



POLİTEKNİK DERGİSİ

*JOURNAL of POLYTECHNIC*

ISSN: 1302-0900 (PRINT), ISSN: 2147-9429 (ONLINE)

URL: <http://dergipark.org.tr/politeknik>



# Sabit kanatlı hava araçları için otopilot tasarımı ve benzetimi

## *Design and simulation of autopilot for fixed wing aircraft*

Yazar(lar) (Author(s)): Yasemin ÇANTAŞ<sup>1</sup>, Ahmet AKBULUT<sup>2</sup>

ORCID<sup>1</sup>: 0000-0001-6539-8361

ORCID<sup>2</sup>: 0000-0001-8868-7385

**Bu makaleye şu şekilde atıfta bulunabilirsiniz(To cite to this article):** Çantaş Y., Akbulut A., “Sabit kanatlı hava araçları için otopilot tasarımı ve benzetimi”, *Politeknik Dergisi*, 25(4): 1523-1534, (2022).

**Erişim linki (To link to this article):** <http://dergipark.org.tr/politeknik/archive>

**DOI:** 10.2339/politeknik.894796

# Sabit Kanatlı Hava Araçları için Otopilot Tasarımı ve Benzetimi

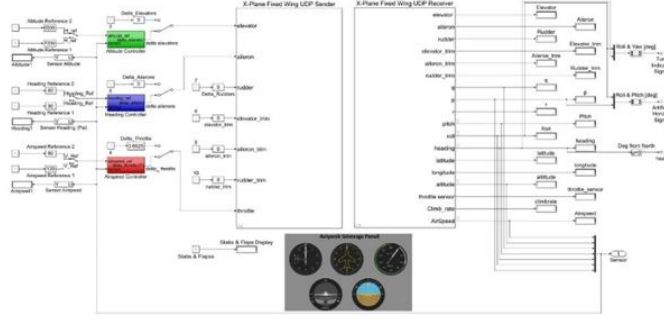
## Design and Simulation of Autopilot for Fixed Wing Aircraft

### Önemli noktalar (Highlights)

- ❖ PID ve LQR tabanlı otopilot tasarımı. / PID and LQR based autopilot design.
- ❖ X-Plane üzerinde SIL tabanlı otopilot benzetimi. / SIL based autopilot simulation on X-Plane.

### Grafik Özet (Graphical Abstract)

Bu makalede, sabit kanatlı hava araçları için otopilot tasarımı ve benzetimi üzerine çalışılmıştır. / In this article, the design and simulation of autopilot for fixed wing aircraft have been studied.



Şekil. Otopilot Benzetimine Genel Bakış /Figure. Overview of autopilot simulation

### Amaç (Aim)

Bu çalışmanın amacı, sabit kanatlı hava araçları için otopilot tasarımı yapmak ve X-Plane programı kullanılarak SIL tabanlı benzetim ortamı hazırlamaktır. Ek olarak, yapısal değişikliğe gidilmiş hava aracı için PID ve LQR tabanlı otopilotların performans karşılaştırması amaçlanmıştır. / The aim of this study is to design autopilot for fixed wing aircraft and to prepare SIL-based simulation environment using the X-Plane program. In addition, it is aimed to compare PID and LQR-based autopilots for structurally modified aircraft.

### Tasarım ve Yöntem (Design & Methodology)

Matlab/Simulink ortamında uçak modelleri için hız, irtifa, yön kontrolcüsü içeren otopilot tasarımı, testi ve benzetimi üzerine çalışmalar yapılmıştır. / Testing and simulation of autopilot that including airspeed, altitude and heading controller have been carried out for aircraft models on Matlab/Simulink.

### Özgünlük (Originality)

Uçakta kanat alanı artırılacak şekilde yapısal değişikliğe gidilmiştir. Yeni uçak için PID ve LQR tabanlı otopilot geliştirilmiş ve performans karşılaştırması yapılmıştır. / Structural changes have been made to increase the wing area of the aircraft. PID and LQR-based autopilots have been compared performance for new aircraft.

### Bulgular (Findings)

Uçak modelleri üzerinden tasarlanan otopilotlar test edilmiş ve uçağı kontrol etmede başarılı sonuçlar ürettiği gözlemlenmiştir. Yükselme zamanı, oturma zamanı ve maksimum aşım bakımından LQR tabanlı otopilotun PID tabanlı otopilottan daha başarılı olduğu gösterilmiştir. / The designed autopilot has been tested on aircraft model and has been found to be successful in controlling the aircraft. LQR-based autopilot has been found to be more successful than PID-based autopilot in terms of rise time, settling time and maximum overshoot.

### Sonuç (Conclusion)

Ele alınan kontrol yöntemlerinin, otopilot sistemleri için uygulanabilir olduğu ve yeni geliştirilecek sabit kanatlı hava aracı modelleri için kullanılabilir olduğu test ve benzetim ortamları kurularak gösterilmiştir. Kurulan benzetim altyapısı ile gerçek uçak üzerinde ihtiyaç duyulan uçuş test sayısı ve maliyetin azaltılması sağlanmıştır. / It was determined by setting up test and simulation environments that described control methods are applicable for autopilot systems and can be used for new fixed wing aircraft models to be developed. With the simulation infrastructure, it has become possible to reduce the number of flight tests and costs needed on the real aircraft.

### Etik Standartların Beyanı (Declaration of Ethical Standards)

Bu makalenin yazar(lar)ı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler. / The author(s) of this article declare that the materials and methods used in this study do not require ethical committee permission and/or legal-special permission.

# Sabit Kanatlı Hava Araçları için Otopilot Tasarımı ve Benzetimi

*Araştırma Makalesi / Research Article*

**Yasemin ÇANTAŞ<sup>1\*</sup>, Ahmet AKBULUT<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Havelsan A.Ş., 06510, Çankaya Ankara, Türkiye

<sup>2</sup>Ankara Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik - Elektronik Mühendisliği Bölümü, 06830, Gölbaşı Ankara, Türkiye

(Geliş/Received : 10.03.2021 ; Kabul/Accepted : 08.06.2021; Erken Görünüm/Early View : 30.06.2021)

## ÖZ

Bu makalede insanlı ve insansız sabit kanatlı hava araçları için otopilot tasarımı ve benzetimi gerçekleştirilmiştir. Öncelikle doğrusal olmayan iki farklı platform modeli, Matlab/Simulink ortamında belirlenen denge (trim) koşullarında doğrusallaştırılmış ve elde edilen doğrusal modeller ile doğrusal olmayan modellerin karşılaştırması yapılmıştır. Seçilen iki farklı platform modeli için Matlab/Simulink ortamında PID tabanlı otopilotun geliştirilmesi ve testi yapılmıştır. Test sonuçları verilmiştir. Geliştirilen otopilotun X-Plane programı ile yazılım döngüsü (SIL) tabanlı benzetim ortamı hazırlanmış ve benzetim sonuçları gösterilmiştir. Buna ek olarak, platformlardan bir tanesinde yapısal değişikliğe gidilmiş ve yapısal değişiklikler sonrasında ortaya çıkan yeni platform için Matlab/Simulink ortamında hem PID tabanlı hemde LQR tabanlı otopilot geliştirilmesi ve testi yapılmıştır. Test sonuçları verilmiştir. Son olarak platformda yapısal değişimden kaynaklı ağırlık değişiminin otopilot üzerine etkisi incelenmiştir. Ele alınan kontrol yöntemlerinin, otopilot sistemleri için uygulanabilir olduğu ve yeni geliştirilecek sabit kanatlı hava aracı modelleri için kullanılabilir olduğu test ve benzetim ortamları kurularak gösterilmiştir. Geliştirilen otopilot sistemleri, kurulan benzetim altyapısı ile gerçek platform üzerinde ihtiyaç duyulan uçuş test sayısı ve maliyetin azaltılmasının mümkün hale gelmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Otopilot, PID, LQR, SIL, X-PLANE.

## Design and Simulation of Autopilot for Fixed Wing Aircraft

### ABSTRACT

In this article, autopilot design and simulation for manned and unmanned fixed wing aircraft has been performed. First, two different platform models, which are nonlinear, were linearized under the equilibrium (trim) conditions determined in Matlab/Simulink environment and the linear models obtained were compared with the nonlinear models. PID based autopilot was developed and tested for the two platform models. Test results are provided. The software in loop (SIL) based simulation environment was prepared with the X-Plane program of the autopilot and the simulation results were shown. In addition, a structural change was made in one of the platforms, and both PID and LQR-based autopilot were developed and tested for the new platform that emerged after structural changes. Test results are provided. Finally, the effect of weight change due to structural change on the autopilot on the platform was examined. It has been demonstrated by setting up test and simulation environments that the control methods discussed are applicable for autopilot systems and can be used for new fixed-wing aircraft models. With the developed autopilot systems and the simulation infrastructure installed, it has become possible to reduce the number of flight tests needed on the real platform and the cost.

**Keywords:** Autopilot, PID, LQR, SIL, X-PLANE.

### 1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

İnsansız Hava Araçları (İHA) uzaktan kontrol edilebilen, içerisinde fiziki olarak pilot bulundurmadan uçabilen hava araçlarıdır. Bu sebeple insansız hava aracı sistemleri karmaşık yapıda olup, birden fazla alt sistemin birlikte çalışabilmesi ile görevleri yerine getirebilmektedir [1]. Teknolojik gelişmeler ile birlikte gelişmiş otopilot sistemlerine sahip insansız hava araçları, mevcut görevlerini müdahale olmaksızın gerçekleştirebilecek robotik yapılara evrilmiştir. Otopilot sistemleri,

kanatçıklar (aileron), irtifa dümeni (elevator), yön dümeni (rudder) kontrol yüzeylerinin ve motor itme (thrust) kuvvetinin kontrolü ile sabit kanatlı hava aracının otomatik olarak kontrol edilebilmesini sağlar [2]. Bu sebeple, insansız hava araçları için otopilot sistemleri önemli bir araştırma konusu haline gelmiştir. Yapılan literatür araştırmalarında, oransal-integral-türevsel (PID) ve doğrusal karesel regülatör (LQR) kontrol yöntemleri ile ilgili çalışmalar ele alınmıştır. Literatürde, otopilot sistemleri için klasik kontrol teorisinin bir yöntemi olarak PID ve modern kontrol teorisinin bir yöntemi olarak LQR sıklıkla karşımıza çıkmaktadır. PID kontrol, tasarım ve uygulama kolaylığı sağlaması bakımından

\*Sorumlu Yazar (Corresponding Author)  
e-posta : ycantas@havelsan.com.tr

sistemlerin kontrolünde sıklıkla kullanılan bir yöntemdir. PID kontrolün amacı; hatanın kendisi, hatanın değişimi ve hatanın toplamından oluşan kontrol sinyali üretmek sistemin kararlı bir şekilde çalışmasını sağlamaktır. Doğrusal sistemlerin kontrolünde yüksek performans göstermesine karşılık doğrusal olmayan sistemlerde yetersiz kalmaktadır. Bu sebeple, modern kontrol yöntemleri sistemlerin kontrolünde kullanılan bir yöntem haline gelmiştir [3].

Literatürde, genellikle ele alınan otopilot sistemi için farklı kontrol yöntemlerinin yapısı anlatılmış ve bu kontrol yöntemleri matematiksel model veya gerçek sistem üzerine uygulanarak karşılaştırması yapılmıştır. Christiansen [4], küçük insansız hava araçları için PID tabanlı otopilot tasarımı ve gerçekleştirilmesi üzerine çalışmıştır. Johansen [5], irtifa ve yunuslama açısının kontrolü için PID ve kayan kipli (SM) tabanlı otopilot tasarımı üzerine çalışmıştır. X-Plane programı üzerinde yer alan Cessna 172 platformu kullanılmış ve matematiksel modeli bilinmediği için kontrolcü parametreleri elle belirlemiştir. Rüzgâr ve faydalı yük değişimlerine göre kontrolcü performansını değerlendirilmiş ve X-Plane programı üzerinden benzetim çalışmaları yapmıştır. Chen vd. [6], küçük İHA'lar için ISA-PID tabanlı kontrolcü tasarımı üzerine çalışmıştır. Armah vd. [7], dört rotorlu İHA'larda yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolü için Matlab/Simulink ortamında PID tabanlı kontrolcü tasarlamış ve testini yapmıştır. Arıbal [8], İHA'larda iniş evresi için PID, SM ve doğrusal karesel izleyici (LQT) tabanlı otopilot tasarımı ve matematiksel model üzerinden testini gerçekleştirmiştir. Sartori [9], sabit kanatlı platformlar için gelişmiş kontrol yasalarının tasarımı, uygulanması ve matematiksel model üzerinden testini yapmıştır. Phillips [10], çift rotorlu sistem için PID, LQR ve SM tabanlı otopilot tasarımı ve testi gerçekleştirmiştir. Malik vd. [11], yunuslama açısının kontrolü için PID ve LQR tabanlı otopilot tasarımı gerçekleştirmiş ve performans değerlendirmesi yapmıştır. Al-Mahturi vd. [12], çift rotorlu sistem için LQR tabanlı otopilotun ağırlık matrisleri parçacık sürü optimizasyonu (PSO) ile belirlemiş ve testini yapmıştır. Kızır [13], denge kontrol sistemi için LQR tabanlı kontrolcü tasarlamıştır. Ribeiro vd. [14], yuvarlanma açısının kontrolü için Matlab ortamında otopilot kontrolcüsünü tasarlamış ve X-Plane programı üzerinden benzetimini yapmıştır. Bittar vd. [15], güdüm algoritması geliştirip, X-Plane programı ve Matlab/Simulink arasında yazılım döngüsü (SIL) tabanlı benzetim ortamı hazırlamıştır. Yalçın vd. [16], dikey iniş kalkış yapabilen (VTOL) hava aracı için otopilot tasarımı yapmış ve X-plane programı üzerinden benzetim ortamı hazırlamıştır.

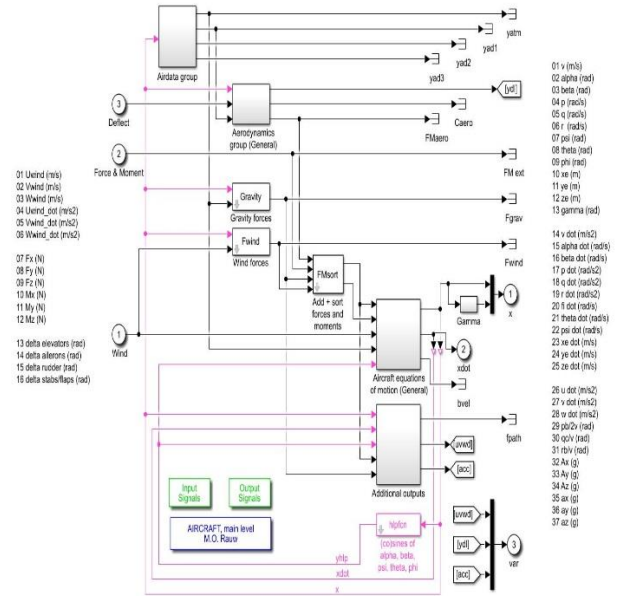
Bu makalede insanlı ve insansız sabit kanatlı hava araçlarını için otopilot tasarımı ve benzetimi gerçekleştirilmiştir. Çalışmalarımız kapsamında Matlab/Simulink 'Flight Dynamics and Control Toolbox' AirLib kütüphanesi içerisinde tanımlanmış Cessna 172 ve IAI Pioneer doğrusal olmayan uçak modelleri kullanılmıştır [17], [18]. Otopilot tasarımı için

gerekli olan durum uzay matrislerini elde edebilmek amacıyla Matlab/Simulink 'Linear Analysis Tool' kullanılmıştır. Belirlenen trim noktalarında doğrusal olmayan Cessna 172 ve IAI Pioneer modelleri doğrusallaştırılmış ve doğrusal modellere ait durum uzay matrisleri elde edilmiştir. Doğrusal modeller üzerinden PID tabanlı otopilot tasarlanmış ve tasarlanan otopilotun doğrusal olmayan Cessna 172 ve IAI Pioneer modelleri üzerinde testi gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan otopilotun X-Plane programı ile benzetim ortamı kurulmuştur. Tarımsal havacılık uygulamalarında üstün kanatlı Cessna 172 uçağını alternatif bir çözüm olarak sunmak için yapısal değişikliğe gidilmiş ve yapısal değişiklikler sonrasında ortaya çıkan yeni platform için hem PID tabanlı hem de LQR tabanlı otopilot tasarımı yapılmıştır. Uçaktaki kütle değişiminin otopilot sistemi üzerine etkileri incelenmiştir.

## 2. UÇAK MODELİ (AIRCRAFT MODEL)

### 2.1. Doğrusal Olmayan Uçak Modeli (Nonlinear Aircraft Model)

AirLib kütüphanesinde doğrusal olmayan sabit kanatlı bir hava aracı için genel Matlab/Simulink modeline uçuş hattı açısının ( $\gamma$ ) eklenmiş hali Şekil 1'de gösterildiği gibi tanımlanmıştır. Bu model rüzgâr, kuvvet/moment ve sapma bileşenlerinden oluşan üç farklı giriş parametresini almaktadır ve platforma ait durum değişkenleri ile türevlerini içeren üç farklı çıkış parametresi üretmektedir.



Şekil 1 Doğrusal olmayan uçak modeli (Nonlinear aircraft model)

Trim noktası, bir uçağa etki eden toplam kuvvet ve momentlerin sıfır olduğu denge noktasıdır. Öncelikle platformun trim noktasındaki giriş parametreleri ve durum değişkenleri belirlenmiştir.

X durum değişkenleri matrisi ( $V \alpha \beta p q r \psi \theta \phi X_e Y_e Z_e (H)$ ) Çizelge 1'de gösterilmektedir.

**Çizelge 1.** Durum değişkenleri (State variables)

Durum Değişkenleri	
V	Hız
$\alpha$	Hücum Açısı
$\beta$	Kayma Açısı
p	Yuvarlanma Açısal Hız
q	Yunuslama Açısal Hız
r	Sapma Açısal Hız
$\psi$	Sapma Açısı
$\theta$	Yunuslama Açısı
$\phi$	Yuvarlanma Açısı
Xe	X Eksenindeki Pozisyon
Ye	Y Eksenindeki Pozisyon
Ze(H)	Z Eksenindeki Pozisyon

$$x_{lat} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \psi \\ \phi \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{Yanal} \\ \text{Durum Değişkenleri} \end{array} \quad (5)$$

$$u_{lat} = \begin{bmatrix} \delta\alpha \\ \delta r \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{Yanal} \\ \text{Kontrol Girişleri} \end{array} \quad (6)$$

U kontrol girişleri matrisi ( $\delta t$ ,  $\delta\alpha$ ,  $\delta e$ ,  $\delta r$ ,  $\delta f$ ) Çizelge 2’de gösterilmektedir.

**Çizelge 2.** Kontrol girişleri (Control inputs)

Kontrol Girişleri	
$\delta_t$	Motor Gaz Kolu (Throttle) Üzerindeki Sapma
$\delta_a$	Kanatçıklar (Aileron) Yüzeyindeki Sapma
$\delta_e$	İrtifa Dümeni (Elevator) Yüzeyindeki Sapma
$\delta_r$	Yön Dümeni (Rudder) Yüzeyindeki Sapma
$\delta_f$	Kanatçıklar (Flap) Yüzeyindeki Sapma

## 2.2. Doğrusal Uçak Modeli (Linear Aircraft Model)

Kontrol teorilerini bir modele uygulayabilmek için matematiksel denklemlerin durum uzay matrisleri biçiminde yazılması kolaylık sağlamaktadır. Genel durum uzay gösterimi eşitlik (1) ve (2) ile gösterilmiştir [3].

$$\dot{x} = A x + B u \quad \text{Durum Denklemi} \quad (1)$$

$$y = C x + D u \quad \text{Çıkış Denklemi} \quad (2)$$

Trim sonucunda bulunan giriş parametreleri ve durum değişkenleri kullanılarak Matlab/Simulink ‘Linear Analysis Toolbox’ yardımı ile doğrusal olmayan uçak modeli doğrusallaştırılmış ve bu işlem sonrasında otopilot tasarımı için gerekli olan doğrusal uçak modeline ait durum uzay matrisleri elde edilmiştir. Boylamsal hareket için durum değişkenleri ( $x_{lon}$ ) ve aerodinamik kontrol girişleri ( $u_{lon}$ ) için durum uzay gösterimi eşitlik (3) ve (4) ile gösterilmiştir.

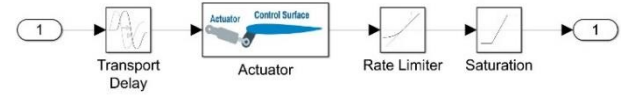
$$x_{lon} = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{Boylamsal} \\ \text{Durum Değişkenleri} \end{array} \quad (3)$$

$$u_{lon} = \begin{bmatrix} \delta e \\ \delta t \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{Boylamsal} \\ \text{Kontrol Girişleri} \end{array} \quad (4)$$

Yanal hareket için durum değişkenleri ( $x_{lat}$ ) ve aerodinamik kontrol girişleri ( $u_{lat}$ ) için durum uzay gösterimi eşitlik (5) ve (6) ile gösterilmiştir.

## 2.3 Kontrol Yüzeylerinin Modeli (Control Surfaces Model)

Tasarlanan otopilotun, uygulamada başarılı bir şekilde çalışabilmesi için sistem modelinin gerçeğe yakın yapılması gerekmektedir. Bu sebeple sistem modellenirken, platform modeli ile birlikte kontrol yüzeylerinin yapısı ve özellikleri de dikkate alınmalıdır. Matlab/Simulink üzerinde oluşturulan kontrol yüzeylerinin modeli Şekil 2’de gösterilmiştir.

**Şekil 2** Kontrol yüzeylerinin modeli (Control surfaces model)

## 3. OTOPILOT TASARIMI (AUTOPILOT DESIGN)

Otopilot tasarımı için elde edilen doğrusal uçak modeline ait A, B, C, D durum uzay matrislerinden transfer fonksiyonları elde edilmiştir. Modele ait transfer fonksiyonları üzerinden Matlab/Simulink ‘Control System Toolbox’ Sisotool tasarım aracı kullanılarak PID tabanlı otopilot tasarımı için kontrolcü parametreleri belirlenmiştir.

Matlab/Simulink ortamında tasarlanmış otopilot sistemi Şekil 3’te gösterilmiştir.

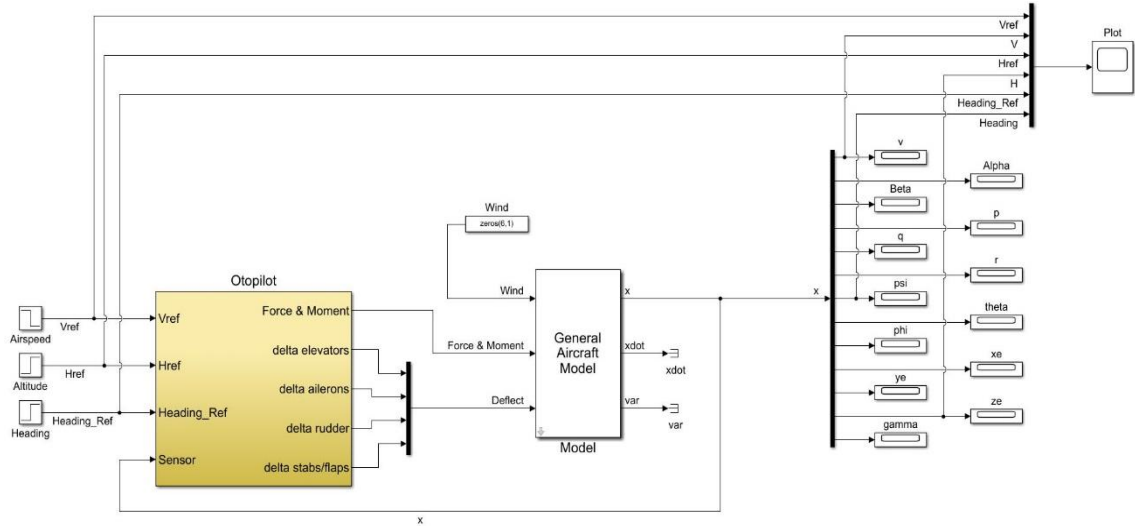
Seyir evresinde platformun uçuş hızının ve irtifasının korunması gerekmektedir. Hızın ve irtifanın korunması, birbiri ile ilişkili olan motor gaz kolu ve irtifa dümeni kontrolü ile sağlanmaktadır. Seyir evresinde platformun baş açısının korunması gerekmektedir. Baş açısının korunması kanatçıklar ve yön dümeni kontrolü ile sağlanmaktadır.

### 3.1. Hava Hız Kontrolcüsü (Airspeed Controller)

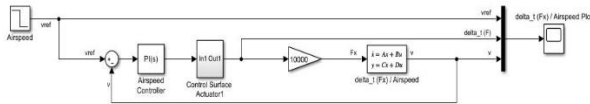
PID tabanlı hız kontrolcüsü ile uçağın uçuş hızı kontrol edilebilmektedir. Kontrol döngüsü; referans uçuş hızı değeri ile sensörlerden ölçülen hava hızı değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyalinden motor itme kuvveti üretilmektedir.

Tasarlanan uçuş hızı kontrolcüsünün gösterimi Şekil 4’te verilmiştir.

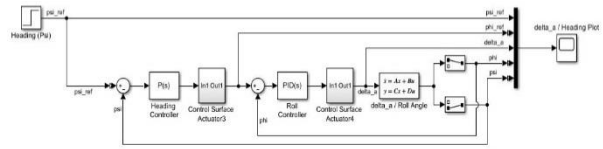




Şekil 3 Otopilot modeli (Autopilot model)



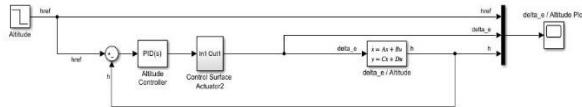
Şekil 4 Hız kontrolcüsü modeli (Airspeed controller model)



Şekil 6 Yön kontrolcüsü modeli (Heading controller model)

### 3.2. İrtifa Kontrolcüsü (Altitude Controller)

PID tabanlı irtifa kontrolcüsü ile uçağın irtifası kontrol edilebilmektedir. Kontrol döngüsü; referans irtifa değeri ile sensörlerden ölçülen irtifa değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyaline göre irtifa dümeni kontrol yüzeyi için sapma sinyali üretilmektedir. Tasarlanan irtifa kontrolcüsünün gösterimi Şekil 5'te verilmiştir.



Şekil 5 İrtifa kontrolcüsü modeli (Altitude controller model)

### 3.3. Yön Kontrolcüsü (Heading Controller)

PID tabanlı yön kontrolcüsü ile uçağın baş açısı kontrol edilebilmektedir. Baş açısı kontrolü iç ve dış kontrol döngülerinden oluşan bir yapıya sahiptir. Dış kontrol döngüsü; referans sapma açısı ( $\psi$ ) değeri ile sensörlerden ölçülen sapma açısı değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyaline göre iç kontrol döngüsü için referans yuvarlanma açısı ( $\phi$ ) değeri oluşturulmaktadır. İç kontrol döngüsü; dış kontrol döngüsü tarafından sağlanan yuvarlanma açısı referans değeri ile sensörlerden ölçülen yuvarlanma açısı değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyaline göre kanatçıklar kontrol yüzeyi için sapma sinyali üretilmektedir.

Tasarlanan yön kontrolcüsünün gösterimi Şekil 6'da verilmiştir.

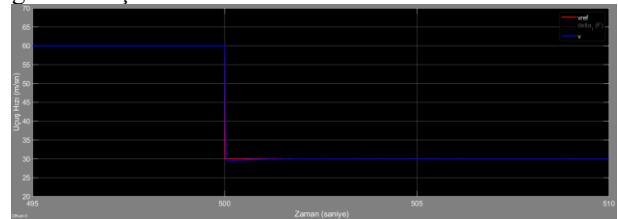
## 4. OTOPILOT TASARIMININ TESTİ (AUTOPILOT DESIGN TEST)

3. bölümde tasarım detayları anlatılan PID tabanlı otopilot sistemi, IAI Pioneer ve Cessna 172 platformları için tasarlanmış ve doğrusal olmayan modeller üzerine uygulanmıştır. Bu bölümde otopilot test edilmiş ve performansı gösterilmiştir.

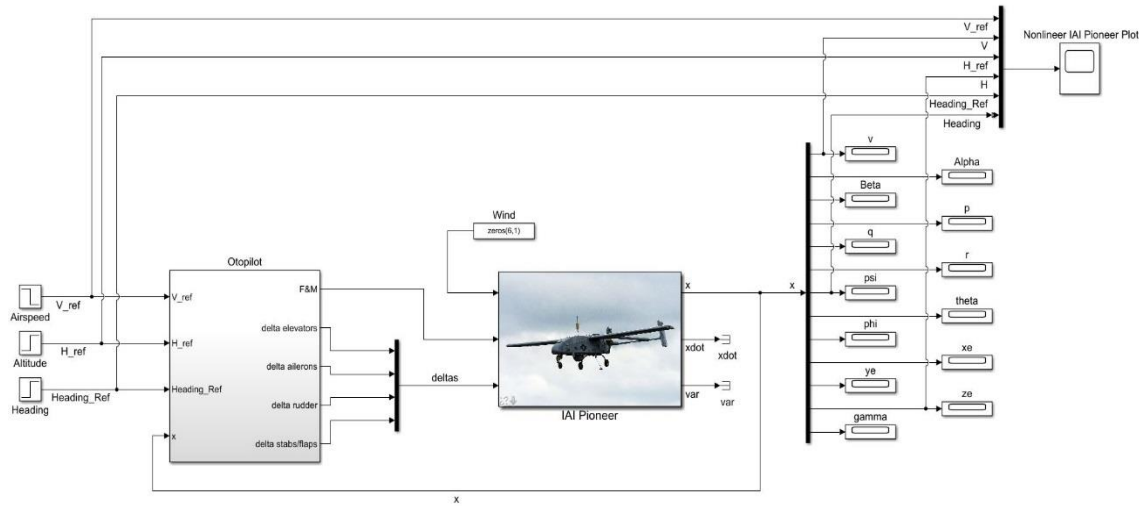
### 4.1. IAI Pioneer için Otopilot Tasarımının Testi (Autopilot Design Test for IAI Pioneer)

Matlab/Simulink ortamında IAI Pioneer için tasarlanmış PID tabanlı otopilot sisteminin doğrusal olmayan model üzerine uygulaması Şekil 7'de gösterilmiştir.

Tasarlanan hız kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 8'de gösterilmiştir.

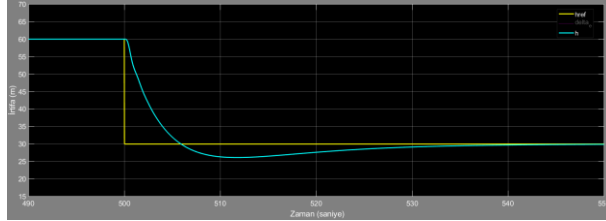


Şekil 8 IAI Pioneer hız kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (IAI Pioneer airspeed controller nonlinear model response)



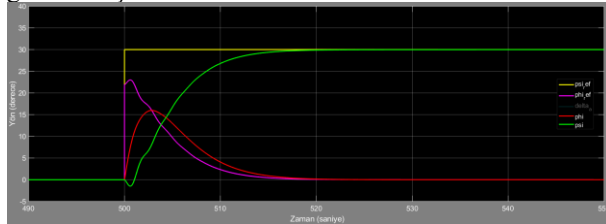
Şekil 7 IAI Pioneer doğrusal olmayan modeli testi (IAI Pioneer nonlinear aircraft model test)

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 9 IAI Pioneer irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (IAI Pioneer altitude controller nonlinear model response)

Tasarlanan yön kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 ° referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 10'da gösterilmiştir.



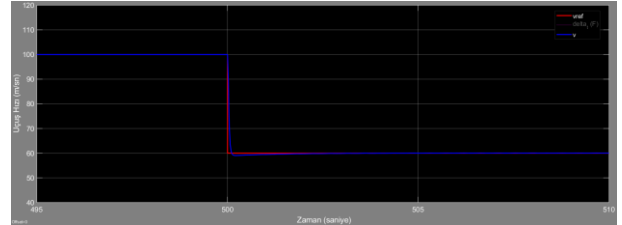
Şekil 10 IAI Pioneer yön kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (IAI Pioneer heading controller nonlinear model response)

#### 4.2 Cessna 172 için Otopilot Tasarımının Testi

(Autopilot Design Test for Cessna 172)

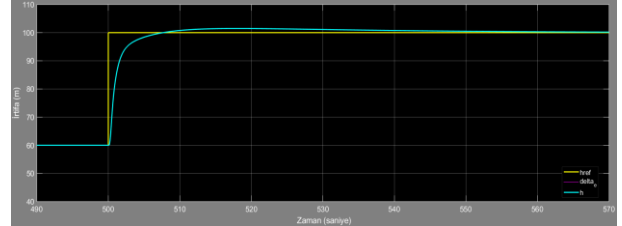
Matlab/Simulink ortamında Cessna 172 için tasarlanmış PID tabanlı otopilot sisteminin doğrusal olmayan model üzerine uygulaması Şekil 11'de gösterilmiştir.

Tasarlanan hız kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 30 m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 12'de gösterilmiştir.



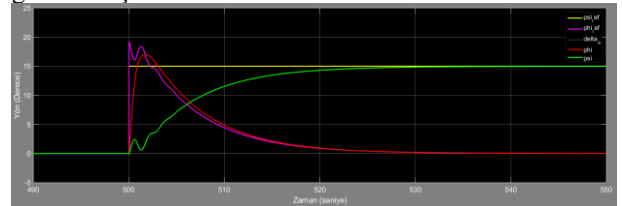
Şekil 12 Cessna 172 hız kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 airspeed controller nonlinear model response)

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 13'te gösterilmiştir.

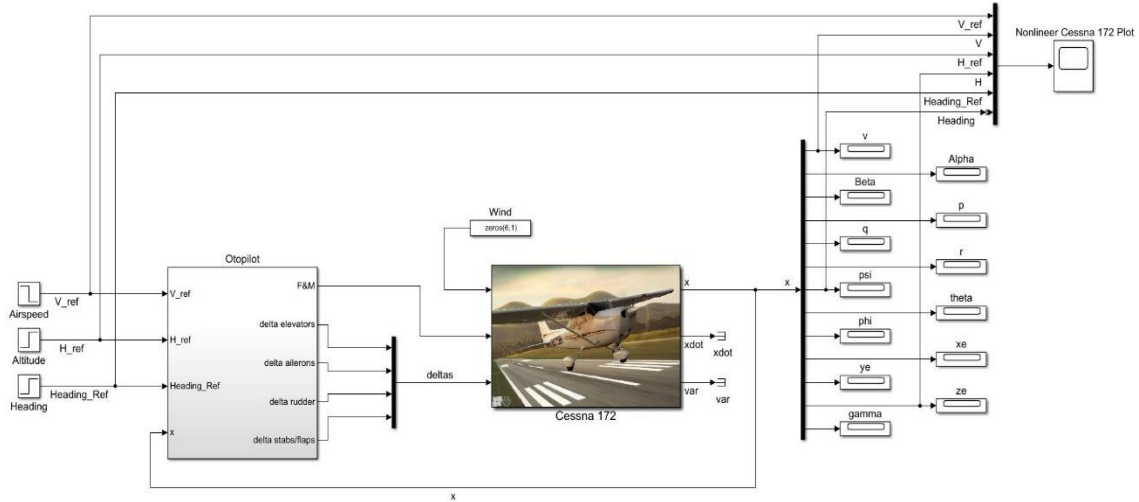


Şekil 13 Cessna 172 irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 altitude controller nonlinear model response)

Tasarlanan yön kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 ° referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 14'te gösterilmiştir.



Şekil 14 Cessna 172 yön kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 heading controller nonlinear model response)



Şekil 11 Cessna 172 doğrusal olmayan modeli testi (Cessna 172 nonlinear aircraft model test)

## 5. OTOPILOT TASARIMININ BENZETİMİ (AUTOPILOT DESIGN SIMULATION)

Otopilot test ve benzetim çalışmaları için Matlab/Simulink ortamında hareket denklemlerine dayalı platform modeli kullanılabileceği gibi uçuş benzetim programları da kullanılabilmektedir. Matlab/Simulink ortamında, otopilot tasarlanmış ve test edilmiş olsa da modelleme hatalarından dolayı gerçek uygulamalarda doğrudan başarılı sonuçlar vermeyebilir. Bu sebeple uçuş dinamikleri ve çevre koşulları anlamında gerçeğe yakın bir benzetim ortamı sunan X-PLANE benzetim programı kullanılmıştır [15]. Matlab/Simulink ortamında Cessna 172 için PID tabanlı olarak tasarlanmış otopilotun X-PLANE benzetim programı üzerinden benzetimi yapılmıştır.

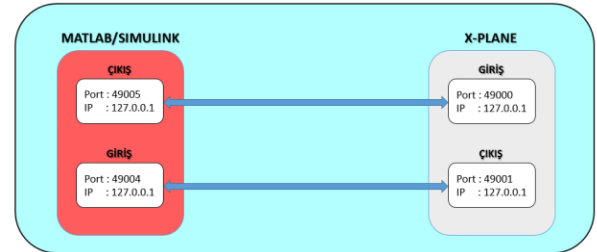
### 5.1. X-Plane ve Konfigürasyonu (X-Plane and Configuration)

X-Plane, pilot eğitimleri ve yeni uçak tasarımları için kullanılan benzetim programıdır. X-Plane programı UDP (Kullanıcı Datagram Protokolü) aracılığıyla dış ortamla veri aktarımını sağlayabilmektedir. Bu özelliği ile akademik ve ticari çalışmalarda sıklıkla kullanılmaktadır.

Matlab/Simulink ortamında tasarlanan otopilot, kontrol yüzeyleri için üretmiş olduğu sapma sinyallerini UDP bloğu ile X-Plane simülasyon programına göndermektedir ve buna karşılık sensör verilerini X-Plane benzetim programından almaktadır.

Matlab/Simulink ortamında UDP gönderici ve UDP alıcı blokları oluşturulmuş ve bu bloklara Port ve IP adresleri tanımlanmıştır. Benzer şekilde X-Plane ortamında da UDP gönderici ve UDP alıcı blokları için Port ve IP adresleri tanımlanmıştır. Yazılım döngüsü (SIL) tabanlı benzetim ortamının UDP haberleşmesi blok gösterimi Şekil 15’de verilmiştir.

X-Plane programı üzerinde Cessna 172 modelinin benzetimi için Matlab/Simulink ortamında tasarlanmış otopilot sistemi Şekil 16’da gösterilmiştir.



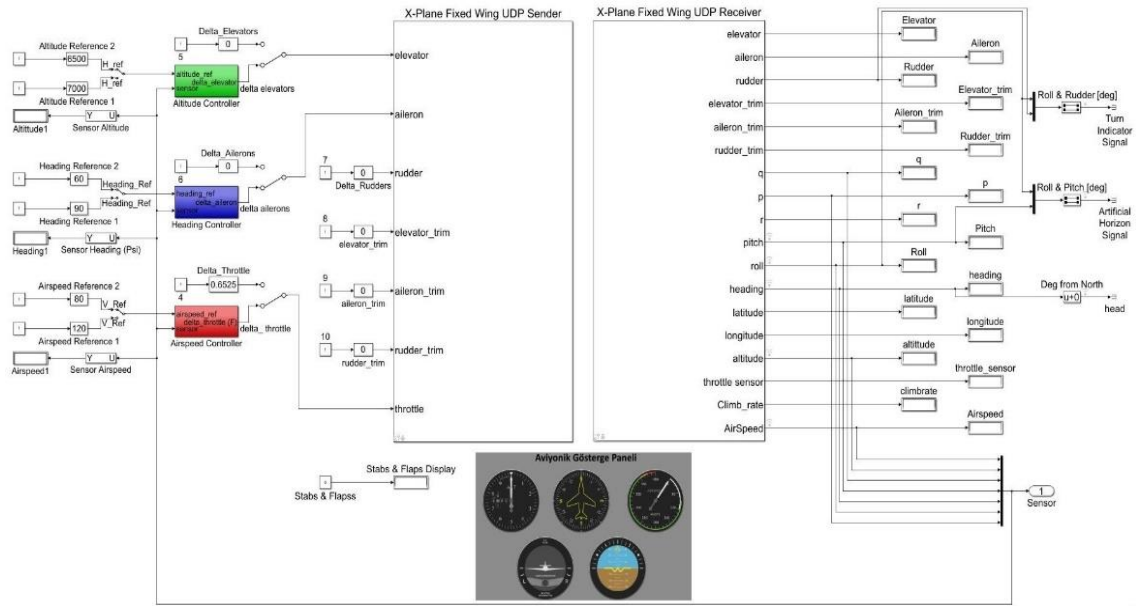
Şekil 15 Matlab/Simulink ve X-PLANE UDP haberleşmesi blok gösterimi (Matlab/Simulink and X-PLANE UDP communication block diagram)

X-Plane programı üzerinde Cessna 172 platformu 80 kn hız, 6500 ft irtifa ve 60° yön değerlerinde uçmaktadır. Tasarlanan otopilot için Çizelge 3’te belirtilen referans değerleri X-Plane programı üzerindeki modele uygulanarak benzetimi yapılmıştır.

Çizelge 3 X-Plane için Cessna 172 referans değerleri (Reference values of Cessna 172 on X-PLANE)

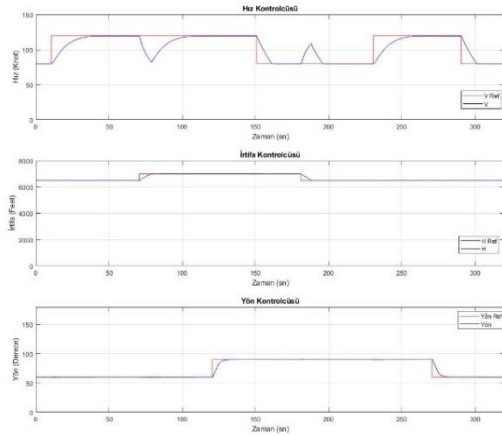
Zaman (s)	Hız (kn)	İrtifa (ft)	Yön (°)
Başlangıç	80	6500	60
10	120	6500	60
70	120	7000	60
120	120	7000	90
150	80	7000	90
180	80	6500	90
230	120	6500	90
270	120	6500	60
290	80	6500	60





Şekil 16 Matlab/Simulink ve X-PLANE ortamında otopilot benzetimi (Autopilot simulation on Matlab/Simulink and X-PLANE)

X-Plane programı üzerindeki modelin cevabı Şekil 17'de gösterilmiştir. Platform irtifa kazanırken hızının azalmakta olduğu ve platform irtifa kaybederken hızının artmakta olduğu gözlemlenmiştir.

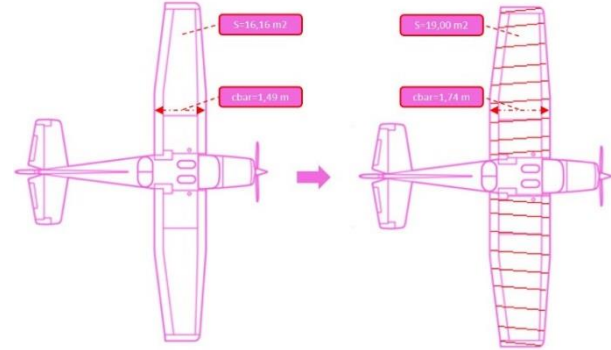


Şekil 17 Cessna 172 referans değerleri için benzetimi (Simulation of Cessna 172 for reference values)

## 6. CESSNA 172 ÜZERİNE YAPISAL DEĞİŞİKLİKLER VE OTOPILOT TASARIMI (STRUCTURAL CHANGES ON CESSNA 172 AND AUTOPILOT DESIGN)

Makalede üzerinde çalışılan Cessna 172 platformu, genellikle pilot eğitimleri ve sivil taşımacılık faaliyetleri için kullanılmaktadır. Bu makale kapsamında, tarımsal havacılık faaliyetlerinde Cessna 172 platformunun kullanılabilirliği için yapısal değişikliğe gidilmiştir. Bu tasarımın amacı tarımsal havacılık uygulamaları için üstün kanatlı Cessna 172 uçağını alternatif bir çözüm olarak sunmaktır.

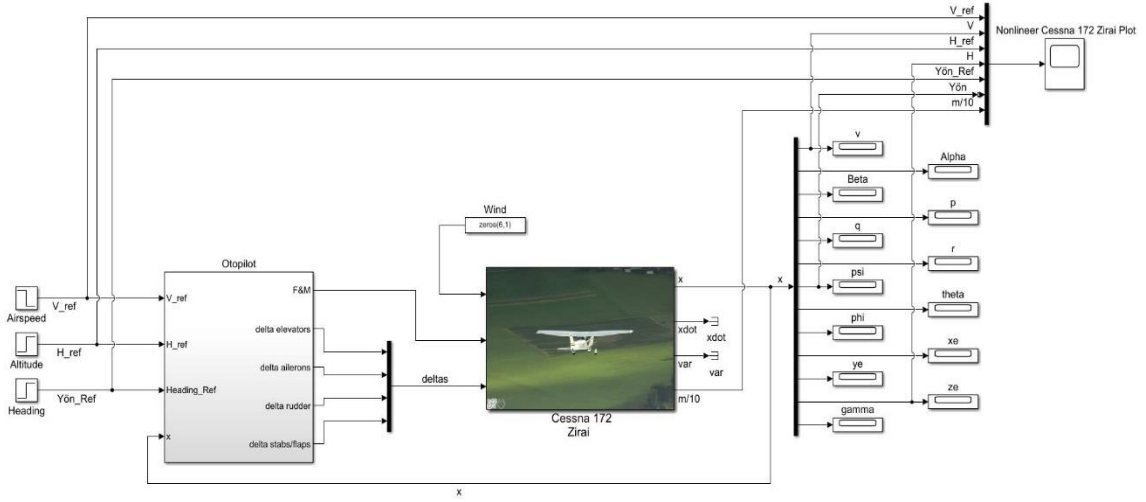
Mevcut Cessna 172 platformunun kanat alanı artırılarak taşıma kuvvetinin artırılması hedeflenmiştir. Yapısal değişiklikler sonrasında ortaya çıkan yeni platforma Cessna 172 Zirai isimlendirmesi yapılmıştır. Cessna 172 Zirai bu tez kapsamında elde edilmiş hayali bir uçaktır. Cessna 172 Zirai için yapısal değişiklikleri içeren fiziksel özellikler Şekil 18'de gösterilmiştir.



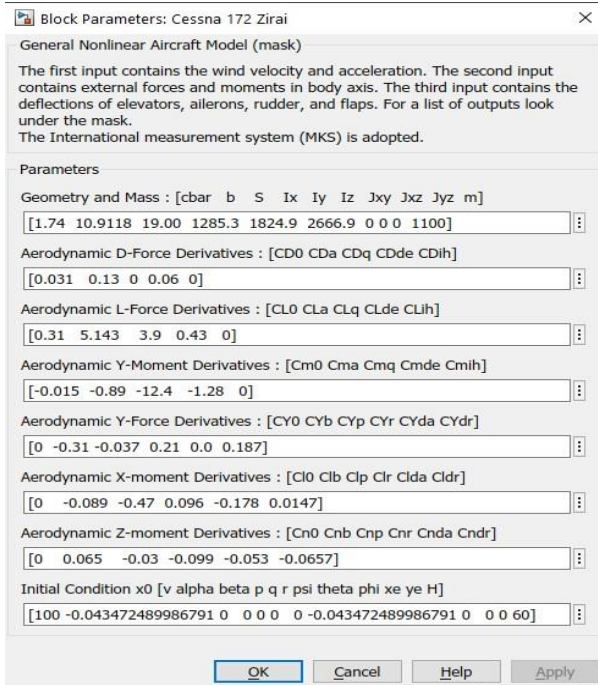
Şekil 18 Cessna 172 Zirai kanat alanı boyutları [19] (Cessna 172 Zirai wing area dimension)

Cessna 172 Zirai için Matlab/Simulink modeli parametreleri Şekil 19'da gösterilmiştir.

PID tabanlı ve LQR tabanlı iki farklı otopilot sistemi, Cessna 172 Zirai platformu için tasarlanmış ve doğrusal olmayan model üzerine uygulanmıştır. Bu bölümde geliştirilen iki farklı otopilot test edilmiş ve performansı gösterilmiştir.



Şekil 20 Cessna 172 Zirai doğrusal olmayan modeli testi Cessna 172 Zirai nonlinear aircraft model test

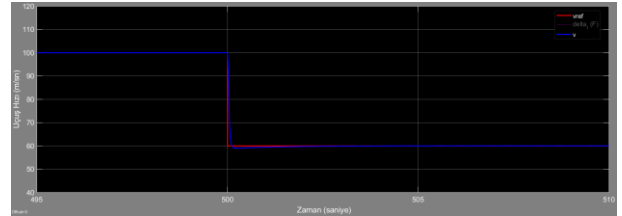


Şekil 19 Cessna 172 Zirai aerodinamik parametreler ve fiziksel özellikler (Cessna 172 Zirai aerodynamic parameters and physical properties)

### 6.1. Cessna 172 Zirai için PID Tabanlı Otopilot Tasarımı ve Testi (PID Based Autopilot Design and Test for Cessna 172 Zirai)

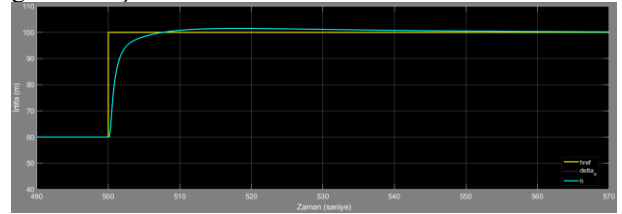
Matlab/Simulink ortamında Cessna 172 Zirai için tasarlanmış PID tabanlı otopilot sisteminin doğrusal olmayan model üzerine uygulaması Şekil 20'de gösterilmiştir.

Tasarlanan hız kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 21'de gösterilmiştir.



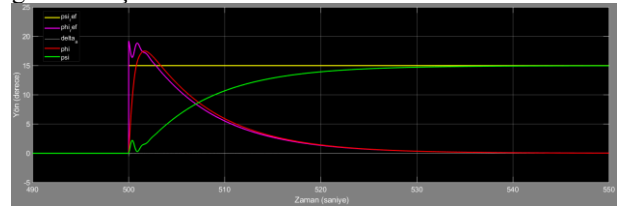
Şekil 21 Cessna 172 Zirai hız kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 Zirai airspeed controller nonlinear model response)

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 22'de gösterilmiştir.



Şekil 22 Cessna 172 Zirai irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 Zirai altitude controller nonlinear model response)

Tasarlanan yön kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 ° referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 23'te gösterilmiştir.



Şekil 23 Cessna 172 Zirai yön kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 Zirai heading controller nonlinear model response)

## 6.2. Cessna 172 Zirai için LQR Tabanlı Otopilot Tasarımı (LQR Based Autopilot Design and Test for Cessna 172 Zirai)

Modern kontrol teorisinin bir yöntemi olan LQR tabanlı kontrolcü tasarımı, PID tabanlı kontrolcü tasarımı kadar sektörde etkin olarak kullanılmaktadır. LQR çoklu girişi ve çoklu çıkışı (MIMO) bulunan sistemlerde ölçülebilen durum değişkenleri varsa kolayca uygulanabilmekte ve kararlı çözümler sunabilmektedir [10].

LQR yöntemi ile birden fazla giriş ve çıkışa sahip karmaşık uçak sistemlerinin kontrolünde, doğrusal uçak modeline ait A, B, C, D durum uzay matrisleri kullanılarak bir çözüm üretilmektedir. Sisteme ait tüm durumlar, K kazanç matrisi üzerinden geri besleme yapılarak sistem kararlı hale getirilmeye çalışılmaktadır. Maliyet fonksiyonu, Q ve R ağırlık matrislerini içermektedir. Q ve R ağırlık matrisleri Bryson's Rule metoduna göre seçilmiş ve bu matrisler aşağıda gösterilmiştir.

Otopilot tasarımı için elde edilen doğrusal uçak modeline ait A, B, C, D durum uzay matrisleri ve Q, R ağırlık matrisleri kullanılarak LQR kontrolcüsünün K sabit kazanç matrisi parametreleri Matlab 'lqr' fonksiyonu ile ' $K_{lqr} = lqr(A,B,Q,R)$ ' şeklinde belirlenmiştir. K kazanç matrisi aşağıda gösterilmiştir. LQR tabanlı kontrol ile sisteme ait durum değişkenlerinin başlangıç koşullarından sıfıra doğru götürmede başarılı olmasına rağmen, sisteme referans giriş uygulandığında, sistemin çıkışında kalıcı durum hatasının başarılı bir şekilde giderilmediği gözlemlenmiştir. Yapılan çalışmalar sisteme referans giriş uygulandığında, sistemin çıkışında kalıcı durum hatası olmaması için kontrol döngüsünün integral bileşenine sahip olması gerektiğini göstermiştir.

$$Q = \begin{bmatrix} 1.0e-4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1459 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1459 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1459 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4.0e-10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4.0e-10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4.0e-10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0011 \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} 4.0e-8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.6476 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

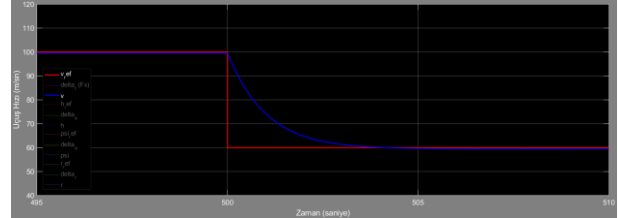
$$K = \begin{bmatrix} 20.3601 & -41.7507 & 0 & 0 & -0.6022 & 0 & 0 & 39.8913 & 0 & 0.1000 & 0 & 2.1252 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0006 & 0.6711 & 0 & 0 & -0.1665 & 0 & 0 & -1.7567 & 0 & 1.5e-7 & 0 & -0.0174 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0744 & -0.1216 & 0 & -0.0935 & -0.7796 & 0 & -1.016 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0140 & 0.0209 & 0 & -0.1911 & -0.6423 & 0 & 0.1612 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

LQR kontrolcüsünün integral bileşenine sahip yapısı Doğrusal Karesel İntegratör (LQI) olarak adlandırılmıştır [10].

Tasarlanan LQR otopilot ile referans giriş ve sistemin çıkışı arasındaki farkın integrali alınarak K kazanç matrisi üzerinden geri besleme yapılarak aerodinamik kontrol yüzeyleri için sapma sinyalleri üretilmektedir. Bu tez kapsamında, LQR kontrolcüsünün integral bileşeni ile geliştirilmiş hali, yapısal değişiklikler yapılmış Cessna 172 Zirai platformu üzerinde başarıyla uygulanmıştır.

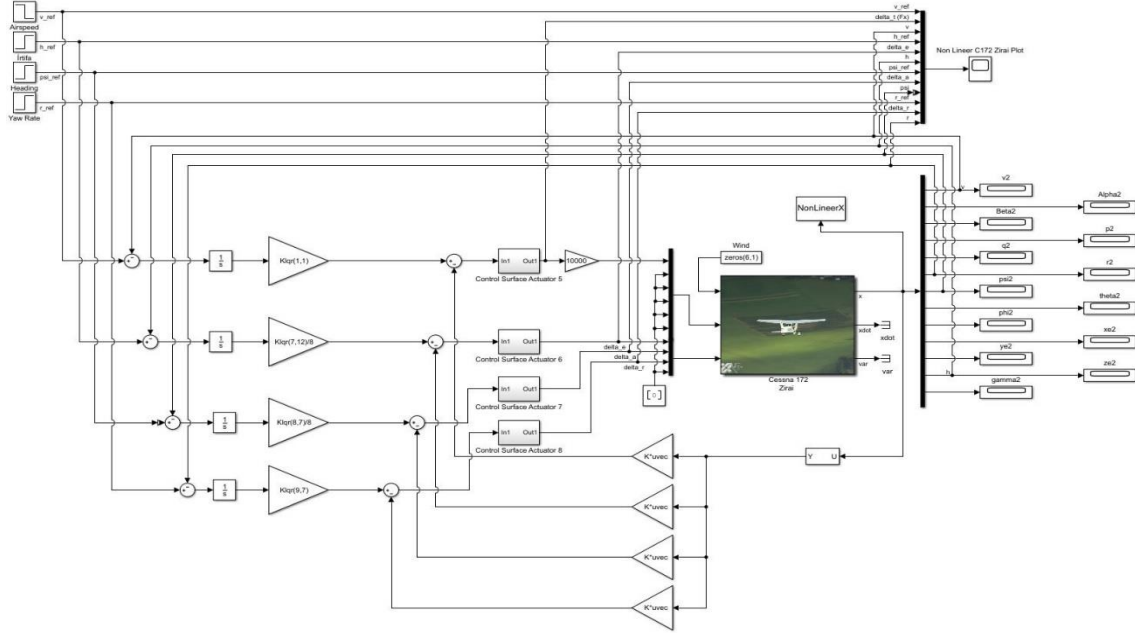
Matlab/Simulink ortamında Cessna 172 Zirai için tasarlanmış LQR tabanlı otopilot sisteminin doğrusal olmayan model üzerine uygulaması Şekil 24'te gösterilmiştir.

Tasarlanan hız kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 30 m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 25'de gösterilmiştir.

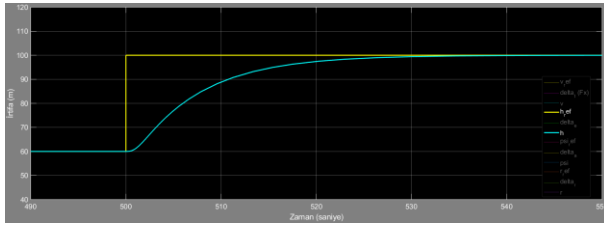


Şekil 25 Cessna 172 Zirai LQR hız kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 Zirai LQR airspeed controller nonlinear model response)

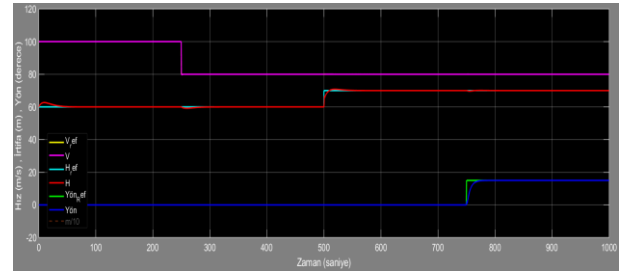
Tasarlanan irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 30 m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 26'da gösterilmiştir.



Şekil 24 Cessna 172 Zirai LQR otopilot doğrusal olmayan modeli (Cessna 172 Zirai LQR autopilot nonlinear aircraft model test)

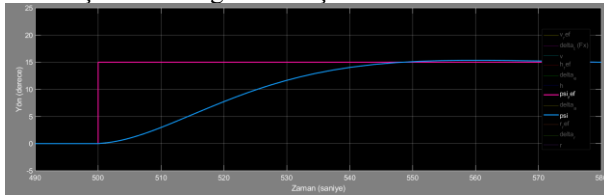


Şekil 26 Cessna 172 Zirai LQR irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 Zirai LQR altitude controller nonlinear model response)



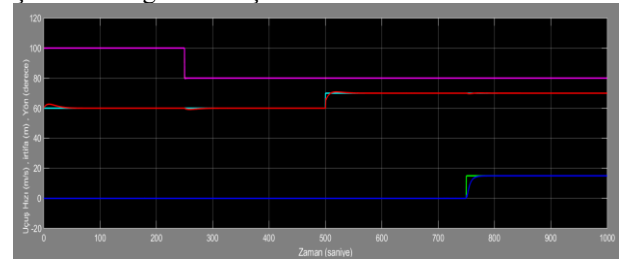
Şekil 28 Cessna 172 Zirai doğrusal olmayan model cevabı (Cessna 172 Zirai nonlinear aircraft model response)

Tasarlanan yön kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 30 ° referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 27'de gösterilmiştir.



Şekil 27 Cessna 172 Zirai LQR yön kontrolcüsü doğrusal olmayan modeli cevabı (Cessna 172 Zirai LQR heading controller nonlinear model response)

Tam yük ile kalkış yapan ve değişken kütle ile uçuş evresinde bulunan Cessna 172 Zirai platformunun hız, irtifa ve yön referans girişleri için vermiş olduğu cevap Şekil 29'da gösterilmiştir.



Şekil 29 Cessna 172 Zirai kütle değişiminin otopilot tasarımına etkisi (Effect of mass change on autopilot design on Cessna 172 Zirai)

### 6.3. Kütle Değişiminin Otopilot Tasarımına Etkisi (Effect of Mass Change on Autopilot Design)

Cessna 172 Zirai platformunun sulama, ilaçlama, tohumlama gibi zirai uygulamalarda kullanılması, platformda kütle değişimine neden olmaktadır. Bu kütle değişiminin PID ve LQR tabanlı otopilot tasarımlarına olan etkisi incelenmiştir.

Tam yük ile kalkış yapan ve sabit kütle ile uçuş evresinde bulunan Cessna 172 Zirai platformunun hız, irtifa ve yön referans girişleri için vermiş olduğu cevap Şekil 28'de gösterilmiştir.

Platformun her iki durum içinde vermiş olduğu cevaplar incelendiğinde, kütle değişiminin PID tabanlı otopilot tasarımına etkisi olmadığı gözlemlenmiştir. LQR tabanlı otopilot tasarımının ise kütle değişimine karşı duyarlı olduğu ve sistemin kararlılığında bozulmalar meydana geldiği gözlemlenmiştir.

## 7. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

IAI Pioneer ve Cessna 172 doğrusal modellerine ait PID tabanlı hız kontrolcüsü, irtifa kontrolcüsü ve yön kontrolcüsü için kontrolcü parametreleri belirlenmiştir. Tasarlanan kontrolcüler her iki platform içinde hem doğrusal model hemde doğrusal olmayan model üzerine uygulanarak test edilmiştir. Doğrusal olmayan test sonuçları incelendiğinde uçuş hızı, irtifa ve yön referans değerleri için otopilotun başarılı sonuçlar ürettiği doğrulanmıştır.

Cessna 172 için Matlab/Simulink ortamında PID tabanlı olarak geliştirilen otopilot X-PLANE benzetim programı üzerinde çalışacak şekilde ayarlanıp, benzetimi yapılmıştır. Benzetim sonuçları incelendiğinde uçuş hızı, irtifa, yön referans değerleri için otopilot tasarımının başarılı sonuçlar ürettiği doğrulanmıştır.

Geliştirilen PID tabanlı ve LQR tabanlı otopilot tasarımları hem doğrusal model hemde doğrusal olmayan model üzerine uygulanarak test edilmiştir. Otopilot tasarımlarına ait test sonuçları incelendiğinde genel anlamda PID tabanlı ve LQR tabanlı otopilotun başarılı sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Uçuş hızı referans değeri; aşım oranları bakımından PID tabanlı otopilotun aşım yaptığı, LQR tabanlı otopilotun ise aşım yapmadığı görülmüştür. Oturma zamanları bakımından LQR tabanlı otopilot PID tabanlı otopilottan daha başarılı sonuçlar ürettiği görülmüştür. İrtifa referans değeri için; aşım oranları bakımından PID tabanlı otopilotun aşım yaptığı, LQR tabanlı otopilotun ise aşım yapmadığı görülmüştür. Oturma zamanları bakımından LQR tabanlı otopilot PID tabanlı otopilottan daha başarılı sonuçlar ürettiği görülmüştür. Yön referans değeri için; aşım oranları bakımından LQR tabanlı otopilotun aşım yaptığı, PID tabanlı otopilotun ise aşım yapmadığı görülmüştür. Oturma zamanları bakımından LQR tabanlı otopilotun ve PID tabanlı otopilotun benzer sonuçlar ürettiği görülmüştür.

Son olarak platformda meydana gelen kütle değişiminin PID tabanlı otopilot tasarımına etkisinin olmadığı ancak LQR tabanlı otopilot tasarımının kütle değişimine karşı duyarlı olduğu ve sistemin kararlılığında bozulmalar meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Bu makale sonucunda ortaya çıkan kazanımlar ile gelecekte yeni kontrol uygulamalarının geliştirilebilmesine katkı sağlanacaktır. Ele alınan kontrol yöntemlerinin, otopilot sistemleri için uygulanabilir olduğu ve yeni geliştirilecek sabit kanatlı hava aracı modelleri için kullanılabilir olduğu test ve benzetim ortamları kurularak gösterilmiştir. Geliştirilen otopilot sistemleri, kurulan benzetim altyapısı ile belirli bir olgunluğa getirilerek, gerçek platform üzerinde ihtiyaç duyulan uçuş test sayısı ve maliyetin azaltılması sağlanmıştır.

## 8. SİMGELER (SYMBOLS)

$\gamma$	Uçuş Hattı Açısı
K	Kazanç Matrisi
Q	Ağırlık Matrisi ( $Q \geq 0$ )
R	Ağırlık Matrisi ( $R > 0$ )

## ETİK STANDARTLARIN BEYANI

### (DECLARATION OF ETHICAL STANDARDS)

Bu makalenin yazar(lar)ı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler.

## YAZARLARIN KATKILARI

### (AUTHORS' CONTRIBUTIONS)

**Yasemin ÇANTAŞ:** Literatür araştırması yapmıştır. Otopilot tasarımı yapmıştır. Test ve benzetim ortamı hazırlamıştır. Sonuçları analiz etmiştir. Makalenin yazımını gerçekleştirmiştir

**Ahmet AKBULUT:** Sonuçları analiz etmiştir. Makalenin kontrolünü gerçekleştirmiştir.

## ÇIKAR ÇATIŞMASI (CONFLICT OF INTEREST)

Bu çalışmada herhangi bir çıkar çatışması yoktur.

## KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] Bento M., Unmanned aerial vehicles: An overview, *Inside GNSS*, 3(1) ,54-61, (2008).
- [2] Nelson R. C., 'Flight Stability and Automatic Control', *McGraw-Hill*, New York, A.B.D., (1998).
- [3] Ogata K., 'Modern Control Engineering', *Prentice Hall*, New Jersey, A.B.D., (2010).
- [4] Christiansen R., Design of an Autopilot for Small Unmanned Air Vehicles, *Master Thesis*, BYU, College of Engineering and Technology, Utah-A.B.D., (2004).
- [5] Johansen I. H., Autopilot Design for Unmanned Aerial Vehicles, *Master Thesis*, NTNU, Faculty of Information Technology, Trondheim-Norveç, (2012).
- [6] Chen X., Haq E., Lin J., Design, Modeling and Tuning of Modified PID Controller for Autopilot in MAVs, *2016 17th IEEE SNPD Conference*, Shanghai-Çin, 475-480, (2016).
- [7] Armah S., Yi S., Choi W., Shin D., Feedback Control of Quad-Rotors with a Matlab-Based Simulator, *American Journal of Applied Sciences*, 13(6), 779-793, (2016).
- [8] Arıbal S., Development of an Autopilot for Automatic Landing of an Unmanned Aerial Vehicle, *Master Thesis*, METU, Natural and Applied Sciences, Ankara-Türkiye, (2011).
- [9] Sartori D., Design, Implementation and Testing of Advanced Control Laws for Fixed-Wing UAVs, *PhD Thesis*, Politecnico di Torino, Course in Engineering, Torino-İtalya, (2014).
- [10] Phillips A., A Study of Advanced Modern Control Techniques Applied to a Twin Rotor MIMO System, *Master Thesis*, RIT, College of Engineering, New York-A.B.D., (2014).
- [11] Malik S., Singh S., LQR and Tuned PID Controller Design and Simulation for Aircraft Pitch Control Using Matlab, *International Journal of Scientific Research And Education*, 5(4), 6291-6298, (2017).
- [12] Al-Mahturi A., Wahid H., Optimal Tuning of Linear Quadratic Regulator Controller Using a Particle Swarm Optimization for Two-Rotor Aerodynamical System, *WASET International Journal of Electronics and*

- Communication Engineering*, 11(2), 196-102, (2017).
- [13] Kizir S., Denge Kontrol Sisteminin LQR ile Gerçek Zamanlı Durum Geri Beslemeli Kontrolü, *Journal of Polytechnic*, 22(4), 1023-1030, (2019).
- [14] Ribeiro L., Oliveira N., UAV Autopilot Controllers Test Platform Using Matlab/Simulink and X-Plane, *2010 IEEE FIE Conference*, Washington-A.B.D., S2H1-S2H6, (2010).
- [15] Bittar A., Figueiredo H., Guimaraes P., Mendes A., Guidance Software-In-the-Loop Simulation Using X-Plane and Simulink for UAVs, *2014 ICUAS Conference*, Orlando-A.B.D., 993-1002, (2014).
- [16] Yalçın M., Ersoy E., Designing Autopilot System for Fixed-Wing Flight Mode of a Tilt-Rotor UAV in a Virtual Environment: X-Plane, *International Advanced Researches and Engineering Journal*, 2(1), 33-42, (2018).
- [17] Rauw M., FDC 1.2 – A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis, <http://www.dutchroll.com>, Yayın tarihi 2001, Erişim tarihi (2019).
- [18] Campa G., Airlib Library, <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/3019-airlib>, Yayın tarihi 2003, Erişim tarihi (2019).
- [19] Textron Aviation, Cessna Skyhawk Specifications, <https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>, Yayın tarihi 2003, Erişim tarihi (2019)