

**ANKARA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN
OTOPİLOT GELİŞTİRME VE SİMÜLASYONU**

Yasemin ÇANTAŞ

ELEKTRİK - ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

ANKARA

2021

Her hakkı saklıdır

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN OTOPİLOT GELİŞTİRME VE SİMÜLASYONU

Yasemin ÇANTAŞ

Ankara Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik - Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Ahmet AKBULUT

İnsansız Hava Araçları (İHA) uzaktan kontrol edilebilen, içerisinde fiziki olarak pilot bulundurmada uçabilen hava araçlarıdır. Bu sebeple insansız hava aracı sistemleri karmaşık yapıda olup, birden fazla alt sistemin birlikte çalışabilmesi ile görevlerini yerine getirebilmektedir. Teknolojik gelişmelere bağlı olarak insansız hava araçları, mevcut görevlerini müdahale olmaksızın gerçekleştirebilecek robotik yapılara evrilmiştir ve insansız hava araçları için otopilot sistemleri önemli bir araştırma konusu haline gelmiştir. Otopilot sistemleri, hava aracının otomatik olarak kontrol edilebilmesini sağlar. Otopilot, kuyruk ve kanatlarda yer alan kontrol yüzeyleri ve motoru kontrol ederek, uçağın belirlenen amaçla uçuşunu hedeflemektedir.

Bu tez raporunda, insansız hava araçları için otopilot geliştirme 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 platform modeli için Matlab/Simulink ortamında PID tabanlı otopilot geliştirilmiş ve test sonuçları verilmiştir. Aynı zamanda 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 geliştirilmiş ve test sonuçları verilmiştir. Son olarak platformda yapısal değişimden kaynaklı kütle değişiminin otopilot üzerine etkisi incelenmiştir.

Nisan 2021, 115 Sayfa

Anahtar Kelimeler: İHA, Otopilot, Matlab/Simulink, PID, LQR, SIL, X-PLANE

ABSTRACT

Master Thesis

AUTOPILOT DEVELOPMENT AND SIMULATION FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

Yasemin ÇANTAŞ

Ankara University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Department of Electrical - Electronics Engineering

Supervisor: Assist. Prof. Ahmet AKBULUT

Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are aerial vehicles that can be controlled remotely and fly without a pilot. For this reason, unmanned aerial vehicle systems are complex and can fulfill their duties with the multiple subsystems. Due to technological developments, unmanned aerial vehicles have evolved into robotic structures that can perform their current tasks without intervention, and autopilot systems for unmanned aerial vehicles have become an important research subject. Autopilot systems allow the aircraft to be controlled automatically. The autopilot aims to fly the aircraft with the specified purpose by controlling the control surfaces on the tail and wings and the engine.

In this thesis report, autopilot development and simulation for unmanned aerial vehicles has been performed. First, two different platform models, which are non-linear, were linearized in 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 given test results in Matlab/Simulink environment for two platform models. At the same time, software in loop (SIL) based simulation environment was prepared with the X-Plane program of the autopilot and simulation results were shown. In addition, a structural change was made in one of the platforms and both PID-based and LQR-based autopilot were developed and given test results in Matlab/Simulink environment for the new platform that emerged after structural changes. Finally, the effect of weight change due to structural change on autopilot on the platform was examined.

April 2021, 115 Pages

Key Words: UAV, Autopilot, Matlab/Simulink, PID, LQR, SIL, X-PLANE

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Bu tezin hazırlanmasında bilgi ve tecrübesi ile çalışmalarımı yönlendiren, önerileri ile gelişimime katkıda bulunan danışman hocam sayın Dr. Öğr. Üyesi Ahmet AKBULUT'a teşekkürlerimi sunarım.

Bugüne kadar yapmış olduğum çalışmalarımda maddi ve manevi olarak beni destekleyen eşime en derin duygularıyla teşekkür ederim.

Yasemin ÇANTAŞ

Ankara, Nisan 2021



İÇİNDEKİLER

TEZ ONAYI	
ETİK.....	i
ÖZET	ii
ABSTRACT	iii
ÖNSÖZ ve TEŞEKKÜR.....	iv
SİMGELER DİZİNİ	vii
KISALTMALAR DİZİNİ.....	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	x
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiii
1. GİRİŞ	1
1.1 İnsansız Hava Aracı Sistemlerinin Gelişimi ve Özellikleri	1
1.2 Tezin Amacı	3
1.3 Tezin Kapsamı	3
2. KAYNAK ÖZETLERİ	4
3. MATERYAL VE YÖNTEM	8
3.1 Platform Dinamikleri ve Özellikleri	8
3.1.1 Platforma genel bakış.....	8
3.1.2 Kontrol yüzeyleri.....	9
3.1.3 Uçuş evreleri	10
3.1.4 Koordinat sistemi	11
3.1.5 Aerodinamik model.....	12
3.1.6 Doğrusal olmayan matematiksel model.....	17
3.1.6.1 Kuvvet denklemleri.....	18
3.1.6.2 Moment denklemleri	18
3.1.6.3 Durum denklemleri.....	19
3.1.7 Doğrusal matematiksel model	20
3.1.8 Platform	22
3.1.8.1 IAI Pioneer.....	22
3.1.8.2 Cessna 172 Skyhawk	23
3.2 Otopilot Sistemleri.....	25
3.2.1 Kontrol sistemleri.....	25
3.2.1.1 Oransal İntegral Türevsel (Proportional Integral Derivative, PID).....	25
3.2.1.2 Doğrusal Karesel Regülatör (Linear Quadratic Regulator, LQR)	27
3.3 Platform Modeli.....	28
3.3.1 Doğrusal olmayan uçak modeli.....	29
3.3.2 Trim işleminin yapılması	31
3.3.2.1 IAI Pioneer trim işlemi	33
3.3.2.2 Cessna 172 trim işlemi	37
3.3.3 Doğrusal uçak modeli.....	41
3.3.3.1 IAI Pioneer doğrusal model.....	43
3.3.3.2 Cessna 172 doğrusal model.....	47
3.3.4 Kontrol Yüzeylerinin Modeli	50
3.4 PID Tabanlı Otopilot Tasarımı	51
3.4.1 Boylamsal kontrolcü tasarımı	55

3.4.1.1	Hız kontrolcüsü	55
3.4.1.2	İrtifa kontrolcüsü	57
3.4.2	Yanal kontrolcü tasarımı	59
3.4.2.1	Yön kontrolcüsü	59
4.	ARAŞTIRMA BULGULARI	61
4.1	Otopilot Tasarımının Testi	62
4.1.1	Doğrusal model üzerinde otopilot tasarımının testi	62
4.1.1.1	IAI Pioneer	62
4.1.1.2	Cessna 172	65
4.1.2	Doğrusal olmayan model üzerinde otopilot tasarımının testi	68
4.1.2.1	IAI Pioneer	68
4.1.2.2	Cessna 172	71
4.2	Otopilot Tasarımının Benzetimi	74
4.2.1	X-PLANE	74
4.2.1.1	X-PLANE genel bakış	74
4.2.1.2	X-PLANE konfigürasyon	76
4.2.1.3	X-PLANE modeli	79
4.2.2	X-PLANE üzerinde otopilot tasarımının benzetimi	81
4.2.2.1	Cessna 172	81
4.3	Cessna 172 Üzerine Yapısal Değişiklikler	85
4.3.1	Platform	85
4.3.2	Platform modeli	87
4.3.2.1	Doğrusal olmayan uçak modeli	87
4.3.2.2	Trim işleminin yapılması	88
4.3.2.3	Doğrusal uçak modeli	92
4.3.3	Otopilot tasarımı ve testi	94
4.3.3.1	PID tabanlı otopilot tasarımı	94
4.3.3.2	PID tabanlı otopilot testi	94
4.3.3.2.1	Doğrusal model üzerinde otopilot tasarımının testi	94
4.3.3.2.2	Doğrusal olmayan model üzerinde otopilot tasarımının testi	97
4.3.3.3	LQR tabanlı otopilot tasarımı	100
4.3.3.4	LQR tabanlı otopilot testi	104
4.3.3.4.1	Doğrusal model üzerinde otopilot tasarımının testi	104
4.3.3.4.2	Doğrusal olmayan model üzerinde otopilot tasarımının testi	106
4.3.4	Kütle değişiminin otopilot tasarımına olan etkisi	108
5.	SONUÇ ve ÖNERİLER	109
	KAYNAKLAR	112

SİMGELER DİZİNİ

N, E, D	Ataletsel Koordinat Sistemi Eksenleri
X_b, Y_b, Z_b	Gövde Koordinat Sistemi Eksenleri
X, Y, Z	Aerodinamik Kuvvet Bileşenleri
T_x, T_y, T_z	İtme Kuvvet Bileşenleri
W_x, W_y, W_z	Yerçekimi Kuvvet Bileşenleri
L, M, N	Aerodinamik Moment Bileşenleri
u, v, w	Doğrusal Hız Bileşenleri
p, q, r	Açısal Hız Bileşenleri
I_x, I_y, I_z	Her Eksen Etrafında Eylemsizlik Momenti
I_{yz}, I_{xz}, I_{xy}	Çarpım Eylemsizlik Momenti
C_D, C_S, C_L	Aerodinamik Kuvvet Katsayıları
C_l, C_m, C_n	Aerodinamik Moment Katsayıları
Q	Dinamik Basınç
S	Kanat Alanı
$cbar$	Kanat Akor Uzunluğu
l	Kanat Açıklığı
V	Hız
α	Hücum Açısı
β	Kayma Açısı
p	Yuvarlanma Açısal Hız
q	Yunuslama Açısal Hız
r	Sapma Açısal Hız
ψ	Sapma Açısı
θ	Yunuslama Açısı
ϕ	Yuvarlanma Açısı
X_e	X Eksenindeki Pozisyon
Y_e	Y Eksenindeki Pozisyon
$Z_e (H)$	Z Eksenindeki Pozisyon
δ_t	Motor Gaz Kolu Üzerindeki Sapma
δ_a	Kanatçıklar Yüzeyindeki Sapma

δ_e	İrtifa Dümeni Yüzeyindeki Sapma
δ_r	Yön Dümeni Yüzeyindeki Sapma
δ_f	Kanatçıklar Yüzeyindeki Sapma
γ	Uçuş Hattı Açısı
\mathbf{F}	Kuvvet Vektörü
\mathbf{M}	Moment Vektörü
\mathbf{V}	Hız Vektörü
\mathbf{W}	Açısal Hız Vektörü
$\boldsymbol{\phi}$	Durum Vektörü
m	Uçağın Kütlesi
\mathbf{I}	Atalet Moment Matrisi
$E(\boldsymbol{\phi})$	Euler Açıları Dönüşüm Matrisi
A_{lon}	Boylamsal Durum Matrisi
x_{lon}	Boylamsal Durum Değişkenleri
B_{lon}	Boylamsal Kontrol Matrisi
u_{lon}	Boylamsal Kontrol Girişleri
C_{lon}	Boylamsal Çıkış Matrisi
A_{lat}	Yanal Durum Matrisi
x_{lat}	Yanal Durum Değişkenleri
B_{lat}	Yanal Kontrol Matrisi
u_{lat}	Yanal Kontrol Girişleri
C_{lat}	Yanal Çıkış Matrisi
K_p, K_i, K_d	Oransal Kazanç, İntegral Kazanç, Türevsel Kazanç
$e(t)$	Hata
T_i, T_d	İntegral Zamanı, Türev Zamanı
$r(t)$	Giriş
$y(t)$	Çıkış
K	Kazanç Matrisi
J	Maliyet Fonksiyonu
Q	Ağırlık Matrisi ($Q \geq 0$)
R	Ağırlık Matrisi ($R > 0$)
u	Giriş

KISALTMALAR DİZİNİ

İHA	İnsansız Hava Aracı
SİHA	Silahlı İnsansız Hava Aracı
YKİ	Yer Kontrol İstasyonu
Hİ	Haberleşme İstasyonu
FMS	Uçuş Yönetim Sistemi
FCC	Uçuş Kontrol Merkezi
MCP	Otopilot Kontrol Paneli
ILS	Aletle İniş Sistemi
PID	Oransal İntegral Türevsel
LQR	Doğrusal Karesel Regülatör
LQI	Doğrusal Karesel İntegrator
SIL	Yazılım Döngüsü
HIL	Donanım Döngüsü
UDP	Kullanıcı Datagram Protokolü

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1 İnsansız Hava Aracı Sistemi (Adıgüzel, 2015)	2
Şekil 2.1 Test Platformu Genel Gösterimi (Ribeiro & Oliveira, 2010)	7
Şekil 3.1 Kontrol Yüzeyleri (Johansen, 2012)	9
Şekil 3.2 Uçuş Evreleri	10
Şekil 3.3 Ataletsel Koordinat Sistemi	11
Şekil 3.4 Gövde Koordinat Sistemi (Cessna Skyhawk Specifications, 2020)	12
Şekil 3.5 Uçağa Etki Eden Bileşenler (Nelson, 1998)	13
Şekil 3.6 Hücum Açısı (α) ve Kayma Açısı (β) (Nelson, 1998)	16
Şekil 3.7 IAI Pioneer (RQ-2A Pioneer, 2020)	23
Şekil 3.8 Cessna 172 Skyhawk (Cessna Skyhawk Specifications, 2020)	24
Şekil 3.9 PID Kontrolcü Yapısı	26
Şekil 3.10 LQR Kontrolcü Yapısı	27
Şekil 3.11 Sabit Kanatlı Bir Hava Aracı için Doğrusal Olmayan Uçak Modeli	29
Şekil 3.12 IAI Pioneer ve Cessna 172 için Doğrusal Olmayan Uçak Modeli Genel Gösterimi	30
Şekil 3.13 IAI Pioneer Doğrusal Olmayan Model Trim Testleri	34
Şekil 3.14 IAI Pioneer Uçuş Hızı	35
Şekil 3.15 IAI Pioneer İrtifa	35
Şekil 3.16 IAI Pioneer Uçuş Hattı Açısı	35
Şekil 3.17 IAI Pioneer Yuvarlanma Açısız Hızı	36
Şekil 3.18 IAI Pioneer Yunuslama Açısız Hızı	36
Şekil 3.19 IAI Pioneer Sapma Açısız Hızı	36
Şekil 3.20 Cessna 172 Doğrusal Olmayan Model Trim Testleri	38
Şekil 3.21 Cessna 172 Uçuş Hızı	39
Şekil 3.22 Cessna 172 İrtifa	39
Şekil 3.23 Cessna 172 Uçuş Hattı Açısı	39
Şekil 3.24 Cessna 172 Yuvarlanma Açısız Hızı	40
Şekil 3.25 Cessna 172 Yunuslama Açısız Hızı	40
Şekil 3.26 Cessna 172 Sapma Açısız Hızı	40
Şekil 3.27 IAI Pioneer Doğrusal Model Trim Testleri	42
Şekil 3.28 Cessna 172 Doğrusal Model Trim Testleri	43
Şekil 3.29 IAI Pioneer Yuvarlanma Açısız Hızı	46
Şekil 3.30 IAI Pioneer Yunuslama Açısız Hızı	46
Şekil 3.31 IAI Pioneer Sapma Açısız Hızı	46
Şekil 3.32 Cessna 172 Yuvarlanma Açısız Hızı	49
Şekil 3.33 Cessna 172 Yunuslama Açısız Hızı	49
Şekil 3.34 Cessna 172 Sapma Açısız Hızı	49
Şekil 3.35 Kontrol Yüzey Modeli	50
Şekil 3.36 Kontrol Döngü Yapısı	51
Şekil 3.37 Otopilot Modeli	52
Şekil 3.38 Otopilot Sistemi Geri Besleme Döngü Şeması	53
Şekil 3.39 Hız Kontrolcüsü Modeli	55
Şekil 3.40 İrtifa Kontrolcüsü Modeli	57
Şekil 3.41 Yön Kontrolcüsü Modeli	59
Şekil 4.1 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	62

Şekil 4.2 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	62
Şekil 4.3 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	63
Şekil 4.4 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	63
Şekil 4.5 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	64
Şekil 4.6 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	64
Şekil 4.7 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	65
Şekil 4.8 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı.....	65
Şekil 4.9 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	66
Şekil 4.10 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı.....	66
Şekil 4.11 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	67
Şekil 4.12 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı.....	67
Şekil 4.13 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi	68
Şekil 4.14 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı.....	68
Şekil 4.15 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi	69
Şekil 4.16 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı.....	69
Şekil 4.17 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi	70
Şekil 4.18 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı.....	70
Şekil 4.19 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi	71
Şekil 4.20 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	71
Şekil 4.21 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi	72
Şekil 4.22 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	72
Şekil 4.23 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi	73
Şekil 4.24 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	73
Şekil 4.25 X-PLANE Programı Cessna 172 Platformu.....	75
Şekil 4.26 X-PLANE ve Matlab/Simulink UDP Haberleşmesi Blok Gösterimi.....	76
Şekil 4.27 X-PLANE Programı UDP Ayarları.....	77
Şekil 4.28 X-PLANE Programı Verileri	77
Şekil 4.29 Matlab/Simulink UDP Alıcı Bloğu (Bittar, Figueredo, Guimaraes, & Mendes, 2014)	79
Şekil 4.30 Matlab/Simulink UDP Gönderici Bloğu (Bittar, Figueredo, Guimaraes, & Mendes, 2014) ...	80
Şekil 4.31 Matlab/Simulink ve X-PLANE Ortamında Otopilot Benzetimi	80
Şekil 4.32 X-PLANE Programı Cessna 172 Uçuş Benzetimi	81
Şekil 4.33 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Benzetimi.....	82
Şekil 4.34 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Benzetimi	82
Şekil 4.35 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Benzetimi.....	83
Şekil 4.36 Cessna 172 Referans Değerler İçin Benzetimi.....	84
Şekil 4.37 Cessna 172 Zirai Yapısal Değişik Gösterimi	86
Şekil 4.38 Cessna 172 Zirai Boyutları (Cessna Skyhawk Specifications, 2020).....	86
Şekil 4.39 Cessna 172 Zirai Aerodinamik Parametreler ve Fiziksel Özellikler	87
Şekil 4.40 Cessna 172 Zirai için Doğrusal Olmayan Uçak Modeli.....	87
Şekil 4.41 Cessna 172 Zirai için Doğrusal Olmayan Model Trim Testleri	89
Şekil 4.42 Cessna 172 Zirai Uçuş Hızı.....	90
Şekil 4.43 Cessna 172 Zirai İrtifa.....	90
Şekil 4.44 Cessna 172 Zirai Uçuş Hattı Açısı	90
Şekil 4.45 Cessna 172 Zirai Yuvarlanma Açısız Hızı.....	91
Şekil 4.46 Cessna 172 Zirai Yunuslama Açısız Hızı.....	91
Şekil 4.47 Cessna 172 Zirai Sapma Açısız Hızı.....	91

Şekil 4.48 Cessna 172 Zirai Doğrusal Model Trim Testleri.....	92
Şekil 4.49 Cessna 172 Zirai Yuvarlanma Açısız Hızı.....	93
Şekil 4.50 Cessna 172 Zirai Yunuslama Açısız Hızı.....	93
Şekil 4.51 Cessna 172 Zirai Sapma Açısız Hızı.....	93
Şekil 4.52 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	94
Şekil 4.53 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	94
Şekil 4.54 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	95
Şekil 4.55 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	95
Şekil 4.56 Cessna 172 Zirai Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi	96
Şekil 4.57 Cessna 172 Zirai Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	96
Şekil 4.58 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi.....	97
Şekil 4.59 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	97
Şekil 4.60 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi.....	98
Şekil 4.61 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	98
Şekil 4.62 Cessna 172 Zirai Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi.....	99
Şekil 4.63 Cessna 172 Zirai Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	99
Şekil 4.64 LQR Kontrolcü Yapısı ve İntegral Bileşeni	101
Şekil 4.65 Cessna 172 Zirai LQR Otopilot Doğrusal Modeli	103
Şekil 4.66 Cessna 172 Zirai LQR Otopilot Doğrusal Olmayan Modeli	103
Şekil 4.67 Cessna 172 Zirai LQR Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	104
Şekil 4.68 Cessna 172 Zirai LQR İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı.....	105
Şekil 4.69 Cessna 172 Zirai LQR Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı	105
Şekil 4.70 Cessna 172 Zirai LQR Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı.....	106
Şekil 4.71 Cessna 172 Zirai LQR İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	106
Şekil 4.72 Cessna 172 Zirai LQR Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı	107
Şekil 4.73 Cessna 172 Zirai Doğrusal Olmayan Model Cevabı.....	108
Şekil 4.74 Cessna 172 Zirai Kütle Değişiminin Otopilot Tasarımına Etkisi.....	108

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 3.1 Uçuş Evrelerinin Tanımları (Goblet, Fala, & Marais, 2015).....	10
Çizelge 3.2 Uçağa Etki Eden Bileşenlerin Tanımları (Nelson, 1998)	13
Çizelge 3.3 Durum Değişkenleri.....	15
Çizelge 3.4 Kontrol Girişleri.....	15
Çizelge 3.5 Denklem Tanımlamaları	17
Çizelge 3.6 IAI Pioneer Teknik Özellikleri (AAI RQ-2 Pioneer, 2020).....	23
Çizelge 3.7 Cessna 172 Skyhawk Teknik Özellikleri.....	24
Çizelge 3.8 PID Denklem Tanımlamaları.....	26
Çizelge 3.9 LQR Denklem Tanımlamaları	28
Çizelge 3.10 Matlab/Simulink Modeli Bileşenleri.....	30
Çizelge 3.11 X_0 ve U_0 Matris Gösterimleri.....	32
Çizelge 3.12 Trim Noktaları	33
Çizelge 3.13 IAI Pioneer Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri	33
Çizelge 3.14 IAI Pioneer Trim 2 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri	34
Çizelge 3.15 Cessna 172 Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri.....	37
Çizelge 3.16 Cessna 172 Trim 2 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri.....	37
Çizelge 3.17 Kontrol Yüzey Modeli Tanımlamaları.....	50
Çizelge 3.18 Otopilot Giriş ve Çıkış Parametreleri	52
Çizelge 3.19 Otopilot Sistemi Geri Besleme Döngü Şeması Tanımlamaları	54
Çizelge 3.20 Hız Kontrolcüsü Tasarım Detayları.....	56
Çizelge 3.21 İrtifa Kontrolcüsü Tasarım Detayları.....	58
Çizelge 3.22 Yön Kontrolcüsü Tasarım Detayları.....	60
Çizelge 4.1 Matlab/Simulink Veri Tanımlamaları.....	78
Çizelge 4.2 X-PLANE Veri Tanımlamaları.....	78
Çizelge 4.3 X-Plane Cessna 172 Referans Değerler.....	83
Çizelge 4.4 Cessna 172 Zirai Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri	88
Çizelge 4.5 Cessna 172 Zirai Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri	88

1. GİRİŞ

1.1 İnsansız Hava Aracı Sistemlerinin Gelişimi ve Özellikleri

İnsansız Hava Araçları (İHA) insansız olarak uçuş yapabilen, otomatik kalkış ve iniş özelliğine sahip, otonom olarak kontrol sağlayabilen, uzaktan yönlendirilebilen, faydalı yükler taşıyıp, istenilen görevi gerçekleştirebilen hava araçlarıdır. İHA'lar sivil ve askeri amaçlarla kullanılan bir tarihe sahiptir. İnsanoğlunun gelişen teknoloji ile birlikte İHA sistemlerine olan ilgisi her geçen gün artmaktadır. Artan ilgi ile beraber İHA'ların kullanım sahası da giderek genişlemektedir. Günümüzde İHA'lar farklı kullanım alanları, boyutları, fiziksel yapıları gibi özellikleri ile karşımıza çıkmaktadır.

Askeri İHA uygulamaları keşif, gözetleme, hedef tespiti, erken uyarı, savunma, saldırı görevlerini kapsamaktadır. Sivil ve ticari İHA uygulamaları güvenlik, arama kurtarma, tarım, enerji, madencilik, hobi amaçlı kullanılmaktadır (SSB-Türk Savunma Sanayii Ürün Katoloğu, 2019).

Gelişmiş ülkeler geleceğin savaş meydanlarında insansız hava ve kara araçlarına, insansız silah sistemlerine fazlasıyla yer vereceklerdir. İnsansız hava aracı sistemleri de sağladığı avantajlar neticesinde gelecekte çok önemli bir uygulama alanı olacaktır. Pilotlu savaş uçaklarının görevlerini yerine getirebilecek pilotsuz savaş uçaklarının yapımına yönelik çalışmaların giderek artmaya başladığı görülmektedir. İHA sistemlerinin gelişimi ve bu alana yatırımın giderek artmasıyla büyük bir pazar ortaya çıkacaktır. Türkiye'de bu pazarda kendine yer edinmeye çalışmaktadır.

İHA sistemleri; insan sağlığı açısından zararlı olan ortamlarda uçuş kabiliyetinin olması, tasarım çeşitliliğinin bulunması, havada kalma süresi, görev çeşitliliğinin bulunması, maliyeti gibi sahip olduğu yetenekler bakımından insanlı hava araçlarına göre avantajlara sahip iken haberleşme ağı çerçevesinde limitli olması, yavaş hareket etmeleri, hava savunma sistemleri ve elektronik harp etkisine karşı etkisiz kalması gibi özellikler bakımından dezavantajlara sahiptir. İHA sistemlerinin daha da

İnsansız hava araçları tanımlı görevleri icra ederken, komuta ve kontrol kararları yer istasyonlarında bulunan personeller tarafından verilir. Bu sebepten dolayı insansız sistemler esasında insanlar tarafından kontrol edilebilen makinalar olarak görülmektedir.

Otopilot sistemleri, belirlenmiş rotada hava aracının otomatik olarak kontrol edilmesini sağlar. Otopilot sistemleri, bu kontrolü kuyruk ve kanatlarda yer alan dümen parçalarını mekaniksel, elektriksel ve hidrolik olarak kontrol ederek uçağın belirlenen rotada uçmasını sağlar. Modern sistemlerde, klasik uçuş kontrolünün yanı sıra motorların çalışma kuvveti de kontrol edilir. Bu sayede, hava aracının hareketinin yanı sıra hızının da kontrolü sağlanır (Eldem, 2014).

1.2 Tezin Amacı

Bu tez raporunda, insansız hava araçları için otopilot geliştirme ve benzetimi gerçekleştirilmiştir. Matlab/Simulink ortamında 'Flight Dynamics and Control Toolbox' tabanlı AirLib kütüphanesi kullanılarak iki farklı platform için PID tabanlı otopilotun geliştirilmesi ve testi yapılmıştır. Tasarlanan otopilotun X-Plane programı ile benzetim ortamı kurulmuştur. Buna ek olarak, uçakta zirai uygulamalar 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.

1.3 Tezin Kapsamı

Bu tezin bölümlerinde ele alınan konular şu şekildedir. Bölüm 2; literatürde geliştirilmiş otopilot tasarımları üzerine bilgiler içermektedir. Bölüm 3; platform, koordinat sistemleri, matematiksel modeller, Matlab/Simulink modelleri ve otopilot tasarımları hakkında bilgiler içermektedir. Bölüm 4; otopilot tasarımının test ve benzetim sonuçlarını, yapısal değişiklik ve kütle değişiminin otopilot tasarımına etkisini içermektedir. Bölüm 5; yapılan çalışmaların sonuçlarını içermektedir.

2. KAYNAK ÖZETLERİ

Literatürde yuvarlanma, yunuslama ve sapma hareketlerini sağlayan kontrol yüzeyleri için birçok kontrol yöntemi geliştirilmiş ve otopilot tasarımı üzerine çalışmalar yapılmıştır. Aşağıda bu konularda yapılmış çalışmalar listelenmiştir.

Yuvarlanma ve yunuslama açılarının kontrolü için Matlab ortamında PID tabanlı otopilot tasarlanmıştır. Açık ve kapalı çevrim sonuçları gösterilmiştir. Arduino kartı üzerinden donanım döngülü test ve Flightgear benzetim ortamı kurulmuştur (Elsadig & Elbakri, 2017).

Yuvarlanma ve yunuslama açılarının kontrolü için APM Planner programı ve Ardupilot kartı kullanılarak donanım döngülü test ortamı ve X-Plane benzetim ortamı kurulmuştur (Korkmaz, Ertin, Elbir, & Kasnakoğlu, 2013).

Yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolü için Arduino Mega kartı kullanılarak donanım döngülü test ortamı ve X-Plane benzetim ortamı kurulmuştur (Erdoğan, Atlas, & Kasnakoğlu, 2015).

Yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolü için Matlab ortamında PD-Feedback tabanlı kontrolcü tasarlanmış ve benzetimi yapılmıştır. Gelecekte kök yerleşimi, Doğrusal Karasel Regülatör (LQR), Doğrusal Karasel Gauss (LQG), Model Öngörülü Kontrol (MPC) ve Model Referanslı Adaptif Kontrol (MRAC) gibi kontrolcülerin verim, doğruluk bakımından sistem performansı üzerine çalışmalar yapılabilir (Armah, Yi, Choi, & Shi, 2016).

İnsansız suüstü aracı için hız ve sapma açısının kontrolü için Matlab ortamında Doğrusal Karasel Regülatör (LQR) tabanlı otopilot tasarımı yapılmış ve çevresel etkenler altında güdüm, engelden kaçma algoritmalarının benzetimi ve başarısı test edilmiştir (Ahıska & Leblebicioğlu, 2014).

Dikey iniş kalkış yapabilen (VTOL) hava aracı için otopilot tasarımı yapılmış ve X-plane programı üzerinden benzetim ortamı hazırlanmıştır (Yalçın & Ersoy, 2018).

İrtifa ve yunuslama açısının kontrolü için PID ve SM tabanlı otopilot kontrolcileri karşılaştırılmıştır. Rüzgâr ve faydalı yük değişimlerine göre kontrolcü performansı değerlendirilmiştir (Johansen, 2012).

Yunuslama açısının kontrolü için PID ve Doğrusal Karasel Regülatör (LQR) tabanlı otopilot tasarımı gerçekleştirilmiş ve performans değerlendirmeleri yapılmıştır. Gelecekte, yuvarlanma ve sapma açılarını içeren kontrolcü tasarımı ile tam bir otopilot sistemi geliştirilebilir (Malik & Singh, 2017).

Sabit kanatlı platformlarda yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolü için Arduino kartı kullanılarak PID tabanlı otopilot tasarımı yapılmıştır (Kerimoğlu, 2011).

Sig Kadet platformu üzerinde Kestrel otopilot sisteminin entegrasyon ve testi üzerine çalışılmıştır (Erdos & Watkins, 2008).

Küçük insansız hava araçları için kullanılan otopilot sistemleri ve geleceği üzerine araştırma yapılmıştır (Chao & Cao, 2007).

Küçük insansız hava araçları için PID tabanlı otopilot tasarımı üzerine çalışılmıştır (Christiansen, 2004).

Döner kanatlı platformlarda yunuslama açısının kontrolü için Arduino Mega kartı kullanılarak düşük bütçeli PID tabanlı otopilot tasarımı yapılmıştır (Zhih, Ragavan, & Shanmugavel, 2016).

Döner kanatlı platformlardan toplanan uçuş verileri ile sistem modeli oluşturulmuştur. Yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolü için Matlab ortamında en uygun PID parametrelerinin belirlenmesi üzerine çalışmalar yapılmıştır (Elbir, 2013).

Sabit kanatlı platformlar için gelişmiş kontrol yasalarının tasarımı, uygulanması ve testi üzerine çalışmalar yapılmıştır (Sartori, 2014) (Arıbal, 2011).

Küçük İHA'lar için ISA-PID tabanlı kontrolcü tasarımı üzerine çalışılmıştır (Chen, Haq, & Lin, 2016).

Parrot AR.Drone2 platformu için Bulanık Mantık tabanlı Self-Tuning PD otopilot tasarımı ve Fixed-Gain PD otopilot tasarımı üzerine çalışılmış, performans değerlendirmesi yapılmıştır (Santoso, Garratt, & Anavatti, 2016).

Döner kanatlı platformlarda yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolü için PD, PID ve Doğrusal Karese Regülatör (LQR) tabanlı otopilot tasarımı gerçekleştirilmiş ve performans değerlendirmeleri yapılmıştır (Atalay, 2017).

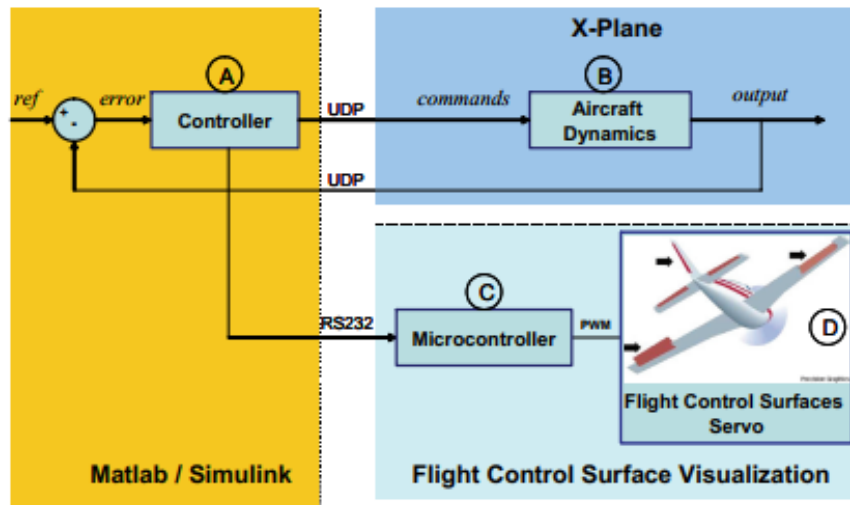
Çift rotorlu sistem için LQR tabanlı otopilotun ağırlık matrisleri parçacık sürü optimizasyonu (PSO) ile belirlenmiş ve testi yapılmıştır (Ayad & Herman, 2017).

Yuvarlanma açısının kontrolü için Matlab ortamında otopilot kontrolcüsü çalıştırılmış ve X-Plane uygulaması üzerinden benzetimi yapılmıştır. Hava aracının kontrol yüzeylerinin hareketi bir servo ile modellenmiş ve mikrodenetleyici üzerinden sürülmüştür. Gelecekte yuvarlanma ve sapma açılarının birlikte kontrol edildiği otopilot tasarımı ve test platformu geliştirilebilir (Ribeiro & Oliveira, 2010).

Döner kanatlı platformlar için PID ve Bulanık Mantık tabanlı Self-Tuning PID kontrolcileri ile rota izleme algoritmaları oluşturulmuş ve hava aracının yüklü ve yüksüz durumda rotadan sapmaları karşılaştırılmıştır (Sangyam, Laohapiengsak, Chongcharoen, & Nilkhamhang, 2010).

Sabit kanatlı platform için Doğrusal Karesel Regülatör (LQR) yöntemi ile optimal kontrolcü tasarımı yapılmıştır (Çatalbaş, Gulten, & Ural Bayrak, 2015).

Yukarıda kısaca anlatılan çalışmalardan da görüleceği üzere otopilotlar; PID tabanlı otopilot tasarımı (Elsadig & Elbakri, 2017), (Johansen, 2012), (Malik & Singh, 2017), (Kerimoğlu, 2011), (Christiansen, 2004), (Zhih, Ragavan, & Shanmugavel, 2016), (Elbir, 2013)], (Chen, Haq, & Lin, 2016), (Atalay, 2017), (Yalçın & Ersoy, 2018), Bulanık Mantık tabanlı PID otopilot tasarımı (Kerimoğlu, 2011), (Chao & Cao, 2007), (Santoso, Garratt, & Anavatti, 2016), Yapay Sinir Ağları tabanlı PID otopilot tasarımı (Kerimoğlu, 2011), (Chao & Cao, 2007), Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR) tabanlı otopilot tasarımı (Ahıska & Leblebicioğlu, 2014), (Malik & Singh, 2017), (Atalay, 2017), (Çatalbaş, Gulten, & Ural Bayrak, 2015), (Ayad & Herman, 2017) gibi farklı yaklaşımlar ile tasarlanabilmektedir. Literatürde farklı platformlar için yazılım döngüsü ve donanım döngüsü tabanlı kontrolcü tasarımlarını ve benzetimlerini özetleyen genel gösterim Şekil 2.1' de verilmiştir.



Şekil 2.1 Test Platformu Genel Gösterimi (Ribeiro & Oliveira, 2010)

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1 Platform Dinamikleri ve Özellikleri

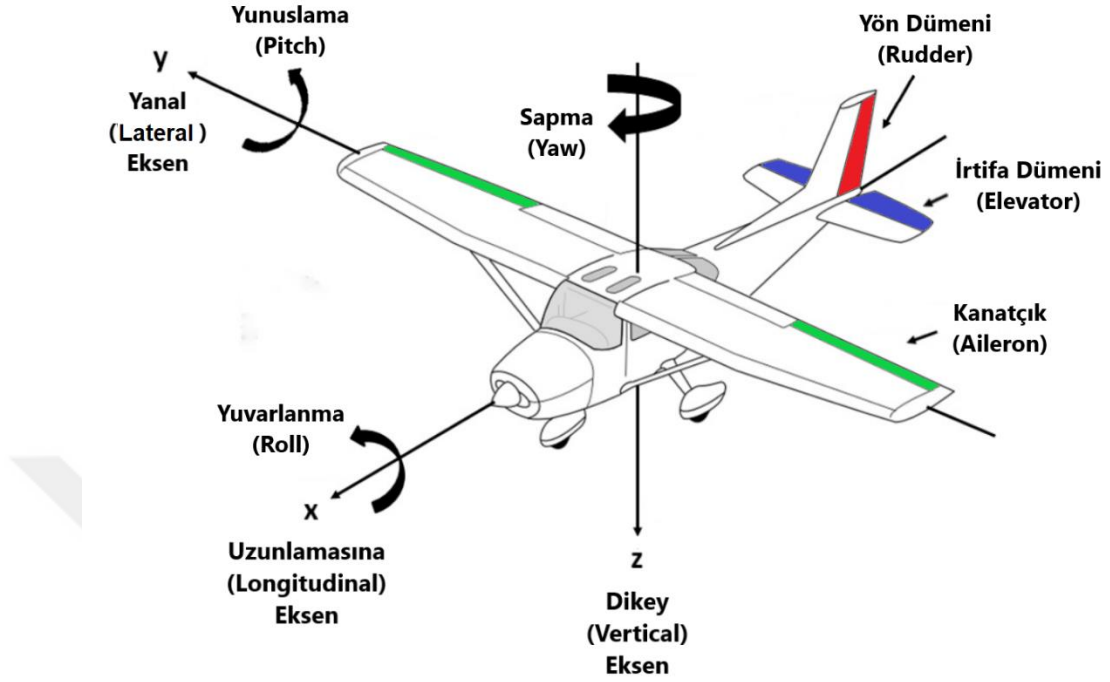
3.1.1 Platforma genel bakış

Bir uçağın ne kadar iyi uçtuğu, uçağın kararlılığı ve kontrolü ile doğru orantılıdır.

Kararlılık, uçak denge durumundayken, pilot tarafından veya atmosferik olaylardan dolayı meydana gelen bozucu etkilere rağmen denge durumunu koruma eğilimidir. Uçağın kararlılığı, statik ve dinamik kararlılık olarak ikiye ayrılmıştır. Statik kararlılık; uçak dengede ve düz uçuş gerçekleştiriyorken ki kararlılığına denir. Bu durumda ağırlık merkezi etrafında ortaya çıkan kuvvetlerin toplamı ve momentlerin toplamı sifıra eşit olmaktadır. Bu şartlarda uçağın denge durumunda veya denge koşullarında uçtuğu söylenmektedir. Dinamik kararlılık; uçağın denge noktası bozulduktan sonra ki kararlılığına denir (Nelson, 1998).

Uçuşun başarılı ve güvenilir olması için kararlılığın önemi oldukça büyüktür. Bir uçuşun başarılı olabilmesi uçağın denge uçuşu yapabilmesine, farklı uçuş hızları, irtifaları ve yönelimleri için manevra kabiliyetine sahip olabilmesine bağlıdır. Aerodinamik kontrol yüzeyleri kanatçıklar (aileron), irtifa dümeni (elevator), yön dümeni (rudder) ve motor itme kuvveti (thrust) kontrolü ile bir uçak dengeli uçuş ve manevralar yapabilmektedir. Bu durumda, uçağın kararlılık ve kontrolü için en önemli parçanın, kontrol sistemlerinin tasarımı ve performansı olduğu anlaşılmaktadır.

3.1.2 Kontrol yüzeyleri



Şekil 3.1 Kontrol Yüzeyleri (Johansen, 2012)

Uçakların ağırlık merkezinde birbirine dik 3 eksen üzerinden serbestçe hareket edebildikleri düşünülebilir. Bu eksenlerden x eksenine boylamsal (longitudinal) eksen, y eksenine yanal (lateral) eksen ve z eksenine dikey (vertical) eksen adı verilmektedir.

Bir uçağın, bu eksenlerdeki uçuş yönelimi ve yeryüzüne göre duruşu Şekil 3.1' de gösterilen kontrol yüzeyleri ile sağlanmaktadır. Kontrol yüzeyleri kanatçıklar, irtifa dümeni ve yön dümeninden oluşmaktadır.

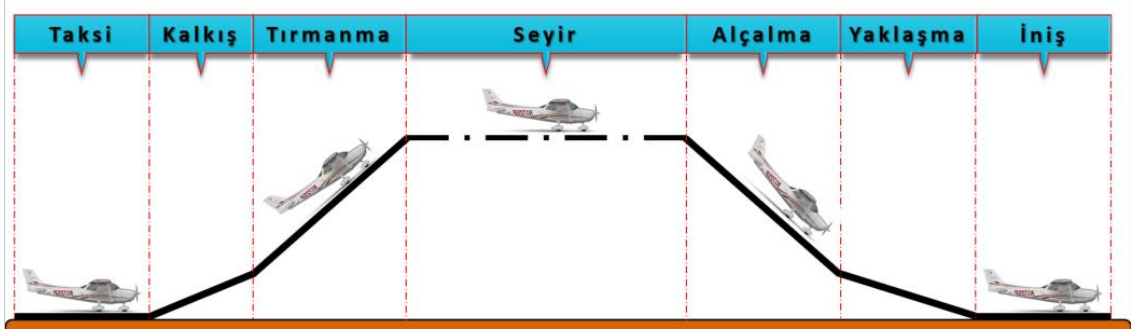
- Uçağın boylamsal eksen etrafındaki hareketine yuvarlanma (roll) hareketi denir. Yuvarlanma hareketi kanatçıklar tarafından sağlanmaktadır.
- Uçağın yanal eksen etrafındaki hareketine yunuslama (pitch) hareketi denir. Yunuslama hareketi irtifa dümeni tarafından sağlanmaktadır.
- Uçağın dikey eksen etrafındaki hareketine sapma (yaw) hareketi denir. Sapma hareketi yön dümeni tarafından sağlanmaktadır.

Bir uçağın, bu eksenlerde havadaki uçuş hızı motor itme kuvveti ile sağlanmaktadır. Motor itme kuvveti motor gaz kolu (throttle) tarafından ayarlanmaktadır.

Kanatçıklar, irtifa dümeni ve yön dümeni gibi aerodinamik kontrol yüzeylerindeki ve motor gaz kolu üzerindeki sapmalar sırasıyla δ_a , δ_e , δ_r , δ_t olarak ifade edilir (Flight Control Surfaces, 2020).

3.1.3 Uçuş evreleri

Uçuşun başlangıcından bitişine kadar olan aşamalar uçuş evreleri olarak adlandırılır (Goblet, Fala, & Marais, 2015). Bu tez kapsamında uçak seyir evresinde olduğu varsayılmıştır. Bir uçuş için uçuş evreleri şeması Şekil 3.2’de gösterilmiş ve Çizelge 3.1’de açıklamaları yapılmıştır.



Şekil 3.2 Uçuş Evreleri

Çizelge 3.1 Uçuş Evrelerinin Tanımları (Goblet, Fala, & Marais, 2015)

Uçuş Evresi	Tanım
Taksi (Taxi)	Uçağın kalkıştan önce ve inişten sonra yerde yaptığı harekete denir.
Kalkış (Take-off)	Uçağın kalkış gücü uygulandıktan sonra 35 feet pist yüksekliğine ulaşana kadar yaptığı harekete denir.
Tırmanma (Climb)	Uçağın pozitif tırmanma oranı ile hedeflenen irtifaya erişene kadar yaptığı harekete denir.
Seyir (Cruise)	Uçağın hedeflenen irtifada düzgün uçuş yaptığı harekete denir.

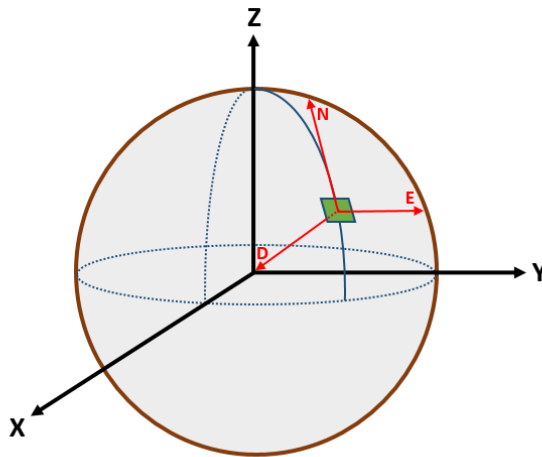
Çizelge 3.1 Uçuş Evrelerinin Tanımları (Goblet, Fala, & Marais, 2015) (devam)

Alçalma (Descent)	Uçağın negatif tırmanma oranı ile yaklaşma evresine kadar yaptığı harekete denir.
Yaklaşma (Approach)	Uçağın 1000 feet pist yüksekliğinden iniş palyesine kadar yaptığı harekete denir.
İniş (Landing)	Uçağın iniş palyesinden piste temas edip pisten çıkışına kadar yaptığı harekete denir.

3.1.4 Koordinat sistemi

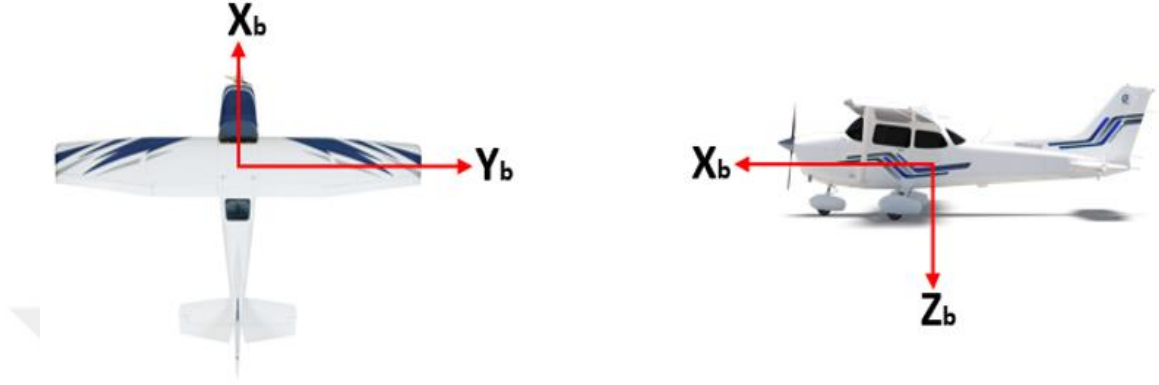
Bir uçağın hareketini tanımlamak için hareket denklemlerinin uygun bir koordinat sisteminde belirtilmesi gerekir. Uçağın hareketini tanımlayabilmek için genelde iki koordinat sistemi kullanılır (Nelson, 1998).

Birinci koordinat sistemi Dünya'nın yüzeyine göre sabitlenmiş ataletsel koordinat sistemidir. Uçağın hareketini ataletsel koordinat sistemi üzerinden belirtebilmek için kullanılır. N eksenini kuzeyi, D eksenini dünya merkezini ve E eksenini doğuyu göstermektedir (Nelson, 1998). Ataletsel koordinat sistemi Şekil 3.3'de gösterilmiştir.



Şekil 3.3 Ataletsel Koordinat Sistemi

İkinci koordinat sistemi uçağa göre sabitlenmiş gövde (body) koordinat sistemidir. Uçağın kütle merkezinde birbirine dik olacak şekilde bulunur ve X_b eksenini uçağın burnunu, Y_b eksenini uçağın sağ kanadını ve Z_b eksenini uçağın altını gösterir (Nelson, 1998). Gövde koordinat sistemi Şekil 3.4’de gösterilmiştir.

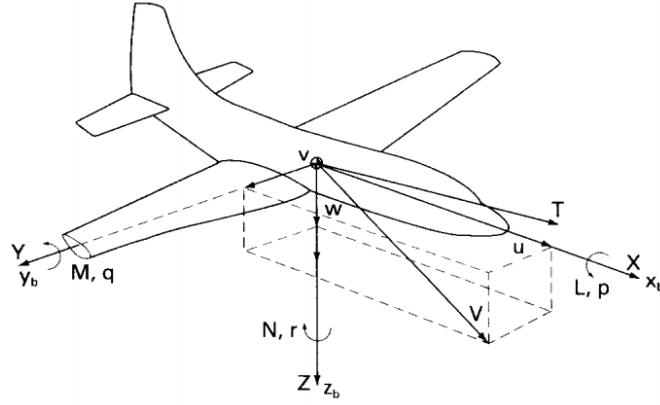


Şekil 3.4 Gövde Koordinat Sistemi (Cessna Skyhawk Specifications, 2020)

3.1.5 Aerodinamik model

Uçağın pilot tarafından kontrolü, o uçağın dinamik özelliklerinin doğru anlaşılması ile ilişkilidir. Bu nedenle uçağın dinamik özelliklerinin hareket ile ilişkisini anlamak, otopilot tasarımı için de önemlidir.

Uçağa uçuş sırasında etki eden kuvvetler; aerodinamik, itme ve yerçekimi kuvvetlerinden oluşur. X_b , Y_b ve Z_b gövde (body) eksenleri boyunca aerodinamik kuvvet bileşenleri X , Y ve Z ; itme kuvvet bileşenleri T_x , T_y ve T_z ; yerçekimi kuvvet bileşenleri W_x , W_y ve W_z ‘dir. Uçağa etki eden aerodinamik kuvvet, aerodinamik moment, açılma hız ve doğrusal hız bileşenleri Şekil 3.5’de gösterilmiş ve Çizelge 3.2’de açıklamaları yapılmıştır.



Şekil 3.5 Uçağa Etki Eden Bileşenler (Nelson, 1998)

Çizelge 3.2 Uçağa Etki Eden Bileşenlerin Tanımları (Nelson, 1998)

Gövde Eksenleri	X_b	Y_b	Z_b
İtme Kuvvet Bileşenleri	T_x	T_y	T_z
Yerçekimi Kuvvet Bileşenleri	W_x	W_y	W_z
Aerodinamik Kuvvet Bileşenleri	X	Y	Z
Aerodinamik Moment Bileşenleri	L	M	N
Doğrusal Hız Bileşenleri	u	v	w
Açısal Hız Bileşenleri	p	q	r
Her Eksen Etrafındaki Eylemsizlik Momenti	I_x	I_y	I_z
Çarpım Eylemsizlik Momenti	I_{yz}	I_{xz}	I_{xy}

Aerodinamik kuvvet katsayıları (C_D , C_S , C_L), dinamik basınç (Q) ve kanat alanı (S) bakımından aerodinamik kuvvet denklemleri eşitlik 3.1, 3.2 ve 3.3 ile tanımlanır (Nelson, 1998).

$$X = C_D Q S \quad (3.1)$$

$$Y = C_S Q S \quad (3.2)$$

$$Z = C_L Q S \quad (3.3)$$

Aerodinamik moment katsayıları (C_l , C_m , C_n), dinamik basınç (Q), kanat alanı (S) ve kanat açıklığı (l) bakımından aerodinamik moment denklemleri eşitlik 3.4, 3.5 ve 3.6 ile tanımlanır (Nelson, 1998).

$$L = C_l Q S l \quad (3.4)$$

$$M = C_m Q S l \quad (3.5)$$

$$N = C_n Q S l \quad (3.6)$$

Aerodinamik kuvvet katsayıları (C_D , C_S , C_L) ve aerodinamik moment katsayıları (C_l , C_m , C_n) bir platformun durum değişkenleri cinsinden ve aerodinamik kontrol girişleri cinsinden tanımlanmış fonksiyonlar olarak ifade edilmektedir.

Aerodinamik model için aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları eşitlik 3.7, 3.8, 3.9, 3.10, 3.11, 3.12 ile tanımlanmaktadır (Rauw, 2001).

$$C_D = C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{X_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{X_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{X_{\delta_r}} \delta_r + C_{X_{\delta_f}} \delta_f + C_{X_{\alpha\delta_f}} \alpha \delta_f \quad (3.7)$$

$$C_S = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V} + C_{Y_{\delta_\alpha}} \delta_\alpha + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + C_{Y_{\alpha\delta_r}} \alpha \delta_r \quad (3.8)$$

$$C_L = C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{Z_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + C_{Z_{\delta_e\beta^2}} \delta_e \beta^2 + C_{Z_{\delta_f}} \delta_f + C_{Z_{\alpha\delta_f}} \alpha \delta_f \quad (3.9)$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_\alpha}} \delta_\alpha + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\alpha\delta_\alpha}} \alpha \delta_\alpha \quad (3.10)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\beta^2}} \beta^2 + C_{m_r} \frac{rb}{2V} + C_{m_{\delta_f}} \delta_f \quad (3.11)$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_\alpha}} \delta_\alpha + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{n_{\beta^3}} \beta^3 \quad (3.12)$$

Durum değişkenleri ($V \alpha \beta p q r \psi \theta \phi X_e Y_e Z_e (H)$) Çizelge 3.3'de gösterildiği gibi tanımlanır.

Çizelge 3.3 Durum Değişkenleri

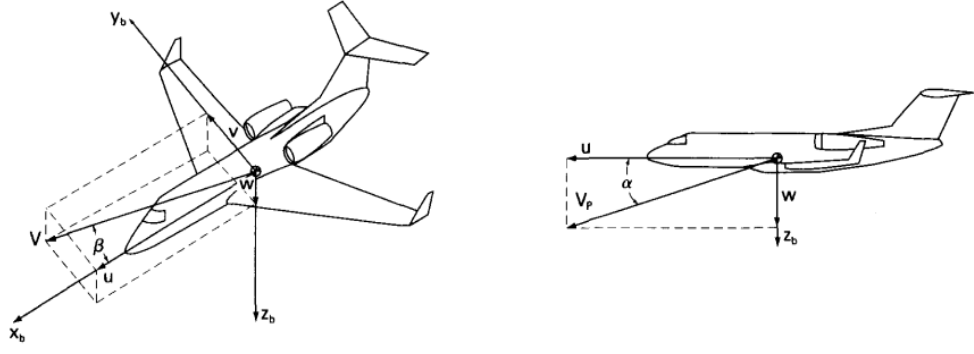
Durum Değişkenleri	
V	Hız
α	Hücum Açısı
β	Kayma Açısı
p	Yuvarlanma Açısal Hız
q	Yunuslama Açısal Hız
r	Sapma Açısal Hız
ψ	Sapma Açısı
θ	Yunuslama Açısı
ϕ	Yuvarlanma Açısı
X_e	X Eksenindeki Pozisyon
Y_e	Y Eksenindeki Pozisyon
$Z_e(H)$	Z Eksenindeki Pozisyon

Aerodinamik kontrol girişleri ($\delta_t, \delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_f$) Çizelge 3.4'de gösterildiği gibi tanımlanır.

Çizelge 3.4 Kontrol Girişleri

Kontrol Girişleri	
δ_t	Motor Gaz Kolu Üzerindeki Sapma
δ_a	Kanatçıklar Yüzeyindeki Sapma
δ_e	İrtifa Dümeni Yüzeyindeki Sapma
δ_r	Yön Dümeni Yüzeyindeki Sapma
δ_f	Kanatçıklar (Flap)Yüzeyindeki Sapma

Hücum açısı (α) ve kayma açısı (β), Şekil 3.6'da gösterildiği gibi hız bileşenleri cinsinden tanımlanabilir.



Şekil 3.6 Hücüm Açısı (α) ve Kayma Açısı (β) (Nelson, 1998)

Hız (V), Hücüm açısı (α) ve kayma açısı (β) denklemleri eşitlik 3.13, 3.14 ve 3.15 ile tanımlanır (Nelson, 1998).

$$V = (u^2 + v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}} \quad (3.13)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (3.14)$$

$$\beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} \quad (3.15)$$

Hücüm açısı ve kayma açısı 15 dereceden küçükse, denklemler eşitlik 3.16 ve 3.17 ile gösterilebilir (Nelson, 1998).

$$\alpha = \frac{w}{u} \quad (3.16)$$

$$\beta = \frac{v}{V} \quad (3.17)$$

Uçuş hattı açısı (γ) ve İrtifa (H), hız bileşeni cinsinden eşitlik 3.18 ve 3.19 ile tanımlanır (Rauw, 2001).

$$\dot{H} = V \sin \gamma = V \sin(\theta - \alpha) \quad (3.18)$$

$$\gamma = \theta - \alpha = \arcsin\left(\frac{\dot{H}}{V}\right) \quad (3.19)$$

3.1.6 Doğrusal olmayan matematiksel model

Uçak hareket denklemleri, temel Newton yasalarından türetilmiştir. Bu denklemler ifade edilirken uçağa göre sabitlenmiş gövde koordinat sistemi kullanılmaktadır (Rauw, 2001).

Newton'un ikinci yasasına göre genel kuvvet ve moment denklemleri eşitlik 3.20 ve 3.21 ile ifade edilmektedir (Nelson, 1998).

$$\sum \mathbf{F} = \frac{d}{dt} (m \mathbf{V}) + m (\mathbf{W} \times \mathbf{V}) \quad (3.20)$$

$$\sum \mathbf{M} = \frac{d}{dt} (\mathbf{I} \cdot \mathbf{W}) + \mathbf{W} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{W}) \quad (3.21)$$

Çizelge 3.5 Denklem Tanımlamaları

$\mathbf{F} = [X_B, Y_B, Z_B]$	Kuvvet Vektörü
$\mathbf{M} = [L, M, N]$	Moment Vektörü
$\mathbf{V} = [u, v, w]$	Hız Vektörü
$\mathbf{W} = [p, q, r]$	Açısal Hız Vektörü
$\Phi = [\phi, \theta, \psi]$	Durum Vektörü
m	Uçağın Kütlesi
$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$	Atalet Moment Matrisi

Doğrusal olmayan uçak modeli, dinamik ve kinematik hareket denklemlerinden yola çıkılarak oluşturulmuştur. Kuvvet, moment ve durum denklemlerinden oluşan üç vektörel denklem aşağıda açıklanmıştır.

3.1.6.1 Kuvvet denklemleri

Newton'un ikinci hareket yasasına dayanan kuvvet denklemleri, uçağa göre sabitlenmiş gövde koordinat sisteminin eksenleri boyunca uçağa etki eden tüm kuvvetler arasındaki denge durumunu tanımlamaktadır (Sartori, 2014).

$\mathbf{F} = [X_B , Y_B , Z_B]$ kuvvet vektörü, uçağın kütle merkezine etki eden aerodinamik kuvvetlerin, yerçekimi kuvvetinin ve motor itme kuvvetinin toplamını içerir.

Kuvvet vektörünün, vektörel denklemi eşitlik 3.22 ile gösterilmiştir (Nelson, 1998).

$$\mathbf{F} = m\dot{\mathbf{V}} + \mathbf{W} \times m\mathbf{V} \quad (3.22)$$

Bu denklemler skaler olarak eşitlik 3.23, 3.24 ve 3.25 ile gösterilmiştir (Sartori, 2014).

$$X_B = m (\dot{u} + qw - rv) \quad (3.23)$$

$$Y_B = m (\dot{v} + ru - pw) \quad (3.24)$$

$$Z_B = m (\dot{w} + pv - qu) \quad (3.25)$$

3.1.6.2 Moment denklemleri

Newton'un ikinci hareket yasasına dayanan moment denklemleri, uçağa göre sabitlenmiş gövde koordinat sisteminin eksenleri etrafında uçağa etki eden tüm momentler arasındaki denge durumunu tanımlamaktadır (Nelson, 1998).

Uçağın kütle atalet momenti ve çarpım atalet momenti, uçağın yapısal şekline ve kütle dağılım şekline bağlıdır. Bir uçağın atalet momenti ne kadar büyükse, o uçağın dönmeye karşı gösterdiği direnç o kadar büyük olacaktır (Nelson, 1998).

$\mathbf{M} = [L , M , N]$ moment vektörü, uçağın kütle merkezi etrafında uçağa etki eden momentlerin toplamını içerir.

Moment vektörünün, vektörel denklemi eşitlik 3.25 ile gösterilmiştir (Nelson, 1998).

$$\mathbf{M} = \mathbf{I} \cdot \dot{\mathbf{W}} + \mathbf{W} \times \mathbf{I} \cdot \mathbf{W} \quad (3.25)$$

Uçağın atalet moment matrisi eşitlik 3.26 ile gösterilmiştir (Nelson, 1998).

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Uçağın simetrik yapısından dolayı $I_{xy} = I_{yz} = 0$ 'dır.

Bu denklemler skaler olarak eşitlik 3.27, 3.28 ve 3.29 ile gösterilmiştir (Sartori, 2014).

$$L = \dot{p}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} - pqI_{xz} + qr(I_{zz} - I_{yy}) \quad (3.27)$$

$$M = \dot{q}I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}) + (p^2 - r^2)I_{xz} \quad (3.28)$$

$$N = \dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + qrI_{xz} \quad (3.29)$$

3.1.6.3 Durum denklemleri

Kinematik hareket denklemlerine dayanan durum denklemleri, uçağın durumunun zamana göre davranışını tanımlamaktadır (Sartori, 2014).

Durum denklemleri, ataletsel koordinat sistemi ve gövde koordinat sistemi eksenleri arasındaki Euler açılarının zamana göre türevleri ile ifade edilir (Sartori, 2014).

$\Phi = [\phi, \theta, \psi]$ Euler açıları vektörü, uçağın ataletsel koordinat sistemindeki yönelimini göstermektedir (Sartori, 2014).

Durum vektörünün denklemi eşitlik 3.30 ile gösterilmiştir (Sartori, 2014).

$$\dot{\Phi} = [E(\Phi)] \cdot W \quad (3.30)$$

Uçağın Euler açıları dönüşüm matrisi eşitlik 3.31 ile gösterilmiştir (Sartori, 2014).

$$E(\Phi) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

Bu denklemler skaler olarak eşitlik 3.32, 3.33 ve 3.34 ile gösterilmiştir (Sartori, 2014).

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (3.32)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (3.33)$$

$$\dot{\psi} = q \sin \phi / \cos \theta + r \cos \phi / \cos \theta \quad (3.34)$$

Açısal hız denklemleri skaler olarak eşitlik 3.35, 3.36 ve 3.37 ile gösterilmiştir (Sartori, 2014).

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (3.35)$$

$$q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \quad (3.36)$$

$$r = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \quad (3.37)$$

3.1.7 Doğrusal matematiksel model

Doğrusal olmayan hareket denklemleri, uçağın dinamik davranışlarını incelemek için uçuş periyodu boyunca genel geçerliliğe sahiptir (Sartori, 2014).

Yapılacak çalışmaları basitleştirebilmek amacıyla doğrusal olmayan hareket

denklemlerinin belirli uçuş koşullar altında doğrusallaştırılması ve bu çalışmaların doğrusal matematiksel model üzerinden gerçekleştirilmesi tercih edilir. Doğrusal modeli elde etmek için kullanılan yaklaşım, küçük bozunumlar teorisine (small-disturbance theory (Nelson, 1998)) dayanmaktadır. Bu teoriye göre uçağın hareketinde kararlı durumun yanı sıra küçük bir sapmanın olduğu varsayılır. Simetrik uçuş koşulları, sabit itici kuvvet ve küçük sapmalar varsayılarak yukarıda verilen Kuvvet, Moment ve Kinematik matematiksel denklemleri basit haline getirilebilir. Bu sayede uçağın hareketi durum değişkenlerine veya aerodinamik kontrol girişlerine göre boylamsal ve yanal olarak ikiye ayrılmaktadır. X_B , Z_B ve M denklemleri u α q θ durum değişkenleri ve δ_e , δ_t aerodinamik kontrol girişleri cinsinden ifade edilebilir. Y_B , L ve N denklemleri β p r ψ ϕ durum değişkenleri ve δ_a , δ_r aerodinamik kontrol girişleri cinsinden ifade edilebilir. Böylece iki hareket ayrı ayrı incelenebilir ve bir düzlemdeki aerodinamik kontrol girişleri yalnızca o düzlemdeki durum değişkenlerini etkiler (Sartori, 2014).

Uçağın modellenmesi ve benzetimi için modern kontrol teorileri uygulanabilir. Böylece boylamsal ve yanal düzlemler için hareket denklemleri durum uzay gösterimi şeklinde yazılabilir (Nelson, 1998).

Boylamsal(x_{lon}) ve yanal düzlemler(x_{lat}) için durum uzay gösterimi eşitlik 3.38 ve 3.39 ile gösterilmiştir (Nelson, 1998).

$$\dot{x}_{lon} = A_{lon} x_{lon} + B_{lon} u_{lon} \quad (3.38)$$

$$\dot{x}_{lat} = A_{lat} x_{lat} + B_{lat} u_{lat} \quad (3.39)$$

Boylamsal hareket için durum değişkenleri (x_{lon}) ve aerodinamik kontrol girişleri (u_{lon}) için durum uzay gösterimi eşitlik 3.40 ve 3.41 ile gösterilmiştir (Nelson, 1998).

$$x_{lon} = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

$$u_{lon} = \begin{bmatrix} \delta e \\ \delta t \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

Yanal hareket için durum değişkenleri (x_{lat}) ve aerodinamik kontrol girişleri (u_{lat}) için durum uzay gösterimi eşitlik 3.42 ve 3.43 ile gösterilmiştir (Nelson, 1998).

$$x_{lat} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \psi \\ \phi \end{bmatrix} \quad (3.42)$$

$$u_{lat} = \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

3.1.8 Platform

Bu tez kapsamında, otopilot tasarım uygulaması için kullanılacak insansız hava aracı platformu IAI Pioneer olarak seçilmiştir. Seçilen hava aracı modelinin Matlab ortamında modellenebilir olması ve X-Plane uygulaması üzerinde benzetim imkanı sağlaması yapılacak çalışma bakımından önemlidir. Bu sebeple ikinci bir platform olarak Cessna 172 kullanılmıştır.

İlk olarak insansız hava aracı olan IAI Pioneer için otopilot tasarımı yapılmıştır. İkinci olarak insanlı hava aracı olan Cessna 172 için otopilot tasarımı yapılmıştır. Üçüncü olarak zirai uygulamalar için yapısal değişikliğe gidilmiş Cessna 172 için otopilot tasarımı yapılmıştır.

3.1.8.1 IAI Pioneer

IAI Pioneer, keşif ve gözetleme amacıyla AAI Corporation ve Israel Aircraft Industries tarafından geliştirilen tek motorlu, sabit kanatlı bir insansız hava aracıdır (AAI RQ-2 Pioneer, 2020).



Şekil 3.7 IAI Pioneer (RQ-2A Pioneer, 2020)

Çizelge 3.6 IAI Pioneer Teknik Özellikleri (AAI RQ-2 Pioneer, 2020)

Uzunluğu	4,26 metre
Kanat Açıklığı	5,15 metre
Yüksekliği	1,00 metre
Maksimum Kalkış Ağırlığı	205 kilogram
Motor Gücü	26 beygirgücü (19 kW)
Maksimum Hız	110 knot (204 kilometre/saat)
Maksimum Menzil Hızı	70 knot (130 kilometre/saat)
Stall Hızı	40 knot (74 kilometre/saat)
Maksimum İrtifa	15000 feet (4600 metre)

3.1.8.2 Cessna 172 Skyhawk

Cessna 172 Skyhawk, Cessna Aircraft Company tarafından üretilen dört koltuklu, tek motorlu, sabit kanatlı bir uçaktır (Cessna Skyhawk Specifications, 2020).



Şekil 3.8 Cessna 172 Skyhawk (Cessna Skyhawk Specifications, 2020)

Çizelge 3.7 Cessna 172 Skyhawk Teknik Özellikleri
(Cessna Skyhawk Specifications, 2020)

Uzunluğu	8,28 metre
Kanat Açıklığı	10,92 metre
Yüksekliği	2,72 metre
Boş Ağırlığı	744 kilogram
Maksimum Kalkış Ağırlığı	1157 kilogram
Maksimum Yük Ağırlığı	412 kilogram
Motor	Lycoming IO-360-L2A
Motor Gücü	180 beygirgücü (134 kW)
Maksimum Hız	163 knot (302 kilometre/saat)
Maksimum Menzil Hızı	124 knot (230 kilometre/saat)
Stall Hızı	48 kcas (89 kilometre/saat)
Maksimum Tırmanma Hızı	3,7 metre/saniye
Maksimum İrtifa	14000 feet (4267 metre)

3.2 Otopilot Sistemleri

Otopilot, belirli durumlar altında uçağın herhangi bir insan müdahalesine gerek kalmaksızın uçabilmesini sağlayan bir sistemdir. Günümüz otopilot sistemleri rutin olaylarda pilotların iş yüklerini azaltacak sistemler olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu sebeple otopilot tasarımları kendi başlarına bir uçağı uçurabilecek bir seviyede henüz değillerdir. Ancak otopilot sistemlerinin gün geçtikçe gelişmesi, kararlı ve kontrollü olarak çalışması bu teknolojinin gelişeceğini göstermektedir.

Uçuş öncesinde rota, irtifa, hız gibi girdiler Uçuş Yönetim Sistemine (FMS) girilir, uçaktan gelen sensör verileri Uçuş Kontrol Merkezi (FCC) tarafından toplanıp, işlenerek hareket sistemlerine kumanda bilgileri gönderilir. Böylece otopilot sistemleri ile uçuşun emniyetli bir şekilde tamamlanmasına hedeflenir. İstenildiği durumda Otopilot Kontrol Paneline (MCP) pilotlar müdahalede bulunarak; irtifa, yön, tırmanma ve alçalma gibi değişiklikler yapabilirler. Uçuş esnasında emniyeti etkileyecek bir durum söz konusu olduğunda ilgili uyarı sistemleri devreye girerek, pilotun uçuş kontrolünü devralmasına yardımcı olur. Bir uçak platformunda otopilotu destekleyici Aletle İniş Sistemi (ILS) gibi birçok sistem bulunur (Otopilot Nasıl Çalışır? , 2015).

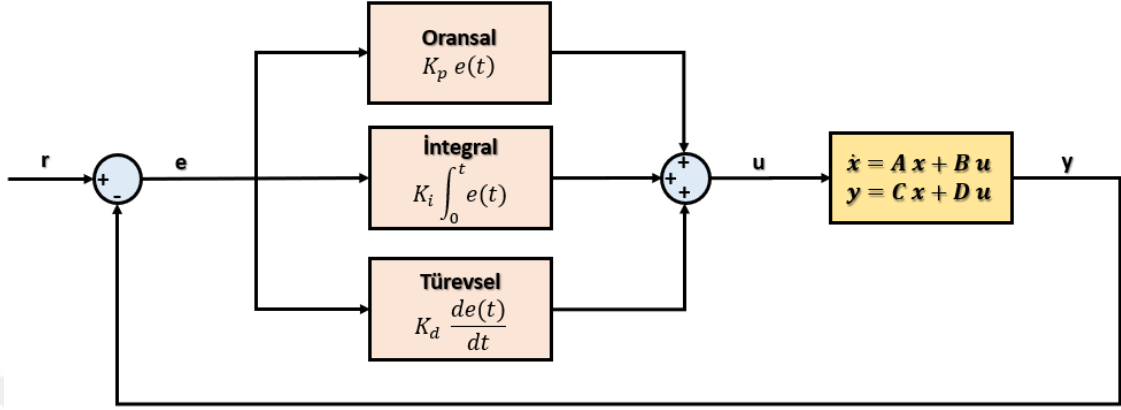
Bu çalışmada bir platform için MATLAB ortamında otopilot tasarımı gerçekleştirilmiş ve gerçek platform üzerinde otopilotun performansı test edilmeden önce benzetim ortamında denenebilecek bir alt yapı oluşturulmuştur. Böylece otopilot tasarımının performansının ve uygulanabilirliğinin artırılması yönünde tasarım ve test ortamı oluşturulmuştur.

3.2.1 Kontrol sistemleri

3.2.1.1 Oransal İntegral Türevsel (Proportional Integral Derivative, PID)

Sistemlere kolay uygulanabilir olması ve sektörde sıklıkla kullanılması sebebiyle PID kontrolcü yöntemi tercih edilmiştir. PID kontrolcünün amacı, istenen ile gerçek sinyal

arasındaki farkı olabildiğince küçük yapmaktır (Ogata, 2010). Şekil 3.9'da PID kontrolcü yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.9 PID Kontrolcü Yapısı

PID kontrolcünün matematiksel ifadesi eşitlik 3.44, 3.45 ve 3.46 ile gösterilmiştir (PID controller, 2020).

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.44)$$

$$u(t) = K_p \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (3.45)$$

$$e(t) = r(t) - y(t) \quad (3.46)$$

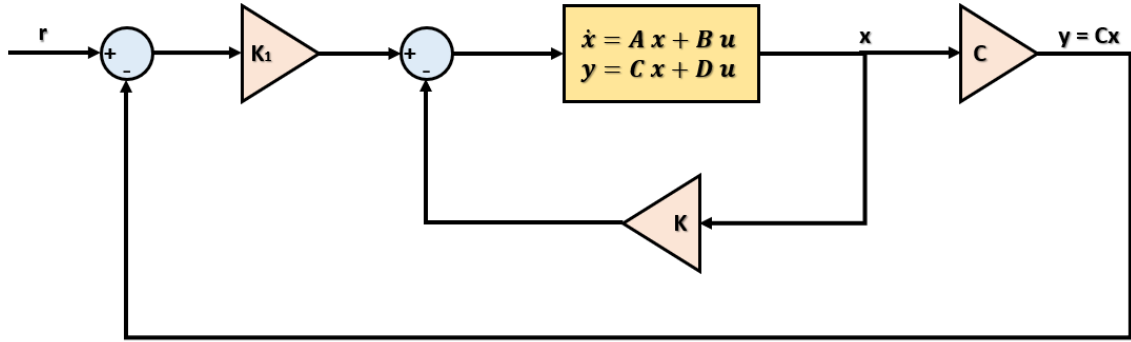
Çizelge 3.8 PID Denklem Tanımlamaları

K_p	Oransal Kazanç
K_i	İntegral Kazanç
K_d	Türevsel Kazanç
$e(t)$	Hata
T_i	İntegral Zamanı
T_d	Türev Zamanı
$r(t)$	Giriş
$y(t)$	Çıkış

K_p , K_i ve K_d parametrelerinin belirlenmesi PID kontrolcü için önemli bir husustur. Bu parametrelerin düzgün belirlenmesi ile sistem performansı önemli ölçüde artırılabilir (Elbir, 2013) (Sartori, 2014).

3.2.1.2 Doğrusal Karesel Regülatör (Linear Quadratic Regulator, LQR)

Birden fazla giriş ve çıkış bulunduran sistemlere kararlı çözümler sunabilmesi sebebiyle LQR kontrolcü yöntemi tercih edilmiştir. Doğrusal Karesel Regülatör (LQR) denetleyicisinin amacı, sistem parametrelerinden maliyet fonksiyonunu minimize edecek K kazanç matrisini hesaplamaktır (Ogata, 2010). Şekil 3.10'da LQR kontrolcü yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.10 LQR Kontrolcü Yapısı

LQR kontrolcününün matematiksel ifadesi eşitlik 3.47, 3.48 ve 3.49 ile gösterilmiştir (Kızır, 2019).

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (3.47)$$

$$Q_{ii} = \frac{1}{x_i^2 \text{ değerinin kabul edilebilir maksimum değeri}} \quad (3.48)$$

$$R_{jj} = \frac{1}{u_j^2 \text{ değerinin kabul edilebilir maksimum değeri}} \quad (3.49)$$

Çizelge 3.9 LQR Denklem Tanımlamaları

J	Maliyet Fonksiyonu
Q	Ağırlık Matrisi ($Q \geq 0$)
R	Ağırlık Matrisi ($R > 0$)
u	Giriş
x	Durumlar
y	Çıkış

K kazanç matrisinin hesaplanmasında kullanılan Q ve R ağırlık matrisleri sistemin performansını belirlemektedir. Kullanıcı tarafından belirlenen Q ve R ağırlık matrisleri ‘Bryson’s Rule’ metodu ile hesaplanabilir. Q ağırlık matrisinin katsayıları, her bir durum değişkeninin maksimum hata değerine bağlıdır. R ağırlık matrisinin katsayıları, her bir kontrol girişinin maksimum değerine bağlıdır (Kizir, 2019).

3.3 Platform Modeli

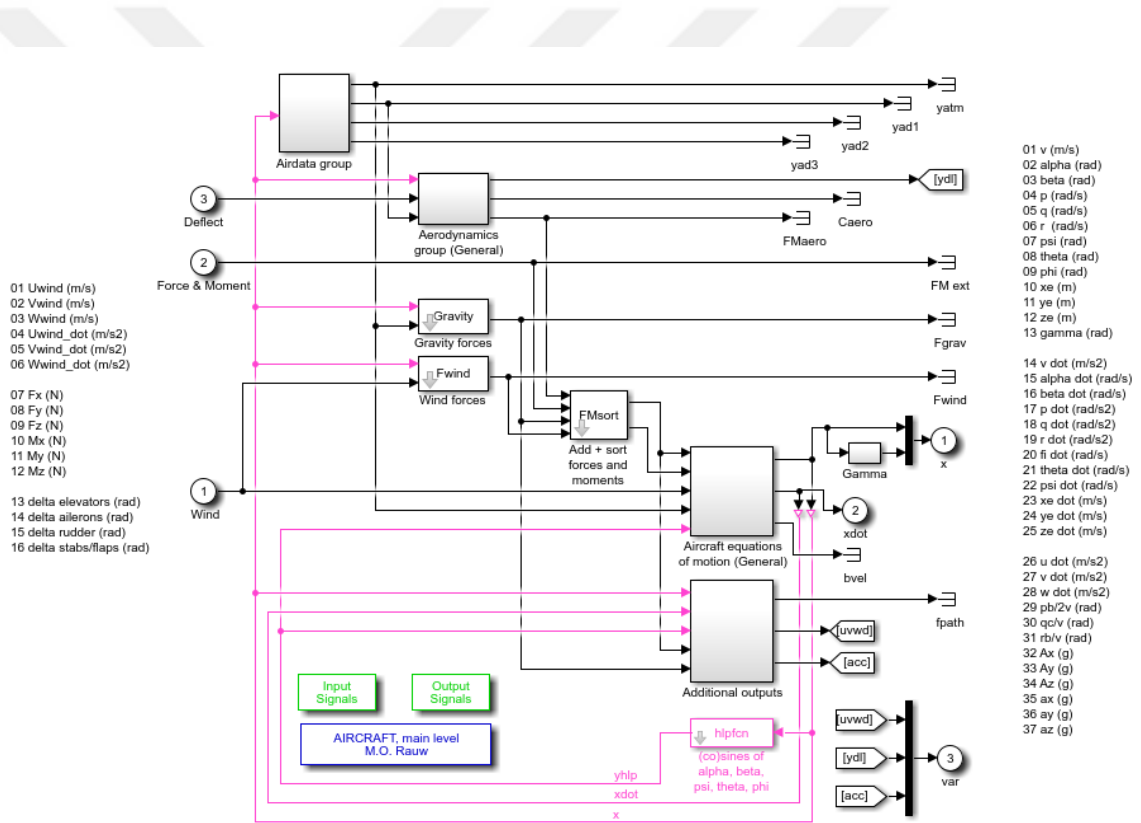
Bu tez kapsamında çalışmalar Matlab/Simulink ortamında yapılmıştır. Temelde doğrusal olmayan bir modelin belirli trim noktasında doğrusallaştırılması ve elde edilen doğrusal model üzerinden otopilot tasarımının yapılması hedeflenmektedir. Tasarlanan otopilotun doğrusal olmayan modele uygulanması, ihtiyaç halinde modifiye edilmesi beklenmektedir. Referans alınan farklı platformlar için otopilot tasarımının performansının test edilmesi planlanmaktadır.

Çalışmalarımız için Matlab/Simulink ‘Flight Dynamics and Control Toolbox’ AirLib kütüphanesi içerisindeki doğrusal olmayan uçak modelleri kullanılmıştır. AirLib kütüphanesi yardımı ile belirli hız, irtifa ve uçuş hattı açısı için başlangıç değerleri seçilmiş ve platformun trim noktasındaki giriş parametreleri ve durum değişkenlerini içeren matrisler elde edilmiştir. Matlab/Simulink ‘Linear Analysis Tool’ yardımı ile bu trim noktasında doğrusal olmayan model doğrusallaştırılmış ve doğrusal modele ait durum uzay matrisleri elde edilmiştir. Elde edilen doğrusal model, otopilot tasarımı için

kullanılmıştır. Tasarlanan kontrolcü hem doğrusal model hemde doğrusal olmayan model üzerine uygulanmıştır.

3.3.1 Doğrusal olmayan uçak modeli

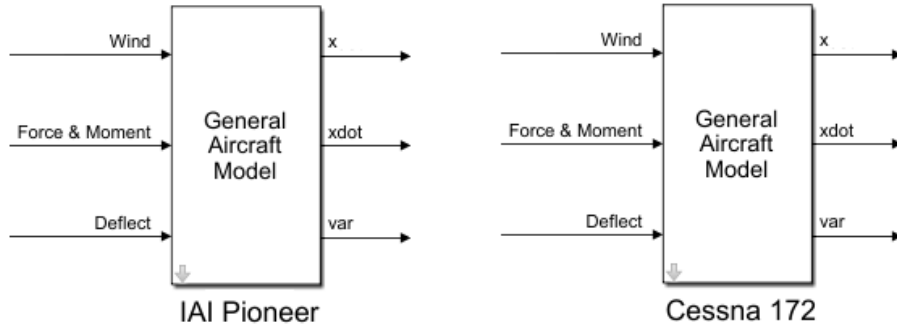
Çalışmalarımız için Matlab/Simulink ‘Flight Dynamics and Control Toolbox’ AirLib kütüphanesi içerisinde tanımlanmış doğrusal olmayan uçak modelleri kullanılmıştır. AirLib kütüphanesinde sabit kanatlı bir hava aracı için genel Matlab/Simulink modeline uçuş hattı açısının (γ) eklenmiş hali Şekil 3.11’de gösterildiği tanımlanmıştır.



Şekil 3.11 Sabit Kanatlı Bir Hava Aracı için Doğrusal Olmayan Uçak Modeli

IAI Pioneer ve Cessna 172 platformları için aerodinamik parametreler ve fiziksel özellikleri içeren Matlab/Simulink modelleri Şekil 3.12’de gösterilmiştir.

Aircraft Model Library



Şekil 3.12 IAI Pioneer ve Cessna 172 için Doğrusal Olmayan Uçak Modeli Genel Gösterimi

Bu Matlab/Simulink modeli; rüzgar, kuvvet & moment ve sapma bileşenlerinden oluşan 3 farklı giriş parametresini almaktadır ve platforma ait durum değişkenleri ve türevlerini içeren 3 farklı çıkış parametresi üretmektedir. Bu bileşenler Çizelge 3.10'da gösterilmiştir.

Çizelge 3.10 Matlab/Simulink Modeli Bileşenleri

GİRİŞ PARAMETRELERİ			DURUM DEĞİŞKENLERİ		
GİRİŞ 1	01 Uwind (m/s)		ÇIKIŞ 1	01 v (m/s)	
	02 Vwind (m/s)			02 alpha (rad)	
	03 Wwind (m/s)			03 beta (rad)	
	04 Uwind_dot (m/s ²)			04 p (rad/s)	
	05 Vwind_dot (m/s ²)			05 q (rad/s)	
	06 Wwind_dot (m/s ²)			06 r (rad/s)	
		07 psi (rad)			
		08 theta (rad)			
		09 phi (rad)			
		10 xe (m)			
		11 ye (m)			
		12 ze (m)			
		13 gamma (rad)			

Çizelge 3.10 Matlab/Simulink Modeli Bileşenleri (devam)

GİRİŞ 2	07 Fx (N)		ÇIKIŞ 2	14 v dot (m/s ²)	
				15 alpha dot (rad/s)	
	08 Fy (N)			16 beta dot (rad/s)	
				17 p dot (rad/s ²)	
	09 Fz (N)			18 q dot (rad/s ²)	
				19 r dot (rad/s ²)	
	10 Mx (N)			20 fi dot (rad/s)	
				21 theta dot (rad/s)	
	11 My (N)		22 psi dot (rad/s)		
			23 xe dot (m/s)		
	12 Mz (N)		24 ye dot (m/s)		
			25 ze dot (m/s)		
GİRİŞ 3			ÇIKIŞ 3	26 u dot (m/s ²)	
	13 delta elevators (rad)			27 v dot (m/s ²)	
				28 w dot (m/s ²)	
	14 delta ailerons (rad)			29 pb/2v (rad)	
				30 qc/v (rad)	
	15 delta rudder (rad)			31 rb/v (rad)	
				32 Ax (g)	
				33 Ay (g)	
	16 delta stabs/flaps (rad)		34 Az (g)		
			35 ax (g)		
			36 ay (g)		
			37 az (g)		

3.3.2 Trim işleminin yapılması

Trim noktası, bir uçağa etki eden toplam kuvvet ve momentlerin sıfır olduğu denge noktasıdır. Denge noktası için kuvvet ve moment denklemleri eşitlik 3.50, 3.51 ve 3.52 ile gösterilmiştir (McLean, 1990).

$$X - mg \sin \theta = 0 \quad (3.50)$$

$$Z + mg \cos \theta = 0 \quad (3.51)$$

$$Y = L = M = N = 0 \quad (3.52)$$

Trim noktasındaki dengenin korunması uçağın uçuş hızına, uçağın yapısal özelliklerine, uçuş açısına, uçağın ağırlığına ve ağırlık merkezinin pozisyonuna bağlıdır. Bu parametreler değiştiğinde uçağın trim noktasındaki, giriş parametreleri ve durum değişkenlerinin tekrardan hesaplanması gerekmektedir. Bu sebeple etkili bir otopilot tasarımı için farklı uçuş koşulları seçilerek çalışılmalıdır.

Bir platformun trim noktasındaki giriş parametrelerinin ve durum değişkenlerinin başlangıç değerleri, AirLib kütüphanesi içerisindeki 'air3m.m' fonksiyonu yardımı ile belirlenmiştir.

X_0 durum değişkenleri matrisi ve U_0 giriş parametreleri matrisi Çizelge 3.11'de gösterilmektedir.

Çizelge 3.11 X_0 ve U_0 Matris Gösterimleri

X_0 <i>Durum Değişkenleri</i>	[v, alpha, beta, p, q, r, psi, theta, phi, xe, ye, ze(H)]
U_0 <i>Kontrol Girdileri</i>	[Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz, del_elev, del_ail, del_rud, del_stabs/flaps]

Platformlar için iki farklı uçuş koşullarında trim noktaları belirlenmiştir.

- Trim 1 noktası; uçağın seyir aşamasındaki minimum hızı için irtifanın 60m ve uçuş hattı açısının 0 derece olduğu başlangıç durumu referans alınarak belirlenmiştir.
- Trim 2 noktası; uçağın seyir aşamasındaki maksimum hızı için irtifanın 60m ve uçuş hattı açısının 0 derece olduğu başlangıç durumu referans alınarak belirlenmiştir.

Çizelge 3.12 Trim Noktaları

	Trim 1 Noktası	Trim 2 Noktası
Uçuş Hızı (V m/s)	Vmin	Vmax
İrtifa (H m)	H = 60 m	H = 60 m
Uçuş Hattı Açısı (γ°)	$\gamma = 0^\circ$	$\gamma = 0^\circ$

Elde edilen giriş parametreleri ve durum değişkenleri doğrusal modelin oluşturulmasında kullanılacaktır.

3.3.2.1 IAI Pioneer trim işlemi

IAI Pioneer için trim işlemi yapılmıştır. Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için durum değişkenleri ve giriş parametreleri elde edilmiştir.

- Trim 1 ($V=30m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen X_0 ve U_0 matrisleri Çizelge 3.13'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.13 IAI Pioneer Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri

X_0 <i>Durum Değişkenleri</i>	[v, alpha, beta, p, q, r, psi, theta, phi, xe, ye, ze(H)] [30 0.175307711938936 0 0 0 0 0.175307711938936 0 0 0 60]
U_0 <i>Kontrol Girdileri</i>	[Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz, del_elev, del_ail, del_rud, del_stabs/flaps] [210.1041914533829 0 0 0 0 0 -0.100938834835536 0 0 0]

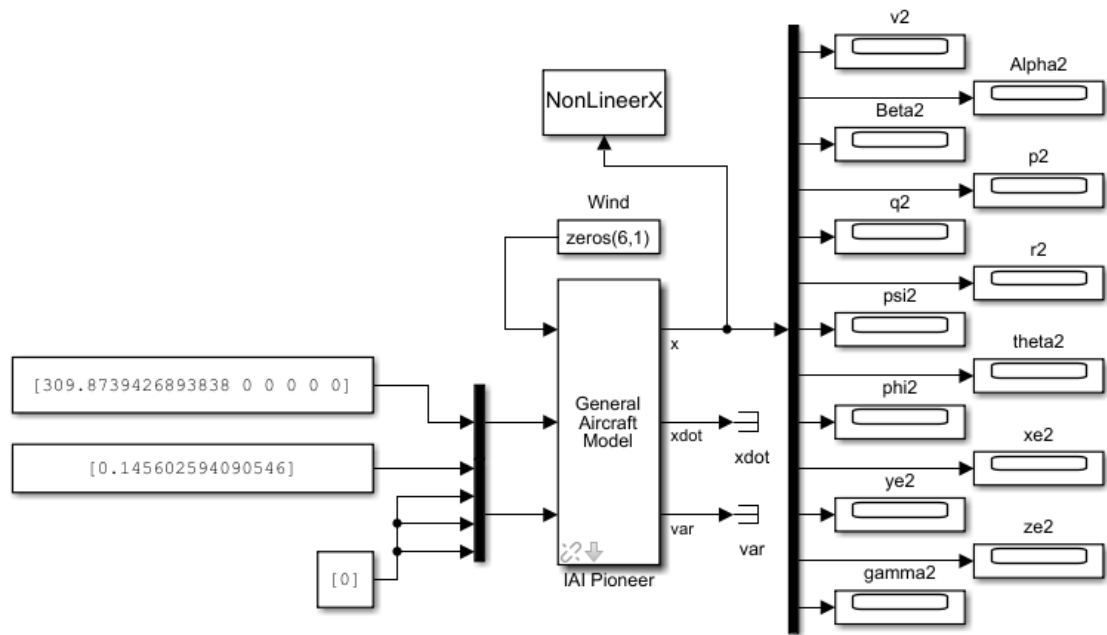
- Trim 2 ($V=60m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen X_0 ve U_0 matrisleri Çizelge 3.14'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.14 IAI Pioneer Trim 2 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri

X_0 <i>Durum Değişkenleri</i>	[v, alpha, beta, p, q, r, psi, theta, phi, xe, ye, ze(H)] [60 -0.029368191320453 0 0 0 0 0 -0.029368191320453 0 0 0 60]
U_0 <i>Kontrol Girdileri</i>	[Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz, del_elev, del_ail, del_rud, del_stabs/flaps] [309.873942689384 0 0 0 0 0 0.145602594090546 0 0 0]

IAI Pioneer için Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için elde edilen durum değişkenleri ve giriş parametreleri ile test edilmiştir. Trim noktalarında platformun uçuş hızının, irtifasının ve uçuş hattı açısının belirlenen uçuş koşulu ile aynı olması gerekmektedir. Bunun yanında yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızlarının sıfıra yakın olması beklenmektedir.

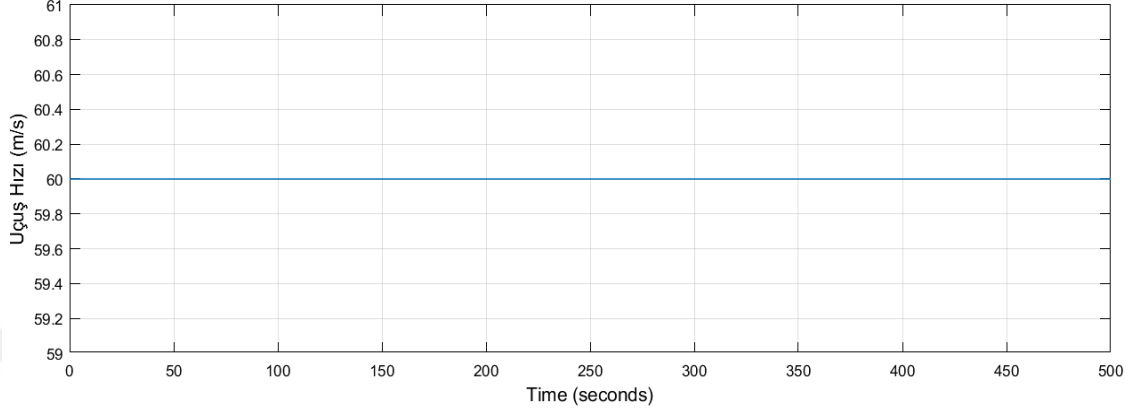
IAI Pioneer için Matlab/Simulink ortamında oluşturulan model Şekil 3.13'de gösterildiği gibidir. Bu model üzerinden testler gerçekleştirilmiştir.



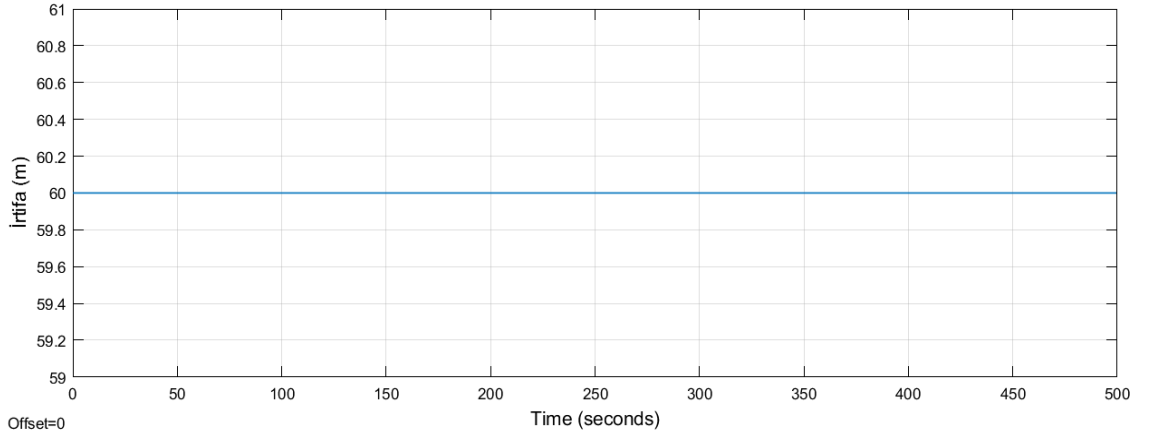
Şekil 3.13 IAI Pioneer Doğrusal Olmayan Model Trim Testleri

Referans uçuş hızı, irtifa ve uçuş hattı açısı değerlerinin elde edilen sonuçlar ile aynı olduğu ve buna ek olarak yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızlarının sıfır olduğu

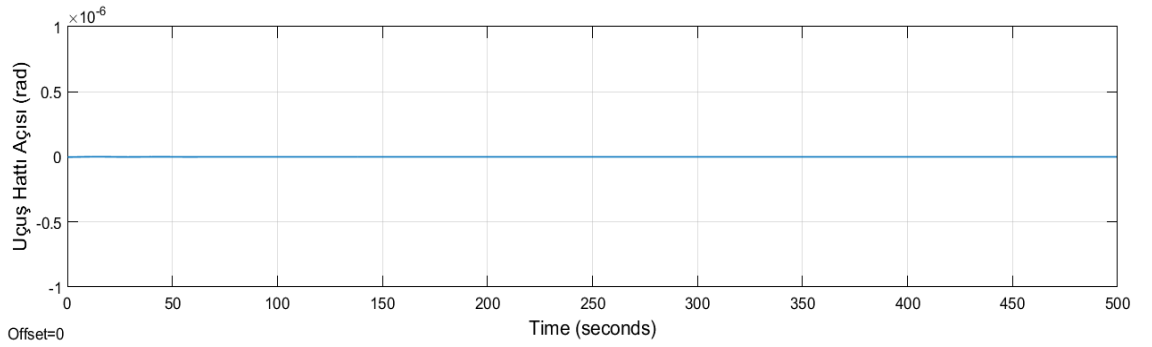
görülmektedir. Test sonuçları, uçağın denge noktasında olduğunu ve açısal hızların sıfır olduğunu bize göstermektedir. Test sonucunda elde edilen çıktılar Şekil 3.14, Şekil 3.15, Şekil 3.16, Şekil 3.17, Şekil 3.18, Şekil 3.19'da gösterilmiştir.



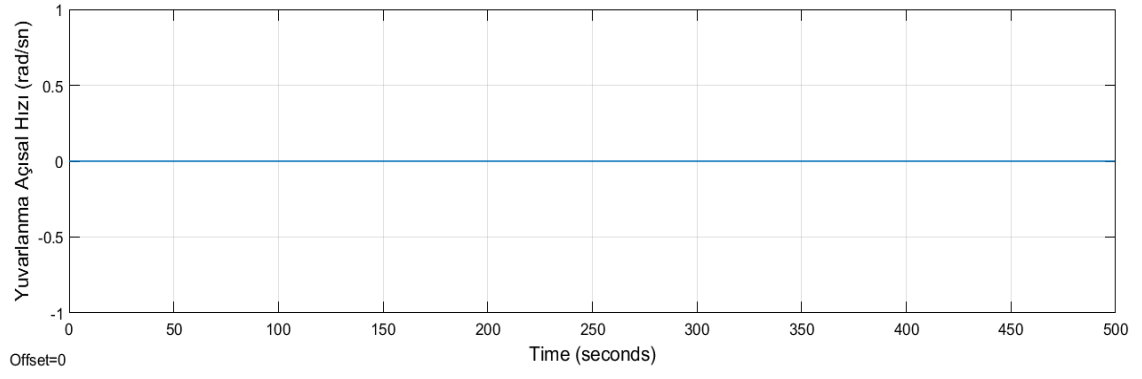
Şekil 3.14 IAI Pioneer Uçuş Hızı



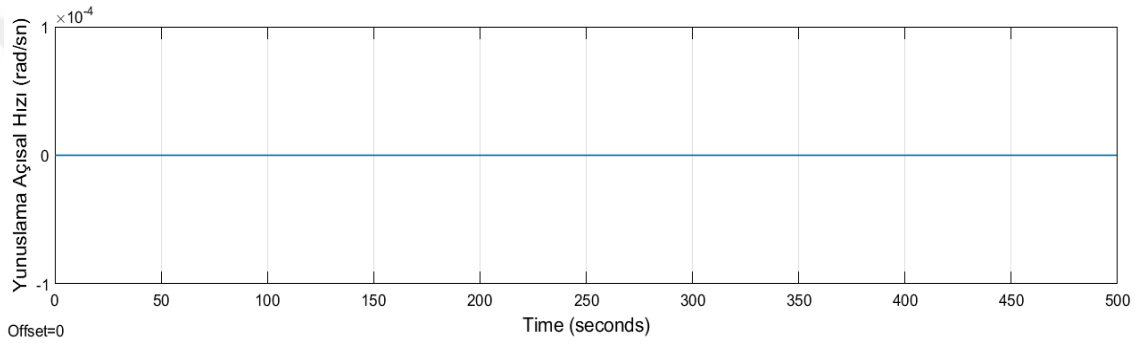
Şekil 3.15 IAI Pioneer İrtifa



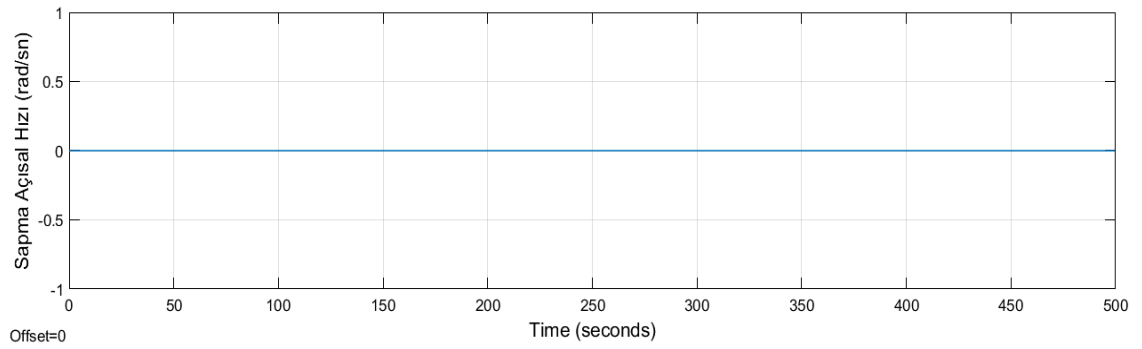
Şekil 3.16 IAI Pioneer Uçuş Hattı Açısı



Şekil 3.17 IAI Pioneer Yuvatlanma Açısal Hızı



Şekil 3.18 IAI Pioneer Yunuslama Açısal Hızı



Şekil 3.19 IAI Pioneer Sapma Açısal Hızı

3.3.2.2 Cessna 172 trim işlemi

Cessna 172 için trim işlemi yapılmıştır. Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için durum değişkenleri ve giriş parametreleri elde edilmiştir.

- Trim 1 ($V=30m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen X_0 ve U_0 matrisleri Çizelge 3.15’de gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.15 Cessna 172 Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri

X_0 <i>Durum Değişkenleri</i>	[v, alpha, beta, p, q, r, psi, theta, phi, xe, ye, ze(H)] [30 0.173782289369643 0 0 0 0 0 0.173782289369643 0 0 0 60]
U_0 <i>Kontrol Girdileri</i>	[Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz, del_elev, del_ail, del_rud, del_stabs/flaps] [410.5319714921847 0 0 0 0 0 -0.13255174807733 0 0 0]

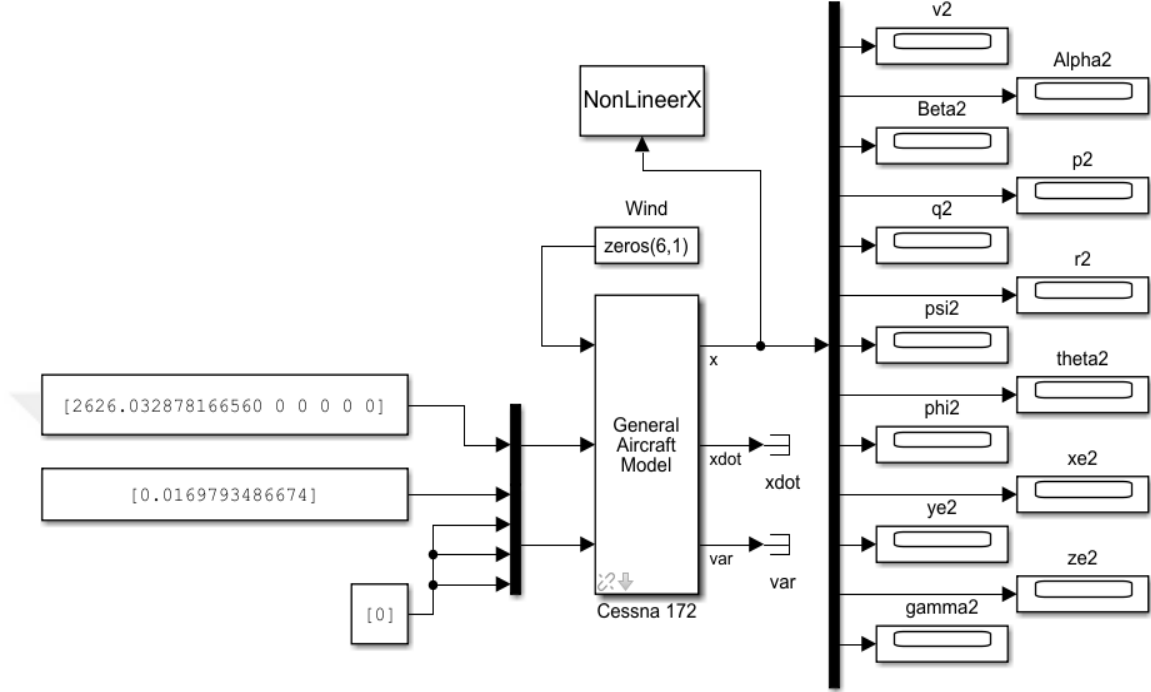
- Trim 2 ($V=100m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen X_0 ve U_0 matrisleri Çizelge 3.16’da gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.16 Cessna 172 Trim 2 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri

X_0 <i>Durum Değişkenleri</i>	[v, alpha, beta, p, q, r, psi, theta, phi, xe, ye, ze(H)] [100 -0.041273669993564 0 0 0 0 0 -0.041273669993564 0 0 0 60]
U_0 <i>Kontrol Girdileri</i>	[Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz, del_elev, del_ail, del_rud, del_stabs/flaps] [2626.032878166560 0 0 0 0 0 0.0169793486674 0 0 0]

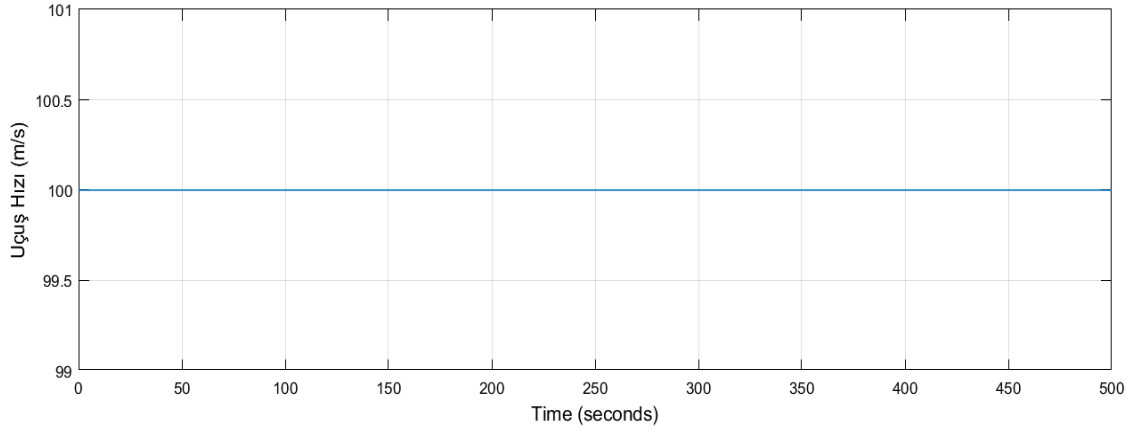
Cessna 172 için Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için elde edilen durum değişkenleri ve giriş parametreleri ile test edilmiştir. Trim noktalarında platformun uçuş hızının, irtifasının ve uçuş hattı açısının belirlenen uçuş koşulu ile aynı olması gerekmektedir. Bunun yanında yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarısal hızlarının sıfıra yakın olması beklenmektedir.

Cessna 172 için Matlab/Simulink ortamında oluşturulan model Şekil 3.20’de gösterildiği gibidir. Bu model üzerinden testler gerçekleştirilmiştir.

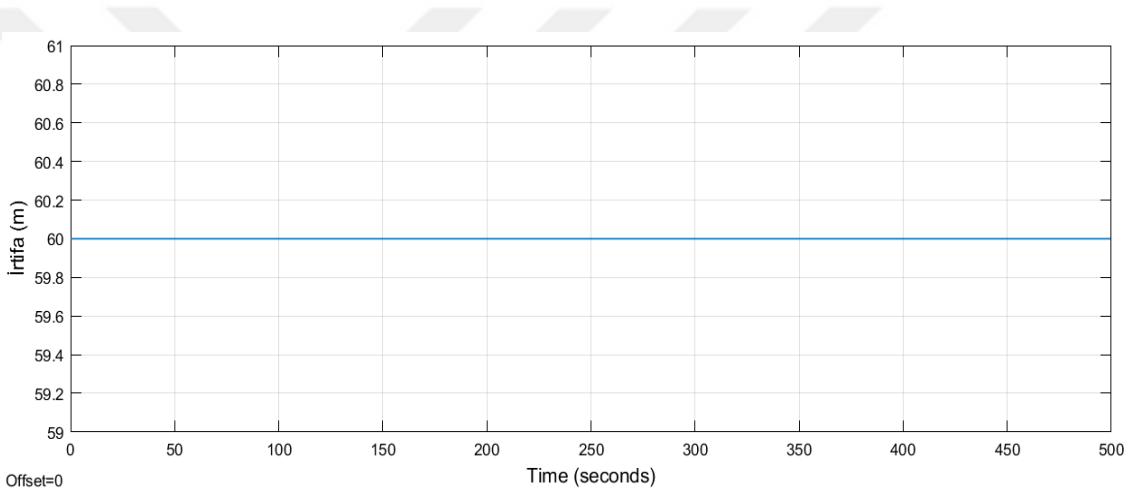


Şekil 3.20 Cessna 172 Doğrusal Olmayan Model Trim Testleri

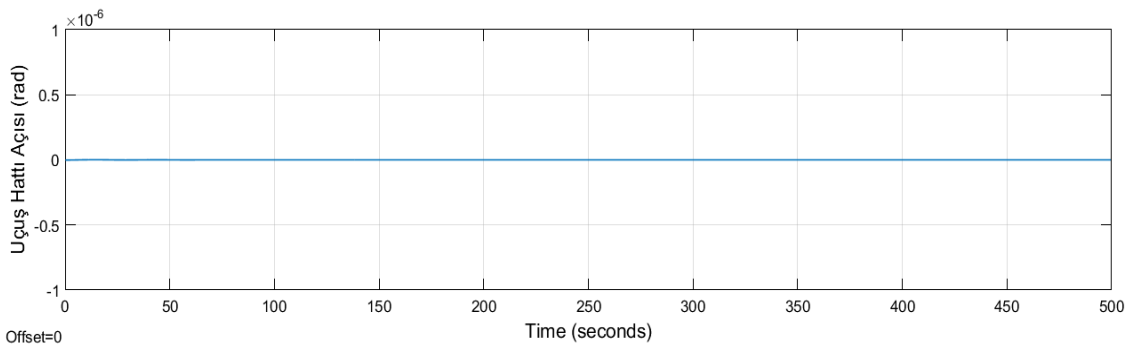
Referans uçuş hızı, irtifa ve uçuş hattı açısı değerlerinin elde edilen sonuçlar ile aynı olduğu ve buna ek olarak yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızlarının sıfır olduğu görülmektedir. Test sonuçları, uçağın denge noktasında olduğunu ve açısal hızların sıfır olduğunu bize göstermektedir. Test sonucunda elde edilen çıktılar Şekil 3.21, Şekil 3.22, Şekil 3.23, Şekil 3.24, Şekil 3.25 ve Şekil 3.26’da gösterilmiştir.



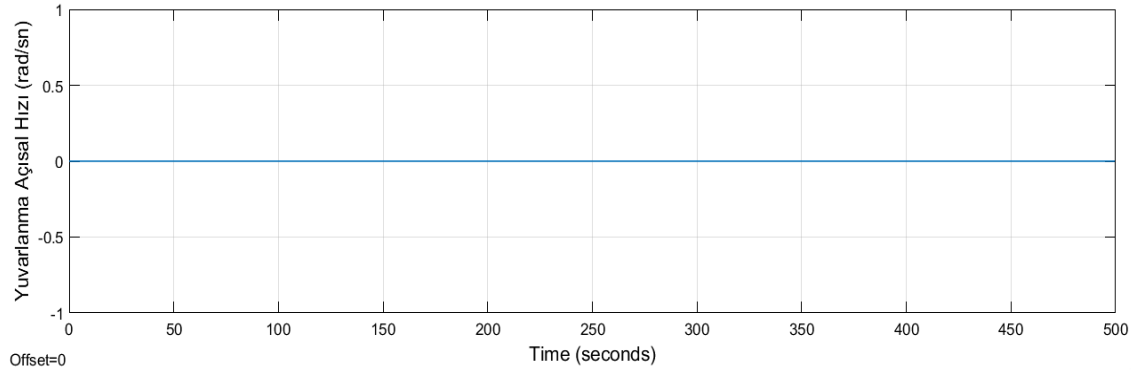
Şekil 3.21 Cessna 172 Uçuş Hızı



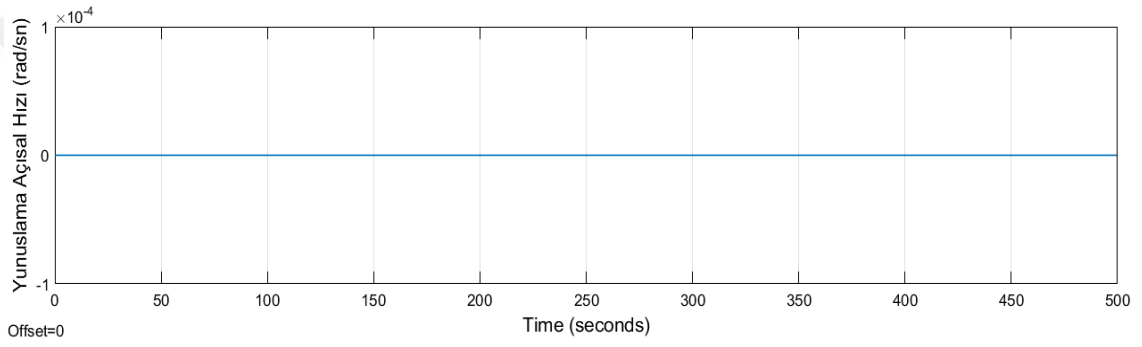
Şekil 3.22 Cessna 172 İrtifa



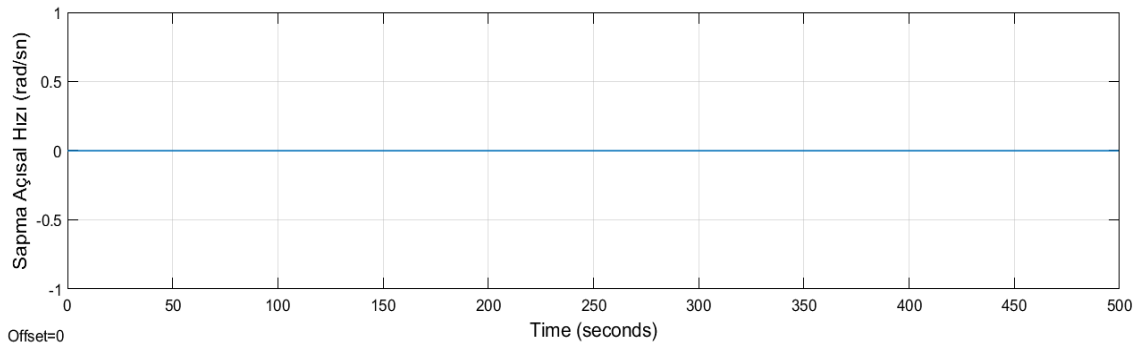
Şekil 3.23 Cessna 172 Uçuş Hattı Açısı



Şekil 3.24 Cessna 172 Yuvatlanma Açısal Hızı



Şekil 3.25 Cessna 172 Yunuslama Açısal Hızı



Şekil 3.26 Cessna 172 Sapma Açısal Hızı

3.3.3 Doğrusal uçak modeli

Doğrusal olmayan matematiksel denklemler karmaşık çözümlere sahiptirler. Bu tür denklemlerin kolay çözülebilmesi için basitleştirilmiş matematiksel denklemler haline getirilmesi gerekmektedir. Bu amaçla belirli bir noktada denge durumunda olan bir uçağın hareketinde küçük bozulmalar varsayılarak denklemlerin doğrusallaştırılma işlemi yapılabilmektedir (Nelson, 1998).

Kontrol teorilerini bir modele uygulayabilmek için matematiksel denklemlerin durum uzay matrisleri biçiminde yazılması kolaylık sağlamaktadır. Doğrusallaştırma işlemleri sonucunda elde edilen durum uzay matrisleri ile Matlab/Simulink üzerinden bir uçağın modellenmesi, otopilot tasarımı ve benzetimi mümkün olmaktadır.

Genel durum uzay gösterimi eşitlik 3.53 ve 3.54 ile gösterilmiştir (Ogata, 2010).

$$\dot{x} = A x + B u \quad (3.53)$$

$$y = C x + D u \quad (3.54)$$

Matlab/Simulink ‘Linear Analysis Toolbox’ yardımı ile trim sonucunda bulunan giriş parametreleri ve durum değişkenleri kullanılarak doğrusal olmayan uçak modeli doğrusallaştırılmış ve bu işlem sonrasında doğrusal uçak modeline ait durum uzay matrisleri elde edilmiştir.

Elde edilen A , B , C , D durum uzay matrisleri incelendiğinde, uçağın hareketinin durum değişkenlerine veya aerodinamik kontrol girişlerine göre boylamsal ve yanal olarak ikiye ayrıldığı gözlemlenmektedir.

IAI Pioneer için durum uzay gösterimi eşitlik 3.55 ve 3.56 ile gösterilmiştir.

$$\dot{x} = A_{lin_IAI} x + B_{lin_IAI} u \quad (3.55)$$

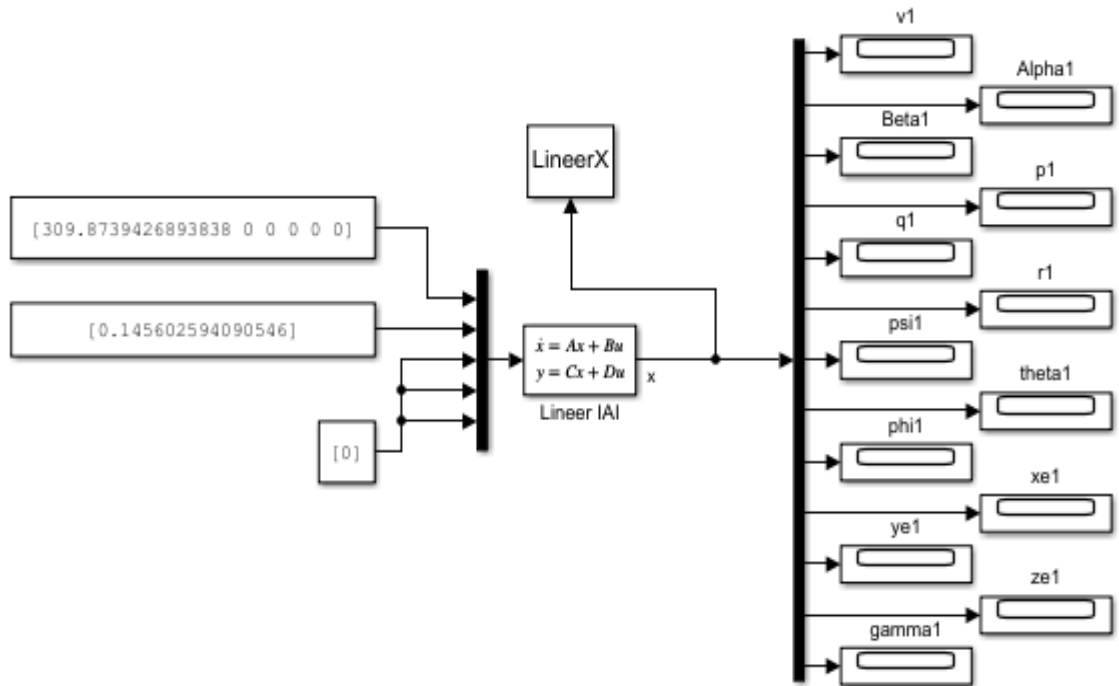
$$y = C_{lin_IAI} x + D_{lin_IAI} u \quad (3.56)$$

Cessna 172 için durum uzay gösterimi eşitlik 3.57 ve 3.58 ile gösterilmiştir.

$$\dot{x} = A_{lin_C172} x + B_{lin_C172} u \quad (3.57)$$

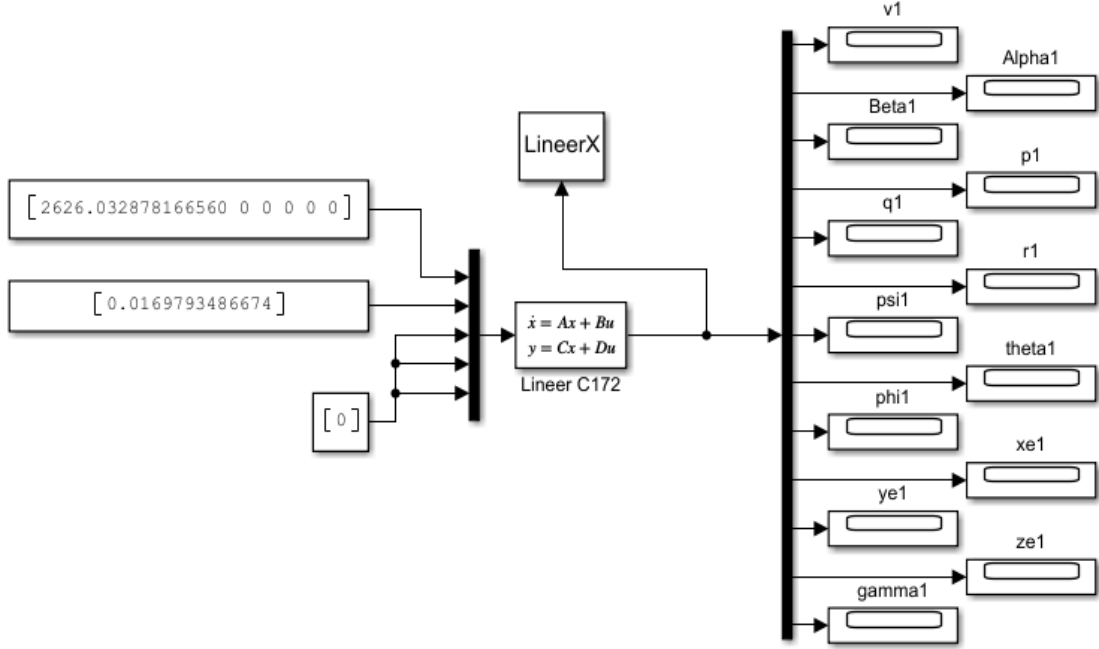
$$y = C_{lin_C172} x + D_{lin_C172} u \quad (3.58)$$

IAI Pioneer için Matlab/Simulink ortamında oluşturulan doğrusal model Şekil 3.27'de gösterildiği gibidir.



Şekil 3.27 IAI Pioneer Doğrusal Model Trim Testleri

Cessna 172 için Matlab/Simulink ortamında oluşturulan doğrusal model Şekil 3.28’de gösterildiği gibidir.



Şekil 3.28 Cessna 172 Doğrusal Model Trim Testleri

3.3.3.1 IAI Pioneer doğrusal model

IAI Pioneer için durum uzay matrisleri aşağıda verilmiştir.

- Trim 1 ($V=30m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen A , B , C , D matrisleri aşağıdaki gibidir.

$A =$

$$\begin{bmatrix}
 -0.07239 & 6.11806 & 0 & 0 & -3.83937e-13 & 0 & 0 & -9.80646 & 0 & 0 & 0 & 1.04387e-04 \\
 -0.02136 & -1.33163 & 0 & 0 & 0.98005 & 0 & 0 & 2.28636e-13 & 0 & 0 & 0 & 3.07032e-05 \\
 0 & 0 & -0.22195 & 0.17440 & 0 & -0.98467 & 0 & 0 & 0.32187 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & -5.02589 & -6.48630 & 0 & 4.05061 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 -3.23896e-05 & -19.80750 & 0 & 0 & -3.12665 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4.67036e-08 \\
 0 & 0 & 8.10118 & -0.28920 & 0 & -1.47044 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.01556 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0.17711 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 1 & -8.06523e-10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 8.80149e-11 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 30 & 0 & 0 & 0 & 30 & 0 & -5.23210 & 0 & 0 & 0 \\
 -7.26751e-13 & -30 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 30 & 0 & 0 & 0 & 0
 \end{bmatrix}$$

$B =$

$$\begin{bmatrix} 0.00516 & 0 & 9.15446e-04 & 0 & 0 & 0 & -0.14634 & 0 & 0 & 0 \\ -3.05148e-05 & 0 & 1.72285e-05 & 0 & 0 & 0 & -0.10867 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.74967e-04 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.05176 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.02135 & 0 & -0.00127 & 0 & -27.63390 & 0.54132 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.01099 & 0 & -16.44396 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.00127 & 0 & 0.00904 & 0 & 3.07901 & -6.59558 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$C =$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$D =$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

- Trim 2 ($V=60m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen A , B , C , D matrisleri aşağıdaki gibidir.

$A =$

$$\begin{bmatrix} -0.05419 & -4.13001 & 0 & 0 & 8.604356e-14 & 0 & 0 & -9.80646 & 0 & 0 & 0 & 1.56289e-04 \\ -0.00547 & -2.61797 & 0 & 0 & 0.98005 & 0 & 0 & 8.58815e-13 & 0 & 0 & 0 & 1.57365e-05 \\ 0 & 0 & -0.44391 & -0.02936 & 0 & -0.99956 & 0 & 0 & 0.16337 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -20.10357 & -12.97260 & 0 & 8.10123 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 5.18234e-06 & -79.23001 & 0 & 0 & -6.25330 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.49451e-08 \\ 0 & 0 & 32.40472 & -0.57840 & 0 & -2.94088 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.00043 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -0.02937 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1.26727 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.37360e-10 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 60 & 0 & 0 & 0 & 60 & 0 & 1.76182 & 0 & 0 & 0 \\ -1.61180e-13 & -60 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 60 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$B =$

$$\begin{bmatrix} 0.00524 & 0 & -1.54130e-04 & 0 & 0 & 0 & -0.58538 & 0 & 0 & 0 \\ 2.56884e-06 & 0 & 8.74458e-05 & 0 & 0 & 0 & -0.21735 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 8.74835e-05 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.10352 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.02135 & 0 & -0.00127 & 0 & -110.53561 & 2.16528 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.01099 & 0 & -65.77586 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.00127 & 0 & 0.00904 & 0 & 12.31606 & -26.38233 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$C =$

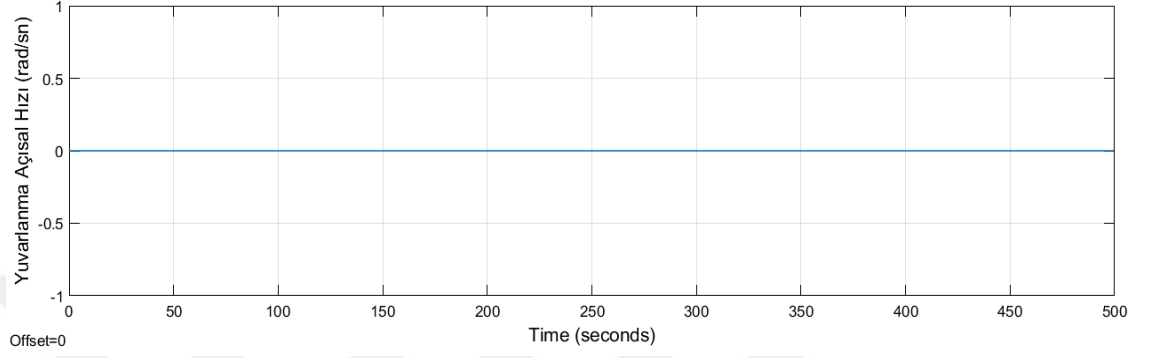
$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$D =$

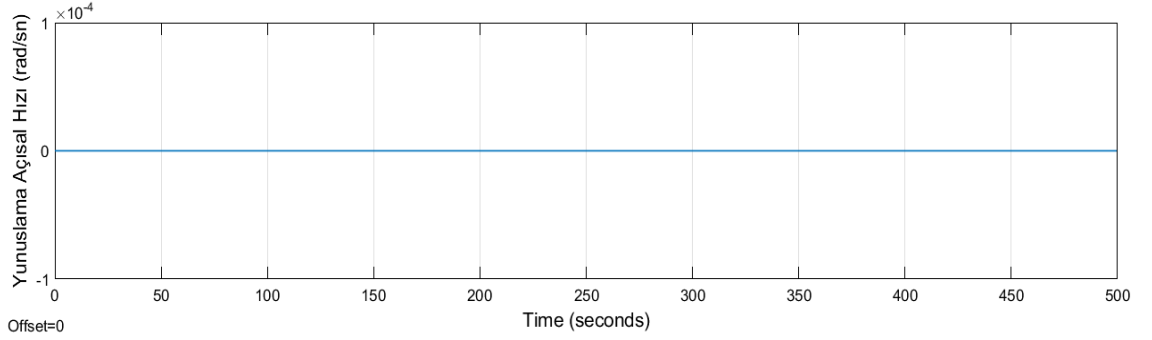
$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

IAI Pioneer doğrusal modeli, Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için elde edilen durum değişkenleri ve giriş parametreleri ile test edilmiştir. Trim noktalarında platformun yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısız hızlarının sıfıra yakın olması beklenmektedir.

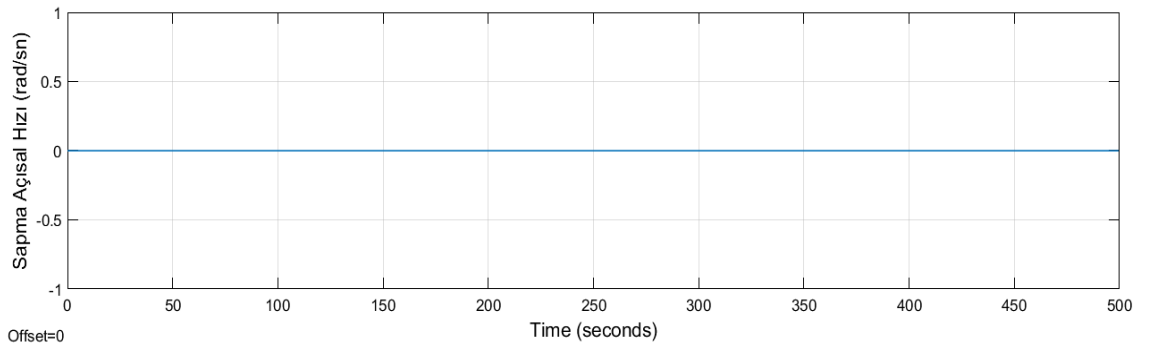
Doğrusal uçak modelinde yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızlarının sıfır olduğu görülmektedir. Test sonuçları, uçağın denge noktasında olduğunu ve açısal hızların sıfır olduğunu bize göstermektedir. Test sonucunda elde edilen çıktılar Şekil 3.29, Şekil 3.30 ve Şekil 3.31’de gösterilmiştir.



Şekil 3.29 IAI Pioneer Yuvarlanma Açısal Hızı

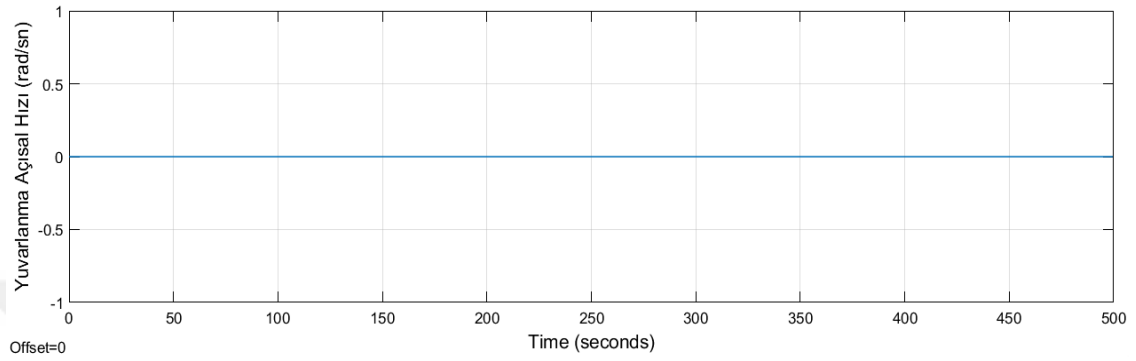


Şekil 3.30 IAI Pioneer Yunuslama Açısal Hızı

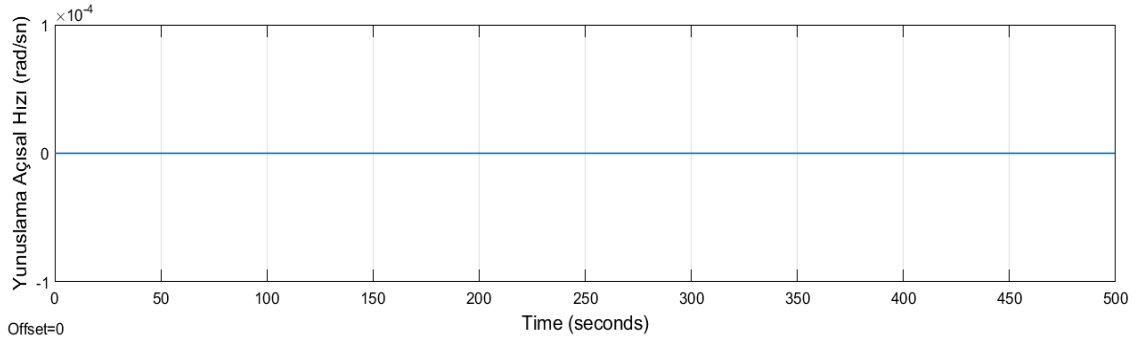


Şekil 3.31 IAI Pioneer Sapma Açısal Hızı

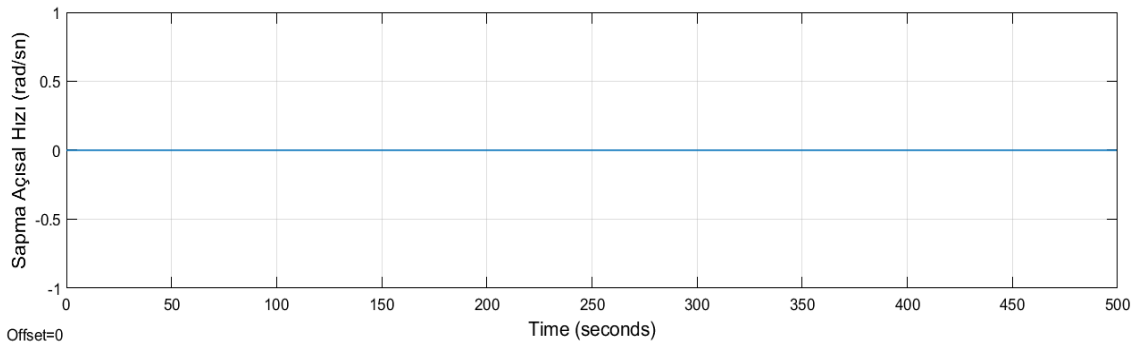
Doğrusal uçak modelinde yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızlarının sıfır olduğu görülmektedir. Test sonuçları, uçağın denge noktasında olduğunu ve açısal hızların sıfır olduğunu bize göstermektedir. Test sonucunda elde edilen çıktılar Şekil 3.32, Şekil 3.33 ve Şekil 3.34'de gösterilmiştir.



Şekil 3.32 Cessna 172 Yuvarlanma Açısal Hızı



Şekil 3.33 Cessna 172 Yunuslama Açısal Hızı

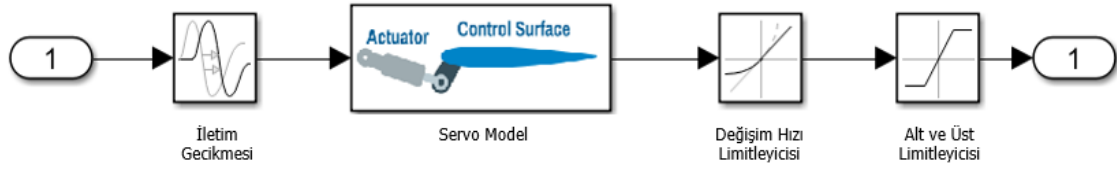


Şekil 3.34 Cessna 172 Sapma Açısal Hızı

3.3.4 Kontrol Yüzeylerinin Modeli

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, sensörler ve kablolaj yapısı, gürültü bileşenleri ve iletim gecikmeleri de dikkate alınmalıdır. Ek olarak, kontrol yüzeylerinin yapısal özelliklerden dolayı sapma aralığı ve sapma değişim hızı sınırlanmaktadır. Bu etkilerden dolayıda otopilotun performansı azalmakta ve uygulamada istenilen sonuçlar elde edilememektedir (Rauw, 2001).

Tasarlanan otopilotun performansı artırmak için kontrol yüzeylerinin Matlab/Simulink ortamında oluşturulan modeli Şekil 3.35'deki gibidir.



Şekil 3.35 Kontrol Yüzey Modeli

Kontrol yüzeylerinin modeli içerisinde yer alan alt modeller için seçilmiş değerleri Çizelge 3.17'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.17 Kontrol Yüzey Modeli Tanımlamaları

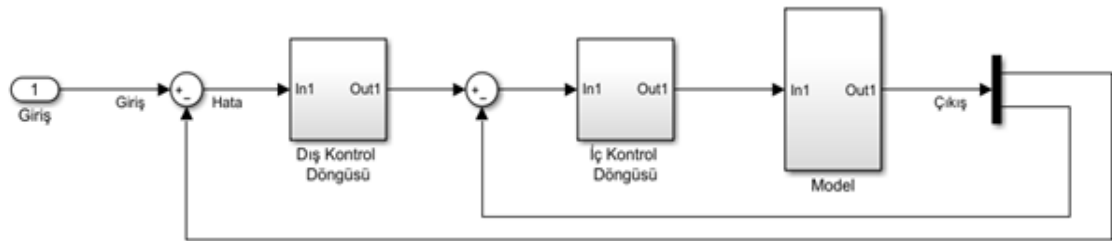
Alt Model	Değer	Birim
İletim Gecikmesi (Transport Delay)	0	Saniye
Hareket Elemanı (Actuator)	1	Kazanç
Hız Limitleyicisi (Rate Limiter)	$\pm \frac{5\pi}{6}$	Radyan / Saniye
Doyum Noktası (Saturation)	$\pm \frac{\pi}{6}$	Radyan

3.4 PID Tabanlı Otopilot Tasarımı

Otopilot sistemleri uçağın uçuş hızını, irtifasını ve yönelimini hedeflenen seviyede kontrol edebilmeye yarayan sistemlerdir. Uçak hareketlerinin boylamsal ve yanal olarak ikiye ayrılabilceğini bir önceki bölümde görmüştük. Boylamsal ve yanal hareketler için otopilot tasarımları da ikiye ayrılabilir. Yanal hareketler için tasarlanacak otopilot, yön dümeni ve kanatçıkların kontrolü ile uçağın sapma ve yuvarlanma hareketlerine etki etmektedir. Boylamsal hareketler için tasarlanacak otopilot, motor gaz kolu ve irtifa dümeni kontrolü ile uçağın uçuş hızına ve yunuslama hareketine etki etmektedir.

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 otopilot tasarımı için kontrolcü parametreleri belirlenmiştir.

Tasarlanan otopilot iç ve dış kontrol döngülerinden oluşan bir yapıya sahiptir. Dış kontrol döngüsü hata sinyalini kullanarak iç kontrol döngüsü için referans sinyali üretmektedir. İç kontrol döngüsünde referans sinyali kullanarak, aerodinamik kontrol yüzeyleri için sapma sinyallerini üretmektedir. Bir modelin Matlab/Simulink ortamında iç ve dış kontrol döngüleri Şekil 3.36'da gösterilmiştir.

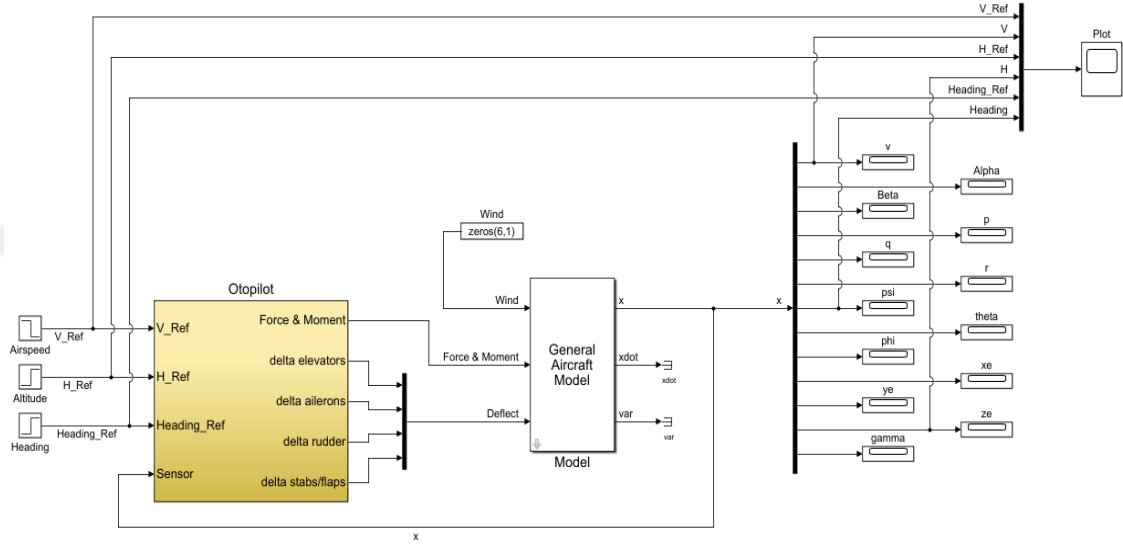


Şekil 3.36 Kontrol Döngü Yapısı

Otopilotun kontrol yüzeyleri için üretmiş olduğu sapma sinyalleri doğrusal model üzerinden test edilmiştir. Bu doğrultuda tasarlanmış otopilot, doğrusal olmayan model üzerine uygulanmış ve performansı değerlendirilmiştir. Otopilot tasarımı için uçak

modeline etki eden rüzgar bileşenlerinin ve sensör verileri için bozucu etkilerin olmadığı varsayılmıştır.

Bir modelin Matlab/Simulink ortamında tasarlanmış otopilot sistemi Şekil 3.37’de gösterilmiştir.



Şekil 3.37 Otopilot Modeli

Otopilot modeli için giriş ve çıkış parametreleri Çizelge 3.18’de gösterilmiştir.

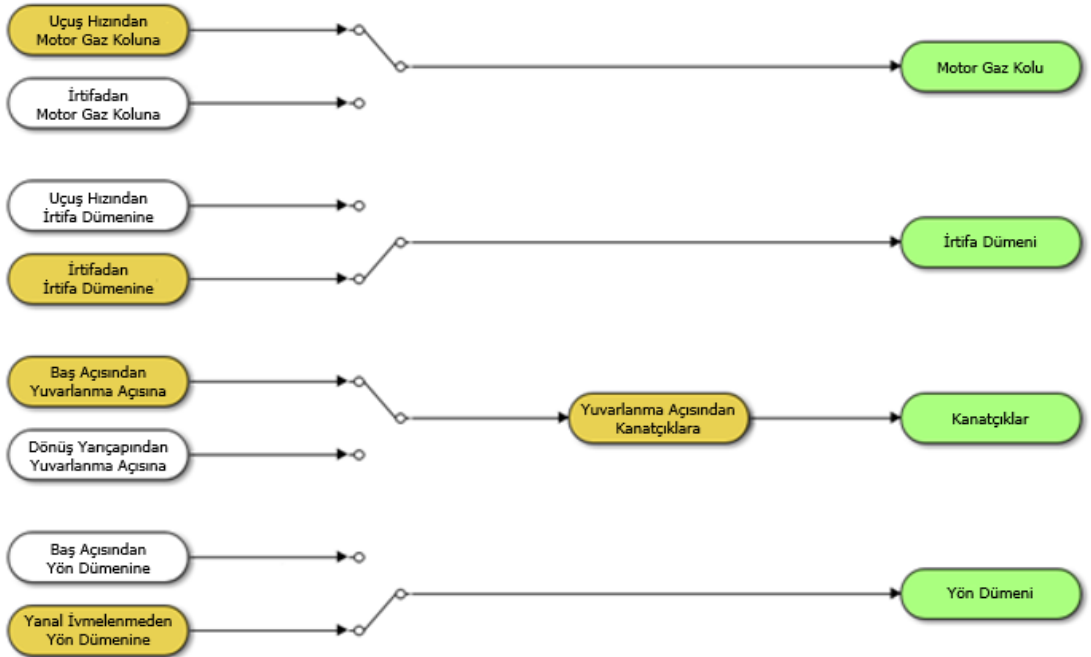
Çizelge 3.18 Otopilot Giriş ve Çıkış Parametreleri

V_Ref	Uçuş Hızı Referans Değeri
H_Ref	İrtifa Referans Değeri
Heading_Ref	Baş Açısı Referans Değeri
Sensör (x)	Sensör Verileri
delta ailerons (δ_a)	Kanatçıklar Sapma Değeri
delta elevators (δ_e)	İrtifa dümeni Sapma Değeri
delta rudder (δ_r)	Yön dümeni Sapma Değeri
delta stabs/flaps (δ_f)	Flap Kanatçıkları Sapma Değeri
Force & Moment (δ_t)	Kuvvet ve Moment Değerleri

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. Eğer motor gaz kolu uçağın uçuş hızını kontrol etmek için kullanılıyorsa, irtifa dümeni irtifayı kontrol etmek için kullanılır. Bu durumda, irtifa dümeni ile irtifa çok hassas kontrol edilebilecek ve motor gaz kolu uçağın uçuş hızına doğrudan etki edecektir. Diğer bir seçenekte, irtifa dümeni uçağın uçuş hızını kontrol etmek için kullanılıyorsa, motor gaz kolu irtifayı kontrol etmek için kullanılır. Bu durumda, oluşacak motor arızalarına karşı otopilot daha güvenilir cevaplar üretebilecektir.

Seyir evresinde platformun baş açısının korunması gerekmektedir. Baş açısının korunması kanatçıklar ve yön dümeni kontrolü ile sağlanmaktadır. Eğer kanatçıklar uçağın baş açısını kontrol etmek için kullanılıyorsa, yön dümeni yanal ve dikey ivmelenmeyi kontrol etmek için kullanılır.

Bu çalışmada bir uçağı seyir evresinde kontrol edebilmek amacıyla tasarlanan otopilot kontrolcülerini için seçilen temel geri besleme döngü şeması Şekil 3.38’de ve açıklamaları Çizelge 3.19’da gösterilmiştir.



Şekil 3.38 Otopilot Sistemi Geri Besleme Döngü Şeması

Çizelge 3.19 Otopilot Sistemi Geri Besleme Döngü Şeması Tanımlamaları

Geri Besleme Döngüsü	Kontrol	Tanım
Uçuş Hızından Motor Gaz Koluna	Motor Gaz Kolu	Referans uçuş hızı ile mevcut uçuş hızı arasındaki hatayı minimuma indirmek için motor gaz kolu sapmasını değiştirir. Seyir sırasında uçağın hızını kontrol altında tutmak için kullanılır.
İrtifadan İrtifa Dümenine	İrtifa Dümeni	Referans irtifa ile mevcut irtifa arasındaki hatayı minimuma indirmek için irtifa dümeni sapmasını değiştirir Seyir sırasında uçağın irtifasını kontrol altında tutmak için kullanılır.
Baş Açısından Yuvarlanma Açısına	Referans Yuvarlanma Açısı	Referans baş açısı ile mevcut baş açısı arasındaki hatayı minimuma indirmek için referans yuvarlanma açısını oluşturur.
Yuvarlanma Açısından Kanatçıklara	Kanatçık	Referans yuvarlanma açısı ile mevcut yuvarlanma açısı arasındaki hatayı minimuma indirmek için kanatçıkların sapmasını değiştirir. Seyir sırasında uçağın baş açısını kontrol altında tutmak için kullanılır.
Yanal İvmelenmeden Yön Dümenine	Yön Dümeni	Referans yanal ivmelenme ile mevcut yanal ivmelenme arasındaki hatayı minimuma indirmek için yön dümeni sapmasını değiştirir. Dönüş sırasında uçağı kararlı tutmak için kullanılır.

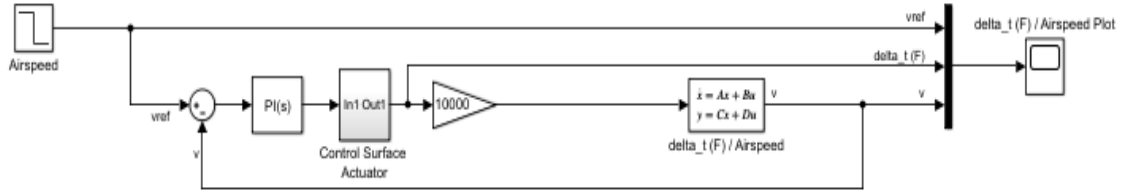
3.4.1 Boylamsal kontrolcü tasarımı

3.4.1.1 Hız kontrolcüsü

Hız kontrolcüsünün amacı uçağın uçuş hızını kontrol etmek için motor gaz kolu ile motor itme kuvvetini değiştirmektir.

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

Tasarlanan uçuş hızı kontrolcüsünün gösterimi Şekil 3.39'da verilmiştir.



Şekil 3.39 Hız Kontrolcüsü Modeli

Tasarlanan uçuş hızı kontrolcüsü için modelin durum uzay matrislerinden elde edilmiş transfer fonksiyonu, performans parametreleri ve kontrolcü parametreleri Çizelge 3.20'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.20 Hız Kontrolcüsü Tasarım Detayları

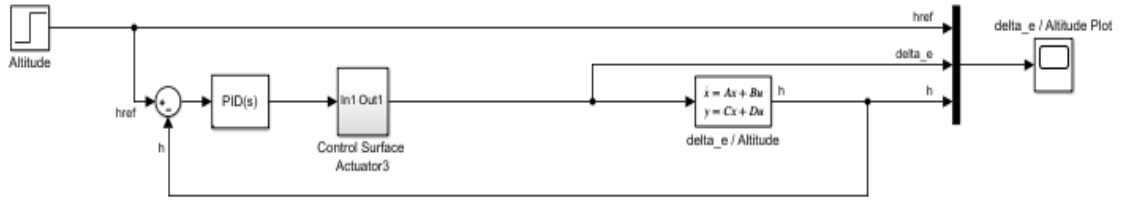
IAI Pioneer	
Transfer Fonksiyonu	$\frac{0.005247s^4 + 0.04653s^3 + 0.4932s^2 + 0.002027s + 39.06 \cdot 10^{-5}}{s^5 + 8.925s^4 + 94.48s^3 + 4.96s^2 + 4.328s - 1.322 \cdot 10^{-5}}$
Performans Parametreleri	Hız Kontrolcüsü
Yükselme Zamanı	0.025 sn (< 0.05 sn)
Oturma Zamanı	0.040 sn (< 0.1 sn)
Aşım Oranı	%1.5 (< % 2)
Kontrolcü Parametreleri	Hız Kontrolcüsü
Kp	1.558
Ki	2.229
Kd	---
N	---
Cessna 172	
Transfer Fonksiyonu	$\frac{0.0009577s^4 + 0.01181s^3 + 0.1016s^2 + 0.0002848s + 6.452 \cdot 10^{-5}}{s^5 + 12.39s^4 + 106.7s^3 + 5.31s^2 + 1.462s - 1.113 \cdot 10^{-5}}$
Performans Parametreleri	Hız Kontrolcüsü
Yükselme Zamanı	0.050 sn (< 0.05 sn)
Oturma Zamanı	0.080 sn (< 0.1 sn)
Aşım Oranı	%1.45 (< % 2)
Kontrolcü Parametreleri	Hız Kontrolcüsü
Kp	4.242
Ki	3.017
Kd	---
N	---

3.4.1.2 İrtifa kontrolcüsü

İrtifa kontrolcüsünün amacı uçağın irtifasını kontrol etmek için irtifa dümeni sapmasını değiştirmektir.

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 3.40'de verilmiştir.



Şekil 3.40 İrtifa Kontrolcüsü Modeli

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü için modelin durum uzay matrislerinden elde edilmiş transfer fonksiyonu, performans parametreleri ve kontrolcü parametreleri Çizelge 3.21'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.21 İrtifa Kontrolcüsü Tasarım Detayları

IAI Pioneer	
Transfer Fonksiyonu	$\frac{13.04s^3 + 3.34s^2 - 9300s - 218.1}{s^5 + 8.925s^4 + 94.48s^3 + 4.96s^2 + 4.328s - 1.322 \cdot 10^{-5}}$
Performans Parametreleri	İrtifa Kontrolcüsü
Yükselme Zamanı	0.34 sn (< 1 sn)
Oturma Zamanı	11.7 sn (< 15 sn)
Aşım Oranı	%9.5 (< % 10)
Kontrolcü Parametreleri	İrtifa Kontrolcüsü
Kp	-91.756 10 ⁻⁴
Ki	-7.2921 10 ⁻⁵
Kd	-249.55 10 ⁻⁴
N	301.015
Cessna 172	
Transfer Fonksiyonu	$\frac{40.57s^3 + 20.22s^2 - 0.000474s - 2216}{s^5 + 12.39s^4 + 106.7s^3 + 5.31s^2 + 1.462s - 1.113 \cdot 10^{-5}}$
Performans Parametreleri	İrtifa Kontrolcüsü
Yükselme Zamanı	0.85 sn (< 1 sn)
Oturma Zamanı	7.75 sn (< 15 sn)
Aşım Oranı	%11.7 (< % 10)
Kontrolcü Parametreleri	İrtifa Kontrolcüsü
Kp	-6.7228 10 ⁻⁴
Ki	-3.7177 10 ⁻⁵
Kd	-29.470 10 ⁻⁴
N	14.2583

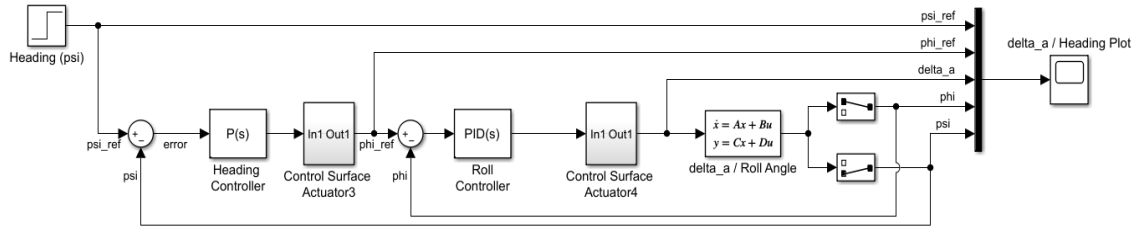
3.4.2 Yanal kontrolcü tasarımı

3.4.2.1 Yön kontrolcüsü

Yön kontrolcüsünün amacı uçağın baş açısını kontrol etmek için kanatçıkların sapmasını değiştirmektir.

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 (ψ) açısı değeri ile sensörlerden ölçülen sapma açısı değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyaline göre iç kontrol döngüsü için referans yuvarlanma açısı (ϕ) 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 3.41'de verilmiştir.



Şekil 3.41 Yön Kontrolcüsü Modeli

Tasarlanan yön kontrolcüsü için modelin durum uzay matrislerinden elde edilmiş transfer fonksiyonu, performans parametreleri ve kontrolcü parametreleri Çizelge 3.22'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 3.22 Yön Kontrolcüsü Tasarım Detayları

IAI Pioneer		
Transfer Fonksiyonu	$\frac{12.32s^3 + 232.6s^2 + 242s - 545}{s^5 + 16.36s^4 + 81.7s^3 + 460.2s^2 - 31.16s}$	
Performans Parametreleri	Yuvarlanma Kontrolcüsü	Yön Kontrolcüsü
Yükselme Zamanı	0.80 sn (< 1 sn)	17.1 sn (< 20 sn)
Oturma Zamanı	12.5 sn (< 15 sn)	30.4 sn (< 30 sn)
Aşım Oranı	%6.42 (< % 10)	%0 (< % 1)
Kontrolcü Parametreleri	Yuvarlanma Kontrolcüsü	Yön Kontrolcüsü
Kp	-0.29861	0.7305
Ki	-0.01140	---
Kd	-0.24458	---
N	516.3809	---
Cessna 172		
Transfer Fonksiyonu	$\frac{-21.37s^3 - 366s^2 + 131.6s - 537.6}{s^5 + 23.9s^4 + 79.08s^3 + 622.8s^2 + 7.095s}$	
Performans Parametreleri	Yuvarlanma Kontrolcüsü	Yön Kontrolcüsü
Yükselme Zamanı	1.01 sn (< 1 sn)	17.3 sn (< 20 sn)
Oturma Zamanı	8.84 sn (< 15 sn)	29.6 sn (< 30 sn)
Aşım Oranı	%5.02 (< % 10)	%0 (< % 1)
Kontrolcü Parametreleri	Yuvarlanma Kontrolcüsü	Yön Kontrolcüsü
Kp	-0.31043	1.2814
Ki	-0.01557	---
Kd	-0.02964	---
N	658.5791	---

4. ARAŞTIRMA BULGULARI

Bir 6nceki b6l6mde tasarımı gerçekleŐtirilen otopilot hem doğrusal model hem de doğrusal olmayan model 6zerinden test edilmiş ve otopilotun performansı bu b6l6mde g6sterilmiŐtir.

6ncelikle farklı uçuş hızı, irtifa ve baş açısı referans girişleri, doğrusal model 6zerine uygulanmıştır. Bu referans giriŐler ile birlikte seçilen platform için otopilotun çalışması test edilmiştir. Bu testler sonucunda elde edilen çıktılar incelendiğinde uçuş hızı, irtifa ve baş açısı verileri için otopilot tasarımının tatmin edici seviyede olduğu g6zlemlenmiŐtir. Farklı referans sinyalleri için otopilotun beklenildiği gibi çalıştığı ve başarılı sonuçlar 6rettiği doğrulanmıştır.

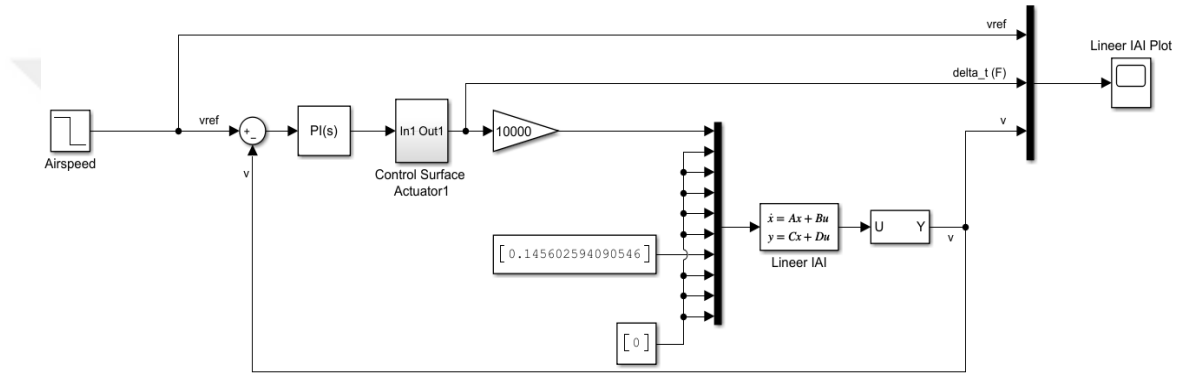
Ardından farklı uçuş hızı, irtifa ve baş açısı referans girişleri, doğrusal olmayan model 6zerine uygulanmıştır. Bu referans giriŐler ile birlikte seçilen platform için otopilotun çalışması test edilmiştir. Bu testler sonucunda elde edilen çıktılar incelendiğinde uçuş hızı, irtifa ve baş açısı verileri için otopilot tasarımının tatmin edici seviyede olduğu g6zlemlenmiŐtir. Farklı referans sinyalleri için otopilotun beklenildiği gibi çalıştığı ve başarılı sonuçlar 6rettiği doğrulanmıştır.

4.1 Otopilot Tasarımının Testi

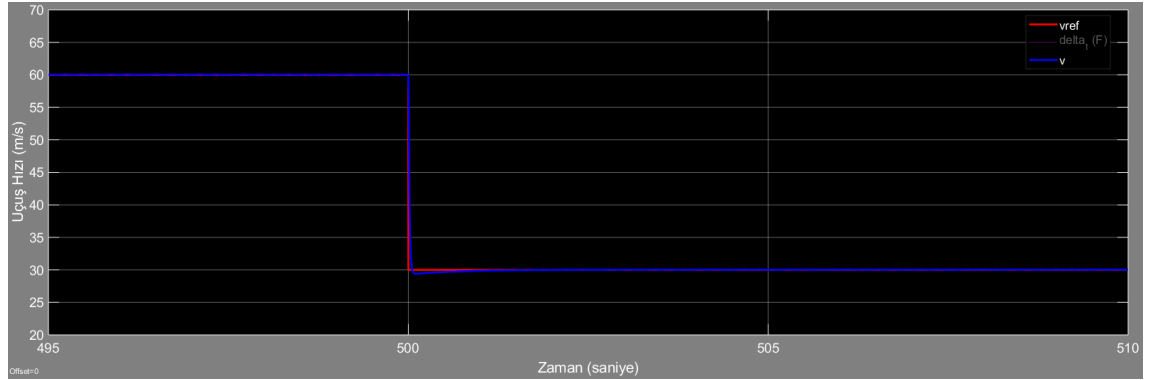
4.1.1 Doğrusal model üzerinde otopilot tasarımının testi

4.1.1.1 IAI Pioneer

Tasarlanan hız kontrolcüsü Şekil 4.1’de doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30m/s referans hız değeri için doğrusal model cevabı Şekil 4.2’de gösterilmiştir.



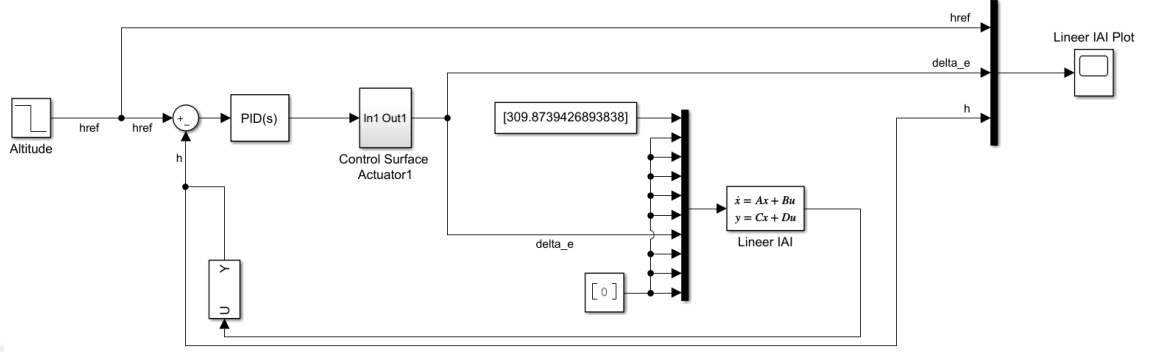
Şekil 4.1 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi



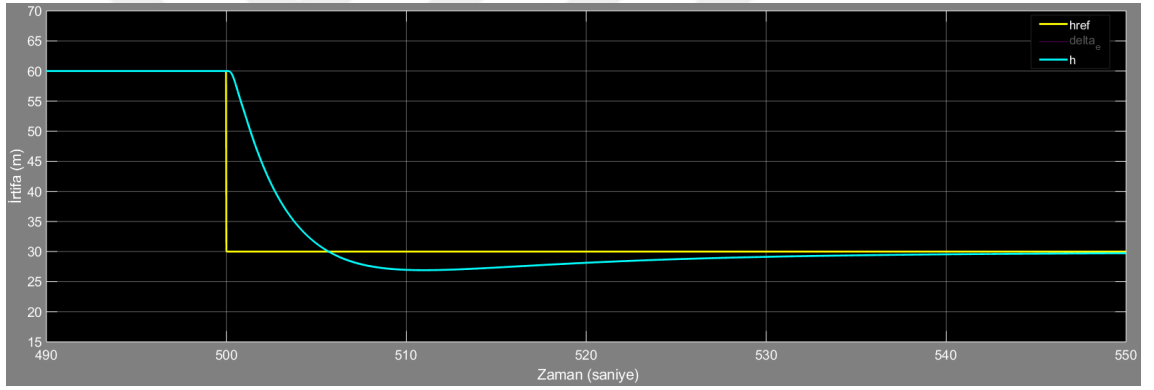
Şekil 4.2 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

Hız kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans uçuş hızı değeri 500. saniyede 60 m/s’den 30 m/s’e azaltıldığı ve sensörlerden ölçülen hava hız değerinin referans uçuş hızı değerini takip ederek 60 m/s’den 30 m/s’e azaldığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü Şekil 4.3’de doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30m referans irtifa değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.4’de gösterilmiştir.



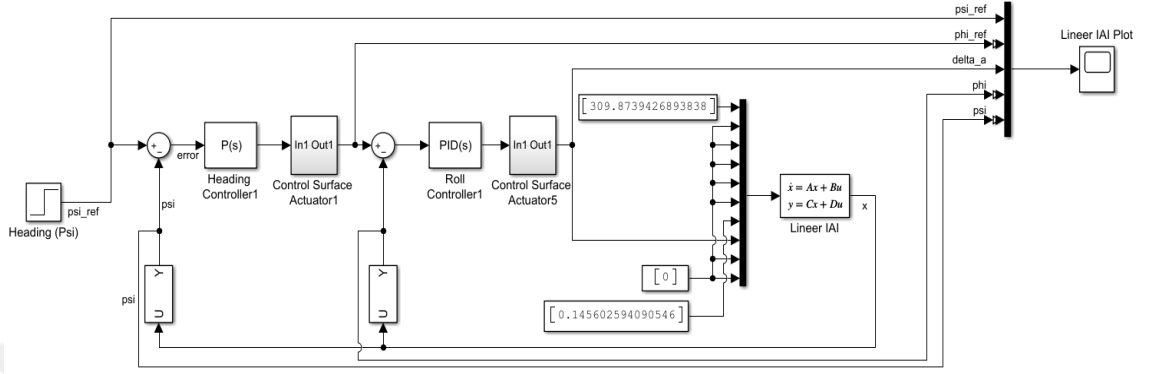
Şekil 4.3 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi



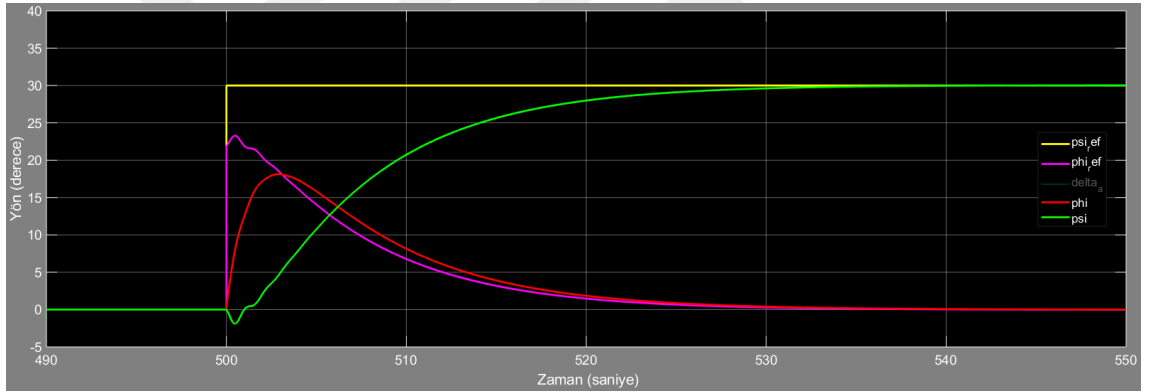
Şekil 4.4 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m’den 30 m’ye azaltılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m’den 30 m’ye azaldığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü Şekil 4.5’de doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 30 derece referans yön değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.6’da gösterilmiştir.



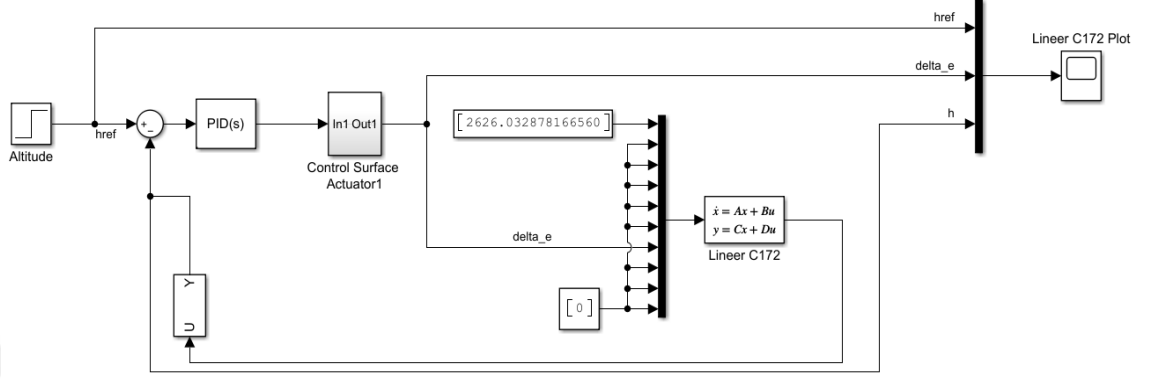
Şekil 4.5 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi



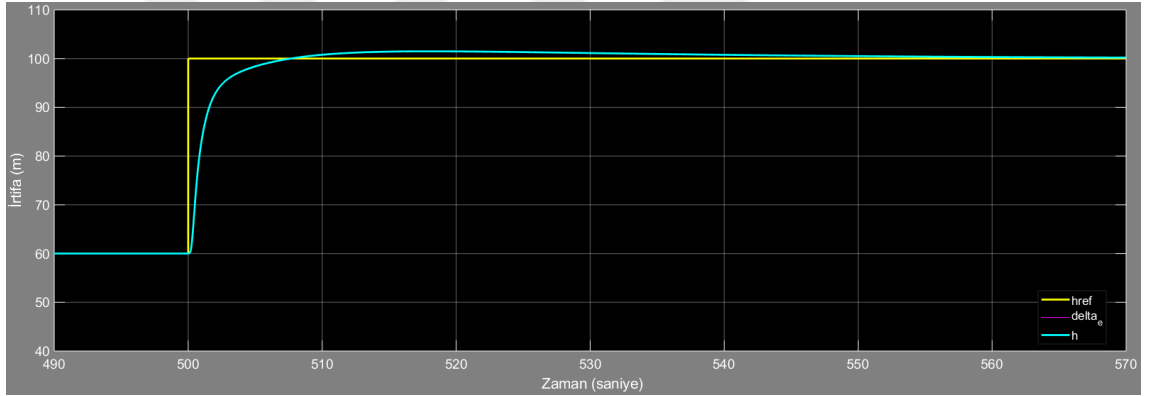
Şekil 4.6 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 30 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 30 dereceye artışı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü Şekil 4.9’da doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 100m referans irtifa değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.10’da gösterilmiştir.



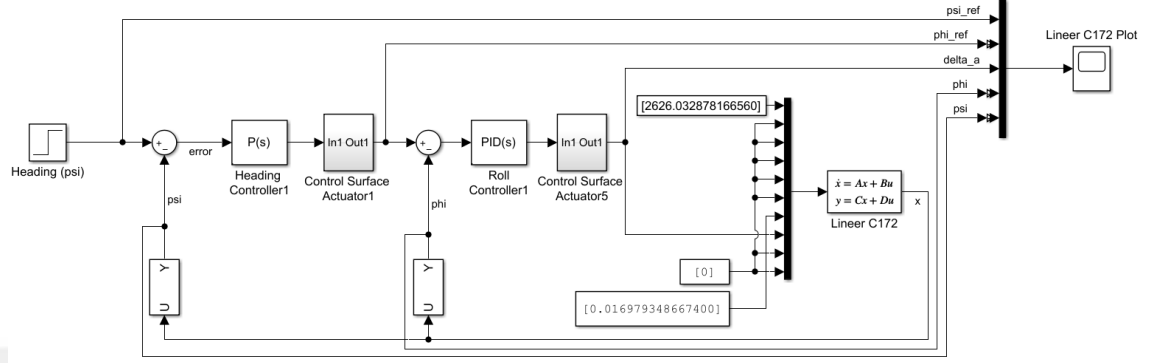
Şekil 4.9 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi



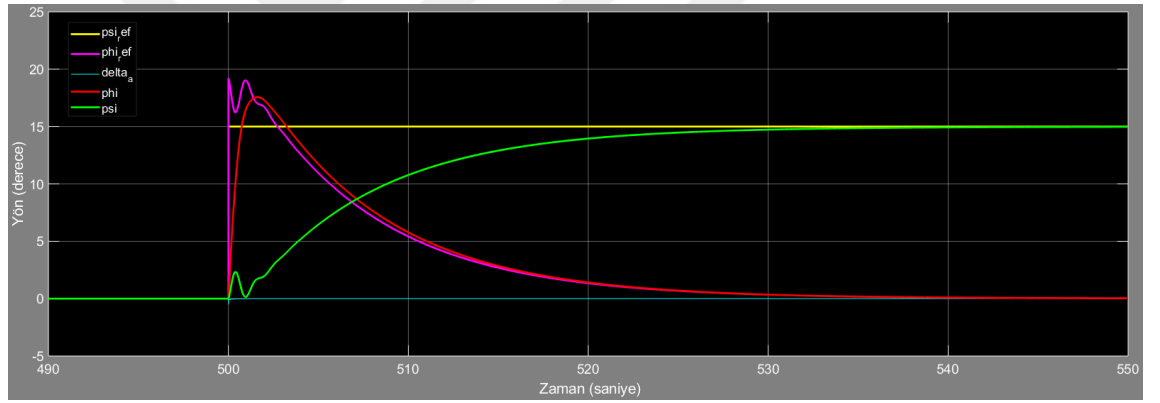
Şekil 4.10 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m’den 100 m’ye artırılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m’den 100 m’ye artışı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü Şekil 4.11’de doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 15 derece referans yön değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.12’de gösterilmiştir.



Şekil 4.11 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi



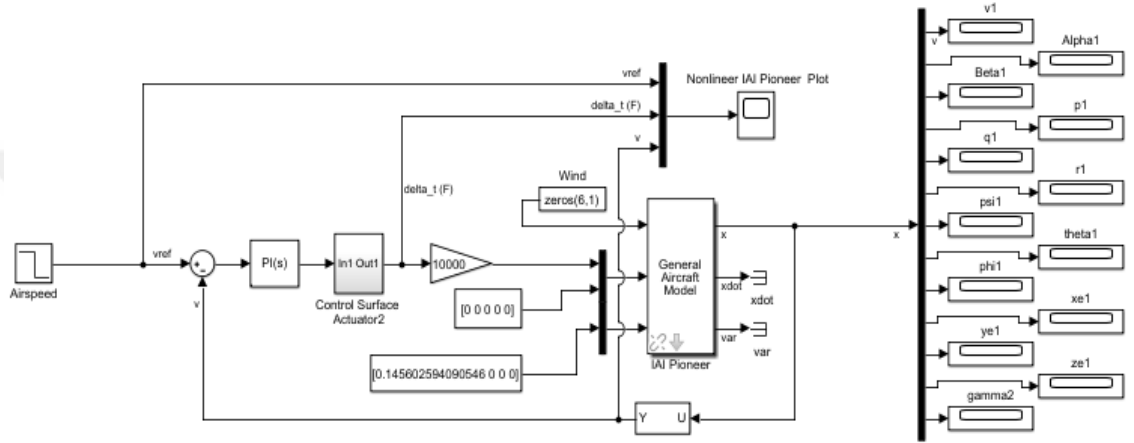
Şekil 4.12 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 15 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 15 dereceye arttığı gözlemlenmiştir.

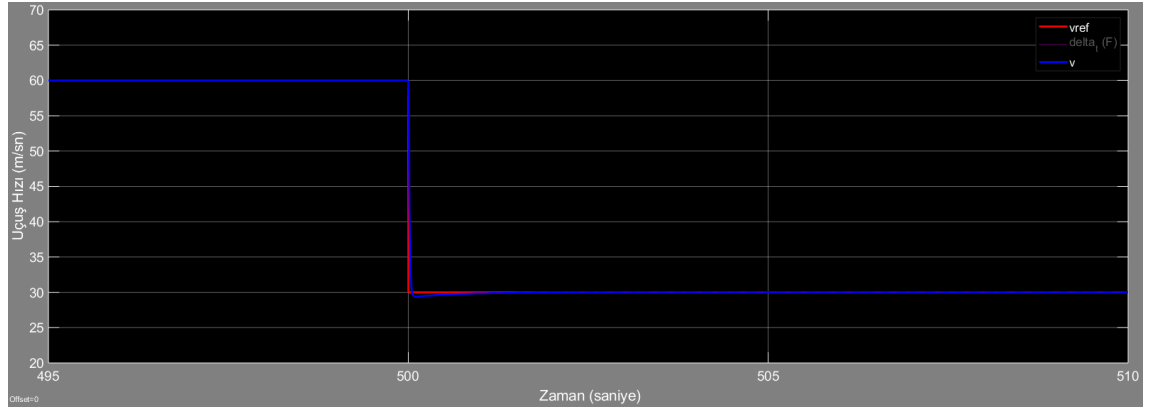
4.1.2 Doğrusal olmayan model üzerinde otopilot tasarımının testi

4.1.2.1 IAI Pioneer

Tasarlanan hız kontrolcüsü Şekil 4.13’de doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 30m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.14’de gösterilmiştir.



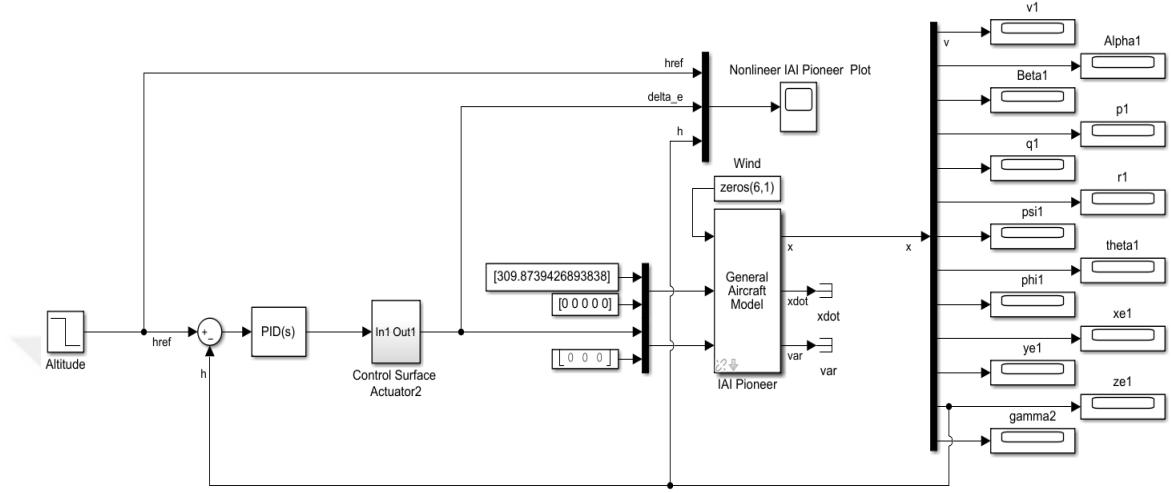
Şekil 4.13 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



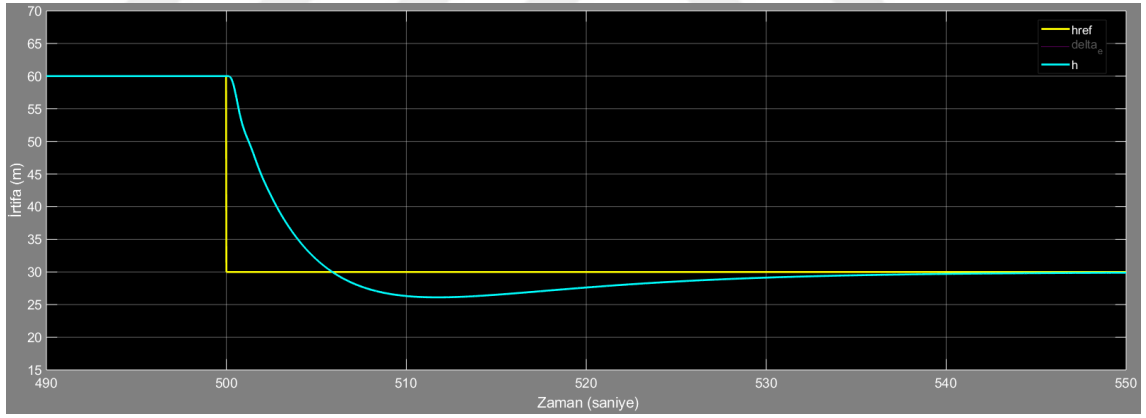
Şekil 4.14 IAI Pioneer Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

Hız kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans uçuş hızı değeri 500. saniyede 60 m/s’den 30 m/s’e azaltıldığı ve sensörlerden ölçülen hava hız değerinin referans uçuş hızı değerini takip ederek 60 m/s’den 30 m/s’e azaldığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü Şekil 4.15’de doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 30m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.16’da gösterilmiştir.



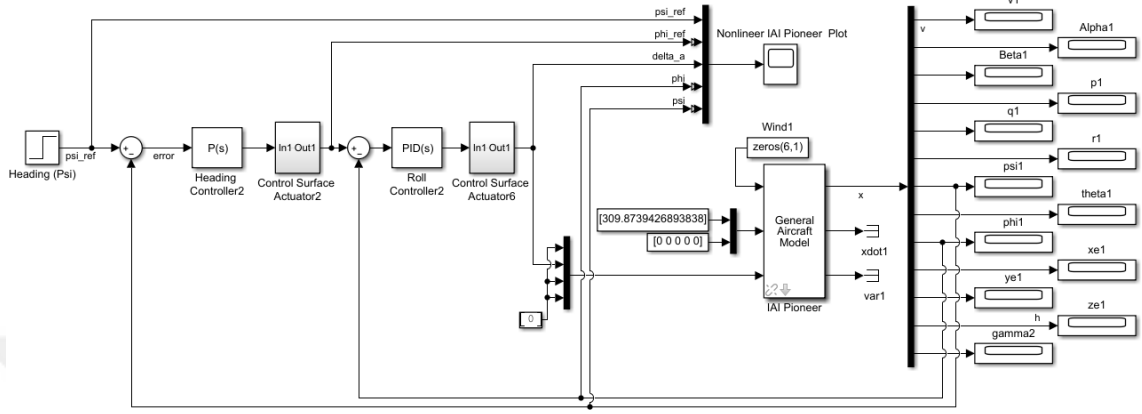
Şekil 4.15 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



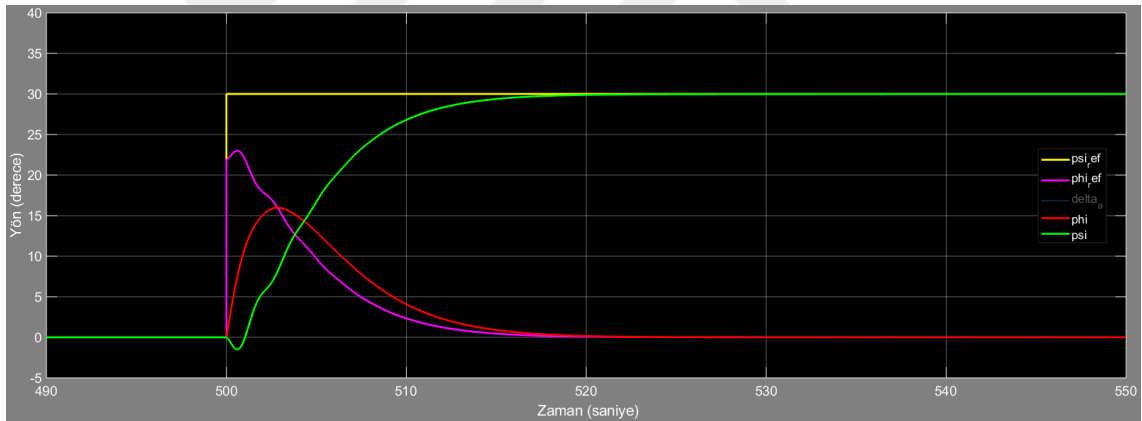
Şekil 4.16 IAI Pioneer İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m’den 30 m’ye azaltılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m’den 30 m’ye azaldığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü Şekil 4.17’de doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 30 derece referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.18’de gösterilmiştir.



Şekil 4.17 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi

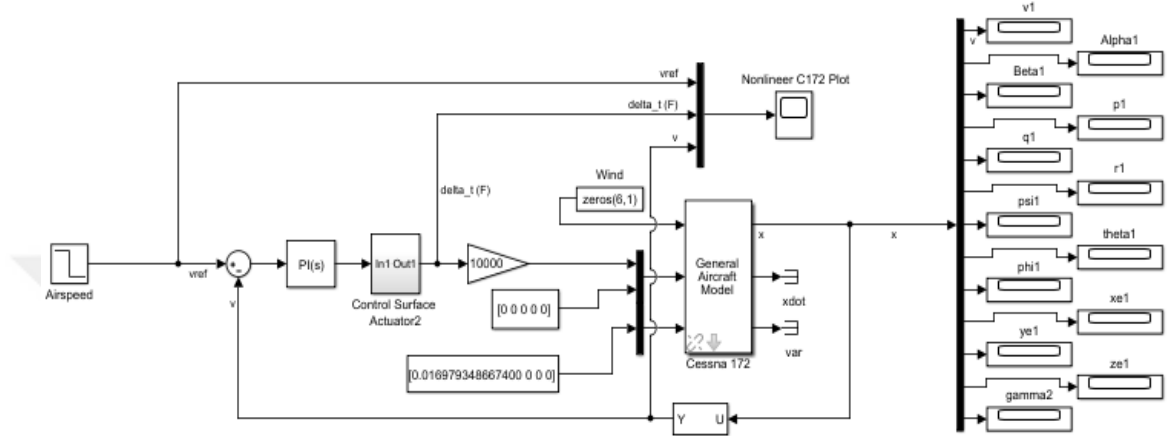


Şekil 4.18 IAI Pioneer Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

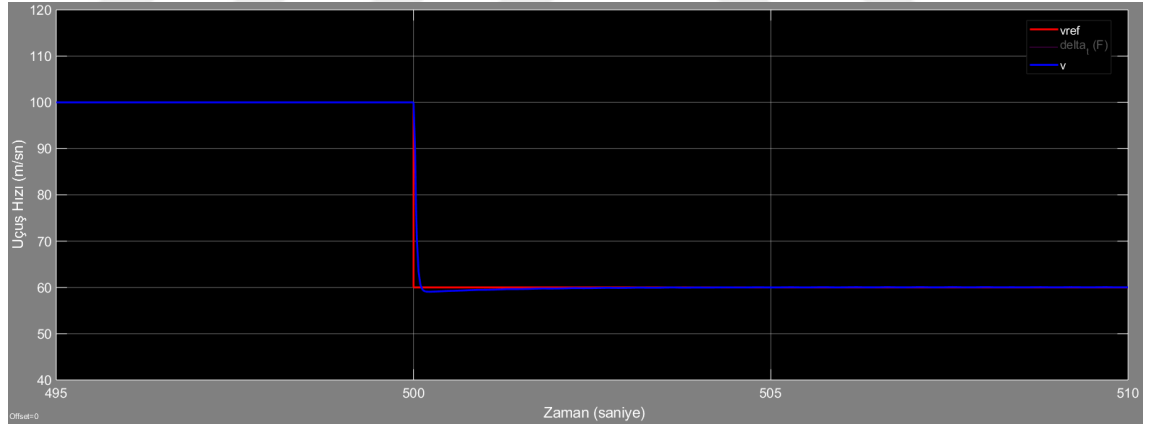
Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 30 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 30 dereceye arttığı gözlemlenmiştir.

4.1.2.2 Cessna 172

Tasarlanan hız kontrolcüsü Şekil 4.19’da doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 60m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.20’de gösterilmiştir.



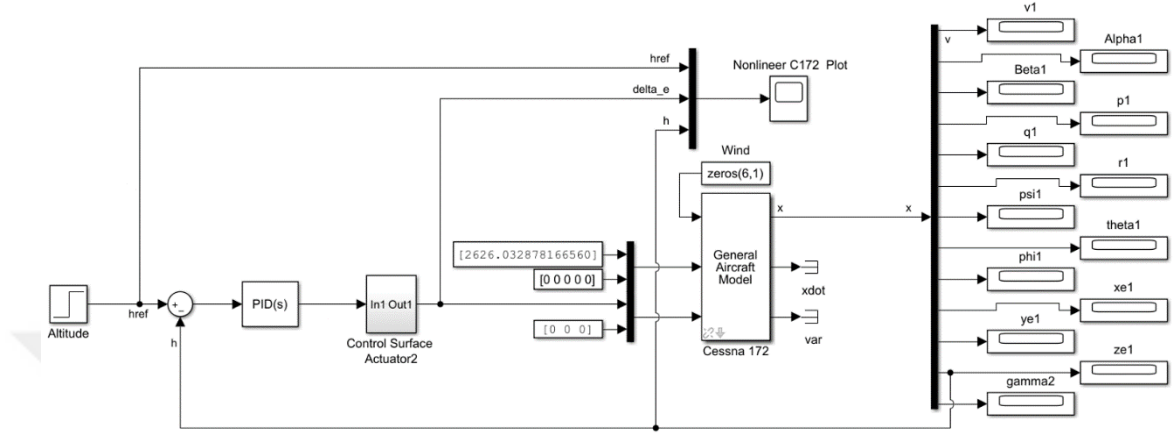
Şekil 4.19 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



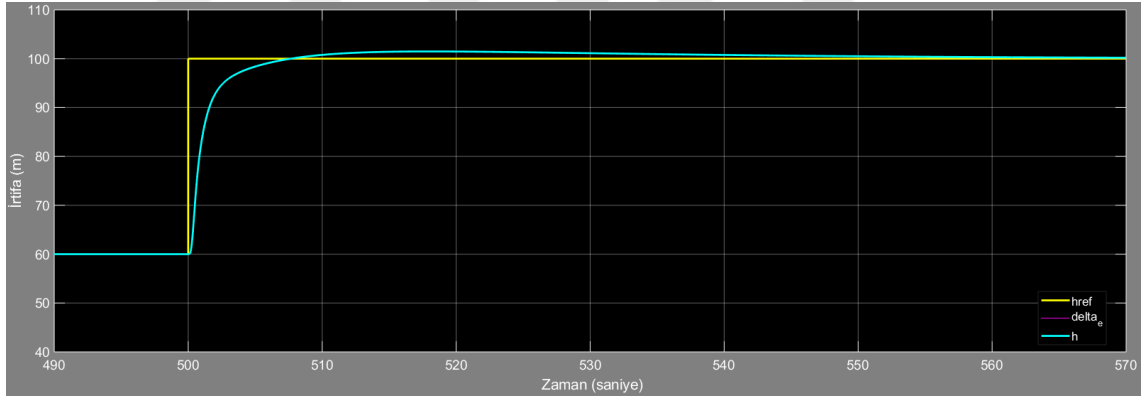
Şekil 4.20 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

Hız kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans uçuş hızı değeri 500. saniyede 100 m/s’den 60 m/s’e azaltıldığı ve sensörlerden ölçülen hava hız değerinin referans uçuş hızı değerini takip ederek 100 m/s’den 60 m/s’e azaldığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü Şekil 4.21’de doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 100m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.22’de gösterilmiştir.



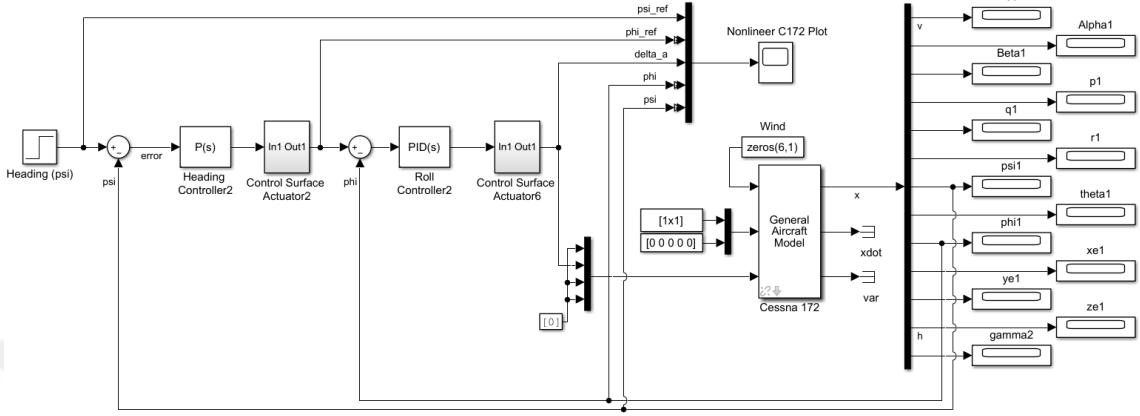
Şekil 4.21 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



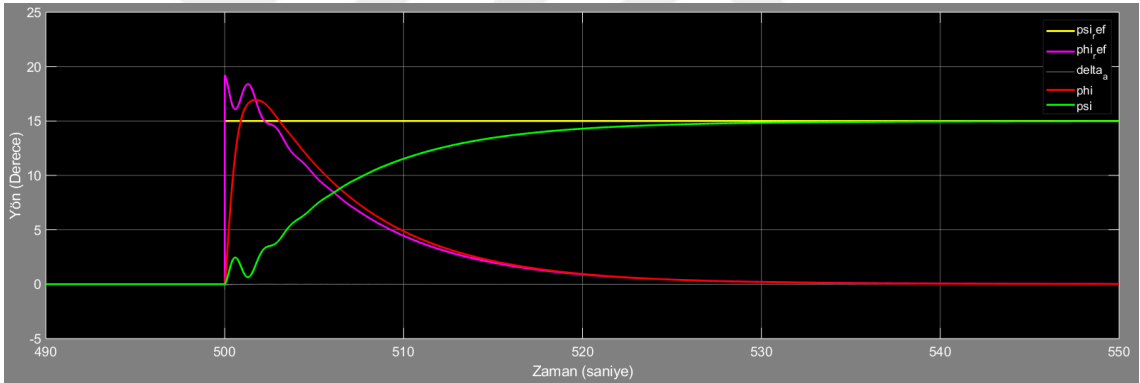
Şekil 4.22 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m’den 100m’ye artırılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m’den 100 m’ye artışı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü Şekil 4.23’de doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. Aşağıda 15 derece referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.24’de gösterilmiştir.



Şekil 4.23 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



Şekil 4.24 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 15 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 15 dereceye artışı gözlemlenmiştir.

4.2 Otopilot Tasarımının Benzetimi

Otopilot sistemlerinin tasarlanması, geliştirilmesi ve platforma entegre edilmesi uzun ve maliyetli bir süreç oluşturmaktadır. Otopilot kontrol algoritmalarının tasarım ve geliştirme süreçlerini hızlandırmak ve maliyetleri düşürmek için gelişmiş bir benzetim ortamının oluşturulması gerekmektedir. Böylece platform seviyesinde kaza kırırma yol açabilecek hatalar benzetim ortamında önceden tespit edilebilir ve çözülebilir olacaktır.

Otopilot tasarımlarının doğrulanması amacıyla donanımda döngü (Hardware-In-the-Loop, HIL) ve yazılımda döngü (Software-In-the-Loop, SIL) tabanlı benzetim ortamları sıklıkla kullanılmaktadır (Bittar, Figueredo, Guimaraes, & Mendes, 2014). Bu tez kapsamında yazılım döngüsü tabanlı benzetim ortamı oluşturulmuştur.

Otopilot test ve benzetim çalışmaları için Matlab/Simulink ortamında hareket denklemlerine dayalı platform modeli kullanılabileceği gibi uçuş simülatör 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 simülatör programı kullanılmıştır. Matlab/Simulink ortamında PID tabanlı olarak tasarlanmış otopilotun X-PLANE simülatör programı üzerinden benzetimi yapılmıştır.

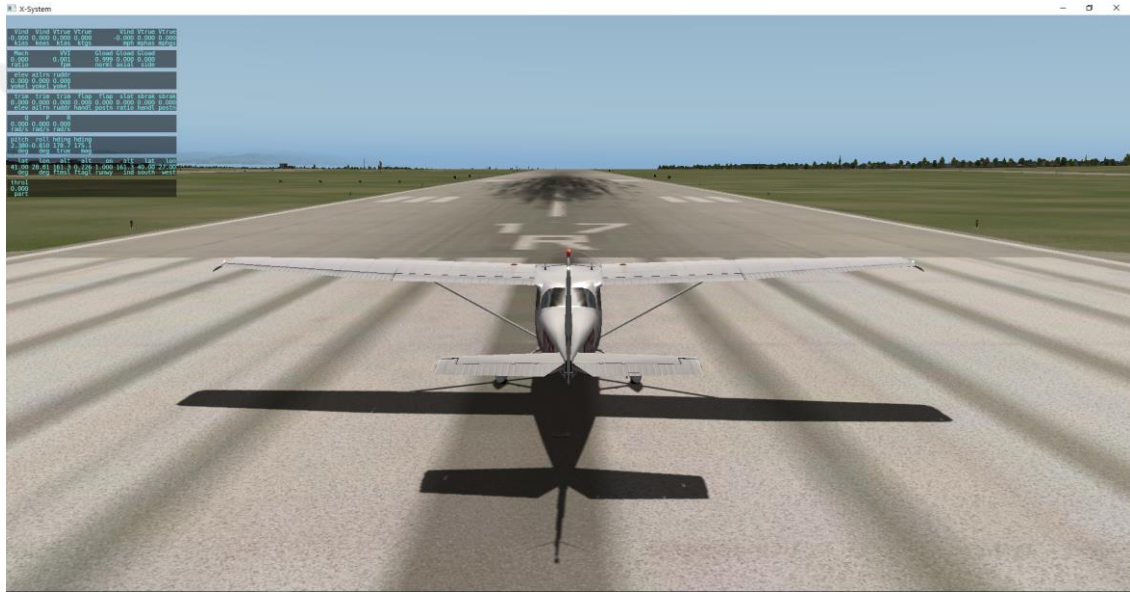
4.2.1 X-PLANE

4.2.1.1 X-PLANE genel bakış

X-Plane, pilot eğitimleri ve yeni uçak tasarımları için kullanılan simülatör programıdır. Bu simülatör programı ile pilot tarafından uygulanan kumanda girişlerine göre uçuşlar simüle edilebilmekte ve uçağın davranışları görsel olarak sunulabilmektedir.

X-Plane programının çalışma prensibi bir uçağın geometrik yapısına göre, o uçağın nasıl uçacağını tahmin etmeye dayalıdır. Bu çalışma prensibine göre uçak küçük parçalara bölünerek, kanat elemanı yöntemi (Blade Element Theory) ile her bölüm üzerindeki kuvvetler hesaplanır. Uçağın kütesine ve ağırlık merkezine bağlı olarak kuvvetler, uçağın hız ve pozisyon bilgilerini oluşturmak için kullanılır (Bittar, Figueredo, Guimaraes, & Mendes, 2014).

X-PLANE programı üzerinde Cessna 172 uçağına ait görsel Şekil 4.25’de verilmiştir.



Şekil 4.25 X-PLANE Programı Cessna 172 Platformu

X-Plane programı UDP (Kullanıcı Datagram Protokolü) aracılığıyla dış ortamla veri aktarımını alabilmektedir. Bu özelliği ile akademik ve ticari çalışmalarda sıklıkla kullanılmaktadır.

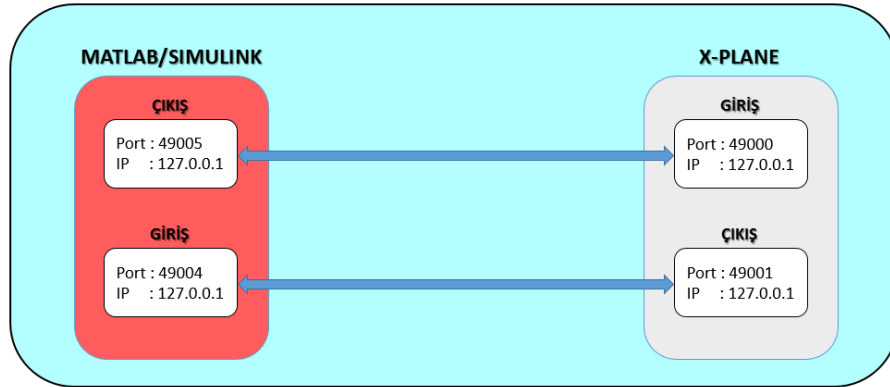
Matlab/Simulink ve X-Plane arasında gerçek zamanlı haberleşme yeteneği bulunan bir benzetim ortamı hazırlanmıştır. Matlab/Simulink ve X-Plane arasındaki haberleşme UDP bloğu üzerinden sağlanmıştır. Matlab/Simulink ortamında tasarlanan otopilot, kontrol yüzeyleri için üretmiş olduğu sapma sinyallerini UDP bloğu ile X-Plane simülator programına göndermektedir ve buna karşılık sensör verilerini X-Plane simülator programından almaktadır.

4.2.1.2 X-PLANE konfigürasyon

Matlab/Simulink ve X-Plane arasındaki veri transferi UDP üzerinden sağlanmıştır. UDP haberleşme protokolüne göre iletilen veya alınan paketlerde hatanın tespiti veya düzeltilmesi gibi kontrol işlemleri yapılmamaktadır. Bu da diğer haberleşme protokollerine göre yüksek hızlı veri aktarımını mümkün kılmaktadır.

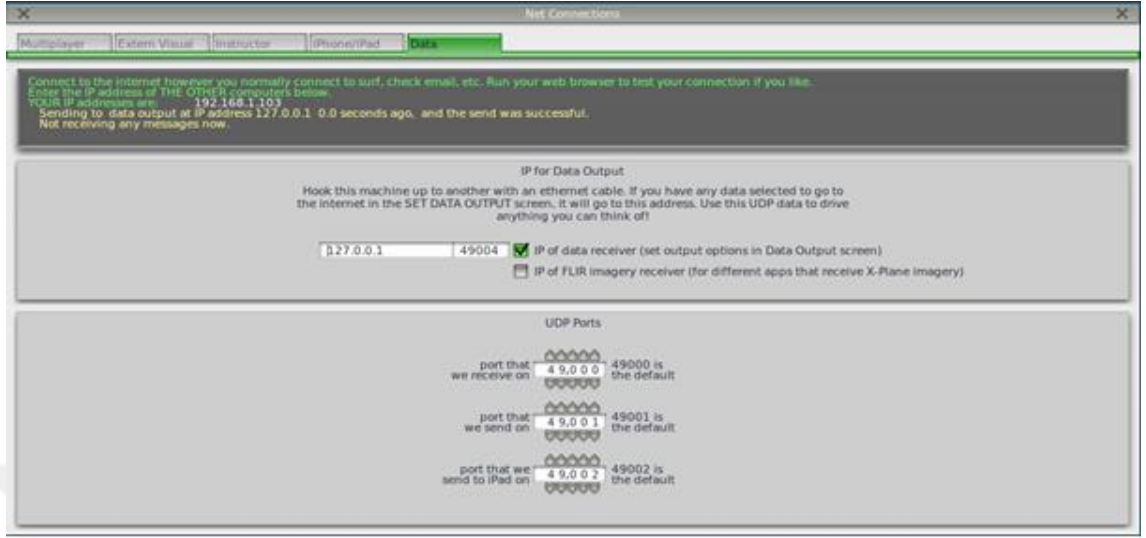
UDP ile veri transferi için Matlab/Simulink ortamında UDP gönderici ve UDP alıcı blokları oluşturulmuş ve bu bloklara Port ve IP adresleri tanımlanmıştır. Benzer şekilde X-Plane ortamında da UDP gönderici ve UDP alıcı blokları için Port ve IP adresleri tanımlanmıştır (Bittar, Figueredo, Guimaraes, & Mendes, 2014).

Yazılım döngüsü tabanlı benzetim ortamının UDP haberleşmesi blok gösterimi Şekil 4.26'da verilmiştir.



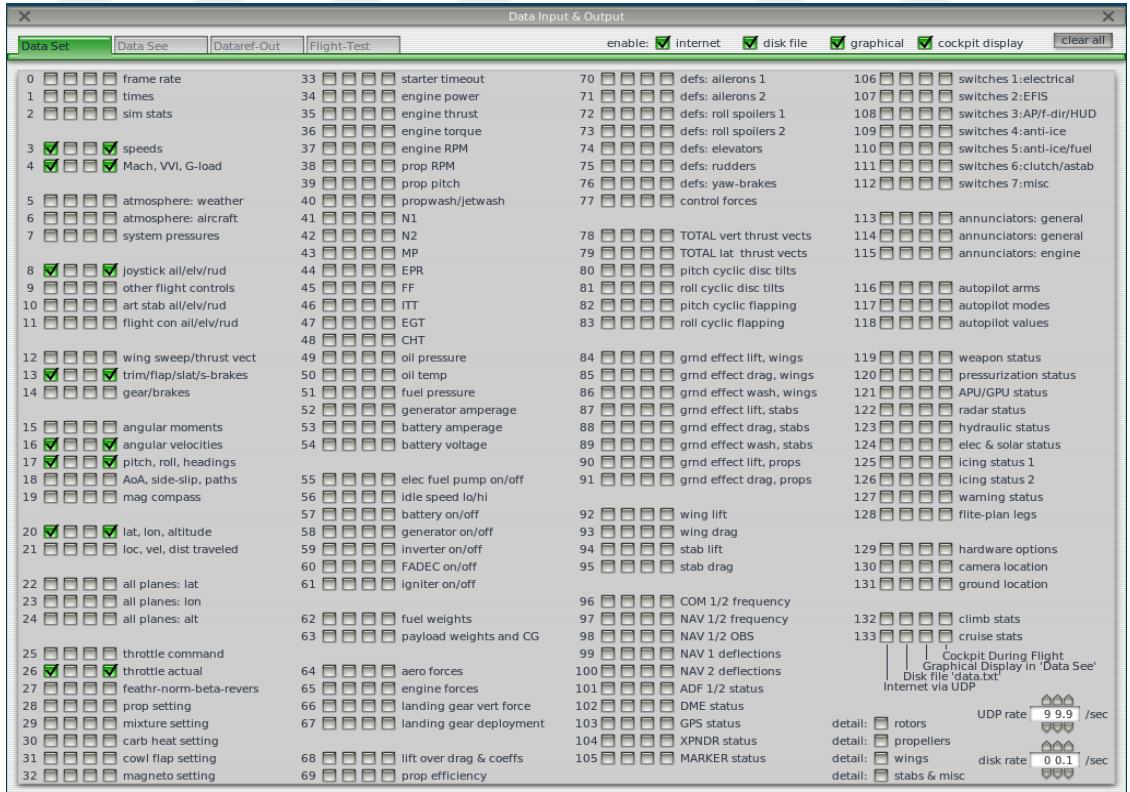
Şekil 4.26 X-PLANE ve Matlab/Simulink UDP Haberleşmesi Blok Gösterimi

X-PLANE programı üzerinde UDP ayarları Şekil 4.27’de verilmiştir.



Şekil 4.27 X-PLANE Programı UDP Ayarları

X-PLANE programı üzerinden Matlab/Simulink ortamına transfer edilecek veriler Şekil 4.28’de gösterildiği gibi seçilmiştir.



Şekil 4.28 X-PLANE Programı Verileri

Matlab/Simulink ortamından X-PLANE programı üzerine transfer edilecek veriler Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1 Matlab/Simulink Veri Tanımlamaları

Veri	Birim	Kanal
İrtifa Dümeni	[-0.5 +0.5]	8
Kanatçık	[-0.5 +0.5]	8
Yön Dümeni	[-0.5 +0.5]	8
İrtifa Dümeni Ayarı (Elevator Trim)	[0]	13
Kanatçıklar Ayarı (Aileron Trim)	[0]	13
Yön Dümeni Ayarı (Rudder Trim)	[0]	13
Motor Gaz Kolu (Throttle)	[0 +1]	25

X-PLANE programı üzerinden Matlab/Simulink ortamına transfer edilecek veriler Çizelge 4.2’de verilmiştir.

Çizelge 4.2 X-PLANE Veri Tanımlamaları

Veri	Birim	Kanal
Hız (V)	ktas	3
Dikey Hız (VVI)	fpm	4
İrtifa Dümeni	[-0.5 +0.5]	8
Kanatçık	[-0.5 +0.5]	8
Yön Dümeni	[-0.5 +0.5]	8
İrtifa Dümeni Ayarı (Elevator Trim)	[0]	13
Kanatçıklar Ayarı (Aileron Trim)	[0]	13
Yön Dümeni Ayarı (Rudder Trim)	[0]	13
Yunuslama Açısız Hız (q)	rad/s	16
Yuvarlanma Açısız Hız (p)	rad/s	16
Sapma Açısız Hız (r)	rad/s	16
Yunuslama Açısı	deg	17
Yuvarlanma Açısı	deg	17

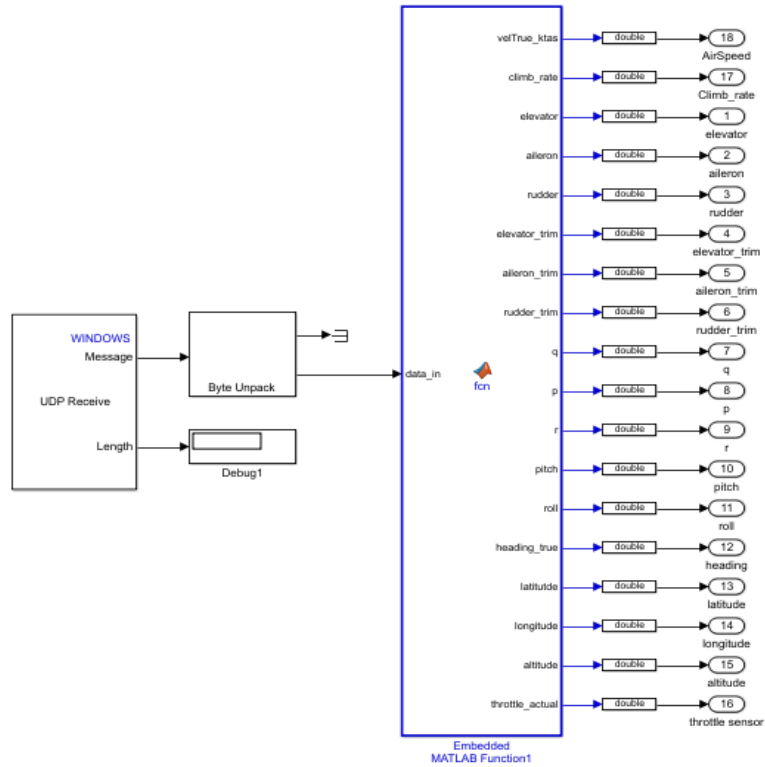
Çizelge 4.2 X-PLANE Veri Tanımlamaları (devam)

Baş Açısı (Heading)	deg	17
Enlem (Latitude)	deg	20
Boylam (Longitude)	deg	20
İrtifa, Deniz Seviyesi (Altitude, ftmsl)	feet	20
Motor Gaz Kolu (Throttle)	[0 +1]	26

4.2.1.3 X-PLANE modeli

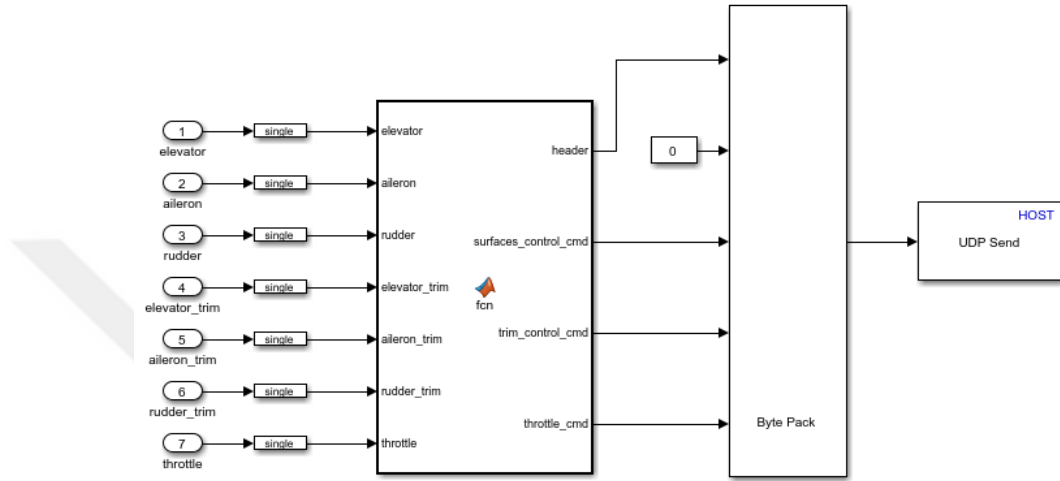
Matlab/Simulink ortamında UDP ile veri transferi için UDP gönderici ve UDP alıcı blokları oluşturulmuştur.

UDP alıcı bloğu, X-Plane simülatör programı tarafından gönderilen paketlerin ayrıştırılması için kullanılmaktadır. X-Plane ortamında uçak tarafından üretilen sensör verilerini içeren paketler ayrıştırılarak otopilot için geri besleme yapılmaktadır. Matlab/Simulink ortamında oluşturulan UDP alıcı bloğu Şekil 4.29'da verilmiştir.



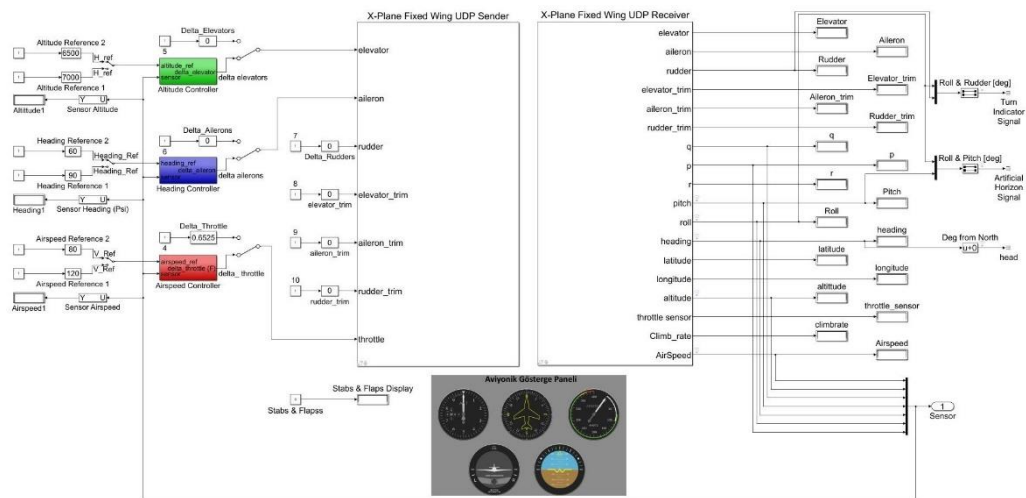
Şekil 4.29 Matlab/Simulink UDP Alıcı Bloğu (Bittar, Figureido, Guimaraes, & Mendes, 2014)

UDP gönderici bloğu, X-Plane simülator programı tarafına gönderilen paketlerin oluşturulması için kullanılmaktadır. Matlab/Simulink ortamında otopilot tarafından üretilen sapma sinyallerini içeren paketler oluşturularak uçak için kontrol yüzeyleri beslenmektedir. Matlab/Simulink ortamında oluşturulan UDP gönderici bloğu Şekil 4.30'da verilmiştir.



Şekil 4.30 Matlab/Simulink UDP Gönderici Bloğu (Bittar, Figureido, Guimaraes, & Mendes, 2014)

X-Plane programı üzerinde bir modelin benzetimi için Matlab/Simulink ortamında tasarlanmış otopilot sistemi Şekil 4.31'de gösterilmiştir.

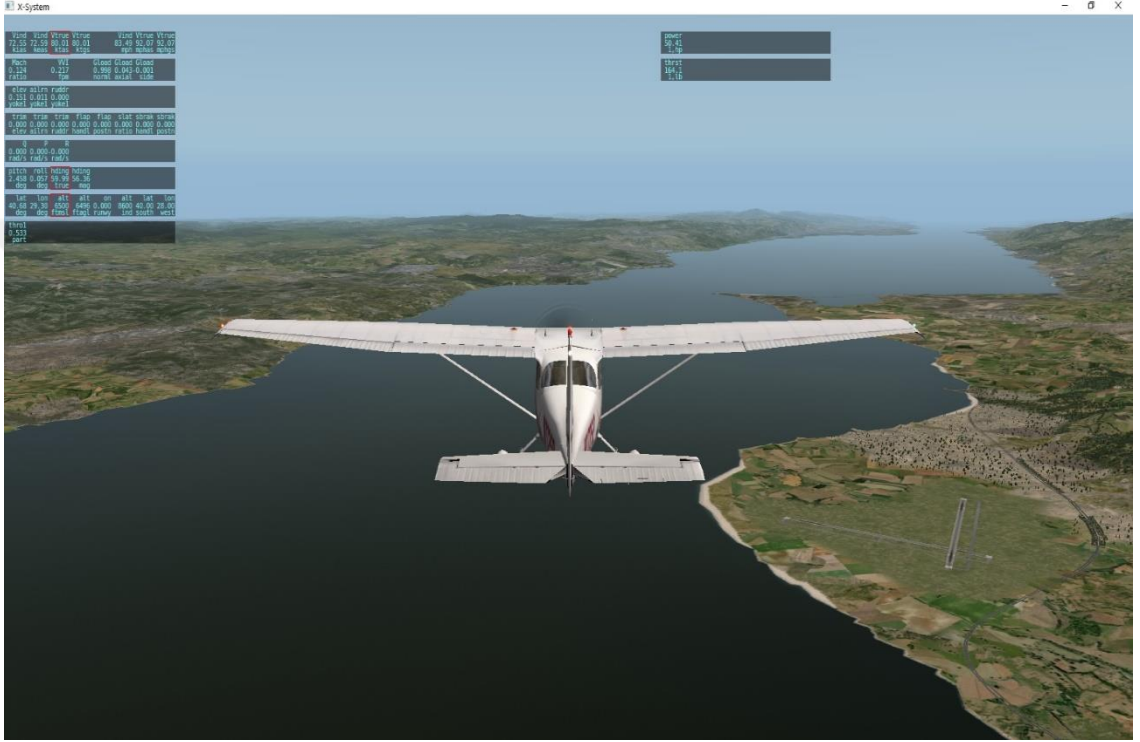


Şekil 4.31 Matlab/Simulink ve X-PLANE Ortamında Otopilot Benzetimi

4.2.2 X-PLANE üzerinde otopilot tasarımının benzetimi

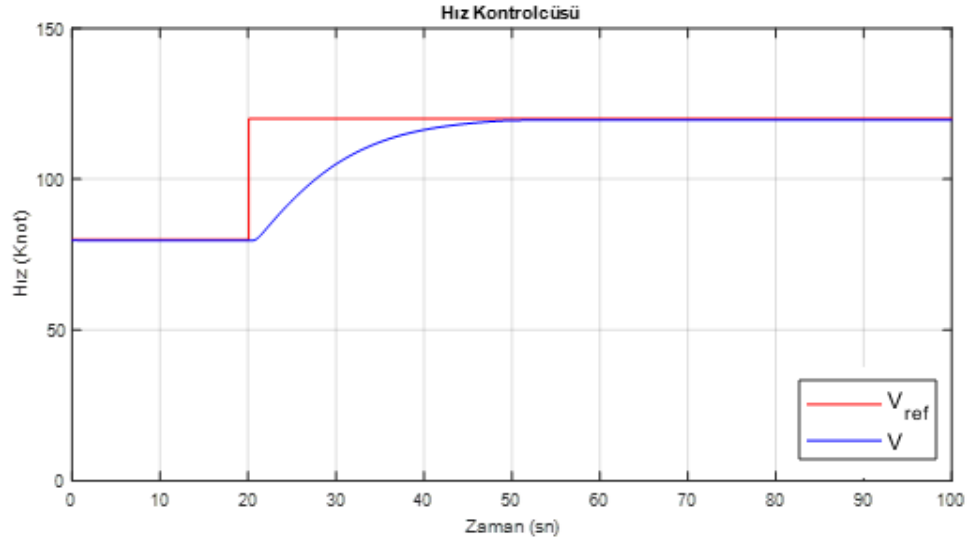
4.2.2.1 Cessna 172

X-Plane programı üzerinde Cessna 172 platformu Şekil 4.32’de 80 ktas hız, 6500 feet irtifa ve 60 derece yön değerlerinde uçmaktadır.



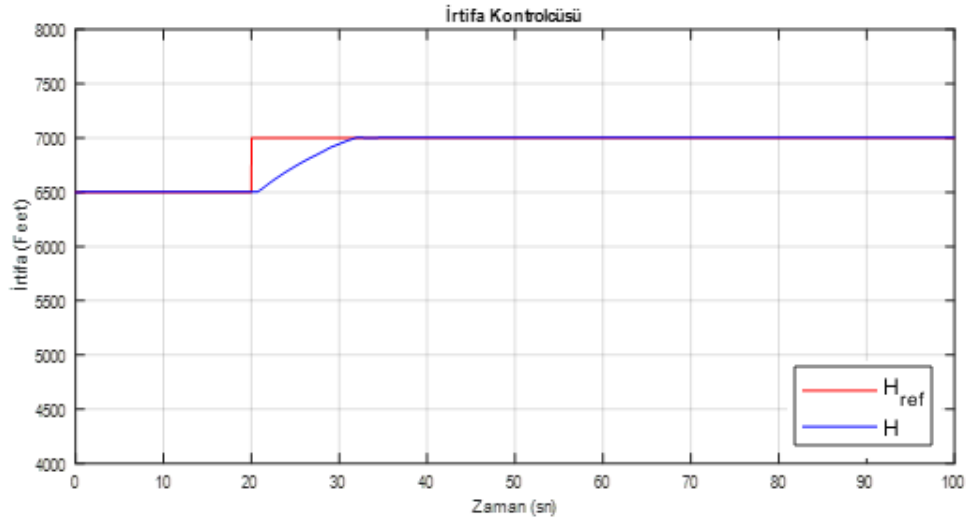
Şekil 4.32 X-PLANE Programı Cessna 172 Uçuş Benzetimi

Tasarlanan hız kontrolcüsü X-Plane programı üzerindeki modele uygulanarak benzetimi yapılmıştır. Aşağıda 120 ktas referans hız değeri için X-Plane programı üzerindeki modelin cevabı Şekil 4.33’de gösterilmiştir.



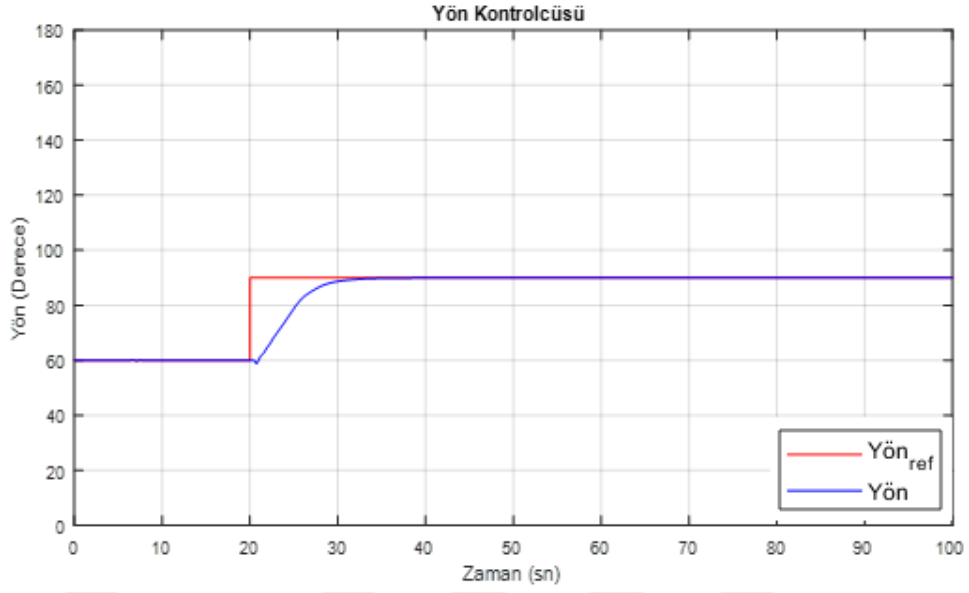
Şekil 4.33 Cessna 172 Hız Kontrolcüsü Benzetimi

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü X-Plane programı üzerindeki modele uygulanarak benzetimi yapılmıştır. Aşağıda 7000 feet referans irtifa değeri için X-Plane programı üzerindeki modelin cevabı Şekil 4.34'de gösterilmiştir.



Şekil 4.34 Cessna 172 İrtifa Kontrolcüsü Benzetimi

Tasarlanan yön kontrolcüsü X-Plane programı üzerindeki modele uygulanarak benzetimi yapılmıştır. Aşağıda 90 derece referans yön değeri için X-Plane programı üzerindeki modelin cevabı Şekil 4.35'de gösterilmiştir.



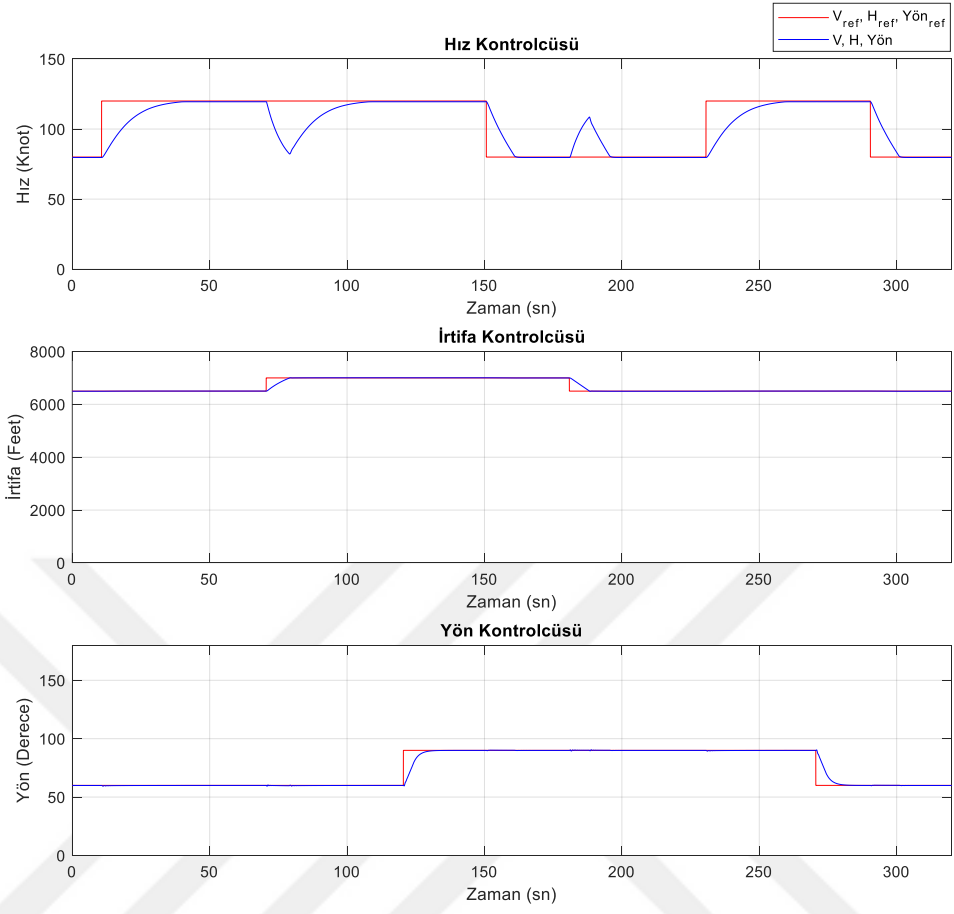
Şekil 4.35 Cessna 172 Yön Kontrolcüsü Benzetimi

Tasarlanan otopilot için Çizelge 4.3'de belirtilen referans değerleri X-Plane programı üzerindeki modele uygulanarak benzetimi yapılmıştır.

Çizelge 4.3 X-Plane Cessna 172 Referans Değerler

Zaman (Saniye)	Hız (Knot)	İrtifa (Feet)	Yön (Derece)
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

X-Plane programı üzerindeki modelin cevabı Şekil 4.36'da gösterilmiştir. Platform irtifa kazanırken hızının azalmakta olduğu ve platform irtifa kaybederken hızının artmakta olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 4.36 Cessna 172 Referans Değerler İçin Benzetimi

4.3 Cessna 172 Üzerine Yapısal Değişiklikler

4.3.1 Platform

Gelişen havacılık sektörü ile birlikte farklı uygulama alanları, havacılık faaliyetleri kapsamına girmektedir. Bu alanlardan biri olan tarımsal havacılık uygulamaları için alttan kanatlı olarak üretilen Piper PA-25, Commander S2R ve Cessna 188 gibi uçaklar kullanılmaktadır (Tarımsal Havacılık, 2003).

Üzerinde çalışılan Cessna 172 platformu, genellikle pilot eğitimleri ve sivil taşımacılık faaliyetleri için kullanılmaktadır. Bu tez kapsamında, tarımsal havacılık faaliyetleri içerisinde Cessna 172 platformunun kullanılabilmesi için yapısal değişikliğe gidilmiştir. Bu tasarımın amacı tarımsal havacılık uygulamaları için üstten kanatlı Cessna 172 uçağını alternatif bir çözüm olarak sunmaktır.

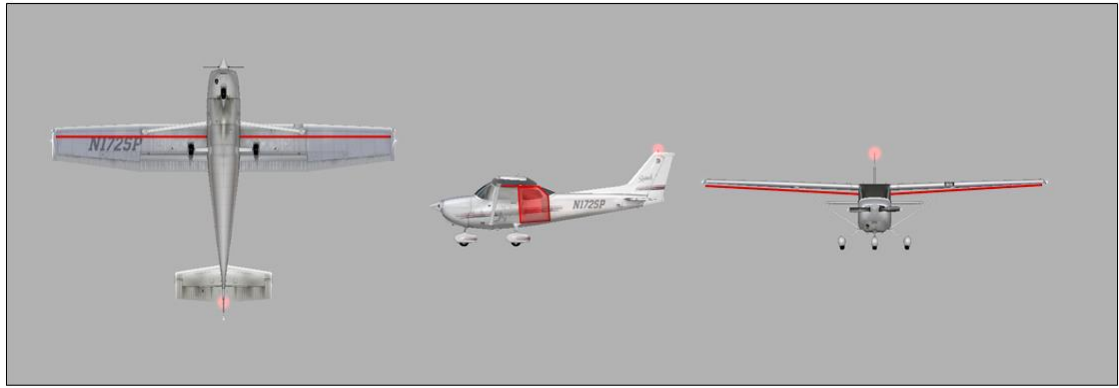
Tarımsal havacılık uygulamaları içerisinde zirai ilaçlama sıklıkla kullanılan bir yöntemdir. Bu kapsamda uçaklar kendi ağırlıklarının %30-%40'ı kadar faydalı yükü, düşük irtifada taşıyabilmektedir. Bu sebeple zirai uygulamalar potansiyel olarak risk teşkil etmekte ve özel pilot eğitimi gerektirmektedir. Uygulama esnasında faydalı yükte meydana gelen azalma ve pilotaj hataları sonucunda uçağın denge durumunda bozulmalar gerçekleşir. Gelişmiş otopilot sistemleri sayesinde bu bozulmalar dengelenmektedir (Tarımsal Havacılık, 2003).

Tarımsal havacılık uygulamaları için uçağın ağırlık merkezine faydalı yükü taşıyabilecek depo ve kanatları altına püskürtme sistemi yerleştirilmektedir. Bununla birlikte, kanat alanı artırılarak taşıma kuvvetinin artırılması hedeflenmiştir. Bu çalışmamızda aerodinamik katsayıların ve dinamik basıncın (Q) sabit kaldığı ve taşıma kuvvetinin (Z) kanat alanı (S) ile etkilendiği varsayılmıştır. Taşıma kuvvetinin denklemi eşitlik 4.1'de verilmiştir.

$$Z = C_L Q S \quad (4.1)$$

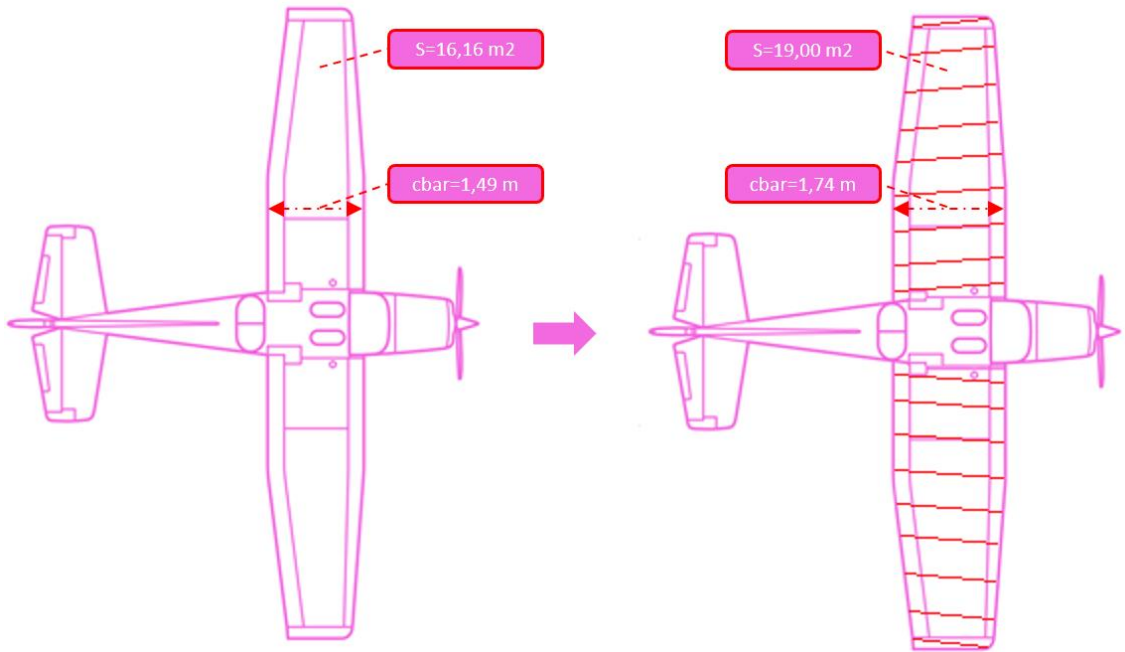
$$S = c_{bar} l \quad (4.2)$$

Yapısal değişiklikler sonrasında ortaya çıkan yeni platforma Cessna 172 Zirai isimlendirmesi yapılmıştır. Cessna 172 Zirai bu tez kapsamında elde edilmiş hayali bir uçaktır. Aşağıda Cessna 172 Zirai için değişiklik yapılan kısımlar taslak olarak Şekil 4.37’de kırmızı renk ile gösterilmiştir.



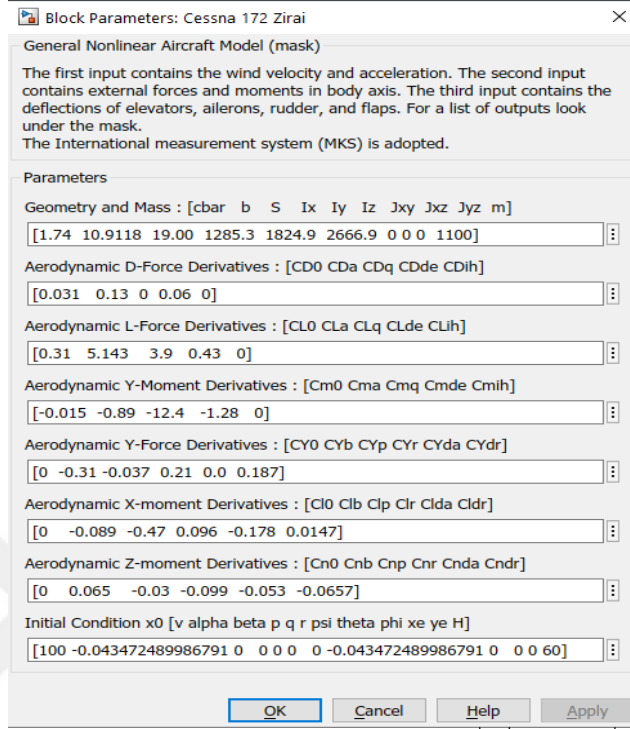
Şekil 4.37 Cessna 172 Zirai Yapısal Değişik Gösterimi

Cessna 172 Zirai için yapısal değişiklikleri içeren fiziksel özellikler Şekil 4.38’de gösterilmiştir.



Şekil 4.38 Cessna 172 Zirai Boyutları (Cessna Skyhawk Specifications, 2020)

Cessna 172 Zirai için Matlab/Simulink modeli parametreleri Şekil 4.39'da gösterilmiştir.

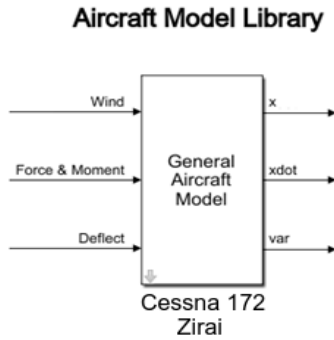


Şekil 4.39 Cessna 172 Zirai Aerodinamik Parametreler ve Fiziksel Özellikler

4.3.2 Platform modeli

4.3.2.1 Doğrusal olmayan uçak modeli

Cessna 172 Zirai için aerodinamik parametreler ve fiziksel özellikleri içeren Matlab/Simulink modeli Şekil 4.40'da gösterilmiştir.



Şekil 4.40 Cessna 172 Zirai için Doğrusal Olmayan Uçak Modeli

4.3.2.2 Trim işleminin yapılması

Cessna 172 Zirai için trim işleminin yapılmıştır. Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için durum değişkenleri ve giriş parametreleri elde edilmiştir.

- Trim 1 ($V=30m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen X_0 ve U_0 matrisleri Çizelge 4.4'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 4.4 Cessna 172 Zirai Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri

X_0 <i>Durum Değişkenleri</i>	[v, alpha, beta, p, q, e, psi, theta, phi, xe, ye, ze(H)] [30 0.149536748172941 0 0 0 0 0 0.149536748172941 0 0 0 60]
U_0 <i>Kontrol Girdileri</i>	[Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz, del_elev, del_ail, del_rud, del_stabs/flaps] [458.0823872549492 0 0 0 0 0 -0.115693520213998 0 0 0]

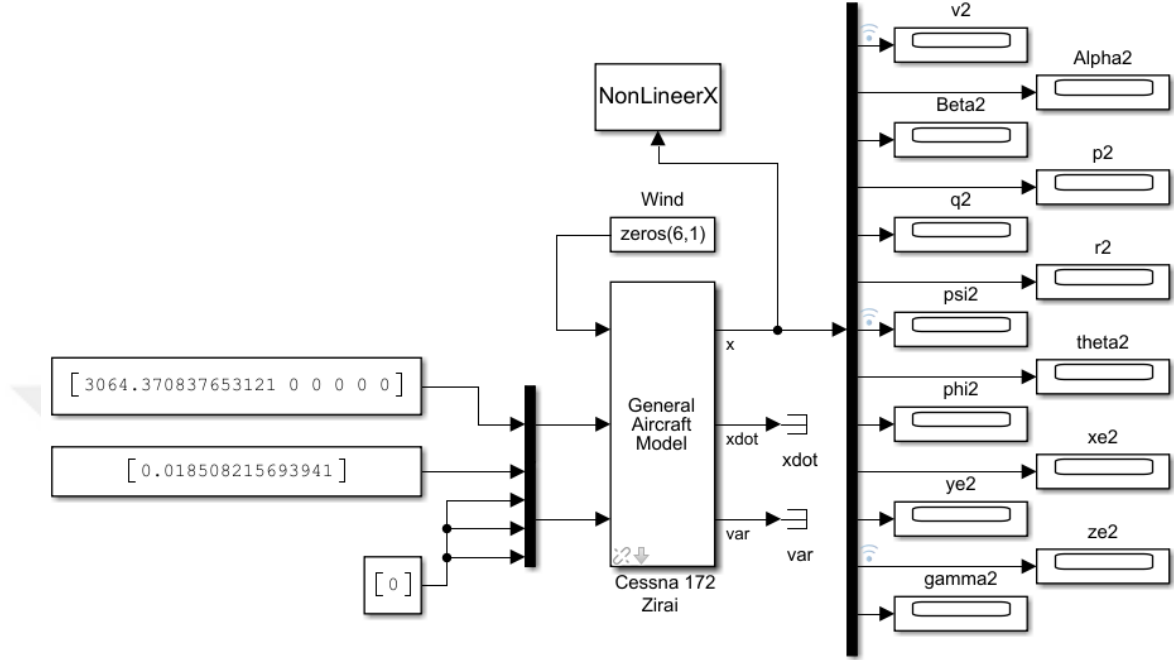
- Trim 2 ($V=100m/s$, $H=60m$, $FPA=0^\circ$) noktası için elde edilen X_0 ve U_0 matrisleri Çizelge 4.5'de gösterildiği gibidir.

Çizelge 4.5 Cessna 172 Zirai Trim 1 Noktası X_0 ve U_0 Matrisleri

X_0 <i>Durum Değişkenleri</i>	[v, alpha, beta, p, q, e, psi, theta, phi, xe, ye, ze(H)] [100 -0.043472489986791 0 0 0 0 0 -0.043472489986791 0 0 0 60]
U_0 <i>Kontrol Girdileri</i>	[Fx, Fy, Fz, Mx, My, Mz, del_elev, del_ail, del_rud, del_stabs/flaps] [3064.370837653121 0 0 0 0 0 0.018508215693941 0 0 0]

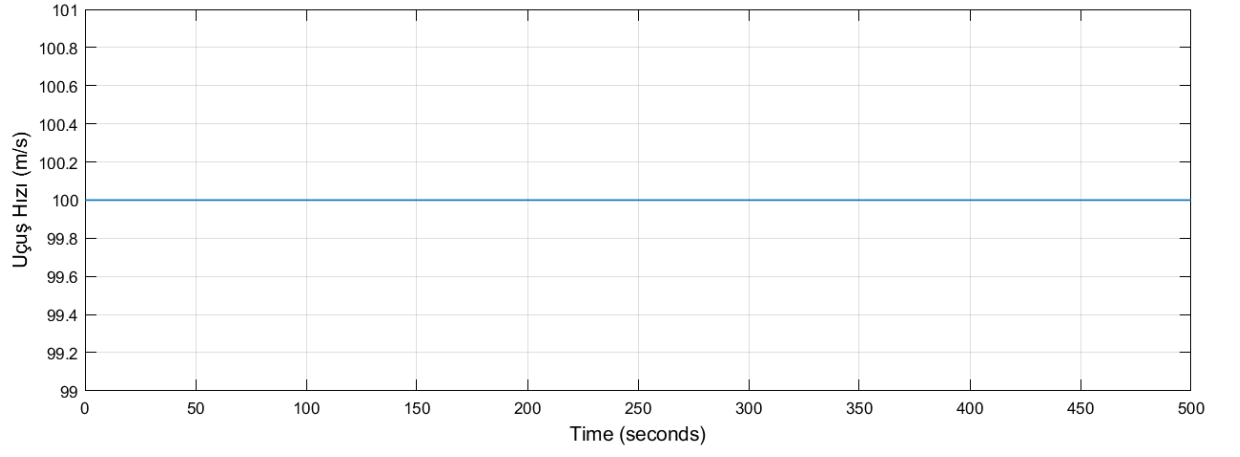
Cessna 172 Zirai için Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için elde edilen durum değişkenleri ve giriş parametreleri ile test edilmiştir. Trim noktalarında platformun uçuş hızının, irtifasının ve uçuş hattı açısının belirlenen uçuş koşulu ile aynı olması gerekmektedir. Bunun yanında yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızlarının (p, q, r) sifıra yakın olması beklenmektedir.

Cessna 172 Zirai için Matlab/Simulink ortamında oluşturulan model Şekil 4.41’de gösterildiği gibidir. Bu model üzerinden testler gerçekleştirilmiştir.

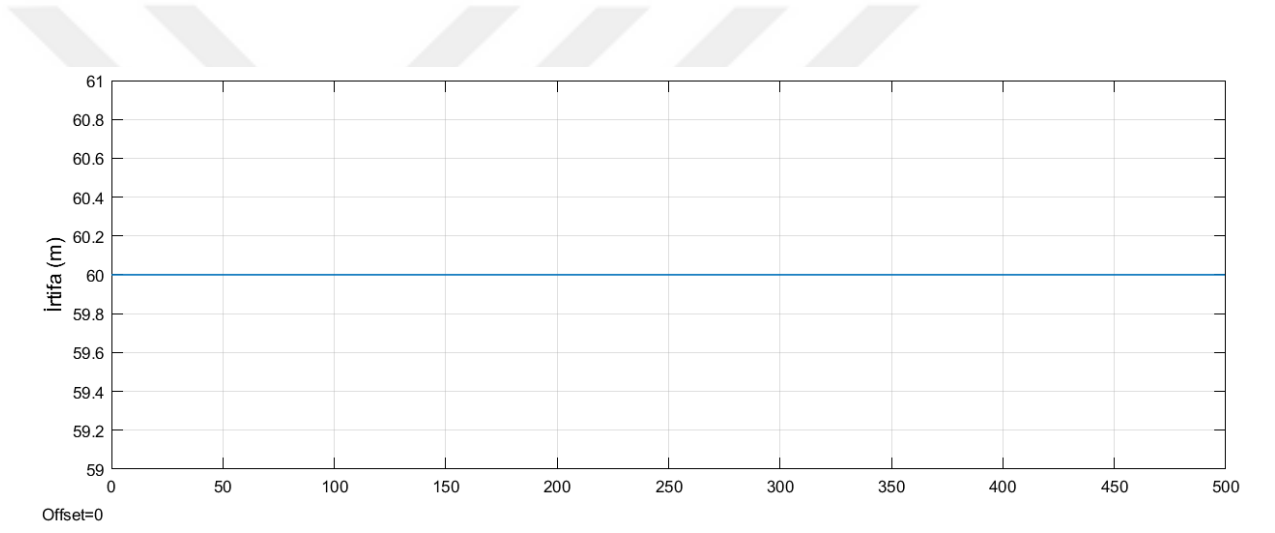


Şekil 4.41 Cessna 172 Zirai için Doğrusal Olmayan Model Trim Testleri

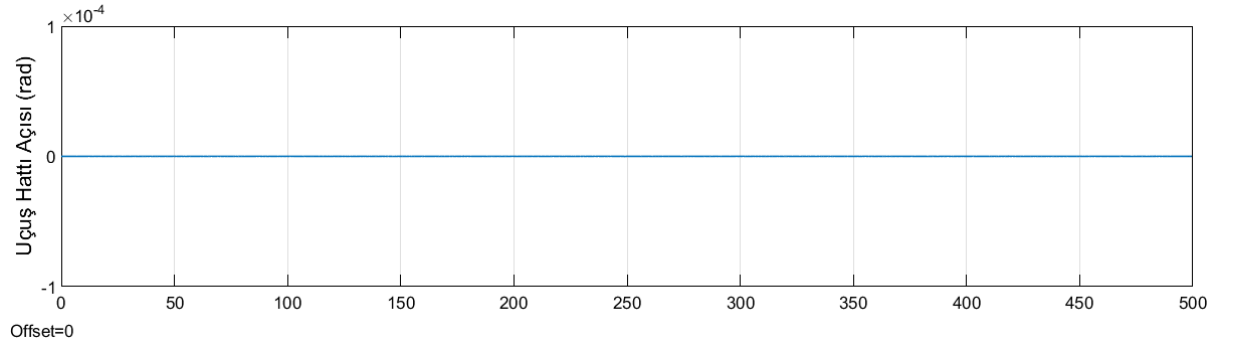
Referans uçuş hızı, irtifa ve uçuş hattı açısı değerlerinin elde edilen sonuçlar ile aynı olduğu ve buna ek olarak yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızlarının sıfır olduğu görülmektedir. Test sonuçları, uçağın denge noktasında olduğunu ve açısal hızların sıfır olduğunu bize göstermektedir. Test sonucunda elde edilen çıktılar Şekil 4.42, Şekil 4.43, Şekil 4.44, Şekil 4.45, Şekil 4.46 ve Şekil 4.47’de gösterilmiştir.



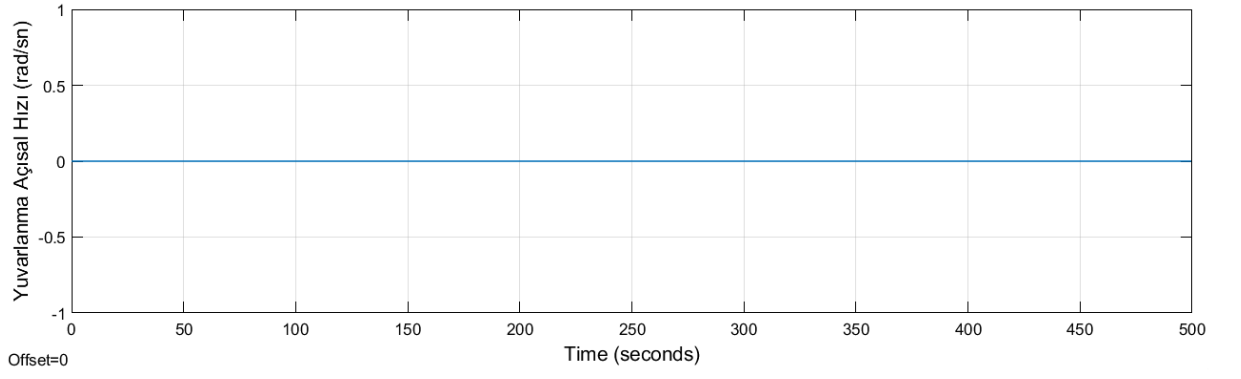
Şekil 4.42 Cessna 172 Zirai Uçuş Hızı



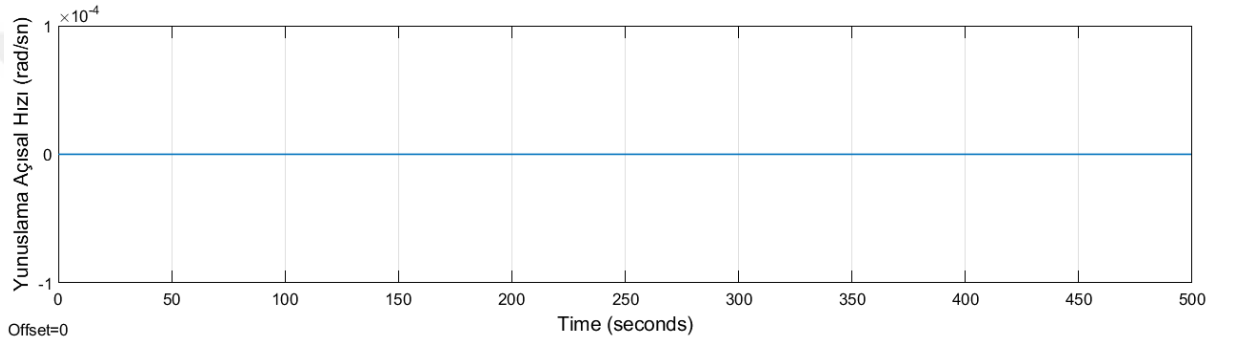
Şekil 4.43 Cessna 172 Zirai İrtifa



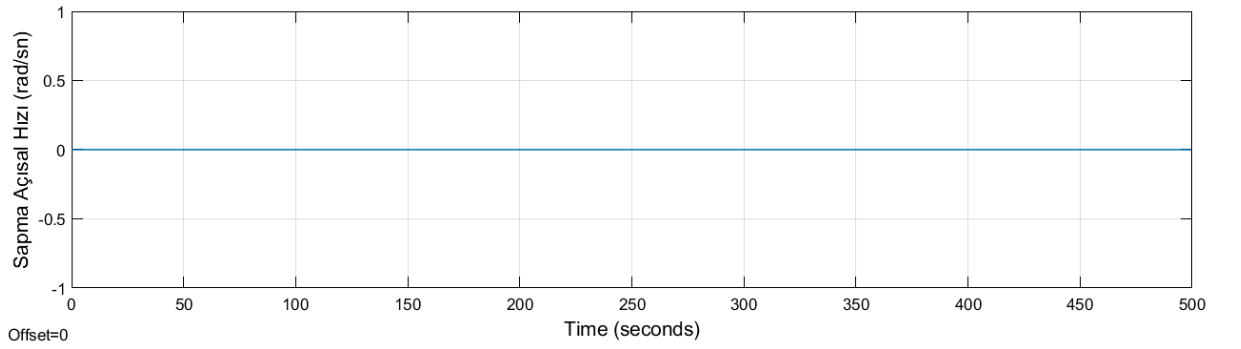
Şekil 4.44 Cessna 172 Zirai Uçuş Hattı Açısı



Şekil 4.45 Cessna 172 Zirai Yuvarlanma Açısal Hızı



Şekil 4.46 Cessna 172 Zirai Yunuslama Açısal Hızı



Şekil 4.47 Cessna 172 Zirai Sapma Açısal Hızı

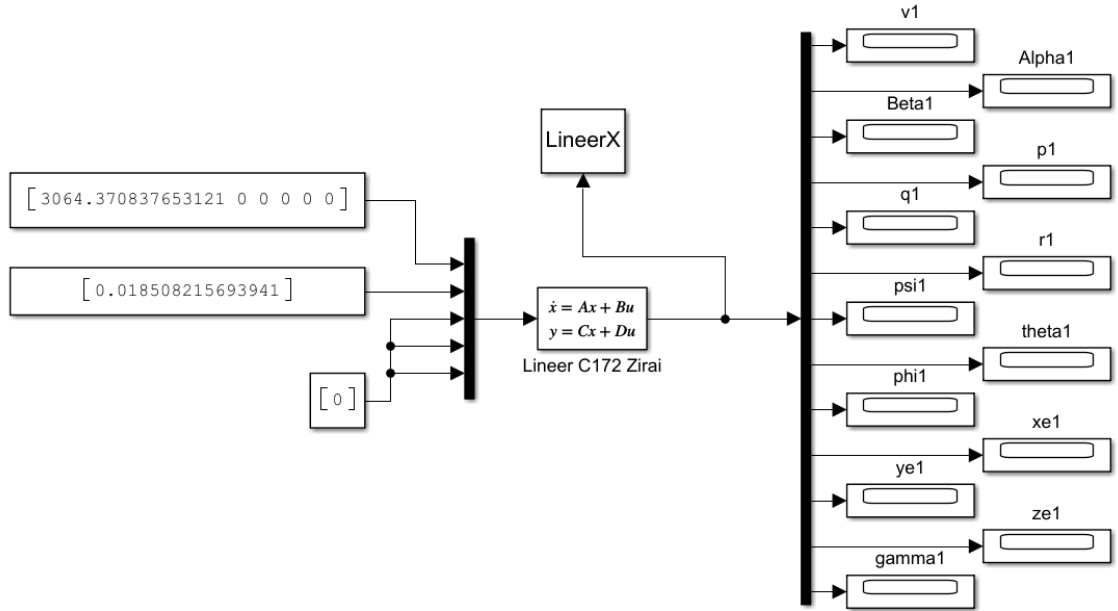
4.3.2.3 Doğrusal uçak modeli

Cessna 172 Zirai için durum uzay gösterimi eşitlik 4.3 ve 4.4 ile gösterilmiştir.

$$\dot{x} = A_{lin_C172_zirai} x + B_{lin_C172_zirai} u \quad (4.3)$$

$$y = C_{lin_C172_zirai} x + D_{lin_C172_zirai} u \quad (4.4)$$

Cessna 172 Zirai için Matlab/Simulink ortamında oluşturulan doğrusal model Şekil 4.48'de gösterildiği gibidir.

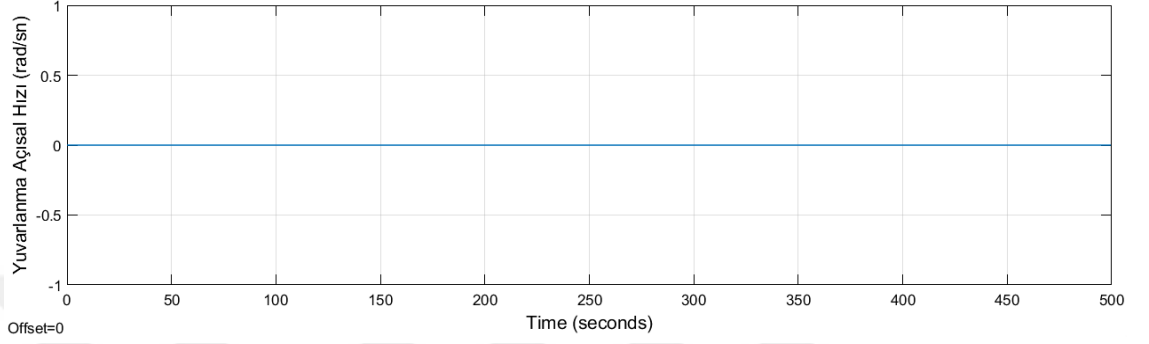


Şekil 4.48 Cessna 172 Zirai Doğrusal Model Trim Testleri

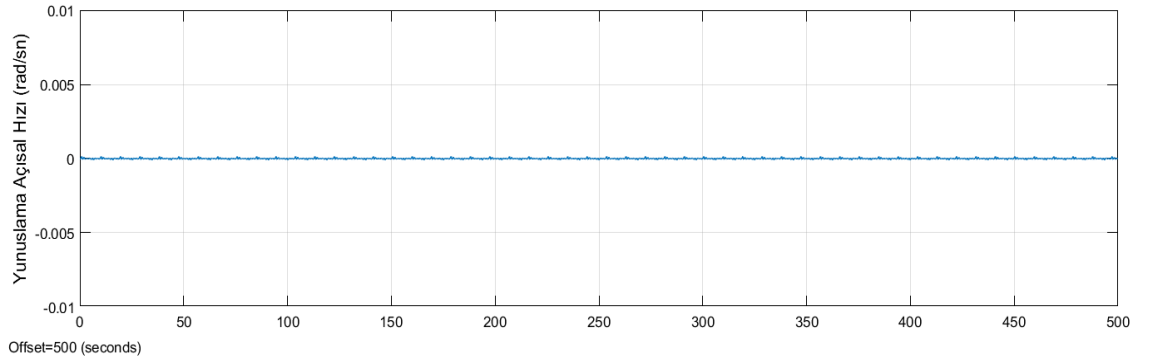
Bölüm 3.3.3'de anlatıldığı gibi doğrusal uçak modeline ait durum uzay matrisleri elde edilmiştir.

Cessna 172 Zirai doğrusal modeli, Trim1 ve Trim2 çalışma noktaları için elde edilen durum değişkenleri ve giriş parametreleri ile test edilmiştir. Trim noktalarında platformun yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısız hızlarının sıfıra yakın olması beklenmektedir.

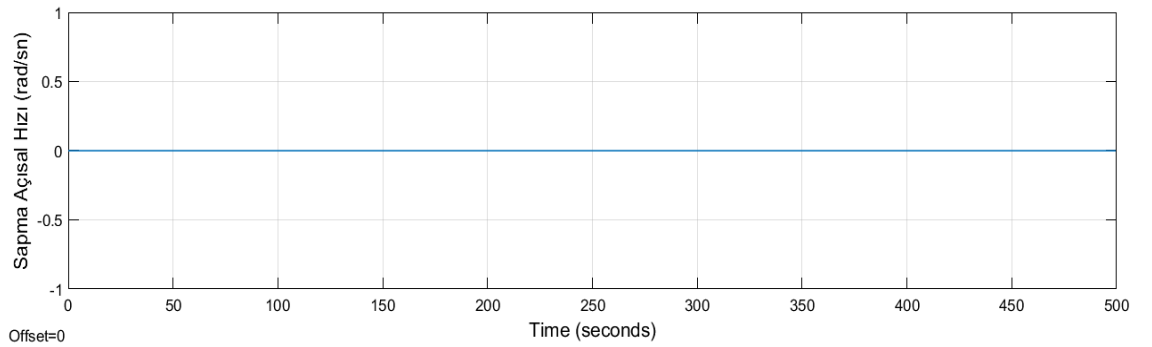
Doğrusal uçak modelinde yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısai hızlarının sıfır olduğu görölmektedir. Test sonuçları, uçağın denge noktasında olduğunu ve açısai hızların sıfır olduğunu bize göstermektedir. Test sonucunda elde edilen çıktıları Şekil 4.49, Şekil 4.50 ve Şekil 4.51'de gösterilmiştir.



Şekil 4.49 Cessna 172 Zirai Yuvarlanma Açısai Hızı



Şekil 4.50 Cessna 172 Zirai Yunuslama Açısai Hızı



Şekil 4.51 Cessna 172 Zirai Sapma Açısai Hızı

4.3.3 Otopilot tasarımı ve testi

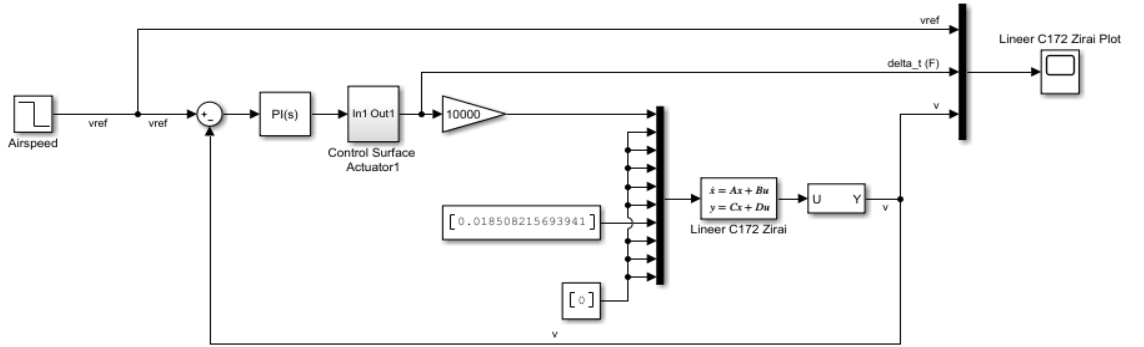
4.3.3.1 PID tabanlı otopilot tasarımı

PID tabanlı hız kontrolcüsü, irtifa kontrolcüsü ve yön kontrolcüsü Bölüm 3.4’de anlatıldığı gibi tasarlanmıştır.

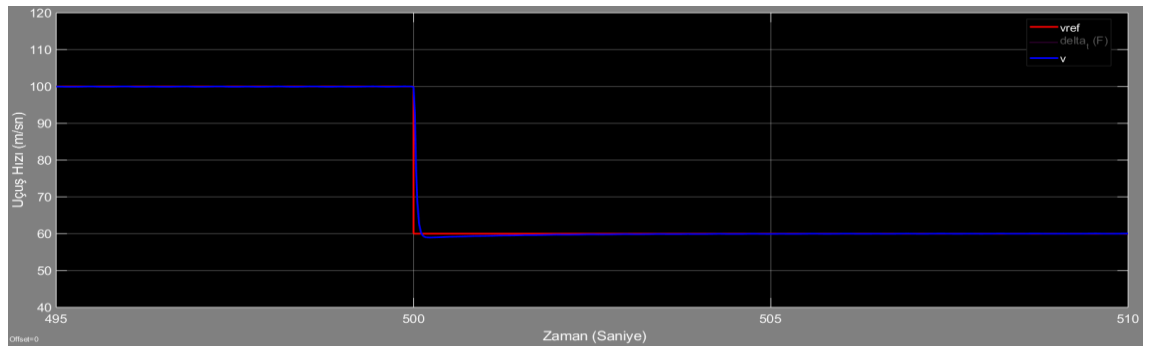
4.3.3.2 PID tabanlı otopilot testi

4.3.3.2.1 Doğrusal model üzerinde otopilot tasarımının testi

Tasarlanan hız kontrolcüsü Şekil 4.52’de doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 60m/s referans hız değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.53’de gösterilmiştir.



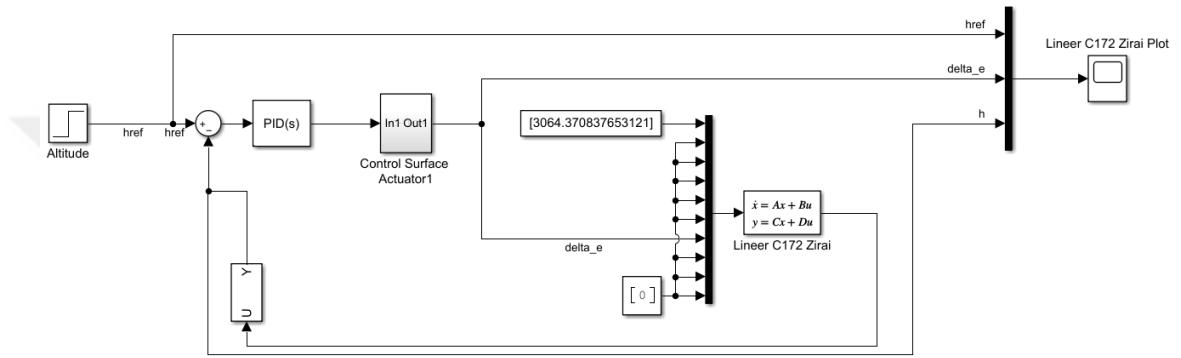
Şekil 4.52 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi



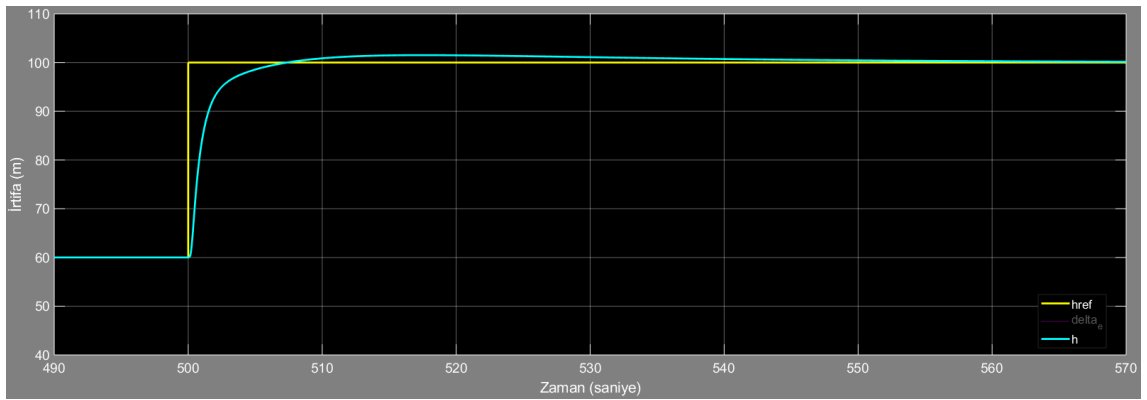
Şekil 4.53 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

Hız kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans uçuş hızı değeri 500. saniyede 100 m/s'den 60 m/s'e azaltıldığı ve sensörlerden ölçülen hava hız değerinin referans uçuş hızı değerini takip ederek 100 m/s'den 60 m/s'e azaldığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü Şekil 4.54'de doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 100m referans irtifa değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.55'de gösterilmiştir.



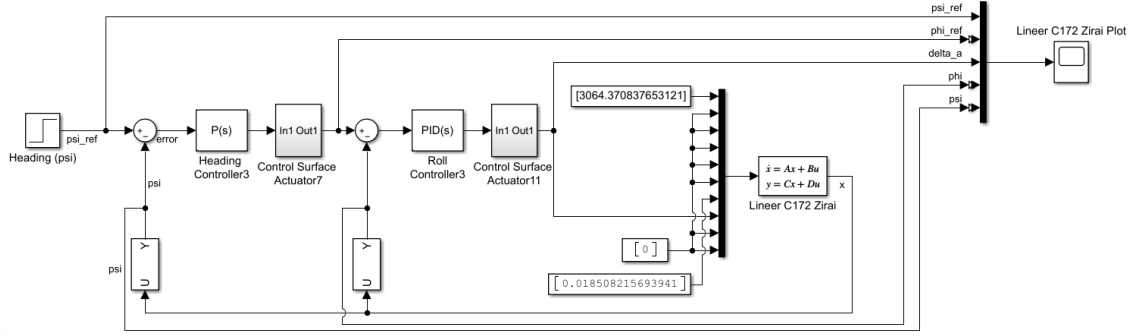
Şekil 4.54 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi



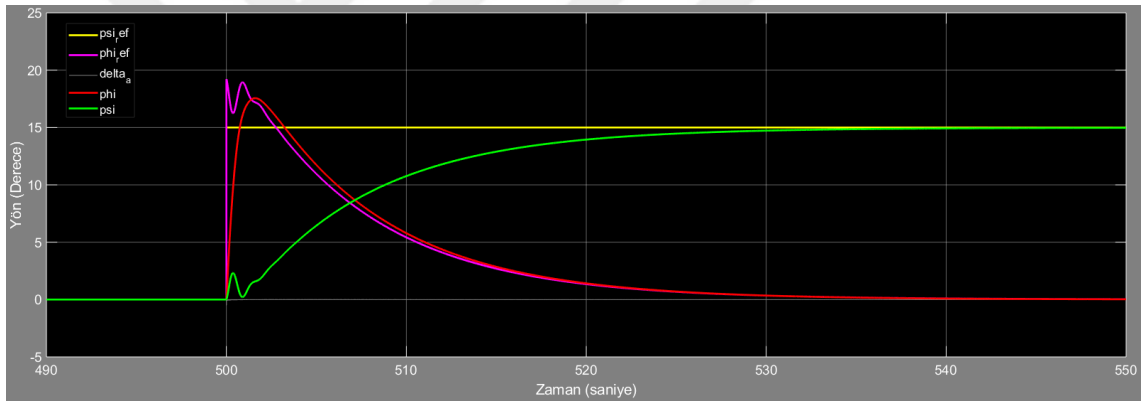
Şekil 4.55 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m'den 100 m'ye artırılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m'den 100 m'ye arttığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü Şekil 4.56’da doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 15 derece referans yön değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.57’de gösterilmiştir.



Şekil 4.56 Cessna 172 Zirai Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Testi

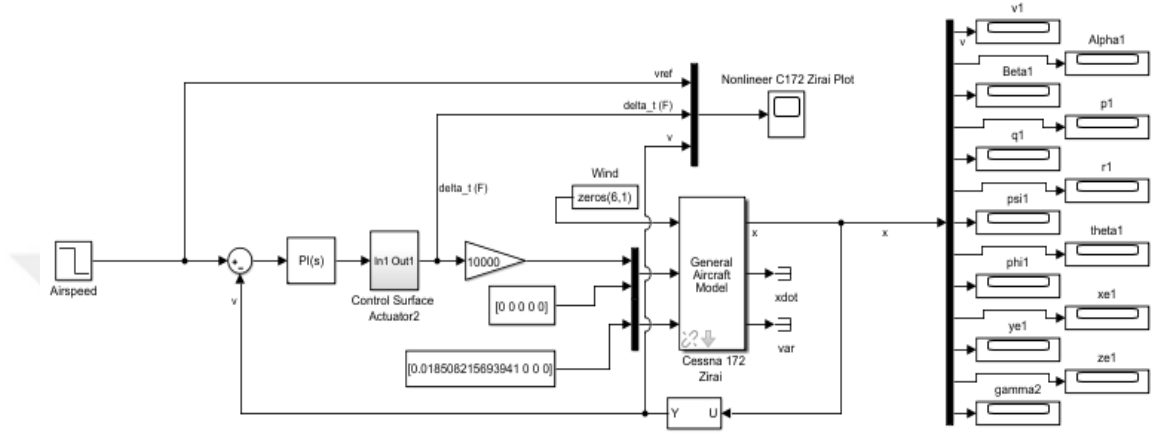


Şekil 4.57 Cessna 172 Zirai Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

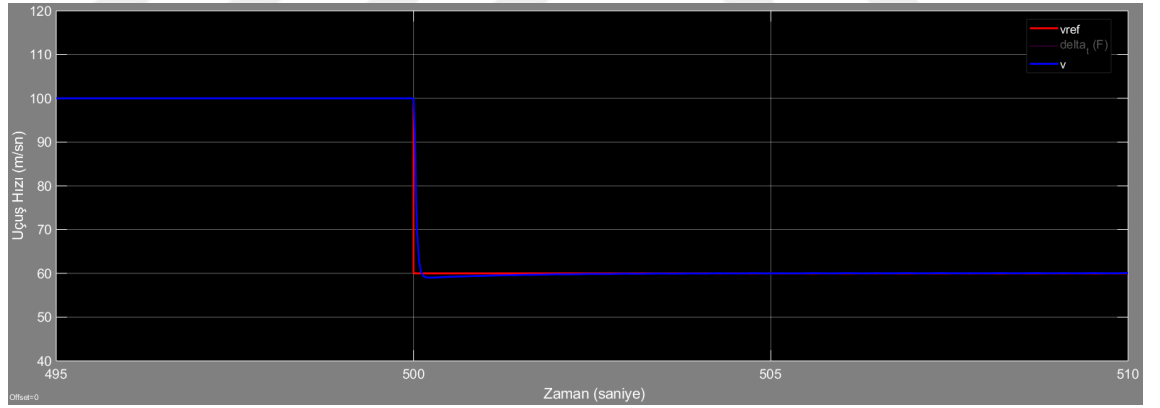
Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 15 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 15 dereceye artığı gözlemlenmiştir.

4.3.3.2.2 Doğrusal olmayan model üzerinde otopilot tasarımının testi

Tasarlanan hız kontrolcüsü Şekil 4.58’de doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 60m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.59’da gösterilmiştir.



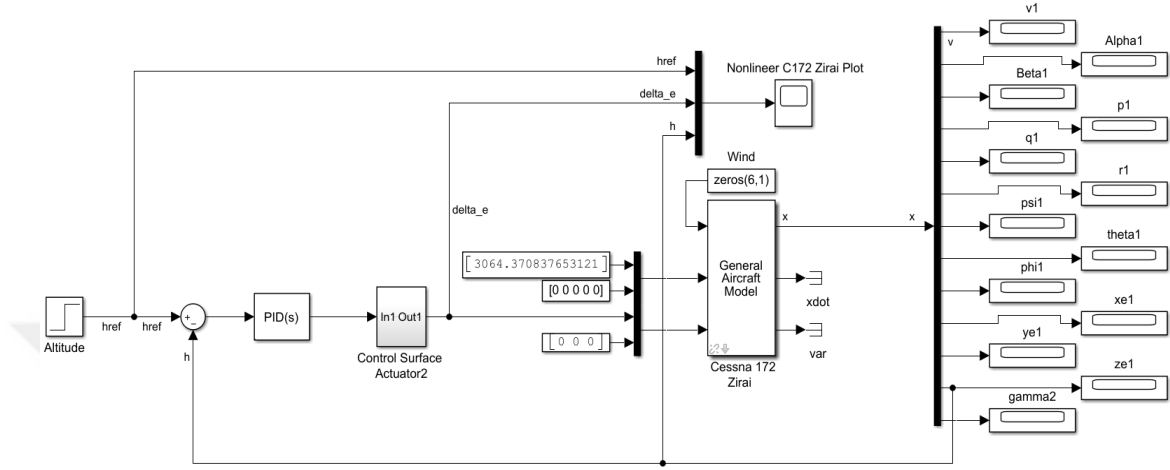
Şekil 4.58 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



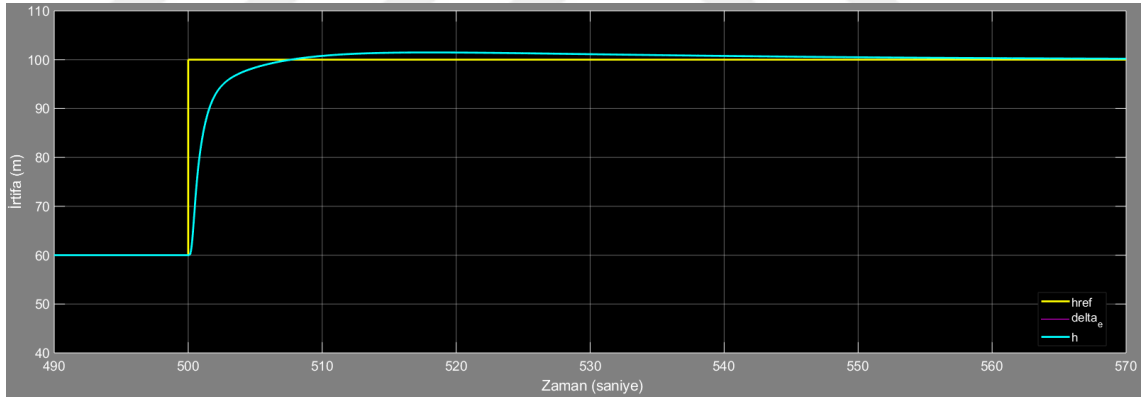
Şekil 4.59 Cessna 172 Zirai Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

Hız kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans uçuş hızı değeri 500. saniyede 100 m/s’den 60 m/s’e azaltıldığı ve sensörlerden ölçülen hava hız değerinin referans uçuş hızı değerini takip ederek 100 m/s’den 60 m/s’e azaldığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan irtifa kontrolcüsü Şekil 4.60’da doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 100m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.61’de gösterilmiştir.



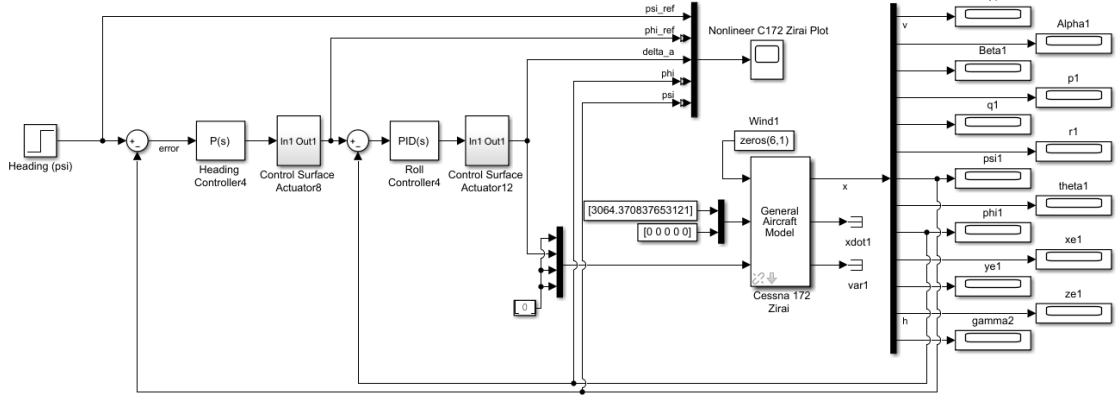
Şekil 4.60 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



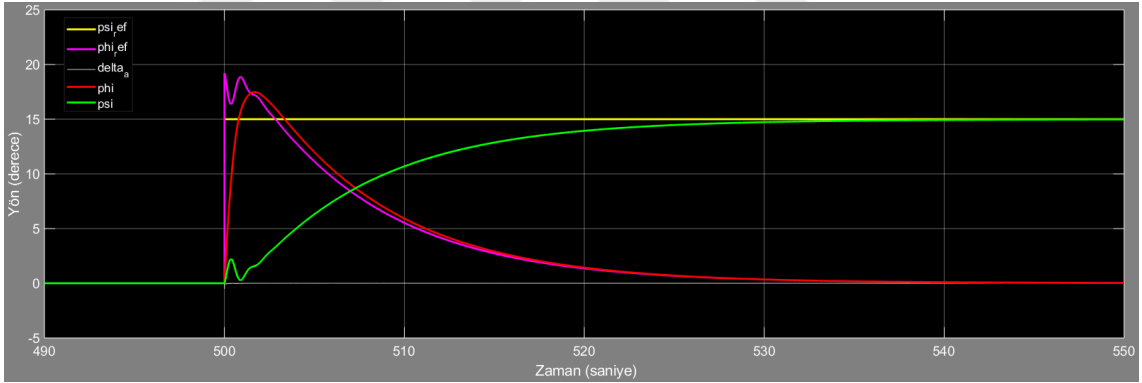
Şekil 4.61 Cessna 172 Zirai İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m’den 100 m’ye artırılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m’den 100 m’ye artışı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü Şekil 4.62’de doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 15 derece referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.63’de gösterilmiştir.



Şekil 4.62 Cessna 172 Ziral Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Testi



Şekil 4.63 Cessna 172 Ziral Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 15 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 15 dereceye artığı gözlemlenmiştir.

4.3.3.3 LQR tabanlı otopilot tasarımı

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 (Multi-Input Multi-Output - MIMO) bulunan sistemlerde ölçülebilen durum değişkenleri varsa kolayca uygulanabilmekte ve kararlı çözümler sunabilmektedir (Phillips, 2014). LQR yöntemi ile birden fazla girişe 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. Şekil 3.10'da LQR kontrolcü yapısı gösterilmektedir.

Bölüm 3.2.1.2'de LQR kontrolcünün matematiksel ifadesi eşitlik 3.47, 3.48 ve 3.49 ile gösterilmiştir. LQR kontrolcüsünün amacı, eşitlik 3.47 ile gösterilen maliyet fonksiyonunu minimize etmektir. Maliyet fonksiyonu, eşitlik 3.48 ve 3.49 ile gösterilen Q ve R ağırlık matrislerini içermektedir. Q ve R ağırlık matrisleri Bryson's Rule metoduna göre seçilmiş ve bu matrisler aşağıda gösterilmiştir.

$Q =$

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

$R =$

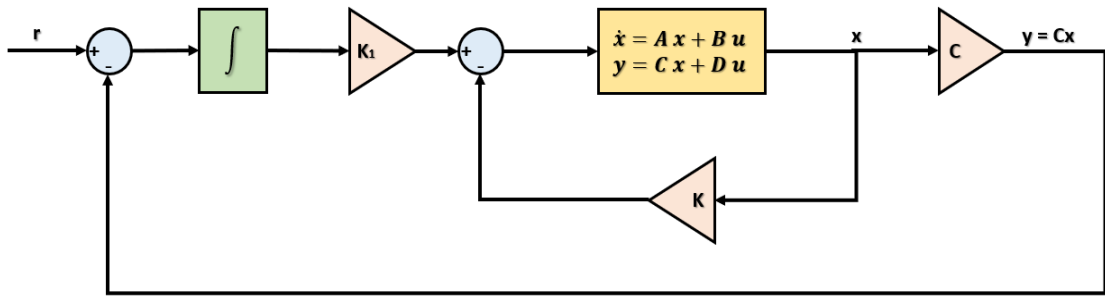
$$\begin{bmatrix} 4.0e-8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0e+6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0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

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 ' $K_{lqr} = \text{lqr}(A,B,Q,R)$ ' şeklinde belirlenmiştir. K kazanç matrisi aşağıda gösterilmiştir.

$K =$

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

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 giderilemediği gözlemlenmiştir. Yapılan çalışmalar sisteme referans giriş uygulandığında, sistemin çıkışında kalıcı durum hatası olmaması için kontrol döngüsünün integral bileşenine sahip olması gerektiğini göstermiştir. LQR kontrolcüsünün integral bileşenine sahip yapısı Doğrusal Karesel İntegratör (LQI) olarak adlandırılmıştır (Karaman, 2015). Şekil 4.64'de LQR kontrolcüsünün integral bileşenine sahip yapısı gösterilmektedir.



Şekil 4.64 LQR Kontrolcü Yapısı ve İntegral Bileşeni

LQR tabanlı hız kontrolcüsü, irtifa kontrolcüsü ve yön kontrolcüsü aşağıda açıklanmıştır.

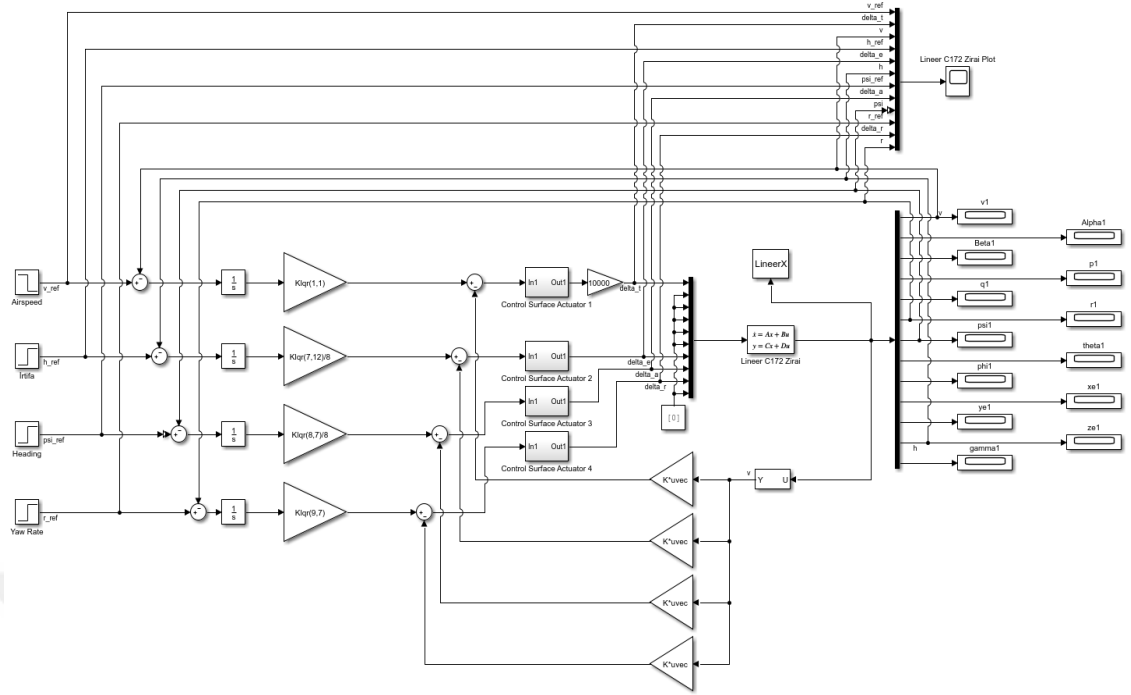
LQR tabanlı hız kontrolcüsü ile uçağın hava hızı kontrol edilebilmektedir. Referans hava hızı değeri ile sensörlerden ölçülen hava hız değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyali integral bloğundan geçerek, K kazanç matrisi üzerinden oluşturulan kontrol döngüsü ile motor itme kuvveti üretilmektedir.

LQR tabanlı irtifa kontrolcüsü ile uçağın irtifası kontrol edilebilmektedir. Referans irtifa değeri ile sensörlerden ölçülen irtifa değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyali integral bloğundan geçerek, K kazanç matrisi üzerinden oluşturulan kontrol döngüsü ile irtifa dümeni kontrol yüzeyi için sapma sinyali üretilmektedir.

LQR tabanlı yön kontrolcüsü ile uçağın baş açısı kontrol edilebilmektedir. Referans sapma (ψ) açısı değeri ile sensörlerden ölçülen sapma açısı değeri arasındaki farka göre hata sinyali oluşturulur. Bu hata sinyali integral bloğundan geçerek, K kazanç matrisi üzerinden oluşturulan kontrol döngüsü ile kanatçıklar kontrol yüzeyi için sapma sinyali üretilmektedir.

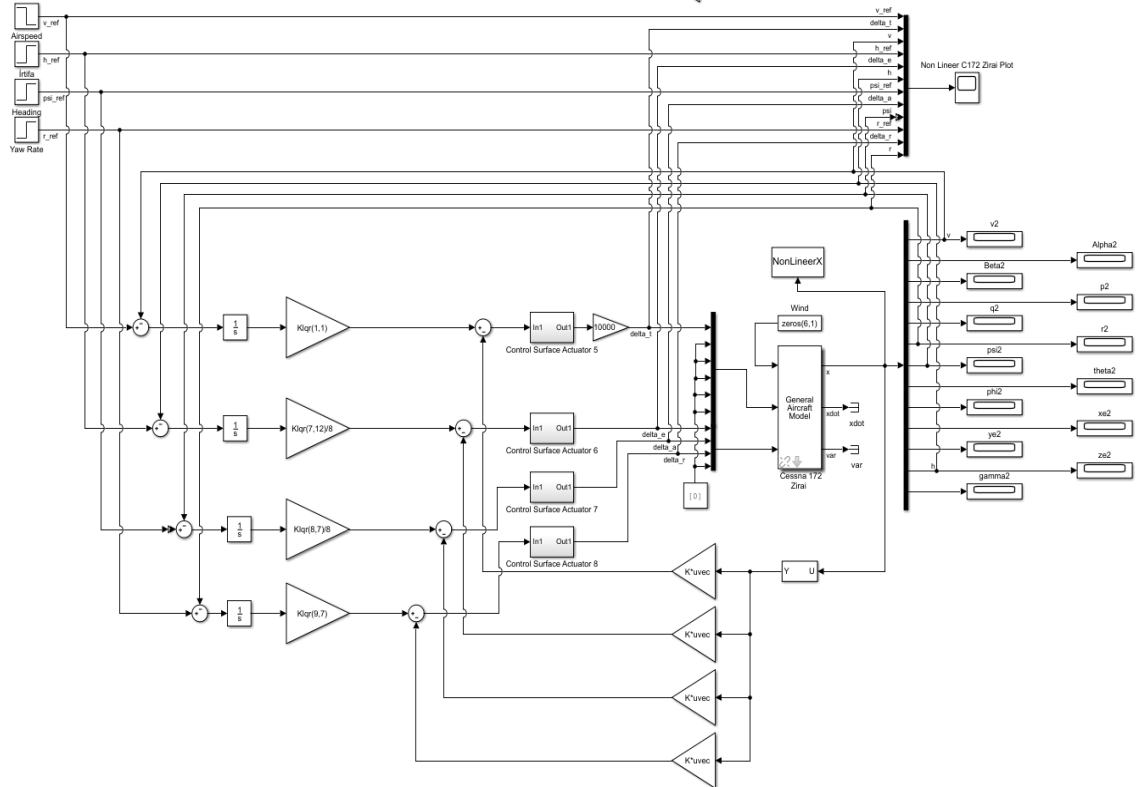
Tasarlanan LQR otopilot ile referans giriş ve sistemin çıkışı arasındaki farkın integrali alınarak K kazanç matrisi üzerinden geri besleme yapılarak aerodinamik kontrol yüzeyleri için sapma sinyalleri üretilmektedir. Bu tez kapsamında, LQR kontrolcüsünün integral bileşeni ile geliştirilmiş hali, yapısal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

LQR tabanlı otopilotun doğrusal model üzerinde gösterimi Şekil 4.65' de verilmiştir.



Şekil 4.65 Cessna 172 Zirai LQR Otopilot Doğrusal Modeli

LQR tabanlı otopilotun doğrusal olmayan model üzerindeki gösterimi Şekil 4.66’de verilmiştir.



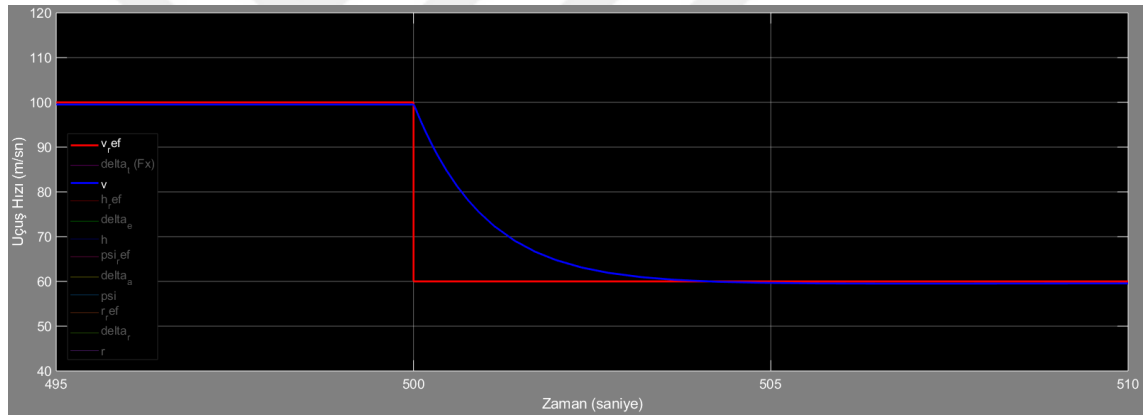
Şekil 4.66 Cessna 172 Zirai LQR Otopilot Doğrusal Olmayan Modeli

4.3.3.4 LQR tabanlı otopilot testi

Otopilotun kontrol yüzeyleri için üretmiş olduğu sapma sinyalleri doğrusal model üzerinden test edilmiştir. Bu doğrultuda tasarlanmış otopilot, doğrusal olmayan model üzerine uygulanmış ve performansı değerlendirilmiştir. Otopilot tasarımı için uçak modeline etki eden rüzgar bileşenlerinin ve sensör verileri için bozucu etkilerin olmadığı varsayılmıştır.

4.3.3.4.1 Doğrusal model üzerinde otopilot tasarımının testi

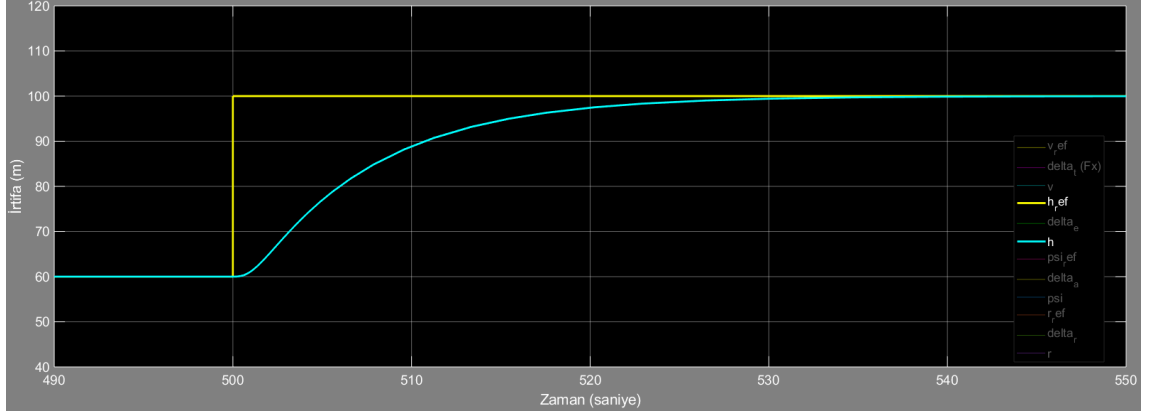
Tasarlanan hız kontrolcüsü doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 60m/s referans hız değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.67’de gösterilmiştir.



Şekil 4.67 Cessna 172 Zirai LQR Hız Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

Hız kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans uçuş hızı değeri 500. saniyede 100 m/s’den 60 m/s’e azaltıldığı ve sensörlerden ölçülen hava hız değerinin referans uçuş hızı değerini takip ederek 100 m/s’den 60 m/s’e azaldığı gözlemlenmiştir.

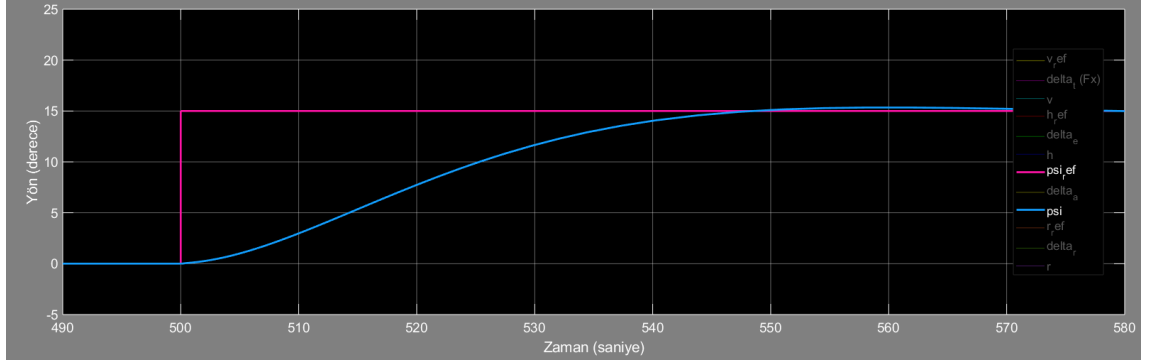
Tasarlanan irtifa kontrolcüsü doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 100m referans irtifa değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.68’de gösterilmiştir.



Şekil 4.68 Cessna 172 Zirai LQR İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m'den 100 m'ye artırılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m'den 100 m'ye arttığı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü doğrusal uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 15 derece referans yön değeri için doğrusal modelin cevabı Şekil 4.69'da gösterilmiştir.

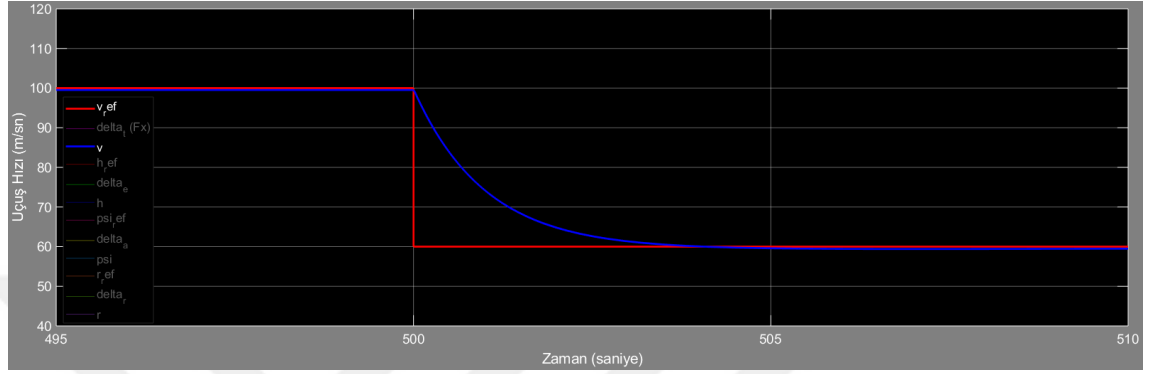


Şekil 4.69 Cessna 172 Zirai LQR Yön Kontrolcüsü Doğrusal Modeli Cevabı

Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 15 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 15 dereceye arttığı gözlemlenmiştir.

4.3.3.4.2 Doğrusal olmayan model üzerinde otopilot tasarımının testi

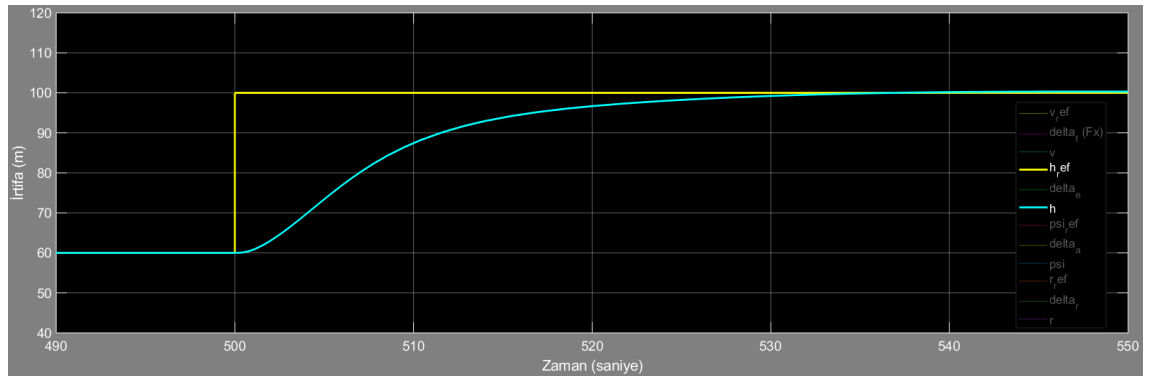
Tasarlanan hız kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 60m/s referans hız değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.70'de gösterilmiştir.



Şekil 4.70 Cessna 172 Zirai LQR Hız Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

Hız kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans uçuş hızı değeri 500. saniyede 100 m/s'den 60 m/s'e azaltıldığı ve sensörlerden ölçülen hava hız değerinin referans uçuş hızı değerini takip ederek 100 m/s'den 60 m/s'e azaldığı gözlemlenmiştir.

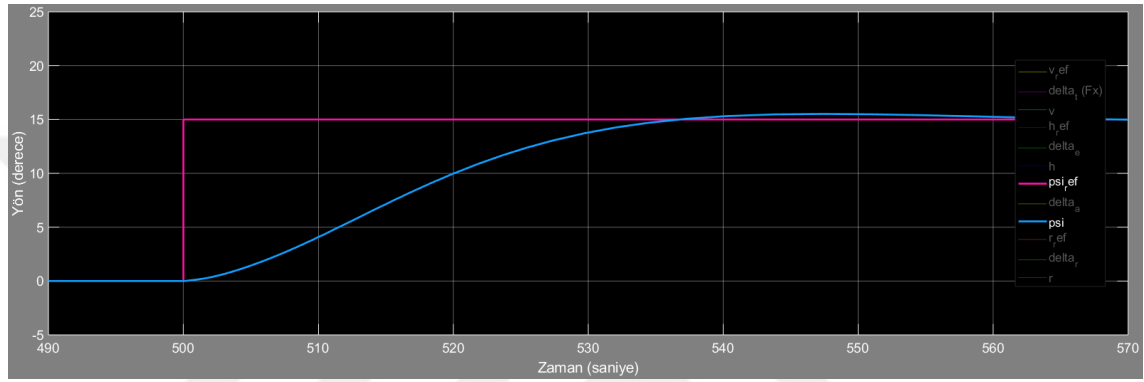
Tasarlanan irtifa kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 100m referans irtifa değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.71'de gösterilmiştir.



Şekil 4.71 Cessna 172 Zirai LQR İrtifa Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

İrtifa kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans irtifa değeri 500. saniyede 60 m'den 100 m'ye artırılmış ve sensörlerden ölçülen irtifa değerinin referans irtifa değerini takip ederek 60 m'den 100 m'ye artışı gözlemlenmiştir.

Tasarlanan yön kontrolcüsü doğrusal olmayan uçak modeline uygulanarak test edilmiştir. 15 derece referans yön değeri için doğrusal olmayan modelin cevabı Şekil 4.72'de gösterilmiştir.

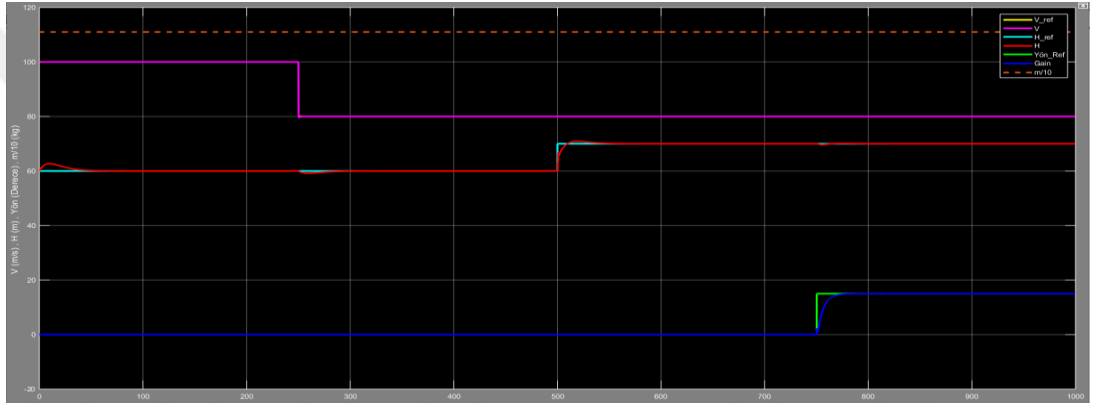


Şekil 4.72 Cessna 172 Zirai LQR Yön Kontrolcüsü Doğrusal Olmayan Modeli Cevabı

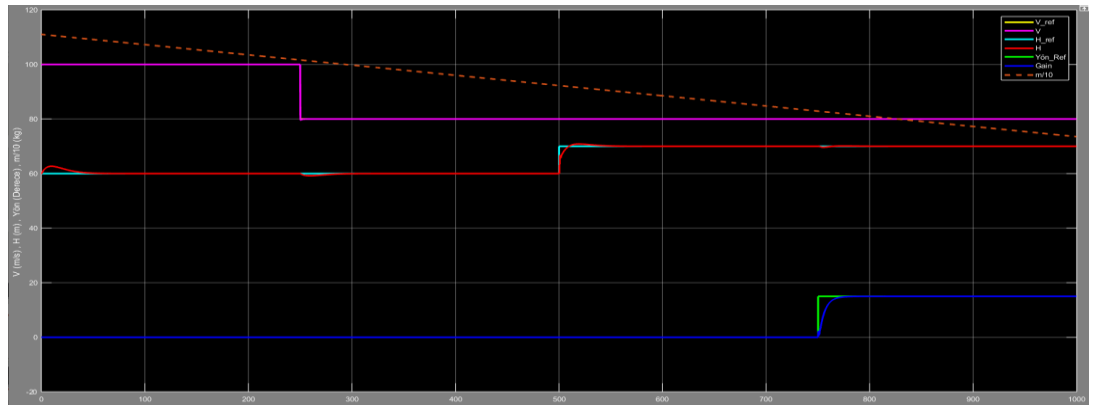
Yön kontrolcüsünün cevabı incelendiğinde, referans baş açısı değeri 500. saniyede 0 dereceden 15 dereceye artırılmış ve sensörlerden ölçülen baş açısı değerinin referans baş açısı değerini takip ederek 0 dereceden 15 dereceye artışı gözlemlenmiştir.

4.3.4 Kütle değişiminin otopilot tasarımına olan etkisi

Cessna 172 Zirai platformunun sulama, ilaçlama, tohumlama gibi zirai uygulamalarda kullanılması, platformda kütle değişimine neden olmaktadır. Bu kütle değişiminin PID tabanlı otopilot tasarımına 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 4.73'de gösterilmiştir. 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 4.74'da gösterilmiştir.



Şekil 4.73 Cessna 172 Zirai Doğrusal Olmayan Model Cevabı



Şekil 4.74 Cessna 172 Zirai Kütle Değişiminin Otopilot Tasarımına Etkisi

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.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez raporunda, insansız hava araçlarının yanında diğer sabit kanatlı araçlar için de otopilotun tasarlanmasına yönelik çalışmalar sunulmuştur. Bu kapsamda Matlab/Simulink 'Flight Dynamics and Control Toolbox' AirLib kütüphanesi içerisinde tanımlanmış doğrusal olmayan uçak modelleri kullanılmıştır. Öncelikle doğrusal olmayan uçak modellerinin daha iyi anlaşılabilmesi için platform dinamikleri ve özellikleri hakkında kavramsal bilgiler verilmiş, matematiksel denklemler ile uçak hareketleri açıklanmıştır.

Otopilot geliştirme faaliyetleri, AirLib kütüphanesi içerisindeki doğrusal olmayan IAI Pioneer insansız hava aracı modeli üzerinden ve doğrusal olmayan Cessna 172 insanlı hava aracı modeli üzerinden gerçekleştirilmiştir. AirLib kütüphanesi yardımı ile her iki platform için trim noktasındaki giriş parametrelerinin ve durum değişkenlerinin başlangıç değerleri belirlenmiş ve bu başlangıç değerleri ile her iki platformun da denge durumunu koruduğu gözlemlenmiştir.

Otopilot tasarımı için gerekli olan durum uzay matrislerini elde edebilmek amacıyla Matlab/Simulink 'Linear Analysis Tool' kullanılmıştır. Belirlenen trim noktalarında doğrusal olmayan IAI Pioneer ve Cessna 172 modelleri doğrusallaştırılmış ve doğrusal modellere ait durum uzay matrisleri elde edilmiştir. Aynı trim noktalarında doğrusal modeller ile doğrusal olmayan modeller karşılaştırılarak benzer davranışlar sergiledikleri gözlemlenmiştir.

IAI Pioneer ve Cessna 172 doğrusal modellerine ait transfer fonksiyonları ve tasarım detayları üzerinden Matlab/Simulink 'Control System Toolbox' Sisotool tasarım aracı kullanılarak 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 otopilot tasarımının tatmin edici seviyede olduğu

gözlemlenmiştir. Farklı referans değerleri için otopilotun beklenildiği gibi çalıştığı ve başarılı sonuçlar ürettiği doğrulanmıştır.

PID tabanlı otopilot sistemlerinin doğrusal model üzerinden hızlı bir şekilde tasarlanabildiği ve doğrusal olmayan model üzerindeki testlerde başarılı sonuçlar verdiği gösterilmiştir.

Matlab/Simulink ortamında geliştirilen otopilot tasarımlarının uçuş dinamikleri ve çevre koşulları anlamında gerçeğe yakın bir benzetim ortamı sunan X-PLANE simülör programı ile yazılım döngüsü tabanlı benzetim ortamı hazırlanmıştır. Cessna 172 için Matlab/Simulink ortamında PID tabanlı olarak geliştirilen otopilot X-PLANE simülör programı üzerinde çalışacak şekilde ayarlanıp, benzetimi yapılmıştır. Benzetim sonuçları incelendiğinde uçuş hızı, irtifa, yön referans değerleri için otopilot tasarımının tatmin edici seviyede olduğu gözlemlenmiştir. Farklı referans değerleri için otopilotun beklenildiği gibi çalıştığı ve başarılı sonuçlar ürettiği doğrulanmıştır.

Geliştirilen otopilot tasarımlarının, X-PLANE programı üzerinden benzetimi yapılmış ve uçuş performansı bakımından başarılı sonuçlar verdiği gösterilmiştir.

Tarımsal havacılık uygulamalarında üstten kanatlı Cessna 172 uçağının alternatif bir çözüm olarak kullanılması amacıyla yapısal değişikliğe gidilmiştir. Doğrusal olmayan Cessna 172 modeli üzerinde kanat alanı artırılacak şekilde fiziksel özellikleri değiştirilmiş ve taşıma kuvveti artırılmıştır. Yapısal değişiklikler sonrasında elde edilen Cessna 172 Zirai modeline ait durum uzay matrisleri aynı yöntemler kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen doğrusal model üzerinden PID tabanlı otopilot tasarımı geliştirilmiştir. Klasik kontrol teorileri ile geliştirilmiş PID tabanlı otopilot tasarımına alternatif olarak modern kontrol teorisinin bir yöntemi olan LQR tabanlı otopilot tasarımı ele alınmıştır. Cessna 172 Zirai modelinin durum değişkenlerinin ölçülebilir olması, LQR kontrol yönteminin uygulanabilirliğini mümkün kılmaktadır. Sistemin performansını etkileyen ağırlık matrisleri ve durum uzay matrisleri kullanılarak Matlab

içerisindeki 'lqr.m' fonksiyonu yardımı ile LQR kontrolcüsünün K sabit kazanç matrisi parametreleri belirlenmiştir. K kazanç matrisi üzerinden geri besleme yapılarak LQR tabanlı otopilot tasarımı geliştirilmiştir. 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; uçuş hızı referans değeri için PID tabanlı ve LQR tabanlı otopilotun beklenildiği gibi çalıştığı gözlemlenmiştir. Aşım oranları bakımından PID tabanlı otopilotun aşım yaptığı, LQR tabanlı otopilotun ise aşım yapmadığı görülmüştür. Oturma zamanları bakımından PID tabanlı otopilot LQR tabanlı otopilottan daha başarılı sonuçlar ürettiği görülmüştür. İrtifa referans değeri için PID tabanlı ve LQR tabanlı otopilotun beklenildiği gibi çalıştığı gözlemlenmiştir. 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 PID tabanlı ve LQR tabanlı otopilotun beklenildiği gibi çalıştığı gözlemlenmiştir. Aşım oranları bakımından LQR tabanlı otopilotun aşım yaptığı, PID tabanlı otopilotun ise aşım yapmadığı görülmüştür. Oturma zamanları bakımından PID tabanlı otopilot LQR tabanlı otopilottan daha başarılı 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 tez çalışması sonucunda ortaya çıkan kazanımlar ile gelecekte yeni kontrol fikirlerinin 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 azaltılabileceği gösterilmiştir.

KAYNAKLAR

- Rauw, M. (2001). *FDC 1.2 – A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis*.
- Ribeiro, L., & Oliveira, N. (2010). UAV autopilot controllers test platform using Matlab/Simulink and X-Plane. *IEEE Xplore*, S2H1-S2H6.
- AAI RQ-2 Pioneer. (2020, 12 26). 2020 tarihinde Wikipedia: https://en.wikipedia.org/wiki/AAI_RQ-2_Pioneer adresinden alındı
- Adıgüzel, Ö. (2015, Ağustos 16). *İnsansız Hava Araçları*. 2020 tarihinde Mekatronik Platformu: <https://www.mekatronikmuhendisligi.com/insansiz-hava-araclari.html> adresinden alındı
- Ahıska, K., & Leblebicioğlu, K. (2014). Design of Autopilot and Guidance Algorithms for an Unmanned Sea Surface Vehicle. *EMO Bilimsel Dergi*, 1-12.
- Arıbal, S. (2011). *Development Of An Autopilot For Automatic Landing Of An Unmanned aerial Vehicle*. Ankara.
- Armah, S., Yi, S., Choi, W., & Shi, D. (2016). Feedback Control of Quad-Rotors with a Matlab-Based Simulator. *American Journal of Applied Sciences*, 779-793.
- Atalay, Y. (2017). *Quadrator İnsansız Hava Aracı İçin Kontrol Sistemi Tasarımı*. İzmir.
- Ayad, A.-M., & Herman, W. (2017). 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*, 196-102.
- Bento, M. (2008). Unmanned aerial vehicles: An overview. *InsideGNSS*, 54-61.
- Bittar, A., Figueredo, H. V., Guimaraes, P. A., & Mendes, A. C. (2014). Guidance Software-In-the-Loop simulation using X-Plane and Simulink for UAVs. *IEEE Xplore*, 993-1002.
- Cessna Skyhawk Specifications. (2020). 2020 tarihinde <https://cessna.txtav.com/>: https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk#_model-specs adresinden alındı
- Chao, H., & Cao, Y. (2007). Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles: A Survey. *IEEE Xplore*.
- Chen, X.-H., Haq, E. U., & Lin, J. (2016). Design, modeling and tuning of modified PID controller for autopilot in MAVs. *IEEE Xplore*, 475-480.
- Christiansen, R. S. (2004). *Design Of An Autopilot For Small Unmanned Aerial Vehicles*. Utah.
- Çatalbaş, C., Gulden, A., & Ural Bayrak, Z. (2015). Hava Taşıtlarının Uçuş Kontrolü için Doğrusal Kuadratik Regülatör Yöntemi ile Optimal Kontrolör Tasarımı. *Fırat Üniv. Mühendislik Bilimleri Dergisi*.
- Elbir, Ö. (2013). *Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Tasarımı*. Ankara.
- Eldem, M. (2014). Askeri Aviyonik Sistemler ve Modernizasyon (3). *TMMOB EMO Ankara*

Şubesi Haber Bülteni.

- Elsadig, M., & Elbakri, M. (2017). Design of autopilot platform using HILS approach. *IEEE*.
- Erdoğan, M., Atlas, E., & Kasnakoğlu, C. (2015). *Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Döngüde Donanımsal Benzetim Tasarımı ve Gerçeklenme Sonuçları*. Denizli: Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı.
- Erdos, D., & Watkins, S. E. (2008). UAV Autopilot Integration and Testing . *Missouri University of Science and Technology*.
- Flight Control Surfaces*. (2020, 12 19). 2020 tarihinde Wikipedia: https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_control_surfaces adresinden alındı
- Goblet, V., Fala, N., & Marais, K. (2015). Identifying Phases of Flight in General Aviation Operations. *AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. Dallas, TX : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Johansen, I. H. (2012). *Autopilot Design for Unmanned Aerial Vehicles*. Trondheim.
- Karaman, C. (2015). *Esnek Eklemlili Manipülör Kontrolü*. İstanbul.
- Kerimoğlu, K. (2011). *Sabit Kanatlı Bir İnsansız Hava Aracı için Düşük Bütçeli Otopilot Sistemi Tasarımı*. Ankara.
- Kizir, S. (2019). Denge Kontrol Sisteminin LQR ile Gerçek Zamanlı Durum Geri Beslemeli Kontrolü. *Politeknik Dergisi*, 1023-1030.
- Korkmaz, H., Ertin, O., Elbir, Ö., & Kasnakoğlu, C. (2013). *İnsansız Hava Araçları için Donanımlı Döngü Tabanlı Otomatik Pilot Yaklaşımları Geliştirilmesi*. Ankara.
- Malik, S., & Singh, S. (2017). LQR and Tuned PID Controller Design and Simulation for Aircraft Pitch Control Using MALTAB. *International Journal of Scientific Research And Education*, 6291-6298.
- McLean, D. (1990). *Automatic flight Control Systems*. Englewood: Prenticnationale Hall International Ltd.
- Nelson, R. C. (1998). *Flight Stability and Automatic Control*. New York: McGraw-Hill .
- Ogata, K. (2010). *Modern Control Engineering*. New Jersey: Prentice Hall.
- Otopilot Nasıl Çalışır?* . (2015, 01 26). [bizimkokpit.com: https://bizimkokpit.com/index.php/2015/01/26/oto-pilot-nasil-calisir/](https://bizimkokpit.com/index.php/2015/01/26/oto-pilot-nasil-calisir/) adresinden alındı
- Phillips, A. (2014). *A Study of Advanced Modern Control Techniques Applied to a Twin Rotor MIMO System*. Rochester.
- PID controller*. (2020, Aralık 27). Wikipedia: https://en.wikipedia.org/wiki/PID_controller adresinden alındı
- RQ-2A Pioneer*. (2020). Military.com: <https://www.military.com/equipment/rq-2a-pioneer> adresinden alındı

- Sangyam, T., Laohapiengsak, P., Chongcharoen, W., & Nilkhamhang, I. (2010). Path tracking of UAV using self-tuning PID Controller Based on Fuzzy Logic. *IEEE Xplore*.
- Santoso, F., Garratt, M., & Anavatti, S. (2016). Fuzzy logic-based self-tuning autopilots for trajectory tracking of a low-cost quadcopter: A comparative study. *IEEE Xplore*.
- Sartori, D. (2014). *Design, Implementation and Testing of Advanced Control Laws for Fixed-wing UAVs*. Torino: Porto Institutional Repository.
- Savunma Teknolojisi/Otopilot ve Uçuş Yönetim Sistemleri*. (2017, Şubat 28). Teknoloji Projeleri: <https://teknolojiProjeleri.com/savunma/otopilot-ve-ucus-yonetim-sistemleri> adresinden alındı
- SSB-Türk Savunma Sanayii Ürün Katoloğu*. (2019). SSB-Türk Savunma Sanayii Ürün Katoloğu: [www.ssb.gov.tr › urunkatalog](http://www.ssb.gov.tr/urun-katalog) adresinden alındı
- Tarımsal Havacılık*. (2003, 02 20). tayyareci.com: <http://www.tayyareci.com/zirai.asp> adresinden alındı
- Yalçın, M. K., & Ersoy, E. (2018). 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*, 33-42.
- Zhih, C., Ragavan, S., & Shanmugavel, M. (2016). Development of A Simple, Low-Cost Autopilot System For Multi-Rotor UAVs. *IEEE Xplore*.