

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

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN DÖNGÜDE  
DONANIMSAL BENZETİM PLATFORMU KULLANARAK ÇEVİRİM-  
ŞEKİLLENDİREN OTOPILOT TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Emre ATLAS**

**Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU**

**NİSAN 2017**



Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....  
**Prof. Dr. Osman EROĞUL**  
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans/Doktora derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....  
**Doç. Dr. Tolga GİRİCİ**  
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 131211042 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Emre ATLAS**'ın ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN DÖNGÜDE DONANIMSAL BENZETİM PLATFORMU KULLANARAK ÇEVİRİM-ŞEKİLLENDİREN KONTROLCÜ TASARIMI**" başlıklı tezi **06.04.2017** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

**Tez Danışmanı :** **Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU** .....  
TOBB Ekonomive Teknoloji Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Prof. Dr. Ünver KAYNAK (Başkan)** .....  
TOBB Ekonomive Teknoloji Üniversitesi

**Doç. Dr. Arif ANKARALI** .....  
Yıldırım Beyazıt Üniversitesi



## TEZ BİLDİRİMİ

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

Emre ATLAS



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN DÖNGÜDE DONANIMSAL BENZETİM PLATFORMU KULLANARAK ÇEVİRİM- ŞEKİLLENDİREN KONTROLCÜ TASARIMI

Emre ATLAS

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Coşku KASNAKOĞLU

Tarih: NİSAN 2017

İnsansız hava araçlarının yüksek manevra kabiliyeti ve zor şartlarda çalışabilir olması insansız hava araçlarının hem sivil hem de askeri alanlarda kullanımını yaygınlaştırmıştır. Başta yukarıda belirtilen sonrada sayamayacağımız birçok faydasından ötürü insansız hava araçları araştırmacıların ilgisini çekmiş ve insansız hava araçlarının modellenmesi ve kontrolünü yaygın başlıklar arasına çekmiştir. İnsansız hava araçlarını kontrol eden otopilot sistemleri geliştirme sürecinin en önemli kısımlarından biri de testlerdir. Gerçekleştirilen testler ne kadar tekrarlanabilir ve sistemin çalışacağı gerçek ortama yakın olursa sistem geliştirme süreci o kadar hızlanmaktadır. Bu çalışmada, otopilot geliştirmesi kapsamında çevrim-şekillendiren kontrolcü yöntemiyle tasarlanan otopilot sistemi ve tasarlanan bu sistemin testlerinin gerçekleştirildiği döngüde donanımsal benzetim sisteminin bileşenlerinden ve çalışma düzeninden bahsedilmektedir.

**Anahtar Kelimeler:** Döngüde donanım benzetim, İnsansız hava araçları, Otopilot sistemleri.





## **ABSTRACT**

Master of Science

### **LOOP SHAPING CONTROLLER DESIGN FOR FIXED WING AERIAL VEHICLES USING HARDWARE IN THE LOOP PLATFORM**

Emre ATLAS

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Electrical and Electronics Engineering Science Programme

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Date: APRIL 2017

Unmanned aerial vehicles are being used for many civil and military application because of their maneuver and working under rough environment capabilities. For this and many more reasons researchers are interested in working on modeling unmanned aerial vehicles and designing controller for unmanned aerial vehicles. While designing an controller for UAVs, testing the subject is one of the most important task. Tests' repeatability and how close the test environment to the real working environment are effect the performance of the tests. This thesis peresents an development process of autopilot which is designed by using loop shaping method and then components of hardware in the loop test platfor, which controller tests are performed, and this system's working order.

**Keywords:** Hardware in the loop test simulation, Unmanned aerial vehicles, Autopilot systems.



## TEŐEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Doç. Dr. Coşku KASNAKOğLU'na, hocamızın altında beraber görev aldığım değerli asistan arkadaşlarıma, her türlü olanaklarından ve araştırma bursundan faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi ailesine ve destekleriyle her zaman yanımda olan aileme ve arkadaşlarıma çok teőekkür ederim.

Ayrıca yapılan bu çalışmayı 113E581 referans numaralı, "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Kontrol Yüzey Kaybını Dengeleyici Otopilot Tasarımı" başlıklı TÜBİTAK projesi kapsamında destekleyen TÜBİTAK'a teőekkür ederim.



## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	<b>iv</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>v</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>vii</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>viii</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>x</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xi</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>xii</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Giriş .....	1
1.2 İnsansız Hava Araçları .....	2
1.3 Otopilot Sistemleri .....	4
1.4 Döngüde Donanım Benzetim Sistemleri.....	6
1.5 Temel Uçuş Denetimleri .....	7
<b>2. DÖNGÜDE DONANIMLA BENZETİM SİSTEMİ</b> .....	<b>11</b>
2.1 Sisteme Genel Bakış.....	11
2.2 Sistem Donanımları .....	13
2.2.1 Kontrolcü kartı .....	14
2.2.2 Enkoderli fırçasız DC motor ve motor sürücüleri.....	15
2.3 Sistem Çalışma Prensipleri ve Yazılımları.....	17
2.3.1 Sistem elektromekanik tasarımı .....	17
2.3.2 Sistem yazılımları .....	23
<b>3. OTOPILOT SİSTEMİ TASARIMI</b> .....	<b>29</b>
3.1 Çevrim-Şekillendiren Kontrolcü Tasarım Yöntemi.....	29
3.2 Cessna 172 Uçağı İçin Otopilot Tasarımı .....	32
<b>4. BENZETİM SONUÇLARI</b> .....	<b>37</b>
<b>5. UÇUŞ TESTİ ve SONUÇLAR</b> .....	<b>43</b>
5.1 Uçuş Testi.....	43
5.2 Sonuçlar.....	62
<b>KAYNAKLAR</b> .....	<b>63</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ</b> .....	<b>65</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1-1 : V-1 füzesi. ....	3
Şekil 1-2 : Genel kapalı çevrim kontrol sistemi.....	5
Şekil 1-3 : ITG-3200 ataletsel ölçüm birimi. ....	5
Şekil 1-4 : Uçağa etki eden kuvvetler. ....	7
Şekil 1-5 : Uçağın hareket eksenleri ve eksenlerdeki hareketlerin isimlendirilmesi. ..	8
Şekil 2-1 : Döngüde donanım ile benzetim akış diyagramı. ....	11
Şekil 2-2 : Döngüde donanımla benzetim test platformu.....	12
Şekil 2-3 : X Plane 10 ortamında Cessna 172 uçağı.....	13
Şekil 2-4 : Ardupilot kartı .....	14
Şekil 2-5 : Enkoder sinyali.....	15
Şekil 2-6 : Platformun hareketini sağlayan DC motor .....	16
Şekil 2-7 : (a) VNH5019 motor sürücü devresi (b) LM298N motor sürücü devresi. ....	17
Şekil 2-8 : Platformda eksenlerin yerleşimi ve hareket yönleri .....	18
Şekil 2-9 : Döngüde donanımla benzetim sistemi kablo bağlantı şeması.....	19
Şekil 2-10 : Simulink motor kontrol modeli .....	20
Şekil 2-11 : Benzetim platformu yuvarlanma eksenini referans takibi sonucu.....	22
Şekil 2-12 : Benzetim platformu yunuslama eksenini referans takibi sonucu .....	22
Şekil 2-13 : Benzetim platformu yönelme eksenini referans takibi sonucu.....	23
Şekil 2-14 : X Plane 10 UDP veri bloğu .....	24
Şekil 3-1 : Çevrim şekillendirici sistem .....	29
Şekil 3-2 : Doğrusal sistem basamak cevabı.....	33
Şekil 3-3 : Hassasiyet ve çevrim grafikleri .....	33
Şekil 3-4 : Kontrolcünün uygulandığı sistem için basamak cevabı.....	34
Şekil 3-5 : Sisteme uygulanan eyleyici komutları.....	34
Şekil 3-6 : Sistemin hız, $\alpha$ ve $\beta$ çıktıları.....	35
Şekil 3-7 : Sistemin $\Psi$ , $\theta$ ve $\varphi$ çıktıları.....	35
Şekil 4-1 : Uçağın irtifasındaki değişim .....	38
Şekil 4-2 : Uçağın x-y düzlemindeki hareketi.....	38
Şekil 4-3 : Uçağın yönelim hareketi.....	39
Şekil 4-4 : Uçağın yunuslama eksenindeki hareketi .....	40
Şekil 4-5 : İrtifa dümenine gönderilen PWM değerleri .....	40
Şekil 4-6 : Uçağın yuvarlanma hareketi.....	41
Şekil 4-7 : Uçağın Kanatçıklarına gönderilen komutlar (PWM) .....	42
Şekil 5-1 : Uçuş sırasında aktif olan otopilot modu.....	43
Şekil 5-2 : Yalpa hareketi sonuçları (0-1000 sn) .....	45
Şekil 5-3 : Yalpa hareketi sonuçları (1000 – 2000 sn).....	45
Şekil 5-4 : Yalpa hareketi sonuçları (2000-3000 sn) .....	46
Şekil 5-5: Yalpa hareketi sonuçları (3000-4000 sn) .....	46
Şekil 5-6 : Yunuslama hareketi sonuçları (0-1000 sn).....	47
Şekil 5-7 : Yunuslama hareketi sonuçları (1000-2000 sn).....	48
Şekil 5-8 : Yunuslama hareketi sonuçları (2000-3000 sn).....	48
Şekil 5-9 : Yunuslama hareketi sonuçları (3000-3000 sn).....	49

Şekil 5-10 : $\beta$ açısı sonuçları (0-1000 sn).....	50
Şekil 5-11 : $\beta$ açısı sonuçları (1000-2000 sn).....	50
Şekil 5-12 : $\beta$ açısı sonuçları (2000-3000 sn).....	51
Şekil 5-13 : $\beta$ açısı sonuçları (3000-4000 sn).....	51
Şekil 5-14 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen komutlar (0-1000 sn) .....	53
Şekil 5-15 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen komutlar (1000-2000 sn) .....	53
Şekil 5-16 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen komutlar (2000-3000 sn) .....	54
Şekil 5-17 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen komutlar (3000-4000 sn) .....	54
Şekil 5-18 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (0-1000 sn) .....	55
Şekil 5-19 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (1000-2000 sn) .....	56
Şekil 5-20 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (2000-3000 sn) .....	56
Şekil 5-21 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (2000-3000 sn).....	57
Şekil 5-22 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (0-1000sn)) .....	58
Şekil 5-23 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (1000-2000sn)) .....	58
Şekil 5-24 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (2000-3000sn)) .....	59
Şekil 5-25 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (3000-4000sn)) .....	59
Şekil 5-26 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM) , 0-1000 sn) .....	60
Şekil 5-27 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM), (1000-2000 sn)).....	61
Şekil 5-28 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM), (2000-3000 sn)).....	61
Şekil 5-29 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM), (3000-4000sn)).....	62



## ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2-1 : Cessna 172 uçağının özellikleri.....	12
Çizelge 2-2 : Simülasyonların çalıştırıldığı bilgisayarın özellikleri .....	13
Çizelge 2-3 : Arduoilot kontrol kartının özellikleri .....	14
Çizelge 2-4 : Enkoder sinyal fazları.....	15
Çizelge 2-5 : Platformu hareket ettiren motorların özellikleri .....	16
Çizelge 2-6 : Motor sürücü devrelerinin çalışma aralığı.....	17
Çizelge 2-7 : Her eksen için hesaplanan kontrolcü katsayıları .....	21
Çizelge 2-8 : X Plane 10 UDP'den okunan veriler ve bulunduğu veri blokları .....	25
Çizelge 2-9 : Benzetim platformuna gönderilen mesaj paketi .....	25
Çizelge 2-10 : Otopilot kartına gönderilen mesaj paketi .....	25
Çizelge 2-11 : X Plane 10 uygulamasına gönderilen mesaj paketi.....	26
Çizelge 2-12 : Kontrolcü karttan alınan mesaj paketi .....	27



## KISALTMALAR

<b>PWM</b>	: Pulse Width Modulation
<b>AÖB</b>	: Ataletsel Ölçüm Birimi
<b>İHA</b>	: İnsansız Hava Aracı
<b>LQG</b>	: Linear Quadratic Gaussian
<b>APM</b>	: Arduino Mega Kartı
<b>UDP</b>	: User Datagram Protocol
<b>PID</b>	: Proportional, Integral, Derivative (Oransal, İntegral, Türevsel)
<b>FPGA</b>	: Field Programmable Gate Array





## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
$\alpha$	: Hücüm Açısı
$\beta$	: Kayma Açısı
$\Phi$	: Roll (yalpa) açısı
$\Theta$	:Pitch (yunuslama) açısı
$\Psi$	:Yaw (sapma) açısı



# 1. GİRİŞ

## 1.1 Giriş

İnsansız hava araçları (İHA) havacılıkla ilgili çalışmalarda son dönemlerde ön plana çıkan araştırma konusu olmuştur. İHA'ların özellikle manevra kabiliyeti ve zor şartlarda çalışabilir olması İHA'ları hem sivil hem de askeri alanda kullanım yelpazesinin geniş olmasını sağlamıştır. Tüm bu ve benzeri faydaları araştırmacılarında ilgisini çekmiş ve İHA'ların modellenmesi ve kontrolünü yaygın başlıklar arasına çekmiştir [1]. Uçakların kontrolüne benzer şekilde İHA'larda da hem radyo kontrolcülerinin yardımıyla uzaktan pilot kontrolünde uçabilmekte hem de üzerine programlanan sefer bilgileri ile tam otonom uçuş gerçekleştirebilmektedir [2]. İHA'ların insan faktörünün ortadan kalktığı tam otonom uçuşlarda hatta pilot komutlarıyla gerçekleştirilen uçuşlarda dahi otomatik pilot sistemleri kullanılmaktadır. Bu sebeple İHA'ların görevlerini başarıyla yerine getirmeleri otomatik pilot sistemlerinin başarısına direkt bağlıdır [3-4].

Günümüzde otomatik pilot sistemleri kendi algılayıcı ve işlemcileri ile beraber temini mümkün ticari sistemler halindedir. Bazı otomatik pilot sistemleri kapalı modeller halinde yazılımsal veya donanımsal değişikliğe kapalı halde bulunurken, hem yazılım güncellemesi ya da tasarımı gerçekleştirilebilmeye hem de donanımsal eklemelerde bulunmaya olanak sağlayan sistemlerde mevcuttur. Özellikle sonradan değişikliklere izin veren sistemler araştırma çevreleri tarafından tercih edilmektedir [5]. Hazır olarak temin edilen otomatik pilot sistemlerinin kendi kullandığı kontrolcüler PID tabanlı kontrolcü olsa da LQG (Linear Quadratic Gaussian), sinir ağları ya da bulanık mantık tabanlı algoritmalarında kullanımı yaygınlaşmaktadır [6].

Herhangi bir tasarımda kavramsal tasarımı gerçekleştirilen ürün adım adım test edilir. Uçak için örnek vermek gerekirse tüm tasarım birleştirildikten sonra uçuş testi yapmak yerine rüzgar tünellerinde ilk testler gerçekleştirilir. Benzer şekilde kullanılacak otomatik pilot sistemleri de uçuş testi yapılmadan önce bilgisayar destekli benzetim testleriyle beraber test edilmektedir [7-8].

## 1.2 İnsansız Hava Araçları

Uzaktan kumanda edilebilen veya kendi kontrol donanımları sayesinde otonom uçuş gerçekleştirebilen hava araçlarının genel adı insansız hava aracı olarak adlandırılmıştır. İnsansız hava araçlarının geçmişi Fransız kâğıt üreticisi Montgolfier kardeşlerin sıcak hava balonlarıyla yaptıkları deneylere kadar dayanmaktadır [9]. İnsansız hava araçlarının askeri amaçlarla kullanılması ise ilk olarak 1849 yılında Avusturyalıların Venedik'e bomba yüklü balonlarla yaptığı saldırı ile gerçekleşmiştir [10].

Uçakları pilotsuz kullanmaya yönelik ilk çalışmalar Birinci Dünya Savaşı döneminde ortaya çıkmıştır. Yerden radyo kumandasıyla kontrol edilen uçakların pilot eğitiminde hedef uçak olarak kullanılmasıyla gerçekleşmiştir. Aynı dönemde başka bir çalışmaysa Elmer Sperry'nin Uçan Bombasıdır. Bu çalışma günümüz seyir füzelerinin temelini oluşturduğu varsayılmaktadır [11].

İkinci dünya savaşı döneminde İHA'lara olan ilgi tekrar artmıştır, Amerikan ordusu binlerce radyo kontrollü hedef uçağı satın almıştır, uzaktan kontrollü bombardıman ve saldırı uçakları geliştirmiştir [12]. Almanların geliştirdiği V-1 'Buzzbomb' olarak adlandırılan ilk seyir füzelerini kullanmışlardır. Bu füzeler 650 km/s hızla ve yerden 300 metre yükseklikten hareket etmektedirler. V-1 füzeleri bu özellikleri ile Fransa'dan Londra'ya 22 dakika içinde saldırı düzenlenmesine olanak sağlamıştır [13]. V-1 füzesi Şekil-1.1'de görülebilir.

Günümüzde de özellikle yüksek risk taşıyan askeri görevlerde bir pilot tarafından kontrol edilen normal uçakların yerine İHA'lar hem maddi zararı azaltması hem de yetişmiş personel kaybını önlemesinden dolayı tercih sebebidir. Bunun yanında İHA'ların maliyetinin azalmasıyla sivil uygulamalarda da geniş yer bulmaktadır [14]. İHA'ların kullanım alanları taşıdıkları faydalı yüke bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Askeri alanda kullanımına hedef tespit ve takip, saldırı, üs güvenliği, keşif örnek olarak gösterilebilir. Sivil alanda kullanımlarına ise zirai ilaçlama, hava fotoğrafçılığı, haritalama, yangın tespiti, meteoroloji hizmetleri örnek gösterilebilmektedir.





Şekil 1-1 : V-1 füzesi.

İnsansız hava araçları kullanım amaçları dışında taşıdıkları özelliklere göre de sınıflara ayrılmıştır. Bu sınıflar oluşturulurken görevleri yerine getirmelerine etki eden yük taşıma kapasitesi, menzil, azami havada kalış süresi gibi unsurlar göz önünde bulundurulmuştur. Bu sınıfların temel olarak:

- HALE – High altitude long endurance (Yüksek irtifa, uzun dayanım): Bu sınıfa mensup İHA'lar 30000-40000 metre irtifada çalışabilir ve 24 saati aşan sürelerde hizmet verebilirler.
- MALE – Medium altitude long endurance (Orta irtifa, uzun dayanım): 10000-20000 metre irtifada görev yapabilen ve 24 saati bulan sürelerde hizmet verebilirler.
- Yakın mesafe İHA: 100 km gibi düşük menzilde hedef tespit ve takibi, keşif gibi görevlerde kullanılırlar.

- Mini İHA: Elden atılabilen, 20 kg altında taşınabilir İHA sınıfıdır. Uzun mesafeli uçuşlar için uygun değildir.

Şeklinde sınıflandırmak mümkündür.

### 1.3 Otopilot Sistemleri

Otopilot sistemleri ilk olarak uzun süreli uçuşlarda pilotun uçağı sürekli kontrolünü yerine pilotun bazı görevlerini devralacak otonom hareket edecek sistemlere ihtiyaç duyulmasıyla ortaya çıktı ve bunu başarabilecek sistemler üzerine çalışmalara başlandı. Bu sebeple ilk otopilot sistemleri sadece pilota yardımcı görevleri yerine getiren sistemler oluşturmaktadır. Günümüzde ise iniş-kalkış dâhil olmak üzere tam bir seyrüseferi gerçekleştirebilen otopilot tasarımları mevcuttur.

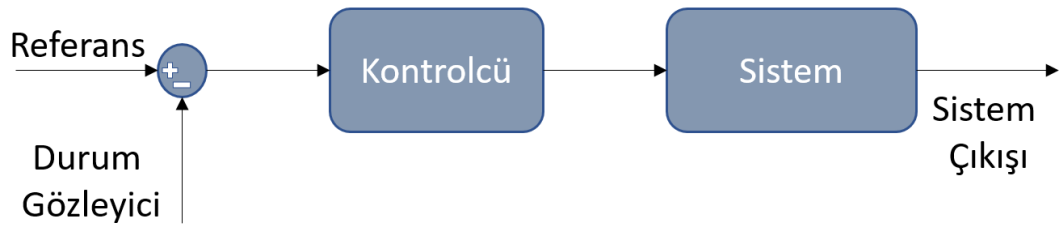
1912 yılında Sperry Gyroscope Company'nin tasarlamış olduğu cayrolar yardımıyla çalışan otomatik kontrolcünün Curtiss Flying Boat isimli hava aracında kullanılmasıyla otomatik kontrol sisteminin bir hava aracında kullanımı gerçekleşmiştir.

1947 yılında ise tam otonom transatlantik uçuşu Air Force C-54 uçağında bulunan Sperry A-12 otopilot sistemi ile gerçekleşmiştir. Bu uçuşa hiçbir pilot müdahalesi olmamış, bütün kontrol işlemi dönemin kontrol bilgisayarı olan delgili kartla çalışan sistem ile gerçekleştirilmiştir [15]. Bu döneme kadar kullanılan otopilot sistemlerinde geri besleme kullanılmıyordu ancak bu deneyimden sonra tasarlanan ve kullanılan kontrolcü sistemlerinde geri besleme aktif bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır.

Kontrol sistemlerinin yapısına genel olarak bakıldığında sistemin çıkış değerlerini, sistemin giriş değerlerini değiştirerek istenen referans değer haline getiren sistemlerdir [16]. Kontrol sistemleri ileri beslemeli veya geri beslemeli olabilir. Geri beslemeli sistemler, kontrol edilmek istenen sinyal ile referans sinyalinin karşılaştırılmasıyla elde edilen yeni sinyalden yararlanarak kontrol etkisini hesaplandığı yöntemdir [16]. Bütün kontrolcü tasarım yaklaşımlarında, sisteme geri besleme eklendiğinde daha başarılı bir sonuç elde etmek mümkündür.

Geri beslemenin dahil olduğu kontrol sistemleri genel olarak kapalı çevrim olarak adlandırılır. Yeni türde otomatik pilot tasarımında da kullanılan otomatik uçuş kontrol problemlerine çözüm olarak kapalı çevrim sistemler kullanılmaktadır [17]. Her kapalı çevrim kontrol sistemi sistemin çıkışını gözleyen durum gözleyicisi ve sisteme giriş

üreten kontrolcü olmak üzere iki temel birime sahiptir. Şekil 1-2’de genel bir kapalı çevrim kontrol sisteminin blok diyagramı görülebilmektedir. Otopilot sistemlerinin amacı her kapalı kontrol sisteminde de olduğu gibi istenilen referans değerine sistemin çıkışını oturtmaktır. Bu referans değeri otopilotlar için belirli bir eksendeki açı ya da yönelim olabileceği gibi bir noktadan harekete başladıktan sonra başka bir noktaya varıp belirtilen görevi yerine getirdikten sonra üste ya da belirtilen başka bir noktaya dönerek hareketi tamamlamak olmak üzere komple bir kontrol sistemi de olabilmektedir.



Şekil 1-2 : Genel kapalı çevrim kontrol sistemi.

Elektromekanik algılayıcıların küçülmesi ile otopilot durum gözleyicileri daha küçük insansız hava aracı sistemlerinde kullanımına olanak sağlamıştır ve bu algılayıcıların ucuzlamasıyla birlikte de İHA’ların kullanımı alanının genişlemesine olanak sağlanmıştır. Bir İHA için belirlenen bir rotada seyrüsefer gerçekleştirebilme görevini yerine getirmek için gerekli olan durum gözleyicisi görevini ataletsel ölçüm birimi (AÖB) ve küresel konumlama sistemiyle sağlanabilmektedir. Bu görev için kullanılacak Şekil 1-3 ‘te görülen ITG-3200 çipi 9 eksen elektromekanik bir AÖB olarak örnek gösterilebilmektedir. Farklı durum gözleyiciler otopilot sistemine eklenerek İHA’ların farklı görevleri yerine getirmesi sağlanabilmektedir.



Şekil 1-3 : ITG-3200 ataletsel ölçüm birimi.

Uçuş kontrol bilgisayarı (UKB) kontrol algoritmalarının koştugu bilgisayardır. UKB durum gözleticisinden gelen veriler ve kullanıcı tarafında girilen referans değerlerini işleyerek sistemin eyleyicilerine komutlar üreten programın koştugu en temel kısımdır. Elektromekanik algılayıcılar gibi temelinde silikon olan mikro denetleyicilerde hem küçülmüş hem de ucuzlamıştır. Bu durum uçuş kontrol bilgisayarlarının yaygınlaşmasına olanak sağlamıştır. Ayrıca yeni mikro işlemcilerin rahatlıkla yeniden programlanabilir olması diğer bir önemli tercih sebebidir. İHA sistemlerinde daha az işlem gerektiren ve gerçek zamanlı kontrolün gerekmediği durumlarda mikro denetleyiciler tercih edilirken daha kapsamlı ve gerçek zamanlı görevlerin yerine getirilmesi ihtiyaç duyulduğunda FPGA (Field Programmeble Gate Array) ve benzeri platformlara geçilmektedir.

#### **1.4 Döngüde Donanım Benzetim Sistemleri**

Gün geçtikçe sistemler daha karmaşık hale gelmesi ve sonuç olarak sistemleri oluşturan parçaların birbirine olan etkileşimi artması modern sistemlerin testlerini gerçek ortamda gerçekleştirilmesini zorlaştırmıştır. Bu durum sistemlerin testlerinin yürütülmesinde bilgisayar üzerinde gerçekleşen simülasyonlar ile testini gerekli hale getirmiştir. Bu yaklaşımla sistemleri geliştirme süreleri azalmış, sistemlerin tasarımı kalite ve güvenilirlikleri artmıştır [18].

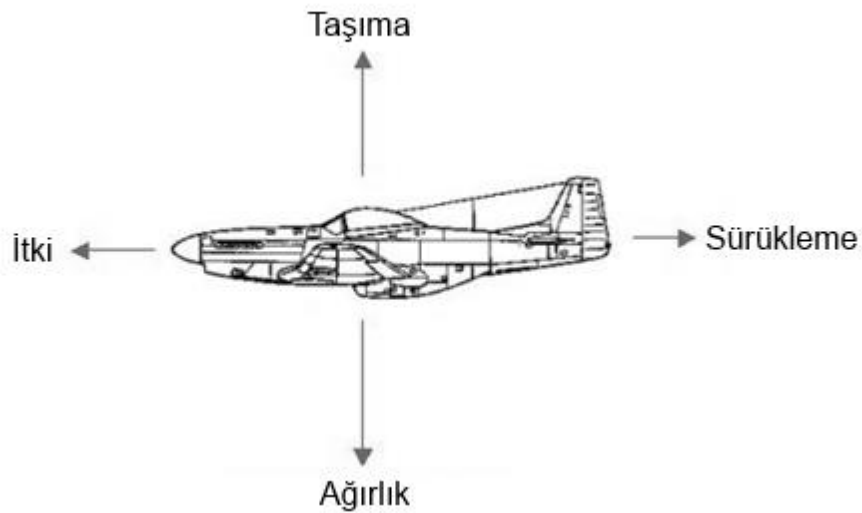
Simülasyonlar gerçekleşme sürelerine göre üçe ayrılmaktadır. Bunlar gerçek zamanlı simülasyonlar, gerçek zamandan hızlı gerçekleşen simülasyonlar ve zaman sınırı olmayan simülasyonlardır. Bizim de gerçekleştireceğimiz döngüde donanımsal benzetim (DDB) testleri gerçek zamanlı simülasyonlar içindedir. DDB testleri dışında işlemlerin simüle edildiği döngüde yazılımsal benzetim ve sadece kontrolcünün benzetildiği kontrolcü tasarımının benzetiminin gerçekleştiği ilk örneklendirme bu kapsamda incelenebilmektedir [18].

DDB sistemleri de kendi arasında sistemin gerçek ve simülasyon olan kısımlarına göre çeşitlilik gösterebilmektedir. DDB sisteminde farklılık gösteren bu kısımları eyleyiciler, fiziksel süreç ve algılayıcılarıdır. Bu kısımlar aynı anda gerçek değerlerden oluşabileceği gibi tek bir tanesi gerçek olup diğer kısımları simülasyon ortamında bulunabilmektedir [18]. Bizim sistemimizde kullandığımız yöntemde sadece algılayıcılar gerçek olup sistemin geri kalan kısmı simülasyon ortamında gerçekleştirilmektedir.

DDB tekniğinin çok sayıda avantajı mevcuttur. Bunları genel olarak başlıklar altında toplarsak maliyeti düşürme, zamandan kazanç ve güvenlik olarak sıralanabilir. Maliyet için örnek verecek olursak uçuş testleri öncesi gerçekleştirilen DDB testleri ile birçok sorun önceden tespit edilmiş ve sonuç olarak kaza kırım olayları azaltılmıştır. Sistemin sınır koşullarında gerçek ortamda test ederken oluşan sorunlardan dolayı meydana gelebilecek can ve mal kayıplarının simülasyon ortamında yapılmasıyla en aza indirgenmesi gösterilebilir. Similasyon ortamında aynı girişler uygulanarak testlerin gerçekleştirilebilmesi, testlerin kolay bir şekilde tekrarlanabilmesi zaman açısından büyük bir kazanç sağlamaktadır.

### 1.5 Temel Uçuş Denetimleri

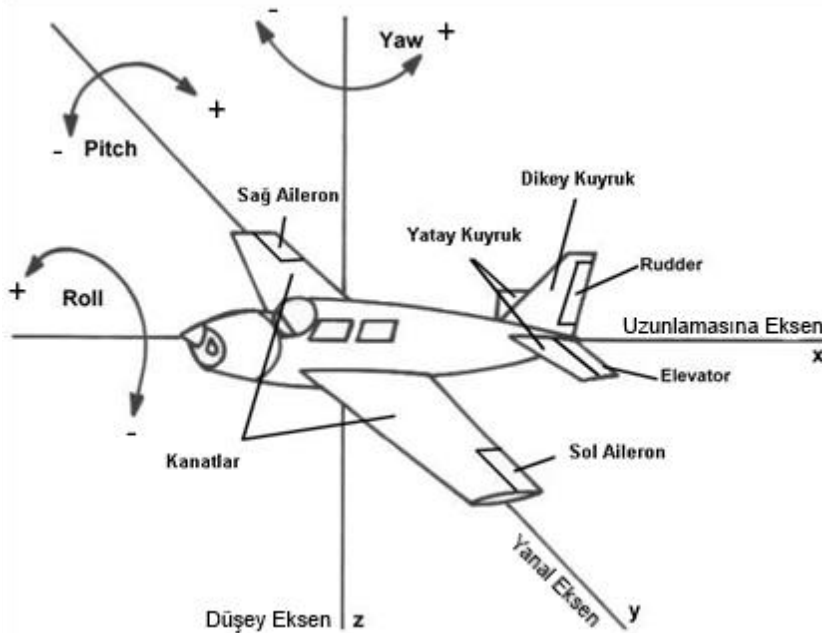
Uçağın hareketi her fiziksel sistem gibi Newton'un hareket kanunlarıyla açıklanabilmektedir. Uçağın uçmasını ve yönelmesini sağlayan ve bu duruma karşı koyan kuvvetlerin etkisi altındadır. Uçağa etkiyen bu kuvvetlere başta motorun hareketiyle sağlanan itki kuvveti ve uçağın ağırlığıdır. Belki de en önemli ve uçağın uçmasını sağlayan taşıma kuvveti vardır. Taşıma kuvveti aerodinamik prensiplerinden Bernoulli kanunu ile açıklanan etkiyle gerçekleşmektedir. Son olarak da uçağın hareketinin ters yönünde etki yapan sürtünme kuvveti mevcuttur. Uçağın kontrolü de uçağın üzerine etkiyen kuvvetlerin büyüklüğü ve yönü değiştirilerek sağlanmaktadır. Uçağa etkiyen bu kuvvetlerin etkileri Şekil 1-4 üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 1-4 : Uçağa etki eden kuvvetler.

Uçağın hareketini incelerken birden fazla referans ve eksen üzerinden inceleme yapmak mümkündür. Uçağın durumu için referans noktası uçağın üzerindedir ve üç eksenle tanımlanmaktadır. Bu eksenlerden uzunlama eksenini uçağın burnu ile kuyruğu arasındaki doğruyu kabul eden eksen olup bu eksen etrafında açılmal olarak yapılan harekete yalpalama denmektedir. Uçağın tepesinden tabanına doğru uzanan doğruyu eksen olarak kabul eden eksene düşey eksen denmekte ve bu eksen etrafında açılmal olarak gerçekleşen harekete sapma denmektedir. Son olarak uçağın iki kanadının uçları arasındaki doğruyu eksen olarak kabul eden yanal eksen ve bu eksen etrafında açılmal olarak gerçekleşen harekete yunuslama denmektedir.

Yukarıda tanımlanan eksenlerdeki hareketi sağlamak için gereken etki hava direncinden kaynaklanan kuvvetin yönlendirilmesiyle sağlanmaktadır. Bu işlem kontrol yüzeyleri ile sağlanmaktadır. Kontrol yüzeyleri uçağın basınç simetrisini bozar ve istenen uçağın istenen duruma geçmesini sağlar. Uzunlama eksenindeki hareketi gerçekleştiren yatırgeçerler sağ ve sol kanat üzerinde bulunmaktadır. Yuvarlanma hareketinin kontrolünü sağlamaktadırlar. Yanal ekseninde gerçekleşen hareketi irtifa dümeni ile sağlanmaktadır ve uçağın kuyruğunda yatay olarak yerleşmiş şekilde bulunmaktadır. İrtifa dümeni yunuslama hareketinin kontrolünü sağlamaktadır. Düşey ekseninde gerçekleşen hareket ise istikamet dümeni ile sağlanır ve bu sapma hareketi kontrol edilmektedir. Tüm kontrol yüzeylerinin ve eksenlerin açıldığı görsel şekil de mevcuttur.



Şekil 1-5 : Uçağın hareket eksenleri ve eksenlerdeki hareketlerin isimlendirilmesi.

Şu ana kadar anlatılan kısımda uçağın gövdesine göre durumundan ve bu durumların kontrolünü sağlayan yapılardan bahsedilmiştir. Oysa uçağı kontrol etmek isterken esas yapmak istediğimiz uçağın kendi gövdesine göre değil yere göre olan konumunu kontrol etmektir. Uçağın yere göre pozisyonunun kontrol edilmesi gerekmektedir. Uçağın yere göre pozisyonu ifade edilirken yalpalama ( $\varphi$ ), yunuslama ( $\theta$ ) ve sapma açısı ( $\psi$ ) terimleri ile ifade edilmektedir.

Gövdenin referans olarak alındığı ilk düzlem ile yerin referans olarak alındığı ikinci düzlemin merkezlerini ve eksenlerini başlangıçta çakışık kabul ettiğimizde bu iki düzlem arasında (1.1)'de ifade edilen dönüşüm matrisini elde edilmektedir.

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

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

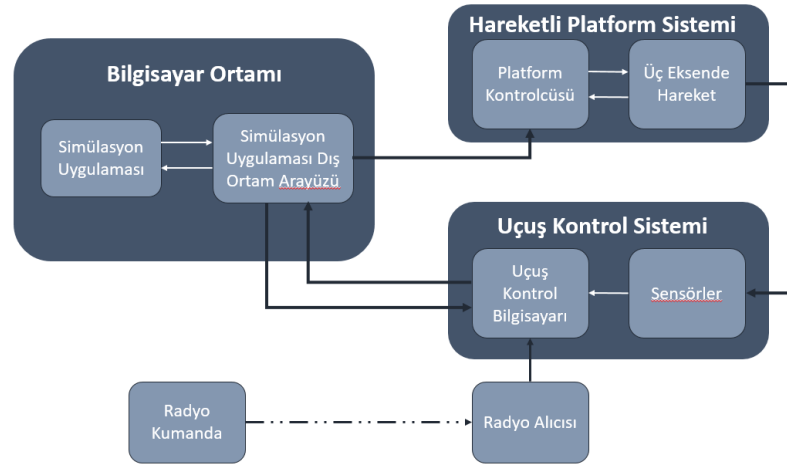




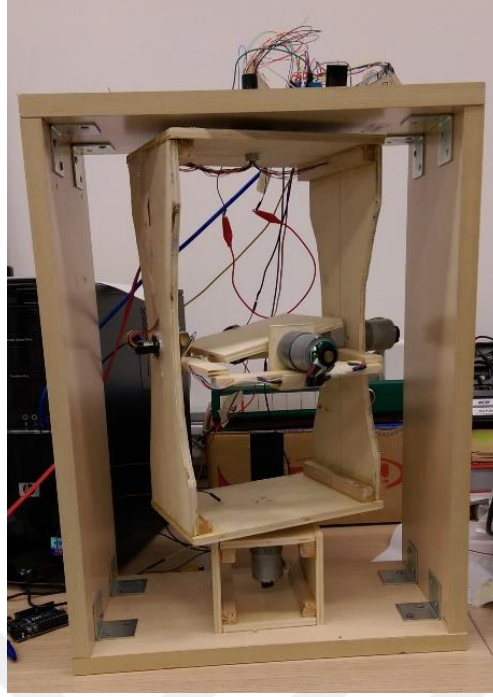
## 2. DÖNGÜDE DONANIMLA BENZETİM SİSTEMİ

### 2.1 Sisteme Genel Bakış

Döngüde donanımla benzetim (DDB) testleri karmaşık gerçek zamanlı gömülü sistemleri test etmek için kullanılan bir yöntemdir [19]. Karmaşık bir sistem olan hava araçlarının otopilot sistemlerinin testlerinde de DDB sisteminden faydalanılmaktadır. Uçuş, bilgisayar üzerinde koşan benzetim yazılımı tarafından sanal olarak gerçekleştirilmektedir. Benzetim yazılımı yardımıyla elde edilen sanal uçuş verilerinin bir kısmı otopilotun üzerinde bulunduğu döngüde donanım platformu ile gerçekleşmekte, diğer kısmı da otopilot yazılımının koştugu uçuş kontrol bilgisayarına direkt olarak beslenmektedir. Uçuş kontrol bilgisayarı üzerinde koşan kontrol yazılımı benzetim yazılımından gelen verileri ve gerçekleşen durumları da kendi sensöründen okuyarak elde ettiği verileri durum gözleyici verileri olarak kullanmaktadır. Referans olarak bu uygulamada radyo vericiden gelen komutlar belirlenmiştir. Otopilot elde ettiği veriler ile uçak eyleyicileri için çıkış üretebilmektedir. Otopilot ürettiği bu komutları benzetim yazılımına geri göndermektedir. Benzetim yazılımı da gelen bu verilerle sanal uçuşta uçağı hareket ettirmektedir. Sistem yapısını ve bağlantılarını gösteren akış diyagramı Şekil 2-1’de görülmektedir. Testlerin gerçekleştirileceği platform ise Şekil 2-2’de görülebilmektedir.



Şekil 2-1 : Döngüde donanım ile benzetim akış diyagramı.



Şekil 2-2 : Döngüde donanımla benzetim test platformu.

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 Cessna 172 kullanılmaktadır. Cessna 172 uçağının özellikleri Çizelge 2.1'de, Xplane 10'daki görüntüsü ise Şekil 2-3'te görülebilir.

Çizelge 2-1 : Cessna 172 uçağının özellikleri.

Uzunluk	8.28(m)
Kanat Açıklığı	11(m)
Yükseklik	2.72(m)
Boş Ağırlık	736(kg)
Motor Gücü	160(hp)
Seyir Hızı	123(knot)



Şekil 2-3 : X Plane 10 ortamında Cessna 172 uçağı

## 2.2 Sistem Donanımları

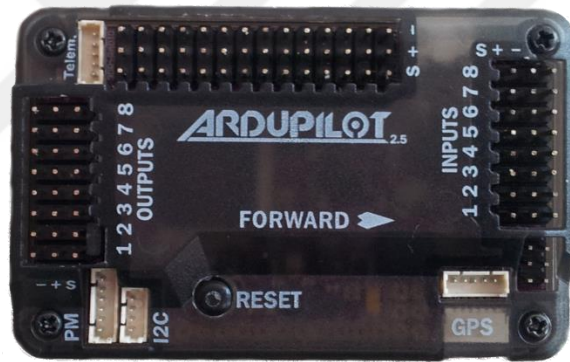
Benzetim sistemi biri uçağı kontrol eden otopilotun bulunduğu, diğeri benzetim platformunun kontrolünde kullanılan iki adet kontrol kartı, serbest hareket esnasında kabloların burulmadan iletilebilmesi için her eksen geçişinde kullanılan slip ring, platformun eyleyicileri olan 3 adet enkoderli fırçasız dc motor ve bu motorların kontrolünde kullanılan iki adet motor sürücü kartı, radyo kontrol alıcı-vericisi ve son olarak benzetim ve haberleşme arayüzünün koştuğı bilgisayardan oluşmaktadır. Benzetim yazılımının ve haberleşme arayüzünün koştuğı bilgisayarın özellikleri Çizelge 2-2’ de belirtilmiştir.

Çizelge 2-2 : Simülasyonların çalıştırıldığı bilgisayarın özellikleri

İşlemci	i5-2300
Bellek	8GB DDR3 RAM
Sabit Bellek	1TB
Grafik İşlemci	ATI Radeon 6850
İşletim Sistemi	Windows 10

### 2.2.1 Kontrolcü kartı

Benzetim sisteminde platformunun kontrolü arduino mega 2560 tarafından gerçekleştirilmektedir. Arduino atmel işlemcisine sahip programlanabilir bir gömülü sistem olarak kullanılmaktadır. Arduino kartlarının açık kaynak kodlu, kolay programlanabilir yapısı kontrol kartı olarak kullanımda tercih sebebi olmuştur. Uçak kontrol bilgisayarı olarak da yine arduino tabanlı bir kontrol kartı olan ardupilot 2.5 kullanılmıştır. Ardupilot kartı arduino mega kartının tüm özelliklerini taşımasının yanında radyo kontrollü hava araçları için hepsi bir arada otopilot sistemi olarak kullanılmaktadır. Ardupilot kartının akademik olarak kullanılabilir olmasını kendi ticari olarak yüklü olan otopilot programının tamamen silinip yeniden programlanabilir yapıda oluşu sağlamaktadır. Bu durumda ardupilot kartı arduino mega kartına ataletsel ölçüm birimi, telemetri, gps gibi radyo kontrol hava araçları için gerekli sensörlerinin eklenip kullanıma hazır hale getirilmiş şeklindedir. Kullanılan kartlar Şekil 2-4'te ve kartların teknik özellikleri Çizelge 2-3'te görülmektedir.



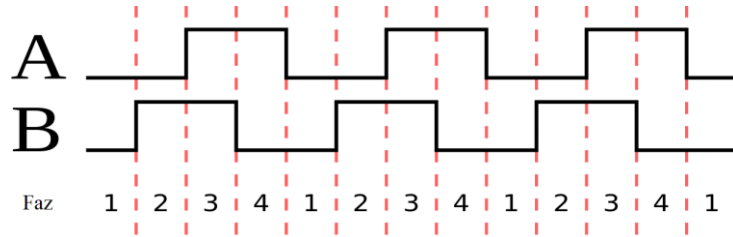
Şekil 2-4 : Ardupilot kartı

Çizelge 2-3 : Arduoilot kontrol kartının özellikleri

Özellik\ Kart	APM 2.5
İşlemci	Atmel Atmega 2560
İşlemci Hızı	16 MHz
İşlemci Belleği	256 KB
Jiroskop	3 Eksen
İvme Ölçer	3 Eksen
Basınç Sensörü	Var
Manyometre	Var

## 2.2.2 Enkoderli fırçasız DC motor ve motor sürücüleri

Benzetim sistemi için tasarlanan platformda yüzeylerin kontrolü için enkoderli fırçasız dc motorlar kullanılmıştır. Dc motorun şaftının açısal konumundaki değişim manyetik etki algılayıcı enkoder sensörleriyle saptanmaktadır. Enkoderin aralarında 90 derece faz farkı olan iki adet kare dalga çıkışı mevcuttur. Şaftın bir turunda gönderilen dalga sayısı farklı sensörler ve farklı dişli setleri kullanılmasına göre değişim göstermektedir. Örnek bir sensör yapısı Şekil 2-5’de gösterilmiştir.



Şekil 2-5 : Enkoder sinyali

Motor şaftı saat yönünde dönüyorsa A ve B sinyalleri pozitifken A sinyali pozitif ve B sinyali sıfır değerine geçmektedir. Eğer motor şaftı saat yönünün tersine dönüyorsa bu seferde A ve B sinyalleri pozitifken B sinyali pozitif ve A sinyali sıfır değerine geçmektedir. Bunun gibi dört aşama bulunmaktadır. Bu aşamalar saat yönünde ve saat yönünün tersi olacak şekilde Çizelge 2-4 ‘te mevcuttur. Bu iki sinyali çizelgedeki duruma göre karşılaştırarak motorun dönüş yönü ve her bir faz artı ya da eksi yöndeki değişimi sayılarak da motor şaftının ne kadar döndüğü hesaplanmaktadır. Fazlardaki değişimleri kaçırmamak için mikro kontrolcünün kesme girişlerine bağlanmaktadır. Bu platformda motor şaftının her bir turunda 64 tane adım sayan ve kullanılan dişli setiyle beraber 4288 ve 8364 sayılarına ulaşmaktadır.

Çizelge 2-4 : Enkoder sinyal fazları

Phase	A	B
1	0	0
2	0	1
3	1	1
4	1	0

Phase	A	B
1	1	0
2	1	1
3	0	1
4	0	0

Yunuslama, yönelme ve sapma eksenlerinde aynı motor farklı dişli setleriyle kullanılmıştır. Yunuslama ve yönelme eksenlerinde 67:1 oranında değişim sağlayan dişli seti ve sapma ekseninde de 131:1 oranında değişim dişli seti kullanılmıştır. Kullanılan motorun dişli setine göre değişen özellikleri Çizelge 2-5’de ve motorun enkoder ve dişli setiyle beraber resmi Şekil 2-6’te mevcuttur.

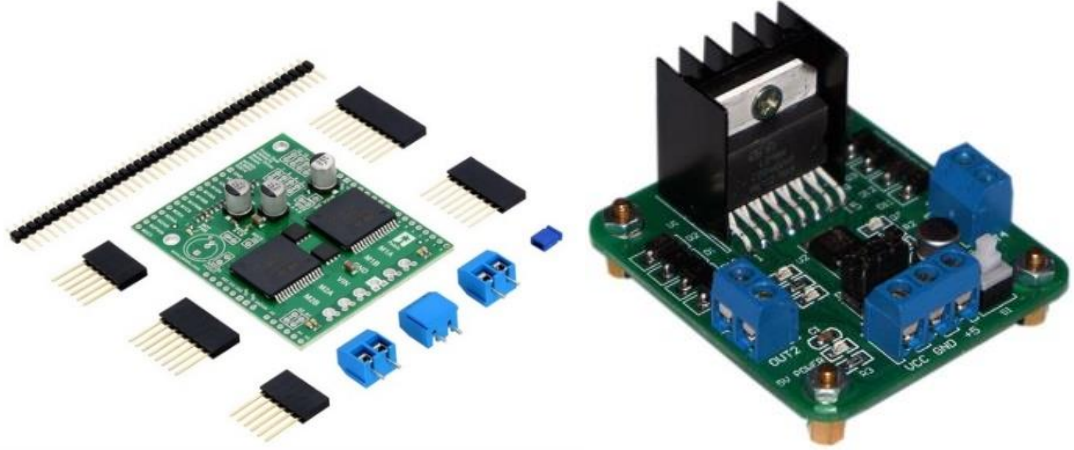
Çizelge 2-5 : Platformu hareket ettiren motorların özellikleri

	Yunuslama ve Yönelme	Sapma Eksenini
Boyutlar:	37D x 78.3L mm	37D x 66L mm
Ağırlık:	188,4 g	0,22g
Dişli Oranı	131:1	67:1
Çalışma Voltajı Aralığı:	6 - 15 V	6 - 15 V
Nominal Çalışma	12 V	12 V
Serbest Dönüş Hızı @	75 rpm	150 rpm
Serbest Dönüş Akımı @	250 mA	300 mA
Stall Akım Değeri @	6000 mA	5000 mA
Stall Tork değeri @	20 kg/cm	14,4 kg/cm



Şekil 2-6 : Platformun hareketini sağlayan DC motor

Dc motorları kontrol etmek için mikrodenetleyici çıktıları yeterli gelmediği için yükseltmeye ihtiyaç duyulmaktadır. Bu işlem motor sürücü devrelerle yapılmaktadır. Platformda kullanılan motor sürücüleri L298N ve Dual VNH5019 motor sürücüleri. Sürücüler Şekil 2-7’de ve sürücülerin özellikleri Çizelge 2-6’da görülebilir.



Şekil 2-7 : (a) VNH5019 motor sürücü devresi (b) LM298N motor sürücü devresi

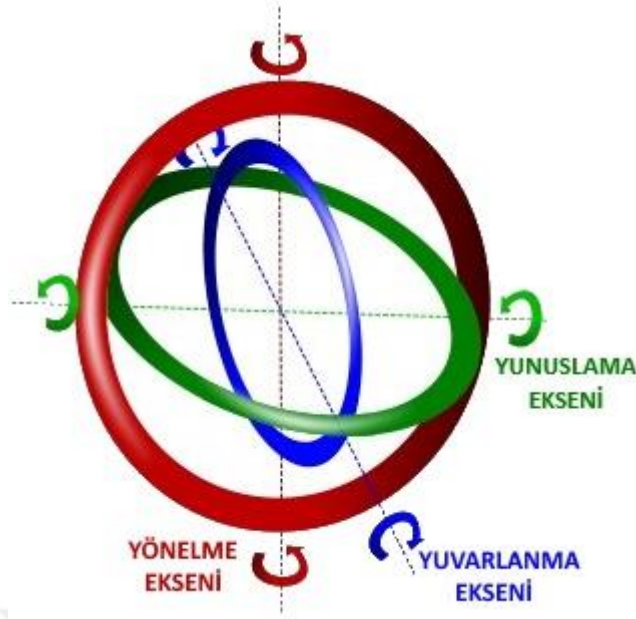
Çizelge 2-6 : Motor sürücü devrelerinin çalışma aralığı

Parametre\Entegre	LM298N	VNH5019
Çalışma Voltajı	50	41
Akım	2	30

## 2.3 Sistem Çalışma Prensi ve Yazılımları

### 2.3.1 Sistem elektromekanik tasarımı

Hazırlanmış olduğumuz kontrolcülerini test etmek için uçuş hareket benzetimcisi 3 eksende hareket edebilecek şekilde tasarlanmıştır. Eksenlerin yerleşimi en içte yuvarlanma eksenini, dışta yunuslama eksenini, en dışta ise yönelme eksenini simüle edilmiştir. (Şekil 2-7) Tasarım gerçekleştirilirken test edilmesi planlanan kontrolcü kartı / sensör bütünüünün boyutları göz önüne alınmıştır. En iç ekseninde test edilecek kartın serbest hareketine olanak sağlayacak yer ayarlanmıştır. Sonrasında her eksenin 360 derecede rahat hareket etmesini sağlayacak ölçütler belirlenmiştir. Her eksen için kısıtlar bir iç eksenin büyüklüğü ile eğer o eksenini hareket ettiren bir motor varsa yerleştirilen bu motorun boyutunun toplamı şeklindedir. Bu hesaplara bağlantı araçlarının gerektirdiği uzunluk payları da eklenerek tasarımda kullanılacak uzunluk hesaplanmıştır.



Şekil 2-8 : Platformda eksenlerin yerleşimi ve hareket yönleri

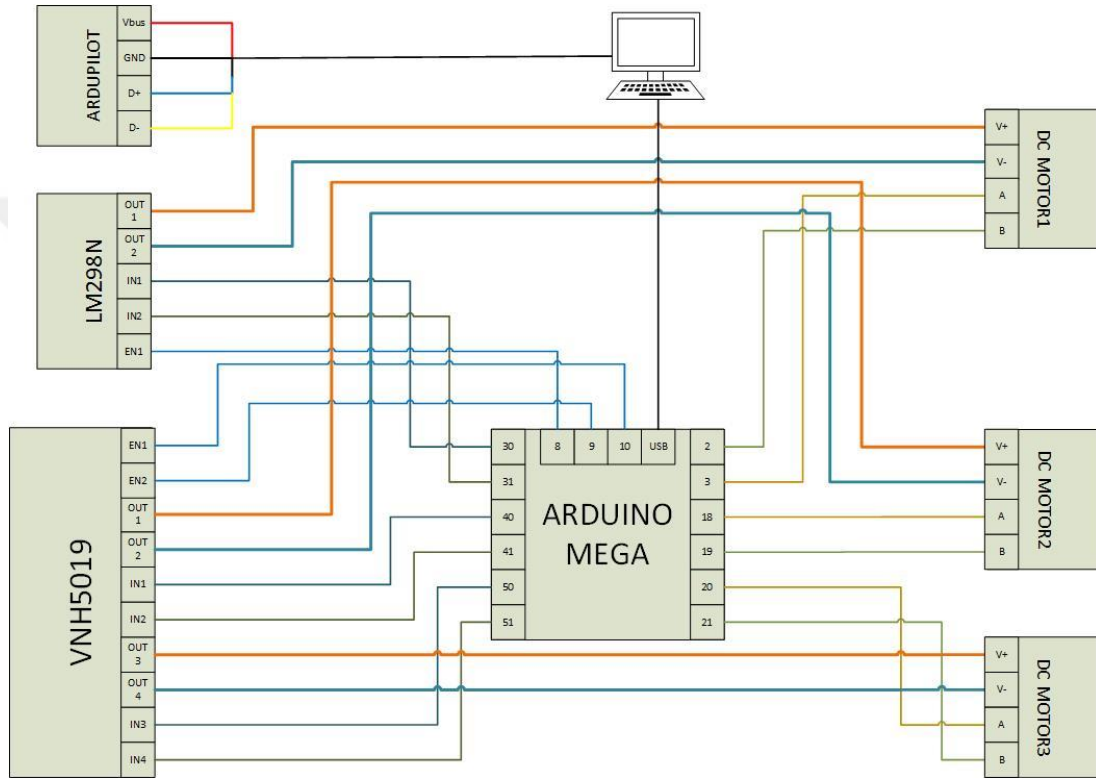
Fiziksel özellikleri belirlenen platform kontrplaktan malzemesi kullanılarak imal edilmesine karar verilmiştir. Kontrplak malzemesinin rahat işlenebilir olması ayrıca çok hafif bir materyal olması bu seçimin temel nedenleridir. Her eksenin hareketi için ihtiyaç duyulan tork miktarı malzemelerin belirlenmesinden sonra tahmini olarak hesaplanmış ve motor seçimi gerçekleştirilmiştir. Motor seçimi yapılırken ihtiyaç duyulan tork kadar pozisyon kontrolü için gerekli olan konum bilgisinin bu motorlar aracılığıyla ölçülmesi olmuştur. Bunun sağlanması için enkoderli olan motorlar tercih edilmiştir.

Platform imal edilirken her bir eksen tam orta noktasından bir diğer eksene bağlanmıştır. Böylelikle her bir eksenin merkez noktasının aynı noktada olduğu kesinliğini sağlamaktadır. Her eksenin serbest hareket etmesi iç eksenlere veri ve güç ileten kabloların yerleşiminde kabloların burulması ya da dolanması sorunlarına sebep olacaktır. Bunun önüne geçilmek için gerekli gücü ve veri iletimini sağlayacak slip ring malzemesinin kullanılmasını gerektirmiştir. Kullandığımız slip ringin her bir kablosu 1A'e kadar akım geçirme kapasitesine sahiptir. En iç ekseninde usb veri aktarımını sağlaması için en az 4 adet, orta ekseninde hem iç eksen hareketini sağlayacak motora güç vermek için 12V-3A güç iletimini sağlayacak hem de motorun enkoder sensöründen veri okuyabilmek için 4 adet toplamda iç ekseninden gelen kablolarla birlikte en az 14 adet kabloya, en dış ekseninde motor için benzer şekilde 6 adet ve iç



eksenden gelen kablolarla beraber en az 20 adet kabloya sahip slip ring ihtiyaç duyulmuştur.

Motorların dönüş hızı ve yönü kontrol edilerek konum kontrolü sağlanmaktadır. Bu işlem hazır motor sürücü devreleri ile sağlanmıştır. Motor sürücü seçimi yapılırken sınır değerleri motorların ihtiyaç duyduğu 12V gerilim ve 6A stall akımından daha büyük değerlerde çalışabilen sürücüler tercih edilmiştir. Sistemin bağlantıları Şekil 2-9'daki bağlantı şemasında görüldüğü gibi gerçekleştirilmiştir.



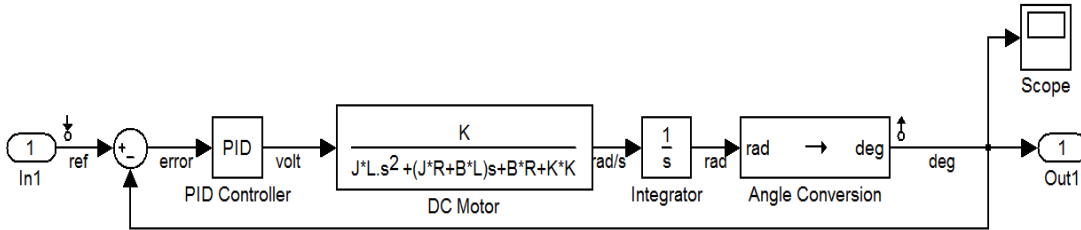
Şekil 2-9 : Döngüde donanımla benzetim sistemi kablo bağlantı şeması

Tüm parçalar birleştirilip, kablolar isimlendirilip yerleştirildikten sonra fiziksel tasarım işlemi tamamlanmıştır.

Fiziksel tasarımın tamamlandıktan sonra sistem çalışır hale gelmesiyle motorların istenen açısal konuma getirmek için kontrolcü tasarımına geçilmiştir. Tasarlanan platformun amacı simülasyon ortamında hareket eden uçağın hareketlerini mimik etmesidir. Bunu sağlayacak olan eyleyiciler DC motorlardır. Bir DC motor için transfer fonksiyonu 2. dereceden (2.1) numaralı enkleme belirtilen fonksiyon olarak işlemler yürütülmüştür.

$$\frac{\dot{\theta}}{V} = \frac{K}{JLs + (JR + BL)s + BR + K^2} \quad (2.1)$$

PID kontrolcüler 1. ve 2. dereceden fonksiyona sahip sistemler için net sonuç veren hesaplaması kolay kontrol sistemleridir. Bu sebeple motorun hız kontrolü PID kontrolcü ile gerçekleştirilmiştir. PID kontrolcü tasarımı modelleme, parametre tahminleri ve kontrolcü tasarımı adımları izlenerek gerçekleştirilmiştir.



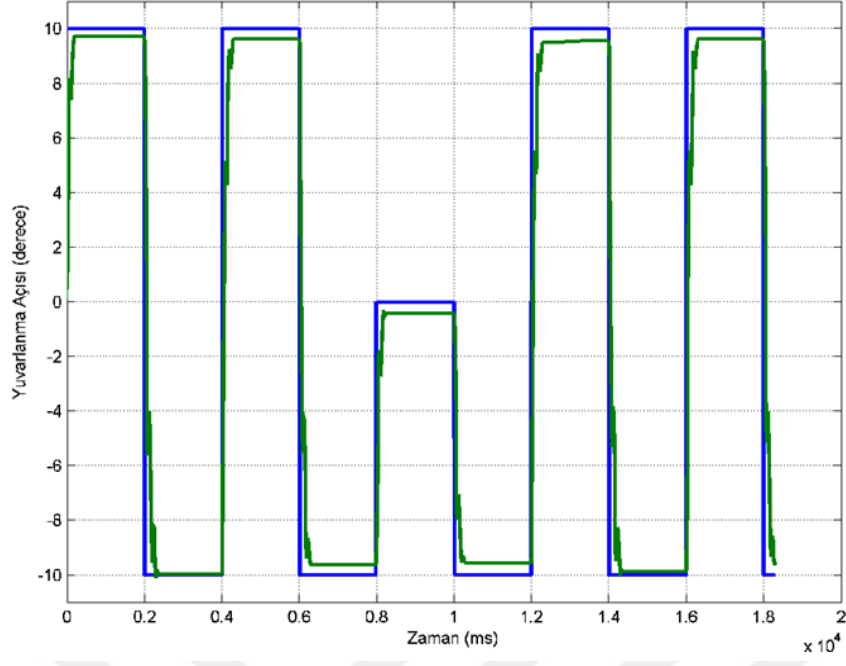
Şekil 2-10 : Simulink motor kontrol modeli

PID kat sayıları başta ampirik metotlarla belirlenmiştir. Belirlenen bu katsayılar ile sistem oluşturulmuştur. Bu sistem daha önceden belirlenen referans değerleri için belirli bir süre çalıştırılmış ve bu sırada zamana karşı motorun açısındaki değişim ve motora uygulanan gerilim verileri toplanmıştır. MATLAB yazılımının Parameter Estimation Toolbox yardımıyla motor modelinde yer alan B, J, K, L, R değişkenleri için tahmini değerler hesaplanmıştır. Tahmini değerler için başlangıç değerleri belirlenmiş olup Şekil 2-10'da bulunan matlab simulink modelinde uygun yerlere atanmıştır. Sonrasında referans komutlar input kısmına ve kaydedilen motor pozisyon verileri de çıktı değerleri olarak belirtilmiştir. PID kontrol değerleri de ampirik yaklaşımla elde etmiş olduğumuz değerlerdir. Dizi bulma (Pattern Search) ve Latin Hypercube metotları kullanılarak DC motor fonksiyonunda bilinmeyen bu değerler için tahmin işlemi gerçekleştirilmiştir. Parametreler için değerler bulunduktan sonra PID katsayıları MATLAB yazılımının Control and Estimation Toolbox fonksiyonu yardımıyla iyileştirilmiştir. Yukarıda yapılan işlemler her eksen için ayrı ayrı gerçekleştirilmiş olup her eksen için motor parametreleri ve PID katsayı tahminleri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar Çizelge 2-7'de görülebilmektedir.

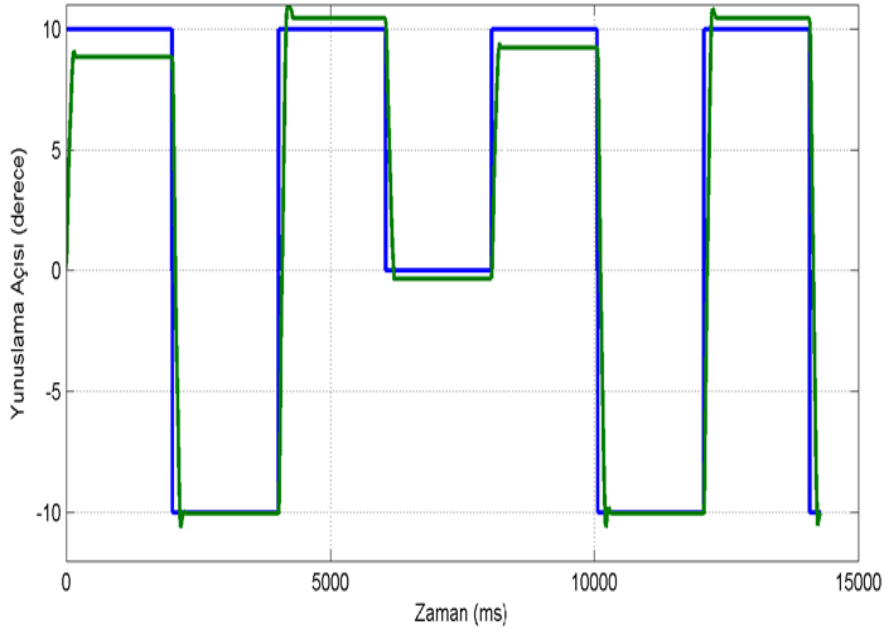
Çizelge 2-7 : Her eksen için hesaplanan kontrolcü katsayıları

	Parametreler	Değerleri	Kontrolcü Katsayıları	
Yönelme Ekseni	K	1.6839	P	1.226
	J	0.1044	I	0.0172
	R	1.0462	D	0.12
	L	2.2295e-8		
	B	1.0918		
Yunuslama Ekseni	K	2.2800	P	1
	J	2.1244e-4	I	0.008
	R	1.2017	D	0.035
	L	4.0099e-4		
	B	1.6677		
Yuvarlanma Ekseni	K	2.7598	P	1.226
	J	0.0291	I	0.0172
	R	0.0641	D	0.0702
	L	0.3589		
	B	1.6472		

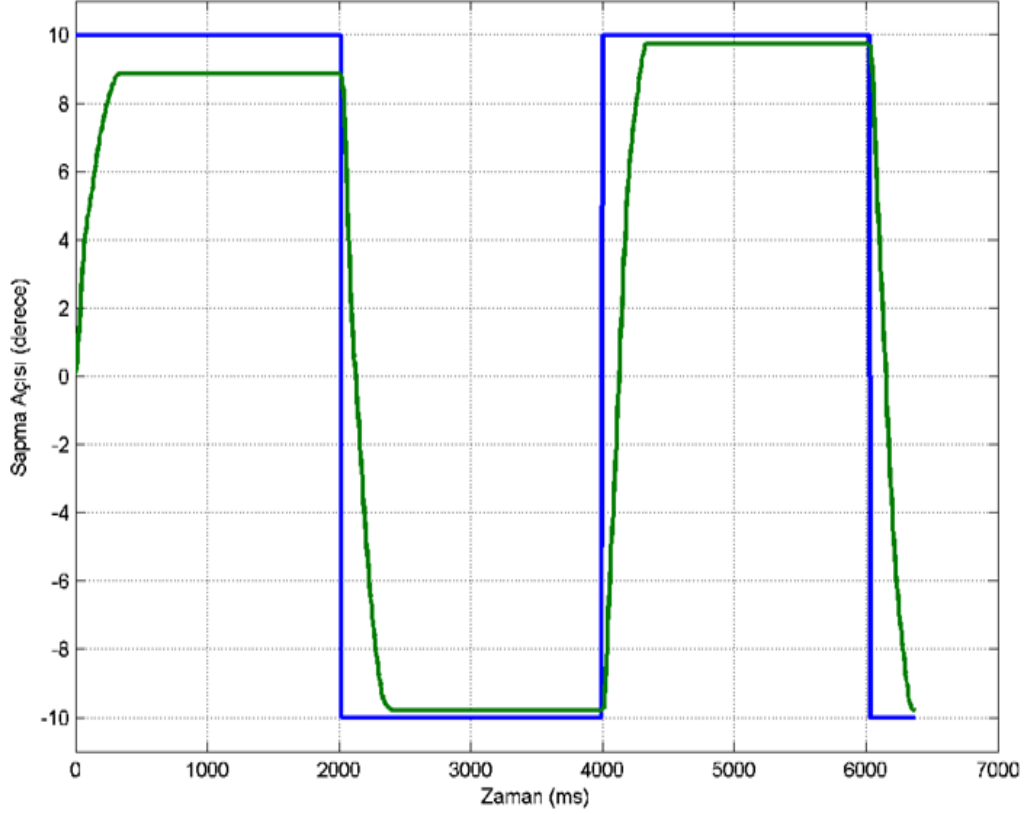
En son elde edilen kontrolcü katsayıları ile her bir eksen için referans birim basamak girişi uygulanmış ve sistemin çıktıları incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar Şekil 2-11, 2-12 ve 2-13'te görülebilmektedir.



Şekil 2-11 : Benzetim platformu yuvarlanma eksenini referans takibi sonucu



Şekil 2-12 : Benzetim platformu yunuslama eksenini referans takibi sonucu



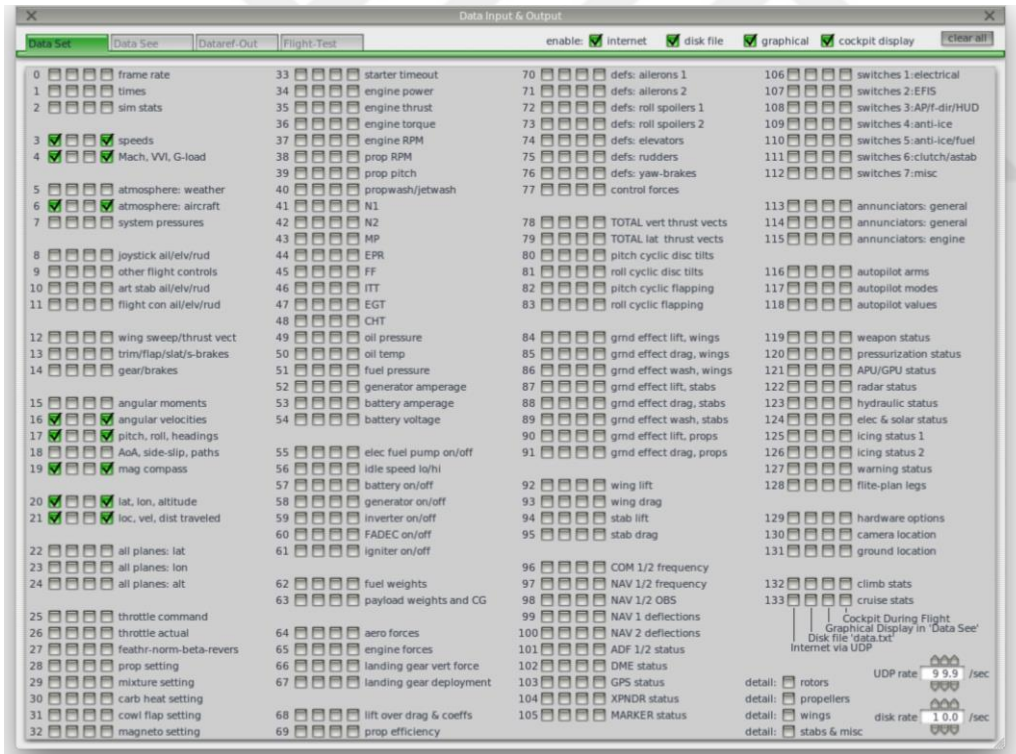
Şekil 2-13 : Benzetim platformu yönelme eksenini referans takibi sonucu

### 2.3.2 Sistem yazılımları

Döngüsel donanım sisteminde uçağın hareketlerini ve ortamın benzetiminin dijital ortamda benzetimi X-Plane isimli simülasyon programından yararlanılarak gerçekleştirilmiştir. Kullanılan X-Plane, simüle edilen uçağın girdi parametreleri doğru olduğunda seçilen uçağın uçuş karakteristiği makul derecede doğru veren bir programdır. Elde edilen uçuş testleriyle doğrulanan, uçuş manüellerinde belirtilen tutunma hızı ve maksimum düz uçuş ivmelenmesine bakılarak bu durum gözlenmiştir [19]. X-Plane yazılımının sağlamış olduğu gerçeğe yakın benzetim kabiliyetinden ötürü benzetim yazılımı olarak seçilmiştir. Benzetim ortamından sonra uçuş testlerinde deneyeceğimiz uçağın yapısıyla uyumlu olması istenmiştir. Bunu sağlamak için X-Plane içinde bulunan modellerden Cessna 172 ile çalışmak daha uygun olmuştur. Bu uçağın seçilmesinin nedeni uçuş testinin gerçekleştirileceği uçağın fiziksel yapısının cessna uçak modeline çok yakın olmasındandır. Simülatörde uçuş gerçekleştiği anda Cessna 172 uçağının görüntüsü Şekil 2.8’de görülebilmektedir.

X-Plane uçuş benzetim yazılımı; uçağın euler açıları, açısız dönüş hızları, yere ve havaya göre hızı, uçağın küresel koordinat sisteminde konumu, motor dönüş açısı gibi birçok uçuş verisini ağ üzerinden paylaşmaktadır.

X-Plane ağ üzerinden yaptığı veri paylaşımını veri bloğu protokolü ile sağlamaktadır. X-Plane tüm verileri tek seferde gönderilmemekte bunun yerine bu verileri belirli data setlere bölünmüş ve bu veriler art arda gönderilerek veri iletimi sağlanmıştır. Bu verilerden hangilerinin gönderileceğinin ve veri sıklığının seçilebileceği bir ayarlar penceresi mevcuttur Şekil 2-9. Gönderilecek her bir veri bloğu 36 bayt boyutundadır. Veri gönderiminin başladığını belirtmek amacıyla gönderilen ilk veri bloğunun başına 5 baytlık başlangıç kontrol baytı gönderilmektedir. Böylelikle ilk veri bloğu 41 bayt sonrasında gelen verilerin 36 bayt olduğu bir veri yapısına sahiptir. 36 baytlık verinin ilk 4 baytı gönderilen verinin hangi veri paketine ait olduğu bilgisini taşımakta geri kalan 32 bayt ise 8 farklı durum verisinin bilgisini taşımaktadır. Her veri IEEE 754 tek duyarlıklı kayan nokta formatında 4 bayttan oluşmaktadır [20].



Şekil 2-14 : X Plane 10 UDP veri bloğu

X-Plane den gelen her 4 baytlık veri bir float tipinde ondalık bir sayıyı temsil etmektedir. Kontrolcü kartları da benzer şekilde 4 baytlık float verileri anlamlandırarak şekilde oluşturulmuştur. Bu sebeple toplanan veriler işlenmeden,

euler açıları platform kontrolcüsüne; hız, yükseklik, kayma açısı ve küresel koordinat bilgileri de otopilot kartına gönderilecek şekilde ayırılıp kontrol kartlarının bağlı olduğu seri portlara bu verilerin gönderildiği bir yapı oluşturulmuştur. X-Plane'den okunan verilerin bulunduğu veri blokları Çizelge-2.8'de görülmektedir. X-Plane e benzer şekilde kontrol kartlarına gönderilen her bir verinin başında mesajın başladığını belirten bir kontrol baytı bulunmaktadır. Platform kontrol kartına ve otopilot algoritmasının koştugu APM 2.5'e gönderilen veri yapısı Çizelge 2-9 da görülmektedir.

Çizelge 2-8 : X Plane 10 UDP'den okunan veriler ve bulunduğu veri blokları

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)
	57-61	Beta	Kayma Açısı (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)

Çizelge 2-9 : Benzetim platformuna gönderilen mesaj paketi

4-7	Pitch
8-11	Roll
12-15	Yaw

Çizelge 2-10 : Otopilot kartına gönderilen mesaj paketi

4-7	Pitch
8-11	Roll
12-15	Yaw
16-19	Beta
20-23	Yere Göre Hız
24-27	Deniz Seviyesine Göre Yükseklik
28-31	Enlem
32-35	Boylam

X-Plane uçuşla ilgili verileri dış ortama aktardığı gibi dış ortamdan da uçuş verileri almaktadır. X-Plane uygulamasında uçağı kontrol etmek için bu özellikten yararlanarak uçağın eyleyicilerine giden komutlar dışarıdan verilmektedir. Bu işlem gerçekleştirilirken gaz, yatırkaç, irtifa dümeni ve istikamet dümeni verileri için bulunan veri blokları kullanılarak veriler gönderilir. X-Plane’de bu veriler farklı veri bloklarında bulunmaktadır. Verilerin okunduğı zamanki gibi tüm veriler tek bir pakete eklenip gönderilmemektedir. Bu sefer her bir veri bloğı ayrı ayrı gönderilmektedir. Veri yapısı uygulamadan okunan yapının aynısıdır. Her ayrı veri paketinin başında veri gönderimin başladığını belirten 5 baytlık bir veri sonrasında da 36 baytlık esas veriyi taşıyan veri bloğundan oluşur. Değıştirmek istediğimiz verilerin X-Plane’deki veri yapısı Çizelge 2.11’de görölmektedir.

Çizelge 2-11 : X Plane 10 uygulamasına gönderilen mesaj paketi

DATA SET		Gönderilen Veri
25	9-12	Gaz Kanalı
70	9-12	Yatırkaçlar
74	9-12	İrtifa Dümeni
75	9-12	İstikamet Dümeni

Uçağın eyleyicilerine göndereceğimiz komutlar ya kumandadan gönderilen ya da otopilotun hesaplamış olduğı komutlardır. Bu değerler ortak olarak kumandadan gelen PWM değerlerine göre yeniden şekillendirilir. Sonrasında 4 baytlık float değerlerine çevrilir. Sonrasında Gönderilmek istenen bu veriler bir veri dizisinde toplanır. Veri paketinin başına ve sonuna kontrol baytları eklendikten sonra seri port üzerinden gönderilmektedir. APM 2.5’ten gönderilen verinin yapısı Çizelge 2-12’daki gibidir.



Çizelge 2-12 : Kontrolcü karttan alınan mesaj paketi

4-7	Gaz Pedalı
8-11	Yatırğaçlar
12-15	İrtifa Dümeni
16-19	İstikamet Dümeni

Yazmış olduğumuz uygulama seri port üzerinden gelen bu verileri okuyup ağ üzerinden X-Plane'e göndermektedir. X-Plane uçak eyleyicileri olan yatırğaç, irtifa dümeni ve istikamet dümeni için -1 ile 1 arasında değer beklemektedir. Seri porttan okunan PWM değerleri önce -1 ile 1 arasındaki değerleri dönüştürülmelidir. PWM değerlerinden istenilen değerlere dönüşüm sağlayan ifade (2.1) numaralı denklemde görülebilmektedir. Motor hızı da benzer komutlar ile kontrol edilmektedir. Motor hızı için üretilen komut için dönüşümü sağlayan ifade ise (2.2) numaralı denklemde görülebilmektedir.

$$Yüzey_{Komutu} = \frac{PWM_{OkunanDeğer} - PWM_{OrtaNokta}}{PWM_{MaksimumDeğer} - PWM_{OrtalamaDeğer}} \quad (2.1)$$

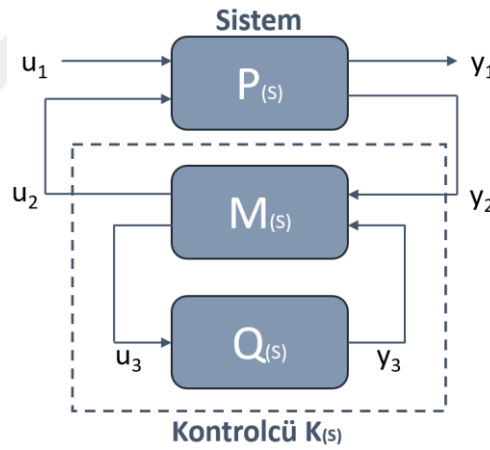
$$Motor_{Komutu} = \frac{PWM_{OkunanDeğer} - PWM_{MinimumDeğer}}{PWM_{MaksimumDeğer} - PWM_{MinimumDeğer}} \quad (2.2)$$



### 3. OTOPILOT SİSTEMİ TASARIMI

#### 3.1 Çevrim-Şekillendiren Kontrolcü Tasarım Yöntemi

Çevrim TF  $L=PC$  olan bir sistemde kontrolcünün TF'nun KÇTF'na bağlı olduğu Nyquist'in kararlılık teorimiyle açıklamak mümkündür. Böylelikle kontrolcünün kapalı çevrime etkisi rahat bir şekilde görülebilmektedir. Bu özellikten yararlanarak kararsız bir sistemin Nyquist kıvrımından bükülmesiyle kararlı bir hale dönüştürülebileceği söylenebilmektedir. İstenen biçime sahip döngü TF'nu veren kompanseör hesaplama ile sonuca ulaşmayı hedefleyen bu yöntem genel olarak çevrim şekillendirme olarak adlandırılmaktadır [21]. Genel bir çevrim şekillendirici yapısı Şekil 3-1'de görülebilmektedir.



Şekil 3-1 : Çevrim şekillendirici sistem

Otopilot tasarımında kullanılacak olan  $H_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemi aşağıdaki maddelerde belirtilen koşulların tamamının sağlanmasına dayanmaktadır.

$$\|W_1 S\|_\infty < 1 : \text{Başarım kriteri [16]}$$

$$\|W_2 T\|_\infty < 1 : \text{Gürbüzlük kriteri [16]}$$

$$\|W_1 S\|_\infty + \|W_2 T\|_\infty < 1 : \text{Gürbüz başarımlık kriteri [16]}$$

Yukarıda maddelerde belirtilen L döngü TF'nu, S hassasiyet fonksiyonunu ve T bütünleyici hassasiyet fonksiyonunu göstermektedir. Bu fonksiyonların birbiriyle ilişkisi

$$S = \frac{1}{1+L} \quad T = \frac{L}{1+L} \quad S + T = 1 \quad (3.1)$$

Şeklinde gösterilebilmektedir. [22]

$H_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemi ile kontrolcü tasarlanmanın ilk adımı kararlı minimum faza sahip çevrim şekli bularak gerçekleştirilmektedir. Sisteme uygulanan bozucular, W, biçimlendirilmiş sistemin kare matrisini (3.2) denklemindeki şekilde sağlanması gerekmektedir.

$$G_s = GW \quad (3.2)$$

Bu koşula ek olarak (3.3) denklemindeki koşulun da sağlanması gerekmektedir.

$$\forall w, \sigma(G_d) \approx \sigma(G_s) \quad (3.3)$$

Safonov [23] tarafından tanımlanan GCD formülleri yardımıyla bu yöntemdeki hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Biçimlendirilmiş sistem için en uygun çevrim şekillendirme kontrolcüsü normalleştirilmiş aralarında asal faktör teorisi kullanılmaktadır. Aralarında asal çarpanlarına ayırma yöntemi için gerekli tanımlardan bazıları aşağıda görülebilmektedir:

$$G = M^{-1}N \quad (3.4)$$

Belirli bir sistemin bozuntuya uğramış hali aşağıdaki belirtilen ifade ile tanımlanabilmektedir;

$$G_\Delta = (M + \Delta_M)^{-1}(N + \Delta_N) \quad (3.5)$$

Bu fonksiyonda belirtilen  $\Delta_M$  ve  $\Delta_N$  nominal sistemde bulunan kararsızlıkları belirten kararlı olan ancak bilinmeyen transfer fonksiyonlarını ifade etmektedir. Kontrolcünün gürbüz olması için belirlenen bir K kontrolcüsünün tek başına nominal sistemi kararlı hale getirmesi sağlanmamakta bunun yerine hem nominal hem de bozulmuş sistemlerin bir K kontrolcüsü ile kararlı hale getirmesiyle sağlanmaktadır. Yukarıda tasvir edilen durumu aşağıdaki ifade ile temsil etmek mümkündür:

$$G_\varepsilon = \{(M + \Delta_M)^{-1}(N + \Delta_N) : \|\Delta_M, \Delta_N\|_\infty < \varepsilon\} \quad (3.2)$$

Gürbüz bir şekilde kararlılığın sağlanması hem nominal hem de bozulmuş sistemlerin iç kararlılığı sağlanarak başarılmaktadır. Eğer kararlılığı gürbüz bir şekilde sağlayan bir K kontrolcüsü varsa, M, N,  $\varepsilon$  için belirli bir  $\varepsilon$  aralığında kararlı hale getirmenin mümkün olduğu söylenebilmektedir. Gürbüz kararlılığın sağlanması için aşağıdaki denklemlerin sağlanması gerekmektedir.

$$(I - GK)^{-1}, K(I - GK)^{-1}, (I - GK)^{-1}G, (I - KG)^{-1} \in RH_\infty \quad (3.6)$$

$$\det(I - GK)(\infty) \neq 0 \quad (3.7)$$

$$\inf_K \left\| \begin{bmatrix} K(I - GK)^{-1}M^{-1} \\ (I - GK)^{-1}M^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty \leq \varepsilon^{-1} \quad (3.8)$$

İnfimum değer, sistemi kararlı hale getiren K kontrolcüsü üzerinden seçilmektedir.  $H_\infty$  eniyileme problemi,  $\varepsilon^{-1}$  değerinin olabildiğince küçük seçilmesine izin vermektedir. Gürbüz kararlı hale getirme problemi Doyle formülasyonu ile ifade edilirse P;

$$P \triangleq \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ M^{-1} \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} I \\ G \end{pmatrix} \\ M^{-1} & G \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Şeklinde ifade edilebilmektedir. Sonrasında (3.5) deki eşitlik (3.10)'daki eşitlik ile ifade edilebilmektedir.

$$\inf_K \|F_L(P, K)\|_\infty \leq \varepsilon^{-1} \quad (3.10)$$

$H_\infty$  eniyileme problemi için (3.10) denkleminde K her durum için kararlı hale getiren kontrolcü ve standart sistemi de P olarak seçilmektedir. Bu kısımda anlatılmış olan çözümün ayrıntılı bir şekilde anlatımı [22] numaralı referansta incelemek mümkündür. Tasarlanan kontrolcü için elde edilen son ifade aşağıdaki belirtildiği gibi elde edilmektedir.

$$K_{final} = WK \quad (3.11)$$

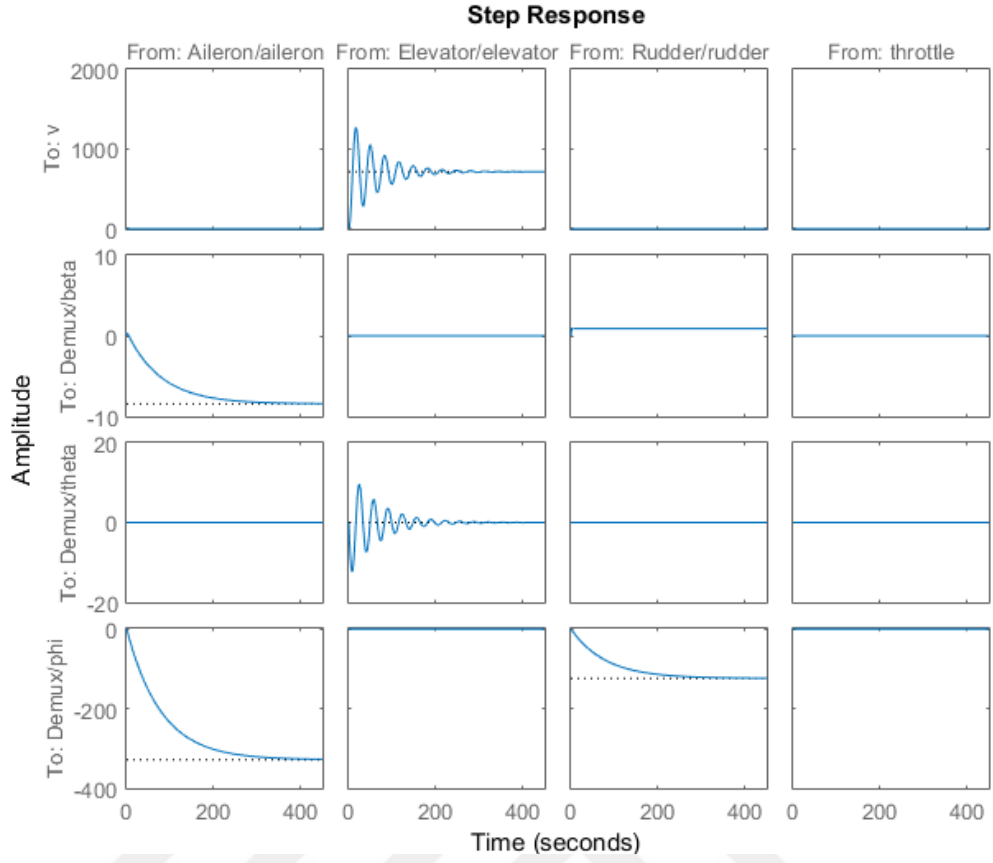
### 3.2 Cessna 172 Uçağı İçin Otopilot Tasarımı

Otopilotun temel yapısını oluşturan uağıın pozisyonunun kontrolü çok giriş çok çıkışlı bir kontrolcü yapıyla gerçekleştirilmiştir. Bunun sebebi uağıın eyleyicilerinin etkilerinin temelde bir ekseni etkiliyor gibi olsa da birden fazla ekseni etkilemesinden kaynaklanmaktadır. Bu duruma kuplaj denmektedir. Uağıın kontrolüne etki eden ve bizim üstesinden gelmek istediğimiz etkileşim yn dümeni ile kanatçık arasında bulunan etkileşimdir.

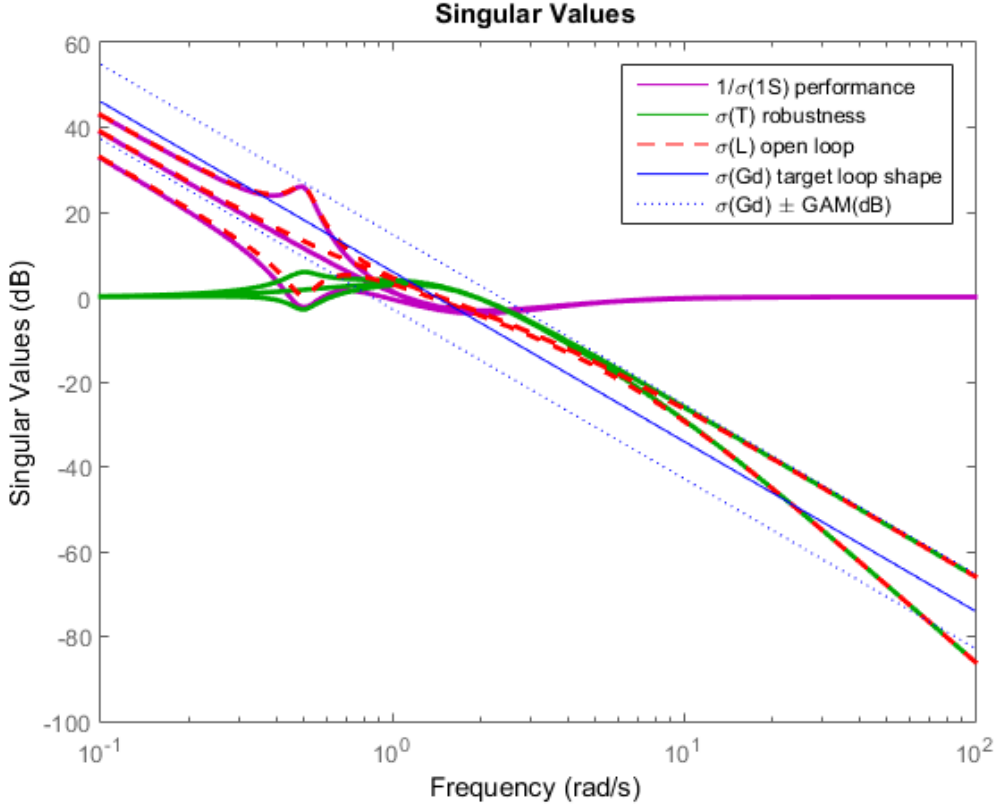
Uağıımızın kontrol etmek istediğimiz eyleyicileri aynı zamanda sistem modelimizin girdileridir. Bunlar kanatçık, irtifa dümeni, yn dümeni ve gaz ayarıdır. Bunun dışında sisteme rzgr modelinin etkisi de girdi olarak verilebilmektedir. Ancak biz çalışmalarımızı ideal ortamda gerçekleşmiş varsaydığımız için bu değerler her zaman sıfır olarak girilmektedir. Son sistemin çıktısı olarak da sensör veri bloğundan alınan sistemin konum bilgileri bulunmaktadır.

Pozisyon kontrolcüsünü tasarlamada gerçekleştirilen ilk adım doğrusal olmayan sistem modelinin doğrusallaştırma işlemidir. Doğrusallaştırma işlemi MATLAB/Simulink yazılımının araçlarıyla gerçekleştirilmektedir. Yapılan bu doğrusallaştırma işlemi belirlenen bir çalışma noktası etrafında yapılmaktadır. Çalışma noktası düz uçuş koşulunda istenen irtifa ve hızı koruyacak itki ve kontrol yüzey açılarının çözümüyle elde edilen sistem matrisidir. Elde edilen doğrusal sistemin basamak cevabı Şekil 3-2’de mevcuttur.

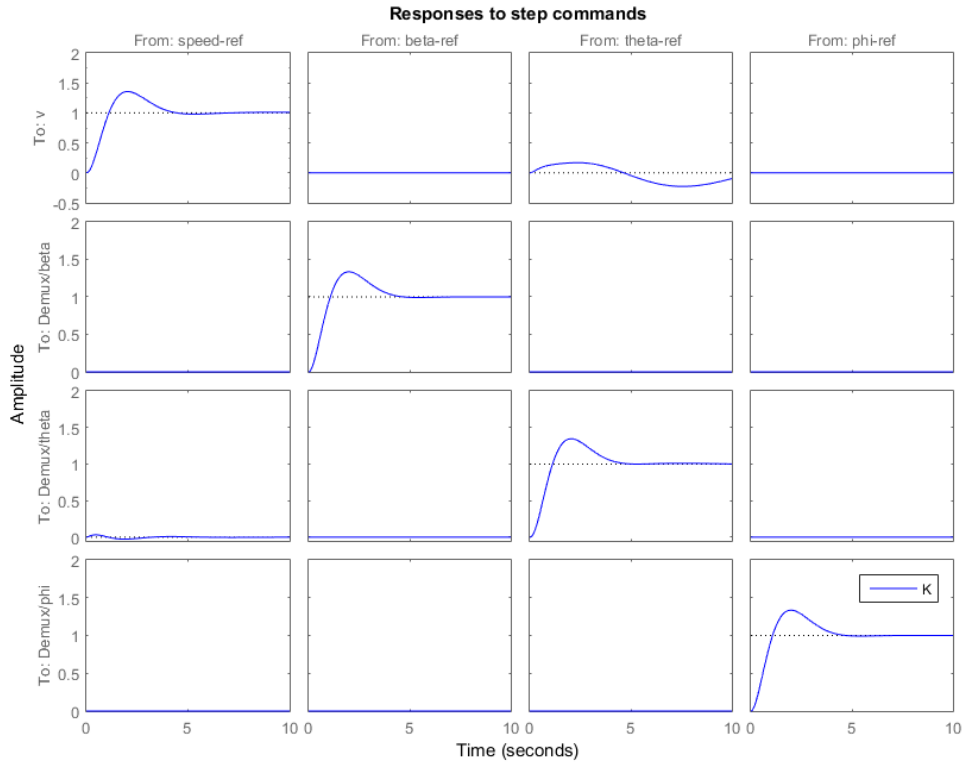
Elde edilen doğrusal sistem bölüm 3.1 numaralı bölümde anlatılan evrim Şekillendirme yöntemi kullanarak kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmektedir.  $H_{\infty}$  evrim Şekillendirme yöntemi için istenen Şekilde yaptığımız değişikliğe göre sistem cevabının grbzliğ artarken performansı azaltmaktadır. Ampirik iterasyonlarla bu ikisini de belirli oranda sağlayan sistemin yakınsamasını istediğimiz bir Şekil bulunmuştur. Tasarlanan kontrolcü ile beraber elde edilen bu sistem için elde edilen hassaslık değerleri ve çevrim biçimi ile ilgili grafikler Şekil 3.3’de ve kontrolcü eklenmiş sistemin basamak cevabı Şekil 3-4’de mevcuttur. Basamak cevabı ile elde edilen simülasyon ile birlikte sistemin eyleyicilere göndermiş olduğu komutlar Şekil 3-5’de ve sistemin diğer ıktıları olan hız,  $\alpha$  ve  $\beta$  Şekil 3-6’da ve son olarak sistemin çıktılarından  $\Psi$ ,  $\theta$  ve  $\phi$  değerlerini gösteren grafik de Şekil 3-7’de mevcuttur.



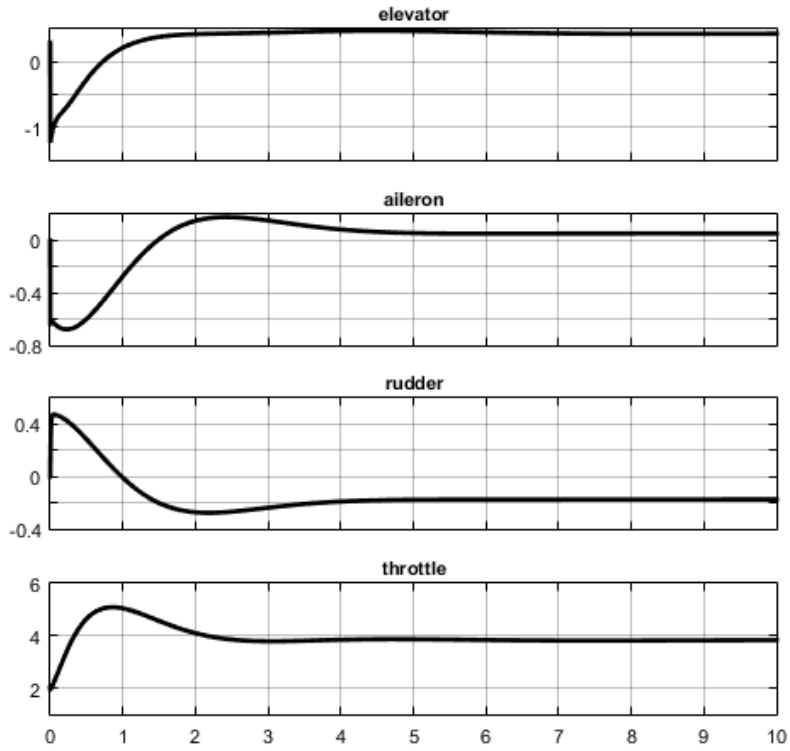
Şekil 3-2 : Doğrusal sistem basamak cevabı



Şekil 3-3 : Hassasiyet ve çevrim grafikleri

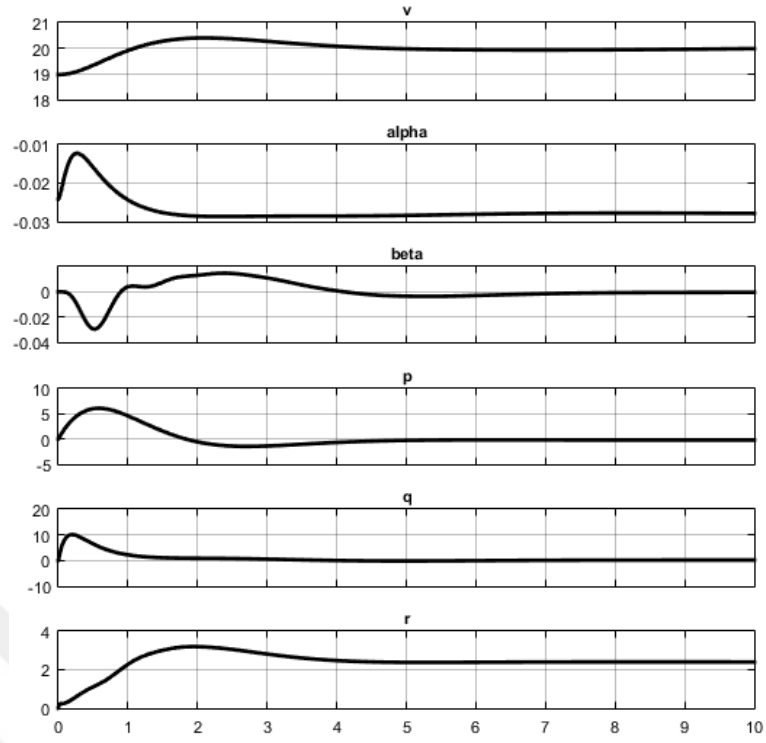


Şekil 3-4 : Kontrolcünün uygulandığı sistem için basamak cevabı

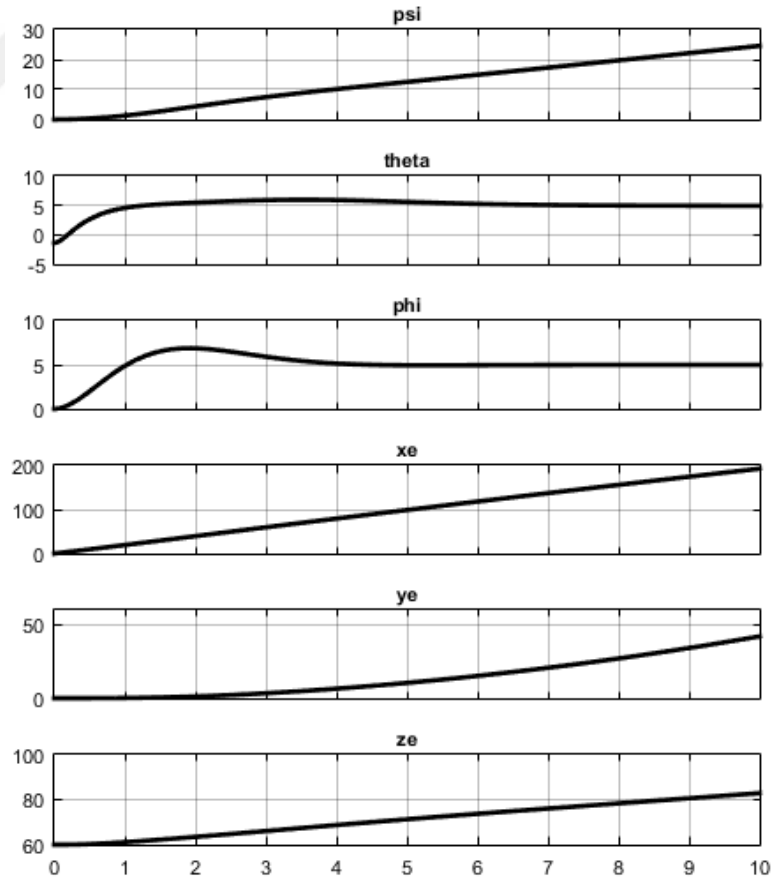


Şekil 3-5 : Sisteme uygulanan eyleyici komutları





Şekil 3-6 : Sistemin hız,  $\alpha$  ve  $\beta$  çıktıları



Şekil 3-7 : Sistemin  $\Psi$ ,  $\theta$  ve  $\varphi$  çıktıları

Yükseklik kontrolü uçağın yunuslama eksenindeki hareketi ile kontrol edilmektedir. Uçağın yunuslama ekseninde yaptığı açı  $\Theta$  olarak adlandırılmaktadır. Bu durumda yükseklik için tasarlanacak kontrolcü uçağın durum kontrolcüsünün  $\Theta$  girişine referans değer üretmek olacaktır. Uçağın durum kontrolcüsünün diğer durumları sabit tuttuğu durumda uçağın yüksekliğinin kontrolü sağlanmış olacaktır.  $\Theta$  için gerekli referansı üretecek olan kontrolcü olarak PID kontrolcüsü tercih edilmiştir. Hem işlem yükünün daha düşük olması hem de gerçekleşmesi istenen kontrol sisteminin sadece tek bir durumu etkileyecek olmasından dolayı daha karmaşık kontrol sistemleri yerine uygulaması da daha kolay olan PID kontrolcü yapısı tercih edilmiştir. Yükseklik için tasarlanan PID kontrolcüsünün katsayıları ampirik metotlar kullanılarak elde edilmiştir.

Yönelme kontrolü ise uçağın yuvarlanma eksenindeki hareketi ile sağlanmaktadır. Uçağın yuvarlanma ekseninde yaptığı açı  $\phi$  olarak adlandırılmaktadır. Bu durumda yönelmek için tasarlanacak kontrolcü uçağın durum kontrolcüsünün  $\phi$  girişine referans değer üretmek olacaktır. Uçağın durum kontrolcüsünün diğer durumları sabit tuttuğu durumda uçağın yönelme kontrolü sağlanmış olacaktır.  $\phi$  için gerekli referansı üretecek olan kontrolcü olarak yüksekliğe benzer şekilde PID kontrolcüsü tercih edilmiştir. Yönelme işleminin kontrolü için PID kontrolcüsünün tercih edilmesinin sebebi yükseklik kontrolündeki sebep ile aynıdır. Yükseklik için tasarlanan PID kontrolcüsüne benzer şekilde katsayıları ampirik metotlar kullanılarak elde edilmiştir.

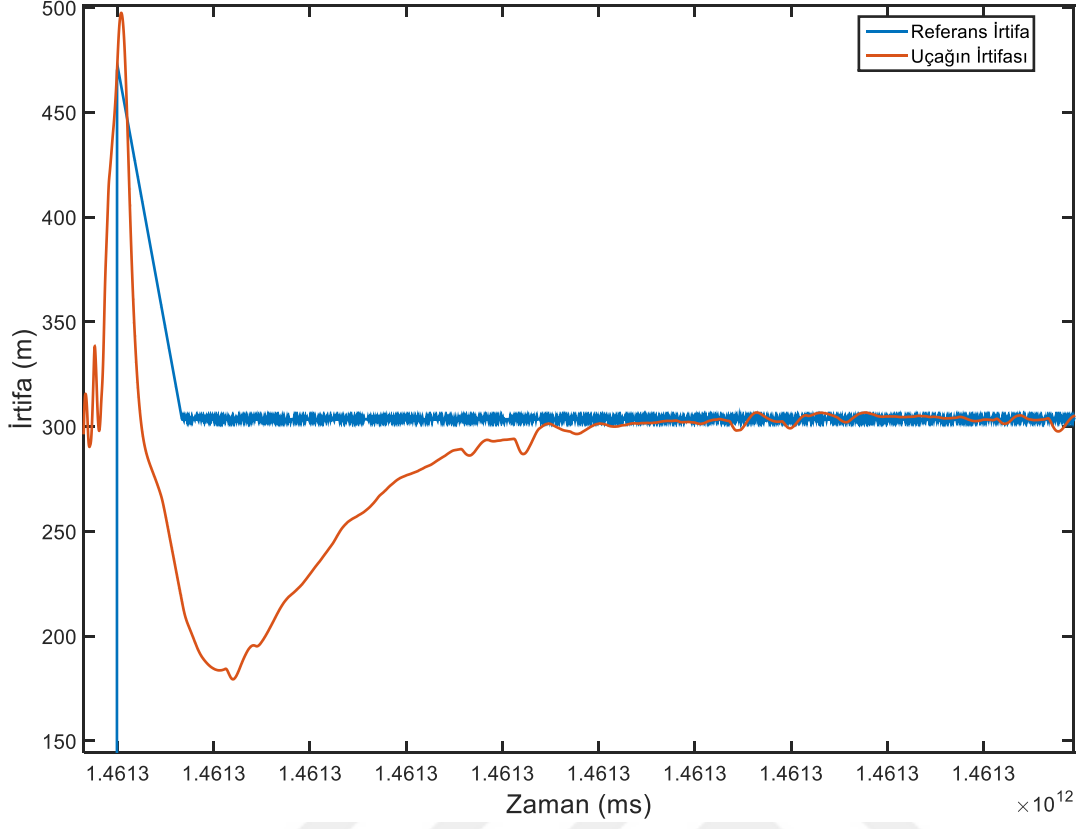
#### 4. BENZETİM SONUÇLARI

Tasarlanan kontrolcüler sahada test edilmeden önce laboratuvar ortamında test edilmiştir. Bu bölümde döngüde donanımsal benzetim sistemiyle gerçekleştirilen testlerden bahsedilecektir.

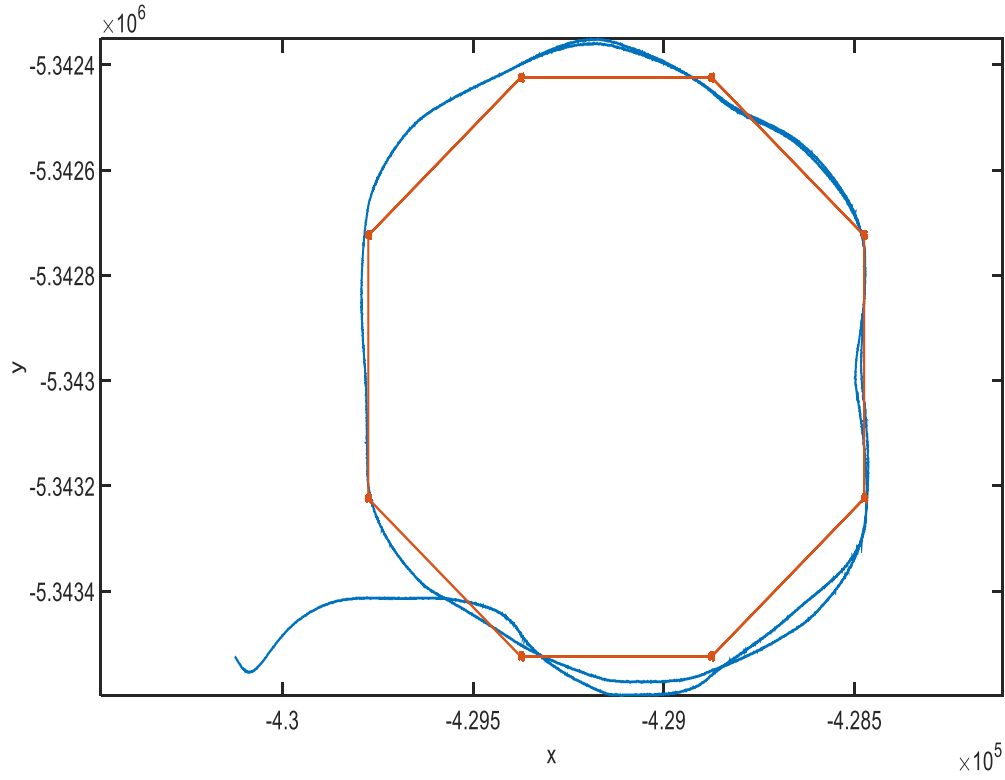
Bölüm 3.2 tasarımından bahsedilen otopilot belirlenen yükseklik ve yönelme referanslarını takip eden bir sistemdir. Belirtilen bu özellikleri test etmek için denizden belirli bir yükseklik seçilerek sabit referans noktası olarak atanmıştır. Bu şekilde sistemin yükseklik referansını takip performansı değerlendirilmiştir. Yönelim için ise haritada hedef noktalar belirlenmiş ve uçağın belirlenen bu noktalara yönelimi referans olarak kabul edilmiştir. Böylelikle kontrolcünün yönelim performansı da değerlendirilmiştir.

Yükseklik performansını değerlendirmek için ilk başta referans değerden düşük bir yükseklikte seyredilirken otopilot devreye alınarak uçağın istenen yüksekliğe çıkması beklenmiştir. Şekil 4-1’de görüldüğü gibi otopilot bu görevi başarıyla tamamlamıştır.

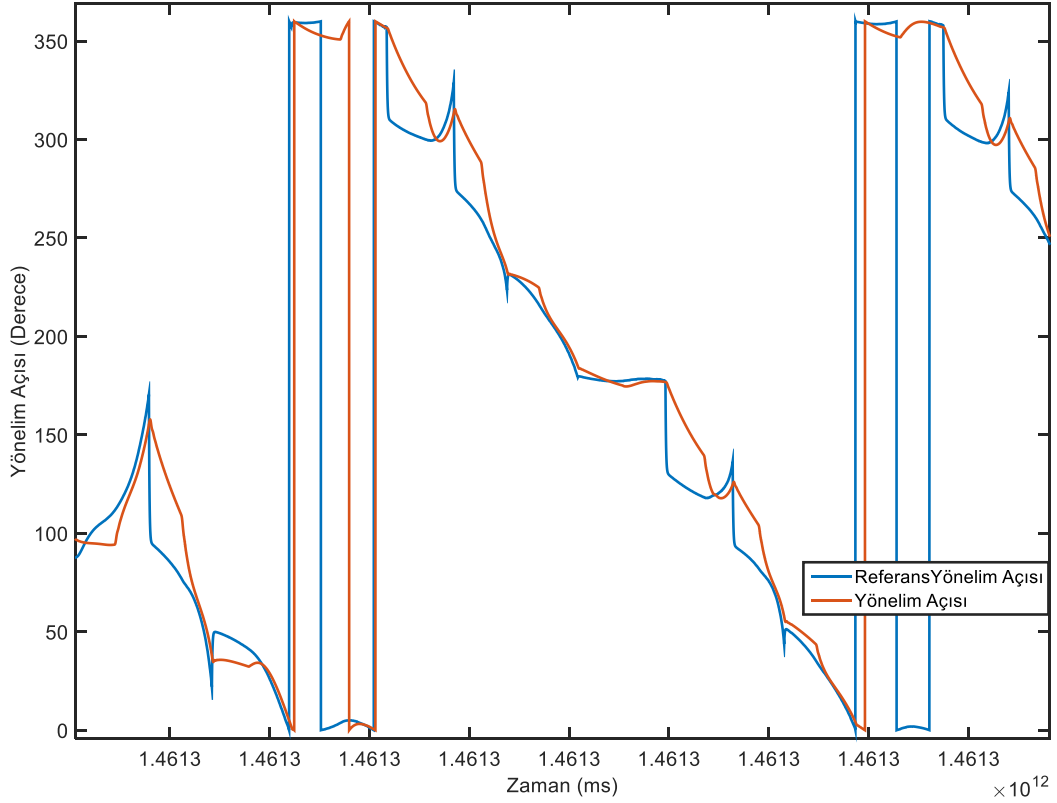
Yükseklik testi ile beraber yönelim testide aynı anda gerçekleştirilmiştir. Yönelim testinin gerçekleştirmek için haritada belirlenen hedef noktaları uçağın bulunduğu konumdan belirli bir mesefa uzakta sekizgen olarak tanımlanmıştır. Uçak belirlenen bu noktalara sırayla yönelmiş ve hedef noktanın belirli bir yarıçapta yaklaştığında bir sonraki hedef noktaya yönelmiştir. Belirlenen yarıçap test edilen uçağın boyutlarına ve hareket kabiliyetine göre değişiklik göstermektedir. Yukarıda belirtilen senaryoada uçak belirlene bir irtifada harita üzerinde daireler çizerek hareket etmektedir. Uçağın hareketini x-y düzleminde incelediğimizde sekizgen hareketi başarıyla tamamladığı görülmektedir. Belirtilen davranışın grafikleri Şekil 4-2’de mevcuttur. Uçak verilen bu görevi test etmek istediğimiz yönelim referansını takip ederek başarmıştır. Yönelim referansı ile ilgili sonuçlar Şekil 4-3’de görülebilmektedir.



Şekil 4-1 : Uçağın irtifasındaki değişim



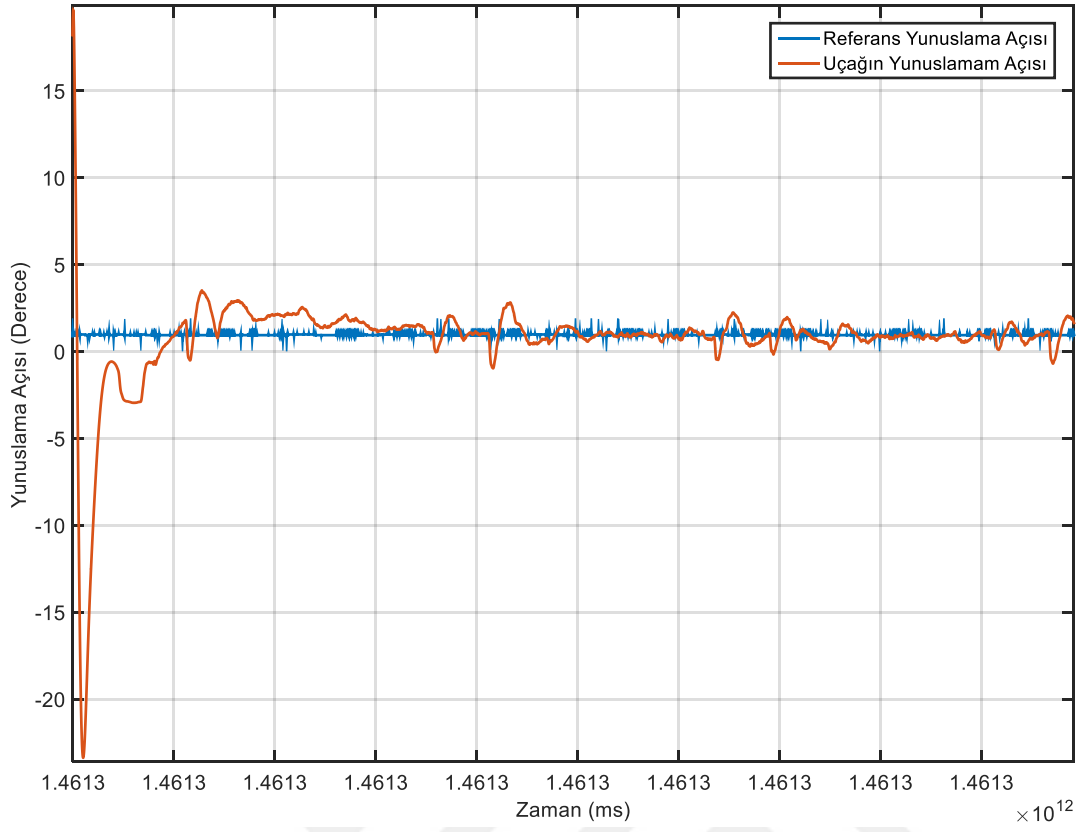
Şekil 4-2 : Uçağın x-y düzlemindeki hareketi



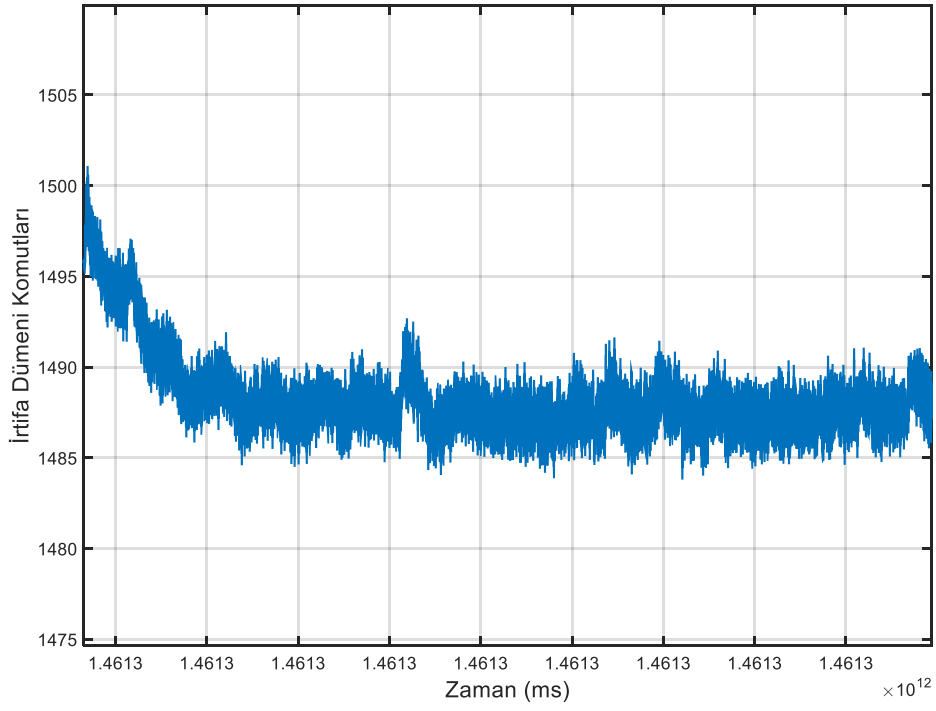
Şekil 4-3 : Uçağın yönelim hareketi

Yukarıdaki senaryoda bahsedilen kontrol işleminin gerçekleşebilmesi için iç döngülerde gerçekleşen kontrol işlemlerinin de başarıyla gerçekleşmesi gerekmektedir. Öncelikle yükseklik kontrolü için gerçekleşen iç döngüde yunuslama hareketini ve bu hareket için üretilen referans değerlerinin bulunduğu grafik Şekil 4.4'te görülebilmektedir.

Şekil 4-4'ten anlaşılacağı üzere yükseklik kontrolcüsünün ürettiği referans değerleri uçağın uzaydaki durumunu kontrol eden kontrolcü başarıyla gerçekleştirmiştir. Bu aşama için incelenmesi gereken diğer kritik bilgi de kontrolcü çıktılarıdır. Eyleyicilere gönderilen çıktılar belirli bir aralık arasında kalmalıdır. Şekil 4-5'de bu grafik mevcuttur. Bu grafikde değerler sonradan uçakta da rahat kullanılması için PWM değerleri şeklindedir. Burada önemli olan bir değerlerden çok çalışma aralığı olduğu için açı değerlerine çevrilmemiştir. Hem bu kısımda hem de bu kısımdan sonra anlatılacak olan yönelim için PWM çıktıları 1100 ile 1900 arasında olma şartı aranmaktadır. Kontrolcü bu değerlerden büyük ya da küçük değerler üretmesine izin verilmiştir ancak sistemin mümkün olduğunca bu aralıkta çalışması istenmektedir. Yunuslama açısını kontrol eden eyleyici olan irtida dümeni için üretilen komutlar Şekil 4-5'de mevcuttur.

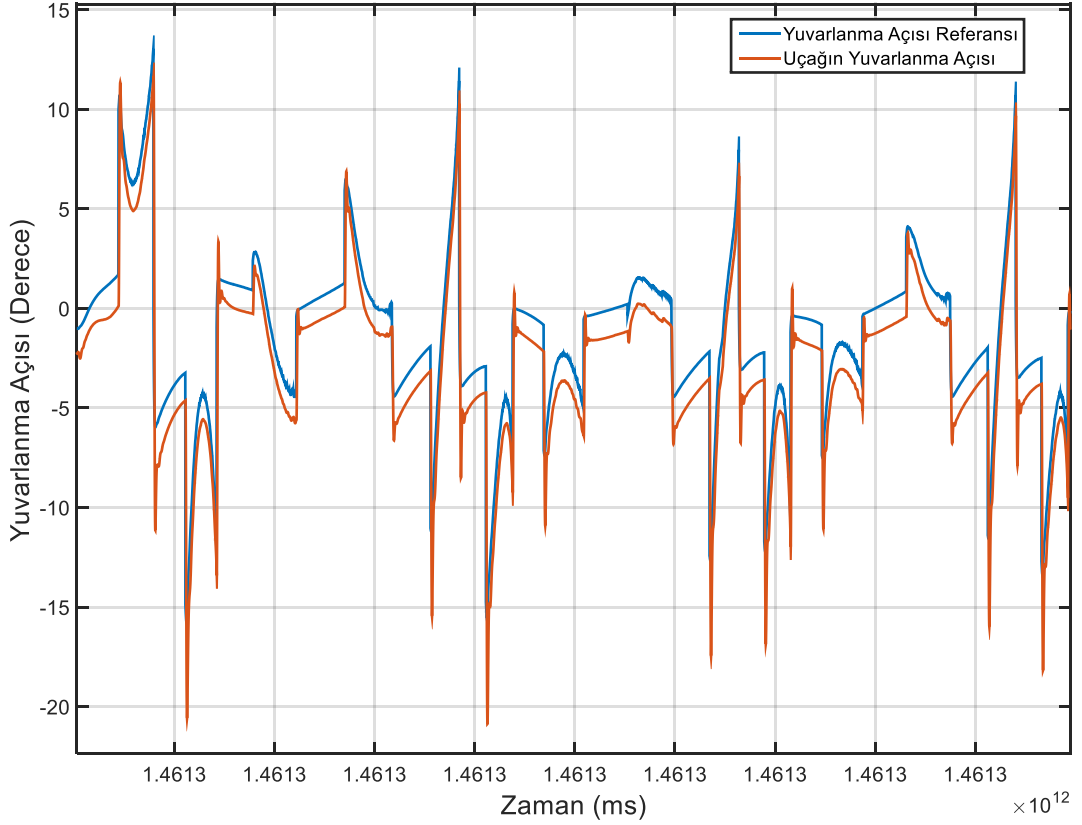


Şekil 4-4 : Uçağın yunuslama eksenindeki hareketi



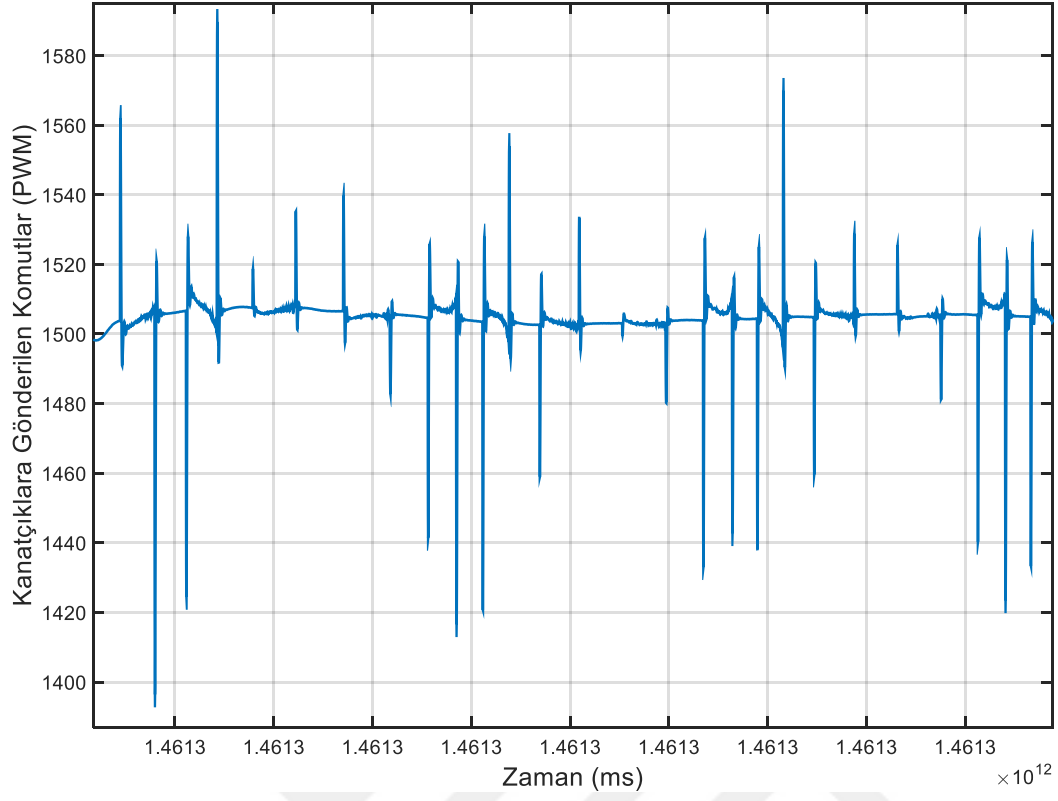
Şekil 4-5 : İrtifa dümenine gönderilen PWM değerleri

İrtifa performansından sonra yönelim performansı incelenmiştir. Yönelim performansını iç döngüde yuvarlanma hareketinin kontrolü ile sağlanmaktadır. Yönelim kontrolcüsünün oluşturduğu referanslara ve iç döngüde bulunan kontrolcünün bu referansı takibi ile ilgili grafik Şekil 4-6'da mevcuttur. Yuvarlanma hareketinin gerçekleşmesi için kontrolcünün kanatçıklar için üretmiş olduğu komutlar Şekil 4-7'de görülebilmektedir. Kanatçıklara gönderilen komutlar irtifa dümeni için gönderilen komutlara benzer şekilde incelenmiştir.



Şekil 4-6 : Uçağın yuvarlanma hareketi

Sonuç olarak hem iç döngüdeki hem de dış döngüde olan kontrolcüler test edilmiştir. Testlerden elde edilen sonuçlar tasarlanan otopilotun istenen referans takibini hem iç döngüde hem dış döngüde başarılı bir şekilde takip ettiği görülmüştür. Bu haliyle tasarlanan otopilotun başarılı bir yapı olduğu yapılan bu testlerle görülebilmektedir.



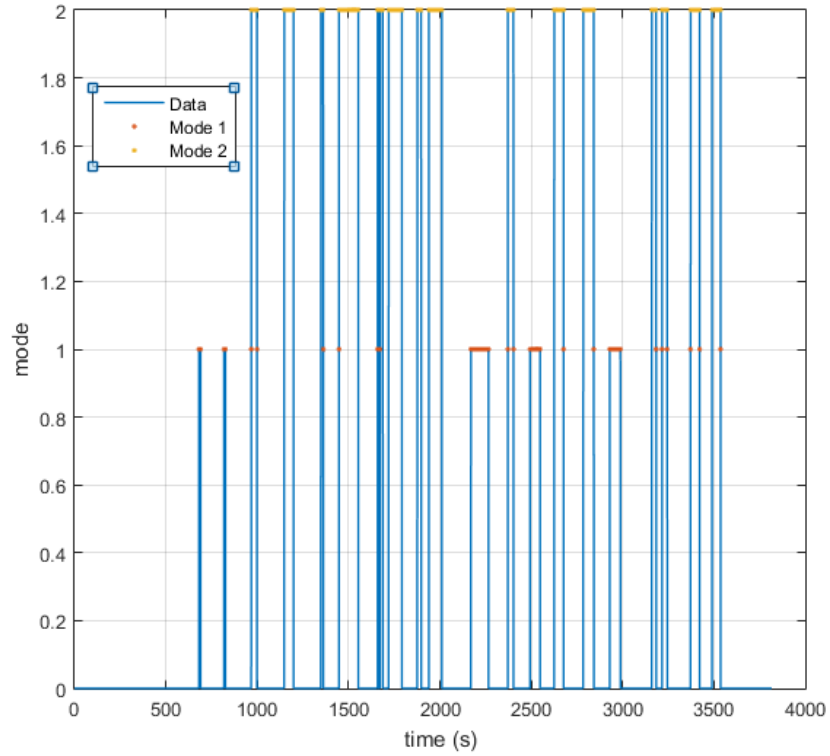
Şekil 4-7 : Uçağın Kanatçıklarına gönderilen komutlar (PWM)



## 5. UÇUŞ TESTİ ve SONUÇLAR

### 5.1 Uçuş Testi

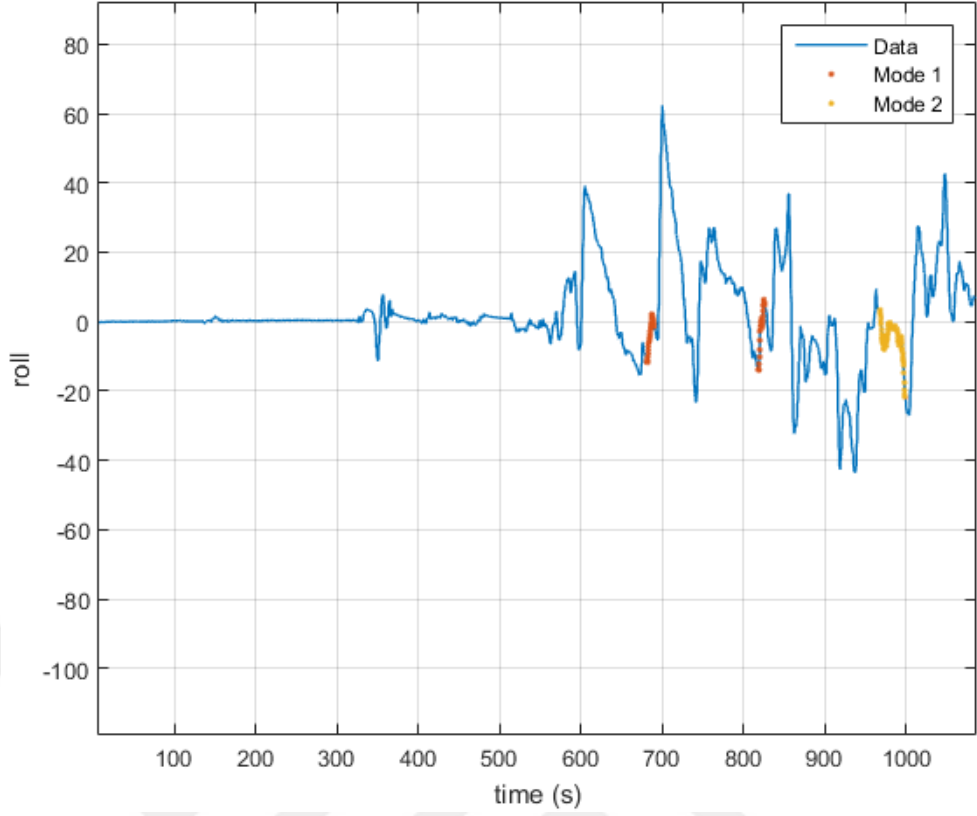
Laboratuvar ortamında benzetim çalışmaları ile test edilen otopilotlardan iyi performans elde edilmiş olan otopilotlar, otopilot tasarım aşamasının son ayağı olan sahada da uçuş testleri ile doğrulanmıştır. Bu bölümde sahada gerçekleştirilen uçuş testlerinin sonuçları yer almaktadır. Uçuş testlerinde dengeleyici olarak adlandırılan otopilot sistemi test edilmiştir. Uçuş sırasında toplanan verilerin zamana karşı grafikler halinde verilmektedir. Uçuş sırasında iki mod kullanılmıştır. İlk mod uçağın kontrolünde kullanılan beta değeri aktif, ikincisinde ise aktif olmadığı durumda gerçekleşen testleri ifade etmektedir. Tek bir uçuşta bu iki mod birinden diğerine geçilerek test gerçekleştirilmiştir. Mod geçişlerinin ne zaman gerçekleştiği bilgisi Şekil 5-1’de gösterilmektedir. Modlardan herhangi biri aktif olmadığında ise manuel uçuş gerçekleştirilmiştir.



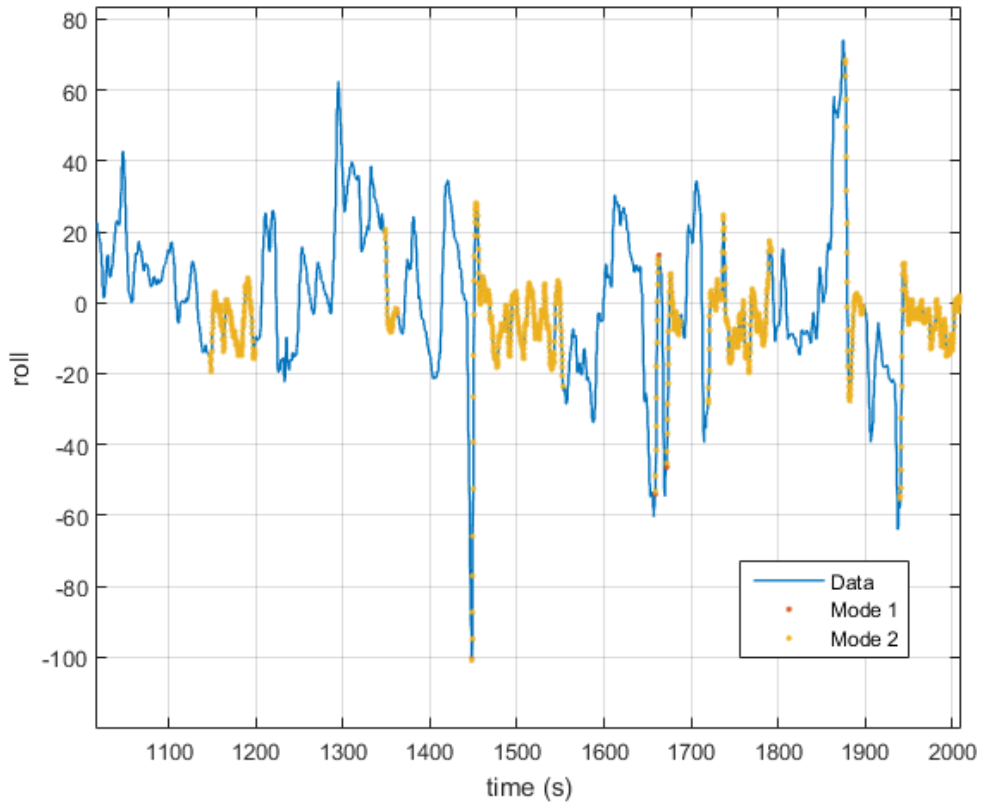
Şekil 5-1 : Uçuş sırasında aktif olan otopilot modu

Saha uçuş testinde C172 gerçek uçağı için hazırlanan otopilot sistemi Apprentice-S model eğitim uçağında gerçekleşmiştir. Benzetim sırasında elde edilen sonuçlara benzer sonuçların elde edilmesi beklenmektedir. Grafiklerde 4000 saniye süren tek bir uçuş sırasında toplanan veriler ile elde edilen sonuçlar bulunmaktadır. Uçağın yalpa hareketinden etkilenen veriler 1000'er saniyelik grafiklere bölünmüş ve Şekil 5-2, 5-3, 5-4, 5-5'te toplamda 4000 saniye süren uçuştaki davranışları gösterilmiştir. Otopilotun çalıştığı modlar olan birinci ve ikinci uçuş modları aktif olduğunda dengeleyici otopilotun amacı yalpa açısı  $\phi$  nin 0 derece civarında tutmak olduğu ve bu görevini başardığı görülebilmektedir. Grafikleri incelersek Şekil 5-2'de bulunan grafikte uçuşun 650. saniyelerinde verilen bozucu etkiden sonra otopilot devreye alındığı ve otopilotun sistemi denge pozisyonuna getirdiği görülebilmektedir. Bu durumu fiziksel olarak açıklayacak olursak bir yana yatmış olan uçağı düz uçuş durumuna getirdiği gözlenmiştir. Şekil 5-3'te benzer şekilde 1400-1500 saniyeleri arasında verilen bozucu etki otopilot yardımıyla düz uçuş konumuna geri getirdiği gözlemlenmiştir. Uçuş sırasında bu tarz denge konumunu bozan komutlar uygulanmış ve her defasında otopilotun uçağı denge konumuna getirdiği gözlemlenmiştir. Yalpa hareketinin uçağın davranışına etkisinin gösterildiği bütün grafiklerde beta etkisinin kontrolcüye etkisi bulunan modda daha iyi sonuçların elde edildiği görülmüştür. Yalpa hareketi sırasında beta değerinin değiştiği göz önüne alındığında bu sonuç oluşması beklenen bir durumdur.

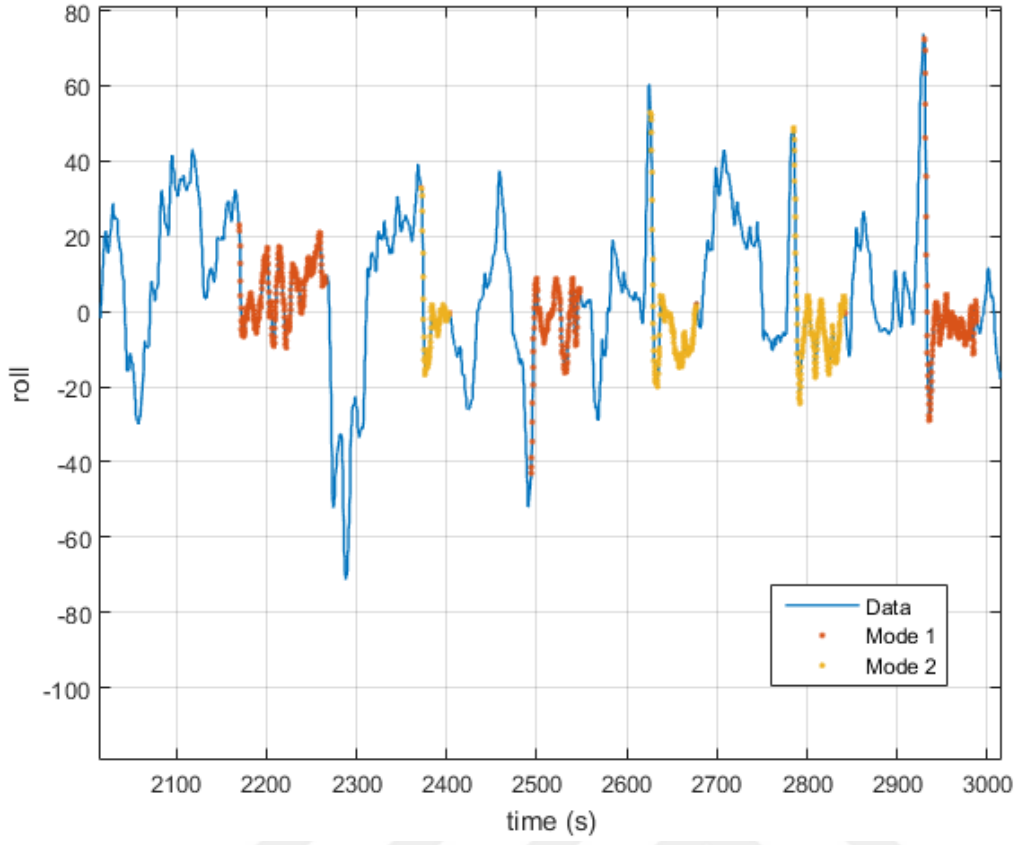
Uçağın yunuslama hareketinden etkilenen veriler Şekil 5-6, 5-7, 5-8, 5-9'te toplamda 4000 saniye süren davranışı bulunmaktadır. Birinci ve ikinci uçuş modu devreye girdiği zaman dengeleyici otopilotun amacı yalpa açısı  $\theta$ 'nın 0 derecede tutmak olduğu ve bu görevini başardığı görülebilmektedir. Grafikleri incelersek Şekil 5-6'da bulunan grafikte uçuşun 900 saniyelerinde verilen bozucu etkiden sonra otopilot devreye alındığı ve otopilotun sistemi denge pozisyonuna getirdiği görülebilmektedir. Bu sefer de fiziksel olarak uçağın dalışa ya da tırmanışa geçmesi bozucu etki oluşturmaktadır. Birinci modda otopilot kumandadan açılmıştır ve otopilot kısa sürede  $\theta$  açısını belirli bir hata payıyla 0 dereceye getirmiştir. Dalışta veya tırmanma durumunda olan uçağk otopilot komutlarıyla düz uçuş konumuna getirilmiştir. Şekil 5-7 incelendiğinde de 1400-1500 saniye aralığında verilen bozucu 2. mod dengeleyici otopilotun verdiği komutlar ile uçağın düz uçuş konumuna getirilmesi sağlanmıştır.



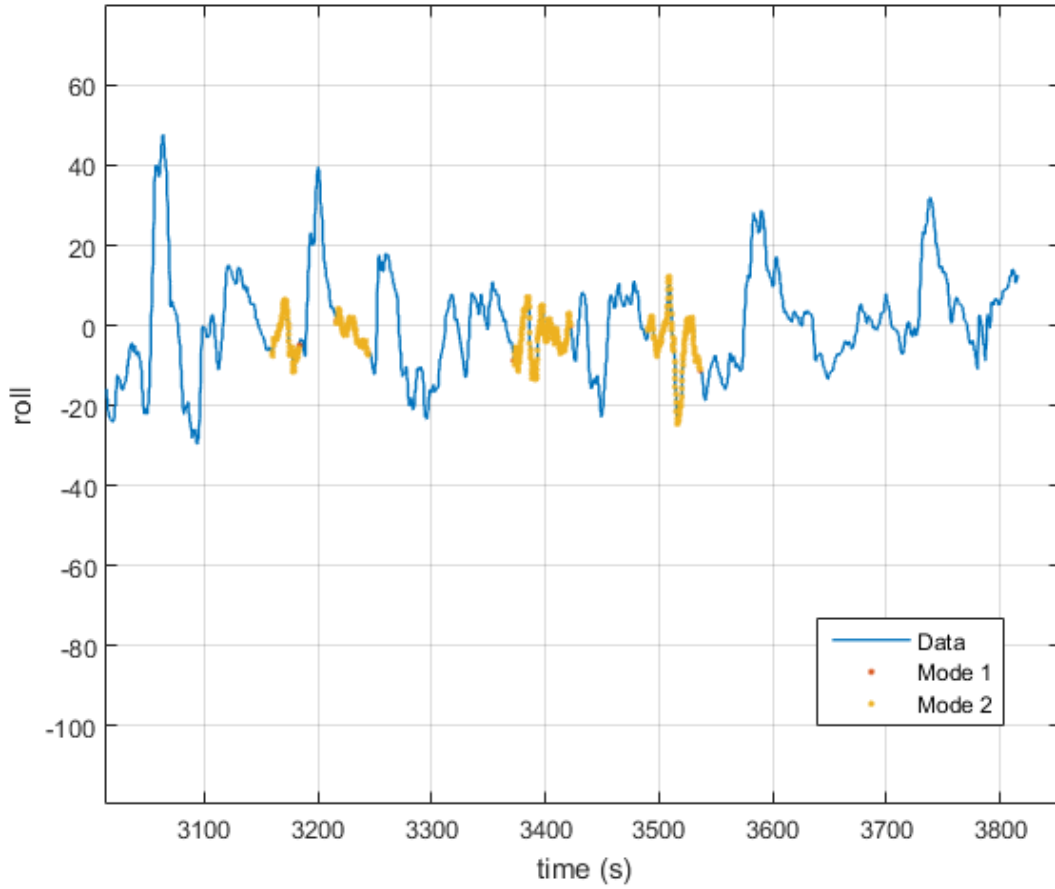
Şekil 5-2 : Yalpa hareketi sonuçları (0-1000 sn)



Şekil 5-3 : Yalpa hareketi sonuçları (1000 – 2000 sn)

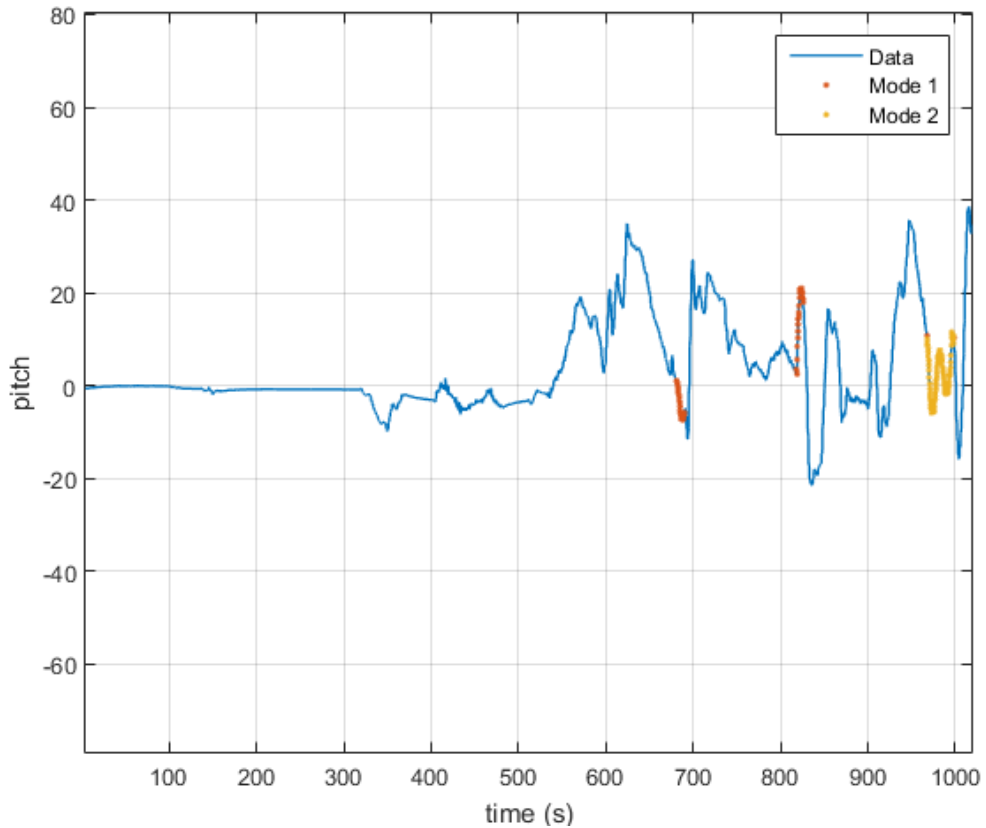


Şekil 5-4 : Yalpa hareketi sonuçları (2000-3000 sn)

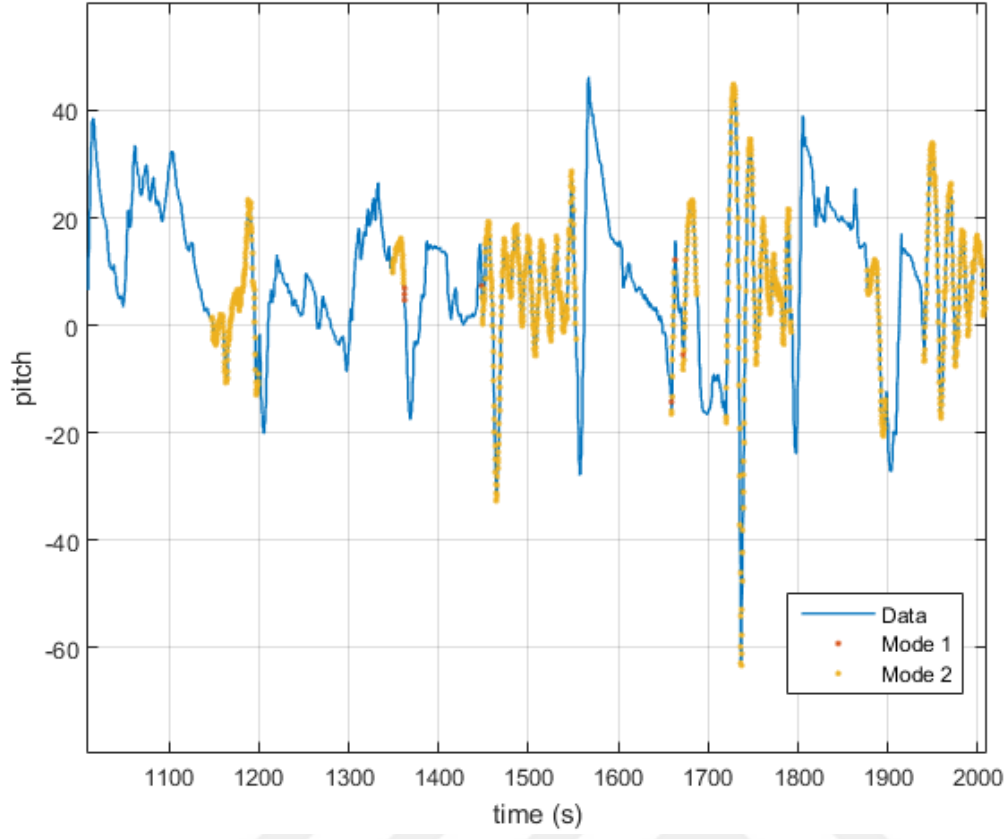


Şekil 5-5: Yalpa hareketi sonuçları (3000-4000 sn)

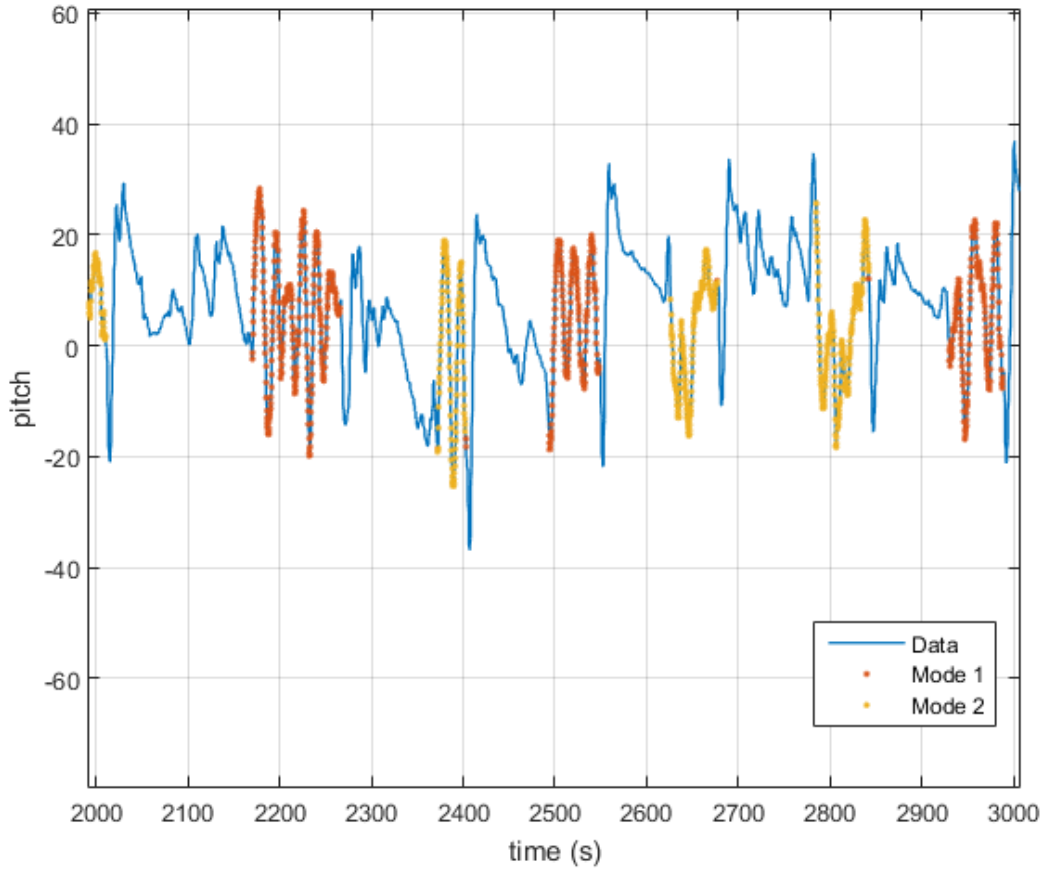
Benzetim ortamında gerçekleştirilen testlerin aksine rüzgarın, diğer bozucuların etkidi hem de aynı anda yalpa hareketine de verilen bozucu komutların etkisiyle grafikte 1000 – 2000 saniye aralığında salınımların oluşmasına neden olmuştur. Ayrıca theta ile hız arasında olan kuplajdan ötürü otopilot zaman zaman denge konumunu tutmakta zorlanmıştır. Ancak uçağın durumu her bozulduğunda otopilot uygun girdiler üretip uçağın düz uçuşa devam etmesini sağlamıştır. Yunuslama hareketi için toplanan verilerden elde edilen grafikler incelendiğinde yalpa grafiklerini incelediğimiz gibi 2. modda çalışan otopilot sisteminin daha iyi sonuçlar verdiği gözlenmektedir. İkinci mod kayma açısı otopilot sisteminin kontrol ettiği bir sistem durumudur. Uçak yunuslama hareketi gerçekleştirirken uçak kayma durumu değişebilmektedir. Uçağın yunuslama hareketi gerçekleştirirken hataların artmasına bağlı olarak uçağın salınımlarının genliği yükselmişse kayma durumu daha fazla değişkenlik gösterebilmektedir. Bu sebeple kayma açısının otopilot sistemi tarafından kontrol edildiği mod daha etkili olmuştur ve bu durum beklenen bir sonuçtur.



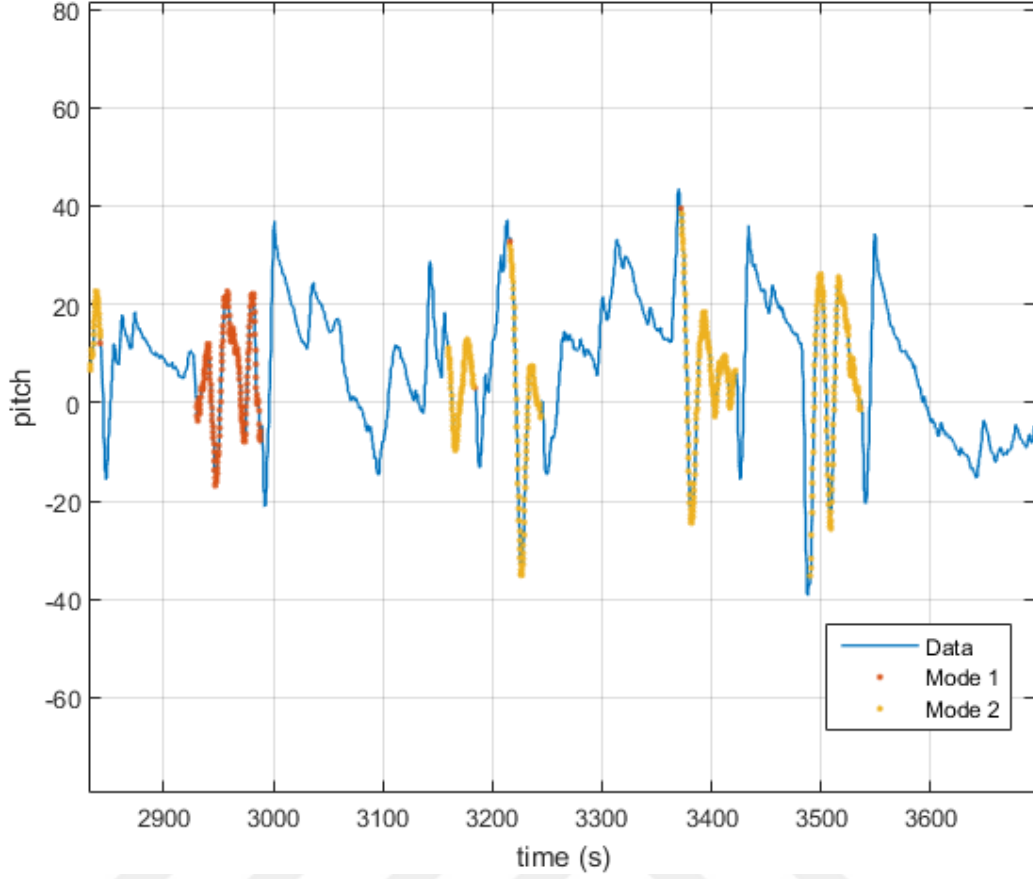
Şekil 5-6 : Yunuslama hareketi sonuçları (0-1000 sn)



Şekil 5-7 : Yunuslama hareketi sonuçları (1000-2000 sn)

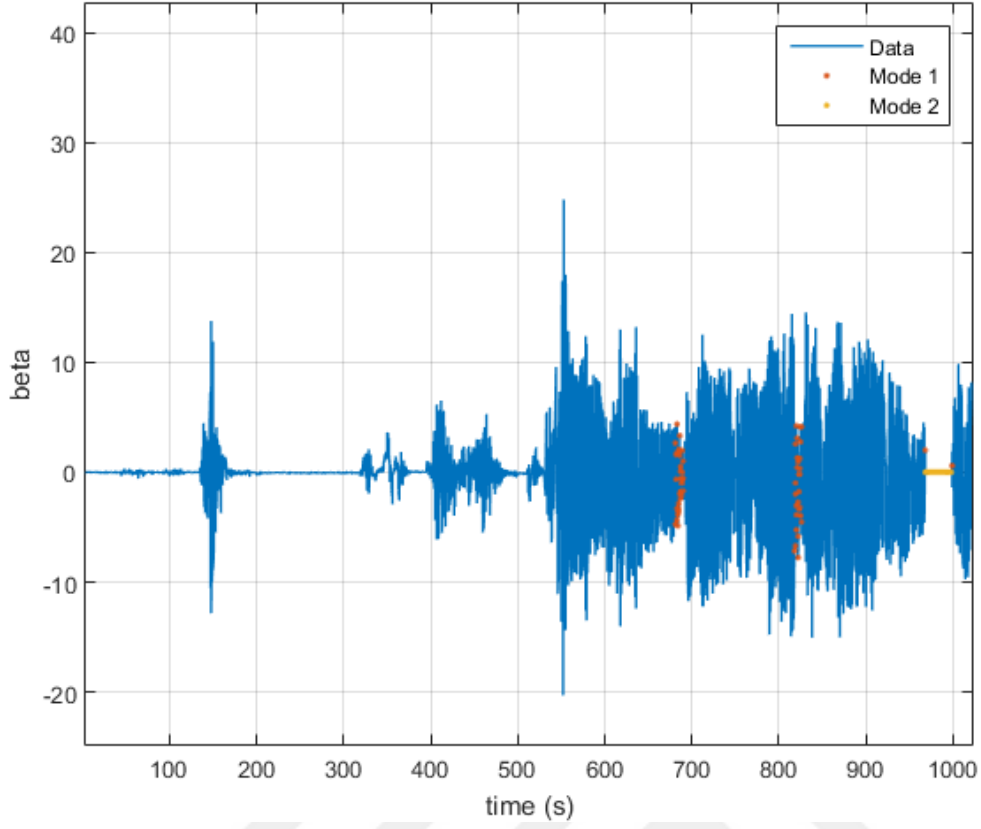


Şekil 5-8 : Yunuslama hareketi sonuçları (2000-3000 sn)

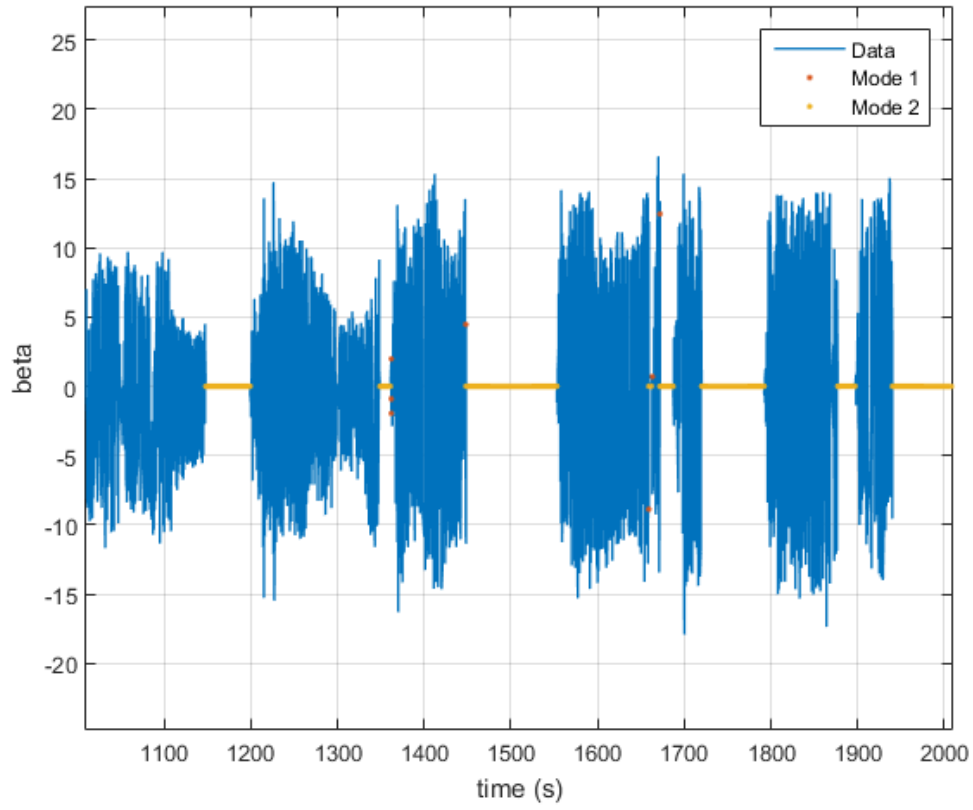


Şekil 5-9 : Yunuslama hareketi sonuçları (3000-3000 sn)

Uçağın kayma durumu için toplanan verilerle elde edilen grafikler Şekil 5-10, 5-11, 5-12, 5-13'te görülebilmektedir. Otopilot beta değerini 0 yapmaya çalışmaktadır ve bu görevini belirli bir hata payıyla yapmayı başardığı görülebilmektedir. Ancak birinci modda otopilota direkt 0 hata gönderilip beta değerinin kontrolü yok sayılmıştır. Örneğin Şekil 5-10'da 900-1000 saniye aralığında 2. mod devrede iken hata direkt olarak 0'a eşittir. Şekil 5-12'de 2200-2300 saniyeleri arasında beta kontrolcüsünün etkisi çok iyi bir şekilde görülmektedir. Uçağın grültüsüyle beraber artan beta değerini otopilot uygun girdiler üreterek çok etkin bir şekilde azaltmayı başarmıştır. Diğer aşamalardaki bozucu etkiler kayma açısı için de gerekli bozucu etkiyi yaratmış ve otopilotun kayma açısını nasıl belirli bir hata payıyla 0 değerinin etrafında tuttuğu rahatça incelenebilmiştir. Kayma açısı beta için incelediğimiz grafiklerde sadece otopilot 1. modda çalışırken incelenmiştir. Çünkü ikinci modda beta kontrolü etkin değildir. Birinci modda kayma açısının belirli bir hata payında betayı 0 değerine getirmeyi başardığı görülmüştür.

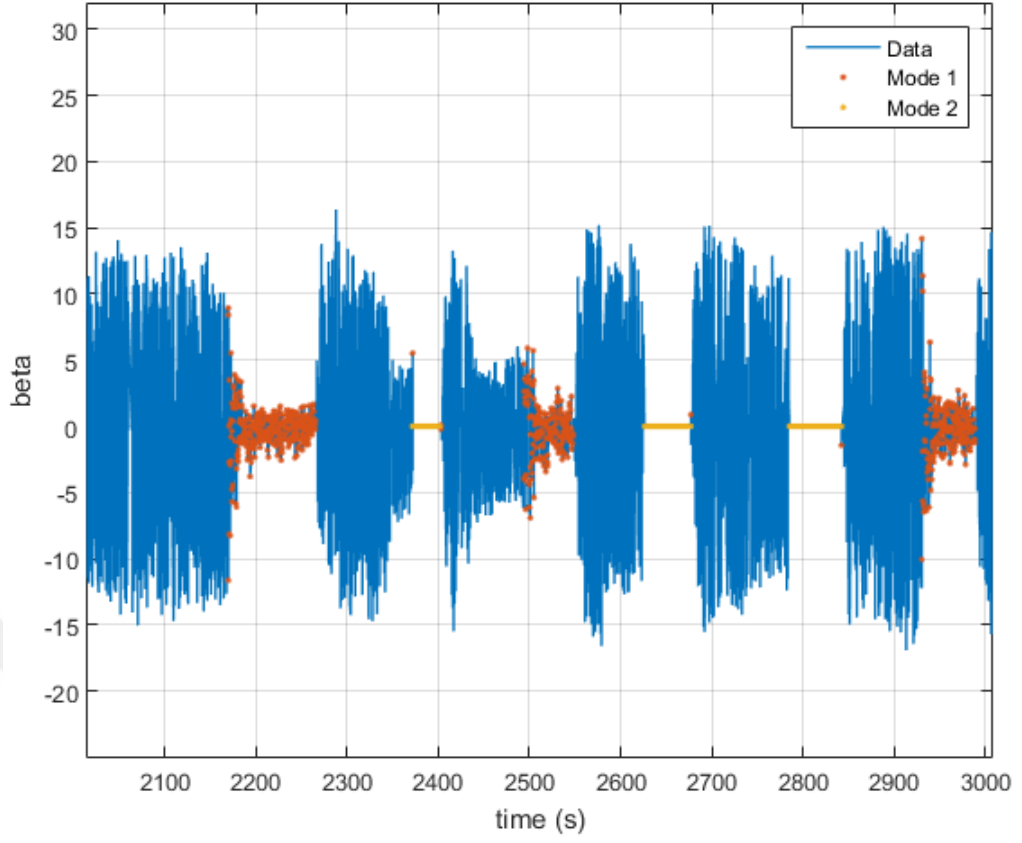


Şekil 5-10 :  $\beta$  açısı sonuçları (0-1000 sn)

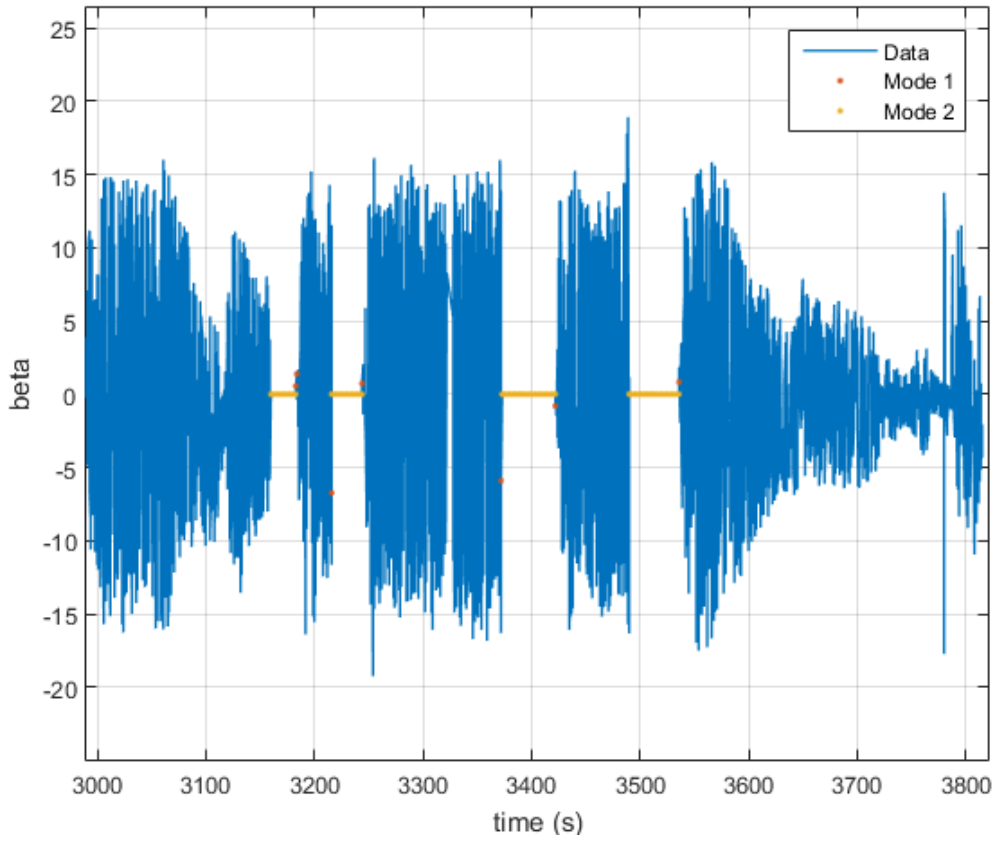


Şekil 5-11 :  $\beta$  açısı sonuçları (1000-2000 sn)



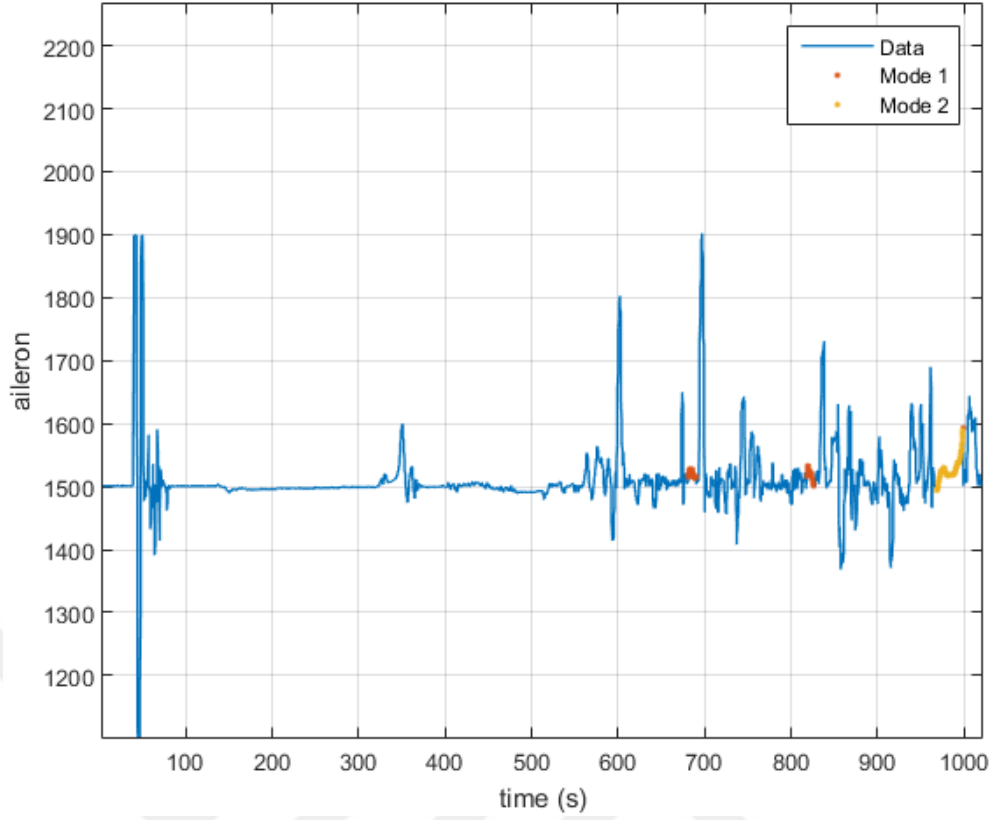


Şekil 5-12 :  $\beta$  açısı sonuçları (2000-3000 sn)

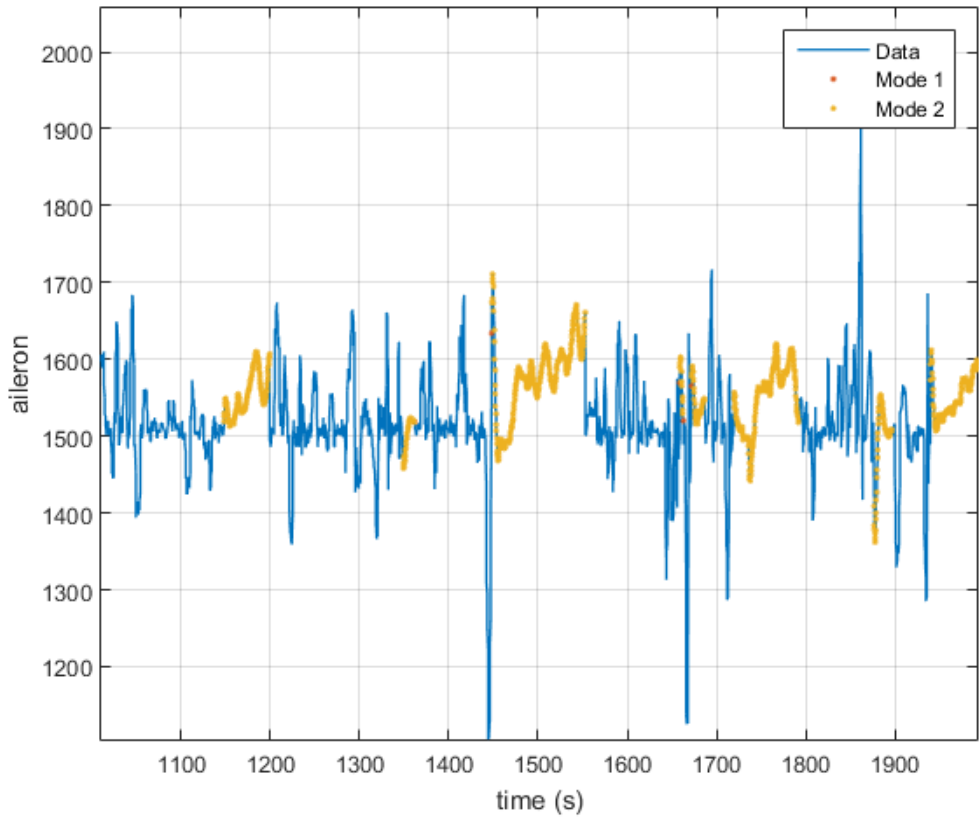


Şekil 5-13 :  $\beta$  açısı sonuçları (3000-4000 sn)

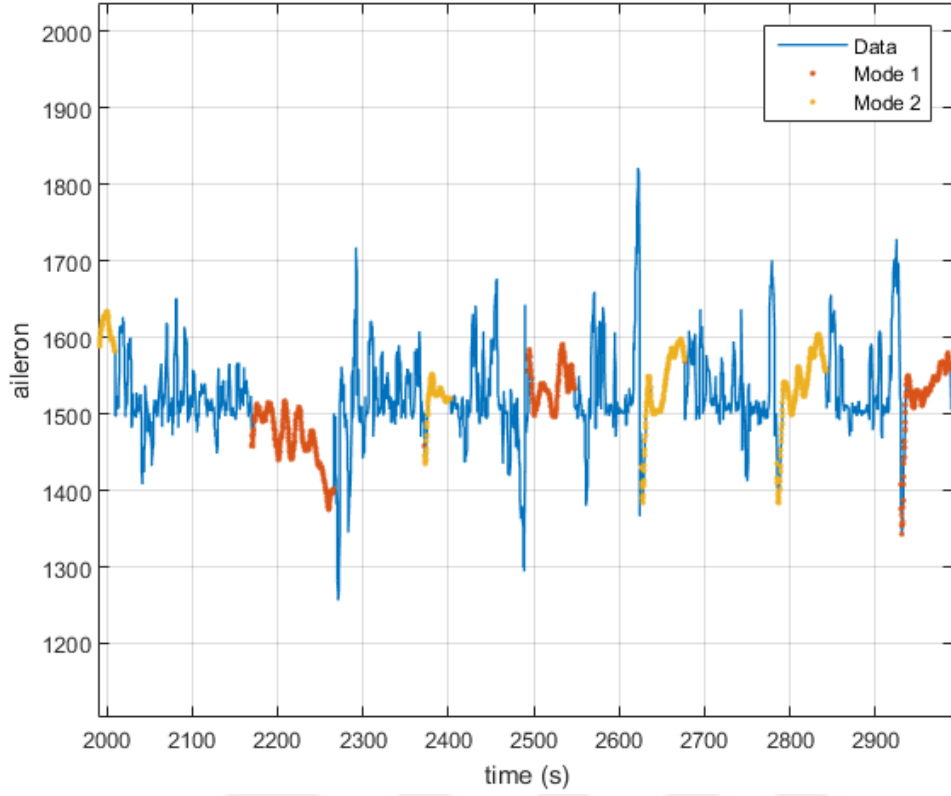
Uçağın durumlarını inceledikten sonra otopilotun uçağın kontrolü için ürettiği komutlar incelenmektedir. Daha önce uçağın kontrolü anlatılırken bahsedilen yuvarlanma hareketini kontrolü için Şekil 5-14, 5-15, 5-16, 5-17’te kanatçıklara giden komutlar incelenmiştir. Birinci ve ikinci mod otopilot devreye girdiği zaman yalpa açısı  $\varphi$ 'nin 0 dereceye getirmek için kanatçıklara giden komutlar otopilot tarafından hesaplanan değerlerdir. Bu grafiklerde kanatçığa gönderilen değerler açı değerleri değil servo motorun kontrolü için hesaplanan değerlerdir. Servo motorlar PWM sinyalleri ile kontrol edildiği için bu değerler hesaplana PWM değerlerini vermektedir. Benzetim sisteminde de bunu benzer bir yapı kullanmıştık. Burada fark hesaplanan PWM değerlerini -1 ile 1 arasına değil uçağın kanatçıklarının hareket kabiliyetine göre hesaplanmaktadır. Ayrıca otopilot kontrolcüsünün hesaplamış olduğu çıktı açı değeridir ancak bu değer servo motorlara gönderileceği için otopilot son bir işlemden geçirerek bu değerleri servo motorların anlayacağı PWM sinyallerine çevirip göndermektedir. Bu değerlerin çevrimi için () hesaplama yöntemi ile uçağın gerçek kanatçık açı değerleri hesaplanabilmektedir. Ancak burada asıl amaç uçağın verdiği tepkiyi görebilmek olduğu için PWM sinyali çıktısıyla da rahatlıkla sistemin nasıl dengede tutulduğu ile ilgili fikir sahibi olunabilmektedir. Tasarlanan otopilottan beklenen eyleyicilere, şu anki inceldiğimiz eyleyici yatırğaçlar, sınırda ya da sınırı aşan girdi değerleri üretmemesidir. Uçağın kanatçıklarının hareketini sınırlayan açı değerlerini temsil eden pwm sinyali değerleri 1100 ile 1900 arasındadır. Tasarlanan otopilotun aktif olduğu durumlar incelendiğinde otopilotun bu değerler arasında sisteme komut gönderdiği görülebilmektedir.



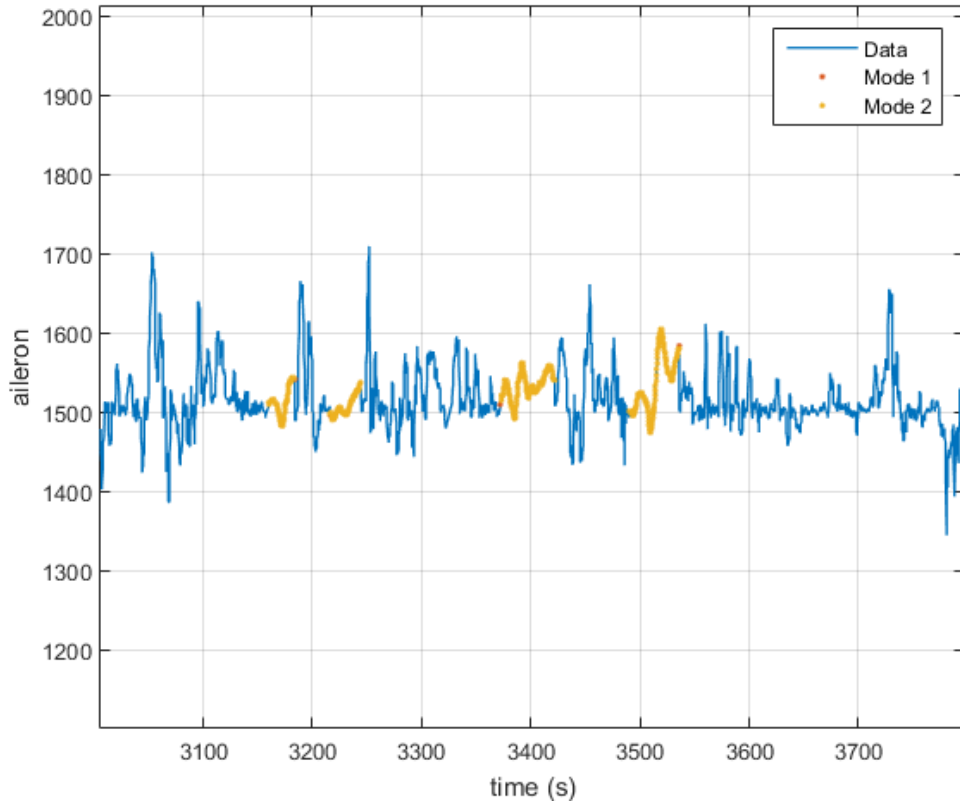
Şekil 5-14 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen komutlar (0-1000 sn)



Şekil 5-15 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen komutlar (1000-2000 sn)

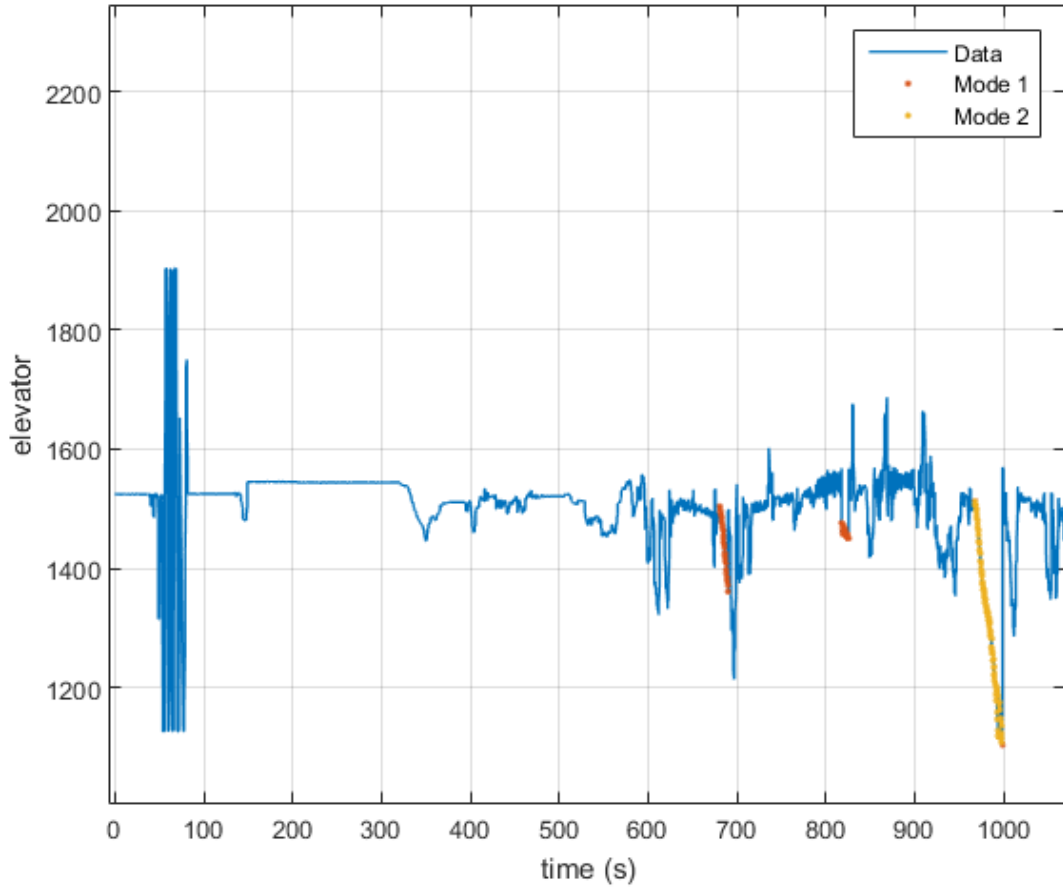


Şekil 5-16 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen komutlar (2000-3000 sn)

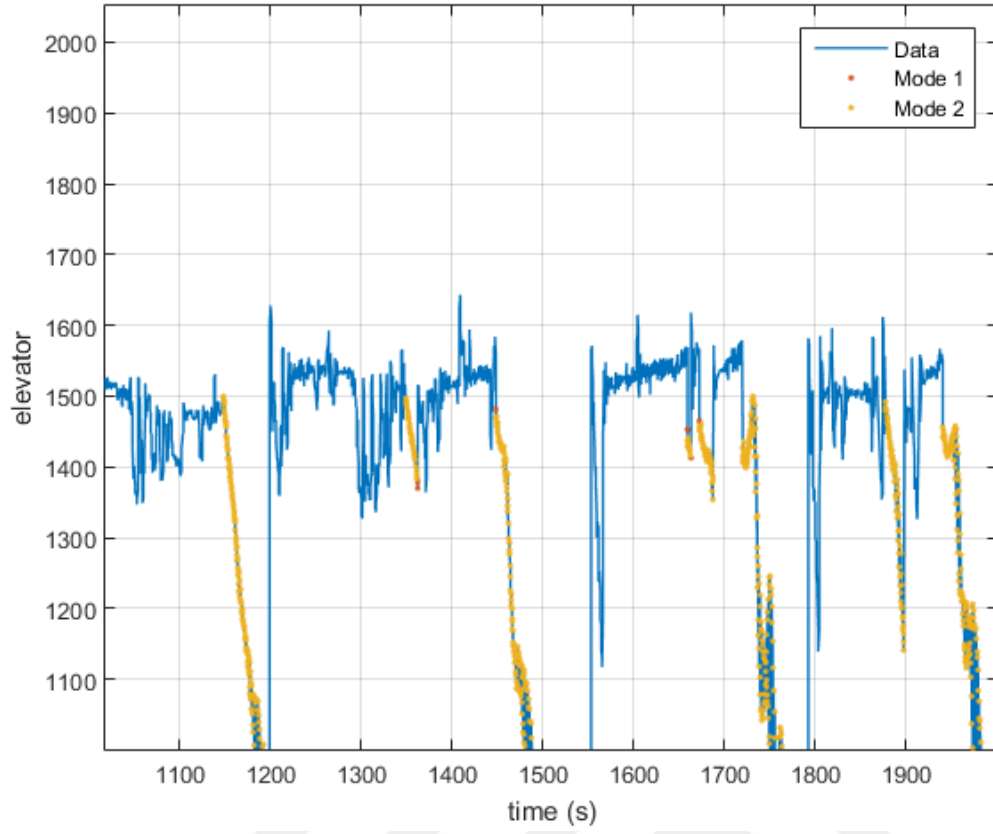


Şekil 5-17 : Uçağın kanatçık yüzeylerine gönderilen omutlar (3000-4000 sn)

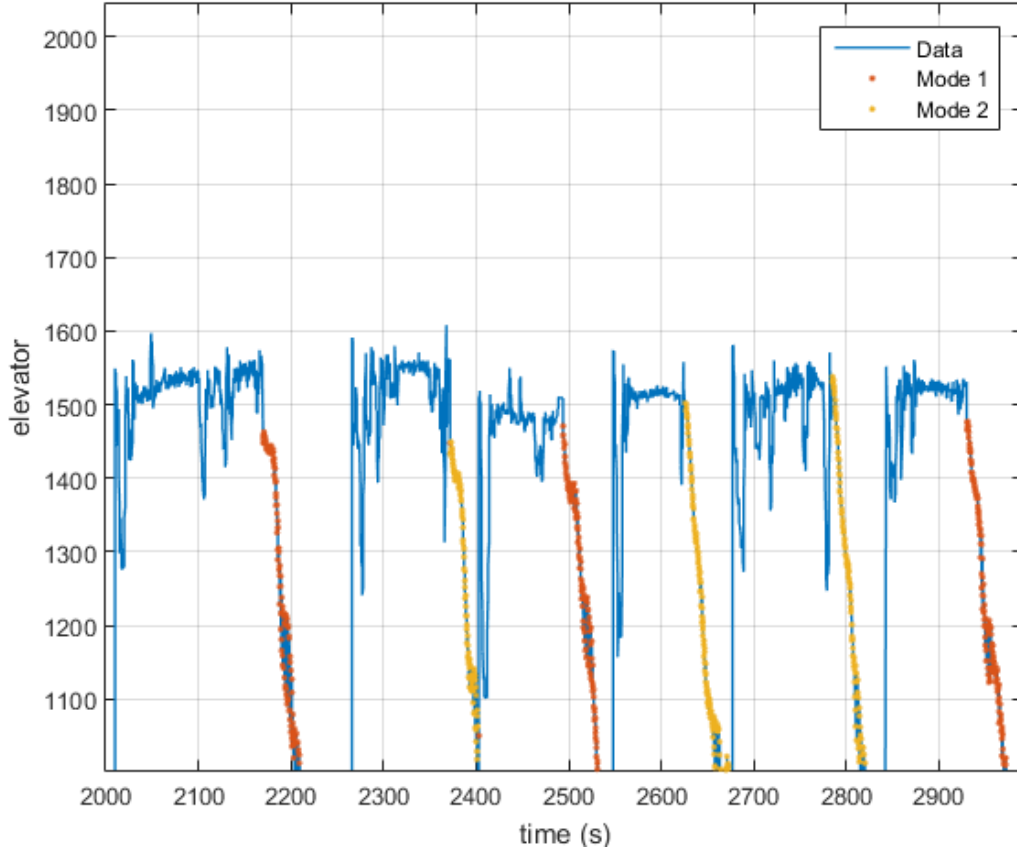
Kanatçıklar için üretilen komutlar incelendikten sonra Şekil 5-18, 5-19, 5-20, 5-21’de bu sefer uçağın yunuslama hareketini gerçekleştiren yükseliş dümeni için üretilen komutlar incelenecektir. Kanatçıklar için bahsetmiş olduğumuz servo motor kontrolü ve eyleyicilerin çalışma aralığı irtifa dümeni için de geçerlidir. Otopilot kontrolcüsünün irtifa dümeni için ürettiği komutları hesaplamak için () denkleminde faydalanılması gerekmektedir. Ancak kanatçıklara benzer şekilde sistemin performansını sadece pwm sinyaline göre gerçekleştirmemiz mümkündür. Kanatçıklara benzer şekilde pwm sinyal çalışma aralığı 1100 ile 1900 arasındadır. İrtifa dümeni için oluşturulan komutlar incelendiğinde otopilot tarafından oluşturulan komutların mümkün olduğunca bu aralığı aşmadığı görülmektedir.



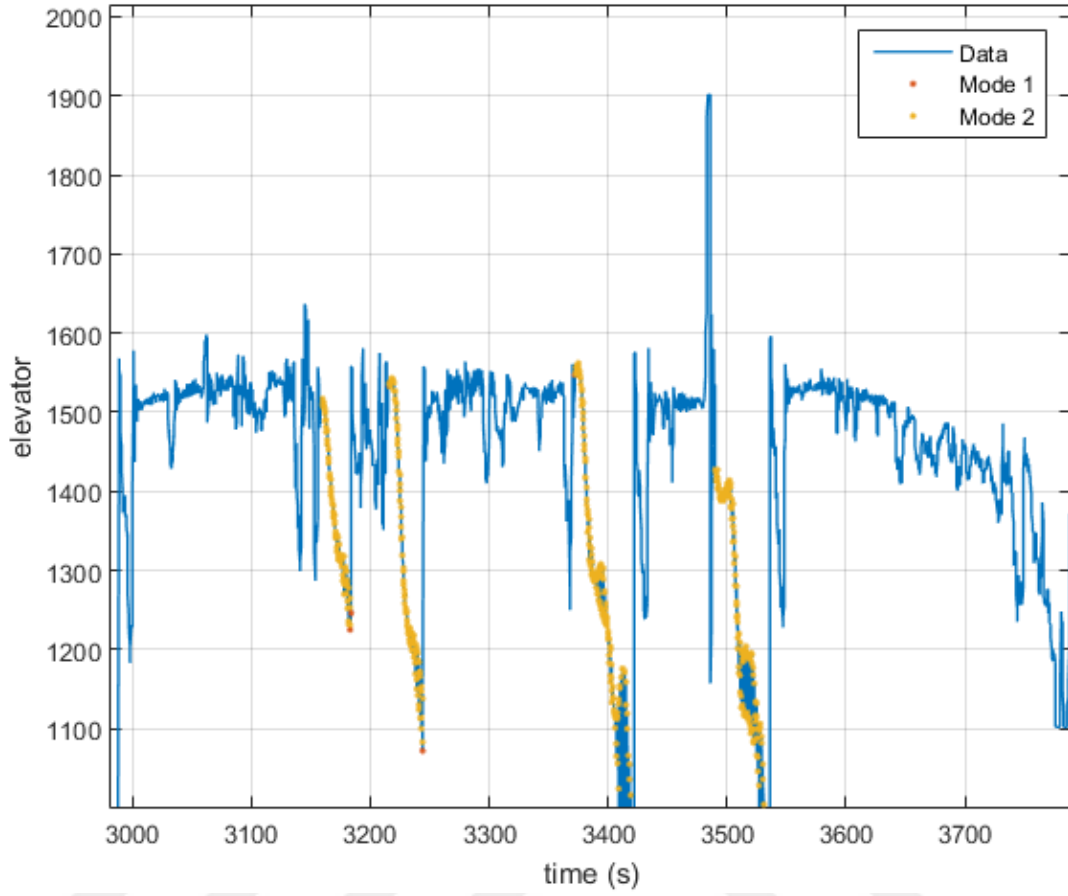
Şekil 5-18 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (0-1000 sn)



Şekil 5-19 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (1000-2000 sn)

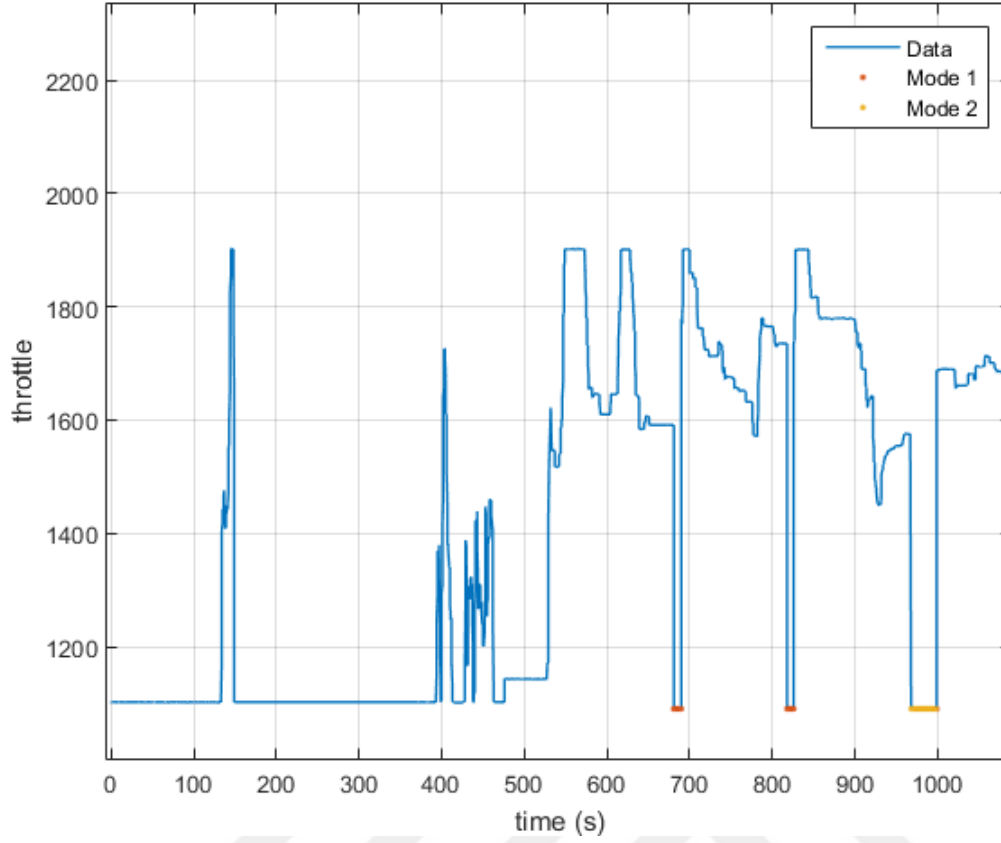


Şekil 5-20 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (2000-3000 sn)

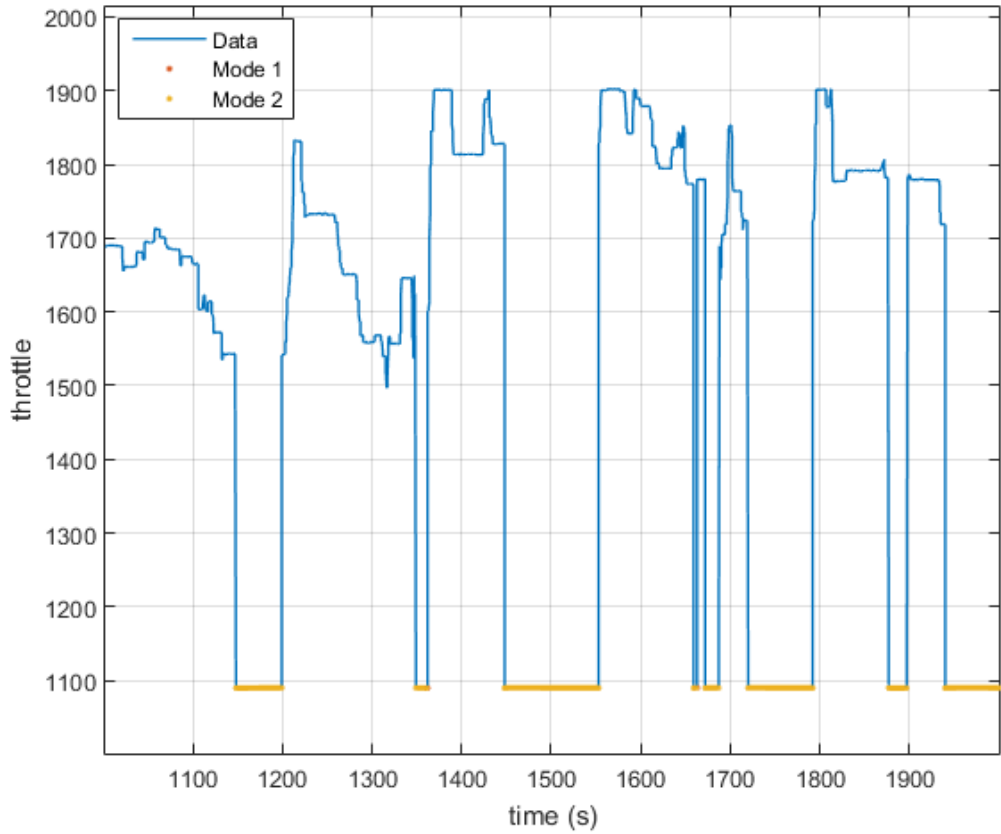


Şekil 5-21 : Uçağın irtifa dümeni yüzeylerine gönderilen komutlar (2000-3000 sn)

Uçağın hız kontrolü hem uçağın yunuslama ekseninde yaptığı açıyla hem de motorun hızıyla gerçekleştirilmektedir. Motorun hız kontrolü için ESC adı verilen kontrolcü kullanılmaktadır. Bu yapı da servo motorlara benzer şekilde pwm sinyalleri ile kontrol edilmektedir ve sınır değerleri 1100 ile 1900 aralığındadır. Farklı olarak 1100 motoru durdur, 1900 de tam hızda çalıştır demektir. Otopilottan beklenen bu değerler aralığında girişler üretmek uçağı kontrol etmektir. Şekil 5-22, 5-23, 5-24, 5-25'te esc'ye gönderilen komutların bulunduğu grafikler mevcuttur. Otopilot devreye girdiğinde her zaman gazı kesme komutu gönderilmektedir. Bunun sebebi, otopilotün içindeki kontrolcünün aslında C172 uçağına göre tasarlanmış olması ve bu uçağın istenilen hızda motor hızı değeri tasarımın gerçekleştirildiğı model uçak için çok büyük değerler olduğundan otopilot devreye sokulduğunda motor hızı içim hesaplanan değeri çok küçük çıkmaktadır. Ancak gerek hızın dalma açısıyla kontrol ediliyor oluşu gerekse testin esas amacının uçağın uzaydaki durumunu kontrol etmek oluşu testin başarıyla tamamlandığını ve tasarlanan otopilotu doğruladığı görülmüştür.

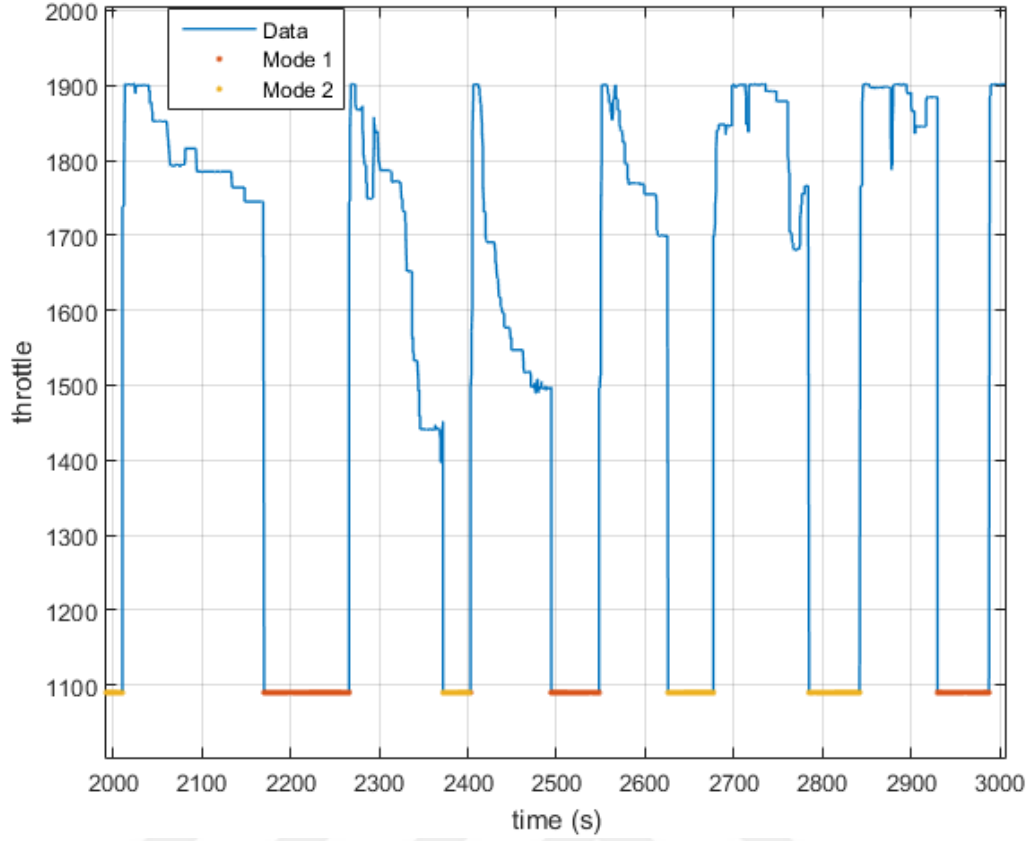


Şekil 5-22 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (0-1000sn))

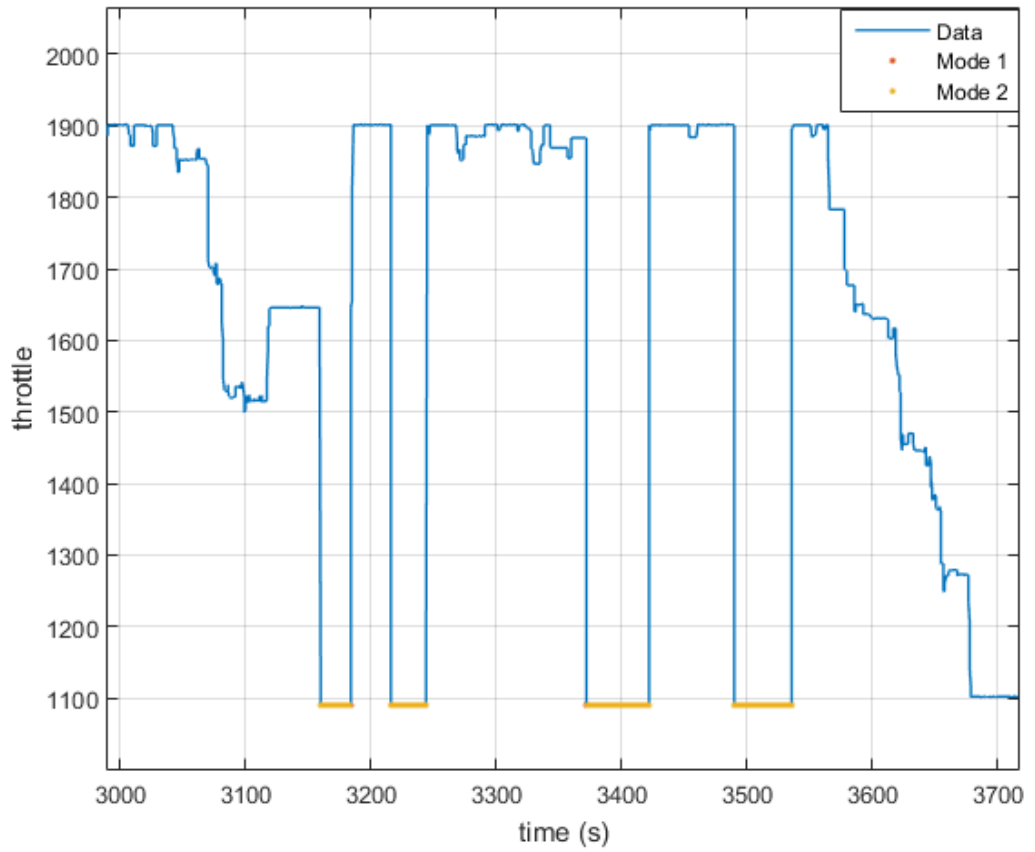


Şekil 5-23 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (1000-2000sn))



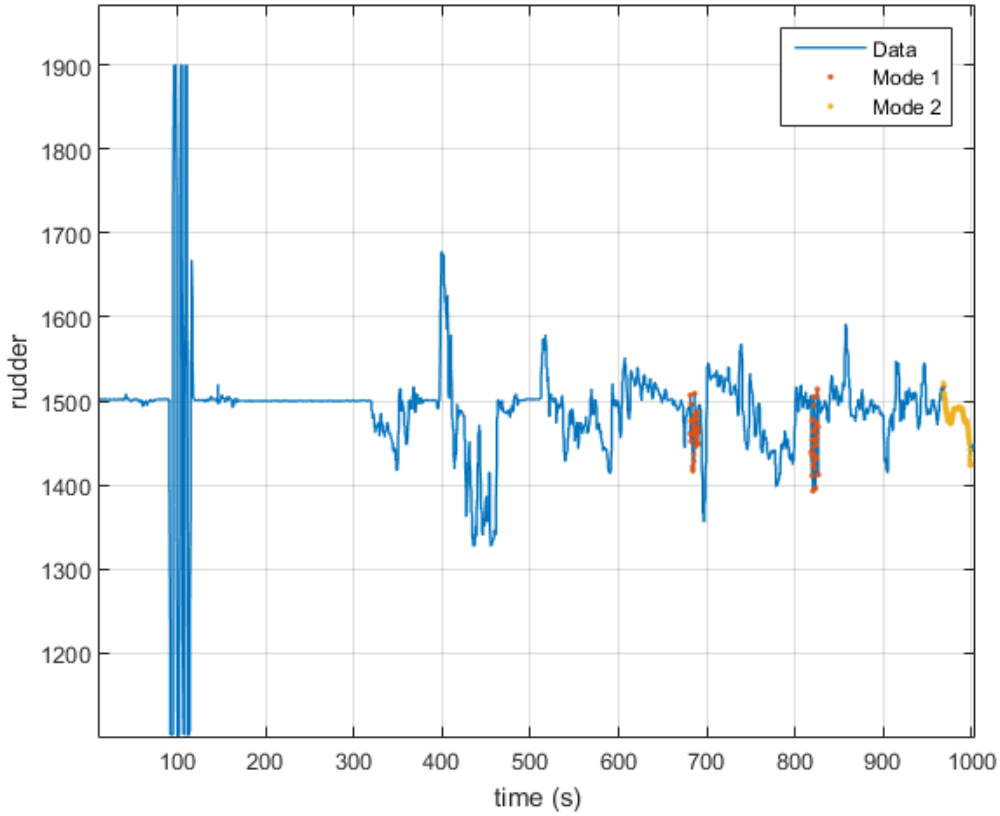


Şekil 5-24 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (2000-3000sn))

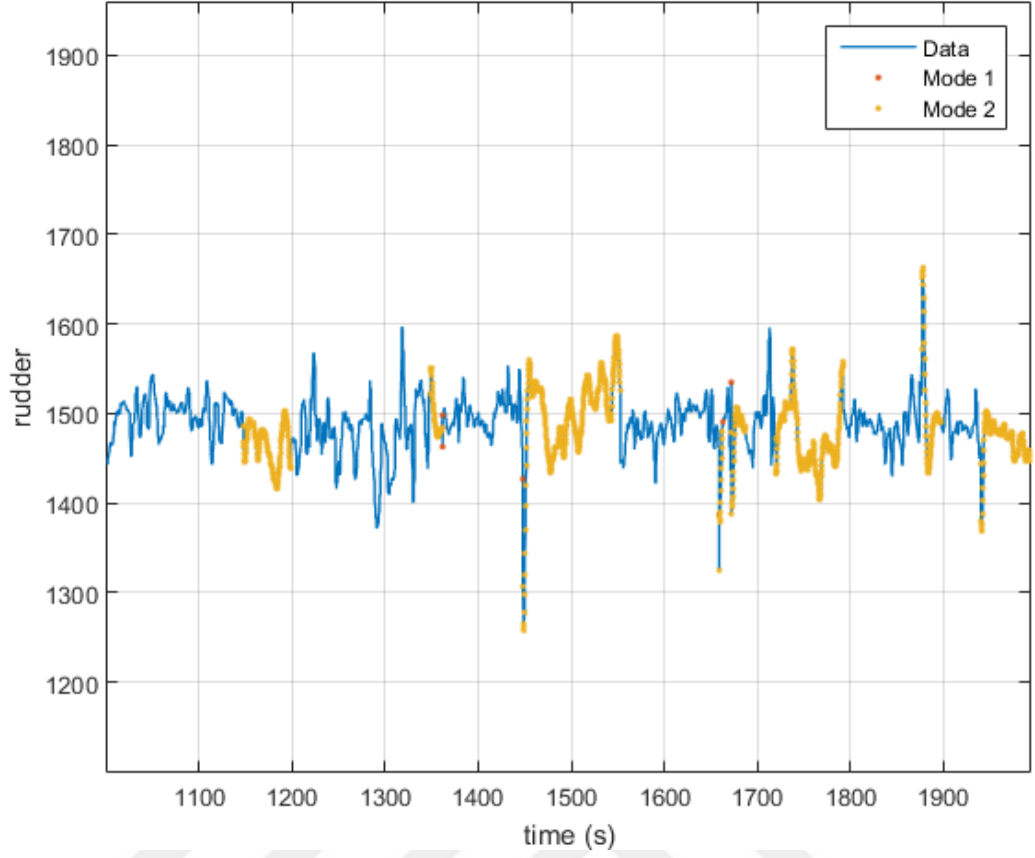


Şekil 5-25 : Uçağın motoruna gönderilen komutlar ((PWM), (3000-4000sn))

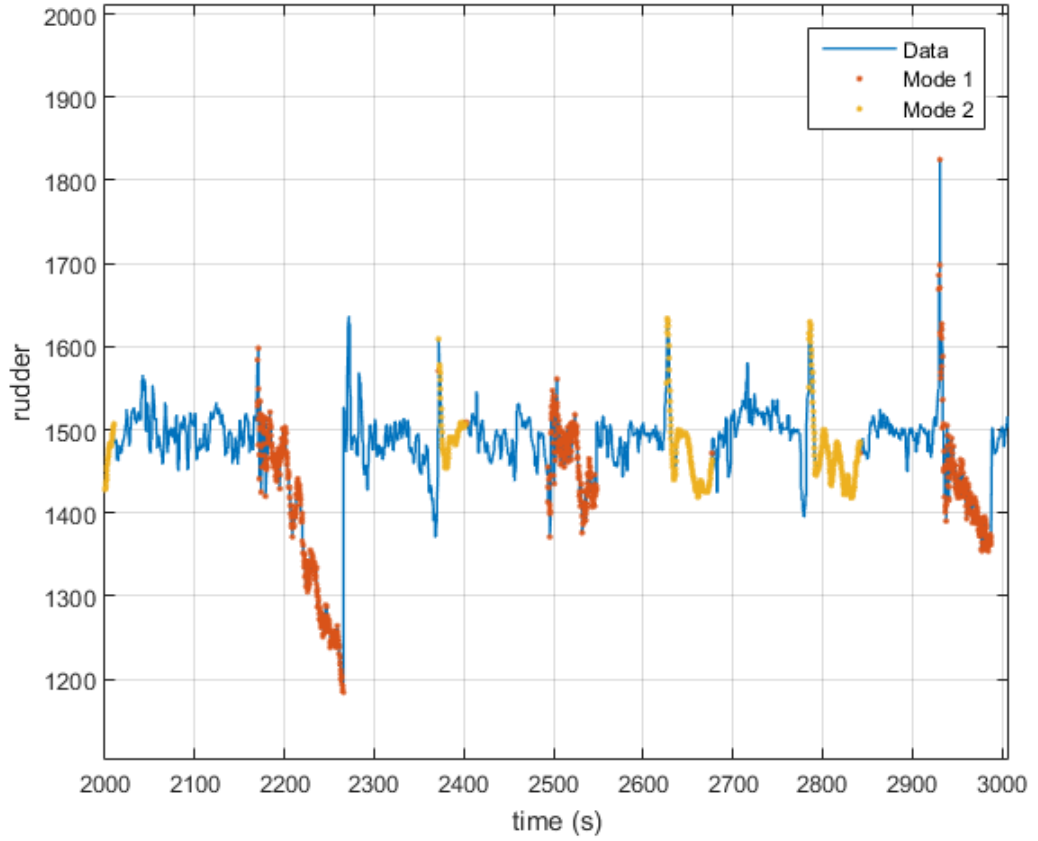
Uçağın hem betasına hem de yuvarlanma hareketine etki eden istikamet dümenidir. İstikamet dümeni için uçuş sırasında toplanan veriler Şekil 5-26, 5-27, 5-28, 5-29’da görülebilmektedir. İstikamet dümeninin hareketi de diğer eyleyiciler gibi servo motor yardımıyla gerçekleştirilmektedir. Bu sebeple istikamet dümeni sonuçları incelenirken bir önceki aşamalarda diğer eyleyiciler nasıl incelendiyse o şekilde inceleme gerçekleştirilecektir. İstikamet dümeni için üretilen grafikler incelendiğinde otopilotta beta kontrolü devre dışı olduğu durumda daha az komut üretilmiştir. Bu beklenen bir durumdur çünkü kayma açısının azaltılması için özellikle istikamet dümeninden faydalanılmaktadır dolayısıyla beta kontrolü devre dışıyken istikamet dümenine daha az girdi üretilmektedir. Ancak bizim için her iki durumda da sistem için oluşturulan girdilerin belirli bir aralıkta kalmasıdır. Bunu incelediğimizde ise otopilotun bu görevi başarıyla tamamladığı görülmektedir.



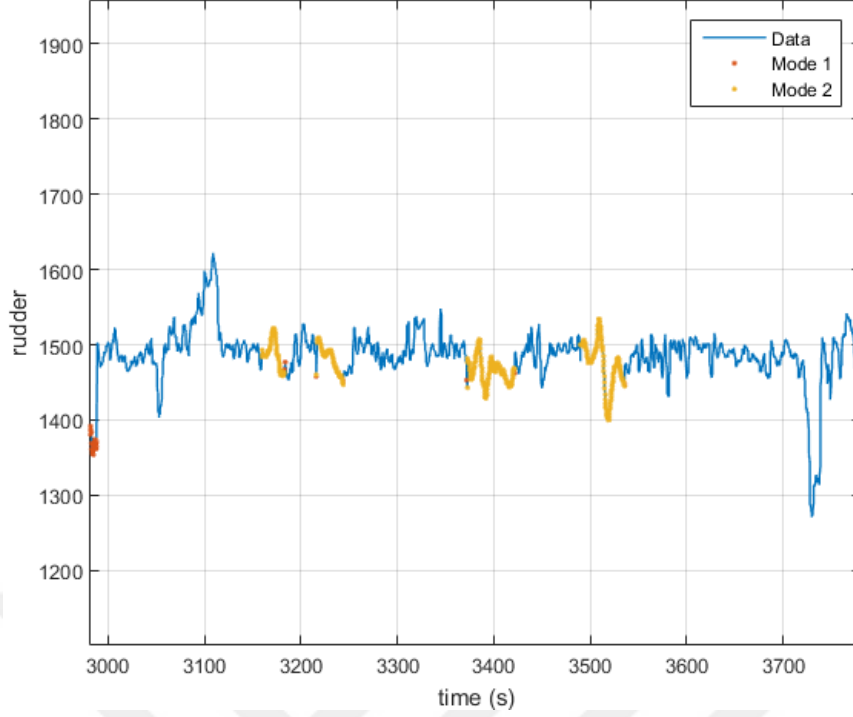
Şekil 5-26 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM) , 0-1000 sn)



Şekil 5-27 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM), (1000-2000 sn))



Şekil 5-28 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM), (2000-3000 sn))



Şekil 5-29 : İstikamet dümenine gönderilen komutlar ((PWM), (3000-4000sn))

## 5.2 Sonuçlar

Sahada gerçekleştirilen uçuş testleri sırasında veri kaybı en az miktarda yaşanmış olup hem telemetri sistemi hem de yer kontrol istasyonu testlerde görevlerini başarıyla yerine getirmiş ve testler başarıya ulaşmıştır. Testin başarısı sayesinde tasarlanan kontrolcü ile ilgili veriler elde edilmiş bulunmaktadır.

Gerçekleştirilen testlerden elde edilen sonuçlar incelendiğinde ise kontrol sisteminin uygulandığı sistemin kontrolcünün geliştirildiği sistemden farklı bir sistem olmasına karşın başarılı bir performans ortaya koyduğu görülmüştür. Sistem otomatik olarak uçağı denge pozisyonuna getirmeyi başarıyla gerçekleştirmiş bulunmaktadır.

Uçuş testinin gerçekleştiği uçak ile kontrolcü tasarımının gerçekleştirildiği modelin aynı olması ile sistemin davranışını olumlu yönde etkilemesi beklenmektedir. Ayrıca uçuş testleri sırasında beta ölçümü için kullanılan sistemde olan gürültünün azaltılması ile elde edilecek sonuçlar daha başarılı olacaktır.

## KAYNAKLAR

- [1] **Babar, M. Z., Ali, S. U., Shah, M. Z., Samar, R., Bhatti A. I., and Afzal, W.,** Robust Control of UAVs using H Control Paradigm, Emerging Technologies (ICET), 2013 IEEE 9th International Conference
- [2] **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, September 8 – 10, 2011, Subotica, Serbia
- [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] **J.M. Sullivan,** Evolution or revolution? The rise of UAVs, IEEE Technology and Society Magazine, 25(3), 43–49, Eylül 2006.
- [5] **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.
- [6] **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.
- [7] **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.
- [8] **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.
- [9] “Montgolfier Balloon” eriŞim adresi: [http://en.wikipedia.org/wiki/Montgolfier\\_Balloon](http://en.wikipedia.org/wiki/Montgolfier_Balloon) eriŞim tarihi: 21 ğubat 2013.
- [10] Morning Chronicle, 29 August 1849, 5.
- [11] **Ertin, O. B.,** 2013, Sabit Kanatlı Bir İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Geliştirmede Döngüde Donanım Tabanlı Yaklaşım, Yüksek Lisans Tezi, TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [12] “History of Unmanned Aerial Vehicles” eriŞim adresi: [http://en.wikipedia.org/wiki/History\\_of\\_unmanned\\_aerial\\_vehicles](http://en.wikipedia.org/wiki/History_of_unmanned_aerial_vehicles) eriŞim tarihi: 21 ğubat 2013.
- [13] **K. Cook,** “The silent force multiplier: The history and role of UAVs in warfare,” in Proc. of IEEE Aerospace Conference, 2007, pp. 1–7.

- [14] **Ertin O. B., Erdoğan M. E., Atlas E., Kasnakoğlu C.**, Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Düşük Maliyetli Dengeleyici Otomatik Pilot Tasarımı, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı (TOK 2014) , 11-13 Eylül, Kocaeli Üniversitesi, Kocaeli (2014).
- [15] **McRuer, D., Graham, D.**, Eighty Years of Flight Control: Triumphs and Pitfalls of the System Approach, *Journal of Guidance and Control*, July – August 1981, Vol. 4.
- [16] **Doyle, J., Francis B., Tannenbaum, A.**, *Feedback Control Theory*, *Macmillan Publishing Co.*, 1990
- [17] **Hanna, C.R., Oplinger, K.A., Douglas, G.R.**, Automatic Flight Control System Using Rate Gyros for Unlimited Maneuvering, *Electrical Engineering*, 1954, Volume 73, Issue 5
- [18] **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.
- [19] **Atlas E., Erdoğan M. İ., Ertin O. B., Guclu A., Saygi Y. E., Kaynak U., Kasnakoglu C.**, Hardware-in-the-loop Test Platform Design for UAV Applications, 2015 International Conference on Automatic Control (ICOAC 2015), April 28-29, Ankara, Türkiye (2015).
- [20] **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, ğubat 2013
- [21] **Aström, K.J., Murray, R.M.**, Analysis and Design of Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers, *Draft v01*, 24 August 2003
- [22] **Glover, K., and McFarlane, D.**, Robust Stabilization of Normalized Coprime Factor Plant Descriptions with  $H_\infty$  Bounded Uncertainty. *IEEE Trans. Autom. Control*, AC-34(8):821–830, August 1992.
- [23] **Safonov, M.G., Limebeer, D. J. N.**, Simplifying the  $H_\infty$  Theory via Loop Shifting, *Proceedings of the 27th Conference on Decision and Control*, Austin, Texas, December 1988

## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Emre ATLAS  
**Uyruğu** : T.C  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 03.09.1990, Çorum  
**E-posta** : emre.atlas@hotmail.com

### ÖĞRENİM DURUMU:

- Lisans** : 2014, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik Elektronik Mühendisliği

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
05/2014-06/2016	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi	Proje Burslu Yüksek Lisans Öğrencisi
06/2016-	TÜBİTAK SAGE	Araştırmacı

### YABANCI DİL:

İngilizce

### TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Atlas, E.**, Erdoğan, M. I., Ertin, O. B., Güçlü, A., Saygi, Y. E., Kaynak, Ü., Kasnakoğlu, C. Hardware-in-the-Loop Test Platform Design for UAV Applications. *Applied Mechanics and Materials*, 789, 681-687, (2015), DOI:10.4028/www.scientific.net/AMM.789-790.681.
- Akyürek Ş., Özden, G. S., **Atlas E.**, Kasnakoğlu, C., Kaynak, Ü., Design of a Flight Stabilizer System and Automatic Control Using HIL Test Platform, *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 5(1), 77-81, (2016). DOI: 10.18178/ijmerr.5.1.77-81

- **Atlas E.**, Erdoğan M. İ., Ertin O. B., Guclu A., Saygı Y. E., Kaynak U., Kasnakoglu C., Hardware-in-the-loop Test Platform Design for UAV Applications, 2015 International Conference on Automatic Control (ICOAC 2015), April 28-29, Ankara, Türkiye (2015)
- Akyürek Ş., Özden, G. S., **Atlas E.**, Kasnakoğlu, C., Kaynak, Ü., Design of a Flight Stabilizer System Using a Hardware-in-the-loop Test Platform, 2015 International Conference on Control, Robotics and Cybernetics (ICCRC 2015), Berlin, Almanya (2015)
- Erdoğan, M. İ., **Atlas, E.**, Kasnakoğlu, C., Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Döngüde Donanımsal Benzetim Tasarımı ve Gerçeklenme Sonuçları, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı (TOK 2015) , 10-12 Eylül, Denizli (2015)
- Akyurek, S., Ozden, G. S., **Atlas, E.**, Kaynak, U., Kasnakoğlu, C., Döngüde Donanımsal Benzetim Test Platformu Kullanarak Otopilot Tasarımı, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı (TOK 2015) , 10-12 Eylül, Denizli (2015)
- **Atlas, E.**, Güneş, U., Ertin O.B., Kasnakoğlu C., Sabit kanatlı insansız hava araçları için loop shaping kontrolcü kullanarak otopilot tasarımı, Savunma Teknolojileri Kongresi (SAVTEK 2016), Ankara, Türkiye (2016)