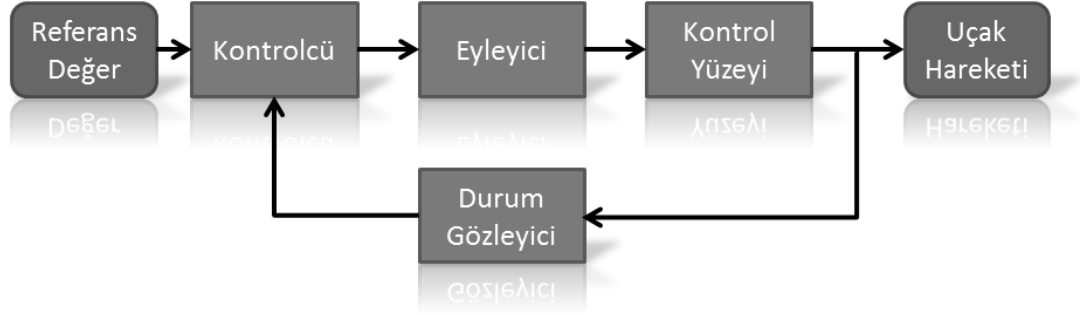
1.4 Otopilot Sistemleri

Otopilot sistemleri, hava araçlarında insan müdahalesi olmadan veya bu müdahaleyi minimum seviyede tutarak uçuşun sürdürülebilirliğini sağlayan sistemlerin genel adıdır. Tarihte bilinen ilk otopilot sistemi 1912 yılında Sperry Şirketi tarafından üretilmiştir. Bu sistem gemilerdeki jiroskopların küçültülmüş bir türevi sayesinde uçağı dengede tutabilmektedir.

Otopilot kapalı döngü bir kontrol sistemidir ve durum gözleyicisi ve kontrolcü bu sistemi oluşturan başlıca iki bileşendirler [3]. Hızla ucuzlamaları, küçülmeleri ve hafif yapıları sayesinde mikro elektromekanik algılayıcı sistemleri günümüz otopilot sistemlerinin çoğunda durum gözleyici görevi için vazgeçilmez hale gelmişlerdir. Özellikle jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre gibi algılayıcıların bir araya gelmesiyle oluşan ataletsel ölçüm birimi (AÖB) ile bir küresel konumlama sistemi¹alıcı cihazının bir araya gelmesi, uçağın birçok durum değişkeni ölçülebilir hale gelmektedir.

Otopilot sisteminin diğer önemli bileşeni olan kontrolcü ise temel olarak durum gözleyiciden aldığı bilgiyi üzerinde programlı kontrol yazılımına göre işleyip eyleyicileri harekete geçirerek kontrol yüzeylerinde değişiklik yapabilen yapıdır. Bir otopilotun temel kontrol yapısı Şekil 1.4'te görülebilir.

¹ İng. Global Positioning System (GPS)



Şekil 1.4: Temel otopilot kontrolü

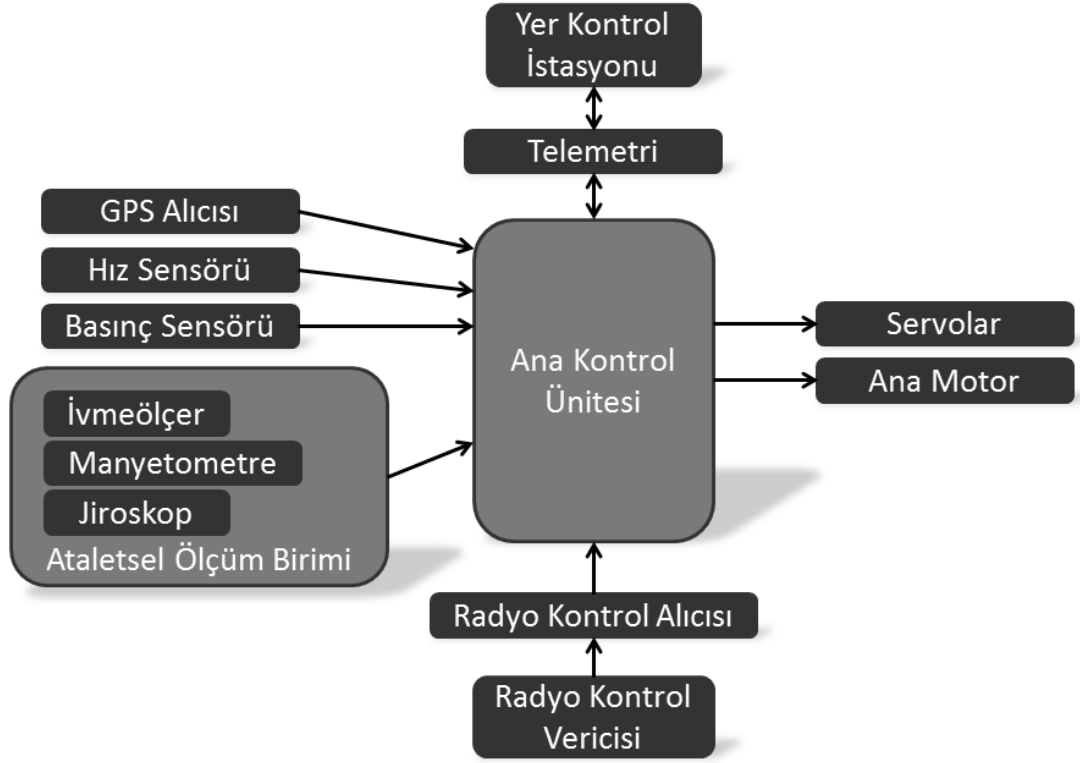
En önemli görevi kontrol algoritmasını yürütmek olsa da çoğu zaman kontrolcünün tek görevi bu değildir. Algılayıcılarda olduğu gibi kontrolcü donanımları da hızla ucuzlamakta, hafiflemekte ve güçlenmektedirler. Hızlanan kontrolcüler sayesinde tek bir birim hem algılayıcı ünitesinin bir parçası gibi davranıp hem algılayıcı verilerinden gürültüleri ayırıştırıp gerekli hesaplamaları yaparak kullanışlı veriler elde edilmesini sağlayabilir hem de yer kontrol merkezi ile gerekli veri alışverişini işlemlerini yürütebilir.

Otopilot sistemlerinde kontrolcü bileşeni olarak kullanılan başlıca donanımlar mikrodenetleyiciler ve FPGA (field programmable gate array)'lerdir. Mikrodenetleyiciler genelde daha ekonomik daha kolay programlanabilen donanımlardır. Fakat eşzamanlı yürüyecek iş sayısı arttıkça komutları sıralı olarak işleyen mikrodenetleyiciler uçak denetimi için yavaş kalabilirler. FPGA'ler ise çok sayıda farklı görevleri paralel olarak işletebilen yapıda donanımlardır fakat programlaması zor donanımlar olduklarından mikrodenetleyicide kısa sürede oluşturulabilen bir görevi bir FPGA'ye tanımlamak oldukça uzun sürebilmesidir.

Otopilotlar ölçümleme ve iletişim için birçok farklı donanım içerirler:

- Enlem ve boylam tespiti için küresel konumlama alıcısı,
- yer kontrol istasyonu ile veri iletişimi için telemetri ünitesi,
- uçuş açılarının hesaplanabilmesi için jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre,
- basınç sensörü,

- hız sensörü,
- radyo kontrol alıcısı bu donanımların başlıcalarıdır. Bu donanımları bulunduran standart bir İHA'nın uçuş kontrol sistemine ait şema Şekil 1.5'te gösterildiği gibi olacaktır.



Şekil 1.5: İHA uçuş kontrol sistemi

Uçuştaki İHA'nın otopilot sistemi ile veri alışverişi, yer kontrol istasyonu (YKİ) adı verilen; kablosuz veri nakli sağlayan telemetri donanımı, bir bilgisayar ve üzerinde çalışan bir kullanıcı arayüz yazılımından oluşan sistemlerle sağlanır. Şekil 1.6'da MQ-1 Predator İHA'sına ait yer kontrol istasyonu görülebilir.



Şekil 1.6: MQ-1 Predator yer kontrol istasyonu [21]

Yer kontrol istasyonu sayesinde:

- İHA'nın konumu, yüksekliği, hızı, gövde açıları gibi uçuşa ait anlık veriler görüntülenebilir.
- Uçuş ile ilgili bilgilerin kaydı tutulabilir.
- Uçuş rotasına yeni noktalar eklenebilir.
- Uçuş modları arasında geçiş yapılabilir.
- Uçak üzerindeki kameraya erişilerek canlı uçuş görüntüsü alınabilir.
- Uçağın yakıt ya da batarya durumu görüntülenebilir.
- Kontrolcü parametrelerinde değişiklikler yapılabilir.
- Manüel uçuş gerçekleştirilebilir.

Yer kontrol sistemi de içeriğinde olan modern otopilot sistemlerinin yerine getirebileceği görevlere örnek verirsek:

- otomatik iniş ve kalkış,
- belirlenen bir noktaya otomatik varış,
- belirli bir nokta etrafında tur,
- noktalar arası seyir,
- belirlenen gövde açılarında tutma,
- belirlenen hızda tutma,
- belirlenen yükseklikte tutma,
- belirlenen noktaya yük bırakma,
- havadan takip sayılabilir.

Endüstride kullanılan otomatik sistemlerin çoğunluğu PID tabanlı kontrolcülerle çalışmaktadırlar. Ticari otopilot sistemleri için de durum farklı değildir. Otopilot sistemi için PID tabanlı bir kontrol yazılımı kullanmak şu faydaları sağlayacaktır:

- İç içe bir kontrol yapısı kurulabilir, bir PID kontrolcünün çıkışı başka bir PID kontrolcüye giriş olarak verilebilir.
- Tasarlaması ve uygulaması nispeten kolaydır.
- Çok fazla işlem gücü gerektirmediğinden çok güçlü olmayan ucuz mikrodenetleyiciler üzerinde bile çalıştırılabilir.

Avantajlarının yanında PID'nin katsayılarını optimize etmenin özellikle çok deneyimli olmayan birisi için zor olabileceği ve değişen yükler için bu katsayıları da değiştirmek gerekebileceği unutulmamalıdır [3].

Otopilot sistemleri hakkında bu noktaya kadar verilen bilgiler doğrultusunda, oluşturulan otopilot sistemi için hedefler belirlenmiş ve çalışmalar bu hedeflere göre ilerlemiştir. Bu hedefler:

- Sistemde bir yer kontrol istasyonu bulunacaktır, uçuş verileri ve uçağın harita üzerindeki yeri bu istasyonda görülebilecektir.

- Uçuş verileri kayıt edilecektir.
- Sistem pitch ve roll eksenlerinde otomatik dengeleme moduna sahip olacaktır.
- Otomatik dengeleme modunda referans açılarının anlık olarak radyo kontrol vericisinden gönderilen değerlerle değiştirilmesine izin veren FBW (fly by wire) modu bulunacaktır.
- Uçak belirli bir gezinge boyunca tam otonom ilerleyebilecektir.
- Belirli koşullar altında, elevator yüzeyinde meydana gelecek kilitlenmelere karşı uçuşu sürdürmeye çalışacaktır. Bu durumun denenebilmesi için elevator yüzeyini istenilen açıda kilitleyebilen bir mod bulunacaktır.
- İstenildiği an radyo kontrol vericisi ile uçuş modları arasında geçiş yapılabilecektir.
- İstenildiği an radyo kontrol vericisi ile manüel uçuşa geçilebilir.

1.5 Uçuş Benzetim Yazılımları

Benzetimi yapılacak sistemin kullanacağı matematiksel model döngü donanım benzetim sisteminin belki de en can alıcı noktasıdır. Sistem ile yapılan testlerin doğruluğu ve bu sistem kullanılarak programlanmış gömülü kontrolcülerin gerçek uçuş testlerinde gösterecekleri başarı kullanılan uçuş modelinin gerçekçiliği ile doğru orantılıdır.

Uçuş dinamiklerinin doğrusal olmayan yapısı nedeniyle gerçekçi bir uçuş modeli oluşturmak son derece zordur. Sistemdeki uçağın değiştirilmesi ise tekrar yeni bir model oluşturmayı gerektirecektir. Gerçekçi bir uçuş benzetimi için uçuş dinamiklerinin yanında hava olayları da yüksek doğrulukla modellenmelidir. Uçuşla ilgili modellere ait bu karmaşık yapı, benzetim kısmı için profesyonel bir uçuş benzetim yazılımını sisteme dâhil etme gerekliliği doğurmuştur. Profesyonel bir benzetim yazılımı ile uçuş modelleri için vakit harcamadan kontrolcü tasarımı kısmına geçilebilir. Ayrıca hazır bir yazılımın kullanılması çok daha esnek bir döngüde donanım benzetim sisteminin oluşturulmasını sağlar.

Profesyonel bir benzetim yazılımı kullanmak döngü donanım benzetim sisteminde şu avantajları sağlayacaktır:

- Kullanıcı arayüzü ile anında değiştirilebilir hava olayları.
- Farklı uçak modelleri arasında geçiş, yeni modelleri kolaylıkla ekleyebilme.
- Kullanıcı için görsel geri besleme.
- Sensör benzetimleri, uçuşa dair ölçümler.
- Uçağın enlem, boylam ve yüksekliğinde anında değişiklik yapabilme.

Bu koşullar altında piyasadaki uçuş benzetim yazılımları incelenmiş ve üç yazılımın öne çıktığı görülmüştür. Bu yazılımlar; Flightgear, Microsoft Flight Simulator X ve Xplane 10 yazılımlarıdır. Yazılımların başarılı ve başarısız oldukları noktalar aşağıda verilmiştir.

Flightgear'in özellikleri:

- Ücretsiz ve açık kaynak bir yazılımdır.
- Uçuş dinamikleri taramalı tablolara (look up table) dayanır, bu yüzden özgün uçak tasarımlarından çok var olan, tablosu olan uçaklar uçurulabilir.
- Orta seviye görsellik sunar.
- Ağ üzerinden uçuş verilerine erişim desteği sunar.

Microsoft Flight Simulator X'in özellikleri:

- Ücretli bir yazılımdır, geliştirilmesi durdurulmuştur.
- Uçuş dinamikleri taramalı tablolara (look up table) dayanır, bu yüzden özgün uçak tasarımlarından çok var olan, tablosu olan uçaklar uçurulabilir.
- Üst seviye görsellik sunar.
- Uçuş verilerine, geliştiricilere sunulan .NET kütüphanesi ile erişilebilir.
- Sınırlı harita sunmaktadır.

Xplane 10'un özellikleri:

- Ücretli bir yazılımdır, aktif olarak geliştirilmeye devam etmektedir ve sıkça güncellenmektedir.
- Uçuş dinamikleri, tüm uçuş yüzeylerini küçük parçalara ayırıp tek tek bu parçalara etkiyen kuvvetleri hesaplayan bir modele dayanır. Bu yüzden tasarım aşamasındaki uçakların testlerinin yapılmasına imkân tanır [22].
- Üst seviye görsellik sunar.
- Uçuş verilerine ağ üzerinden erişilebilir.
- Harita Dünya'nın tamamına yakınına kapsar, atmosfer dışı uçuşu destekler. Mars'a bile yolculuk yapılabilir.

Yapılan karşılaştırmalar sonucu bu çalışmada uçuş benzetim yazılımı olarak Xplane 10'un kullanılmasına karar verilmiştir. Yazılımın yanında gelen 24 uçak modelinin yanında yeni modeller internette indirilebilir. Ayrıca yazılımla beraber kapsamlı bir uçak tasarım aracı (Plane Maker) da gelmekte ve özgün tasarımların yazılıma dâhil edilebilmesi sağlanmaktadır. NASA, Boeing, Cessna, Piper gibi kuruluşlar tasarım testlerinde bu yazılımdan da faydalanmakta, birçok üniversitede bu yazılım ile akademik çalışmalar yürütülmektedir.

Xplane 10, gerekli teçhizat ile birleştirilerek resmi eğitim kurumlarında uçuş eğitimi sistemi olarak kullanılabilir, bunun için gerekli akreditasyonunu sağlamıştır. Geliştirici ekibinin başı da dâhil olmak üzere çoğu mensubu pilot lisansına sahip kişilerdir ve saatlerce gerçek uçuş deneyimleri vardır bu sebeple pilotların elinden pilotlar için oluşturulmuş bir yazılım olduğu söylenebilir. Xplane 10'a ait bir ekran görüntüsü şekil 1.7' de görülebilir.



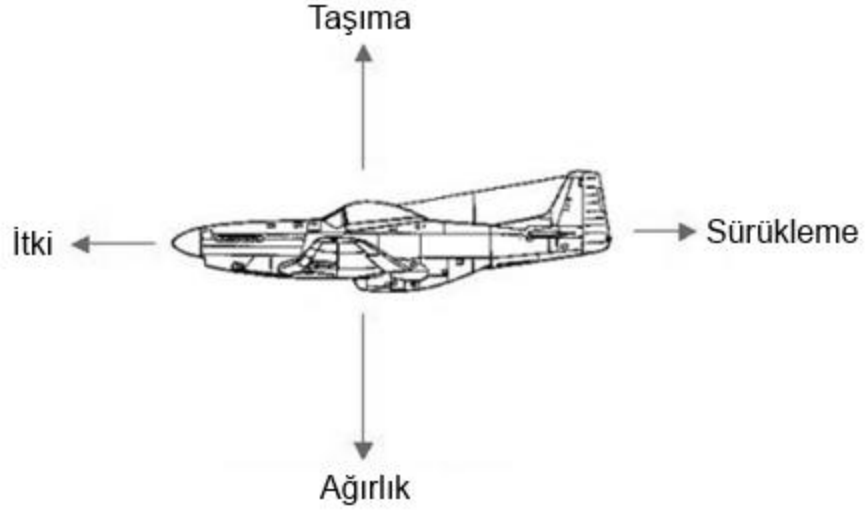
Şekil 1.7: Xplane 10 ekran görüntüsü [23]

1.6 Temel Uçuş Denetimleri

Uçaklar havada dört kuvvetin etkisi altındadırlar. Bu kuvvetler; itki², sürüklenme³, ağırlık⁴ ve taşıma kuvveti⁵dir. Uçağın havalanabilmesi için taşıma kuvvetinin ağırlığı yenmesi gerekmektedir. Taşıma kuvvetinin büyük bölümü kanatlarda oluşmaktadır. Gelen havanın, kanadın alt ve üst kısmı arasında basınç farkı oluşturacak şekilde dağılması taşıma kuvveti yaratacaktır. Sürüklenme ise uçağın maruz kaldığı hava sürtünmesi sebebiyle oluşmaktadır.

Düz ve sabit hızda bir uçuş için taşıma kuvveti ağırlıktan daha az olmamalı ve sürüklenme de itki tarafından bertaraf edilebilmelidir. İtki kuvveti uçağın motoru veya motorları tarafından üretilir. Uçağın hızlanabilmesi için itki sürüklemeden fazla olmalıdır. Uçağa etkiyen kuvvetler şekil 1.8'de görülebilir.

²İng. Thrust
³İng. Drag
⁴İng. Weight
⁵İng. Lift



Şekil 1.8: Uçağa etkiyen dört kuvvet [24]

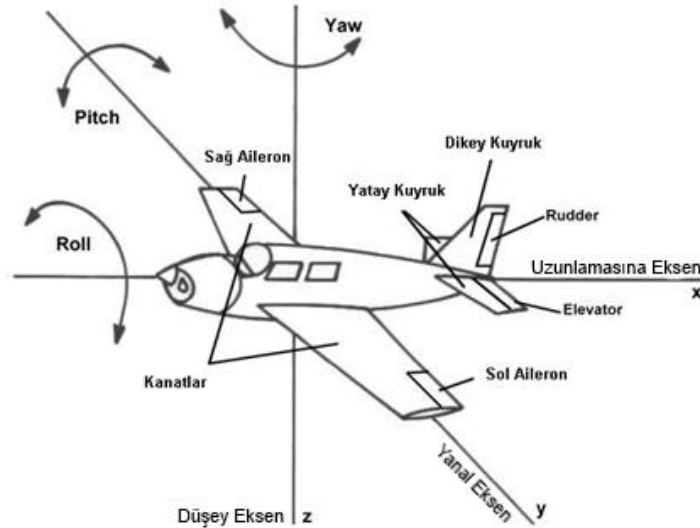
Bir uçağın hareketi rüzgâr, gövde ve yer olmak üzere üç boyutlu üç eksen takımı üzerinden tanımlanır. Aracın denetiminin tam olarak yapılabildiğini söyleyebilmek için gövde eksen takımına ait üç eksen de uçağın hareketi yönetilebilmelidir. Gövde eksenleri:

- Uzunlamasına eksen: Uçağın burnundan kuyruğuna uzanan eksendir. Bu eksen etrafında yapılan harekete yalpalama⁶ hareketi denmektedir.
- Düşey eksen: Uçağın tepesinden tabanına olan eksendir. Bu eksen etrafındaki harekete sapma⁷ hareketi adı verilir.
- Yanal eksen: Bir kanat ucundan diğer kanat ucuna olan eksendir. Bu eksen etrafındaki harekete yunuslama⁸ hareketi denmektedir.

⁶İng. Roll
⁷İng. Yaw
⁸İng. Pitch

Bahsi geçen bu eksenler etrafında hareket, kontrol yüzeyi adı verilen hareketli yüzeyler aracılığıyla sağlanır. Temel olarak kontrol yüzeyleri aşağı veya yukarı hareket ederek bağlı oldukları yüzeyde kamburluk yaratır ve uçağın basınç simetrisini bozarak istenilen yönde hareket etmesini sağlarlar. Temel kontrol yüzeylerini sıralarsak:

- Yatırgeçerler⁹: Sağ ve sol kanat uçlarında bulunan kontrol yüzeyleridirler. Birbirlerine ters yönde çalışırlar. Yuvarlanma hareketini kontrol etmek için kullanılırlar. Uçak döndürölmek istendiğinde yatırgeçerler aracılığıyla dönölecek yöne yatırılmalıdır.
- İrtifa dümeni¹⁰: Kuyrukta yatay dengeleyici art kenarında bulunur. Yunuslama hareketinin kontrolünde kullanılır. İrtifa dümeni uçağın hücum açısının değışmesini sağlar, böylece uçağın iniş veya dalış yapması sağlanabilir.
- İstikamet dümeni¹¹: Kuyruğun art kenarında bulunur. Sapma hareketinin kontrolünde kullanılır. Gövde eksenleri ve temel kontrol yüzeyleri şekil 1.9'da görölebilir.



Şekil 1.9: Gövde eksenleri ve temel kontrol yüzeyleri

⁹ İng. Ailerons

¹⁰ İng. Elevator

¹¹ İng. Rudder

Bu çalışmada bahsedilecek irtifa dümeni kilitlenme durumlarında yatırgeçler aynı yönde hareket edebilir yani irtifa dümeni gibi davranabilir hale gelmektedirler. Hem yatırgeç hem irtifa dümeni görevi gören böyle yüzeylere elevon adı verilir.

Bir hava aracının yer eksenlerine göre duruşunu belirten Euler açıları da gövde eksenlerinde dönüş açılarıyla aynı isimleri taşır fakat bir hava aracının davranış tayinini ve kontrolünü yapabilmek için gövde eksenleri etrafındaki açıları değil yer referans çevresine göre belirlenmiş Euler açılarını kullanmak gerekmektedir. Bu yüzden çalışmanın bundan sonraki kısımlarında kullanılan yalpalama (φ), yunuslama (θ) ve sapma açısı (ψ) terimleri Euler açılarını belirtmek için kullanılacaktır.

Gövde ve yer eksen takımlarını başlangıçta birbirlerine çakışık iki eksen takımı olarak alırsak, gövde açılarından Euler açılarına geçişte kullanılan dönüşüm matrisi ifade (1.1)'deki gibi olacaktır [25].

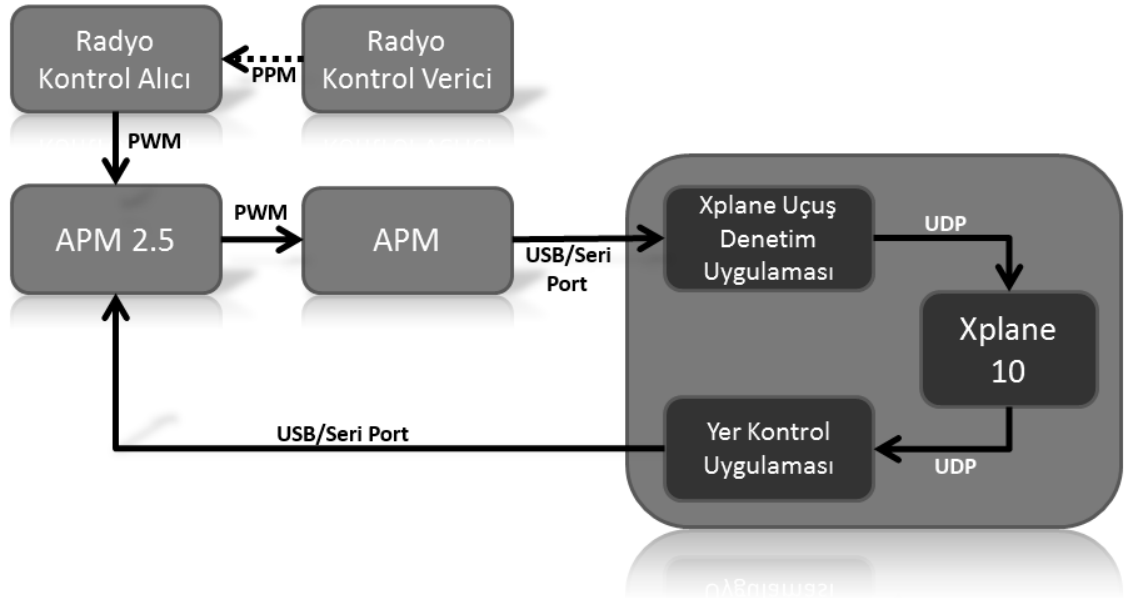
$${}^b_nR = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\psi - \cos\phi\sin\theta\cos\psi \\ -\cos\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\psi - \sin\phi\sin\theta\sin\psi & \sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ \sin\theta & -\sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

Burada b üst simgesi ile ifade edilen gövde eksenleri çevresi, n alt simgesi ile ifade edilen ise geçiş yapılan yer eksenleri çevresidir.

2. DÖNGÜDE KONTROLÇÜ DONANIMI İLE BENZETİM

2.1 Sisteme Genel Bir Bakış

Çalışmanın bu aşamasında sadece kontrolcü donanımının benzetim döngüsüne dâhil olduğu bir yapı kurulmuştur. Uçuş, benzetim yazılımında sürerken; uçuşa ait veriler geliştirilen bir arayüz yazılımı vasıtasıyla seri port üzerinden geri besleme olarak kontrolcü kartına iletilmektedirler. Kontrolcü üzerinde koştan yazılım tarafından; radyo kontrol alıcısından ve benzetim yazılımından gelen verilere göre oluşturulan çıkışlar ikinci bir kontrolcü kartına iletilir. İkinci kontrolcü, aldığı girişler ile benzetimdeki aracın kontrol yüzeylerini kontrol etmek ve gerçek bir aracın kontrol yüzeylerine bağlı servo motorları sürmek üzere kodlanmıştır. İkinci kontrolcüden gelen uçuş denetim komutları seri port üzerinden bir arayüz uygulamasına aktarılır. Bu uygulama gelen verileri işleyip uçuş benzetim yazılımına uygun formata getirir ve ağ üzerinden uçuş benzetim yazılımına gönderir. Sistem bileşenlerini ve bağlantılarını gösteren blok şeması Şekil 2.1’de görülebilir.



Şekil 2.1: Döngüde kontrolcü donanımı ile benzetim sistemi blok şeması

Benzetimsel parçalar ihtiva etmeden oluşturulacak fiziksel otopilot sisteminde, küçük boyutlu, radyo kontrollü, sabit kanatlı; gaz, irtifa dümeni, yatırkaç ve istikamet dümeni olmak üzere en az dört kanaldan kontrol edilebilen bir hava aracı platformu kullanılacağından benzetim yazılımı Xplane 10’da da bu isterlere uygun bir uçak modeli olan Great Planes PT-60 kullanılmaktadır. PT-60’ın özellikleri Çizelge 2.1’de, Xplane 10’daki görüntüsü ise Şekil 2.2’de görülebilir.

Çizelge 2.1: PT-60 Özellikleri

Kanat Açıklığı	1800 mm
Gövde Uzunluğu	1350 mm
Ağırlık	3180 gr
Motor	Yakıt Motoru



Şekil 2.2: Xplane 10 ortamında PT-60 Uçağı

2.2 Sistem Donanımları

Sistem iki adet donanımsal kontrolcü kartı, benzetim yazılımı ve arayüz yazılımların koştığı bilgisayar, servo motorlar, radyo kontrol alıcısı ve vericisi bileşenlerinden meydana gelmektedir. Servo motorlar benzetim döngüsü içine katılmamaktadırlar. Servoların kullanım amacı, gömülü sistem kontrol yüzeyi çıkışlarının fiziksel olarak doğrulanabilmesi ve benzetimdeki araç ile karşılaştırılabilmesidir. Benzetim sisteminde kullanılan bilgisayarın özellikleri Çizelge 2.2’ de verilmiştir. Diğer donanımsal bileşenler detaylı olarak açıklanacaktır.

Çizelge 2.2: Benzetimde kullanılan bilgisayarın özellikleri

Üretici	Hewlett-Packard Company
Model	h8-1100tr
İşlemci	Intel Core(TM) i7-2600 CPU@ 3.40 GHz
Bellek	12 GB
Sabit Bellek	2 TB
Grafik İşlemci	ATI Radeon 6850
İşletim Sistemi	Microsoft Windows 7 Premium 64 bit

2.2.1 Kontrolcü Kartları

Sistemde kontrolcü kartları olarak Arduino tabanlı otopilot geliştirme kartları olan Ardupilot Mega (APM) ve Ardupilot Mega 2.5 (APM 2.5) kullanılmaktadır. 3D Robotics firmasının ürünü olan bu kartlar, radyo kontrollü hava araçları için uygun fiyatlı ve hepsi bir arada otopilot sistemleri olarak ortaya çıkmış ve büyük ilgi görmüşlerdir. Ürünleri tak çalıştır ticari otopilot sistemleri olmaktan çıkarıp akademik çalışmalarda kullanılabilir hale getiren ise Arduino geliştirme çevresi destekli, açık kaynaklı ve bu sayede yüksek seviyede özelleştirilebilir olmalarıdır. Bu sayede ürün üzerindeki yazılım tamamen silinip üreticiden bağımsız yeni bir otopilot sistemi oluşturulabilmektedir. Bu şekilde Ardupilot kartlarının; üzerinde bir adet Arduino işlemcisi, bir adet ataletsel ölçüm ünitesi; telemetri, GPS, radyo kontrol

alıcısı ve servolar için konektörler bulduran basit bir devre kartından ibaret olduğu söylenebilir. Yüksek miktarda üretimi yapılan bu kartlar sayesinde araştırmacı, hem bileşenleri kendi bir kart üzerinde birleştirmekle vakit harcamak durumunda kalmamaktadır hem de bileşenleri tek tek alacağı duruma göre çok daha uygun bir fiyatla karşılaşmaktadır. Kartların teknik özellikleri çizelge 2.3'te görülebilir.

Çizelge 2.3: Ardupilot Kartlarının Özellikleri

Özellik\ Kart	Ardupilot Mega	Ardupilot Mega 2.5
İşlemci	Atmel Atmega 1280	Atmel Atmega 2560
İşlemci Hızı	16 Mhz	16 Mhz
İşlemci Belleği	128 KB	256 KB
Jiroskop	3 Eksen	3 Eksen
İvmeölçer	3 Eksen	3 Eksen
Basınç Sensörü	Var	Var
Manyetometre	Yok	Var
Log Belleği	2 MB	4 MB

Ardupilot kartları çalışmanın bu kısmında sadece Arduino kartı olarak kullanılmaktadır ve kartların sensör bileşenleri döngüye katılmamaktadırlar. Kartlar Şekil 2.3'te görülebilirler.



Şekil 2.3: Ardupilot Mega (solda) ve Ardupilot Mega 2.5 (sağda) [26-27]

2.2.2 Radyo Kontrol Sistemi ve Servo Motorlar

Sistemde uçağın manüel kontrolü, FBW modu için referans açı değerlerinin verilmesi işlemi ve modlar arası geçiş işlemleri radyo kontrol alıcı ve vericisi ile yapılmaktadır. Verici olarak 8 kanal destekli RF9X-V2 iletim modüllü Turnigy 9X kumanda, alıcı olarak ise Turnigy 9X8C-V2 kullanılmaktadır. Kumanda ve alıcı Şekil 2.4’te gösterilmiştir.

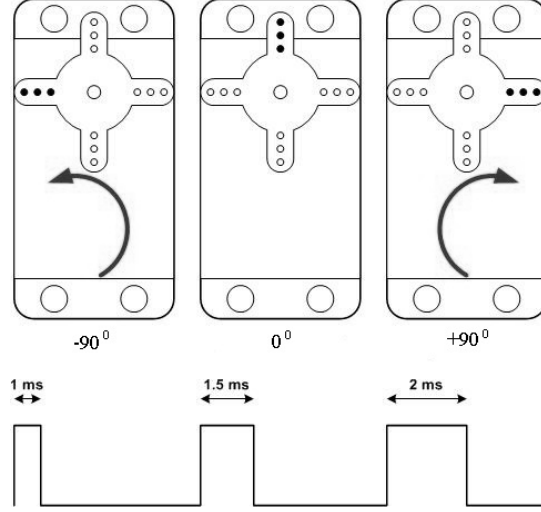


Şekil 2.4: Radyo kontrol kumanda ve alıcısı [28]

Servo motorlar, darbe genişlik modülasyonu¹² ile kodlanmış sinyallerle kontrol edilen ve ± 90 derece hareket kabiliyetine sahip, dönme kuvvetleri ve ağırlıklarına göre sınıflandırılan DC motorlardır. Radyo kontrollü uçak platformlarında da kontrol yüzeyleri kontrolü, bu yüzeylere kollar ile bağlı servo motorlar aracılığıyla yapılır. Bu çalışmada kullanılan uçakta yüzeyler, 9g mikro servo sınıfındaki servolarla kontrol edilmektedirler.

¹²İng. Pulse Width Modulation (PWM)

Servoya 20 sn de bir gelen sinyalin doluluk oranı %5 ile %10 arasında değiştirilerek yani sinyalin 'HIGH' seviyesinde kalma süresi 1-2 ms aralığında değiştirilerek servonun konumu kontrol edilebilir. Darbe genişliğine göre servo pozisyonları Şekil 2.5'te görülebilir.

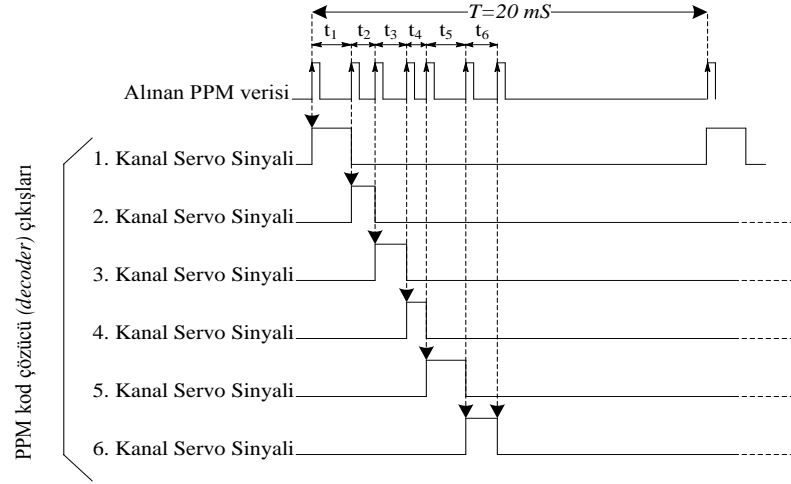


Şekil 2.5: Darbe genişliğine göre servo pozisyonları [29]

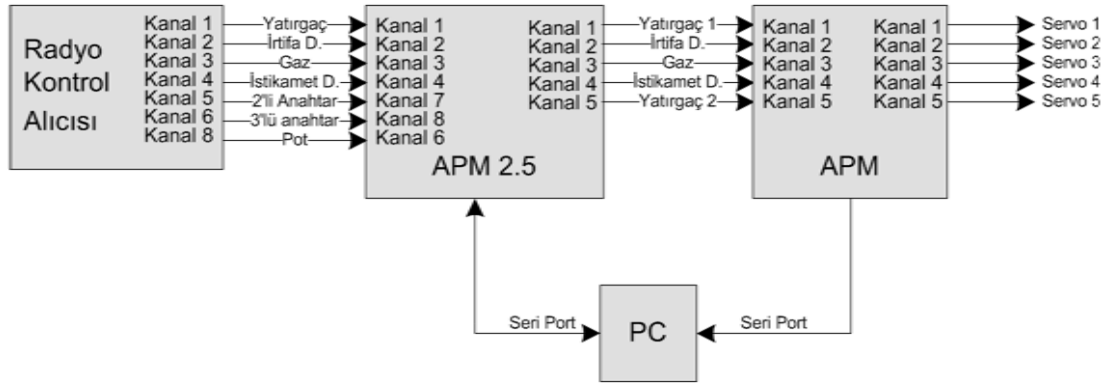
Komutlar vericiden alıcıya darbe pozisyon modülasyonu¹³ adı verilen teknik ile kodlanmış olarak gönderilirler. 50 HZ frekansında tek bir sinyal 2 ms lik parçalar halinde farklı kanallardaki servolara ait pozisyon bilgilerini taşır, daha sonra bu sinyal, alıcı da çözümlenerek PWM sinyali halinde servolara iletilir. PPM ile iletim Şekil 2.6 incelenirse daha iyi anlaşılacaktır.

Radyo alıcısı ile APM 2.5 kontrolcü kartı arasında, kontrolcü kartlarının kendi aralarında ve APM kontrolcü kartı ile servolar arasında iletişim PWM sinyalleri ile sağlanmaktadır. PWM sinyali için sistemde kullanılan bağlantılar Şekil 2.7'de görülebilir.

¹³İng. Pulse Position Modulation (PPM)



Şekil 2.6: PPM ile iletim [25]



Şekil 2.7: Sistem PWM bağlantıları

2.3 Sistem Yazılımları

Sistem, benzetim yazılımı hariç dört farklı yazılımdan oluşmaktadır. Bunlar:

- Xplane 10 ortamındaki aracın kontrol yüzey denetimleri için çalışacak, APM kartıyla seri port üzerinden iletişim kuran, C# ile yazılmış konsol uygulaması
- Xplane 10 ortamındaki araca ait verileri APM 2.5 kartına gönderecek ve aynı zamanda bir yer kontrol istasyonu olarak kullanılacak olan C# ile yazılmış masaüstü uygulaması
- APM üzerinde çalışan ve APM 2.5'ten aldığı PWM sinyallerine göre uygulanacak kontrolleri seri port üzerinden bilgisayardaki konsol

uygulamasına gönderen; gömülü, C++ tabanlı Wiring dili ile yazılmış uygulama

- APM 2.5 üzerinde çalışan ve yer kontrol uygulaması aracılığıyla seri port üzerinden Xplane 10'daki uçağa ait verileri alıp seçilen moda göre işleyerek PWM çıkışları üreten, Wiring dili ile yazılmış otopilot uygulaması.

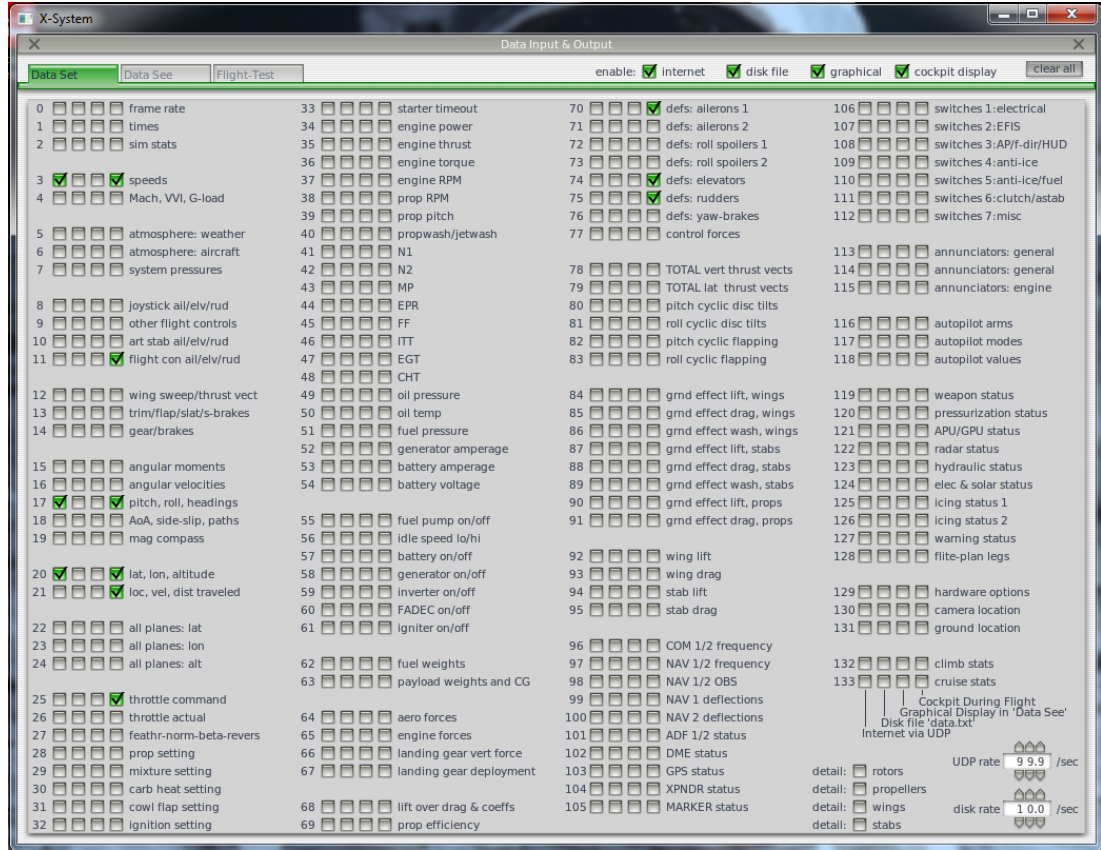
2.3.1 Yer Kontrol İstasyonu Uygulaması

Xplane 10 uçuş benzetim yazılımı; uçuş açılarından, uçak koordinatlarına, motor dönüş hızından, hava durumuna kadar uçuşla ilgili birçok veriyi uçuş ekranında paylaşabilen, bu verileri txt uzantılı olarak kaydedebilen hepsinden önemlisi ise bu verileri ağ üzerinden paylaşabilen bir yazılımdır.

Xplane bu verileri kullanıcı veri bloğu protokolü¹⁴ kullanarak veri setleri halinde yollamaktadır. Her biri 41 bayt olan bu setlerin sayısı 100'ün üzerindedir. Her setin ilk 5 baytlık bölümü gelen verinin Xplane verisi olduğunu gösterir bir işaret taşır, sonraki 4 bayt ise hangi veri setine erişilmekte olduğunu gösterir. Kalan 36 bayt esas verinin taşındığı bölümdür ve bu 36 bayt ile en fazla 8 farklı veri taşınabilir. Her veri IEEE 754 tek duyarlıklı kayan nokta formatında 4 bayttan oluşmaktadır [30]. Bir veri setinin ağ üzerinde paylaşılması isteniyorsa Xplane'in veri setleri ekranından bu setlerin paylaşımına açılması gerekmektedir. Ayrıca yine aynı ekran verilerin gönderim frekansı ayarlanabilir.

Yer kontrol istasyonu, kontrolcü kartına iletmek ve arayüz üzerinde görüntülemek için bu veri setlerinden üçünü kullanır. Bu setler; 3 nolu uçuş hızları, 17 nolu uçuş açıları ve 20 nolu koordinat setleridir. Xplane veri setleri ekranı ve yer kontrol istasyonu tarafından kullanılabilmesi için paylaşımına açılmış setler Şekil 2.8'de görülebilir.

¹⁴İng. User Datagram Protocol (UDP)



Şekil 2.8: Xplane 10 veri setleri ekranı ve seçili setler

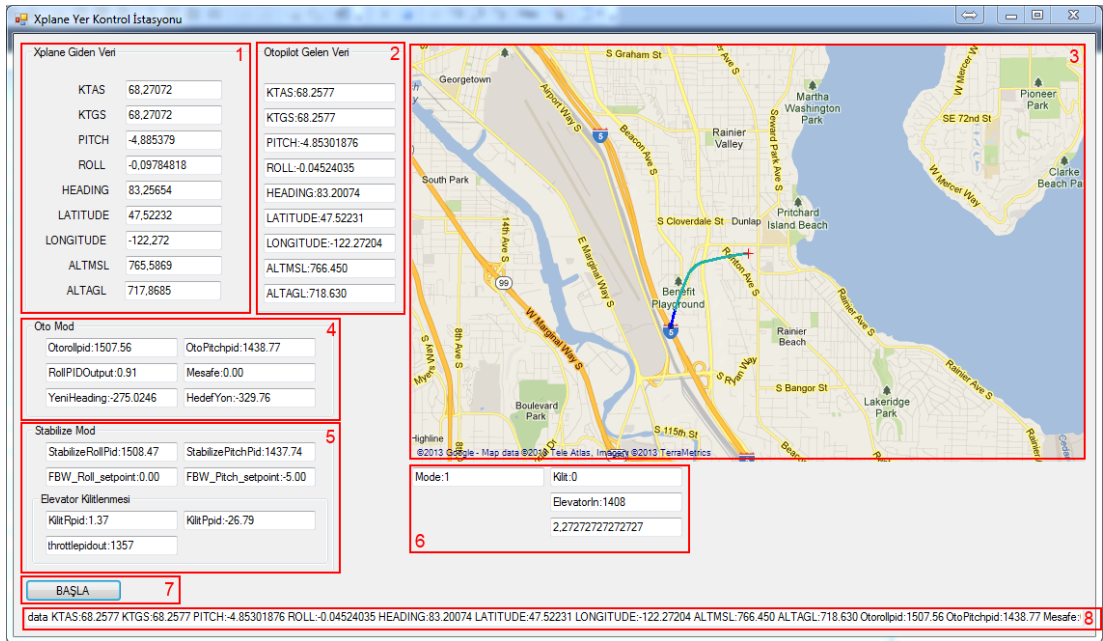
Birden fazla set paylaşıldığında sadece ilk set 5 baytlık imza bölümünü taşır, geri kalan setler ise 36 bayt olacaklardır. Çalışmada 3 set kullanıldığından tüm veriler toplamda 113 baytlık bir dizi oluşturacaklardır. Doğru verileri okuyabilmek için istenilen verinin bu dizinin neresinde olduğunu bilmek gerekir. Ayrıca paylaşılan veri seti sayısı artarsa büyüyen dizi içinde aranan verinin yerinin değişebileceği unutulmamalıdır.

İşlenmek istenilen veriye ait yeri bilinen 4 bayt, büyük diziden çekilip 4 baytlık yeni bir diziyeye yerleştirilir. Daha sonra bu dizi C#'ın BitConverter sınıfı sayesinde kolaylıkla anlaşılır ondalık bir sayı haline getirilebilir. Yer kontrol arayüzü tarafından alınan veriler ve bu verilerin dizideki yerleri Çizelge 2.4'te görülebilir.

Çizelge 2.4: Xplane'den alınan veriler

SET	Dizideki Yeri	Veri Adı	Açıklama
3	9-12	KTAS (Knots True Air Speed)	Gerçek Hava Hızı (Knot)
	13-16	KTGS (Knots True Ground Speed)	Gerçek Yer Hızı (Knot)
17	46-49	Pitch	Yunuslama Açısı (Derece)
	50-53	Roll	Yalpalama Açısı (Derece)
	54-57	Heading	Yönelim (Derece)
20	82-85	Latitude	Enlem (Derece)
	86-89	Longitude	Boylam (Derece)
	90-93	Altitude FTMSL	Denize Göre Yükseklik (Feet)
	94-97	Altitude FTAGL	Yere Göre Yükseklik (Feet)

Xplane'den alınan veriler format dönüşümü sonrası arayüzde gösterilirken bir yandan da usb/seri port üzerinden APM 2.5 kartına gönderilirler. Eş zamanlı olarak APM 2.5 kartının gönderdiği veriler de seri port üzerinden okunup arayüzde görüntülenmektedirler. Yer kontrol istasyonu yazılımı ekran görüntüsü Şekil 2.9'da görülebilir. Şeklin işaretlenmiş bölümlerinin görevleri Çizelge 2.5'te verilmiştir.



Şekil 2.9: Xplane Yer Kontrol İstasyonu Ekran Görüntüsü

Çizelge 2.5: Yer Kontrol İstasyonu Bölümleri

Bölüm	Açıklama
1	Xplane'in ağ üzerinden yolladığı ve aynı zamanda kontrolcü karta da gönderilen uçuş verileri bu bölümde görüntülenmektedir.
2	Kartın uçuş verilerini eksiksiz aldığını teyit edebilmek için kart tarafından gönderilen uçuş verileri bu bölümde görüntülenir.
3	Enlem ve boylam verilerine göre uçağın yeri haritada işaretlenmekte ve hareket ettiği rota çizilmektedir. Rota; manüel modda mavi, otomatik dengeleme modunda turkuaz, oto uçuş modunda ise kırmızıyla çizilmektedir. Harita internet üzerinden çekilmekte ve kaynak olarak Google Haritalar kullanılmaktadır. Uçağın bulunduğu nokta haritada otomatik olarak ortalanmakta ve kırmızı bir artı işareti ile gösterilmektedir.
4	Oto uçuş moduna geçilmişse aktif olur. Kart tarafından gönderilen oto mod PID kontrolcü çıkışları, bir sonraki manevra noktasına kadar gidilen mesafe, anlık yönelim ve referans yönelim burada görüntülenir.
5	Otomatik dengeleme moduna geçilmişse aktif olur. Kart tarafından gönderilen dengeleme modu PID kontrolcü çıkışları, FBW modu aktifse değişen referans değerleri ve yüzey kilitlenme durumları için PID çıkışları bu bölümde gösterilmektedir.
6	O an hangi modun seçili olduğu, irtifa dümeni kilitlenmesinin açık olup olmadığı ve irtifa dümeninin açısı burada gösterilmektedir.
7	Programın başlatılmasını sağlayan butondur, 2. kez basılması programı durduracaktır.
8	Kontrolcü kartın seri port üzerinden gönderdiği tek satırlık veri burada görüntülenmektedir. Kontrol amaçlı görüntülenir. Diğer bölümlerde gösterilen veriler, bu verinin String tipi değişkenlere özgü işlemlerle ayrıştırılması sonucu elde edilmişlerdir.

Karttan toplanan tüm veriler bir txt dosyasına kayıt edilmektedirler. Program çalıştırıldığı anda txt dosyasına tarih ve saat bilgisini kayıt eder ve sonraki her döngüsünde seri porttan okuduğu veriyi yeni bir satıra yazar.

2.3.2 Uçak Kontrol Yüzeylerine Erişim Uygulaması

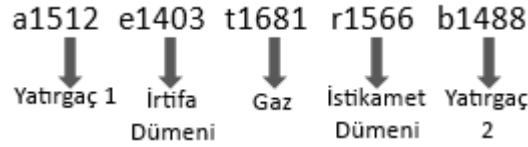
Xplane'den uçuşla ilgili istenilen veriler ağ üzerinden alınabildiği gibi Xplane' e veri göndermek, örneğin kontrol yüzeyi açılarını değiştirebilmek de mümkündür. Gaz, yatırkaç, irtifa dümeni ve istikamet dümeni kanalları dört ayrı veri seti kullanılarak kontrol edilebilmektedir. Fakat veri okumadan farklı olarak bütün setleri içeren

büyük bir dizi değil her kanal için 41 baytlık ayrı bir dizi oluşturulur ve sırayla ağ üzerinden gönderilir. Gönderilen veri setleri Çizelge 2.6’da görülebilirler.

Çizelge 2.6: Xplane’e gönderilen uçuş denetim veri setleri

SET	Dizideki Yeri	Açıklama
25	9-12	Gaz Kanalı
70	9-12	Sol Yatırkaç (Aileron 1)
70	13-16	Sağ Yatırkaç (Aileron 2)
74	9-12	İrtifa Dümeni
75	9-12	İstikamet Dümeni

Daha önce Şekil 2.7’de de verildiği gibi APM kartının PWM girişleri, APM 2.5 kartının PWM çıkışlarına bağlıdır. APM kartı üzerinde koştan yazılım PWM girişlerinden okuduğu mikro saniye cinsinden PWM verisini seri port üzerinden bilgisayardaki uygulamaya gönderir. Seri port üzerinden gelen tek cümle halindeki bu veri ve bölümlerin karşılık geldiği yüzeyler Şekil 2.10’da görülebilir.



Şekil 2.10: Seri porttan gelen uçuş denetim verileri

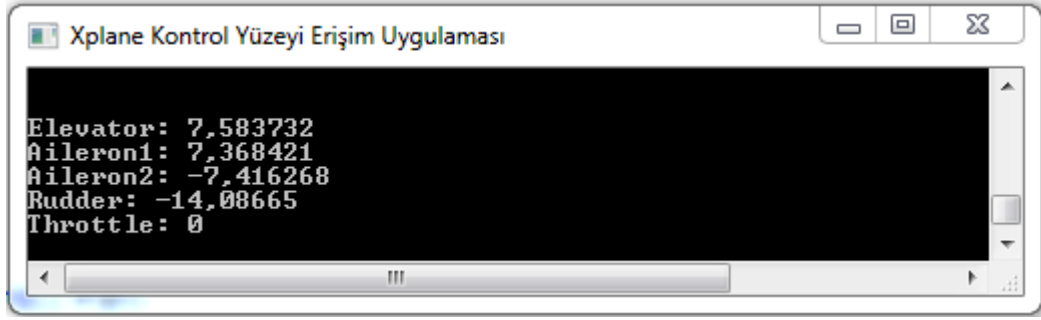
C# diliyle geliştirilmiş bir konsol uygulaması olan “Xplane Kontrol Yüzeyi Erişim Uygulaması” seri port üzerinden aldığı verileri, ağ üzerinden Xplane’e göndermekle yükümlüdür. Xplane kontrol yüzeyleri için açılış değerleri beklemektedir bu yüzden veriler ağ üzerinden gönderilmeden önce uygun açılış değerlerine dönüştürülmelidirler. Dönüşüm işlemi için aşağıda verilen ifade (2.1) oluşturulmuştur.

$$Yüzey_{Açılış} = \frac{(Yüzey_{giriş} - Yüzey_{normal})}{\frac{(Yüzey_{maks} - Yüzey_{min})}{2}} \times |Yüzey_{Açılış_{maks}}| \quad (2.1)$$

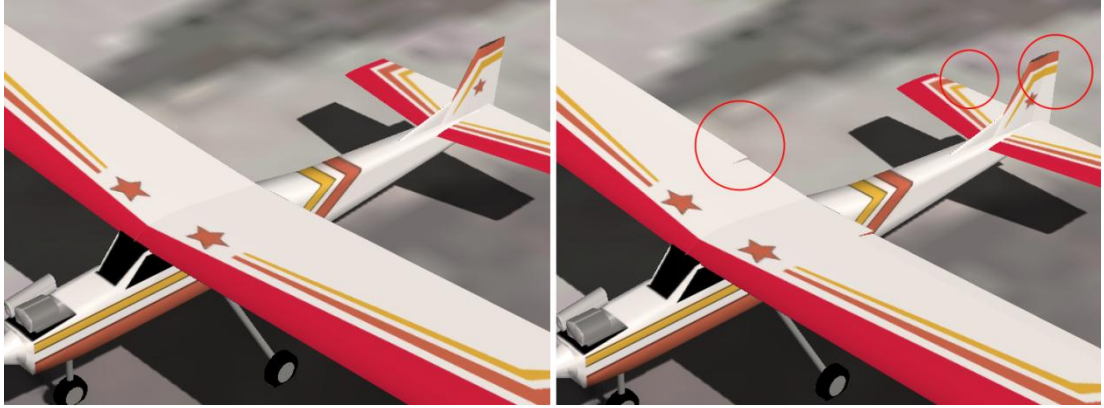
Burada, $Yüzey_{maks}$ o yüzeye bağlı servoya verilebilecek en yüksek, $Yüzey_{min}$ ise en düşük; mikro saniye cinsinden darbe genişliğini (PWM) temsil etmektedir. $Yüzey_{normal}$ yüzeyi 0 derecede tutan değeri temsil eder. $Yüzey_{giriş}$ ise kart tarafından PWM girişinden okunan değerdir. $Yüzey_{Açı_{maks}}$ değeri ile de kontrol yüzeyinin negatif veya pozitif yönde gidebileceği maksimum açı belirtilir. Benzetimdeki aracın maksimum açı değerleri, bu çalışmanın son aşamasında kullanılan fiziksel uçak platformunun değerleri baz alınarak belirlenmiştir. Benzetimdeki aracın yatırğaçları ve irtifa dümeni ± 10 derece, istikamet dümeni ise ± 15 derece aralığında hareket edebilir.

Standart, uçan kanat veya delta kanat tipinde olmayan, bir radyo kontrollü uçağın yatırğaç yüzeyleri aynı kanaldan kontrol edilir. Sağ ve sol yatırğaçların servoları birbirlerine ters yerleştirildiklerinden yatırğaçlar aynı miktarda fakat zıt yönlerde hareket ederler. Uçan kanat veya delta kanat tipli uçaklarda ise irtifa dümeni bulunmaz ve yunuslama hareketi aynı yönde de hareket edebilen yatırğaçlar sayesinde sağlanır. Bu tip yatırğaç ve irtifa dümeni birleşimi kontrol yüzeylerine elevon adı verilmektedir [31]. Bu çalışmada belli şartlar altındaki irtifa dümeni kilitlenmesi durumunda yunuslama hareketi, aynı yönde hareket edebilen yatırğaçlar desteğiyle sağlanmaya çalışılmıştır. Yatırğaçların bu şekilde kontrol edilebilmeleri için yatırğaç servolarının kontrolcüye ayrı kanallardan bağlanmaları gerekir. Kilitlenme durumu olmasa dahi APM 2.5 kontrolcüsü her bir yatırğaç için ayrı bir çıkış üretmektedir. Bu durum APM kontrolcüsü ve bu kısımda bahsedilen yüzey erişim uygulaması tarafından da desteklenmektedir.

Kontrol yüzeyi erişim uygulamasına ait ekran görüntüsü Şekil 2.11’de görülebilir. Ayrıca benzetimdeki aracın Şekil 2.11’de görülen kontroller uygulanmadan önceki ve sonraki halleri Şekil 2.12’de verilmiştir.



Şekil 2.11: Kontrol yüzeyi erişim uygulaması ekran görüntüsü



Şekil 2.12: Benzetimdeki aracın kontrol yüzeylerindeki değişim. Kontrol uygulanmadan önce (sol), kontrol uygulandıktan sonra (sağ)

2.3.3 Gömülü Kontrolcü Üzerinde Otopilot Uygulaması

Tüm otonom uçuş kodu, uçuş verilerini seri port üzerinden çeken Ardupilot Mega 2.5 üzerinde koşturmaktadır. Yazılımın bu platforma göre oluşturulmuş olması sayesinde kurulan uçuş algoritması doğrudan, benzetimsel öğeler içermeyen otopilot sisteminde de kullanılabilir.

Çalışmanın giriş bölümünde de üzerinde durulduğu gibi İHA'larda en çok kullanılan kontrol metodu PID kontroldür. Bu çalışmadaki bütün kontrol işlemleri için de PID kontrolcüler tercih edilmiştir. Gömülü yazılımın tanıtılacağı bu kısımda öncelikle PID kontrolcü tasarımından bahsedilecek ardından yazılımdaki uçuş modları sıralanacaktır.

2.3.3.1 PID Kontrolcü Tasarımı

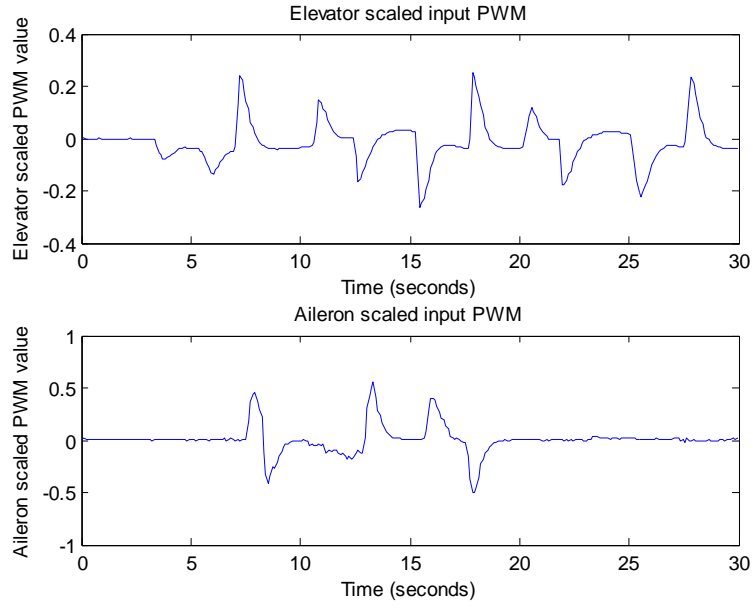
PID kontrolcü parametrelerini ayarlama da birçok yöntem bulunsa da, özellikle yüksek hassasiyet gerektirmeyen sistemlerde, manüel olarak ayarlama en yaygın kullanılan yöntemdir. Bu çalışmadaki PID kontrolcü katsayılarının belirlenmesinde de manüel ayarlama yaklaşımı kullanılmış fakat ayarlama kolaylık sağlayacak bir başlangıç noktası oluşturması açısından yalpalama ve yunuslama hareketlerinde kontrol için MATLAB benzetim yazılımı ile de benzetimler yapıp PID için katsayılar elde edilmiştir.

PID katsayılarının bulunmasında benzetim yazılımlarından faydalanabilmek için sistemin benzetim ortamında modeline ihtiyaç olacaktır. Bir uçağın gövde eksenlerinde hareketine ait bir model elde etmek için sadece kontrol yüzeyi açılarından faydalanmak yeterli olmayacaktır çünkü gövde eksenlerinde hareket kontrol yüzeylerinin etkisi yanında, itki kuvveti, atmosferik etkiler gibi birçok farklı etki sonucu oluşmaktadır. Fakat sabit bir itki altında ve atmosferik etkilerin minimum düzeyde olduğu bir ortamda gövde eksenlerinde hareket baskın etkinin kontrol yüzeyleri tarafından oluşturulacağını söylemek yanlış olmaz. Bu koşullar altında Xplane ortamında manüel uçuşlar yapılmış, kontrol yüzeylerine gönderilen PWM sinyalleri, yalpa ve yunuslama açıları model oluşturma sürecinde kullanılmak üzere kaydedilmiştir. Model oluşturma sürecinde MATLAB'ın sistem tanılama aracında faydalanılmış, uçuşla ilgili toplanan giriş ve çıkış verileri kullanılarak; yatırkaç kontrol yüzeyi açıları giriş ve yalpa açıları çıkış olarak kullanılmak üzere ve irtifa dümeni kontrol yüzeyi açıları giriş ve yunuslama açıları çıkış olmak üzere yalpa ve yunuslama hareketleri için ayrı modeller elde edilmiştir. İfade (2.2)'de yalpa, ifade (2.3)'te ise yunuslama hareketi için elde edilen transfer fonksiyonları görülebilir.

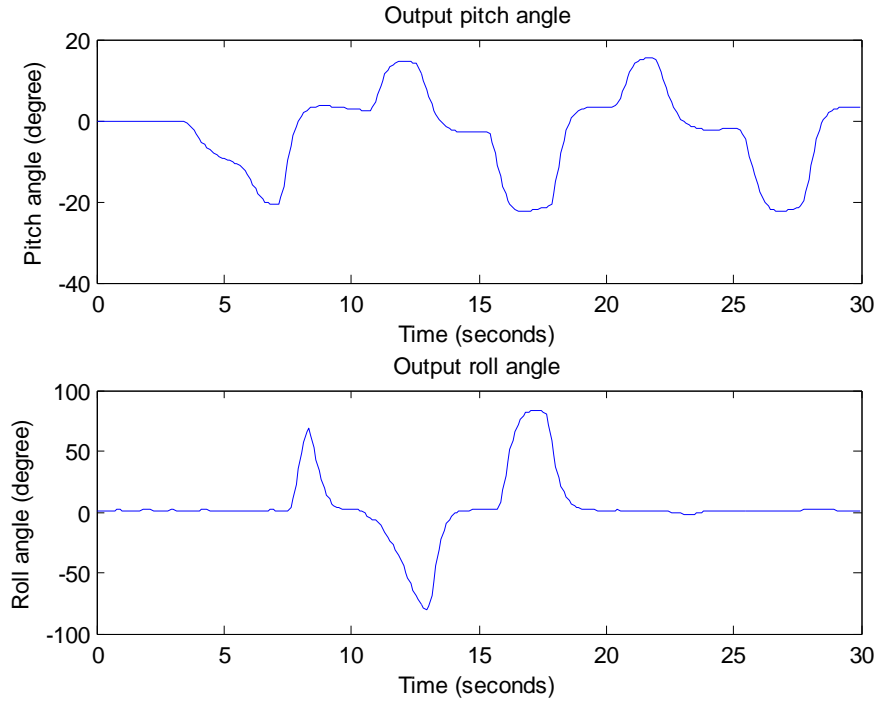
$$R(s) = \frac{9.629 \times 10^4 s + 1105}{s^3 + 363.1 s^2 + 0.1315 s + 9.496} \quad (2.2)$$

$$P(s) = \frac{7.035 s^2 + 2467 s + 659.7}{s^3 + 20.03 s^2 + 4.079 s + 5.087} \quad (2.3)$$

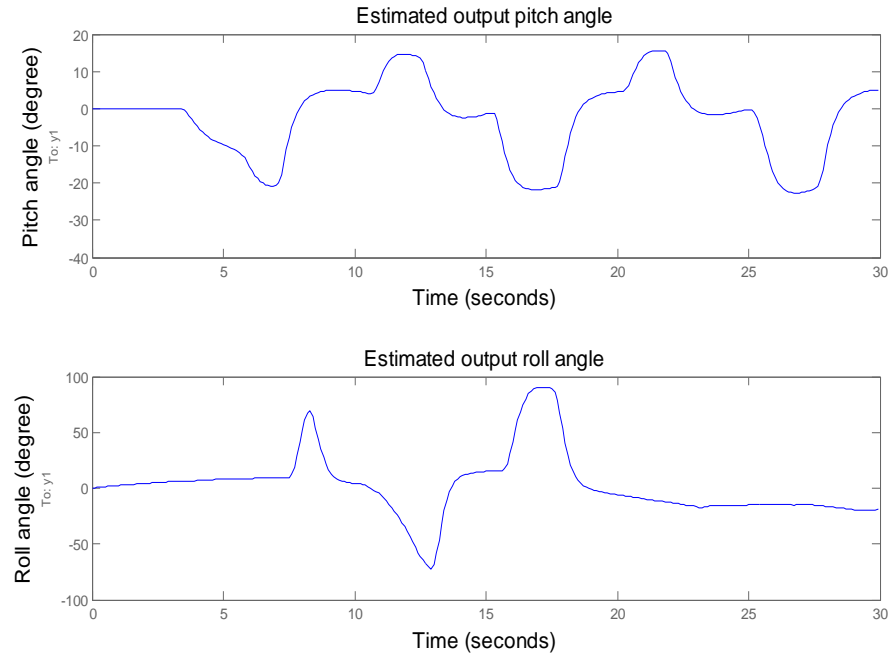
Sistem tanılamada kontrol yüzeyi giriş verileri Şekil 2.13'te, çıkış verileri 2.14'te ve tanımlama ile elde edilmiş modellere aynı girişler uygulandığında elde edilen çıkışlar ise Şekil 2.15'te verilmişlerdir.



Şekil 2.13: Sistem tanılama için kullanılan kontrol yüzeyi girişi değerleri



Şekil 2.14: Sistem tanılama için kullanılan yalpa ve yunuslama açıları (Çıkışlar)



Şekil 2.15: Sistem tanılama ile elde edilen modele göre yalpa ve yunuslama açıları (Çıkışlar)

Şekil 2.14 ve Şekil 2.15 incelediğinde elde edilen modellerin sistem davranışını yüksek başarımla taklit ettiği söylenebilir. Bu modelden faydalanarak bir PID kontrolcü tasarlayabilmek için MATLAB SISO tasarım aracı kullanılmıştır. Yazılıma belirtilen yükselme ve yerleşme süresi kısıtları (1s ve 4s) altında elde edilen kontrolcüler yalpa hareketi için ifade (2.4)'te, yunuslama hareketi için ifade (2.5)'te verilmişlerdir.

$$C(s)_{yalpa} = 0.468685 + \frac{0.47825}{s} \quad (2.4)$$

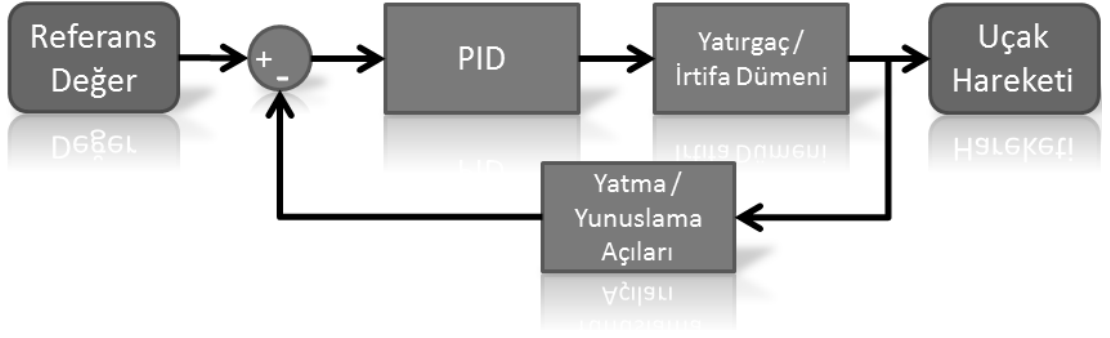
$$C(s)_{yunuslama} = 0.52003 + \frac{0.3059}{s} \quad (2.5)$$

İfadelerden de görüldüğü gibi yalpa açısı kontrolü için K_p ve K_i sırasıyla 0.468685 ve 0.47825; yunuslama açısı kontrolü için K_p ve K_i sırasıyla 0.52003 ve 0.3059 olarak bulunmuşlardır.

2.3.3.2 Otomatik Dengeleme ve FBW Modu

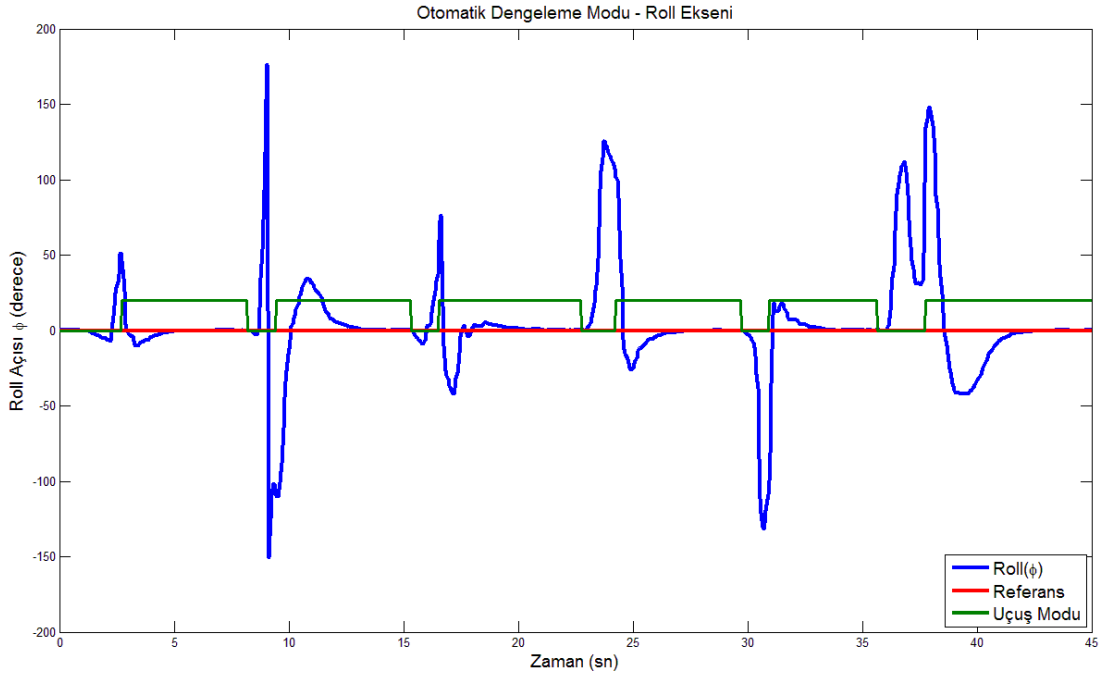
Daha önce Şekil 2.7' de verildiği gibi radyo kontrol alıcısının 3 yönlü anahtar çıkışı APM 2.5 kartının 8 nolu PWM girişine bağlıdır. Bu girişten okunan PWM değeri anahtarın üst pozisyonu için 1900, orta pozisyonu için 1500 ve alt pozisyonu için 1100 mikro saniyedir. Anahtarın üst pozisyonda oluşu sisteme girilen kontrollerin doğrudan yüzeylere uygulandığı manüel modu çalıştırırken anahtarın ortaya alınmasıyla otomatik dengeleme ve FBW (fly-by-wire) modları devreye girmektedir.

Otomatik dengeleme modu devreye alındığında kontrolcü kart uçağın yatırkaç ve irtifa dümeni yüzeylerine, uçağın yalpa ve yunuslama açılarını 0 dereceye getirmek ve burada tutmak için çıkışlar yollar. Bu çıkışların büyüklükleri, referans açısı 0 derece ile uçağın o andaki açısı arasındaki farka yani hataya bakarak her eksen için ayrı olmak üzere iki PID kontrolcü tarafından hesaplanır. Otomatik dengeleme modu kontrol yapısı Şekil 2.16' da görülebilir.

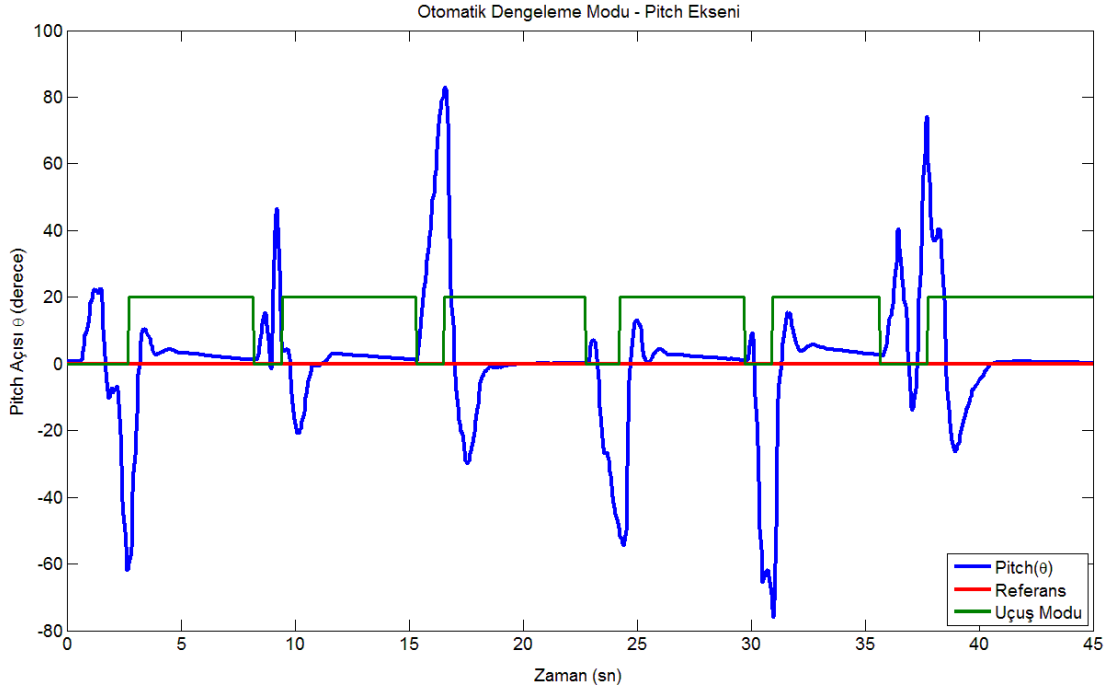


Şekil 2.16: Otomatik dengeleme modu kontrol yapısı

Yunuslama ve yalpa açılarının 0 dereceye gelmesiyle düz bir uçuş sağlanabilmektedir. Otomatik dengeleme modunun performansını gösterebilmek için manüel mod ile otomatik dengeleme modu arasında geçişler yapılmış ve sistem cevapları çizdirilmiştir. Otomatik dengeleme modu davranışı yalpa hareketi için Şekil 2.17’de, yunuslama hareketi için Şekil 2.18’de görülebilir. Şekillerdeki uçuş modu, dengelemenin devreye alındığı anları göstermektedir.

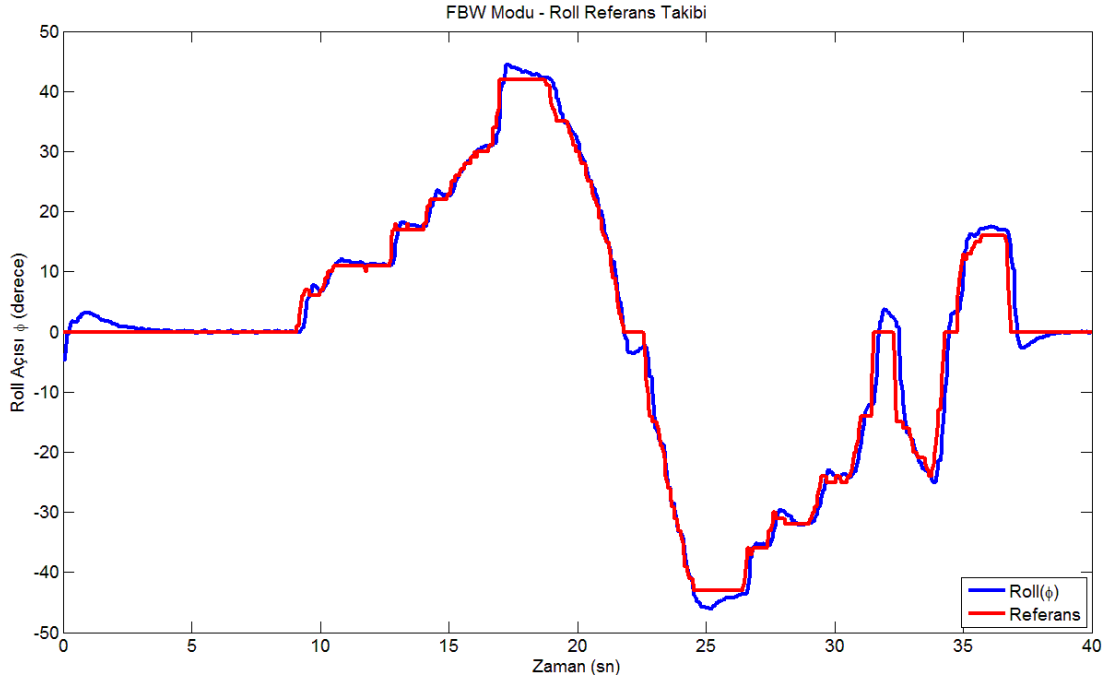


Şekil 2.17: Otomatik dengeleme modu yalpa hareketi kontrolü

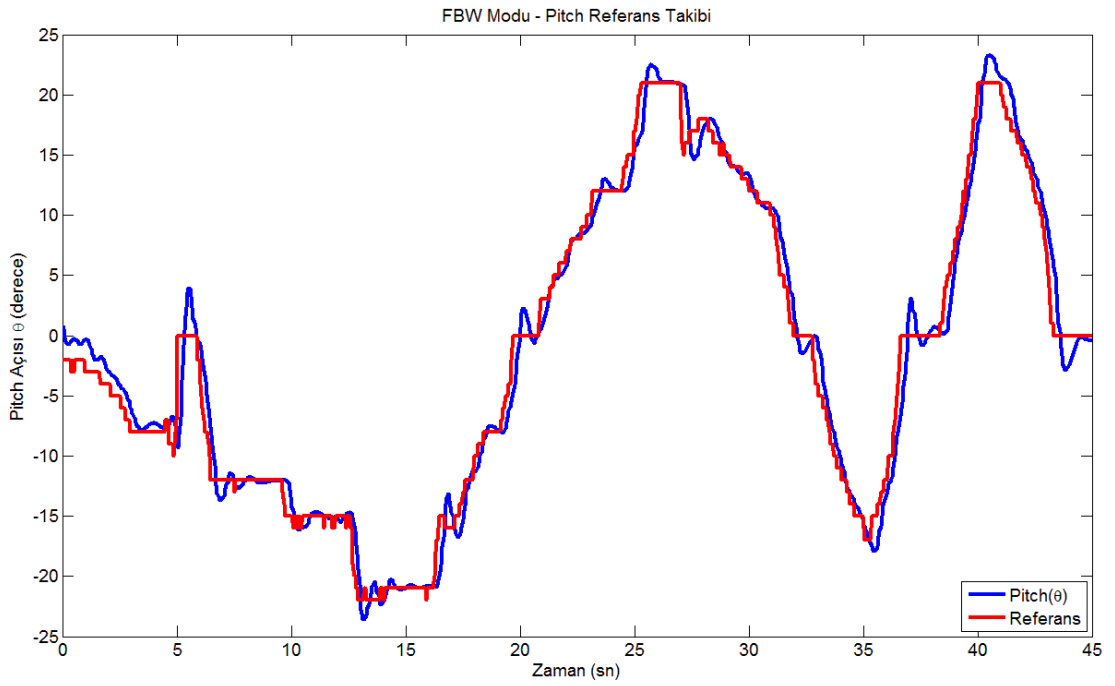


Şekil 2.18: Otomatik dengeleme modu yunuslama hareketi kontrolü

Fly-by-wire tam karşılığı Türkçeye, destekli veya kontrollü uçuş olarak çevrilebilir. Bu modda radyo kontrol vericisinden gönderilen yatırgeç ve irtifa dümeni komutları bu yüzeylere iletilmek yerine açı değerlerine dönüştürülürler. Dönüşümü sağlayan ifade daha önce verilen ifade (2.1) ile aynı olacaktır. Bu açılar otomatik dengeleme kontrol yapısına referans olarak girilirler, böylece uçağın bulunmasını istediğimiz yalpa ve yunuslama açıları kolaylıkla değiştirilebilir. Bu mod, uçuşu manüel uçuşa göre çok daha kolay bir hale getirmekte istemsiz yapılacak yatışların, tırmanma ve dalışların önüne geçmektedir. Kurulan yapıda yalpa açısı için sınırlar ± 45 derece, yunuslama açısı içinse ± 25 derecedir. FBW modunda sistemin referans takibi, yalpa hareketi için Şekil 2.19’da, yunuslama hareketi için Şekil 2.20’de verilmiştir.



Şekil 2.19: FBW modu yalpa açısı referans takibi



Şekil 2.20: FBW modu yunuslama açısı referans takibi

2.3.3.3 Otomatik Uçuş Modu

Radyo kontrol vericisindeki 3 yönlü anahtarın en alt konumu otomatik uçuş modunu devreye sokmaktadır. Bu modda hava aracı belirli bir güzergâhta tam otonom olarak gezebilmektedir.

Otomatik uçuş moduna sokulan uçuştaki araç o anki yönelimini referans yönelim olarak belirler ve bu yönelimi koruyarak önceden kod içinde tanımlanan mesafe kadar bu yönelimde yol alır. Belirlenen mesafe kadar uçuştan sonra uçağın referans yönelimi daha önce kod içinde tanımlanmış olan belirli bir açı kadar değiştirilir ve uçak bu yeni referans yönelimine dönüp yönelimi koruyarak tekrar belirli mesafe kadar ilerler. Süreç bu şekilde tekrarlanırken uçak, belirlenen dönüş açısına bağlı olarak kenar sayısı değişen, eşkenar çokgen şeklinde bir rota çizmiş olur. Çizilecek eşkenar çokgen kenar sayısına göre dönüş açısı ifade (2.6) ile kolayca hesaplanabilir. “n” değişkeni kenar sayısını belirtmektedir.

$$Dönüş_{Açı} = 180 - \frac{(n - 2) \times 180}{n} \quad (2.6)$$

Otomatik uçuş modu hali hazırda, 45 derecelik dönüşler yaparak bir eşkenar sekizgen oluşturacak şekilde programlanmıştır.

Bu modun kontrol yapısı yunuslama hareketi kontrolü için otomatik dengeleme modu ile tamamen aynı iken yalpa hareketi için geri besleme yönelimden alınmaktadır. Uçakların dönüş yaparken (yatarak dönüş¹⁵) kullandıkları birincil yüzey yatırğaçlardır. Dönülecek tarafa yatırılan uçak, üzerindeki kaldırma kuvvetinin o yöndeki bileşeni tarafından dönülecek yöne doğru hareket edecektir. Bu sebeple hedef yönelimin korunması ve yeni yönelime dönüş, yatırğaçlar ile sağlanmaktadır. Yönelim bilgisi normalde 360 derecelik bir ölçekte çalışmakta ve aynı yönde tam bir dönüş yapıldıktan sonra tekrar sıfırlanmaktadır. Bu durum hata temelli işleyen PID kontrolcününün bir anda 360 derece gibi büyük bir hatayla karşılaşabileceği anlamına

¹⁵İng. Banked Turn

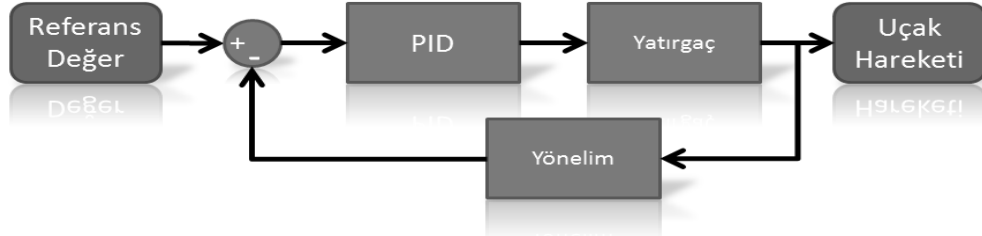
gelmektedir. Beklenmedik böyle büyük bir hata PID kontrolcünün anlamsız çıkışlar üretmesine neden olacak ve uçuşu tehlikeye atacaktır. Bu yüzden geri besleme olarak tam turunda sıfırlanmayan, tekrar düzenlenmiş bir yönelim bilgisi kullanılmaktadır. Bu yöntem bir önceki yönelim bilgisi ile yeni yönelim bilgisi arasındaki farkı alıp üst üste toplayarak çalışmakta, tur noktalarında ise toplama yapmayarak oluşan büyük hatanın önüne geçmektedir. Yönteme ait sanki¹⁶ kod Şekil 2.21’de verilmiştir. Ayrıca yönelim takibi için kontrol yapısı Şekil 2.22’de görülebilir.

```

önceki yön=0
yeni yön=0
başla:
eğer |gelen_yön-önceki_yön|<359
    yeni_yön=yeni_yön+(gelen_yön-önceki_yön)
önceki_yön=gelen_yön
git başla

```

Şekil 2.21: Yeniden düzenlenen yönelim bilgisi için sanki kod



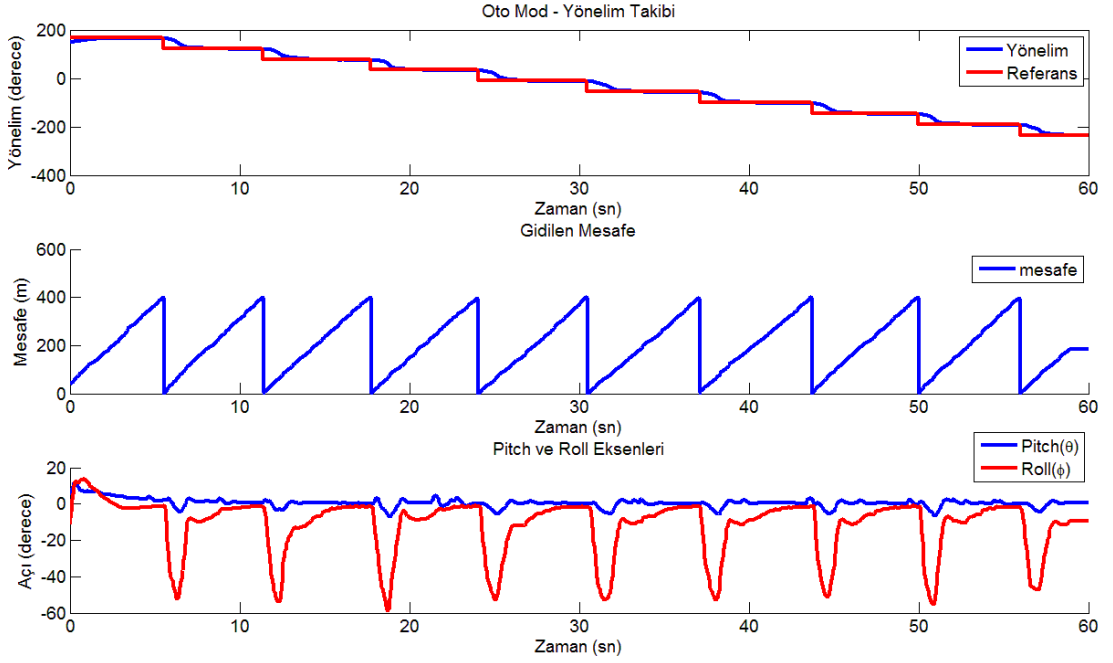
Şekil 2.22: Otomatik uçuş modu yönelim takibi için kontrol yapısı

Uçuş yönelimi her 400 metrede bir değiştirilmektedir. Mesafenin hesaplanması için son dönüşün yapıldığı noktanın koordinatları ile o an uçağın bulunduğu noktanın koordinatları arasındaki mesafe hesaplanmaktadır. Mesafenin hesaplanmasında ifade (2.7)’den faydalanılmaktadır. Burada R, Dünya’nın yarıçapı 6371 km. dir.

$$\begin{aligned}
 d = \arccos(& \sin(enlem1) \times \sin(enlem2) \\
 & + \cos(enlem1) \times \cos(enlem2) \times \cos(boylam2 \\
 & - boylam1)) * R
 \end{aligned} \quad (2.7)$$

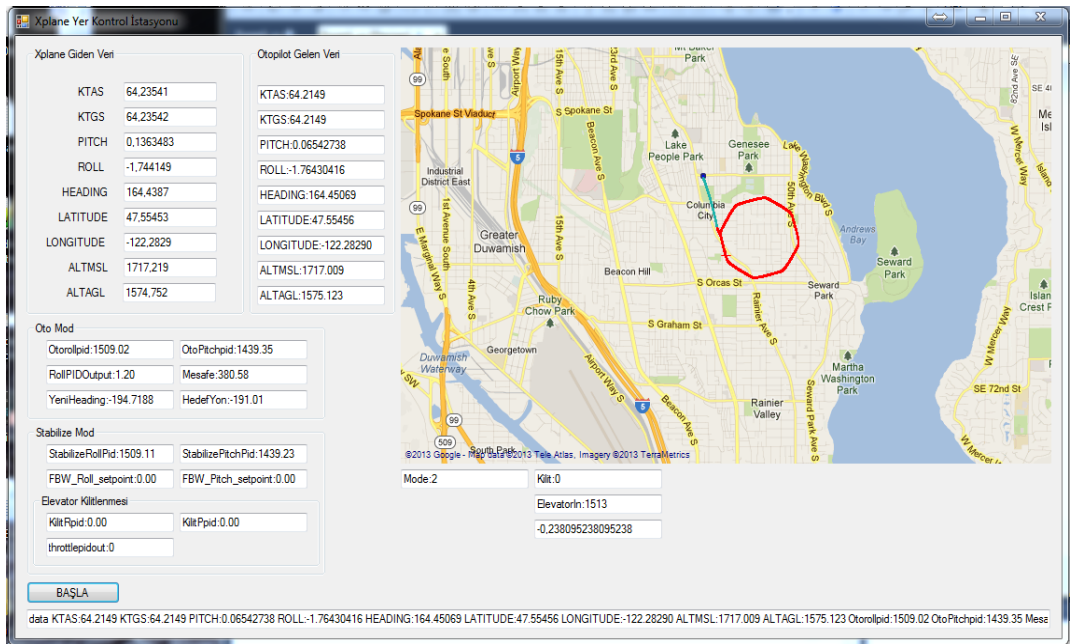
¹⁶ İng. Pseudo

Otomatik uçuş modunda toplanan yönelim, mesafe, yalpa ve yunuslama açıları verileri Şekil 2.23'te verilmiştir.



Şekil 2.23: Otomatik uçuş modu yönelim, mesafe; yunuslama ve yalpa açıları

Aynı zamanda uçağın harita üzerinde çizdiği sekizgen şeklinde yol Şekil 2.24'te görülebilir.



Şekil 2.24: Otomatik uçuş modunda haritada çizilen yol

2.3.3.4 İrtifa Dümeninde Kilitlenme Durumu

APM 2.5 kartının 7 nolu PWM kanalına bağlı 2 yönlü anahtarın aşağı konuma getirilmesiyle, tüm otomatik modlar ve manüel mod için irtifa dümeni yüzeyi kilitlenmekte, kontrol dışı kalmaktadır. Bu durumda irtifa dümeni açısı APM 2.5 kartının 6 nolu PWM kanalına bağlı potansiyometre ile belirlenmektedir.

Bu mod, irtifa dümeni kilitlenmesi durumunun tespit edilebildiği fakat kilitlenme açısının bilinmediği bir senaryo için otomatik modların uçuş sürdürülebilirliğini sağlaması hedeflenerek geliştirilmiştir.

Kilitlenme durumu nedeniyle irtifa dümeninin birincil kullanım amacı olan yunuslama hareketi, elevon yüzeyi haline getirilen yatırğaçlar ile yapılmaktadır. Yatırğaçlara ulaşan bu melez kontrol sinyalleri ifade (2.8) ve ifade (2.9) kullanılarak hesaplanmaktadır.

$$Yatırğaç_1 = \frac{Giriş_{yatırğaç}}{2} + \frac{Giriş_{irtifa\ dümeni}}{2} \quad (2.8)$$

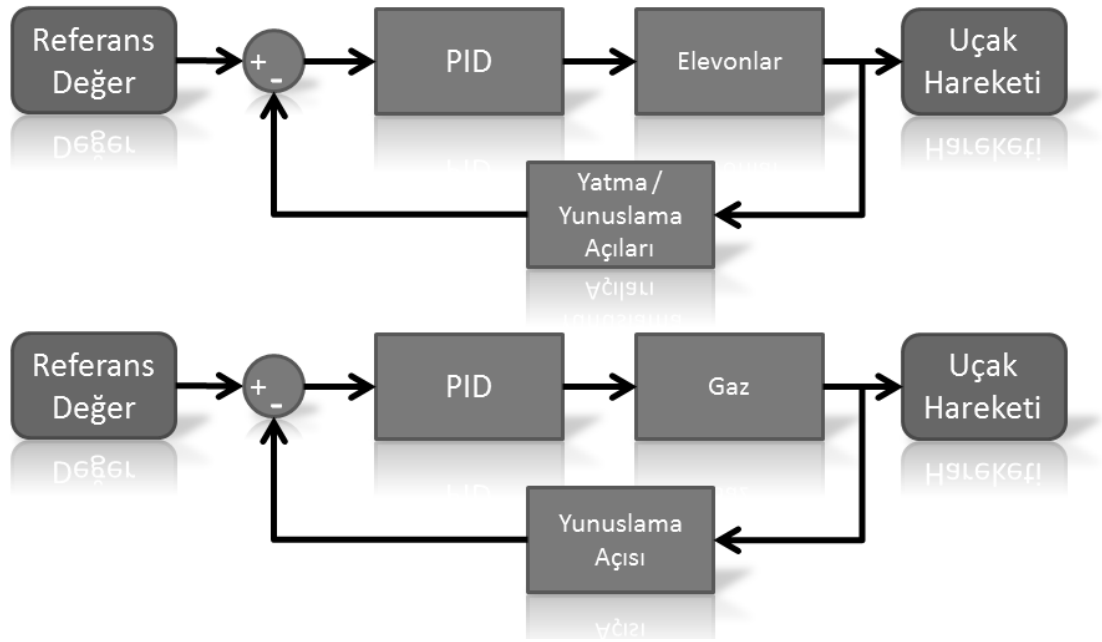
$$Yatırğaç_2 = Yatırğaç_{normal} + \frac{Giriş_{yatırğaç}}{2} - \frac{Giriş_{irtifa\ dümeni}}{2} \quad (2.9)$$

Burada $Yatırğaç_{normal}$ değeri ile yatırğaç yüzeyini 0 derecede tutan değer belirtilmektedir.

İrtifa dümeni yüzeyi kilitlenmesi durumu altında otomatik dengeleme modu ve otomatik uçuş modu için iki ayrı kontrol yapısı oluşturulmuştur. Otomatik dengeleme modu altında, yatırğaçların elevona dönüşmeleri nedeniyle kısıtlanan hareket kabiliyetleri göz önüne alınarak daha yüksek PID katsayıları belirlenmiştir. Bunun dışında PID kontrolcüler normal otomatik dengeleme moduyla aynı şekilde, yalpa ve yunuslama açılarını geri besleme olarak alır, yatırğaç ve irtifa

dümeni yüzeyleri için çıkışlar oluştururlar. Bu çıkışlar yukarıda verilen ifade (2.8) ve ifade (2.9) kullanılarak doğrudan yatırğaçlara uygulanırlar.

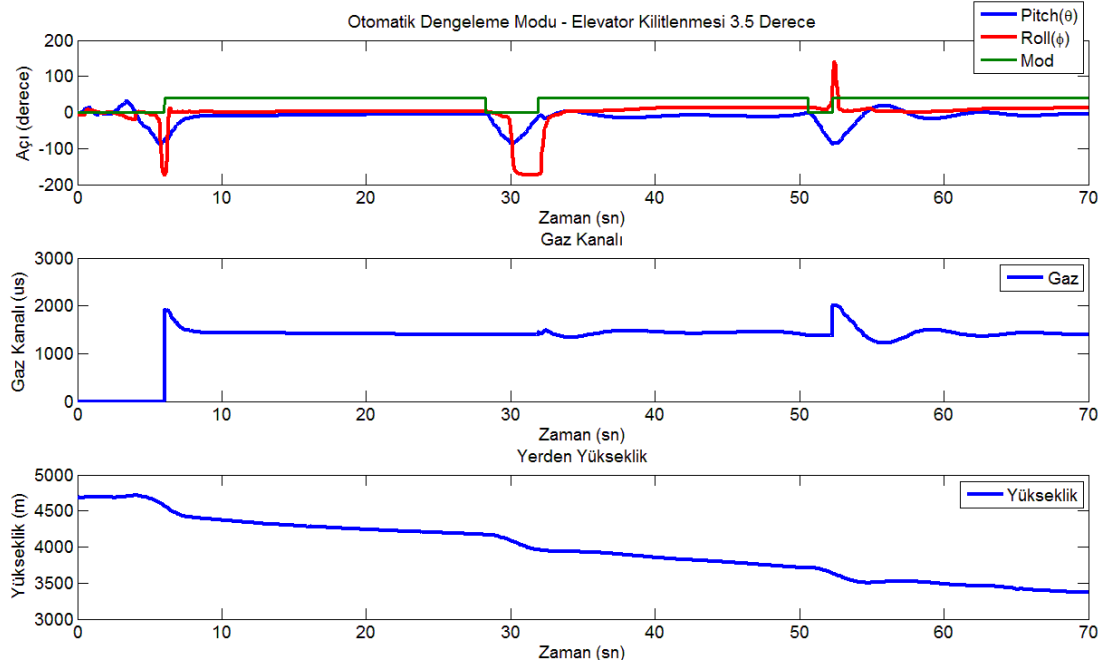
Belirli bir kilitlenme açısı değer aralığı geçildikten sonra kilitlenmiş yüzeyin kanatlarda oluşturduğu hücum açısı, elevon olarak kullanılan yatırğaçlar tarafından yok edilemez hale gelmektedir. Bu noktada hücum açısını değiştirebilmek için kanatlar üzerindeki kaldırma kuvveti değiştirilmelidir. Bunun için kanat etrafındaki hava akış hızını buna bağlı olarak da uçağın hızını değiştirmek gerekecektir. Uçağın hızını değiştirebilmek için itki kuvveti ile sürüklenme kuvveti arasında fark yaratmak gerekmektedir. Bu yüzden yunuslama açısını geri besleme olarak kullanan ikinci bir PID kontrol yapısı oluşturulmuş ve çıkışı itki kuvveti yaratmakla yükümlü olan gaz kanalına verilmiştir. Otomatik dengeleme modunda irtifa dümeni kilitlenmesi durumu için kontrol yapıları Şekil 2.25'te verilmiştir.



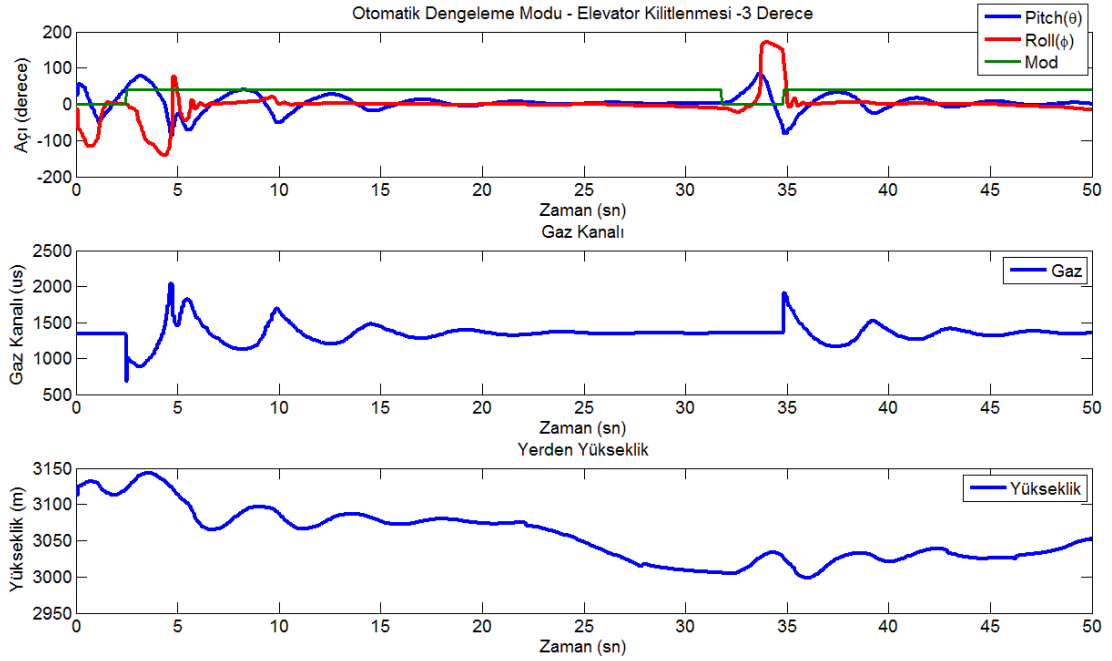
Şekil 2.25: Otomatik dengeleme modu irtifa dümeni kilitlenme durumu için kontrol yapıları

İrtifa dümeni kilitlenmesi durumu altında otomatik dengeleme modunda yapılan uçuşlar, geliştirilen yapının +3.5 derece ile -3 derece aralığında (+ yön ile yüzeyin aşağı yönlü hareketi belirtilmiştir) oluşan yüzey kilitlenmelerine karşı koyabildiğini

ve uçuşu sürdürülebilir kıldığını göstermektedir. +3.5 derece kilit durumu altında uçuş verileri Şekil 2.26'da, -3 derece kilit durumu altında uçuş verileri Şekil 2.27'de verilmiştir. Yüzey kilitlemeli manüel moddan otomatik dengeleme moduna geçiş yapılan anlar şekilde yeşil renk ile belirtilmiştir.

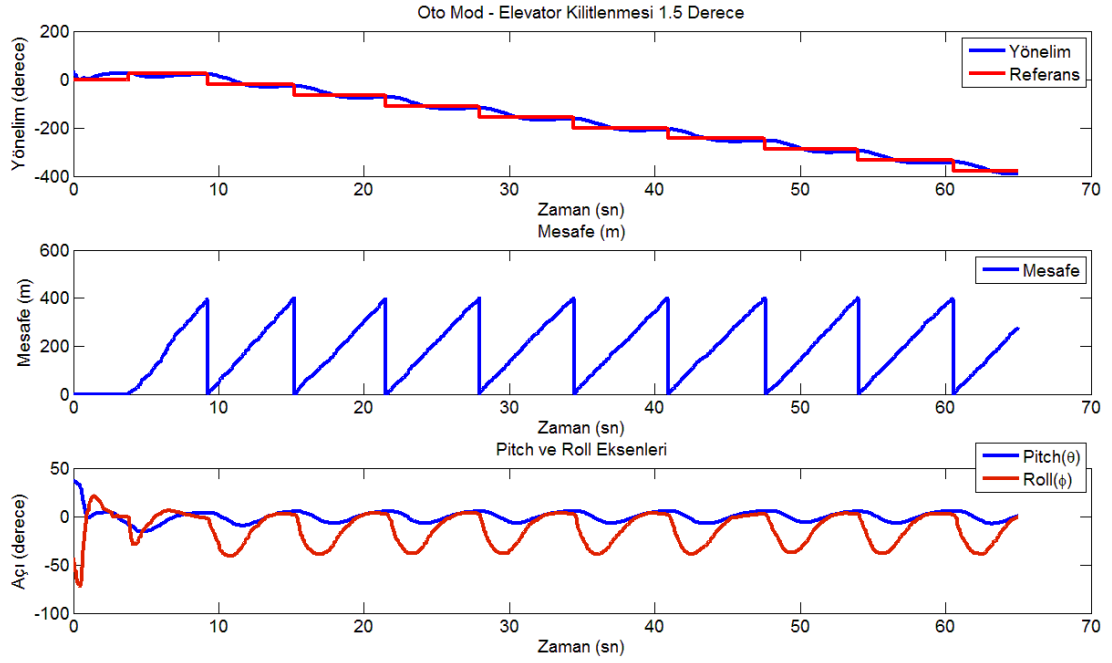


Şekil 2.26: 3.5 derecede irtifa dümeni kilitlenmesi durumu altında otomatik dengeleme modu performansı

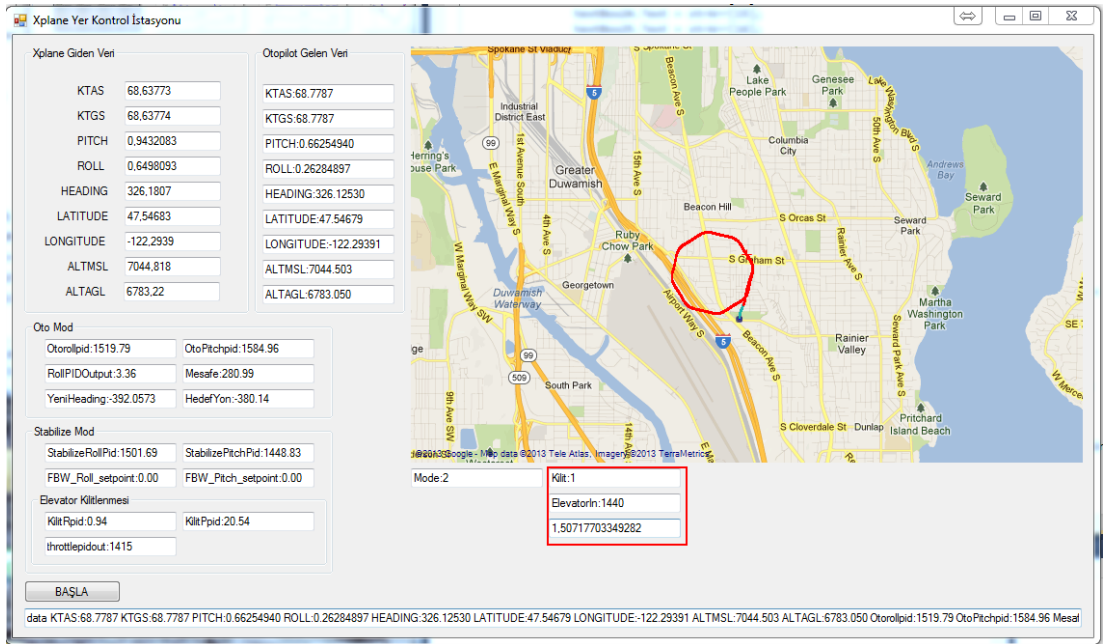


Şekil 2.27: -3 derecede irtifa dümeni kilitlenmesi durumu altında otomatik dengeleme modu performansı

Otomatik uçuş modu için irtifa dümeni kilitlenmesi durumu kontrol yapısının normal otomatik uçuş modu kontrol yapısından tek farkı normal yatırgeç ve irtifa dümeni çıkışlarının ifade (2.8) ve ifade (2.9) kullanılarak elevon çıkışlarına dönüştürülmüş olmalarıdır. Kontrolcü yapısında değişiklik yapılmayarak normal kontrol yapısının irtifa dümeni kilitlenmesi durumunda davranışı incelenebilmiştir. Bu mod için gaz kanalı manüel olarak kontrol edilmektedir. Yapılan uçuşlarda normal kontrol yapısının tam gaz altında ± 1.5 derecelik kilitlenmelere karşı uçuşu sürdürebildiği görülmüştür. +1.5 derecelik irtifa dümeni kilitlenmesi durumu için otomatik uçuş performansını gösteren veriler Şekil 2.28’de incelenebilir. Ayrıca bu uçuş boyunca çizilen rota Şekil 2.29’da görülebilir. Kilitlenmenin açık olduğunu ve kilitlenen yüzeyin açısını arayüzde gösteren bölüm şekilde işaretlenmiştir.



Şekil 2.28: +1.5 derece irtifa dümeni kilitlemesi durumu altında otomatik uçuş modu performansı



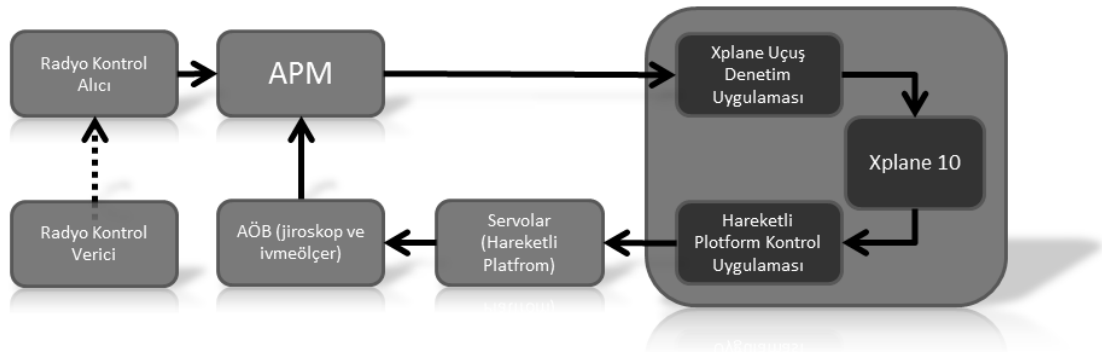
Şekil 2.29: +1.5 derece irtifa dümeni kilitlemesi durumu altında otomatik uçuş modunda çizilen rota

3. DÖNGÜDE KONTROLÇÜ, ALGILAYICI VE EYLEYİCİ DONANIMLARI İLE BENZETİM

3.1 Sisteme Genel Bir Bakış

Benzetim döngüsünde, benzetim modeli yerine gerçek donanım olarak döngüye katılan her yeni bileşen, benzetimin gerçekçiliğinin buna bağlı olarak da sonuçların doğruluğunun artmasını sağlayacaktır.

Çalışmanın bu kısmında, önceki kısımdan farklı olarak, algılayıcı donanımlar ve eyleyiciler benzetim döngüsüne katılmışlardır. Sistemde uçuş yine Xplane 10 benzetim yazılımı tarafından modellenmektedir. C# ile geliştirilen bir konsol uygulaması ağ üzerinden Xplane'deki aracın yalpa ve yunuslama açılarına erişir ve bu açıları seri port üzerinden bir Arduino Mega kontrolcü kartına iletir. Arduino kontrolcü kartı gelen bu açılara göre 2 serbestlik dereceli, yalpa ve yunuslama eksenlerinde hareket edebilen bir platformu harekete geçirir. Hareketli platform üzerine yerleştirilmiş olan APM kontrolcü kartı, üzerinde bulunan AÖB yardımıyla yalpa ve yunuslama açılarını ölçerek üzerinde programlı kontrol yapısına geri besleme olarak gönderir. Kontrol çıkışları seri port üzerinden Xplane aracının uçuş denetimlerini kontrol etmeyi sağlayan başka bir C# tabanlı konsol uygulamasına gönderilir ve benzetim döngüsü bu şekilde tamamlanır. Kurulan sisteme ait blok şeması Şekil 3.1'de görülebilir.



Şekil 3.1: Döngüde kontrolcü, algılayıcı ve eyleyici ile benzetim sistemi blok şeması

Bu sistemde uçuş kontrolcü kartına, önceki kısımda uçuş açıları geri beslemesini benzetimsel algılayıcılardan alan otomatik dengeleme modundan uyarlanmış bir kontrol yapısı gömülmüştür. Sistem yine önceki kısımda olduğu gibi uçuşun, radyo kontrol vericisinden gönderilen girişlerle manuel olarak yapılmasına izin vermekte, iki yönlü anahtar konumunun alt pozisyona getirilmesiyle de otomatik dengeleme modu aktif olmaktadır.

3.2 Sistem Donanımları

Bu sistemde kullanılan bilgisayar sistemi ve radyo kontrol alıcı verici sistemi ikinci kısımda tanımlanan kurulumdakiyle aynıdır. Bu sistemin donanımındaki farklılığı algılayıcı ünitesi ve hareketli platform yaratmaktadır. Ayrıca bu sistemde APM 2.5 kartı kullanılmamaktadır.

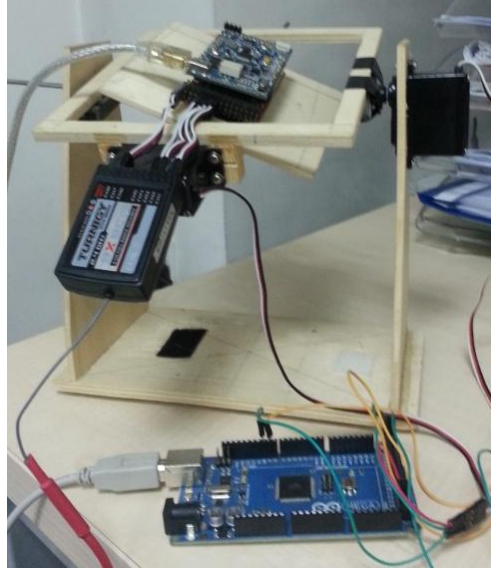
3.2.1 Kontrolcü Kartları ve Hareketli Platform

Sistemde iki adet kontrolcü kartı kullanılmaktadır. Bunlardan birincisi otopilot yazılımının üzerinde çalıştığı APM, ikincisi ise seri porttan aldığı açı bilgilerine göre hareketli platformun servolarını istenilen pozisyona götüren Arduino Mega kartıdır. Arduino Mega kartının özellikleri Çizelge 3.1’de görülebilir.

Çizelge 3.1: Arduino Mega kontrolcü kartı özellikleri

İşlemci	Atmel Atmega 2560
Çalışma Hızı	16 MHz
Dijital Giriş/Çıkış Sayısı	54
Analog Giriş Sayısı	16
Flash Bellek	256 KB
Seri Port Sayısı	4

Uçağın yalpa ve yunuslama hareketini fiziksel ortama taşıyan platform hafif bir ağaç olan balsadan oluşturulmuştur ve hareketli yüzeyler 37g servolarla kontrol edilmektedirler. Kontrolcü kartları ve hareketli platform Şekil 3.2’de görülebilir.



Şekil 3.2: Kontrolcü kartları ve iki eksenli hareketli platform

3.2.2 Ataletsel Ölçüm Birimi (AÖB)

Ataletsel ölçüm birimi, jiroskop ve ivmeölçer başta olmak üzere iki veya daha fazla sensörün bir araya gelmesiyle oluşturulmuş algılayıcı ünitelerinin genel adıdır. APM kartının üzerinde bulunan ölçüm birimi, içeriğinde Invensense markalı üç eksen jiroskop ve Analog Devices markalı ADX330 üç eksen ivmeölçer algılayıcılarını bulundurmaktadır.

Bir hava aracının uçuştaki hareket davranışını¹⁷ belirleyebilmek, yani yalpa, yunuslama ve sapma açılarını belirleyebilmek için sadece jiroskop veya sadece ivmeölçer kullanmak yeterli değildir. Açılar ölçümleme de kullanılacak birincil algılayıcı olan jiroskop esasen üç eksenli açısal hızları ölçen bir cihazdır. Fakat bu sadece açısal hızların integrali kullanılarak açılara ulaşılabileceği anlamına

¹⁷İng. Attitude

gelmemektedir. Çünkü jiroskoplar gürültülü sensörlerdir ve integralin alınmasıyla bu gürültüler de toplanacak ve sonuçların gerçek açılardan farklı olmasına neden olacaklardır. Bu gürültüleri asgari seviyeye indirmek için jiroskop çıkışlarını filtrelemek gerekmektedir. Kalman filtresi böyle durumlar için en sık kullanılan filtre uygulamalarındandır. Filtrelenmiş jiroskop verileri de davranış tespiti için yeterli olmayacaktır çünkü jiroskop çıkışları zaman içinde kayma¹⁸ eğilimindedirler. Bu kaymaların önüne geçebilmek için jiroskobun, yalpa ve yunuslama açısı ölçümlerinde ivmeölçer; sapma açısı ölçümlerinde GPS veya manyetometre gibi ikincil algılayıcılarla düzeltilmesi gerekmektedir. Sapma eksenini yer çekimine dik olduğundan bu eksenindeki düzeltmelerin ivmeölçer ile yapılması mümkün değildir. Çalışmanın bu kısmında sapma eksenini üzerinde herhangi bir kontrol çalışması yapılmadığından böyle bir geri besleme alma ihtiyacı da duyulmamıştır. Jiroskop ve ivmeölçer birleşimiyle elde edilebilen yalpa ve yunuslama açıları bu eksenlerde kontrol yapan otomatik dengeleme modu için yeterli olmaktadır.

Ataletsel ölçüm birimi verileri ile uçak davranış tespiti yapılması bu çalışmanın konusunu oluşturmamaktadır bu sebeple sensör ölçümlerinden davranış tespiti yapılabilmesi yani yalpa ve yunuslama açılarının tespiti için bazı açık kaynak Arduino kütüphanelerinden faydalanılmıştır.

3.3 Sistem Yazılımları

Sistem, benzetim yazılımını hariç dört farklı yazılımdan oluşmaktadır. Bunlar:

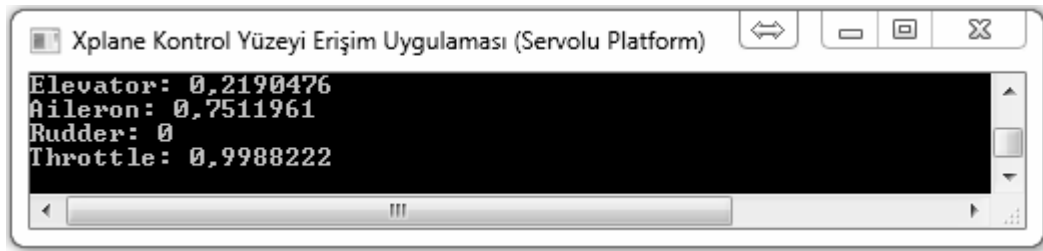
- Xplane 10 ortamındaki aracın kontrol yüzey denetimleri için çalışacak, APM kartıyla seri port üzerinden iletişim kuran ve önceki aşamada tanıtılan kontrol yüzeyi erişim uygulamasına oldukça benzeyen C# ile yazılmış konsol uygulaması
- Xplane 10 ortamındaki araca ait yalpa ve yunuslama açılarını Arduino Mega kartına ileterek platformun hareketini sağlayan, C# ile yazılmış konsol uygulaması

¹⁸ İng. Drift

- Arduino kartı üzerinde koşan ve seri port üzerinden aldığı verilere göre platformun servolarını süren, Wiring dili ile yazılmış uygulama
- Hareketli platform üzerine yerleştirilmiş APM kartı üzerinde çalışan ve AÖB’den aldığı geri beslemeyle ürettiği kontrol çıkışlarını seri port üzerinden Xplane kontrol yüzeyi erişim uygulamasına gönderen, otomatik dengeleme özellikli otopilot uygulaması.

3.3.1 Uçak Kontrol Yüzeylerine Erişim Uygulaması

Xplane benzetimindeki uçağın kontrol yüzeylerine erişim uygulaması, önceki kısımdaki erişim uygulamasından farklı olarak kontrol girdilerini ikinci bir karttan değil doğrudan girdileri üreten otopilot yazılımının koştuğu karttan alır. Ayrıca bu kurulumda irtifa dümeni kilitlemesi durumu incelenmediğinden yatırđaç yüzeylerini birbirlerinden bağımsız kontrol etme ihtiyaı duyulmamıştır. Bu farklılıklar dışında PWM verileri yine aynı tek cümlelik yapıda seri port üzerinden uygulamaya ulaşır ve uygulama tarafından gerekli açıya dönüştürme işlemleri yapıldıktan sonra UDP kullanılarak ağ üzerinden Xplane’e gönderilir. Uygulamaya ait ekran görüntüsü Şekil 3.3’te verilmiştir.



Şekil 3.3: Döngüde kontrolcü, algılayıcı ve eyleyici donanımları ile benzetim için uçak kontrol yüzeyi erişim uygulaması

3.3.2 Hareketli Platform Kontrol Uygulaması

Benzetimdeki uçağın yalpa ve yunuslama hareketini fiziksel ortama aktarmak için oluşturulan platformun hareket yüzeyleri servo motorlar tarafından kontrol edilmektedirler. Servo motorlar doğrudan bilgisayar ile sürülemediği için araya

PWM sinyali üretebilen bir kontrolcü kartı koymak gereklidir. Xplane yazılımı ile ağ üzerinden bağlantı kurup 17 nolu veri setinden yalpa ve yunuslama açılarını alan hareketli platform kontrol uygulaması bu açıları seri port üzerinden Arduino kontrolcü kartına göndermektedir. Arduino gelen açıları, servoları o açıya götürecektir ve bu değerler kartın PWM çıkışlarından motorlara gider. Hareketli platform kontrol uygulaması Şekil 3.4'te görülebilir.



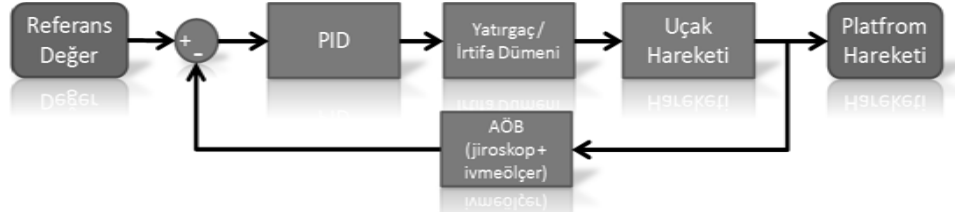
Şekil 3.4: Hareketli platform kontrol uygulaması

3.3.3 Gömülü Kontrolcü Üzerinde Otopilot Uygulaması

APM kartı üzerinde çalışan otopilot uygulaması bir önceki kısımda tanıtılan otomatik dengeleme modu yazılımı kullanılarak oluşturulmuştur. Yazılım üzerinde şu değişiklikler yapılmıştır:

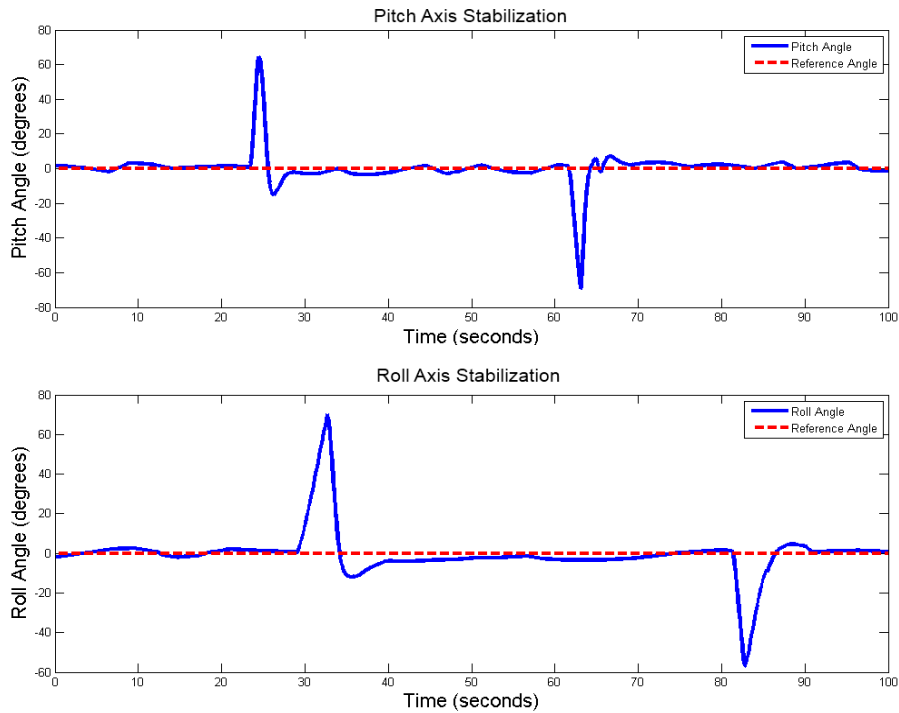
- Algılayıcı geri beslemelerini seri port üzerinden Xplane'den alan kısım yazılımdan kaldırılmıştır.
- Kartın üzerindeki AÖB kullanılarak yalpa ve yunuslama açılarını veren yeni bir kısım eklenmiştir.
- PID kontrolcüler ve PID katsayıları olduğu gibi taşınmıştır.

Benzetim döngüsüne katılan yeni donanımlarla sistem kontrol yapısı Şekil 3.5'te görülen hale gelmiştir.



Şekil 3.5: Döngüde kontrolcü, algılayıcı ve eyleyici donanımları ile benzetim için otomatik dengeleme kontrol yapısı

PID kontrolcülerin olduğu gibi taşınması, tasarlanan yapının gerçek algılayıcılar ve eyleyicilerle doğruluğu artırılmış benzetim döngüsünde performansının denenebilmesini sağlamıştır. Otomatik dengeleme, radyo kontrol kumandası üzerinde yatırgeç ve irtifa dümenini kontrol eden çubukların serbest bırakılmasıyla kendiliğinden devreye girecek şekilde programlanmıştır. Otomatik dengeleme modunda yalpa ve yunuslama hareketi için sistem davranışı Şekil 3.6'da görülebilir. Burada uçağın duruşu önce manüel olarak bozulmuş daha sonra kontrol çubuklarının serbest bırakılmasıyla devreye giren otomatik dengeleyici uçağın hem yalpa hem yunuslama açısını 0 derece referansına getirmiştir. Grafiklerde tepe noktaları manüel uçuştan otomatik dengelemeye geçilen anları temsil etmektedir.



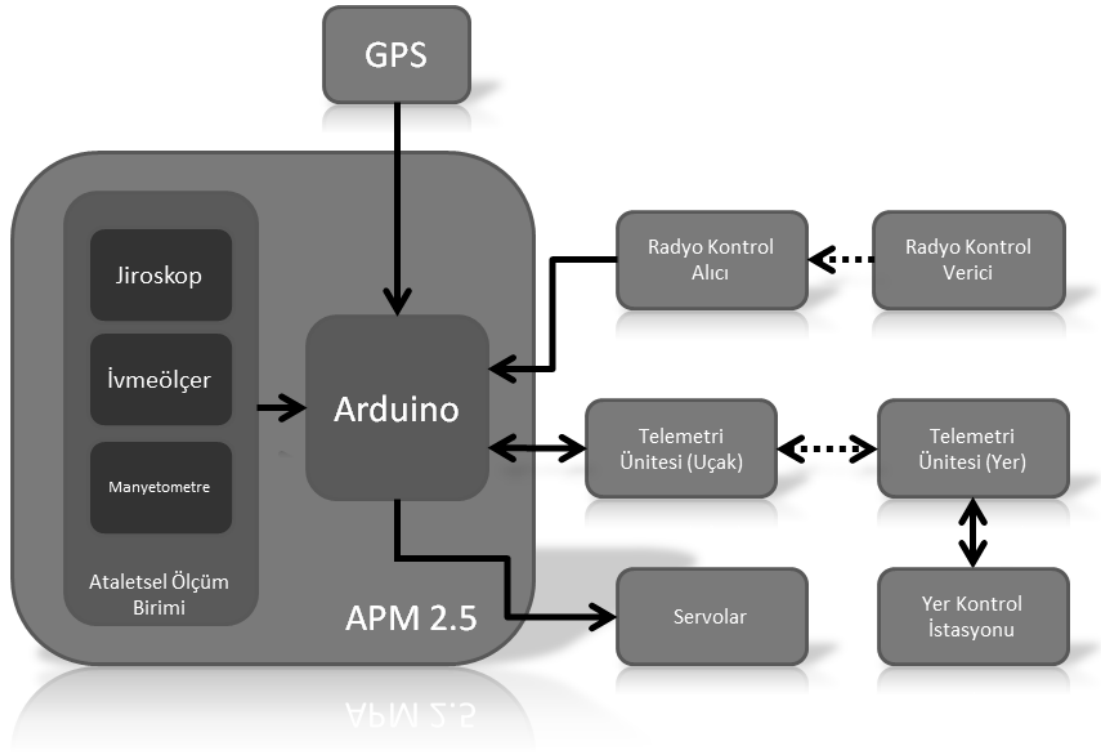
Şekil 3.6: Otomatik dengeleme modu altında yalpa ve yunuslama hareketi kontrolü

4. TAM DONANIMSAL OTOPILOT SİSTEMİ

4.1 Sisteme Genel Bir Bakış

Çalışmada şimdiye kadar, oluşturulan benzetim ortamı kullanılarak kontrolcü kartı üzerinde bir otopilot uygulaması geliştirilmiş ve benzetim döngüsü içinde yapılan uçuş testlerinde yüksek başarıyla işlediği görülmüştür. Ardından benzetim döngüsünün bazı bileşenleri gerçekleriyle değiştirilmiş ve kontrol yapısının bu yeni kurulumda da başarıyla işlediği ölçümlenmiştir. Çalışmanın bu kısmında, döngüde donanım benzetim sisteminde kullanılan benzetimsel tüm bileşenler gerçek donanımlarla değiştirilerek tam donanımsal bir otopilot sistemi kurulmuştur. Sistem uçuş testleri için bir radyo kontrollü uçak platformuna yüklenmiş ve otonom bir insansız hava aracı sistemi oluşturulmuştur. Bu sistem, geliştirilen otopilot uygulamasının performansının gerçek uçuşlarla ölçümlenebilmesini sağlamaktadır.

Sistemde gömülü otopilot yazılımı APM 2.5 kartı üzerinde koşturmaktadır. Uçağın yalpa, yunuslama ve sapma açılarının tespiti APM 2.5 kartı üzerinde bulunan AÖB algılayıcılarından gelen ölçümlerle yapılmakta, koordinatlar ise karta bağlı bir GPS alıcısı ile tespit edilmektedir. Uçağın manüel kontrolü ve otopilot modları arası geçişler radyo kontrol sistemi ile gerçekleştirilmekte, yer kontrol istasyonu ile uçak arasındaki bağlantı ise telemetri donanımları ile sağlanmaktadır. Sistem bileşenleri ve bağlantılarını gösteren blok şeması Şekil 4.1’de görülebilir.



Şekil 4.1: Tam donanımsal otopilot sistemi blok şeması

4.2 Sistem Donanımları

4.2.1 Sabit Kanat Hava Aracı

Otopilot sistemi; 4 kanallı (yatırgeç, irtifa dümeni, istikamet dümeni, gaz), sert plastik gövdeli ve kontrol yüzeyleri köpük malzemeden yapılmış, dayanıklı bir uçak olan Phoenix 2000 üzerine yüklenmiştir. Bu uçak, otopilot sisteminin ve uçağın elektrik ihtiyacını karşılayan 3 hücreli Li-po bataryayı ve otopilot donanımlarını rahatlıkla taşıyabilmektedir. Uçak kontrol yüzeyleri 9g mikro servolara bağlıdır. Uçak Şekil 4.2’de, uçak özellikleri ise Çizelge 4.1’de görülebilir.



Şekil 4.2: Otopilot sisteminin yüklendiği Phoenix 2000 radyo kontrollü uçak

Çizelge 4.1: Phoenix 2000 Özellikleri

Kanat Açıklığı	2000 mm
Gövde Uzunluğu	1160 mm
Ağırlık	980 gr
Motor	2815/1050 KV fırçasız DC motor
ESC	30A
Pil	2400 mAh 3 hücreli Li-Po

4.2.2 Ataletsel Ölçüm Birimi

Otopilot yazılımının koştığı APM 2.5 kartının üzerinde bulunan ataletsel ölçüm birimi; içeriğinde 3 eksen jiroskop ve 3 eksen ivmeölçer bulunduran Invensense ürünü MPU-6000 entegresi ve Honeywell HMC5883L 3 eksen manyetometre entegresi bileşenlerinden oluşmaktadır. Çalışmanın üçüncü bölümünden farklı olarak, bulunan manyetometre sayesinde sapma açısı da sağlıklı bir şekilde hesaplanmış ve yönelim kontrolünde kullanılmıştır. Çalışmanın bu kısmında da ham sensör verilerinden yalpa, yunuslama ve sapma açılarının elde edilebilmesi için açık kaynak Arduino kütüphanelerinden faydalanılmıştır.

4.2.3 Küresel Konumlama Sistemi

Küresel konumlama sistemi, yerden 20000 km. yükseklikteki bir yörüngede, Dünya etrafında durmandan dönen 32 uydudan oluşan ve bu uyduların dünyaya düzenli olarak kodlanmış bilgi gönderdiği bir sistemdir. GPS alıcıları uyduların gönderdiği bu bilgiyi kullanarak uydularla olan mesafeyi hesaplar ve dünya üzerindeki konumun belirlenmesini sağlarlar. GPS alıcısının düzgün ölçüm yapabilmesi için en az 4 GPS uydusundan sinyal alabiliyor olması gerekmektedir. GPS sistemi ile enlem, boylam ve yükseklik bilgileri elde edilebilir [32].

Sistemde kart ile seri port üzerinden haberleşen U-blox LEA-5H GPS alıcısı kullanılmaktadır. Alıcı Şekil 4.3'te görülebilir.



Şekil 4.3: U-blox LEA-5H GPS alıcısı

4.2.4 Telemetri Sistemi

Uçuştaki araç ile yer kontrol istasyonu arasındaki bağlantı 3DR radyo telemetri seti ile sağlanmaktadır. Set yaklaşık 1.5 km. menzile sunmakta 57600bps hızında veri gönderimi yapabilmektedir. Telemetri sistemi Şekil 4.4'te görülebilir.



Şekil 4.4: 3DR telemetri kiti

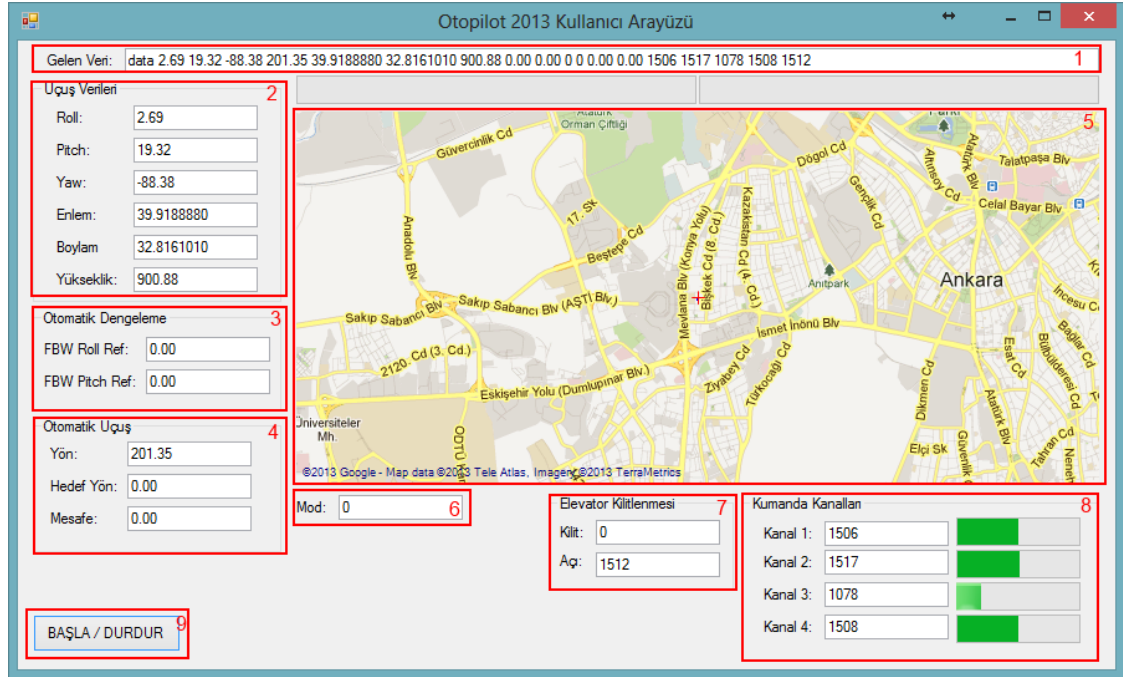
4.3 Sistem Yazılımları

Sistem için iki adet yazılım oluşturulmuştur. Bunlar:

- Araçla telemetri sistemi üzerinden iletişim kurup kullanıcının uçuş bilgilerini görüntülemesini ve bilgilerin kayıt edilmesini sağlayan, C# dili ile geliştirilmiş yer kontrol istasyonu yazılımı.
- Uçuştaki araç üzerindeki kontrolcüde çalışan, gömülü otopilot uygulaması.

4.3.1 Yer Kontrol İstasyonu Uygulaması

Uçuş sırasında kontrolcü kartın telemetri sistemi sayesinde yere gönderdiği tüm veriler, yer kontrol istasyonu ile düzenlenip kullanıcının uçağın durumunu kolayca gözlemleyebileceği bir hale getirilir. Yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü Şekil 4.5'te, şekildeki işaretli kısımların açıklamaları ise Çizelge 4.2'de verilmiştir.



Şekil 4.5: Tam donanımsal otopilot sistemi için yer kontrol istasyonu uygulaması

Çizelge 4.2: Yer Kontrol İstasyonu Bölümleri

Bölüm	Açıklama
1	Telemetri ile karttan gönderilen düzenlenmemiş veri cümlesi bu alanda gösterilmektedir.
2	Uçağın yalpa, yunuslama, sapma açıları ve enlem, boylam, yükseklik verileri bu alanda görüntülenir.
3	FBW modu için radyo kontrol kumandası ile kontrol edilen referans açı değerleri burada görüntülenmektedir.
4	Otomatik uçuş modu için bir sonraki manevra noktasına kadar gidilen mesafe, anlık yönelim ve referans yönelim burada görüntülenir.
5	Enlem ve boylam verilerine göre uçağın yeri haritada işaretlenmekte ve hareket ettiği rota çizilmektedir. Rota; manüel modda mavi, otomatik dengeleme modunda turkuaz, oto uçuş modunda ise kırmızıyla çizilmektedir. Harita internet üzerinden çekilmekte ve kaynak olarak Google Haritalar kullanılmaktadır. Uçağın bulunduğu nokta haritada otomatik olarak ortalanmakta ve kırmızı bir artı işareti ile gösterilmektedir.
6	O an hangi modun seçili olduğu burada gösterilmektedir. Manüel mod için "0", otomatik dengeleme modu için "1" ve otomatik uçuş modu için "2" değeri gösterilmektedir.
7	İrtifa dümeni kilitlenmesinin aktif edilip edilmediği ve kilitlenme açısı buradan görülebilmektedir.
8	Yatırkaç, irtifa dümeni, gaz ve istikamet dümeninin bağlı olduğu kanallara ait PWM değerleri burada gösterilir.

Bölüm	Açıklama
9	Program bu düğme yardımıyla başlatılır veya durdurulur.

Benzetimsel sistemde olduğu gibi, karttan toplanan tüm veriler bir txt dosyasına kayıt edilmektedirler. Program çalıştırıldığı anda txt dosyasına tarih ve saat bilgisini kayıt eder, sonraki her döngüsünde seri porttan okuduğu veriyi yeni bir satıra yazar

4.3.2 Gömülü Kontrolcü Üzerinde Otopilot Uygulaması

Tam donanımsal otopilot sisteminde kullanılan kontrolcü kartı ile, döngüde kontrolcü donanımı ile benzetim kısmında kullanılan kontrolcü kartı aynıdır. Bu sayede benzetim kullanılarak geliştirilen yazılım, üzerinde çok az değişiklik yapılarak tam donanımsal sisteme aktarılabilmiştir. Yazılımda, PID kontrolcü yapıları, uçuş modları ve modlar içindeki hesaplamalar hiç değişikliğe uğramamış, uçuş benzetim yazılımı ile olan bağlantı yazılımdan çıkartılıp gerçek algılayıcılar yazılıma dahil edilmiştir.

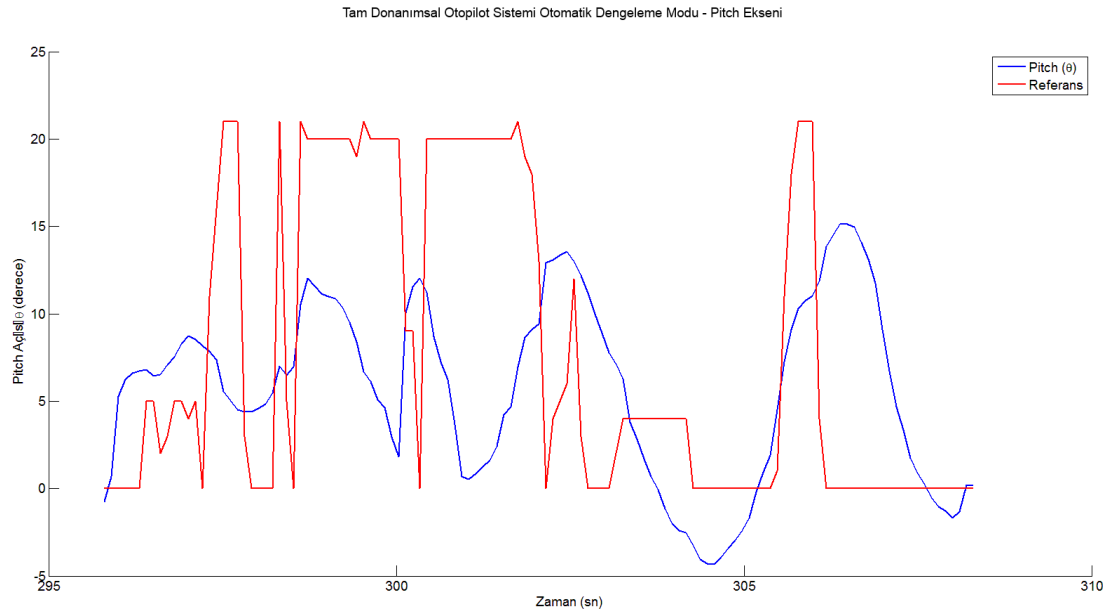
Otopilot uygulaması çalışmaya algılayıcı kalibrasyonu ile başlamaktadır, bu kalibrasyon sayesinde kartın başlangıç anında durduğu pozisyon; yalpa, yunuslama ve sapma eksenleri için sıfır kabul edilebilmektedir. GPS verileri, GPS alıcısının bağlı olduğu seri port üzerinden gelirken, sensör verileri de açık kaynak Arduino kütüphaneleri yardımıyla kullanılabilir açı değerlerine dönüştürülmektedir.

Açı verileri, GPS verileri, PWM sinyal bilgileri ve PID kontrolcü çıkışlarıyla ilgili veriler tek bir cümle haline getirilir ve telemetri ünitesi ile yer kontrol istasyonuna gönderilirler. Karttan yere veri gönderim frekansı 10 Hz dir.

Bu tez çalışmasının amacına uygun olarak, benzetimsel ögeler kullanılarak geliştirilen kontrol yazılımı kolaylıkla ve başarıyla tam donanımsal bir sisteme çevrilebilmiştir. Tam donanımsal sistemin performansı sonuçlar bölümünde incelenecektir.

Şekilde görüldüğü gibi otomatik dengeleme modu altında uçuş kontrolü için referans açısı değiştirilmiş yani FBW özelliği devreye sokulmuştur. Referans açısının çok sık değiştirilmesi takibi bir miktar zorlaştırsa da modun başarıyla işlediği görülmektedir.

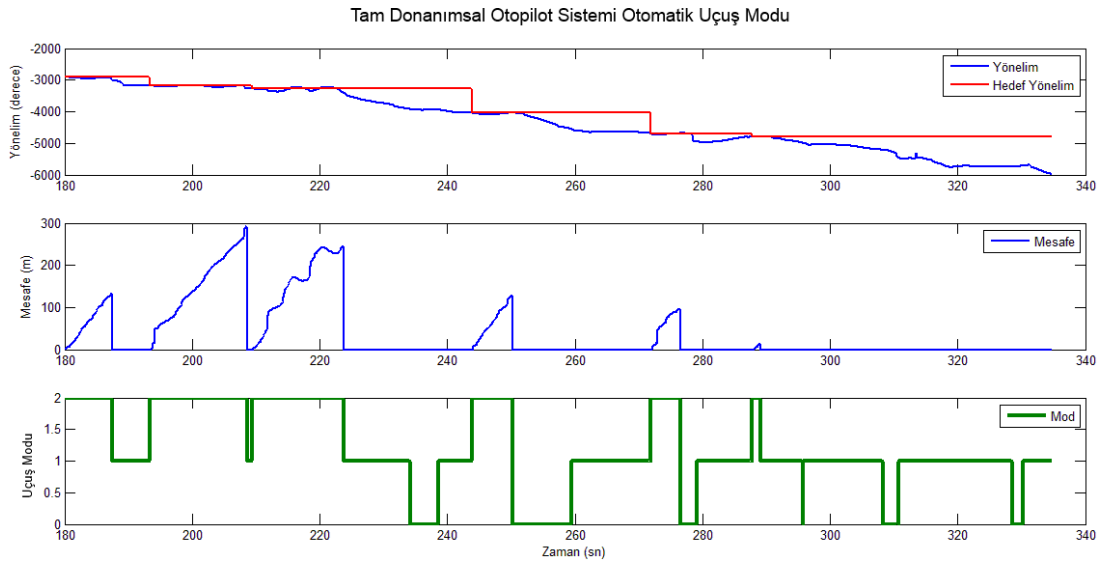
Radio kontrol alıcısı ile iletişim koptuğunda gaz kanalı doğrudan düşük seviyelere inmekte ve motor durmaktadır, menzile tekrar girilmesiyle aniden tekrar çalışan motor uçağın yunuslama ekseninde istenmeyen hareketler yapmasına sebep olmuş bu da yunuslama ekseninde kontrolü oldukça zorlaştırmıştır. Otomatik dengeleme modu altında yunuslama hareketi kontrolü için uçak davranışı Şekil 5.2' de görülebilir.



Şekil 5.2:Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik dengeleme modu yunuslama hareketi kontrolü

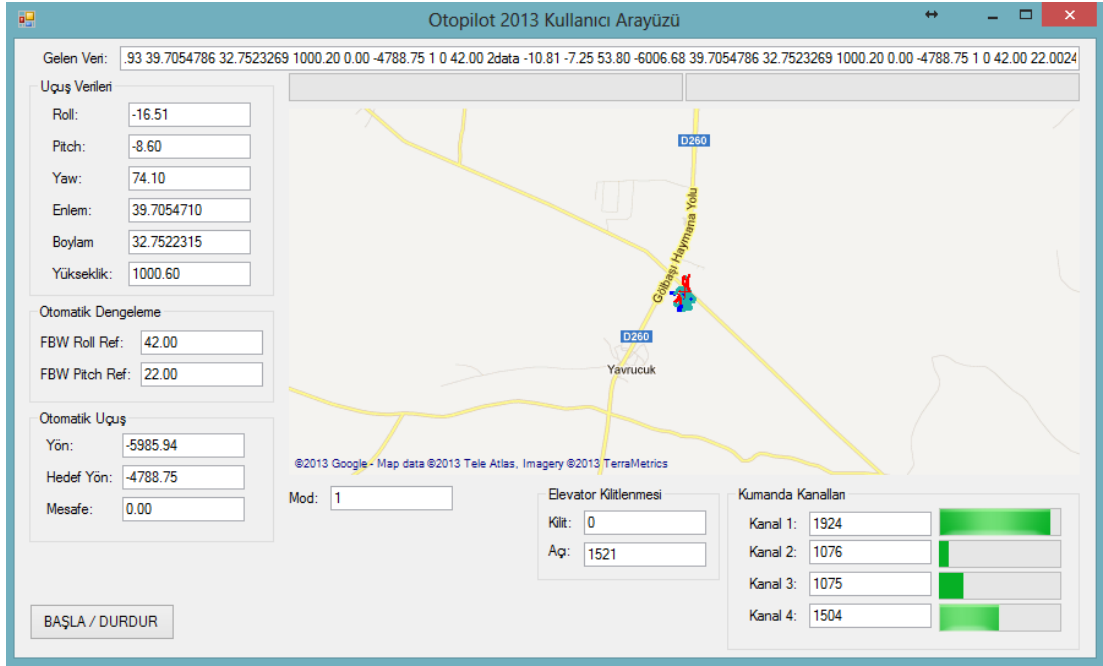
Uçuş sırasında sistem, otomatik uçuş modu altında da denenmiş, fakat önceden belirlenen eşkenar sekizgen kenar uzunluğu olan 500 metrelik mesafe, arızalı olduğu tespit edilen radyo kontrol sisteminin menzilin çok dışında olduğu ve menzil dışında motor duracağı için araç bu modda fazla tutulmadan geri döndürülmüştür.

Otomatik uçuş modunda sistemin rotasını çizmesine izin verilirse de sistem aralıklarla otomatik uçuş moduna alınarak yönelim takibi ve mesafe hesaplama özellikleri kontrol edilmiştir. Şekil 5.3'te görülebileceği gibi otomatik uçuş modunun devreye sokulduğu anlarda hedef yönelim başarıyla takip edilmiş ve gidilen mesafe de sorunsuz hesaplanabilmektedir. Şekilde mod verisinin 2 değerinde bulunması otomatik uçuş modunun devrede olduğunu göstermektedir.



Şekil 5.3: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik uçuş modu

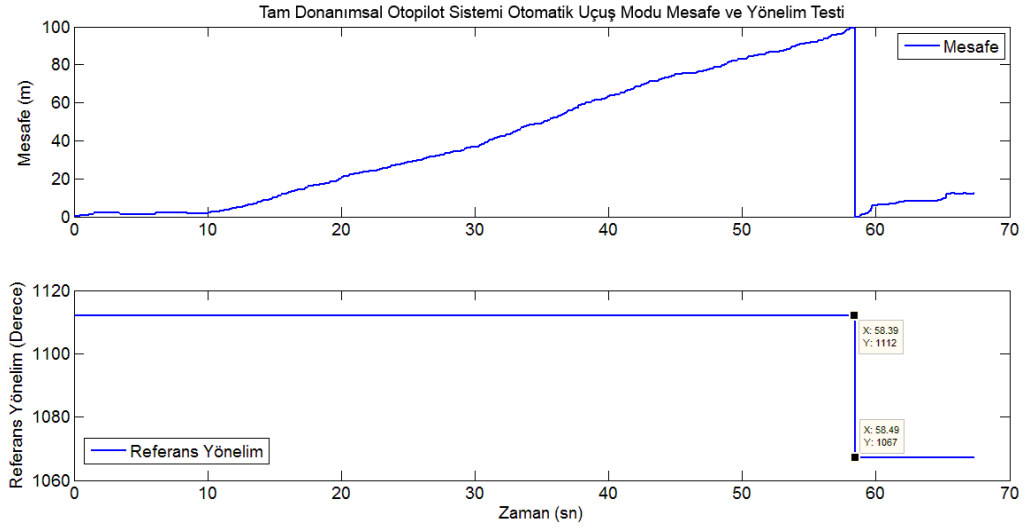
Gölbaşı'nda yapılan uçuş sonrası yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü Şekil 5.4'te verilmiştir.



Şekil 5.4: Gölbasi uçuşu sonrası yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü

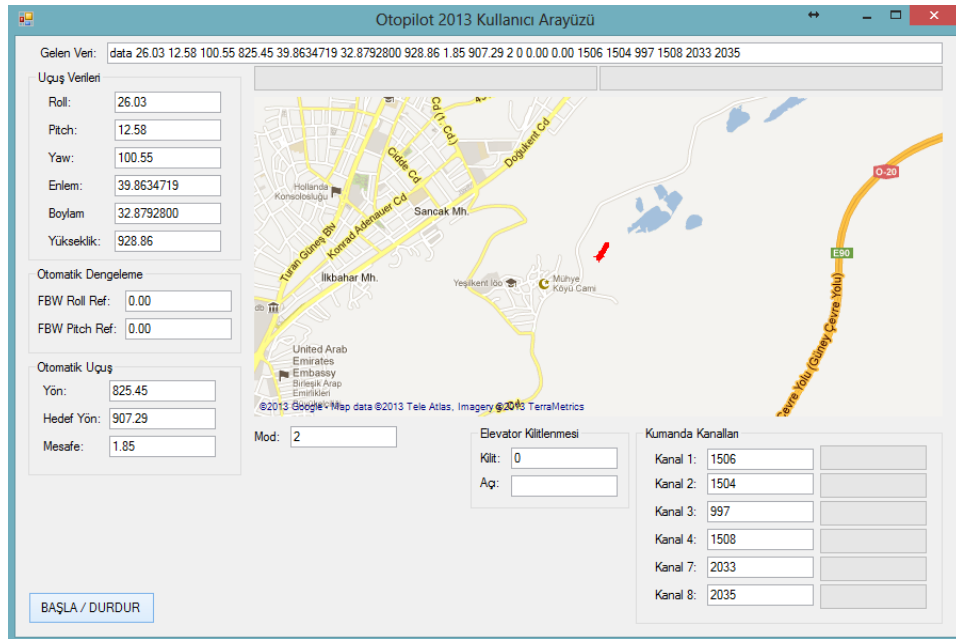
Gölbasi uçuşunun ardından radyo kontrol sistemi, arızasız olduğu bilinen başka bir sistem ile değiştirilmiş, yer kontrol istasyonu uygulamasında ve kart üzerinde çalışan otopilot uygulamasında yeni radyo kontrol sisteminin desteklenmesini sağlayan bazı değişiklikler yapılmıştır. Ayrıca otomatik uçuş modu için belirlenen 500 m. kenar uzunluğu testlerin daha kolay yapılabilmesi için 100 m. değerine düşürülmüştür.

Sistemin yeniden düzenlenen bu haliyle Ankara Mühye Köyü civarında, 39.8634719 derece enlem ve 32.87928 derece boylam koordinatlarında ikinci bir uçuş testi yapılması düşünülmüş fakat saatte 40 ile 60 km arası değişen rüzgar hızının yarattığı elverişsiz koşullar uçuş yapılmasına engel olmuştur. Yine de otomatik uçuş modu için belirtilen 100 metrelik mesafeye gelindiğinde referansta oluşması beklenen 45 derecelik değişim gözlenmek istenmiş ve uçak havalandırılmadan yerde hareket ettirilerek test edilmiştir. Otomatik uçuş modu mesafe ve yönelim testi sonuçları Şekil 5.5'te görülebilir.



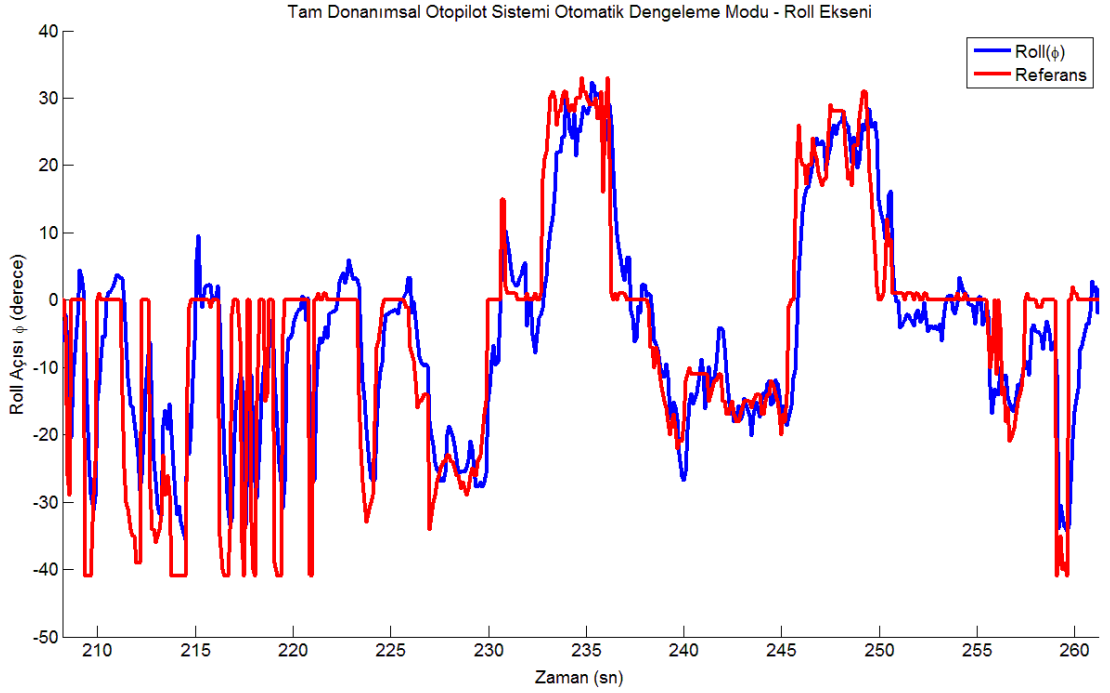
Şekil 5.5: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik uçuş modu mesafe ve yönelim testi

Şekilde görüldüğü gibi 100 metrelik mesafenin tamamlanmasının ardından referans yönelim açısı 1112 değerinden 1067 derece değerinde düşerek 45 derecelik bir azalmaya uğramış, sistemin başarıyla çalıştığı doğrulanmıştır. Bu test sonrası yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü Şekil 5.6'daki gibidir.



Şekil 5.6: Otomatik uçuş modu mesafe ve yönelim testi sonrası yer kontrol istasyonu

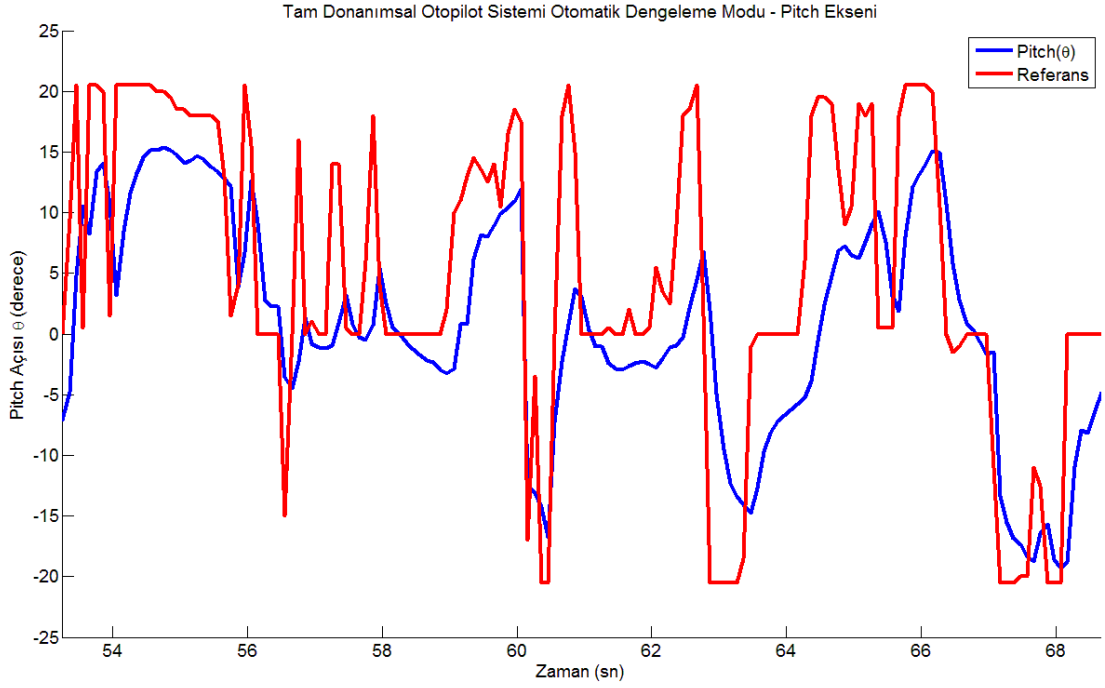
Son olarak, ilk test uçuşunun yapıldığı Gölbaşı ilçesindeki alanda, uçuş için elverişli hava şartları altında ve yenilenmiş radyo kontrol sistemi ile üçüncü bir test uçuşu gerçekleştirilmiştir. Bu uçuş için otomatik dengeleme modu aktif iken sistemin yalpa hareketi kontrol performansı Şekil 5.7'de görülebilir.



Şekil 5.7: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik dengeleme modu yalpa hareketi kontrolü (Gölbaşı 2. Uçuş)

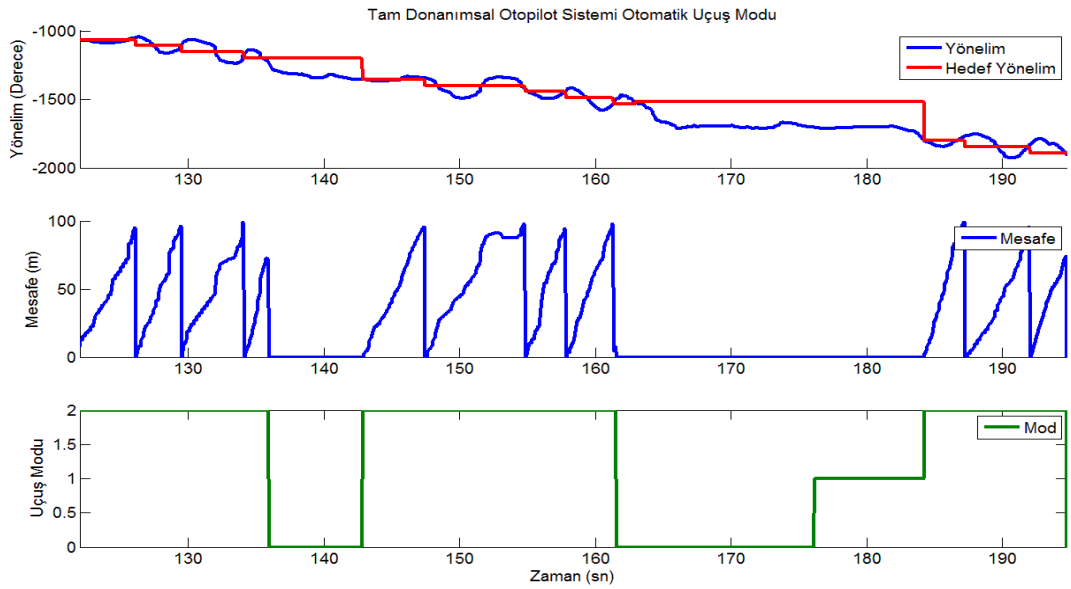
Şekil incelendiğinde, yalpa açısının radyo kontrol vericisiyle değiştirilen referans açısını oldukça hızlı ve doğru bir şekilde takip ettiği görülmektedir. Elde edilen veriler benzetim döngüsünde yapılan uçuşlarda elde edilen verilerle büyük benzerlik göstermektedir.

Yunuslama hareketi kontrolünde vericiden gelen referansların çok hızlı değiştirilmiş olması referans takibini bir miktar zorlaştırmış olsa da gözlenen sistem davranışı benzetim döngüsünde elde edilen sonuçlarla örtüşür niteliktedir. Otomatik dengeleme modu altında yunuslama hareketi kontrolü performansı Şekil 5.8'de görülebilir.



Şekil 5.8: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik dengeleme modu yunuslama hareketi kontrolü (Gölbaşı 2. Uçuş)

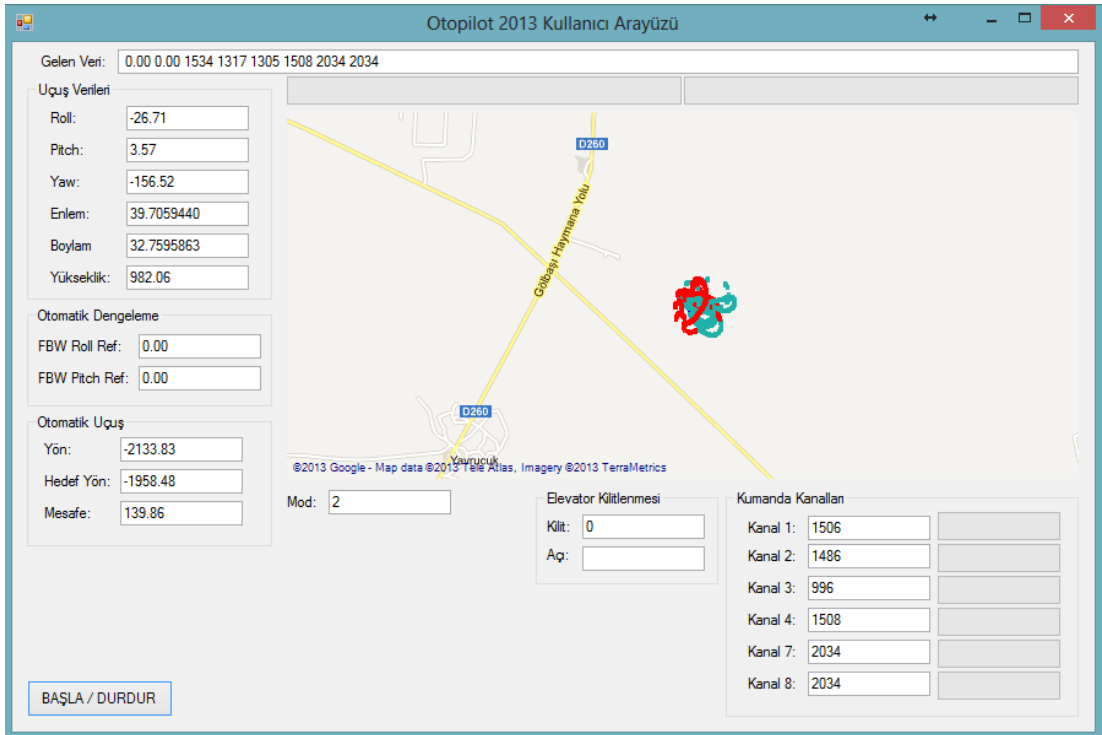
Otomatik dengeleme modunun ardından otomatik uçuş modu da test edilmiş ve Şekil 5.9'da görülen değerler elde edilmiştir.



Şekil 5.9: Tam donanımsal otopilot sistemi otomatik uçuş modu (Gölbaşı 2. Uçuş)

Şekilde mod verisinin 2 değeri bulunması otomatik uçuş modunun devrede olduğunu göstermektedir. Uçak her 100 metrede 45 derece azalarak değişen yeni referansa yönelmiştir.

Bu uçuş sonrası yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü Şekil 5.10'daki gibidir.



Şekil 5.10: Gölbasi 2. uçuş sonrası yer kontrol istasyonu uygulaması ekran görüntüsü

Test sonuçları incelendiğinde, benzetim döngüsünde oluşturulup doğrudan tam donanımsal sisteme uygulanan kontrol yapısının amaçlandığı şekilde çalıştığı görülmektedir. Sistem otomatik dengeleme yapabilmekte, otomatik uçuş modu altında referans yönelimi başarıyla takip edebilmekte, otomatik uçuş için gerekli mesafeler ve dönüş noktaları sorunsuz hesaplanabilmektedir.

Yer kontrol istasyonu da görevini başarıyla yerine getirmiş, hem harita üzerinde konum takibi, hem de veri kaydetme özellikleri başarıyla çalışmıştır. Sonuçlar kısmında verilen bütün grafikler yer kontrol istasyonunun uçustaki uçaktan topladığı veriler kullanılarak oluşturulmuştur.

PID kontrolcü katsayıları üzerinde bir miktar ince ayar yapmak tam donanımsal sistem davranışını olumlu yönde etkileyecektir. Özellikle otomatik uçuş modunda oluşan bir miktar salınım bu ince ayarla ve sekizgen kenar uzunluklarının 100 metrenin biraz daha üzerine çıkarılmasıyla izin verilebilecek daha uzun yerleşme süreleri ile giderilebilecektir.

KAYNAKLAR

- [1] Erdos, D., Watkins, S.E., UAV Autopilot Integration and Testing, IEEE Region 5 Conference, Kansas City, U.S.A., Nisan 2008.
- [2] Jodeh, N., Blue, P., Waldron, A., Development of Small Unmanned Aerial Vehicle Research Platform: Modeling and Simulating with Flight Test Validation, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Washington DC, U.S.A, 2006.
- [3] Haiyang Chao, Yongcan Cao, YangQuan Chen, Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles: A Survey, International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA), 3144-3149, Ağustos 2007.
- [4] Stojcsics, D., Molnar, A., Fixed-wing small-size UAV navigation methods with HIL simulation for AERObot autopilot, IEEE 9th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics (SISY), 241-245, Eylül 2011.
- [5] J.M. Sullivan, Evolution or revolution? The rise of UAVs, IEEE Technology and Society Magazine, 25(3), 43-49, Eylül 2006.
- [6] Ta-ming Shih, Ho-chung Chang, FPGA based hardware in the loop test platform of small size UAV, IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA), 551-556, Aralık 2009.
- [7] M. Kumon, Y. Udo, H. Michihira, M. Nagata, I. Mizumoto, Z. Iwai, Autopilot system for Kiteplane, IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 11(5), 615-624, Ekim 2006.
- [8] Santoso, F., Liu, M., Egan, G.K., Linear quadratic optimal control synthesis for a uav, 12th Australian International Aerospace Congress (AIAC 12), Melbourne, Australia, Mart 2007.
- [9] Jung, D., Levy, E.J., Zhou, D., Fink, R., Moshe, J., Earl, A., Tsiotras, P., Design and Development of a Low-Cost Test-Bed for Undergraduate Education in UAVs, 44th IEEE Conference on Decision and Control, European Control Conference, 2739- 2744, Aralık 2005.
- [10] Santos, S.R.B., Oliveira, N.M.F., Test platform to pitch angle using hardware in loop, 39th IEEE Frontiers in Education Conference, 1-5, Ekim 2009.
- [11] R. Isermann, J. Schaffnit, S. Sinsel, Hardware-in-the-loop simulation for the design and testing of engine-control systems, Control Engineering Practice, 7, 643-653, 1999.
- [12] "Linktrainer" erişim adresi:
http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/f/fd/Link_Trainer_%28WCAM%29.JPG/800px-Link_Trainer_%28WCAM%29.JPG erişim tarihi: 20 Şubat 2013.
- [13] J. S. Cole, A. C. Jolly, Hardware-in-the-loop simulation at the US Army Missile Command, Technologies For Synthetic Environments: Hardware-In-The-Loop Testing, 2741, 14-19, 1996.
- [14] R. Isermann, S. Sinsel, S. Schaffnit, Hardware-in-the-loop simulation of diesel engines for the development of engine control systems, Algorithms And Architectures For Real-Time Control, 91-93, 1997.

- [15] M. Bacic, On hardware-in-the-loop simulation, 44th IEEE Conference on Decision and Control, European Control Conference, 3194-3198, Aralık 2005.
- [16] “MQ-1 Predator” erişim adresi:
http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/0/08/MQ-1_Predator_unmanned_aircraft.jpg erişim tarihi: 20 Şubat 2013.
- [17] “Montgolfier Balloon” erişim adresi:
http://en.wikipedia.org/wiki/Montgolfier_Balloon erişim tarihi: 21 Şubat 2013.
- [18] “History of Unmanned Aerial Vehicles” erişim adresi:
http://en.wikipedia.org/wiki/History_of_unmanned_aerial_vehicles erişim tarihi: 21 Şubat 2013.
- [19] “V-1” erişim adresi: http://www.pbs.org/wgbh/nova/spiesfly/uavs_07.html erişim tarihi: 21 Şubat 2013.
- [20] “V-1” erişim adresi: <http://www.aviation-central.com/space/images/usm1d-st.jpg> erişim tarihi: 21 Şubat 2013.
- [21] “MQ-1 Predator Ground Control Station” erişim adresi:
<http://www.nationalguard.mil/news/archives/2007/07/images/070607-hooligans-full.jpg> erişim tarihi: 22 Şubat 2013.
- [22] “Advantages of Blade Element Simulation” erişim adresi:
http://wiki.x-plane.com/Appendix_A:_How_X-Plane_Works#Advantages_of_Blade_Element_Simulation erişim tarihi: 23 Şubat 2013.
- [23] “Lancair” erişim adresi: <http://www.x-plane.com/wp/wp-content/gallery/best-of-x-plane-10/lancair-forest.jpg> erişim tarihi: 23 Şubat 2013.
- [24] “Uçağa Etkiyen Kuvvetler” erişim adresi:
<http://www.tayyareci.com/akademi/images/ucaknas/image001.jpg> erişim tarihi: 27 Şubat 2013.
- [25] Kerimoğlu, K., 2011, Sabit Kanatlı Bir İnsansız Hava Aracı İçin Düşük Bütçeli Otopilot Sistemi Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [26] “Ardupilot Mega” erişim adresi:
<http://wiki.ardupilot-mega.googlecode.com/git/images/APM1small.jpg> erişim tarihi: 28 Şubat 2013.
- [27] “Ardupilot Mega 2.5” erişim adresi: <http://www.alpha-crucis.com/3729-6323-thickbox/ardupilot-mega-apm-25-fully-assembled-system.jpg> erişim tarihi: 3 Mart 2013.
- [28] “Turnigy 9x” erişim adresi:
[http://www.pyramidmodels.com/shop/shopimages/sections/thumbnails/turnigy9x%20\(1\).jpg](http://www.pyramidmodels.com/shop/shopimages/sections/thumbnails/turnigy9x%20(1).jpg) erişim tarihi: 4 Mart 2013.
- [29] “Servo PWM” erişim adresi:
http://ebldc.com/wp-content/uploads/2009/08/servo_rc_pwm.jpg erişim tarihi: 4 Mart 2013.
- [30] Ertin, O.B., Korkmaz, H., Kaynak, U., Kasnakoğlu, C., Hardware-in-the-Loop Test Platform for a Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle Embedded Controller. The 32nd IASTED International Conference on Modelling, Identification and Control, Innsbruck, Austria, Şubat 2013.
- [31] “Elevon” erişim adresi: <http://en.wikipedia.org/wiki/Elevon> erişim tarihi: 7 Mart 2013.

[32] “GPS” erişim adresi: http://en.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System
erişim tarihi: 7 Mart 2013.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : ERTİN, Onur Baki
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 09.06.1988 Ankara
Medeni hali : Bekar
Telefon : 0 (554) 430 25 30
e-posta : onurertin@gmail.com

Eğitim

<i>Derece</i>	<i>Eğitim Birimi</i>	<i>Mezuniyet tarihi</i>
Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği	2011

İş Deneyimi

<i>Yıl</i>	<i>Yer</i>	<i>Görev</i>
01/2011 - 04/2013	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi	Eğitim Asistanı

Yabancı Dil

İngilizce
İspanyolca

Yayımlar

[1] Halim Korkmaz, Onur Baki Ertin, Övünç Elbir, Coşku Kasnakoğlu ve Ünver Kaynak. *İnsansız Hava Araçları için Donanımlı Döngü Tabanlı Otomatik Pilot Yaklaşımları Geliştirilmesi*. Otomatik Kontrol Milli Komitesi 2012 Ulusal Toplantısı, Niğde, Türkiye, 2012.

[2] Onur Baki Ertin, Halim Korkmaz, Ünver Kaynak ve Coşku Kasnakoğlu. *Hardware-in-the-Loop Test Platform for a Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle Embedded Controller*. The 32nd IASTED International Conference on Modelling, Identification and Control, Innsbruck, Austria, 2013.