

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA
ÇOKLU OTOPILOT SİSTEMLERİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Pınar YÜCEL

Elektrik - Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

NİSAN 2020

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı



Prof. Dr. Osman EROĞUL
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.



Doç.Dr. Tolga GİRİCİ
Anabilim Dalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 171211025 numaralı Yüksek LisansÖğrencisi **Pınar YÜCEL**'in ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA ÇOKLU OTOPILOT SİSTEMLERİ**” başlıklı tezi **13 Nisan 2020** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU**
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi



Jüri Üyeleri : **Doç.Dr. Tolga GİRİCİ (Başkan)**
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi



Dr. Öğr.Üyesi Ulaş BELDEK
Çankaya Üniversitesi



TEZ BİLDİRİMİ

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

Pınar Yücel

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA ÇOKLU OTOPILOT SİSTEMLERİ

Pınar Yücel

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik - Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Danışman: Prof. Dr. Coşku Kasnakoglu

Tarih: Nisan 2020

İnsansız hava araçları kullanılmaya başlandığı ilk günden bugüne beraberinde getirdiği yeniliklerle son yüzyıllardaki savunma stratejileri için büyük rol oynamaktadırlar. Bu hava araçları askeri ve sivil bir çok farklı alanda kullanım bulmaktadırlar. Özellikle insan faktörünün ortadan kalkması ile birlikte olası kazalarda insan kayıplarının önüne geçilmesi çalışmalara ilgi ve merak uyandırmıştır. Mürettebatı bir bilgisayar sistemi ile değiştirilmiş ve kablosuz veri hattına sahip bu otonom araçlar, insanlı hava araçlarına kıyasla daha düşük maliyetli, aynı zamanda tehlikeli ve sert manevralara da daha toleranslıdır. İnsan faktörünün ortadan kaldırılması ile birlikte hava aracı içerisinde bir kontrol mekanizmasına ihtiyaç vardır. Literatürde farklı birçok kontrol teorisi bulunmaktadır. Bu çalışmada gürbüz kontrolün bir çeşidi olan kayan kipli kontrolcü kullanılarak tasarlanmış otopilot sistemi yedeklenerek, sisteme entegre edilen seçmen algoritması ile MATLAB / SIMULINK ortamında performans analizleri yapılmıştır. Yedeklenen otopilot sistemleri sistemdeki otopilot donanımının iki kez çoğaltılarak otopilotta meydana gelebilecek hataları maskeler. Yapılan analizler üç yedekli otopilot sistemi göz önüne alınarak yapılmıştır. Yapılan analizler ise; yedeksiz ve doğru çalışan otopilot davranışına ait analiz, yedekli sistem - her üç otopilotun doğru çalıştığı

durumdaki davranışa ait analiz, yedeksiz ve otopilotun yanlış çalıştığı durumdaki davranışa ait analiz, otopilotlardan herhangi birinin yanlış çalıştığı durumdaki davranışa ait analiz, iki otopilotun da yanlış çalıştığı durumdaki davranışa ait analiz, üç otopilotta da minik bozulmaların olduğu durumdaki davranışın analizi olarak verilmiştir. Bu analizlerde, yedeksiz otopilot sistemlerinde, otopilotta meydana gelebilecek herhangi bir hata durumunda sistemin kararlılığının korunamadığı ve uçuş güvenliğinin sağlanamadığı gösterilmiştir. Bu sebeple yedekli otopilot sistemlerinin gerekliliğini göstermek ve optimum bir güvenlik - maliyet oranıyla uçuş güvenliğini sağlamak için üç yedekli otopilot sistemlerinin güvenlik analizinde özet olarak şu sonuçlar elde edilmiştir. Yedekli sistemlerde, iki otopilot sisteminde hata meydana gelse dahi veya üç otopilotta da küçük seviyede hata meydana gelmesi durumunda, seçmen algoritmasının yedekli otopilot sistemleriyle uyumlu çalışması sayesinde, sabit kanatlı insansız hava araçları için sistemin kararlılığının bozulmadığı ve uçuş güvenliğinin sağlandığı gösterilmiştir. Yapılan analizlerin sonucunda otopilotların yedeklenmesinin uçuş güvenilirliğini arttırdığı görülmüştür. Eğer bir sistemin başarısızlık maliyeti olası kazalarda mal ve can kayıplarına sebep oluyor ise, sistem yedeklenerek güvenilirliği arttırılmalıdır. Yedekli sistemlerde kullanılan algoritma herhangi bir kontrolcü tipinde uygulanabilir. Yapılan analizler oldukça yaygın bir başarısızlık olan dümen kaybı senaryosu dikkate alınarak yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: N modüler yedekli sistemler, Seçmen algoritmaları, Çoklu sistemler, Sabit kanatlı insansız hava araçları, Triple modüler çoklama, Matlab / SIMULINK

ABSTRACT

Master of Science

REDUNDANT AUTOPILOT SYSTEMS FOR FIXED WING UAV

Pınar Yücel

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

Supervisor: Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu

Date: April 2020

Unmanned aerial vehicles have played a major role in the defense strategies of the last centuries with the innovations it has brought since the first day they were used. This unmanned aerial vehicles are used in many different military and civilian fields.. Especially with the disappearance of the human factor, the prevention of human losses in possible accidents has aroused interest and curiosity in the studies. These autonomous vehicles, whose crews have been replaced by a computer system and have a wireless data line, are less costly than manned aerial vehicles, and also more tolerant to dangerous and harsh maneuvers. With the elimination of the human factor, there is a need for a control mechanism within the aerial vehicles. There are many different control theories in the literature. In this study, autopilot system designed using floating mode controller, which is a kind of robust control, is backed up and performance analysis is performed in MATLAB / SIMULINK environment with the voter algorithm integrated into the system. Redundant autopilot systems duplicate the autopilot hardware in the system and mask any errors that may occur in the autopilot. These analyzes were made considering three redundant autopilot systems. The analyzes are; analysis of non-redundant and correctly operating autopilot behavior, redundant system - analysis of behavior in which all three autopilots are operating correctly, analysis of non redundant and autopilot operating in the faulty state, analysis

of any autopilot operating in the faulty state, analysis of behavior of two autopilot operating in the faulty state, analysis of behavior in the case of minor disturbances in all three autopilots. In these analyzes, it is shown that the stability of the system cannot be maintained and flight safety cannot be ensured in case of any error that may occur in autopilot at non-redundant autopilot systems. Therefore, in order to demonstrate the necessity of redundant autopilot systems and to ensure flight safety with an optimum safety - cost ratio, the following results are summarized in the safety analysis of three redundant autopilot systems. In the redundant systems, even if two autopilot systems fail, or a small level of error occurs at three autopilots, it is shown that the stability of the system for fixed wing unmanned aerial vehicles is non deteriorated and flight safety is ensured thanks to the coherent working of the voter algorithm with redundant autopilot systems. As a result of the analysis, it was seen that autopilot redundancy increases flight reliability. If the cost of failure of a system causes property and life losses in possible accidents, the system should be redundant to increase its reliability. The algorithm used in redundant systems can be implemented in any type of controller. The analyzes have been made considering the scenario of loss of rudder control which is a common failure.

Keywords: N modular redundancy systems , Voter algorithms, Redundant systems, Unmanned aerial vehicles, Triple modular redundancy, Matlab/SIMULINK

TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren danıőmanım Prof. Dr. Coşku KASNAKOğLU'na ve bana destek veren, yanımda olan tüm arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.

Teőekkürden çok daha fazlasını hak eden, bana bu süreç boyunca koőulsuz destek veren, beni bugünlere getiren, her zaman güvenen, hayattaki doğruları öğreten, değerli ailem Selçuk YÜCEL, Deniz YÜCEL ve Irmak GENCER'e çok teşekkür ederim. Onlar olmasaydı bu çalışma ortaya çıkmazdı.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET.....	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
KISALTMALAR	xiv
SEMBOL LİSTESİ	xv
1. GİRİŞ	1
2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ TARİHSEL GELİŞİMİ	3
2.1 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması	6
2.2 İnsansız Hava Araçlarının Uygulama Alanları	9
3. UÇAK.....	13
3.1 İHA'ya Etki Eden Kuvvetler	13
3.1.1 İtki kuvveti	14
3.1.2 Sürüklenme kuvveti.....	14
3.1.3 Kaldırma kuvveti.....	15
3.1.4 Yerçekimi kuvveti	15
3.2 Uçağın Temel Hareket Eksenleri	16
3.3 Uçuş Kontrol Sistemleri	17
3.3.1 İrtifa dümeni (Elevator).....	18
3.3.2 Kanatçık (Aileron).....	19
3.3.3 İstikamet dümeni (Rudder)	19
4. OTOMATİK PİLOT SİSTEMLERİ	21
4.1 Yedekli Sistemler (Çoklu Sistemler).....	23
4.1.1 Çoklu sistemlerin temel konseptleri.....	24
4.1.1.1 Triple modüler yedekleme	26
4.1.2 Seçmen algoritmaları.....	29
4.1.2.1 Seçmen algoritmalarının sınıflandırılması.....	29
4.1.2.2 Kullanılan Seçmen Algoritmasının Yapısı.....	31
5. HAVA ARACININ HAREKET DENKLEMLERİNİN ÇIKARIMI	33
5.1 Moment Denklemlerinin Elde Edilmesi.....	33
5.2 Kuvvet Denklemlerinin Elde Edilmesi	36
5.3 Kinematik Denklemler	38
5.4 Uçuş rota koordinat denklemleri	39
5.5 Hava Aracının Boyuna Hareket Denklemleri	39
5.6 Hava Aracının Yanal Yönlü Hareket Denklemleri	40
5.7 Aerodinamik Kuvvetler ve Moment Denklemleri	40

6. SEÇİLEN UÇAĞIN SIMULINK ORTAMINDA MODELLENMESİ VE YEDEKLENEN OTOPILOT TİPİ	43
7. MATLAB/SIMULINK TEST SONUÇLARI	47
8. SONUÇ VE ÖNERİLER	75
KAYNAKLAR.....	77
EKLER.....	81
ÖZGEÇMİŞ.....	85



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1: V-1 tipi seyir füzesi	4
Şekil 2.2: BQ-7 İHA modeli	4
Şekil 2.3: Scout İHA modeli	5
Şekil 2.4: General Atomics Gnat modeli	5
Şekil 2.5: Predator B modeli	5
Şekil 2.6: Kargo İHA modeli	10
Şekil 2.7: Airbus Vahana ekibi tarafından geliştirilen 'Alpha One'	10
Şekil 2.8: İnsansız hava ambulansı	11
Şekil 3.1: Uçağa etkiyen kuvvetler	13
Şekil 3.2: Uçağın temel hareket eksenleri	16
Şekil 3.3: Uçağın sapma hareketi	16
Şekil 3.4: Uçağın yunuslama hareketi	17
Şekil 3.5: Uçağın yuvarlanma hareketi	17
Şekil 3.6: Uçuş kontrol yüzeyleri	18
Şekil 3.7: Uçağın irtifa dümeni	18
Şekil 3.8: Uçağın kanatçık konumları	19
Şekil 3.9: Uçaktaki istikamet dümeni konumu	19
Şekil 4.1: Temel otopilot kontrolü	22
Şekil 4.2: Yer kontrol istasyonu (YKİ)	23
Şekil 4.3: Univac - 1 bilgisayarı	24
Şekil 4.4: Cold standby çoklama	25
Şekil 4.5: Hot standby çoklama	25
Şekil 4.6: 1:N modüler çoklama	26
Şekil 4.7: Triple modüler çoklama	27
Şekil 4.8: Simpleks bir sistemle tnr bir sistemin karşılaştırma grafiği	28
Şekil 4.9: Seçmen algoritması	31
Şekil 6.1: Airlib arayüz penceresi	43
Şekil 6.2: Appertice S model uçak	44
Şekil 6.3: Trim işlemi sonucunda sistemin cevabı	44
Şekil 6.4: Eyleyicinin uyguladığı açı ve kuvvet değerleri	45
Şekil 6.5: Sadeleştirilmiş sistem	45
Şekil 7.1: Testlerin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem	48
Şekil 7.2: Yedeksiz ve doğru çalışan otopilotun çıktısı	49
Şekil 7.3: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedeksiz sistem	50
Şekil 7.4: Yedekli sistem - her üç otopilotun doğru çalıştığı durum	51
Şekil 7.5: Yedeksiz sistem otopilotunun yanlış çalıştığı durum	52
Şekil 7.6: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedeksiz sistem	53
Şekil 7.7: Yedekli sistem - birinci otopilotun yanlış çalıştığı durum	54

Şekil 7.8: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem birinci otopilotun yanlış çalıştığı durum	55
Şekil 7.9: Yedekli sistem - ikinci otopilotun yanlış çalıştığı durum	56
Şekil 7.10: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem ikinci otopilotun yanlış çalıştığı durum	57
Şekil 7.11: Yedekli sistem - üçüncü otopilotun yanlış çalıştığı durum	58
Şekil 7.12: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üçüncü otopilotun yanlış çalıştığı durum	59
Şekil 7.13: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum	60
Şekil 7.14: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem ikinci ve üçüncü otopilotların yanlış çalıştığı durum	61
Şekil 7.15: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum	62
Şekil 7.16: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üçüncü ve ikinci otopilotların yanlış çalıştığı durum	63
Şekil 7.17: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum	64
Şekil 7.18: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem birinci ve ikinci otopilotların yanlış çalıştığı durum	65
Şekil 7.19: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum	66
Şekil 7.20: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem ikinci ve birinci otopilotların yanlış çalıştığı durum	67
Şekil 7.21: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum	68
Şekil 7.22: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üçüncü ve birinci otopilotların yanlış çalıştığı durum	69
Şekil 7.23: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum	70
Şekil 7.24: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem birinci ve üçüncü otopilotların yanlış çalıştığı durum	71
Şekil 7.25: Yedekli sistem - üç otopilotun yanlış çalıştığı durum	72
Şekil 7.26: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üç otopilotun yanlış çalıştığı durum	73

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 4.1: N modüler çoklama tiplerinin karşılaştırması	26



KISALTMALAR

İHA	: İnsansız Hava Aracı
UAV	: Unmanned Aerial Vehicle
AÖB	: Ataletsel Ölçüm Birimi
TMR	: Triple Moduler Redundancy
FPGA	: Field Programmable Gate Array
GPS	: Global Positioning System
YKİ	: Yer Kontrol İstasyonu



SEMBOL LİSTESİ

Bu tez çalışmasında kullanılan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda verilmiştir.

Simgeler	Açıklama
α, β	Hücum ve yana kayma açıları
v	Uçak hızı
ϕ	Yuvarlanma açısı (Roll angle)
θ	Yunuslama açısı (Pitch angle)
ψ	Sapma açısı (Yaw angle)
δ_a	Kanatçık sinyali
δ_e	İrtifa dümeni sinyali
δ_r	Yöndümeni sinyali
P	Yuvarlanma (Roll) eksenindeki açısal hız
Q	Yunuslama (Pitch) eksenindeki açısal hız
R	Sapma (Yaw) eksenindeki açısal hız
U	Gövde x eksenindeki doğrusal hız
V	Gövde y eksenindeki doğrusal hız
W	Gövde z eksenindeki doğrusal hız
X, Y, Z	Yön kuvvetleri
L	Yuvarlanma momenti
M	Yunuslama momenti
N	Sapma momenti
x_e, y_e, z_e	Eksenlerdeki konum bilgileri
L	Kaldırma kuvveti
D	Sürüklenme kuvveti
F_{Ay}	Yanal kuvvet
$C_{y_r}, C_{n_r}, C_{l_r}$	Sapma açısal hızlarına göre değişen kararlılık katsayıları
$C_{y_p}, C_{n_p}, C_{l_p}$	Yuvarlanma açısal hızlarına göre değişen kararlılık katsayıları
V	Voter (Seçmen)
M_1, M_2, M_3	Modüller (Otopilotlar)
R_{TMR}, R_V, R_M	Sırasıyla sistemin, seçmenin, modülün güvenilirlik değerleri
$C_{L\alpha}$	Uçak kaldırma kavis açısı
C_{L_0}	Referans kaldırma katsayısı
$C_{L\delta_e}$	İrtifa dümeni kaldırma katsayısı
C_{D_0}	Referans sürtünme katsayısı
$C_{D\alpha}$	Hücum açısı sürtünme katsayısı

$C_{m\delta e}$

İrtifa dümeni sapma momenti katsayısı



1. GİRİŞ

Havacılık alanındaki yenilikler her çağ da teknolojinin gelişimi ile orantılı olarak ilerlemiştir. Gelişen teknoloji ile birlikte endüstriyel sistemler de insanın rolü gitgide azaltılmıştır. Bu sayede insanın maruz kalacağı risk faktöründe en düşük seviyelere indirilmiştir [1]. İnsan faktörünün ortadan kaldırılmasıyla olası kazalarda pilot kayıplarının önüne geçilmesi çalışmalarda motivasyon kaynağı olmuştur [2].

En basit tanımıyla insansız hava aracı (İHA); mürettebatı, bir bilgisayar sistemi ile değiştirilmiş ve kablosuz veri hattına sahip bir otonom araçtır [3]. İHA'lar yer kontrol istasyonları (YKİ) ile bir operatör tarafından uzaktan kontrol edilebildikleri gibi yazılım desteği sağlanarak otomatik pilot teknolojisi ile tam otonom bir uçuş da gerçekleştirebilmektedirler. Üstlendiği görevleri herhangi bir yaşam birimine ihtiyaç duymadan yerine getirebilen bu araçlar mürettebata ihtiyaç duymaması açısından hem ekonomik hem de stratejik olarak büyük önem taşımaktadırlar.

İnsansız hava araçlarının boyutları üstlendikleri görevlere göre değişkenlik gösterebilir. Geniş bir yelpazede tasarım modelleri bulunmaktadır. Modeller, hedef tespit ve takibi, gözetleme, arama ve kurtarma, zirai ilaçlama, bombalama gibi birçok farklı askeri ve sivil faaliyetlerde kullanılmaktadır. Özellikle savunma alanında büyük ilgi görmesinin sebebi üstlendiği görevlerin oldukça tehlikeli olmasıdır [2]. Riski yüksek askeri operasyonlarda bir pilot tarafından kontrol edilen uçaklar yerine İHA'ların kullanılması nitelikli personel kayıplarını önüne geçmiştir [38].

Yedekli sistemler ise, bir sistemin güvenilirliğini, kullanılabilirliğini ve güvenliğini geliştirmek için ortak bir yaklaşımdır [4]. Bir sistemin çoklanması, çoklanan sistemin kompleksliğini ve maliyetini artırır. Eğer sistemin başarısızlık maaliyeti, maddi ve manevi olarak yeterince yüksekse, sistemin işlerliğini artırmak için yedeklenmesi makul bir seçenektir. Çeşitli yöntem ve tekniklerle sistemlerin çoklanması mümkündür [5].

İHA'lar da, otopilot sistemleri yedeklenerek olumsuz koşullarda oluşabilecek kazaların önüne geçilebilir. Üçlü yedekli otopilotlar askeri uçaklarda(RAF's Trident Fleet) 1960'ların başlarında üç yedekli otomatik iniş sistemi olarak kullanılmışlardır. 10 yıl sonra Aerospatide-Bac Concorde uçuş kontrol sisteminde üçlü yedekli sistem teknolojisinden yararlanmıştı [6]. Şu anda bazı insanlı askeri ve ticari uçaklarda üçlü yedekli otopilot sistemleri kullanılmaktadır. Dolayısıyla havacılık endüstrisinde üçlü yedekli sistemler kullanılmasına rağmen, İHA'lar için nispeten yeni bir ekleme olduğu söylenebilir.

Bu çalışmada yedeklenen otopilot sisteminde, mekanik nedenlerden dolayı, yaygın bir başarısızlık olan dümen kaybı senaryosu incelenmiştir.

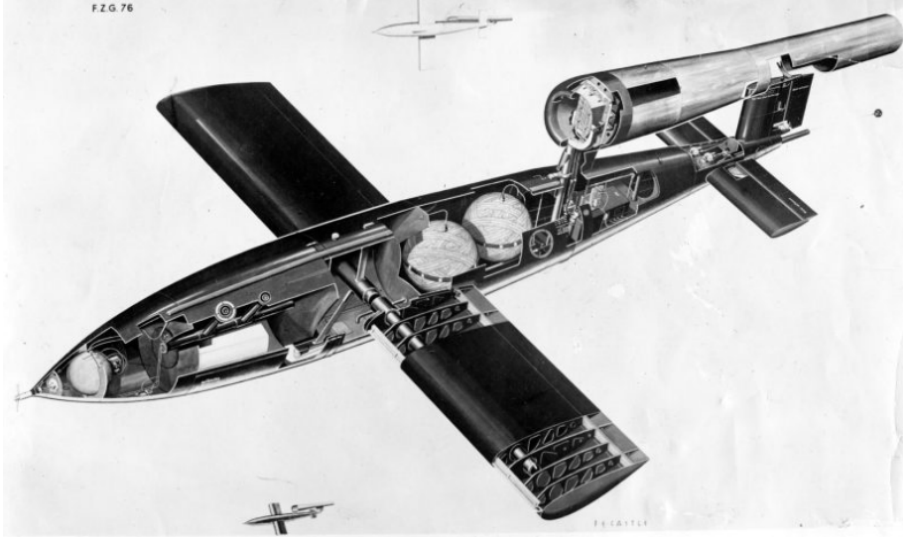


2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ TARİHSEL GELİŞİMİ

İnsansız hava araçlarının tarihi Fransız kâğıt üreticisi Montgolfier kardeşlerin sıcak hava balonları ile gerçekleştirdikleri çalışmalara dayanmaktadır. İnsansız hava araçlarının tarihsel kayıtlarda bilinen ilk askeri alandaki kullanımları ise 22 Ağustos 1849'da Avusturyalılar'ın Venedik şehrine patlayıcı yüklü balonlarla yaptıkları saldırı ile gerçekleşmiştir. 200 adet pilotsuz patlayıcı yüklü sıcak hava balonlarından bazıları hedeflerine ulaşmış, bazılarıda rüzgârın etkisi ile Avusturya birliklerinin üzerine düşmüştür.

İnsansız hava araçlarını kullanmaya yönelik ilk çalışmalar 1.Dünya Savaşı sonlarına doğru başlamıştır. Yerden radyo kumandası ile kontrol edilen uçaklar pilot eğitimleri sırasında hedef olarak kullanılmaya başlanmıştır. Aynı dönemde yapılan başka bir çalışmaysa günümüz seyir füzelerinin ilk versiyonu olan Elmer Sperry'nin Uçan Bombasıdır [7].

İkinci Dünya Savaşı'nın sonlarına doğru İHA'lara olan ilgi artmıştır. Almanların ürettikleri V-1 ve V-2 füzeleri navigasyon sistemlerine sahip İHA teknolojisinin kullanıldığı ilk füzelerden sayılabilirler. 'Buzzbomb' olarak isimlendirilen V-1 seyir füzeleri 650km/s hızla ve yerden 300 metre yüksekte hareket etmektedir. Bu özellikleri ile Buzzbomb füzeleri Fransa'dan Londra'ya 22 dakika içerisinde saldırı düzenlenmesine olanak sağlamıştır [8]. V-1 tipi seyir füzesi Şekil 2.1'de gösterilmiştir. Savaş süresince birçok V-2 füzeside kullanılmış, çok sayıda asker ve sivilin can kaybına sebep olmuştur. V-2 füzeleri uzaya ulaşan ilk insansız hava aracı olarak tarihe geçmiştir. Yapılan bu çalışmalar Amerikalı bilim adamlarının dikkatini çekmeye başlamış ve Amerika'da bu konu üzerine yapılan çalışmalara ivme kazandırmıştır. 1944 yılında ABD donanması, V-1 tipi 'Buzzbomb' lara karşı Special Air Unit One (SAU-1) şeklinde de adlandırılan ve 11 ton bomba taşıyabilen insansız uçakları üretmiştir.



Şekil 2.1: V-1 tipi seyir füzesi [9]

SAU-1 (BQ-7'ler), V-1 tipi 'Buzzbomb' lara karşı kullanılan ilk İHA yani karşı tedbir İHA'sı olarak İHA'lar tarihindeki yerini almıştır. BQ-7 İHA modeli Şekil 2.2'de gösterilmiştir.



Şekil 2.2: BQ-7 İHA modeli [10]

İlerleyen zamanlarda teknolojinin gelişmesi ile birlikte kontrol sistemlerinde iyileştirmeler yapılmıştır. Bu iyileştirmelerin bir sonucu olarak İHA'ların uçuş mesafeleri arttırılmış, kısa-orta mesafeler için İHA tasarımları yapılmıştır. Bu tasarımın bir ürünü olarak İsrail Uzay Endüstrisi tarafından tasarlanan Şekil 2.3'te gösterilen Scout İHA modeli kısa-orta menzilli İHA olarak ortaya çıkmıştır.

Devam eden teknolojik gelişmeler ile birlikte İHA'lar iyileştirilmiş ve yeni özellikler kazanmaya başlamışlardır. GPS ve uydulardaki teknolojik gelişmeler ile İHA'ların çok uzak mesafeden de kontrolleri sağlanabilmiştir.



Şekil 2.3: Scout İHA modeli [11]

Orta-uzun menzilli ve yüksek dayanımlı İHA'lar tasarlanmaya başlanmıştır. Şekil 2.4'te gösterilen General Atomics Gnat çalışmanın ilk örneklerindedir.



Şekil 2.4: General Atomics Gnat modeli [12]

Bu zamana kadar İHA'lar genel olarak keşif için tasarlanmış ve kullanılmışlardır. İHA'ların keşif ve gözlem sırasında karşılaşılabileceği olumsuz durumlar göz önüne alınarak silahlandırılmaları fikri ortaya çıkmıştır. Bunun sonucunda Amerika Hava Kuvvetleri keşif amacıyla tasarladığı Predator İHA modeline silah ekleyerek Predator B'yi tasarlamıştır. Predator B Şekil 2.5'te gösterilmiştir.



Şekil 2.5: Predator B modeli [13]

2.1 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması

Bu zamana kadar İHA'lar için yapılan her çalışmada, yapılan çalışmanın ihtiyaçları göz önüne alınarak çok sayıda yapılmış sınıflandırma bulunmaktadır. Yapılan sınıflandırmalar incelendiğinde referans olarak alınan parametrelerin 16 farklı başlık altında incelendiği görülmüştür [14]. En genel haliyle bunlar;

- 1) Hava aracının kullanım alanına,
- 2) Kullanılan kontrol sisteminin çeşidine,
- 3) Uçuş kurallarına,
- 4) Havada kullanılan alanın durumuna,
- 5) Hava aracının tipine,
- 6) Kanat tipine,
- 7) Kalkış ve inişteki kaldırma kuvvetinin yönüne,
- 8) Kalkış – iniş tipine,
- 9) Hava aracının motor tipine,
- 10) Yakıt sistemine,
- 11) Yakıt tankı tipine,
- 12) Yakıt sisteminden istifade sayısına,
- 13) Genel kategorisine, (İHA maksimum kalkış ağırlığı, menzil, havada kalma süresi, çıkabileceği maksimum irtifa değerlerine)
- 14) Gerçekleştirilebilecek mesafe yarıçapına,
- 15) Uçuş irtifasına,
- 16) Fonksiyon ve uygulama alanlarına göre incelenmiştir.

Her bir başlığın detaylı açıklaması aşağıdaki gibidir;

- 1) **Hava aracının kullanım alanına göre:**Askeri ve sivil uygulamalar örnek olarak verilebilir.
- 2) **Kullanılan kontrol sisteminin çeşidine göre:**Doğrudan kontrol, gözlenen kontrol, uyumsuz - otonom kontrol ve uyumlu - otonom kontrol olarak alt başlıklara ayrılır. Eğer kontrol operatörün bir merkezden kontrolü ile belli bir mesafeye kadar gerçekleşiyor ise doğrudan kontrol, İHA'nın otonom olarak veya kısmen ya da tamamen pilotun müdahalesi ile gözlemlenebilir hareketler

sağlanıyorsa gözlenen kontroldür. Uyumsuz - otonom kontrol tam otonom İHA'nın dış etkenlere uyum sağlayamamasıdır. Uyumlu - otonom kontrol ise tam otonom İHA'nın dış etkenlere uyum sağlayabildiği kontrol çeşididir.

- 3) **Uçuş kurallarına göre:** Bu sınıflandırma türünde İHA'lar üç başlık altında incelenmektedir. Görerek uçuş kuralları, Aletli / Enstürmasyona dayalı uçuş kuralları ve Görerek - Enstürmasyona dayalı uçuş kuralları. Gün ışığından faydalanılarak bir pilot gözetiminde gerçekleştirilen uçuşlar görerek uçuş kuralları olarak adlandırılmıştır. Gün ışığından faydalanılmayan ve otopilotun devrede olduğu uçuşlar enstürmasyona dayalı uçuş kuralları olarak adlandırılmıştır. Bazı durumlarda İHA'nın havalanması görerek uçuşta uçuşun devamı ise enstürmasyona dayalı uçuşta değerlendirilebilir. Bu tip uçuşlarda 3. tip uçuş kurallarına dâhildir.
- 4) **Havada kullanılan alanın durumuna göre:** Bu katagoride bölünmüş - ayrılmış alan ve bölünmemiş - ayrılmamış olan olmak üzere 2'ye ayrılır. Ayrılmış hava alanından kasıt İHA'lar için özel olarak belirlenen hava sahasıdır. Ayrılmamış hava alanları ise hava trafik kontrol sistemine dâhil uçuşların olduğu alanlardır.
- 5) **Hava aracının tipine göre:** Sabit kanatlı insansız hava araçları, rotorlu insansız hava araçları gibi İHA'nın tipine göre sınıflandırma yapılır.
- 6) **Kanat tipine göre:** Sabit ve sabit olmayan kanat tipi olarak iki ana başlığa ayrılır.
- 7) **Kalkış ve inişteki kaldırma kuvvetinin yönüne göre:** Kalkış için dikey ve yatay olarak, iniş içinse yatay, direkt, dikey, paraşüt gibi çeşitlikombinasyonları mevcuttur.
- 8) **Kalkış – iniş tipine göre:** İniş kalkış pisti olan standart hava alanı, gemi güvertesi, su yüzeyi, elle start vererek kalkış veya çoklu iniş gibi sınıflandırma yapılır.
- 9) **Hava aracının motor tipine göre:** En genel haliyle gaz türbinli motorlar, elektrik motorları ve pistonlu motorlar olarak 3'e ayrılırlar. Gaz türbinli motorlu İHA'lar; turboşaft, turboprop, turbojet, ramjet, scramjet, pulsejet olarak alt başlıklara ayrılabilir.

- 10) Yakıt sistemine göre:**Fabrikada üretim sırasında yakıt doldurulan ve başka bir yerden yakıt ikmali yapmaya uygun İHA'lar olmak üzere 2 başlıkta incelenirler.
- 11) Yakıt tankı tipine göre:** Temel yakıt tankı olan İHA'lar ve temel yakıt tankının yanında ekstra yakıt tankı olan İHA'lar olarak 2'ye ayrılırlar.
- 12) Yakıt sisteminden istifade sayısına göre:** İHA'nın üstlendiği göreve göre yakıt sistemini kaç defa kullanacağını sayısına göre yapılan sınıflandırmadır.
- 13) Genel kategorisine (İHA maksimum kalkış ağırlığı, menzili, havada kalma süresi, çıkabileceği maksimum irtifa değerlerine) göre:** İHA'nın maksimum kalkış kütlesi, uçabileceği mesafe, havada kalma süresi, çıkabileceği maksimum irtifa üzerinden yapılan sınıflandırma biçimidir. Mikro / Mini İHA'lar, Taktiksel İHA'lar, Stratejik İHA'lar ve Özel Görev İHA'lar olarak ana gruplandırmaların yapıldığı görülür.
- 14) Gerçekleştirilebilecek mesafe yarıçapına göre:** Gerçekleştirilecek olan mesafenin yarıçap değerine göre, çok yakın, kısa, orta ve uzun yarıçaplar olarak alt başlıklara ayrılmıştır.
- 15) Uçuş irtifasına göre:** Düşük, orta ve yüksek irtifa olarak 3 ana başlıkta incelenir.
- 16) Fonksiyon ve uygulama alanlarına göre:** Sadece fonksiyonu ve kullanım alanı dikkate alınarak yapılan sınıflandırma türüdür [14].

2.2 İnsansız Hava Araçlarının Uygulama Alanları

Teknolojik yenilikler ile birlikte İHA'lar üzerinde iyileşmeler sağlanmış bu da İHA'lara olan ilgiyi arttırmıştır. İHA'lara olan ilginin artmasının başlıca sebepleri;

- Yapılan çalışmalarda büyük uçaklar yerine İHA'larla çalışmak daha kolay ve ekonomik bir seçenektir.
- İHA'lar aynı görevi yapabildikleri insanlı uçak modellerine göre üretim, kullanım ve bakım maliyetleri açısından daha ekonomiktir.
- İnsan faktörü minimum seviyelere indirilerek hata olasılığı düşürülür ve yaşanabilecek olumsuz durumlar için can kaybının önüne geçilmiş olur.

Yukarıda belirtilen nedenler arasında özellikle askeri alanda İHA'lara olan ilginin artmasının temel sebeplerinden biri de pilot ve kalifiye eleman kayıplarının önüne geçilmesidir. Pilot ve kalifiye eleman yetiştirmek maliyetli ve zaman alan bir süreçtir. Oluşabilecek olumsuz durumlar ordularda hem maddi kayıplara hem de kalifiye eleman kayıplarına yol açacaktır. İHA'ların bu durumları ortadan kaldırması askeri alanda bir devrim yaratmış ve İHA'ları popüler hale getirmiştir. İHA'lar ağırlıklı olarak savunma alanında kullanılsalarda sivil alanda da kullanımları oldukça yaygındır.

Sivil havacılık alanındaki başlıca kullanım alanları;

- Çevre - doğa çalışmalarında
- Havacılık fotoğrafçılığında
- Sahil güvenlik ve gözlem
- Yangın tespit
- Arama ve kurtarma
- Zirai ilaçlama
- Madencilik / jeoloji faaliyetlerinde

Ortaya konulan çalışmaları incelersek; büyük kargo şirketleri hali hazırda deneysel küçük paket dağıtım sistemleri sunmaktalar ve karmaşık dağıtım hatlarının geliştirilmesi düşünülmektedir. Şekil 2.6'da kargolama için tasarlanmış bir insansız hava aracı verilmiştir. Aynı şekilde Airbus insansız hava taksisi konusunda çalışmalarını sürdürmektedir. Airbus Vahana ekibi tarafından geliştirilen 'Alpha One'

adlı elektrikli uçan taksi ilk deneme uçuşunu 2018 yılında yerden 5 metre yükseklikte gerçekleştirmiştir. Şekil 2.7’de insansız hava taksisi 'Alpha One' görseline yer verilmiştir.



Şekil 2.6: Kargo İHA modeli [15]



Şekil 2.7: Airbus Vahana ekibi tarafından geliştirilen 'Alpha One'

İnsan hayatının zamana karşı yarıştığı durumlarda da İHA'ların kullanılması planlanmaktadır. Bu konuda Argo Design tasarım ekibi insansız hava ambulanslarını tasarlamıştır. Şekil 2.8’de insansız hava ambulansı görseline yer verilmiştir.

İHA'ların kullanım alanlarının giderek artması İHA'ya olan ilginde artmasına sebep olmuştur. 2015 yılı haziran ayı raporlarına göre toplam 637 kurum tarafından 2115 adet farklı model İHA için toplam 60 ülke üretim ve gelişim çalışmalarını yürütmektedir. 2008 yılından beri İHA üreten ülke sayısı %40 artarken İHA geliştiren firma sayısında %208 oranında artış göstermiştir [17]. 2016 yılından beri de Türkiye vuruş gücüne sahip İHA geliştiren ülkeler sınıfına dâhil olmuştur.



Şekil 2.8: İnsansız hava ambulansı [16]



3. UÇAK

3.1 İHA'ya Etki Eden Kuvvetler

Tüm uçaklarda uçuş sırasında, uçağa 4 temel kuvvet etki etmektedir. Bu 4 temel kuvvet, itki kuvveti, ağırlık kuvveti, sürüklenme kuvveti ve kaldırma kuvvetidir. Uçuş gerçekleşirken uçak üzerinde meydana gelen 4 temel kuvvet birbirinden bağımsız ve birbirine göre de zıt çalışmaktadır. Kaldırma kuvveti ve itme kuvvetleri uçağın uçmasını veya hızlanmasını sağlarken, sürüklenme ve yer çekimi kuvvetleri uçağın yavaşlamasını sağlar. Düz bir uçuş için toplam itki kuvvetinin toplam sürüklenme kuvvetine, kaldırma kuvvetininde toplam ağırlığa eşit olması gerekmektedir. Yani birbirine göre zıt kuvvetlerin birbirini sıfırlaması gerekmektedir [18]. Uçağa etki eden bu kuvvetler Şekil 3.1'de gösterilmiştir.



Şekil 3.1: Uçağa etkiyen kuvvetler

Uçuş sırasında uçağın yöngüdüm eylemleri bu kuvvetlerin farklı değerlerdeki kombinasyonları ile sağlanmaktadır. Uçağın hareket eylemlerine örnek verilecek olursa, uçağı hızlandırmak için pilotun sürüklenme kuvvetinden daha büyük itki kuvveti oluşturması gerekmektedir. Sürüklenme kuvvetinin itki kuvvetinden daha büyük olduğu durumlarda da uçak hız kaybedecek ve yavaşlayacaktır. Benzer durum ağırlık kuvveti ve kaldırma kuvveti içinde geçerlidir. Uçuş esnasında uçağın ağırlık

kuvveti sabittir sadece yakıt tüketiminden dolayı minik değişimler meydana gelmektedir. Bu sebepten ağırlık kuvveti diğer uçkuvvetten farklı olarak direkt kontrollü değildir. Bundan dolayı ağırlık kuvveti dışındaki diğer kuvvetler hava itici kuvvetler olarak adlandırılır. Yani uçağın belli bir irtifada seyrinin devam edebilmesi için üretilen toplam kaldırma kuvvetinin uçağın ağırlığına eşit olması gerekmektedir [19]. Uçağa etki eden kuvvetler birbirlerinden bağımsız gibi gözükseler de herhangi bir eksende meydana gelebilecek olan kuvvet vektöründeki değişim diğer üç kuvvet vektöründe değişmesine neden olacaktır. Örneğin itki kuvvetinde meydana gelecek artış uçak kanatlarının üzerindeki hava artışını artırır. Bu da kaldırma kuvvetinin artmasına sebep olur. Bu durumda uçak tırmanma hareketi yapacaktır. Bu davranışın önüne geçmek için kanatların hücum açısı düşürülerek uçağın burnu aşığı yönlendirilmelidir. Bu şekilde kaldırma kuvveti ile ağırlık kuvveti arasındaki denge sağlanmış olur.

3.1.1 İtki kuvveti

Uçağın uçabilmesi için gerekli itme kuvveti, karşı kuvvet olan havanın sürtünme kuvvetini aşabilmek amacıyla uçağın pervaneleri veya jet motoru ile üretilir. İtki kuvvetinin yönü uçağın hareket yönünü belirler. Uçağın hareket edebilmesi için itki kuvvetinin sürüklenme kuvvetinden büyük olması gerekmektedir. İtki kuvveti sürüklenme kuvvetinden büyük olduğu sürece uçak sürekli hız kazanmaya devam edecektir. Bu iki kuvvet eşitlendiği takdirde uçak sabit bir hava hızında uçuşunu sürdürecektir. Uçağın sabit bir hava hızında uçabilmesi için kaldırma ve ağırlık kuvvetlerinin de uçağın belli bir uçuş seviyesinde hareketini devam ettirecek şekilde davranış göstermesi gerekmektedir. Uçağın yavaşlama davranışı gösterebilmesi içinse itki kuvvetinin sürüklenme kuvvetinden daha küçük olması gerekmektedir.

3.1.2 Sürüklenme kuvveti

Hareket halindeki bir arabadan el uzatıldığında hissedilen hava direnci gibi uçağın üstünde de havanın sürtünme kuvvetinin uyguladığı direnç vardır. Havanın uyguladığı bu sürtünme direnci hızın karesi ile orantılıdır. Bu nedenle hız arttıkça sürtünme direncide artar. Hava aracının, havanın sürtünme kuvvetine maruz kalan parçalarının neden olduğu sürüklenme kuvvetine 'Parastic Drag' denir. Hava aracının

kanatlarının sahip olduğu hücum açısından dolayı oluşan kuvvete 'Induced Drag' adı verilir.

3.1.3 Kaldırma kuvveti

Ağırlık kuvvetini yenmek için ağırlık kuvvetine ters yönde bir kaldırma kuvveti oluşturulur. Bu kuvvet aerodinamik bir kuvvet olarak düşünülebilir ve uçağın hareket etmesi ile yukarı yönde ortaya çıkar [20]. Kaldırma kuvveti uçuş yönüne dik bir kuvvettir. Kaldırma kuvveti pilotun kontrol kolunu hareket ettirmesi ile kontrol edilir. Bu hareket hücum açısının değişmesine sebep olmaktadır. Kaldırma kuvveti uçağın hızının karesi ile orantılıdır. Eşitlik (3.1)'de verilmiştir.

$$L = \frac{C_L \rho V^2 S}{2} \quad (3.1).$$

Eşitlikte ρ havanın yoğunluğunu, V uçak kanat hızını, S kanat yüzey alanını ve C_L ise kanat için kaldırma katsayısını göstermektedir. Eşitliktende anlaşılacağı üzere eğer hız artarsa, uçağa etkiyen kaldırma kuvveti artacak ve uçak tırmanışa geçecektir. Düz bir uçuş için uçağın hızı artarken kaldırma kuvveti sabit tutulmalıdır. Bu etki hücum açısının azaltılması uçak burnunun aşığı doğru eğilmesiyle sağlanır. Hız düşürülürse uçak iniş yönelimi gösterecektir. Bu durumda düz bir uçuş için, uçuş açısı artırılmalıdır.

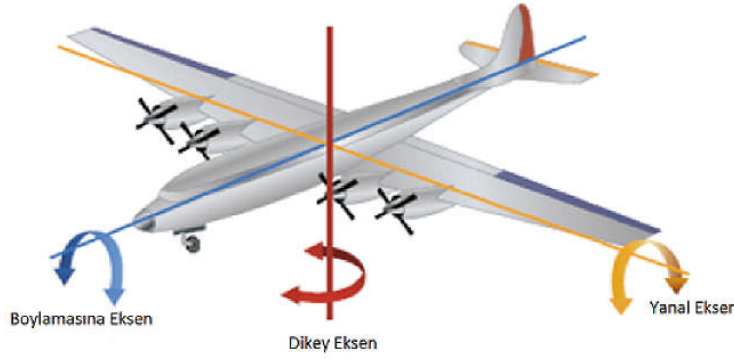
3.1.4 Yerçekimi kuvveti

Hava dâhil dünyadaki her cisimin yerçekiminden dolayı bir ağırlığı vardır. Hava aracı için ağırlık, hava aracını oluşturan tüm bileşenlerin ve yüklerin toplamı olarak tanımlanır. Bu nedenle hava araçlarının tasarımlarında toplam ağırlığı minimum seviyede tutmak amaçlanarak tasarım yapılır. Uçağın ağırlığı ne kadar minimum seviyede tutulursa, uçak daha az yakıt harcar ve daha fazla yük taşıyabilir.

Uçağın kaldırma kuvveti ve ağırlığı arasında ilişki bulunmaktadır. Uçağın stabil bir uçuş gerçekleştirebilmesi için kaldırma kuvvetinin uçağın ağırlığına eşit olması gerekmektedir. Kaldırma kuvveti uçağın ağırlığından büyük olursa uçağın dikey hızı artar. Kaldırma kuvveti uçağın ağırlığından küçük olursa uçağın dikey hızı azalır.

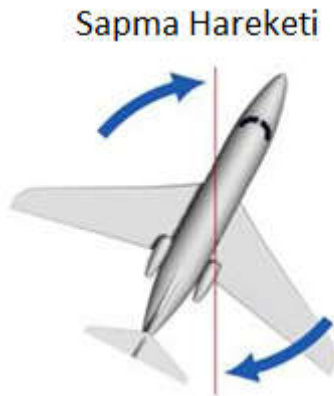
3.2 Uçağın Temel Hareket Eksenleri

Her uçağın ileri - geri, sağ - sol, yukarı aşağı hareket edebileceği 3 farklı hareket eksenini bulunmaktadır. Uçağın kontrollü bir şekilde hareket edebilmesi bu üç eksen etrafındaki hareket kabiliyetine bağlıdır. Bu üç eksenin orijin noktaları uçağın ağırlık merkezidir. Uçağın hareketleri 3 boyutlu olarak düşünülmelidir. Bir hava aracının temel hareket eksenleri Şekil 3.2'de verilmiştir.



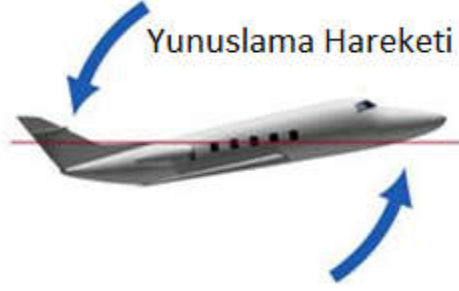
Şekil 3.2: Uçağın temel hareket eksenleri

Dikey eksen, uçağın en alt noktasından en üst noktasına ağırlık merkezine diklemesine keserek geçen eksendir. Hava aracı bu eksen etrafında sapma hareketi gerçekleştirir. Sapma hareketi uçağın burun kısmının sağa - sola yaptığı harekettir. Şekil 3.3'te verilmiştir.



Şekil 3.3: Uçağın sapma hareketi

Yanal eksen, uçağın bir kanadının ucundan diğer kanadının ucuna ağırlık merkezini dikine uçağı enlemesine kesen eksendir. Hava aracı bu eksen etrafında yunuslama hareketi gerçekleştirir. Yunuslama hareketi uçağın burun kısmının yukarı veya aşağı hareket etmesiyle hücum açısını değiştirir. Uçağın yaptığı hareket Şekil 3.4'te verilmiştir.



Şekil 3.4: Uçağın yunuslama hareketi

Boylamasına eksen, uçağın kuyruk kısmından burun kısmına doğru ağırlık merkezini uzunlamasına kesen eksendir. Hava aracı bu eksen etrafında yuvarlanma hareketi gerçekleştirir. Yuvarlanma hareketi uçağın sağa - sola yatmasıdır. Uçağın yaptığı hareket Şekil 3.5'te verilmiştir.

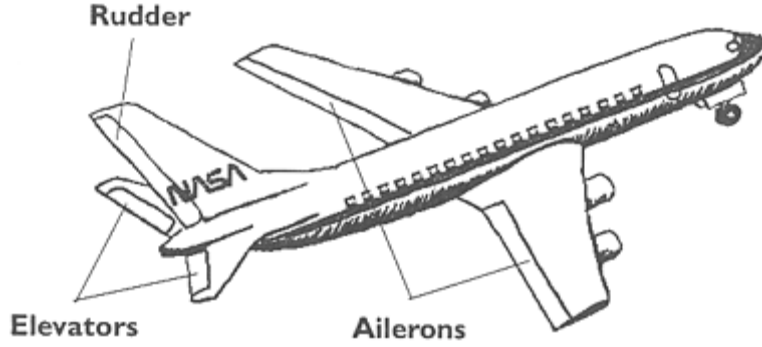


Şekil 3.5: Uçağın yuvarlanma hareketi

3.3 Uçuş Kontrol Sistemleri

Hava aracının yüzeylerinde meydana gelen kuvvet değişimi hava aracının uçuş kontrol sistemleri ile sağlanmaktadır. Hava aracının hareket eksenleri boyunca hareket etmesini sağlayan üç temel kontrol yüzeyi vardır. Aynı zamanda bu yüzeyler temel aerodinamik kontrol yüzeyleridir. Kontrol sistemleri bir hava aracının görev

esnasında kararlı bir davranış göstermesi için kontrol girişlerine yeteri kadar tepki sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır. Kontrol yüzeyleri, irtifa dümeni olarak isimlendirilmiş elevator, kanatçık olarak isimlendirilmiş aileron, ve istikamet dümeni olarak isimlendirilmiş rudder kontrol yüzeylerinden oluşmaktadır [21]. Kontrol yüzeyleri Şekil 3.6'da verilmiştir.



Şekil 3.6: Uçuş kontrol yüzeyleri

3.3.1 İrtifa dümeni (Elevator)

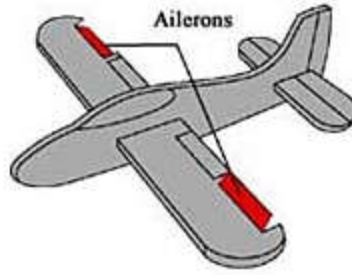
Yükseliş dümeni olarak adlandırılan irtifa dümeni uçağın burun kısmını yukarı - aşağı hareket ettirerek yanal eksendeki yunuslama hareketini kontrol eder. Yunuslama hareketi uçağın tırmanma ve dalış hareketlerini sağlar. Kontrol yüzeyinin konumu Şekil 3.7'de verilmiştir. Uçağın en arka bölümünde bulunmasının nedeni uçağın ağırlık merkezinden uzakta etkili bir yunuslama hareketi sağlayabilecek olmasıdır. Kontrol kolunun hareketine göre irtifa dümeni aşağı - yukarı hareket edebilmektedir [22]. Uçağın tırmanma hareketi gerçekleştirebilmesi için irtifa dümeninin yukarı doğru hareket etmesi gerekmektedir.



Şekil 3.7: Uçağın irtifa dümeni

3.3.2 Kanatçık (Aileron)

Kanatların uç kısımlarında bulunan uçağın boylamasına eksenindeki sağ - sol yatışı ile yuvarlanma hareketlerini sağlayan kontrol yüzeyleridir. Kanatçıkların kanatların en uç tarafında yer almasının nedeni uçağın ağırlık merkezine göre yüksek dönme momenti oluşturabilmektir. Birbirlerine göre zıt hareket eden yapıya sahip kanatçıklar uçağın temel yönelimlerini sağlar. Kontrol yüzeyinin konumu Şekil 3.8'de verilmiştir.



Şekil 3.8: Uçağın kanatçık konumları

3.3.3 İstikamet dümeni (Rudder)

Yön dümeni olarak da adlandırılan istikamet dümeni uçağın burnunu sağa - sola hareket ettirerek dikey eksen etrafındaki sapma hareketini kontrol eden yüzeydir. Uçağın en arka tarafındaki dikey kuyrukta bulunur. Kontrol yüzeyinin konumu Şekil 3.9'da verilmiştir. İstikamet dümeni kokpit içindeki bir çift pedal ile kontrol edilmektedir.



Şekil 3.9: Uçaktaki istikamet dümeni konumu

4. OTOMATİK PİLOT SİSTEMLERİ

İnsan müdahalesi olmadan veya bu müdahale minimum seviyede tutularak hava aracının uçuşunu kararlı bir şekilde devam ettirebilmesini sağlayan sistemlere otomatik pilot sistemleri adı verilir. Tarihteki ilk otopilot sistemi Sperry Corporation tarafından 1912 yılında 'Gyroscopic Automatic Stabilizing Device' olarak icat edilmiştir[36]. Bu otopilot sistemi gemilerdeki jireskop sisteminin daha minimal halinden türetilmişti. Bu sayede uçağı dengede tutabiliyordu. Daha sonraki yıllarda da bu sistem üzerinde çalışıldı ve 1930 yılında Amerikan ordusu için daha güvenilir bir sistem tasarlandı. Tasarlanan yeni sistem sayesinde hava aracı doğru bir sapma açısı ile 3 saat uçuş gerçekleştirebiliyordu. Yapılan çalışmalar devam etmiş ve 1947 yılında Amerikan ordusunda tam otopilot sistemleri kullanılmaya başlanmıştır [23].

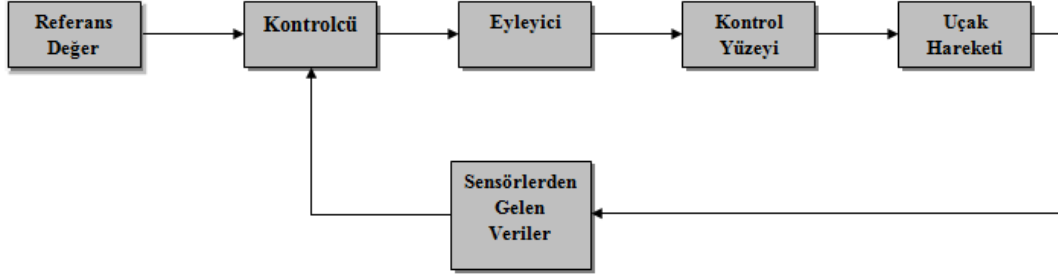
Otomatik pilot günümüzde havacılık ve denizcilik sektöründe yaygın olarak kullanılmaktadır. Otopilotun amacı; pilot veya operatör müdahalesi olmadan hava aracının yöngüdümlü eylemlerini desteklenen yazılım ve donanım sistemleri sayesinde gerçekleştirebilmesidir. Otopilot sistemleri özellikle uzun uçuş sürelerinde pilottan kaynaklanabilecek hatalara çözüm niteliğindedir.

Kontrol sistemlerinin genel yapısına bakıldığında, kullanılan geri beslemeler sayesinde sistemin çıkış değerlerini ve giriş değerlerini değiştirerek istenen referans değerlerini sağlayan sistemlerdir. Kontrol edilen sinyal ve referans sinyalinin karşılaştırılması sonucu elde edilen sinyaller geri beslemeli kontrolcüler ile sağlanır [24]. Geri beslemeli kontrol sistemlerine 'Kapalı Çevirim Kontrol Sistemleri' adı verilir. Geri besleme verileri ve kontrolcü bu sistemi oluşturan temel bileşenlerdir.

Günümüzde kullanılan otopilotlar, temel donanım bileşenlerinden ve kontrol sistemlerinden meydana gelir. Otopilotlar kapalı çevirim kontrol sistemleridir. İvmeölçer, manyometre, jireskop gibi sensörlerin birleştirilmesi ile temel donanım bileşeni olan Ataletsel Ölçüm Birimi'nden (AÖB) oluşur. Ataletsel ölçüm birimi ile

birlikte barometre, radar, hız sensörü, küresel konumlama sistemi gibi alıcı cihazlarının bir araya gelmesi uçağın birçok durum değişkenini ölçebilir hale getirir.

Sensörlerden gelen veriler bir kontrol algoritmasından geçerek çıkış verilerini oluşturur. Temel otopilot kontrolü Şekil 4.1'de verilmiştir [37].



Şekil 4.1: Temel otopilot kontrolü

Yukarıdaki blok şemasının detaylı açıklamasını yapacak olursak, referans değer, sensörlerden gelen giriş verileridir. Kontrolcüler referans değeri ve sensörlerden gelen geri besleme verilerini karşılaştırarak uygun bir veri üretirler. Ürettikleri veriyi eyleyiciye göndererek eyleyicinin harekete geçmesini sağlarlar. Aynı zamanda kontrolcüler yer istasyonu ile haberleşmeye de sağlarlar. Yer istasyonuna veri gönderip, yer istasyonundan aldıkları verileri işleyebilirler. Kontrolcü donanımı olarak mikrodenetleyiciler ve FPGA'ler (field programmable gate array) kullanılır. FPGA'ler daha kompleks programlama gerektirirken mikrodenetleyiciler daha kolay programlanırlar. Paralel yapılacak iş sayısı arttıkça FPGA'lerin tercih edilmesi daha makul bir seçenektir. FPGA'ler mikrodenetleyicilere göre daha hızlı çalışırlar. Eyleyici kontrolcüden aldığı veriler ile sistemin hareket etmesini sağlayan motorlardır. Kontrol yüzeyi, eyleyiciler sayesinde uçağın temel hareketlerini yapmasını sağlayan yüzeylerdir. Sensörlerden gelen veriler, uçağın yaptığı hareketler sonucunda ortaya çıkan yeni ataletsel ölçüm birimi verileridir.

Bir otopilotun donanım sisteminde, konum bilgisi için konumlama alıcısı, yer kontrol istasyonu ile iletişim kurabilmesi için telemetri ünitesi, hareketlerini gerçekleştirirken yaptığı açıların hesaplanabilmesi için jireskop, ivmeölçer, manyometre, basınç, hız bilgilerinin alınması için sensörler, radyo kontrol alıcısı ve radyo kontrol vericisi başlıca olarak bulunan sistemlerdir. Bir insansız hava aracının telemetri ünitesi sayesinde yaptığı yer kontrol istasyonunun resmi Şekil 4.2'de verilmiştir. Yer kontrol

istasyonları sayesinde uçuş verileri kayıt altında tutulabilir, hava aracının pil ve yakıt durumu takip edilebilir, hava aracı insan kontrolünde hareket ettirilebilir, uçuş rotası değiştirilebilir veya güncellenebilir, canlı keşif uçuşları gerçekleştirilebilir, kontrolcü parametreleri değiştirilebilir, yeni görev komutları gönderilebilir.



Şekil 4.2: Yer kontrol istasyonu (YKİ)

4.1 Yedekli Sistemler (Çoklu Sistemler)

Yedekli sistemler bir sistemin güvenilirliğini, kullanılabilirliğini ve güvenliğini geliştirmek için ortak bir yaklaşımdır. Bir sistemin yedeklenmesi, o sistemin maliyetini ve kompleksliğini artırır. Eğer sistemlerin başarısızlık maliyetleri yeterince yüksekse sistemlerin çoklanması (yedeklenmesi) makul bir seçenek olarak kabul edilebilir.

Yedekli sistemler, yedeklenen her bir üniteden gelen değerlere göre, tasarlanan bir seçmen tarafından oy çokluğuna göre karar veren sistemlerdir. Oyçokluğu ile karar alma ilkesinin tarihi Pierce tarafından ana hatlarıyla belirtildiği gibi, 20.yy'da bazı ünlü matematikçilerin çalışmasıyla başlar. Teorik olarak aşağıdaki fikirler üzerine odaklanan düşünce akımları vardı;

- Dijital devre ve dijital bilgisayar operasyonlarında automato teorisi nasıl kullanılır?
- Mantıksal elemanların birbirine bağlanması üzerine kurulu bir insan sinir sistemi modeli
- Güvenilir olmayan bileşenlerden güvenilir bilgi işlem makineleri yapma aracı

Güvenilir olmayan bileşenlerden güvenilir bilgi işlem makineleri yapma aracı, röle ve vakum tüpü arızaları ile ilgili ilk Univac - 1 bilgisayarlarının bakım sorunları tarafından kullanılmıştır. İlk Univac - 1 bilgisayarı Şekil 4.3'de verilmiştir. İlk Univac - 1 sistemi bakım testlerini geçmiş ve 1951 yılının Mart ayında sayım bürolarında kullanılmaya başlanmıştır. Univac - 1 bilgisayarının haftada 32 saat bakım süresi olmakla beraber 7 gün 24 saat kullanılabilirdi. Bu durumda mevcutluğu 81% olarak tanımlanmıştı. 7 aylık kullanım süresinden sonra fazladan 22 saat onarım gerektirdiği gözlemlendi. Bu da mevcutluğu 68%'lere kadar düşürdü. Bu durumda sisteme olan güvenilirlik azaldı. John Von Neuman birçok NAND kullanarak oy çokluğu ile karar alma fikrini geliştirdi [25].



Şekil 4.3: Univac - 1 bilgisayarı [42]

4.1.1 Çoklu sistemlerin temel konseptleri

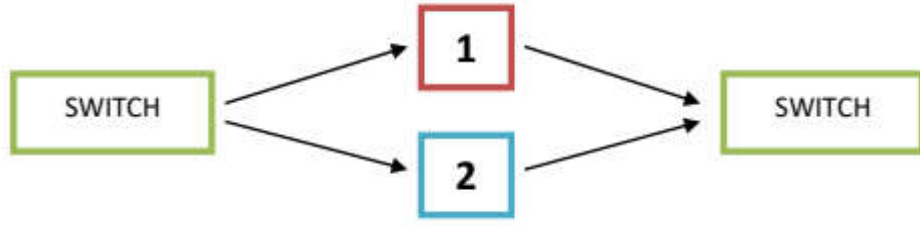
Yedekliliği uygulamak için çeşitli yöntemler, teknikler ve terminolojiler olsada endüstride daha yaygın olarak kullanılan 3 temel konsept;

- Standby çoklama
- N modüler çoklama
- 1:N modüler çoklama

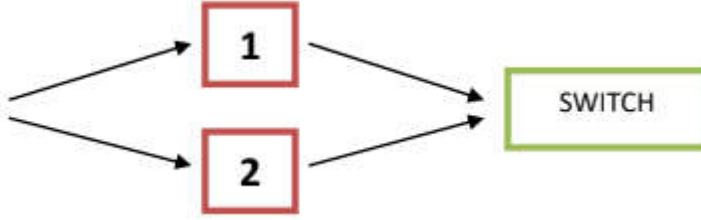
Bu 3 temel konsepti detaylandırarak olursak,

Standby Çoklama: 'Backup Çoklama' olarak da bilinir. Bu çoklama tipinde birincil üniteyi yedeklemek için ikincil ünite bulunur. Birincil ünite ile ikincil ünite senkron halde değildirler. İkincil ünite sistemde sadece yedek olarak bulunur. Standby

çoklamanın iki çeşidi vardır. Cold Standby Çoklama ve Hot Standby Çoklama. Cold Standby çoklama Şekil 4.4'de gösterilmiştir. Bu çoklama çeşidinde ikincil ünite tamamen kapalı durumdadır. Bu sayede güvenilirliğini korur. Hot Standby çoklama da ise her iki ünite açık konumdadır. Birincil ve ikincil üniteler eş zamanlı olarak çalışır. Bu sebeple ikincil ünite güvenilirliğini koruyamaz. Ancak bu durumda sistem yedekliliğe ihtiyaç duyarsa, yedek ünite kısa sürede çalışabilir hale geleceği için sistemin kullanılabilirliği artar. Hot Standby çoklama Şekil 4.5'de gösterilmiştir.



Şekil 4.4: Cold standby çoklama



Şekil 4.5: Hot standby çoklama

N Modüler Çoklama: 'Paralel Çoklama' olarak da bilinir. Paralel olarak çalışan çoklu ünitelere sahiptir. Tüm üniteler senkronize edilir ve aynı girdi bilgilerini aynı anda alırlar. Daha sonra çıktı değerlerine göre kullanılacak olan üniteye karar verilir. N modüler çoklamanın üç ana tipi vardır.

- Dual Modüler Yedekleme
- Triple Modüler Yedekleme
- Quadruple Modüler Yedekleme

Dual, Triple ve Quadruple modüler çoklamanın karşılaştırma tablosu Çizelge 4.1'de verilmiştir.

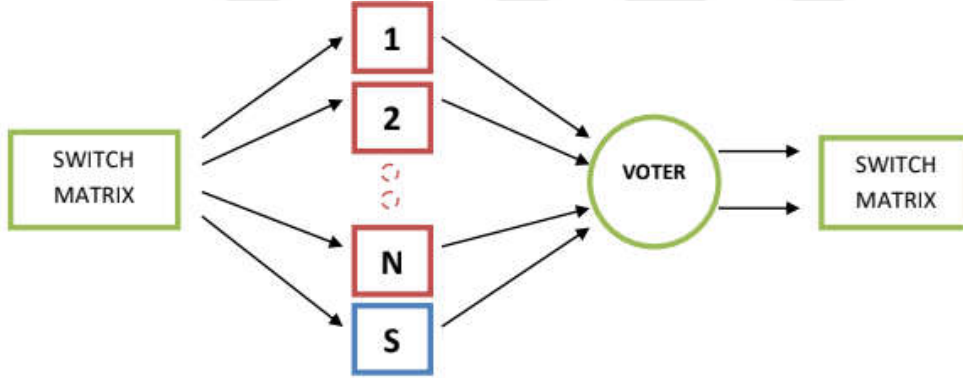
Bu çalışmada N modüler çoklamanın bir çeşidi olan Triple Modüler Çoklama (TMR) tekniği kullanılmıştır. İlerleyen bölümlerde bu çoklama tekniği detaylı olarak açıklanacaktır.

Çizelge 4.1: N modüler çoklama tiplerinin karşılaştırması

Yedekleme Tiplerinin Karşılaştırılması				
	Yedeksiz	Dual	Triple	Quadruple
Güvenilirlik	*	**	***	****
Maliyet	*	**	***	****
Yedeklilik	*	**	***	****
Değiştirme Süresi	-	**		

NOT: Yıldız (*) sayısı ilgili değerin arttığını göstermektedir. (-) ile gösterilen teknikler kıyaslanmaya alınmamıştır.

1:N Modüler Çoklama: Bu çoklama tipinde çok sayıda bulunan birincil üniteler için tek bir yedek ünite mevcuttur. Bütün birincil üniteler benzer fonksiyonda olursa bu çoklama tipi iyi çalışır. Switch Matrisi doğru çalışan ünitelerden doğru yönlendirmeyi sağlamak için vardır. Şekil 4.6'da çoklama tipi gösterilmiştir.

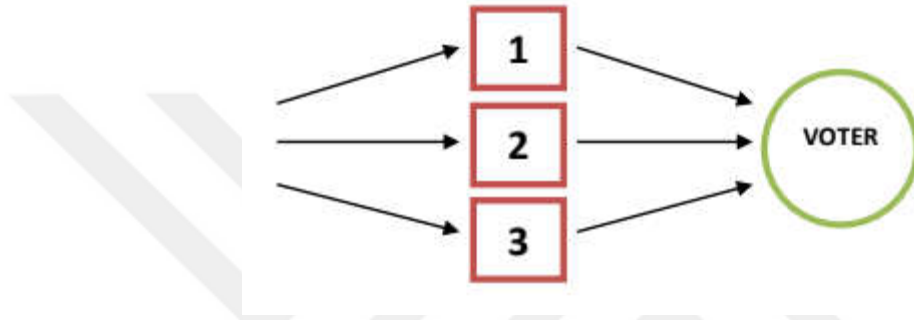


Şekil 4.6: 1:N modüler çoklama

4.1.1.1 Triple modüler yedekleme

Bu çoklama tipinde fonksiyonel olarak eş üç ünite vardır. Üçlü yedekli sistemler (TMR), birçok görev kontrolü ve güvenlik açısından kritik uygulamalar için yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle havacılık uygulamalarında bu çoklama çeşidi tercih edilmektedir. Triple Modüler Çoklama, otopilot teknolojisine hassas uçuş görevini güvenli bir şekilde yürütmek ve faydalı yük taşımak için gerekli güvenilirliği verir [5]. TMR algoritması sistem donanımının 2 kez çoğaltılmasını içerir. Meydana gelen 3 özdeş fonksiyon modülü 1 oylama elemanı ile birleştirilir.

Şekil 4.7'de çoklama tipi gösterilmiştir. Yedekli sistemlerde amaç hata toleransını artırmaktır. Hata toleransı genel olarak, temel bir hata oluşumuna rağmen doğru çalışmayı sağlamak ve böylece güvenilirliğide artırmak anlamına gelir. Bir fonksiyon modülünde dâhili veya harici bir hata/arıza meydana gelmesi o fonksiyon modülünün gerçek çıkışını etkilememelidir. Eğer bu durum gerçekleşirse dâhili veya harici olarak meydana gelen hata başarılı bir şekilde maskelenmiştir demektir. Meydana gelen hata doğru çıkışı üretmek yerine yanlış çıktı üretilmesine sebep oluyorsa hata maskelenememiştir demektir.



Şekil 4.7: Triple modüler çoklama

TMR sistemler dezavantaj olarak fazla donanımsal yükleri ile eleştirilirler(200%). Bu sebeple literatürde TMR sistemlerin seçici olarak yerleştirilmesi önerilmiştir. Bu öneri, ağırlık, maliyet gibi açılardan uygun olsa da, güvenilirliğin maliyetin çok üzerinde olduğu kritik önem taşıyan sistemlerde full TMR sistemler tercih edilmektedir. TMR sistemlerde herhangi bir fonksiyon modülünde arıza meydana gelirse, seçmen tarafından kurulan boolean çoğunluğu nedeniyle TMR sistemi doğru çalışmaya devam edecektir. Üçlü yedekli sistemler otopilot donanım arızalarında oldukça toleranslı sistemlerdir.

Eşitlik (4.1)'de TMR sistemin matematiksel gösterimi verilmiştir. M_1 1.modülü, M_2 2. modülü ve M_3 de 3.modülü göstermektedir. Bu çalışmada modül otopilot sistemleridir.

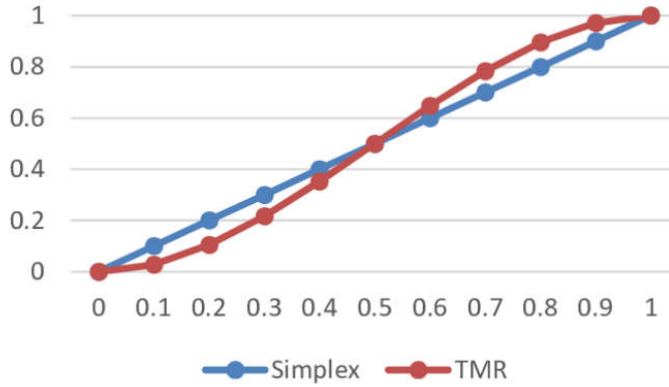
$$V = M_1 M_2 M_3 + M_1 M_2 + M_2 M_3 + M_1 M_3 = M_1 M_2 + M_2 M_3 + M_1 M_3 \quad (4.1)$$

Hatasız olduğu varsayılan seçmen ile ilişkin ideal güvenilirlik değeri $R_V = 1$ 'dir. TMR sisteminin güvenilirliği (R_{TMR}) ise eşitlik (4.2) 'de gösterilmiştir. Hatalı olmayan fonksiyon modülü R_M , hatalı fonksiyon modülü ise $1-R_M$ ile ifade edilmiştir. Fonksiyon modülleri aynı olduğundan güvenilirliklerinde eşit olduğu düşünülebilir.

$$R_{TMR} = R_M^3 + 3(1 - R_M)R_M^2 \quad (4.2)$$

Denklemin sağ tarafındaki ilk terim (R_M^3) tüm fonksiyon modüllerinin doğru çalıştığı durumu, ikinci terim ($3(1-R_M)R_M^2$) tek fonksiyon modülünde hata olduğu durumu gösterir.

Tek fonksiyon modülü içeren sistemlere simpleks sistemler adı verilir. Simpleks sistemlerin güvenilirlikleri R_S ile ifade edilmektedir. Simpleks sistemlerin güvenilirlikleri, $R_S = R_M$ olarak ifade edilir. Şekil 4.8'de simpleks bir sistemle TMR bir sistemin karşılaştırma grafiği verilmiştir. Grafikte x-ekseni modül güvenilirliğini y-ekseni sistem güvenilirliğini temsil etmektedir.



Şekil 4.8: Simpleks bir sistemle tmr bir sistemin karşılaştırma grafiği

Şekil 4.8'den de anlaşılacağı üzere modül güvenilirliğinin $R_M < 0.5$ olduğu yerlerde simpleks sistemlerin güvenilirliğinin daha yüksek olduğu görülmektedir. Modül güvenilirliği $R_M = 0.5$ için simpleks ve TMR sistemlerin güvenilirliği eşit, $R_M > 0.5$ olduğu durumlarda ise TMR sistemlerin daha güvenilir sistemler olduğu görülmektedir.

4.1.2 Seçmen algoritmaları

Güvenlik açısından kritik önem taşıyan sistemler; tehlikelere, can kaybına veya kullanılan sistemin zarar görmesi durumunda büyük hasara yol açabilecek sistemlerdir. Tüm bu sistemlerde (robotik, elektronik uygulamalar, askeri ve uzay uygulamaları gibi) güvenilirliği, kullanılabilirliği ve güvenliği artırmaya ihtiyaç vardır. Kritik önem taşıyan uygulamalarda meydana gelebilecek arızalar tehlikeli durumlara yol açabilir. Tek bir modül veya kanalın kullanılması durumunda bir hata veya gürültü meydana gelirse sistem arızalanır ve tehlike meydana gelebilir.

Seçmen algoritmaları, birden fazla yedekli modüllerin çıkışlarından doğru bir sonuç seçmenin gerekli olduğu durumlarda yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Seçmen algoritmaları kullanıldıkları uygulamalarda hataları maskeleyerek yüksek güvenilirlik sunarlar. Bu uygulamalar N modüler yedekli donanım sistemleri ve programlamaya dayalı olarak tasarlanmış yazılım sistemlerini içerir. Algoritmalar, uygulama karakteristiğine ve seçilen seçmen tipine göre donanımda veya yazılımda uygulanabilirler. Yedekli modüllerin çıkış bilgileri seçmenin giriş bilgilerini sağlar.

4.1.2.1 Seçmen algoritmalarının sınıflandırılması

Seçmen algoritmalarını çeşitli bakış açılarından aşağıdaki gibi sınıflandırabiliriz:

- Uygulama türlerine göre seçmen algoritmaları
- Anlaşma türlerine göre seçmen algoritmaları
- Sahip oldukları çıkış alanı boyutuna göre seçmen algoritmaları
- Çalışma ortamına göre seçmen algoritmaları
- Fonksiyonlarına göre seçmen algoritmaları

Uygulama türlerine göre seçmen algoritmaları

Seçmenler uygulama türlerine göre yazılım seçmen veya donanım seçmen olarak uygulanabilirler. Yüksek frekanslı ve düşük seviyeli bitlerde iyi bir oylama için donanım seçmenlerin tercih edilmesi makul bir seçenektir. Kompleks hesaplamaların sonucunda yüksek seviyeli bir oylama içinse yazılım seçmenler tercih edilmelidir.

Anlaşma türlerine göre seçmen algoritmaları

Anlaşma türlerine göre seçmen algoritmaları, 'Exact Seçmenler' ve 'Inexact Seçmenler' olarak ikiye ayrılır. Exact Seçmenler de uzlaşma yedekli sonuçların tamamen aynı olduğu durumda gerçekleşir. Ayrık değerlere sahip yedekli modüllerin sonuçlarının oylanması basittir ve 'Exact Seçmen' olarak adlandırılır. Bu seçmen tipi donanımda seçmen uygulamasına başka bir yaklaşım sunmaktadır. Bu yaklaşım bağımsız hata toleransı sağlamak için tasarlanmıştır. Inexact Seçmenler ise sonuçların tam olarak aynı olmadığı, ancak birbirinden farklarında önceden tanımlanmış bir değerden daha küçük olduğu anlamına gelir. Dijital bilgisayarlar tarafından okunan yedekli sensör çıktısında veya kayan nokta hesaplamalarını gerçekleştiren çeşitli uygulama programlarının çıktılarında bu seçmen tipi kullanılmalıdır. Bu seçmen tipi kullanılacaksa, tanımlanan değer dikkatli seçilmelidir.

Sahip oldukları çıkış alanı boyutuna göre seçmen algoritmaları

Bazı uygulamalarda, yedeklenen modüllerin çıktı kardinalitesi sonludur. Mesela evet - hayır karar algoritması gerçekleştiren yedekli bir program 2 kardinaliteye sahiptir. Benzer şekilde 5 çıkış değeri üretiliyorsa sistem 5 kardinaliteye sahiptir. Küçük çıktı alanına sahip sistemler için yedekli modüller uygun bir seçenek iken, büyük veya sonsuz çıktı alanına sahip sistemler için modüllerin yedeklenmesi uygun olmayabilir.

Çalışma ortamına göre seçmen algoritmaları

Çalışma ortamına göre seçmen algoritmaları, 'Senkron Seçmenler' ve 'Asenkron Seçmenler' olarak ikiye ayrılır. Senkron seçmenlerinde, yedekli modüller eş zamanlı olarak çalıştığı ortamda, doğrudan sonuç - sonuç karşılaştırması yaparak nispeten düşük karmaşıklık ile oylama gerçekleştirilir. Yedekli modüllerin eş zamanlı olarak çalışmadığı uygulamalarda ise asenkron seçmen algoritmaları kullanılır.

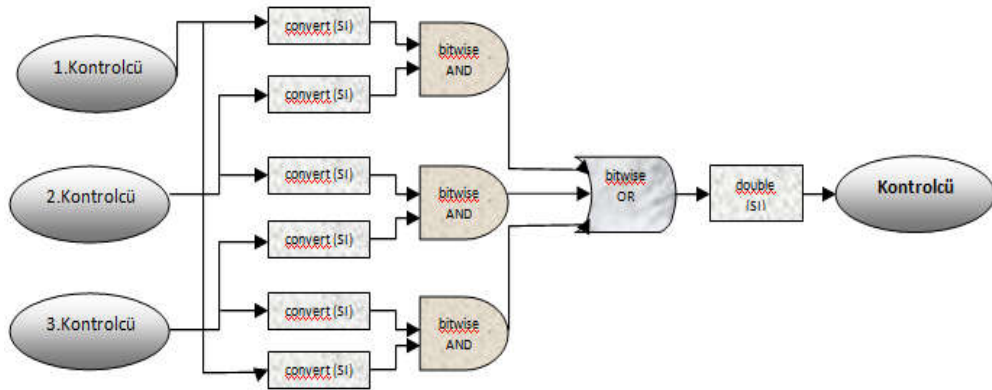
Fonksiyonlarına göre seçmen algoritmaları

Fonksiyonlarına göre seçmen algoritmaları, 'Genel Oylama Algoritmaları' ve 'Hibrit Oylama Algoritmaları' olarak iki ana kategoride sınıflandırılabilir. Genel oylama algoritmaları, yedeklenen modüllerin çıktıları arasında nihai bir çıktının üretilmesi ile sonuçlanan algoritmalarlardır. Seçmen yedeklenen modüllerin çıktılarından birini

seçebilir veya modüllerin çıktılarından yeni bir değer üretmek için bunları birleştirebilir. Bu kategoride seçmenler, oybirliği seçmen, çoğunluk seçmen ve medyan seçmen olarak tanımlanabilir. Oybirliği seçmenlerde tüm çıktı sonuçları uyumludur ve hatayı maskeleyemezler. Çoğunluk seçmen, çoğunluğa göre karar verir ve hataları maskeleyebilir. Medyan seçmenler hataları maskeleyemez. Hibrit oylama algoritmaları, tahmin ve düzgünleştirmeyi birleştiren seçmen algoritmalarıdır. Genellikle bir döngüdeki sonuç ile bir sonraki sonuç arasında bir ilişki olduğu döngüsel sistemlerdir [26].

4.1.2.2 Kullanılan Seçmen Algoritmasının Yapısı

Bu çalışmada otopilotlara entegre edilen seçmen algoritması Şekil 4.9'da verilmiştir. Bu algoritma her çeşit otopilot tasarımında kullanılabilir. Seçmen hangi otopilotun doğru çalıştığını bilmeden, her üç otopilotta gelen verilere göre, meydana gelebilecek hataları maskeleyerek uçuşun kararlı bir şekilde gerçekleşmesini sağlar. Otopilotlarda üretilen nümerik değerler binary değerlere dönüştürülerek mantık kapılarından geçirilir. Yapılan mantık işlemlerinden sonra elde edilen binary değerler tekrar nümerik değerlere çevrilerek sistemin çıkış değerlerini oluşturur. Matematiksel ifade eşitlik (4.1)'de verilmiştir. Herhangi bir otopilotta meydana gelebilecek hata yapılan mantık işlemleri ile birlikte etkisiz hala getirilebilir. Yapılan testler ve test sonuçları ilerleyen bölümlerde detaylandırılacaktır.



Şekil 4.9: Seçmen algoritması

5. HAVA ARACININ HAREKET DENKLEMLERİNİN ÇIKARIMI

Kontrol yüzeylerine gelen kuvvetler hava aracının eksenler etrafındaki hareketini sağlamaktadır. Bu kuvvetlerin meydana getirdikleri etkileri tanımlamak için uçağın matematiksel modeline ihtiyaç vardır. Matematiksel modelin elde edilmesi için hava aracının moment, kuvvet ve kinematik denklemleri kullanılmaktadır.

5.1 Moment Denklemlerinin Elde Edilmesi

Newton'un ikinci kanununa göre hava aracında da, açısal momentumun zamana göre değişimi uçağa uygulanan momente eşittir. Eşitlik (5.1)'de gösterilmiştir.

$$\bar{M} = \left[\frac{d\bar{H}}{dt} \right]_{atalet} \quad (5.1)$$

Eşitlikte \bar{H} ifadesi açısal momentumu gösterir. Eşitlik (5.2)'de tanımı yapılmıştır.

$$\bar{H} = \bar{r}(m\bar{V}) \quad (5.2)$$

Eğer uçak üzerinde elemental kütle alınırsa (d_m), elemental kütle için gövde koordinat sistemine göre konum bilgisi \bar{r} ile gösterilir. \bar{r} 'nin tanımı eşitlik (5.3)'de verilmiştir.

$$\bar{r}_{dm} = xi + yj + zk \quad (5.3)$$

Elemental kütle için gövde koordinat sistemi üzerindeki hız bilgisi \bar{V}_{dm} ile gösterilir. \bar{V}_{dm} 'nin tanımı eşitlik (5.4)'de verilmiştir.

$$\bar{V}_{dm} = \left[\frac{d\bar{r}_{dm}}{dt} \right]_{gövde} + \bar{\omega}_{gövde} \times \bar{r}_{dm} \quad (5.4)$$

Uçak katı bir cisim olarak tanımlandığı için elemental kütle için konum bilgisi sabit bir değerle tanımlanmaktadır. Bu durumda \bar{V}_{dm} eşitlik (5.5)'teki gibi tanımlanmaktadır.

$$\bar{V}_{dm} = \bar{\omega}_{gövde} \times \bar{r}_{dm}$$

$$\bar{V}_{dm} = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ x & y & z \end{vmatrix} \quad (5.5)$$

$$\bar{V}_{dm} = (Qz - Ry)i + (Rx - Pz)j + (Py - Qx)k$$

O halde elemental kütlenin hava aracının ağırlık merkezi etrafındaki dönüşünden dolayı oluşan doğrusal moment denklemi eşitlik (5.6)'da ifade edilmiştir.

$$dm \bar{V}_{dm} = dm[(Qz - Ry)i + (Rx - Pz)j + (Py - Qx)k] \quad (5.6)$$

Eşitlik (5.6)'dan yararlanarak elemental kütle için açısal momentum denklemi eşitlik (5.7)'de verilmiştir.

$$d \bar{H}_{dm} = \bar{r}_{dm} \times (dm \bar{V}_{dm})$$

$$d \bar{H}_{dm} = \begin{vmatrix} i & j & k \\ x & y & z \\ dm(Qz - Ry) & dm(Rx - Pz) & dm(Py - Qx) \end{vmatrix} \quad (5.7)$$

$$dH_x = P(y^2 + z^2)dm - Q(xy)dm - R(xz)dm$$

$$dH_y = Q(x^2 + z^2)dm - R(yz)dm - P(xz)dm$$

$$dH_z = R(x^2 + y^2)dm - P(xz)dm - Q(yz)dm$$

Açısal momentumları elde etmek için eşitlik (5.7)'de her iki tarafında integralini alırsak eşitlik (5.8) elde edilir.

$$H_x = \int dH_x = P \int (y^2 + z^2)dm - Q \int (xy)dm - R \int (xz)dm$$

$$H_y = \int dH_y = Q \int (x^2 + z^2)dm - R \int (yz)dm - P \int (xy)dm \quad (5.8)$$

$$H_z = \int dH_z = R \int (x^2 + y^2)dm - P \int (xz)dm - Q \int (yz)dm$$

Eşitlik (5.8)'de atalet momentleri görülmektedir. Atalet moment denklemleri eşitlik (5.9)'da verilmiştir.

$$I_{xx} = \int (y^2 + z^2) dm, I_{yy} = \int (x^2 + z^2)dm, I_{zz} = \int (x^2 + y^2)dm \quad (5.9)$$

Eşitlik (5.8)'de atalet momentlerinin çarpımında görülmektedir. Atalet momentlerinin çarpım denklemleri eşitlik (5.10)'da verilmiştir.

$$I_{xy} = \int xy dm, I_{xz} = \int xz dm, I_{yz} = \int yz dm \quad (5.10)$$

Yukarıdaki eşitliklerden, eşitlik (5.9) ve (5.10) kullanılarak eşitlik (5.8) tekrar yazılacak olursa eşitlik (5.11) elde edilir.

$$\begin{aligned}
 H_x &= PI_{xx} - QI_{xy} - RI_{xz} \\
 H_y &= QI_{yy} - RI_{yz} - PI_{xy} \\
 H_z &= RI_{zz} - PI_{xz} - QI_{yz} \\
 \bar{H} &= \bar{I}\bar{\omega}
 \end{aligned} \tag{5.11}$$

Eşitlik (5.11) deki \bar{I} terimi atalet tensörünü, $\bar{\omega}$ ise hava aracının açısal hızını göstermektedir. Bu eşitlikten yararlanılarak atalet tensörü eşitlik (5.12)'de gösterilmiştir.

$$\bar{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}_{gövde} \tag{5.12}$$

Hava aracının simetri eksenini olan xz düzlemi referans alınacağı için \bar{I} içerisindeki I_{xy} ve I_{yz} terimleri 0 olarak alınır. Bu durumda hava aracının açısal momentum denklemi eşitlik (5.13)'de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 H_x &= PI_{xx} - RI_{xz}, \quad H_y = QI_{yy}, \quad H_z = RI_{zz} - PI_{xz} \\
 \bar{H}_{gövde} &= (PI_{xx} - RI_{xz})i + (QI_{yy})j + (RI_{zz} - PI_{xz})k
 \end{aligned} \tag{5.13}$$

Atalet koordinat sistemi baz alınarak hava aracının açısal momentum vektörünün zamana göre değişimi alınırsa eşitlik (5.14) elde edilir. Burada gövde eksen takımındadır.

$$\begin{aligned}
 \left[\frac{d\bar{H}}{dt} \right]_{atalet} &= \left[\frac{d\bar{H}}{dt} \right]_{gövde} + \bar{\omega}_{gövde} \times \bar{H}_{gövde} \\
 \left[\frac{d\bar{H}}{dt} \right]_{gövde} &= \begin{bmatrix} \dot{P}I_{xx} - \dot{R}I_{xz} + P\dot{I}_{xx} - R\dot{I}_{xz} \\ \dot{Q}I_{yy} + Q\dot{I}_{yy} \\ \dot{R}I_{zz} - \dot{P}I_{xz} + R\dot{I}_{zz} - P\dot{I}_{xz} \end{bmatrix}_{gövde}
 \end{aligned} \tag{5.14}$$

Hava araçlarının kütle dağılımlarının sabit olduğu düşünülürse, eşitlik (5.14)'deki atalet momentleri ve çarpım atalet momentleri zamana bağlı değişmemektedir. Bu sebeple sıfır kabul edilir. Bu durumda eşitlik (5.14) revize edilerek eşitlik (5.15) ve (5.16) elde edilir [27].

$$\left[\frac{d\bar{H}}{dt} \right]_{gövde} = \begin{bmatrix} \dot{P}I_{xx} - RI_{xx} \\ \dot{Q}I_{yy} \\ \dot{R}I_{zz} - \dot{P}I_{xz} \end{bmatrix}$$

$$\bar{w}x\bar{H}_{gövde} = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ PI_{xx} - RI_{xz} & QI_{yy} & RI_{zz} - PI_{xz} \end{vmatrix}$$

$$\bar{w}x\bar{H}_{gövde} = \begin{bmatrix} Q(PI_{xx} - RI_{xz}) - RQI_{yy} \\ R(PI_{xx} - RI_{xz}) - P(RI_{zz} - PI_{xz}) \\ PQI_{yy} - Q(PI_{xx} - RI_{xz}) \end{bmatrix} \quad (5.15)$$

$$\left[\frac{d\bar{H}}{dt} \right]_{ataletgövde} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} \\ \dot{Q}I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} \\ \dot{R}I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz} \end{bmatrix}_{gövde} \quad (5.16)$$

Elde etmiş olduğumuz moment denklemleri aerodinamik yunuslama, yuvarlanma ve sapma momentlerinden (M_A, L_A, N_A) ve itki kuvvetinden dolayı meydana gelen yunuslama, yuvarlanma ve sapma momentlerinden (M_T, L_T, N_T) oluşmaktadır. Bu tanım göz önüne alındığında uygulanan momentler eşitlik (5.17)'deki hale gelmektedir.

$$L_A + L_T = \dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz}$$

$$M_A + M_T = \dot{Q}I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} \quad (5.17)$$

$$N_A + N_T = \dot{R}I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz}$$

5.2 Kuvvet Denklemlerinin Elde Edilmesi

Newton'un ikinci kanununa göre uçağın kütle merkezindeki kuvvetlerin toplamı doğrusal momentumun zaman göre değişimine eşittir. Bu eşitlik (5.18)'de verilmiştir. Doğrusal momentumun zamana göre değişimi atalet koordinat sistemi referans alınarak tanımlanmaktadır [28].

$$\bar{F} = \left[\frac{d(m\bar{V})}{dt} \right]_{atalet} \quad (5.18)$$

Atalet koordinat sistemi yıldızlara göre sabit bir koordinat sistemi ya da dönmeden uzayda sabit hızla kayan bir koordinat sistemi olarak tanımlanabilir. Herhangi bir eksen etrafında dönen veya ivmeli bir şekilde kayan koordinat sistemleri atalet

koordinat sistemi olarak tanımlanamaz [29]. Yapılan analizlerde dünya eksen sistemi atalet koordinat sistemi olarak alınmıştır.

Kuvvet denklemlerinin elde edilmesinde, hava aracı sabit bir cisim olarak düşünülmüş ve hava aracının parçalarının birbirlerine göre hareket etmediği kabul edilmiştir. Uçuş esnasında hava aracının tükettiği yakıttan dolayı oluşabilecek kütle değişimi de göz ardı edilmiştir.

Newton'un ikinci kanunu atalet koordinat sistemine göre uygulanırsa eşitlik (5.19) elde edilmektedir. Atalet koordinat sisteminin ivmesi eşitlik (5.20)'de tanımlanmıştır.

$$m \bar{a}_{atalet} = \bar{F} \quad (5.19)$$

$$\bar{a}_{atalet} = \dot{\bar{V}}_{gövde} + \bar{w}_{gövde} \times \bar{V}_{gövde} \quad (5.20)$$

Yukarıdaki eşitlik incelendiğinde gövde koordinat sistemi ortaya çıkmaktadır. Eşitlikteki $\bar{V}_{gövde}$ gövde eksen takımındaki hızdır ve eşitliği (5.21)'de verilmiştir.

$$\bar{V}_{gövde} = Ui + Vj + Wk \quad (5.21)$$

Gövde eksen takımında x, y ve z doğrultularında hız vardır. x doğrultusundaki hız U , y doğrultusundaki hız V ve z doğrultusundaki hız da W ile gösterilmiştir. Eşitlik 5.20'deki $\bar{w}_{gövde}$ hava aracının gövde koordinat sistemindeki açısal hızını göstermektedir ve eşitlik (5.22)'de verilmiştir.

$$\bar{w}_{gövde} = Pi + Qj + Rk \quad (5.22)$$

Eşitlikteki P ifadesi hava aracının x eksenine etrafında oluşturduğu açısal hızı yani yuvarlanma hızını, Q ifadesi y eksenine etrafında oluşturduğu açısal hızı yani yunuslama hızını ve R ifadesi de z eksenine etrafında oluşturduğu açısal hızı yani sapma hızını göstermektedir. Eşitlik (5.21) ve (5.22)'deki ifadeler (5.20)'de yerine konulursa eşitlik (5.23) ve (5.24) deki ifadeler elde edilir.

$$\bar{a}_{atalet} = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix}_{gövde} + \begin{bmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{bmatrix}_{gövde} \quad (5.23)$$

$$\bar{a}_{atalet} = \begin{bmatrix} \dot{U} + QW - RV \\ \dot{V} + RU - PW \\ \dot{W} + PV - QU \end{bmatrix}_{gövde} \quad (5.24)$$

Eşitlik (5.24), eşitlik (5.19)'da yerine konulursa eşitlik (5.25) ve (5.26) elde edilir.

$$\bar{F}_{gövde} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{gövde} = m \begin{bmatrix} \dot{U} + QW - RV \\ \dot{V} + RU - PW \\ \dot{W} + PV - QU \end{bmatrix}_{gövde} \quad (5.25)$$

$$F_x = m(\dot{U} + QW - RV)$$

$$F_y = m(\dot{V} + RU - PW) \quad (5.26)$$

$$F_z = m(\dot{W} + PV - QU)$$

Elde edilen kuvvetler eşitlik (5.27)'deki kuvvetlerin toplamına eşittir.

$$\begin{aligned} F_x &= F_{Gx} + F_{Ax} + F_{Tx} = m(\dot{U} + QW - RV) \\ F_y &= F_{Gy} + F_{Ay} + F_{Ty} = m(\dot{V} + RU - PW) \\ F_z &= F_{Gz} + F_{Az} + F_{Tz} = m(\dot{W} + PV - QU) \end{aligned} \quad (5.27)$$

Eşitlik (5.27) aerodinamik, itki ve yerçekimi kuvvetlerinin toplamı verilmiştir. Bu kuvvetler yerlerine yazıldığında eşitlik (5.28) elde edilmektedir.

$$\begin{aligned} F_x &= -mg \sin(\theta) - D \cos(\alpha) + T \cos(\phi_T) \\ F_y &= mg \sin(\phi) \cos(\theta) + F_{Ay} + F_{Ty} \end{aligned} \quad (4.28)$$

$$F_z = mg \cos(\phi) \cos(\theta) - D \sin(\alpha) - L \cos(\alpha) - T \sin(\phi_T)$$

5.3 Kinematik Denklemler

Kuvvet ve moment denklemlerine bakıldığında bilinmeyen sayısının denklem sayısından fazla olduğu görülmektedir. Gövde eksen sistemindeki hızların (P, Q, R) euler hızları ($\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$) ile ilişkilendirilmesi ile bilinmeyen sayısı azaltılabilir. Hava aracının gövde koordinat sistemindeki açısal hızının genliği ile euler açısının genliği birbirine eşit olmalıdır. Eşitlik (5.29)'da ifade edilmiştir[30].

$$\begin{aligned} \bar{w}_{gövde} &= Pi + Qj + Rk = \dot{\psi} + \dot{\theta} + \dot{\phi} \\ \sqrt{P^2 + Q^2 + R^2} &= \sqrt{\dot{\psi}^2 + \dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2} \end{aligned} \quad (5.29)$$

Dünya eksen takımından gövde eksen takımına geçişte kullanılan dönüşüm matrisleri için açısal hızlar arasındaki geçişi tanımlayan eşitlik (5.30)'da verilmiştir.

$$\bar{w}_{gövde} = Pi + Qj + Rk = R_x(\emptyset)R_y(\theta)\dot{\psi} + R_x(\emptyset)\dot{\theta} + \dot{\emptyset} \quad (5.30)$$

Eşitlikteki dönüşüm matrisleri eşitlik (5.31)'deki yapıya sahiptir[31].

$$R_x(\emptyset) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \emptyset & \sin \emptyset \\ 0 & -\sin \emptyset & \cos \emptyset \end{bmatrix}, \quad R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5.31)$$

Eşitlik (5.31)'deki ifadeler (5.30)'da yerine konulursa eşitlik (5.32) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \dot{\psi} + \dot{\emptyset} \\ \sin \emptyset \cos \theta \dot{\psi} + \cos \emptyset \dot{\theta} \\ \cos \emptyset \cos \theta \dot{\psi} - \sin \emptyset \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (5.32)$$

5.4 Uçuş rota koordinat denklemleri

Gövde eksen takımındaki hız vektörünün (V_g^d) dünya eksen takımındaki hız vektörüne (V_d^d) dönüştürülmesi, uçuş rotası koordinat denklemleri dünya eksen sistemine göre belirlenirken gerekmektedir [30]. Bunun için eşitlik (5.33)'den yararlanılmaktadır.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_d \\ \dot{y}_d \\ \dot{z}_d \end{bmatrix} = V_d^d = R_{dg}V_g^d, \quad R_{dg} = R_z(-\psi)R_y(-\theta)R_x(-\emptyset) \quad (5.33)$$

Eşitlik (5.33) kullanılarak uçuş rota koordinatlarının diferansiyel denklemleri eşitlik (5.34)'de elde edilmektedir.

$$\begin{aligned} \dot{x}_d &= U \cos \theta \cos \psi + V(\sin \emptyset \sin \theta \cos \psi - \cos \emptyset \sin \psi) \\ &\quad + W(\cos \emptyset \sin \theta \cos \psi + \sin \emptyset \sin \psi) \\ \dot{y}_d &= U \cos \theta \sin \psi + V(\sin \emptyset \sin \theta \sin \psi + \cos \emptyset \cos \psi) \\ &\quad + W(\cos \emptyset \sin \theta \sin \psi - \sin \emptyset \cos \psi) \\ \dot{z}_d &= -U \sin \theta + V \sin \emptyset \cos \theta + W \cos \emptyset \cos \theta \end{aligned} \quad (5.34)$$

5.5 Hava Aracının Boyuna Hareket Denklemleri

Hava aracının xz düzlemi içerisindeki hareketi boyuna hareket olarak tanımlanmaktadır. Bu hareket x ve z eksenlerinde öteleme, y ekseninde de dönme

hareketidir. Boyuna hareket denklemleri x ve z kuvvetleri, y momentinden oluşmaktadır. Eşitlik (5.35)'de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
m(\dot{U} + QW - RV) &= -mg \sin \theta + (-D \cos \alpha + L \sin \alpha + T \cos \phi_T) \\
\dot{Q}I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} &= M_A + M_T \\
m(\dot{W} + PV - QU) &= mg \cos \phi \cos \theta + (-D \sin \alpha - L \cos \alpha) - T \sin \phi_T
\end{aligned} \tag{5.35}$$

5.6 Hava Aracının Yanal Yönlü Hareket Denklemleri

Yanal yönlü harekette y yönünde öteleme hareketi, x eksenietrafında dönme hareketi ve z eksenine etrafındaki sapma hareketi hava aracının xz düzleminden çıkmasına sebep olmaktadır. Hava aracının yanal yönlü hareket denklemleri y yönündeki kuvveti, x ve z yönlerindeki momenti denklemlerinden oluşur. Denklemler eşitlik (5.36)'da verilmiştir.

$$\begin{aligned}
\dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} &= L_A + L_T \\
m(\dot{V} + RU - PW) &= mg \sin \phi \cos \theta + F_{A_y} + F_{T_y} \\
\dot{R}I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz} &= N_A + N_T
\end{aligned} \tag{5.36}$$

5.7 Aerodinamik Kuvvetler ve Moment Denklemleri

Doğrusal olmayan sistemler çözümlenirken her aşama için kuvvet ve moment tekrar hesaplanır. Bunun için bazı eşitlikler kullanılır. Eşitliklerdeki sabitler hem kalıcı hemde kalıcı olmayan değişkenleri içerir. Aerodinamik kuvvetler ve moment denklemleri aşağıdaki eşitliklerde tanımlanmıştır [21][27][32].

Hava aracına etki eden kaldırma kuvveti eşitlik (5.37)'de verilmiştir.

$$L = C_L q S, \quad C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_a} \frac{\dot{a}c}{2U_0} + C_{L_q} \frac{qc}{2U_0} \tag{5.37}$$

Hava aracına etki eden sürüklenme kuvveti eşitlik (5.38)'de verilmiştir.

$$D = C_D q S, \quad C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha, \quad C_{D_0} = \frac{2C_L C_{L_\alpha}}{\pi A Re} \tag{5.38}$$

Hava aracına etki eden yuvarlanma momenti eşitlik (5.39)'da verilmiştir.

$$L_A = C_l \bar{q} S b, \quad C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_p} \frac{pb}{2U_0} + C_{l_r} \frac{rb}{2U_0} \quad (5.39)$$

Hava aracının sapma momenti eşitlik (5.40)'da verilmiştir.

$$N_A = C_n \bar{q} S b, \quad C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_\alpha} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_p} \frac{pb}{2U_0} + C_{n_r} \frac{rb}{2U_0} \quad (5.40)$$

Hava aracının yunuslama momenti eşitlik (5.41)'de verilmiştir.

$$M_A = C_m q S c, \quad C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha} c}{2U_0} + C_{m_q} \frac{qc}{2U_0} \quad (5.41)$$

Hava aracının yanal kuvveti eşitlik (5.42)'de verilmiştir.

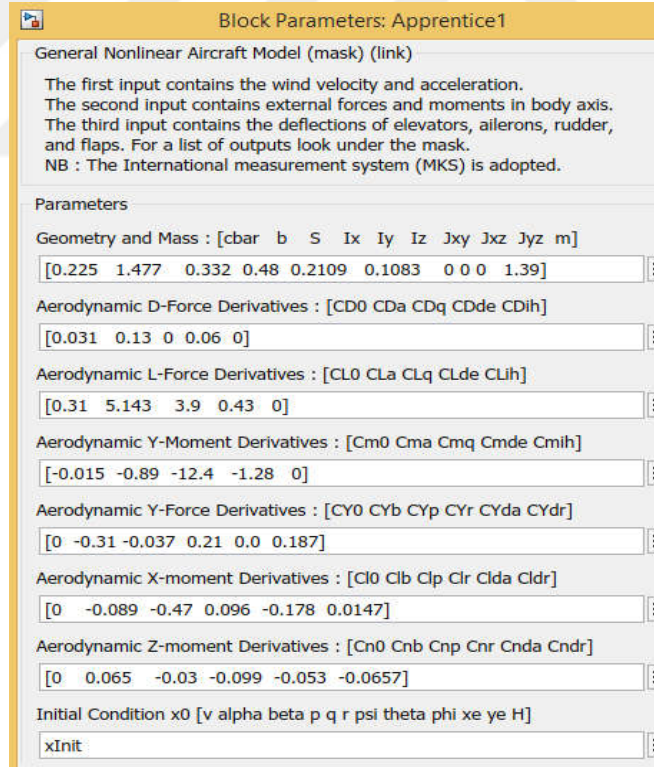
$$F_{A_y} = C_y \bar{q} S, \quad C_y = C_{y_0} + C_{y_\beta} \beta + C_{y_\alpha} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{y_p} \frac{pb}{2U_0} + C_{y_r} \frac{rb}{2U_0} \quad (5.42)$$

Hava aracının itki momenti ve kuvvetleri eşitlik (5.43)'de verilmiştir [39].

$$F_{T_x} = T_{max_{SL}} \sigma \delta_T \cos \phi_T, \quad F_{T_z} = -T_{max_{SL}} \sigma \delta_T \sin \phi_T, \quad M_T = -T_{max_{SL}} \sigma \delta_T dT \quad (5.43)$$

6. SEÇİLEN UÇAĞIN SIMULINK ORTAMINDA MODELLENMESİ VE YEDEKLENEN OTOPİLOT TİPİ

Bir hava aracının dinamik modelini tasarlamak için önceki bölümlerde verilen hareket denklemleri kullanılmaktadır. Tasarımlar ve yapılan analizler birçok farklı uygulamada da kullanılan MATLAB/SIMULINK ile gerçekleştirilmiştir. Simulink ile yapılan tasarımlar tek tek bloklar kullanılarak yapılabileceği gibi hazır kütüphanelerden de faydalanılarak yapılabilir. Bu çalışmada da MATLAB'ın hazır 'Airlib' kütüphanesi kullanılmıştır. Airlib kütüphanesinde kullanıcıya Şekil 6.1'de verilen bir arayüz açılır ve kullanıcının ilgili katsayıları girmesi gerekir. Kullanıcının girdiği bu katsayılarla Airlib kütüphanesi tarafından uçuş dinamikleri oluşturulur.



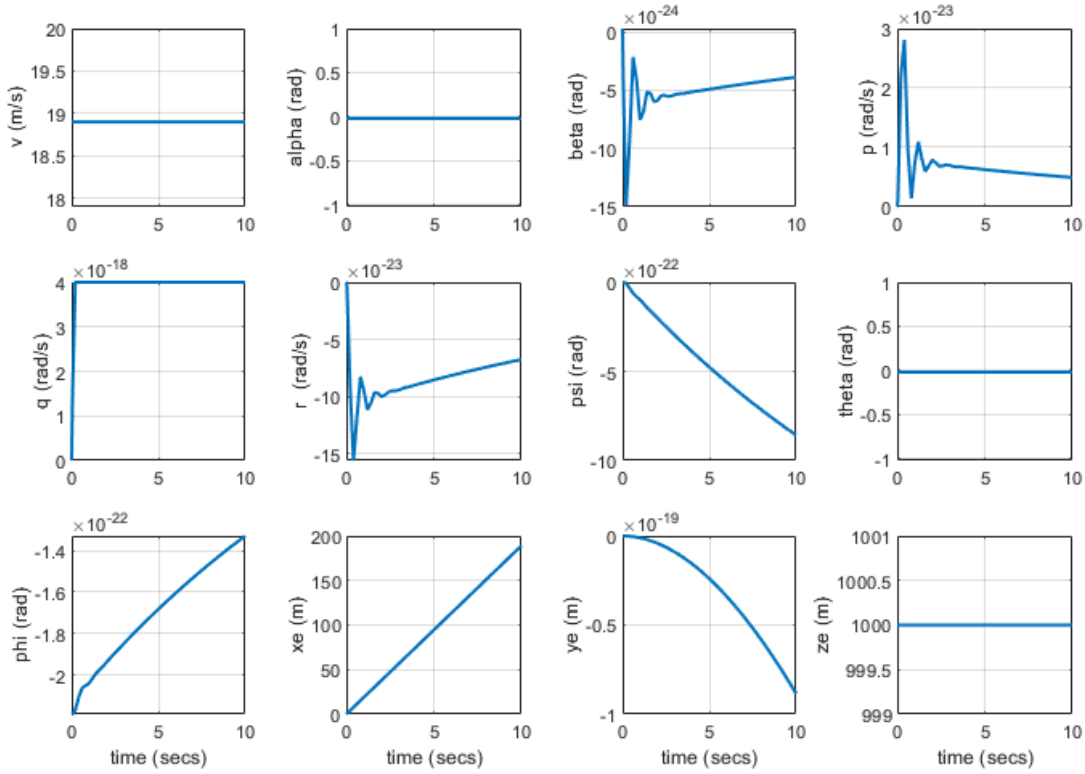
Şekil 6.1: Airlib arayüz penceresi

Yapılan çalışmada Appertice S model uçak kullanılmıştır. Uçak Şekil 6.2'de verilmiştir.

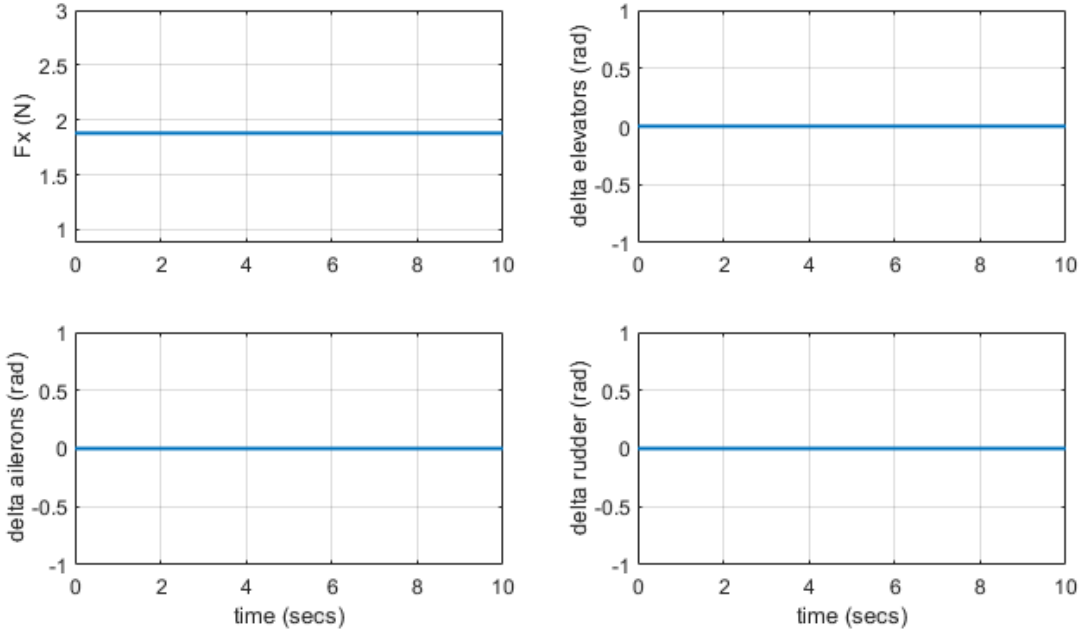


Şekil 6.2: Appertice S model uçak

Appertice S model uçağın uçuş dinamikleri oluşturulduktan sonraki aşama için trim noktaları seçilmelidir. Seçilen trim değerlerine göre çalışma noktaları bulunmaktadır. Trim değerleri için hız 18.9 m/s ve irtifada 1000 m olarak seçilmiştir. Yapılan trim işlemi sonucunda sistemin cevabı Şekil 6.3'de verilmiştir. Bu trim değerleri için eyleyicilerin uyguladığı açı ve kuvvet değerleride Şekil 6.4'de verilmiştir.



Şekil 6.3: Trim işlemi sonucunda sistemin cevabı



Şekil 6.4: Eyleyicinin uyguladığı açı ve kuvvet değerleri

Şekil 6.3'de verilen grafikler incelendiğinde hız ve irtifa değerlerinin trim değeri ile uyduğu görülmektedir. Yapılan trim işlemi sonucunda model uçağın çalışma noktaları belirlenir. Sistem doğrusal bir sistem olmadığı için belirlenen çalışma noktaları etrafında doğrusallaştırılır. Çalışma noktaları (EK1)'de verilmiştir.

Yapılan doğrusallaştırma işleminden sonra elde edilen sistemin çıktıları hız, yunuslama açısı (θ) bilgisine ve yuvarlanma açısı (ϕ) bilgisidir. Sistemin sadeleştirilmiş hali Şekil 6.5'de verilmiştir.



Şekil 6.5: Sadeleştirilmiş sistem

Bir kontrolcü tasarlamak için doğrusal model türetmek genellikle gereklidir[33]. Doğrusal olmayan model, trim koşullarından elde edilen bir çalışma noktası çevresinde yukarıda da bahsedildiği gibi doğrusallaştırılmıştır. Yedeklenen otopilot sisteminde mekanik nedenlerden dolayı, yaygın bir başarısızlık olan dümen kaybı

senaryosu incelenmiştir. Dümen kaybı operasyonu için bu türetilmiş doğrusallaştırılmış modelin elde edilmesi için küçük bozulma teoremi kullanılmıştır. Teorem eşitlik (6.1)'de verilmiştir. Küçük sinyal modeli, sistemin geçici işlemlerden sonra elde edeceği işlem noktasındaki sapmayı temsil eder. Son zamanlarda endüstriyel sistemlerin boyutları arttığından, tek bir bileşen arızası nedeniyle bir veya daha fazla kontrol yüzeyi kaybına neden olan sorunlar ortaya çıkmıştır. Bu sorunun çözümü, bir bileşenin arızasına rağmen etkilenen durum değişkenini diğer aktif kontrol yüzeylerini kullanarak, bir bileşenin arızasına rağmen sistemin çalışmasını kontrol etmek ya da sürdürmektir. Sabit kanatlı bir insansız hava aracının düz ve döner varsayımlarından sonraki dinamikleri 12. dereceden doğrusal olmayan bir diferansiyel denklem sistemi ile tanımlanabilir.

$$x = x_0 + \Delta x \quad (6.1)$$

İdeal koşullar için giriş, durum ve çıkış değişkenleri eşitlik (6.2) ve (6.3)'deki gibi seçilmelidir;

$$\Delta x = [\Delta V \quad \Delta \alpha \quad \Delta \beta \quad \Delta p \quad \Delta q \quad \Delta r \quad \Delta \psi \quad \Delta \theta \quad \Delta \varphi \quad \Delta x_E \quad \Delta y_E \quad \Delta z_E]^T \quad (6.2)$$

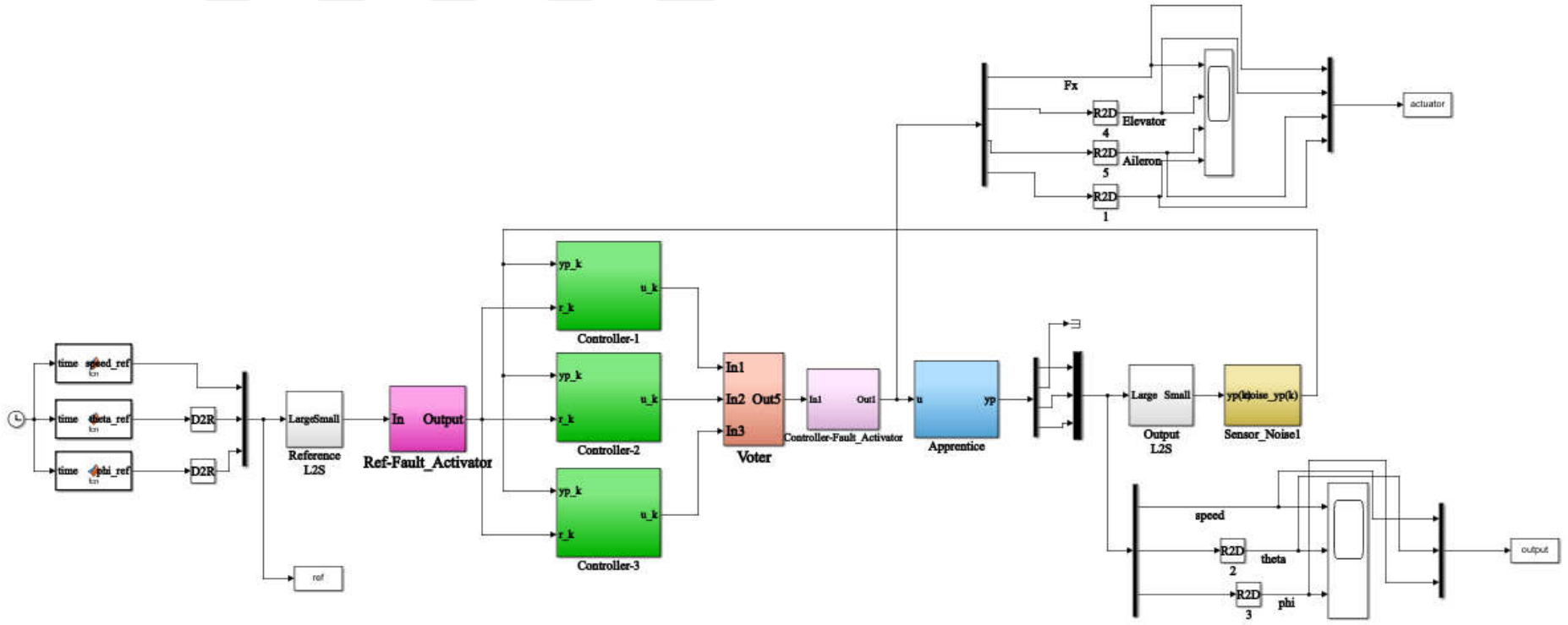
$$\Delta u' = [\Delta \delta p \quad \Delta \delta e \quad \Delta \delta a \quad \Delta \delta r]^T, \quad \Delta y' = [\Delta V \quad \Delta \beta \quad \Delta \theta \quad \Delta \varphi]^T \quad (6.3)$$

V, α ve β sırasıyla hızı, hücum açısını ve yan kayma açısını gösterir. Dümen kontrol yüzeyinin kaybı durumunda $\Delta \delta r$ manipüle edilemez ve proses gürültüsü olarak kabuledilebilir. Bir hata oluştuktan sonra giriş rüzgâr ve uçuş hareketlerinden etkilenir. Bu nedenle yeni giriş ve çıkış vektörleri eşitlik (6.4)'deki gibi seçilmelidir;

$$\Delta u = [\Delta \delta p \quad \Delta \delta e \quad \Delta \delta a]^T, \quad \Delta y = [\Delta V \quad \Delta \theta \quad \Delta \varphi]^T \quad (6.4)$$

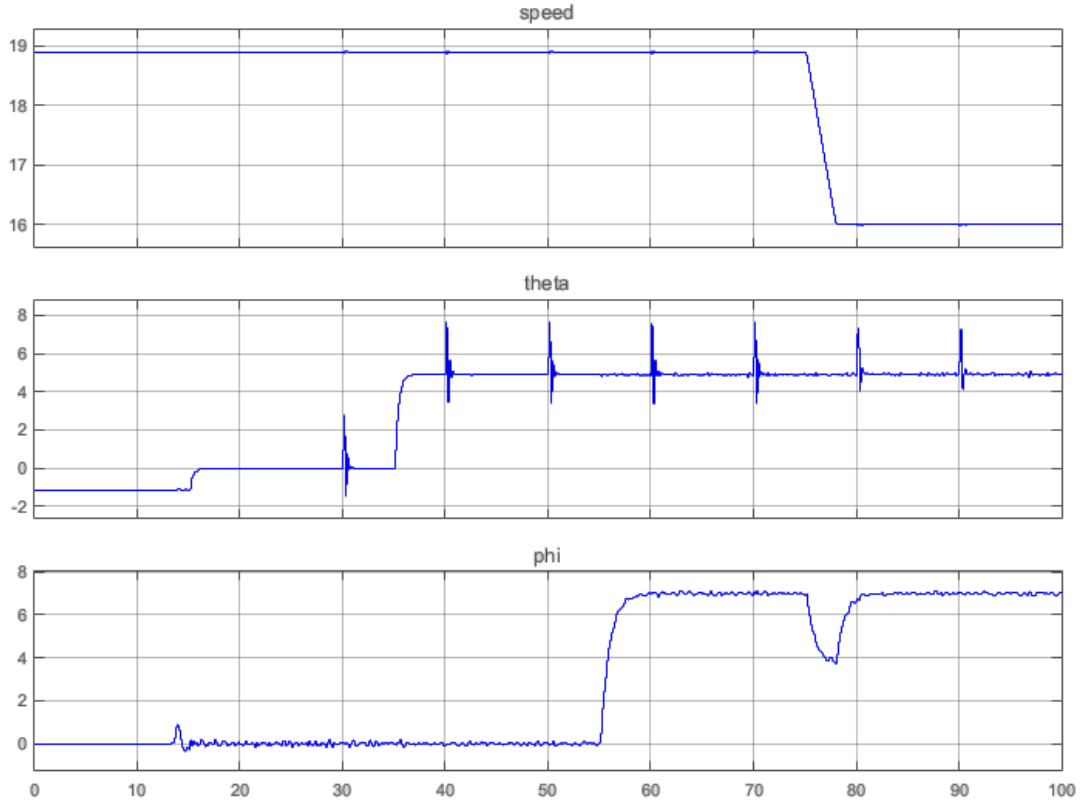
7. MATLAB/SIMULINK TEST SONUÇLARI

Bu bölümde, bu çalışmada yapılan testlerden ve test sonuçlarından bahsedilecektir. Yedekli sistemlerin bir sistemin güvenilirliğini, güvenliğini ve kullanılabilirliğini arttırdığı önceki bölümlerde bahsedilmiştir. Yapılan varsayımlarda kayan kipli bir kontrolcü için dümen kilitlenmesi seneryosu gerçekleştirilmiş bir otopilot kullanılmıştır. Kayan kipli kontrol uygun şartlar oluştuğunda [40] sistemin belirsizliklerine, sistemde meydana gelen parametre değişimlerine ve bozuculara rağmen istenilen dinamik davranışı sağlayabilen gürbüz bir kontrol tekniğidir[41]. Seçmen, kontrolcü ve diğer blokların MATLAB/Simulinkteki tasarımları Şekil 7.1'de verilmiştir. Sisteme entegre edilen seçmen algoritması (TMR sistem) herhangi bir otopilot tipinde kullanılabilir. Entegre edilen seçmen algoritması hangi otopilotun doğru çıktılar ürettiğini bilmez. Yapılan mantıksal işlemler sonucunda çoğunluğa göre karar vererek en optimal değerleri üretir. Aşağıda çeşitli seneryolar için performans analizleri yapılmıştır. Yapılan analizler ise; yedeksiz ve doğru çalışan otopilot davranışına ait analiz, yedekli sistem - her üç otopilotun doğru çalıştığı durumdaki davranışa ait analiz, yedeksiz ve otopilotun yanlış çalıştığı durumdaki davranışa ait analiz, otopilotlardan herhangi birinin yanlış çalıştığı durumdaki davranışa ait analiz, iki otopilotun da yanlış çalıştığı durumdaki davranışa ait analiz, üç otopilotta da minik bozulmaların olduğu durumdaki davranışın analizi olarak verilmiştir.

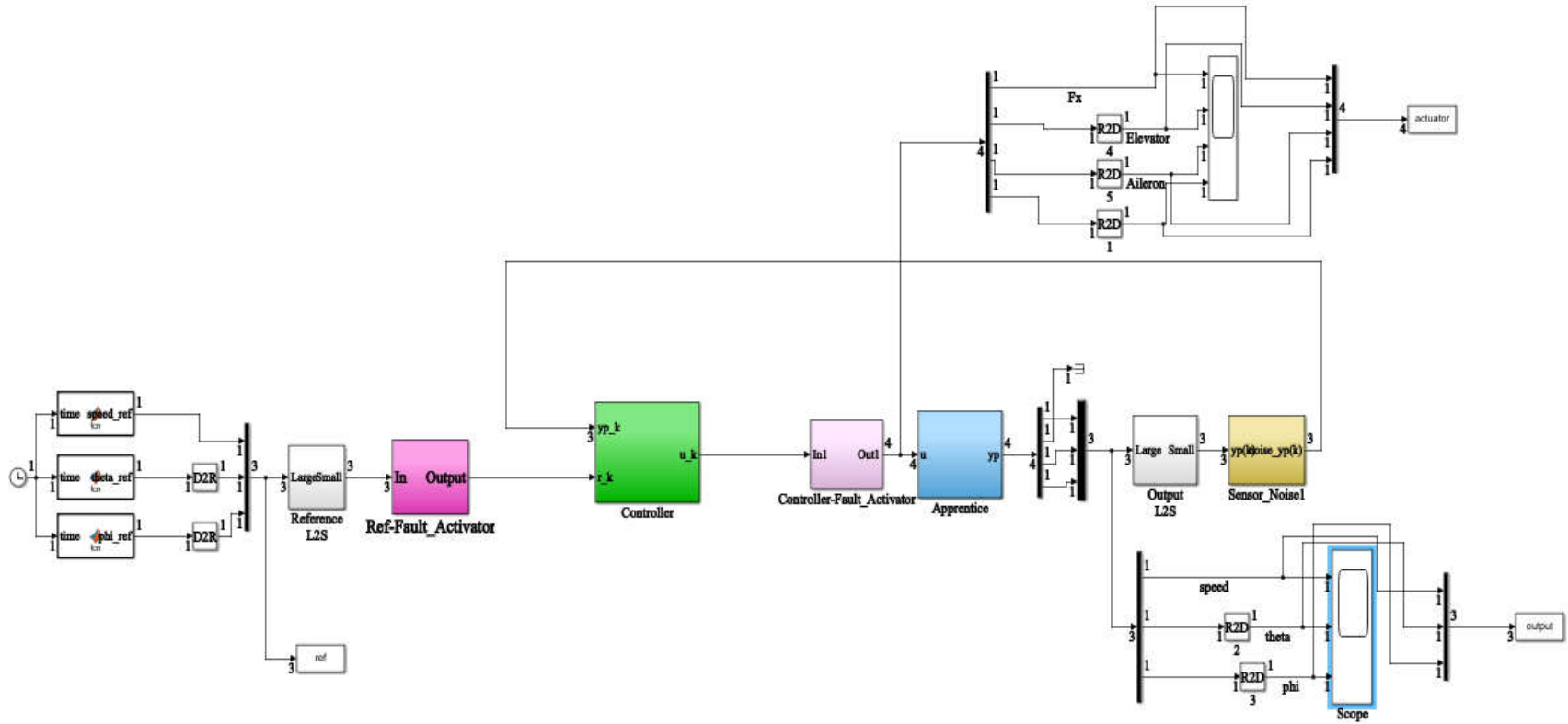


Şekil 7.1: Testlerin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem

İlk olarak yedeksiz ve doğru çalışan bir otopilot için elde edilen çıktılar verilmiştir. Sistemin çıktılar hız, yunuslama ve yuvarlanma açılarıdır. Sistemin referans değerleri hız için 16 ve 18.9, yalpalama açısı 0 ve 5, sapma açısı içinse 0 ve 7 değerleri farklı zaman dilimleri boyunca uygulanmıştır. Yedeksiz ve doğru çalışan otopilotun çıktıları Şekil 7.2'de verilmiştir. Aynı zamanda sistemin Matlab/Simulink tasarımıda Şekil 7.3'de verilmiştir.

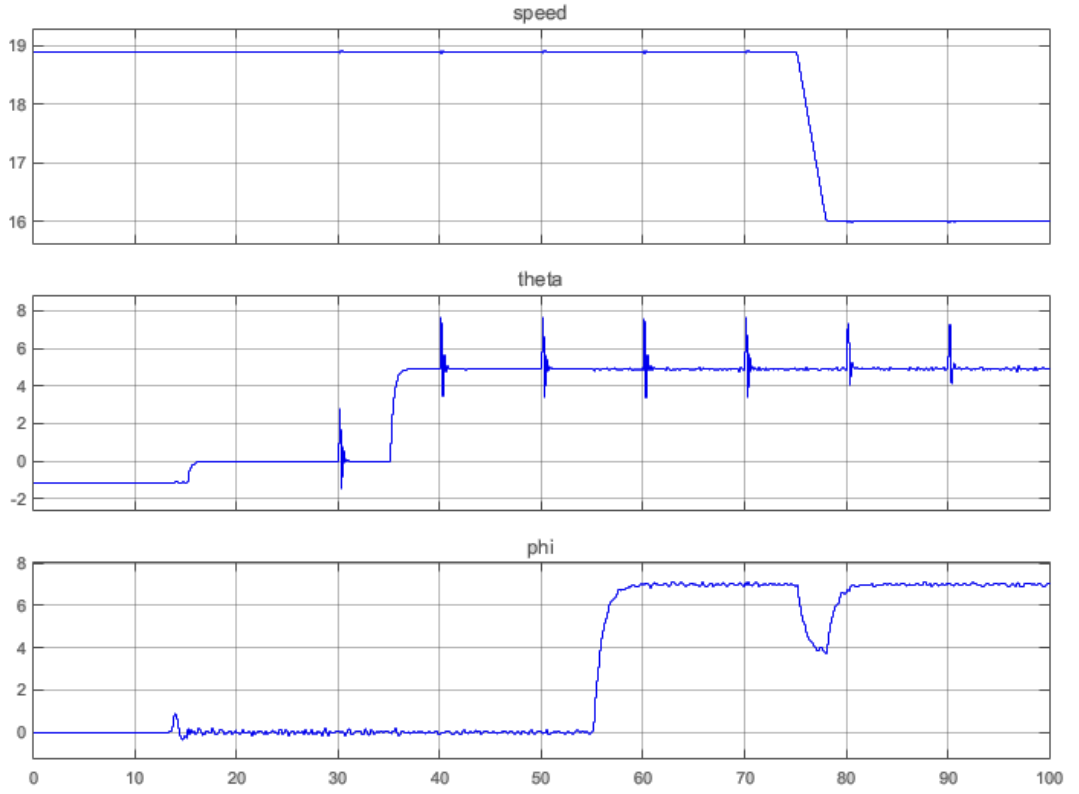


Şekil 7.2: Yedeksiz ve doğru çalışan otopilotun çıktısı



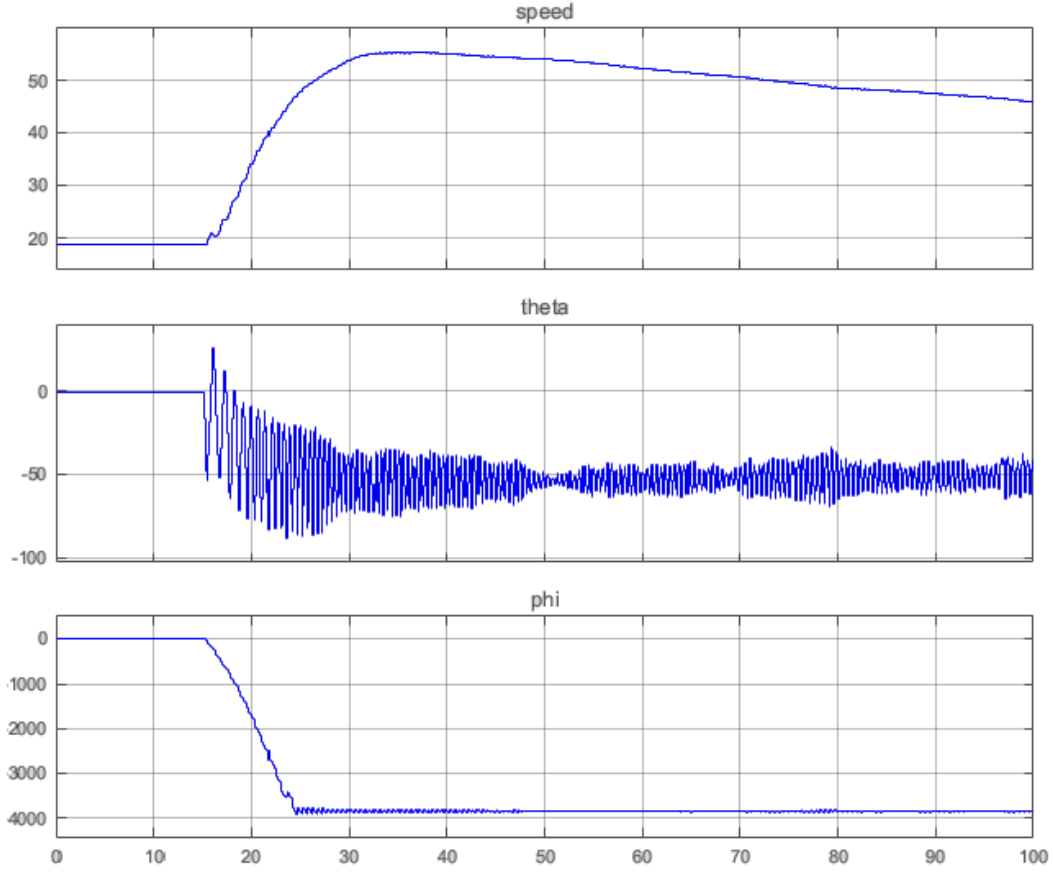
Şekil 7.3: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedeksiz sistem

Sisteme seçmen algoritması entegre edildiğinde sistemin yine aynı çıktıları ürettiğini yani entegre edilen seçmen algoritmasının sistemi olumsuz etkilemediğini görmek için seçmen algoritmasını sisteme ekleyip her üç otopilotunda doğru çalıştığı durumdaki çıktılar Şekil 7.4'de verilmiştir. Aynı zamanda sistemin Matlab/Simulink tasarımı da Şekil 7.1'de verilmiştir. Çıktılar incelendiğinde sistemin çoklanmasının ve sisteme entegre edilen seçmenin sistemin çalışma mantığını bozmadığını ve kararlılığın aynı şekilde korunduğu görülmektedir.

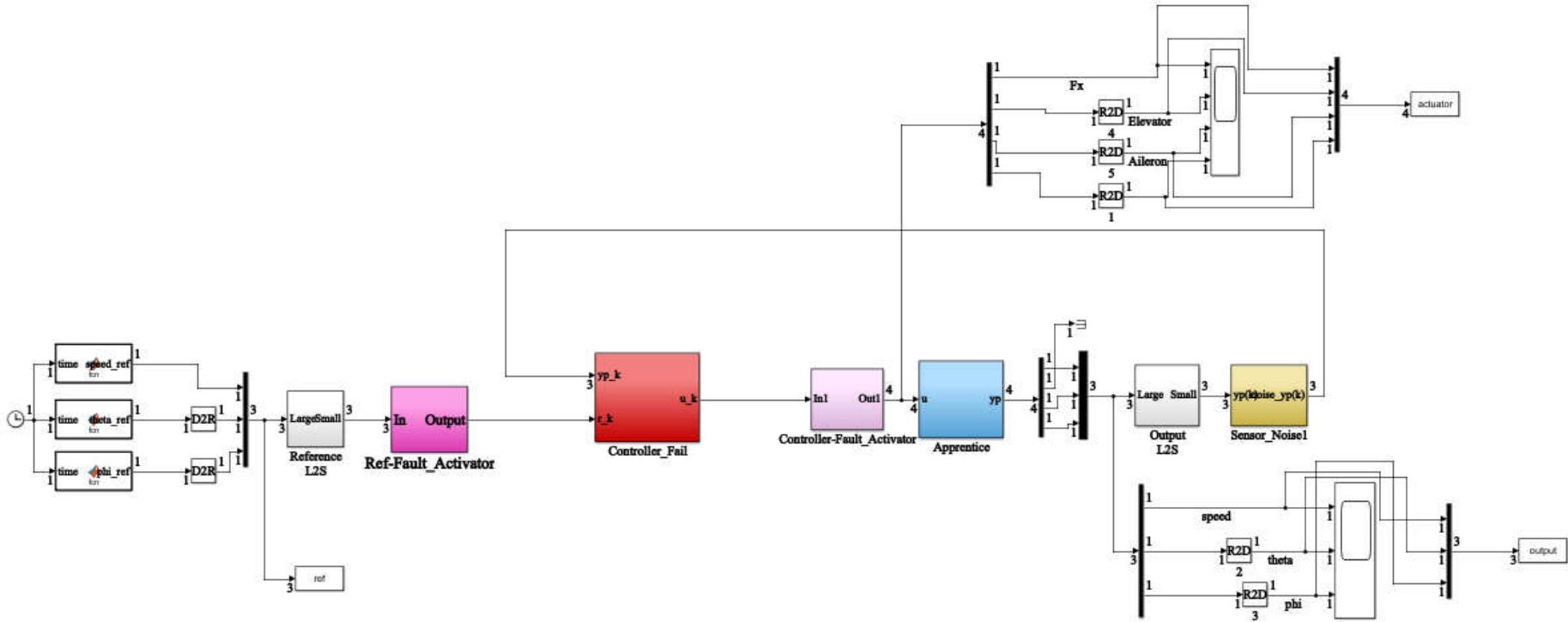


Şekil 7.4: Yedekli sistem - her üç otopilotun doğru çalıştığı durum

Yedeksiz bir sistem için otopilotta herhangi bir arıza meydana gelmesi durumunda sistemin ürettiği çıktılar Şekil 7.5'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında yedeksiz bir sistem için otopilotta meydana gelebilecek bir hata sistemin istenen referans değerlerinden çıkmasına sebep olmuş ve sistemin kararlılığını bozmuştur. Böyle bir durumda uçuş başarısız sayılacak ve bu durumda uçağın düşmesine sebep olacaktır. Sisteme ait Matlab/Simulink tasarımı da Şekil 7.6'de verilmiştir.

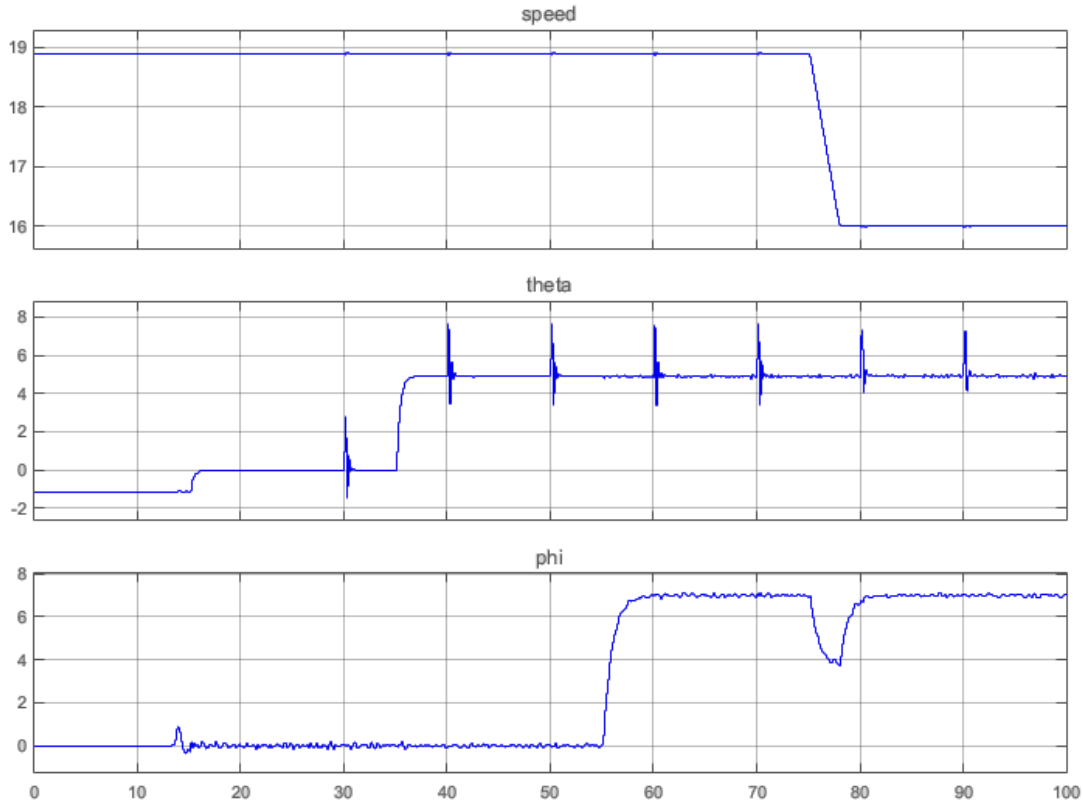


Şekil 7.5: Yedeksiz sistem otopilotunun yanlış çalıştığı durum

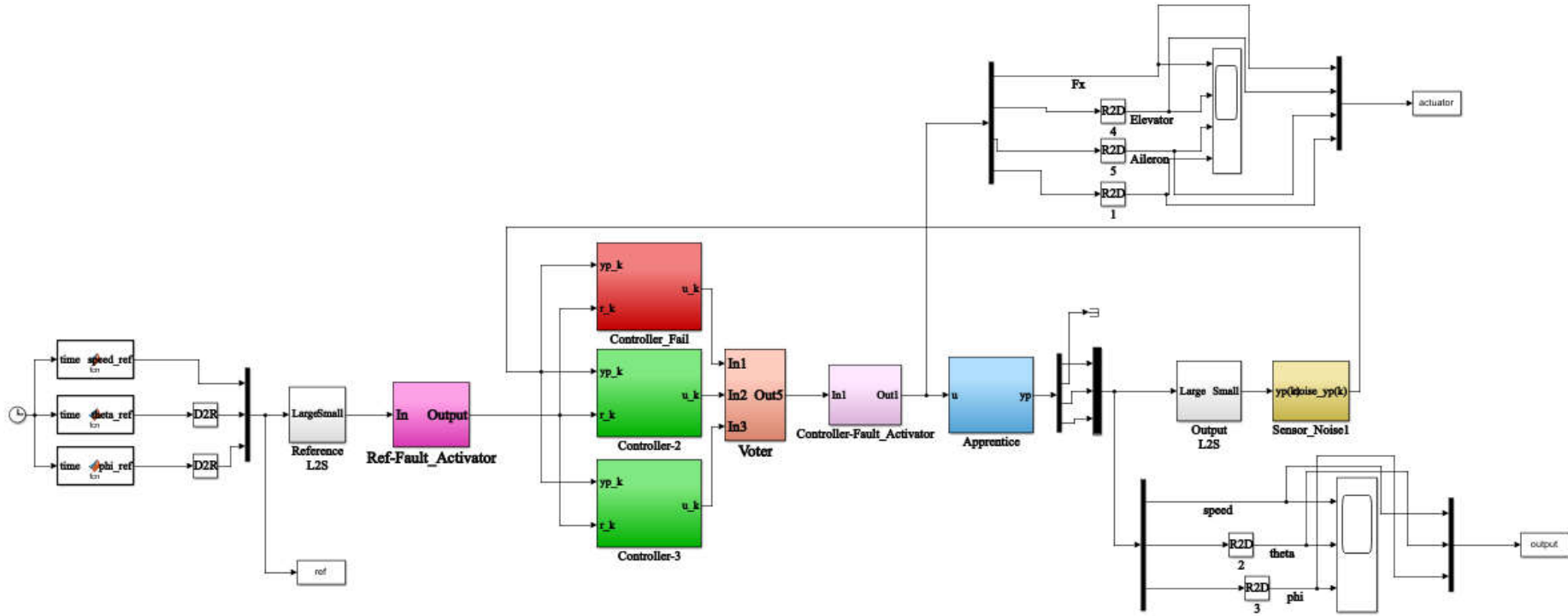


Şekil 7.6: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedeksiz sistem

Yukarıdaki teste meydana gelen otopilot arızası yedekli sistemde de uygulanmıştır. Hata her otopilota tek tek eklenmiş ve çıktılar karşılaştırılmıştır. Hatanın birinci otopilota uygulandığı çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.7 ve Şekil 7.8'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında yedeksiz bir sistemde sistemin kararlılığını bozarak uçuşu başarısızlaştıracak bir hatanın yedekli bir sistemde birinci otopilotta meydana gelmesi sistemin kararlılığını bozmayarak istenen referans değerlerinde kalmasını sağlamıştır. Sistemin çıktılarının yedeksiz ve doğru çalışan sistemin çıktıları ile aynı olduğu görülmektedir. Yani birinci otopilotta meydana gelebilecek bir hata başarılı bir şekilde maskelenmiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

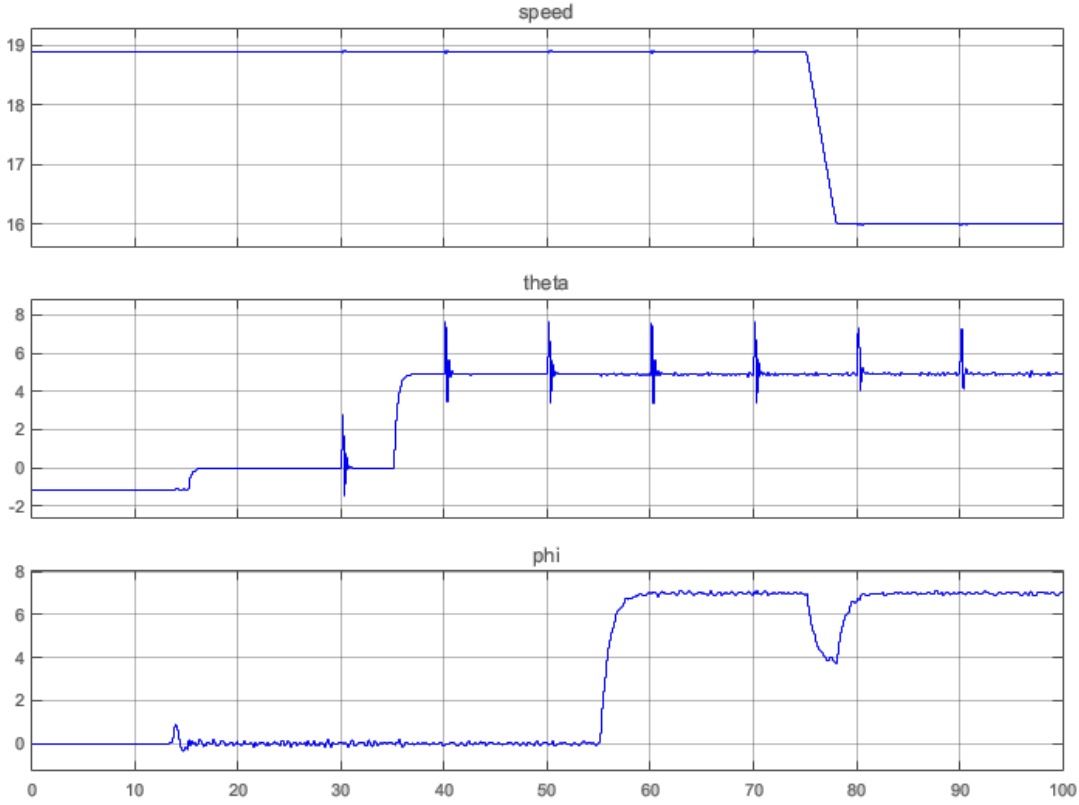


Şekil 7.7: Yedekli sistem - birinci otopilotun yanlış çalıştığı durum

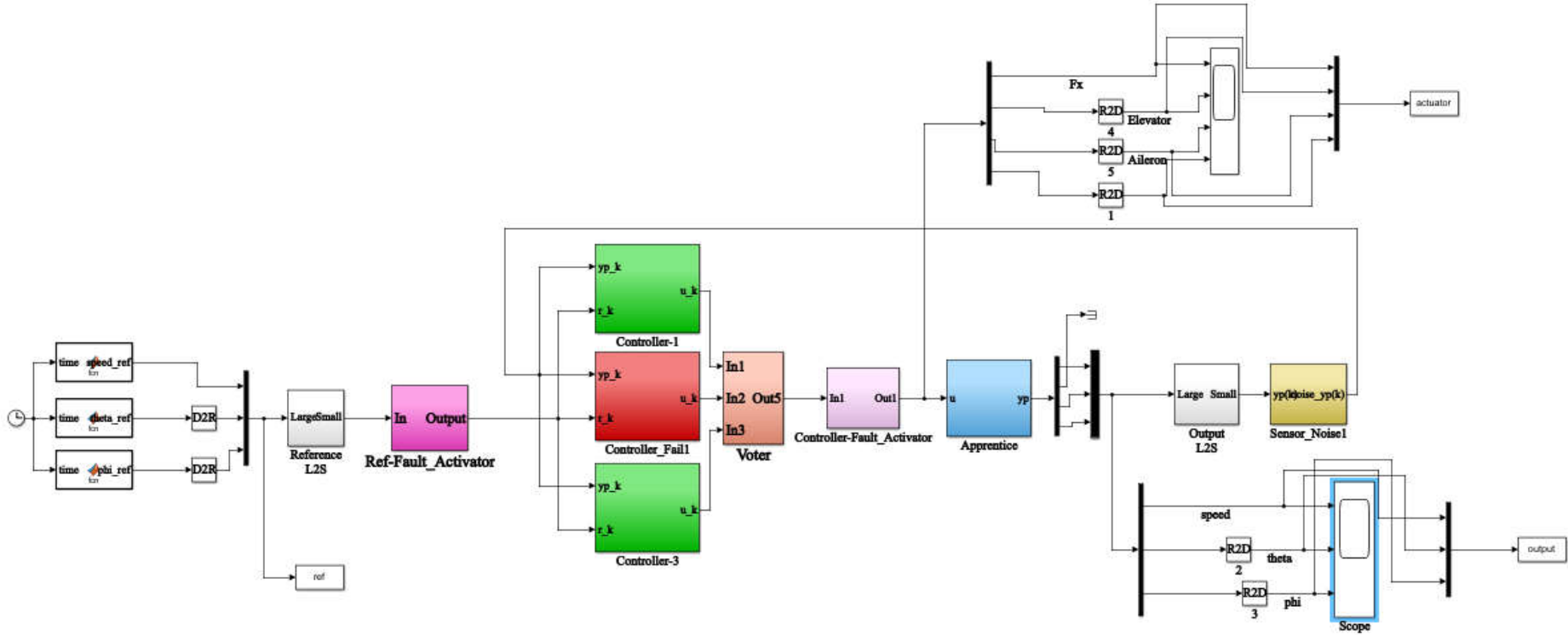


Şekil 7.8: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem birinci otopilotun yanlış çalıştığı durum

Birinci otopilota uygulanan hata aynı şekilde ikinci otopilota eklenerek testler devam etmiştir. Bu durumda sistemde birinci ve üçüncü otopilotlar doğru çalışırken ikinci otopilota yedeksiz sistemi bozan hata eklenmiştir. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.9 ve Şekil 7.10'da verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında yedeksiz bir sistemde sistemin kararlılığını bozarak uçuşu başarısızlaştıracak bir hatanın yedekli bir sistemde ikinci otopilotta meydana gelmesi sistemin kararlılığını bozmayarak istenen referans değerlerinde kalmasını sağlamıştır. Sistemin çıktılarının yedeksiz ve doğru çalışan sistemin çıktıları ile aynı olduğu görülmektedir. Yani ikinci otopilotta meydana gelebilecek bir hata başarılı bir şekilde maskelenmiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

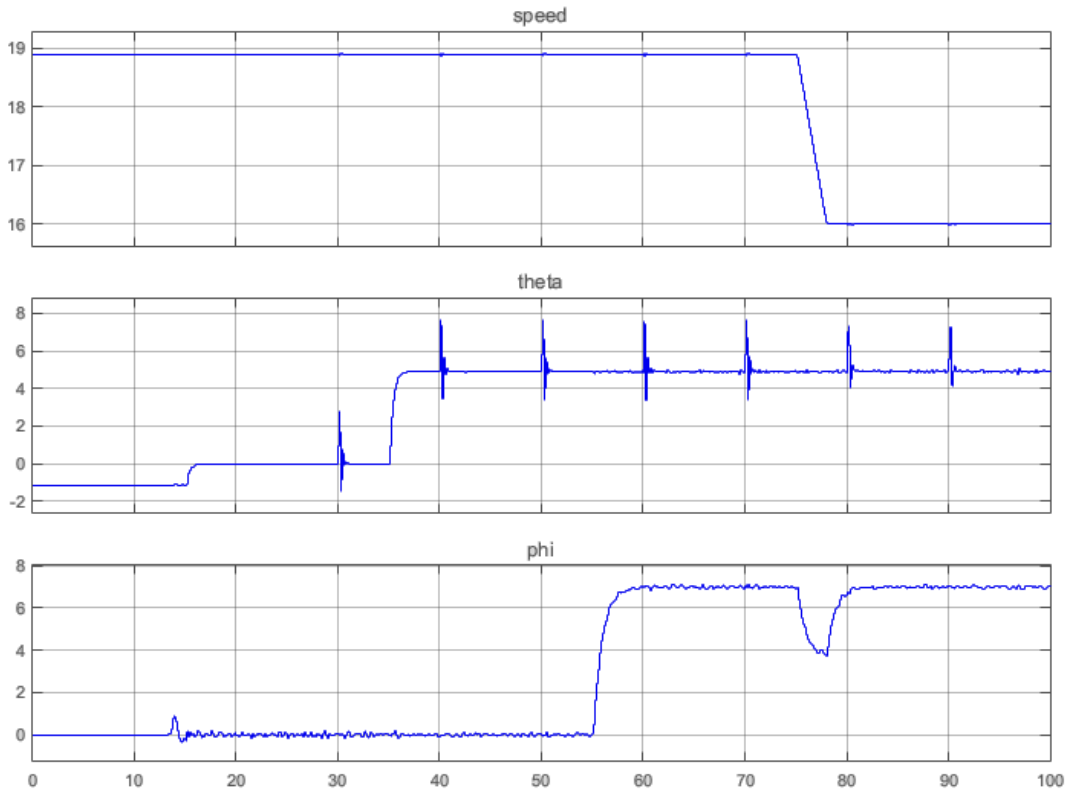


Şekil 7.9: Yedekli sistem - ikinci otopilotun yanlış çalıştığı durum

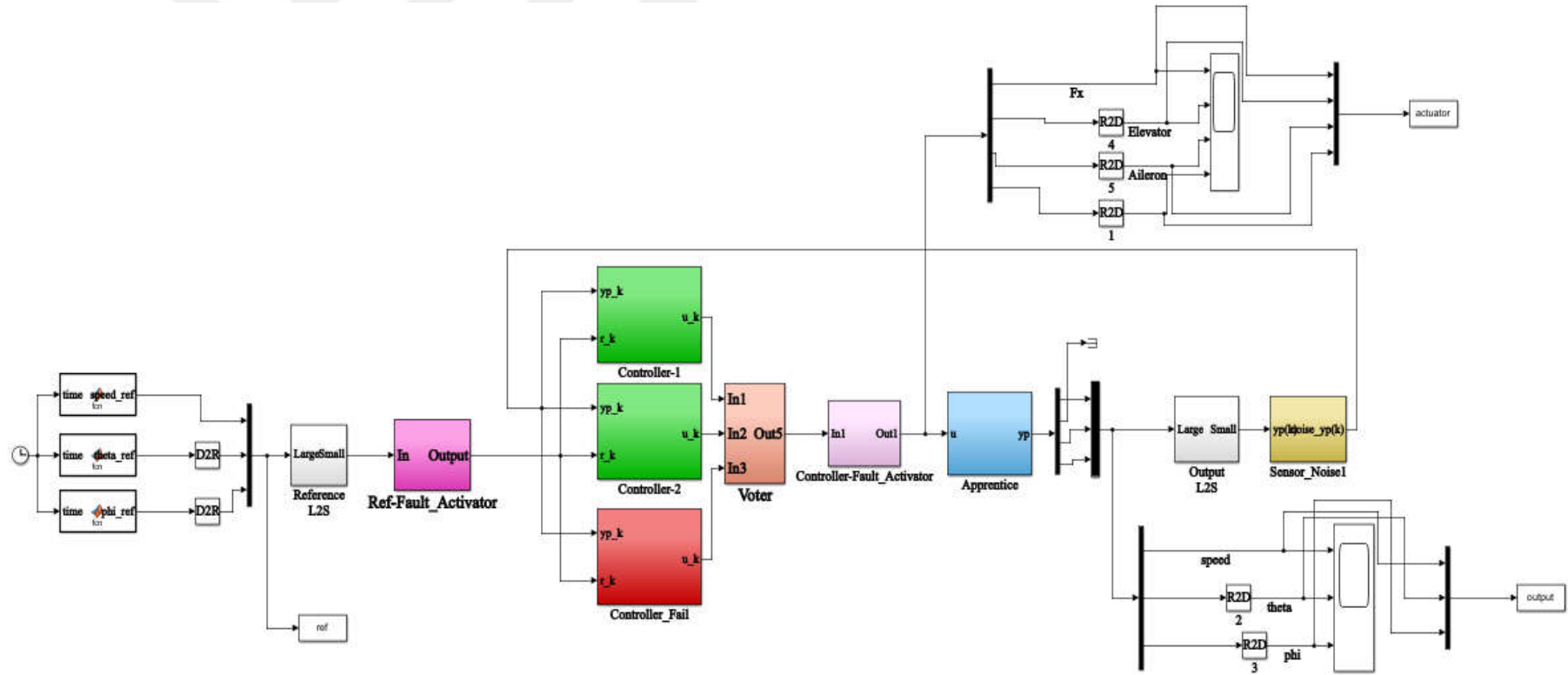


Şekil 7.10: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem ikinci otopilotun yanlış çalıştığı durum

İkinci otopilota uygulanan hata aynı şekilde üçüncü otopilota eklenerek testler devam etmiştir. Bu durumda sistemde birinci ve ikinci otopilotlar doğru çalışırken üçüncü otopilota yedeksiz sistemi bozan hata eklenmiştir. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.11 ve Şekil 7.12'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında yedeksiz bir sistemde sistemin kararlılığını bozarak uçuşu başarısızlaştıracak bir hatanın yedekli bir sistemde üçüncü otopilotta meydana gelmesi sistemin kararlılığını bozmayarak istenen referans değerlerinde kalmasını sağlamıştır. Sistemin çıktılarının yedeksiz ve doğru çalışan sistemin çıktıları ile aynı olduğu görülmektedir. Yani üçüncü otopilotta meydana gelebilecek bir hata da başarılı bir şekilde maskelenmiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir. Test sonuçları genel olarak değerlendirildiğinde yedeksiz bir sistemde uçuşu başarısız hale getirebilecek bir hatanın yedekli bir sistem için hangi otopilotta meydana geldiği farketmeden başarılı bir şekilde maskelendiği ve uçuşun kararlılığının bozulmadığı açık bir şekilde görülmektedir. Bu durum bize yedekli otopilot sistemlerinin uçuşun güvenilirliğini, güvenliğini ve kullanılabilirliğini arttırdığını göstermiştir. Yedekli otopilot sistemleri kullanılarak meydana gelebilecek olası kazaların önüne geçilebileceğini söyleyebiliriz.

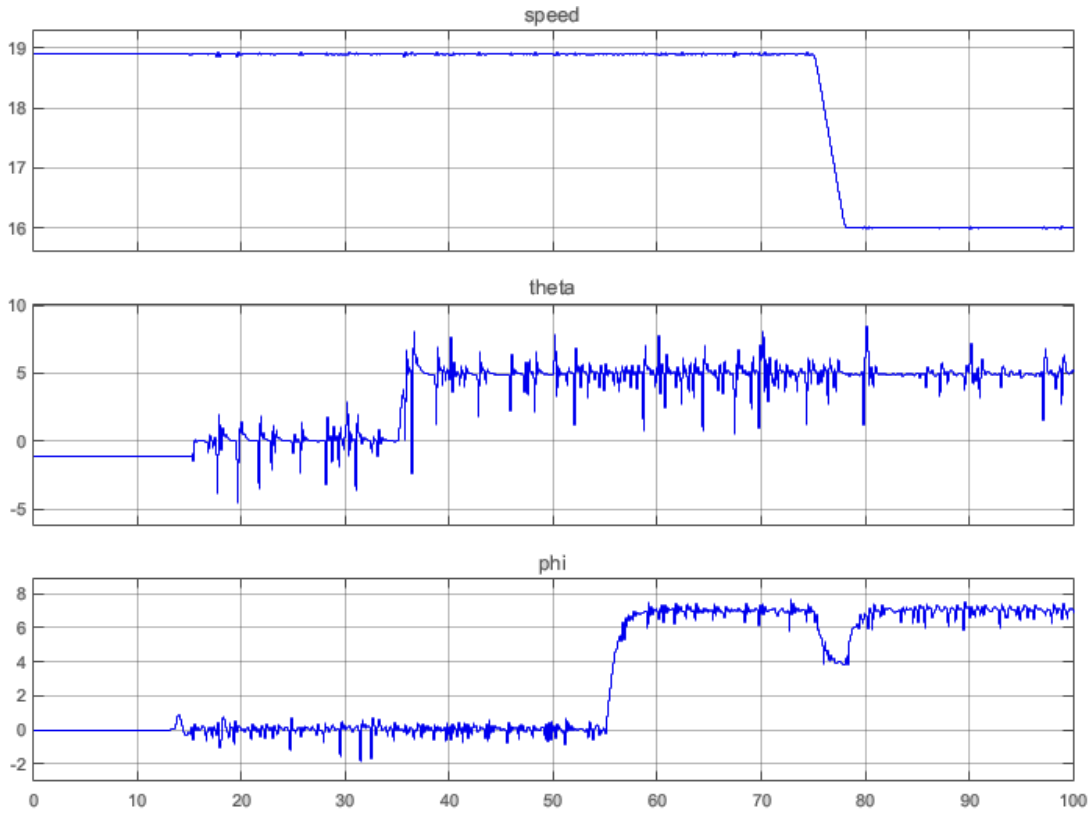


Şekil 7.11: Yedekli sistem - üçüncü otopilotun yanlış çalıştığı durum

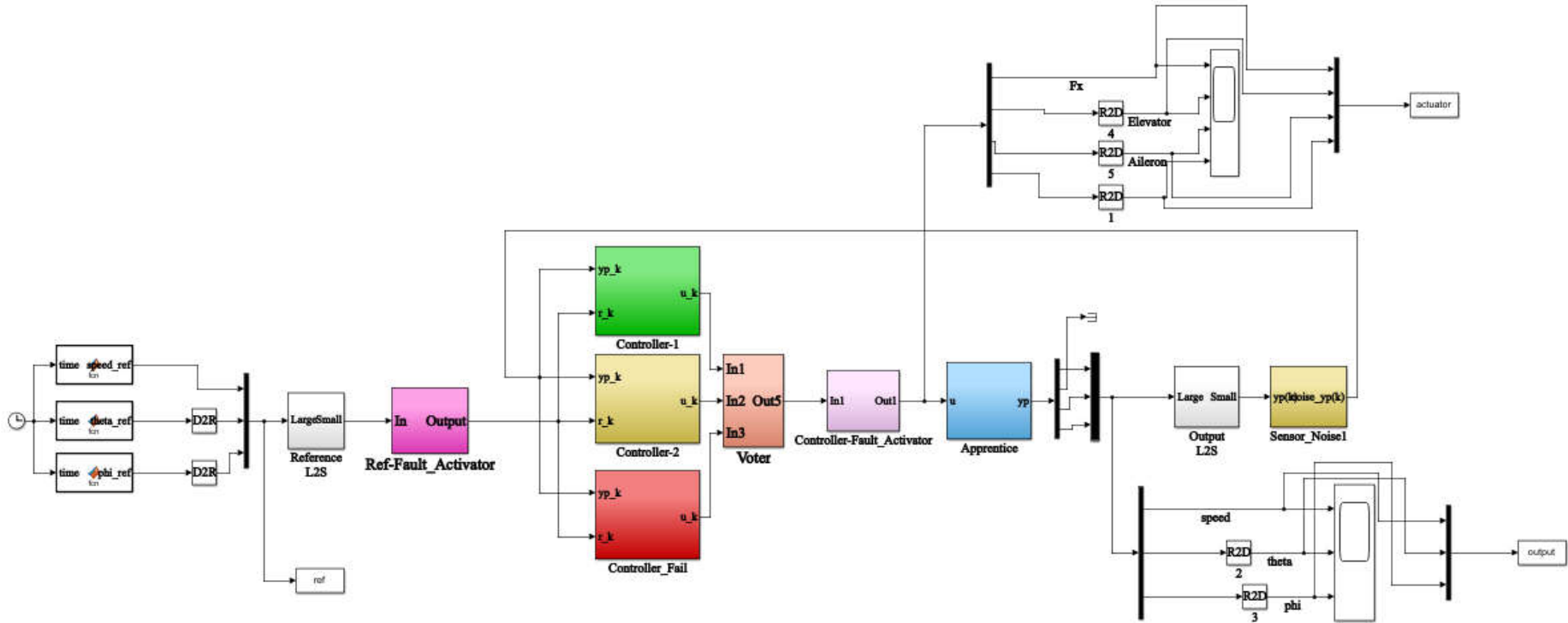


Şekil 7.12: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üçüncü otopilotun yanlış çalıştığı durum

Testlere üçüncü otopilotun bozuk ve ikinci otopilotada minik hatalar eklenerek devam edilmiş ve çıktı sonuçları incelenmiştir. Bu durumda sistemde birinci otopilot düzgün çalışırken ikinci otopilota minik bozulmalar eklenmiş ve üçüncü otopilotta bozulmuştur. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.13 ve Şekil 7.14'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında her üç otopilottan farklı sinyaller gelse dahi sistem istenen referans değerleri aralığında kararlılığını bozmamıştır. Yani seçmen sistemde tek bir otopilot doğru çalışsa bile hataları başarılı bir şekilde maskeleymiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

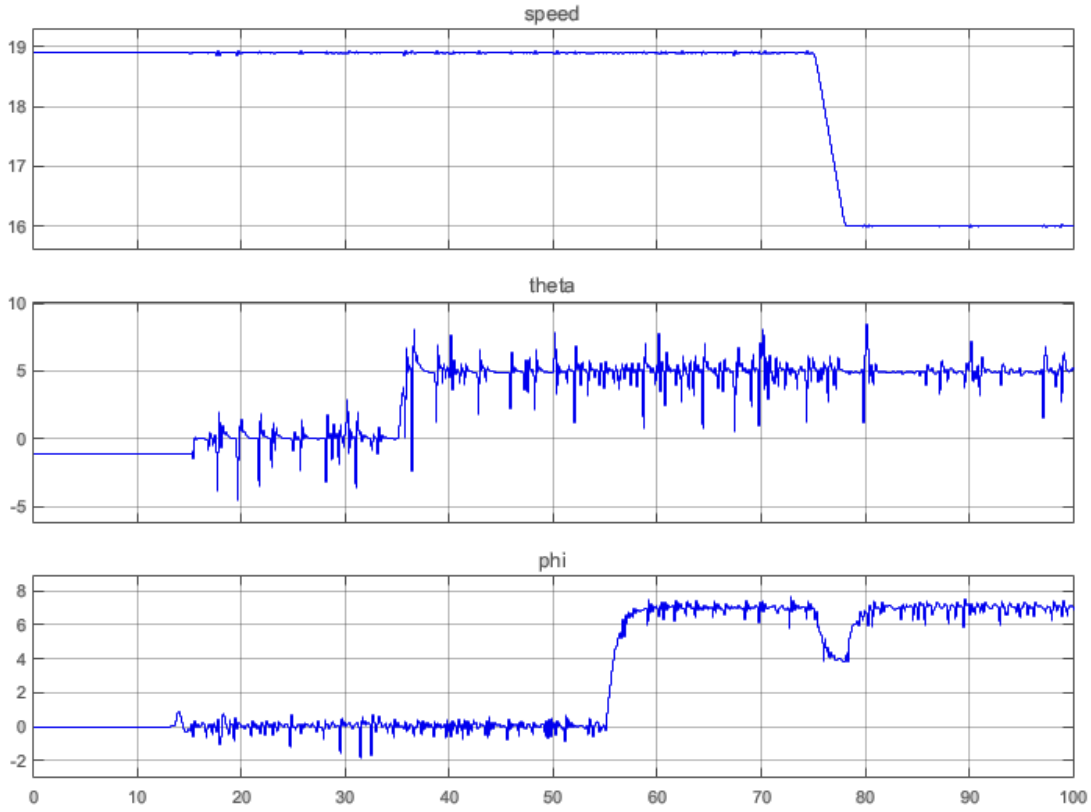


Şekil 7.13: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum

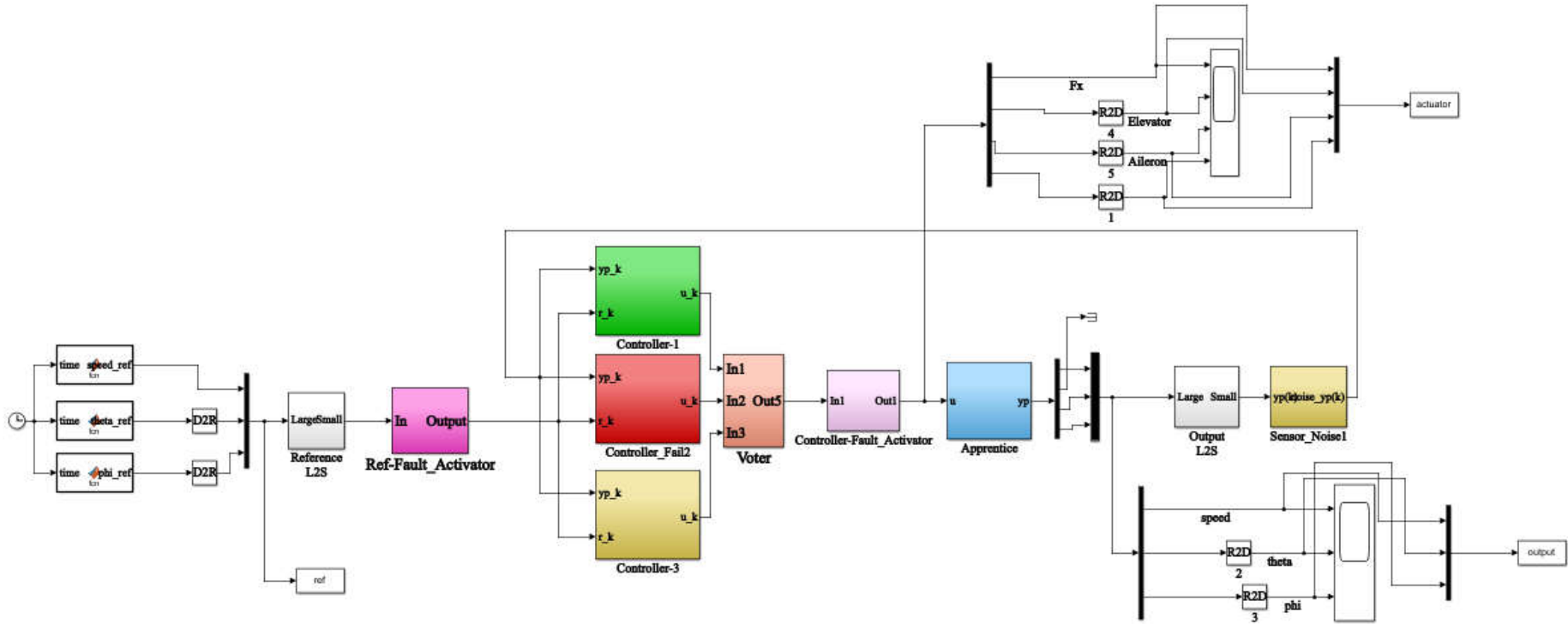


Şekil 7.14: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem ikinci ve üçüncü otopilotların yanlış çalıştığı durum

Testlere ikinci otopilotun bozuk ve üçüncü otopilotada minik hatalar eklenerek devam edilmiş ve çıktı sonuçları incelenmiştir. Bu durumda sistemde birinci otopilot düzgün çalışırken üçüncü otopilota minik bozulmalar eklenmiş ve ikinci otopilotta bozulmuştur. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.15 ve Şekil 7.16'da verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında her üç otopilottan farklı sinyaller gelse dahi sistem istenen referans değerleri aralığında kararlılığını bozmamıştır. Yani seçmen sistemde tek bir otopilot doğru çalışsa bile hataları başarılı bir şekilde maskeleymiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

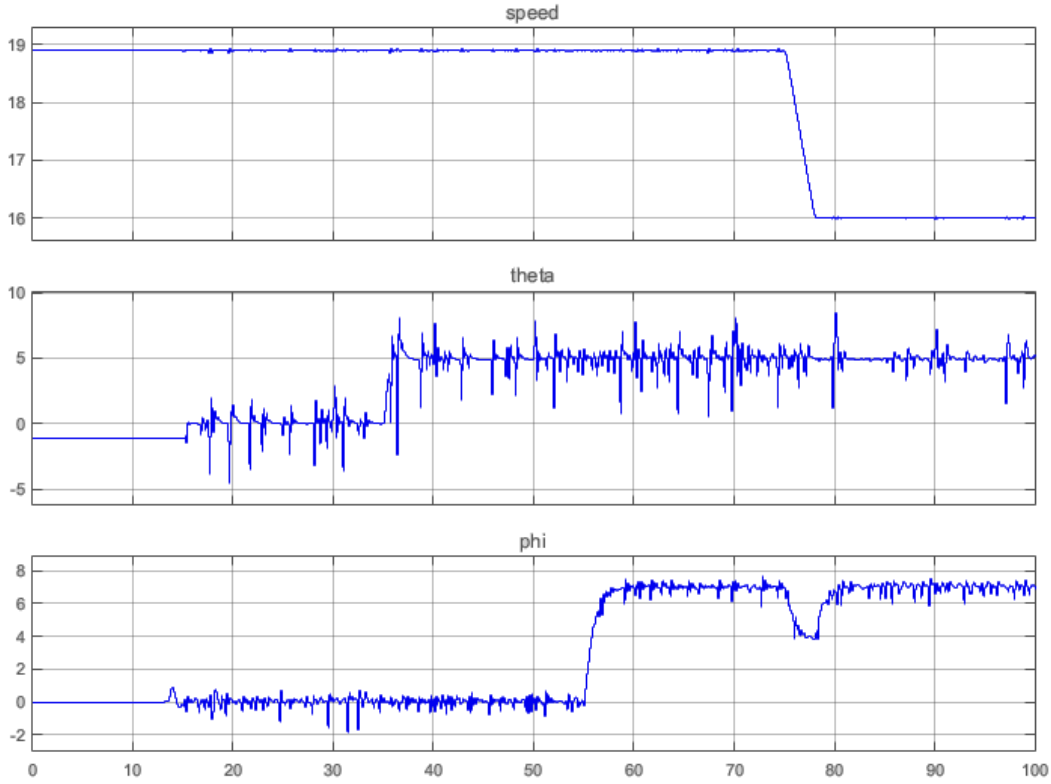


Şekil 7.15: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum

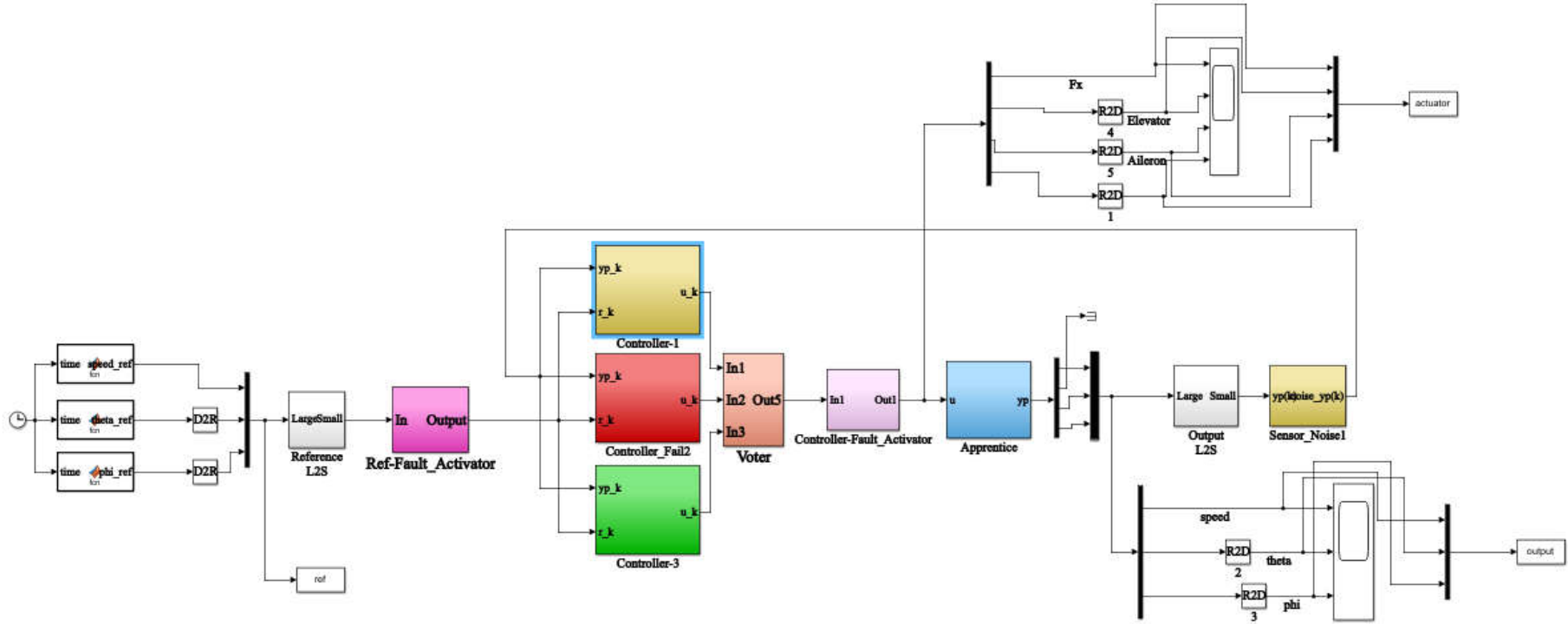


Şekil 7.16: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üçüncü ve ikinci otopilotların yanlış çalıştığı durum

Testlere ikinci otopilotun bozuk ve birinci otopilotada minik hatalar eklenerek devam edilmiş ve çıktı sonuçları incelenmiştir. Bu durumda sistemde üçüncü otopilot düzgün çalışırken birinci otopilota minik bozulmalar eklenmiş ve ikinci otopilotta bozulmuştur. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.17 ve Şekil 7.18'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında her üç otopilottan farklı sinyaller gelse dahi sistem istenen referans değerleri aralığında kararlılığını bozmamıştır. Yani seçmen sistemde tek bir otopilot doğru çalışsa bile hataları başarılı bir şekilde maskeleymiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

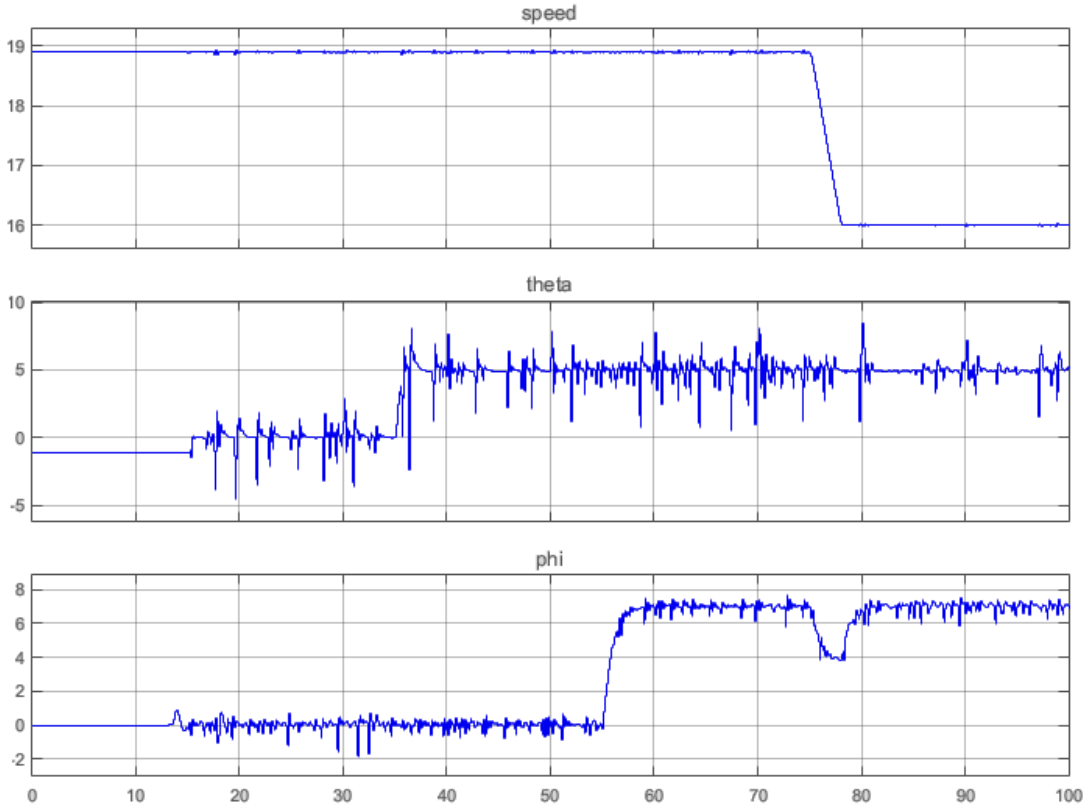


Şekil 7.17: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum

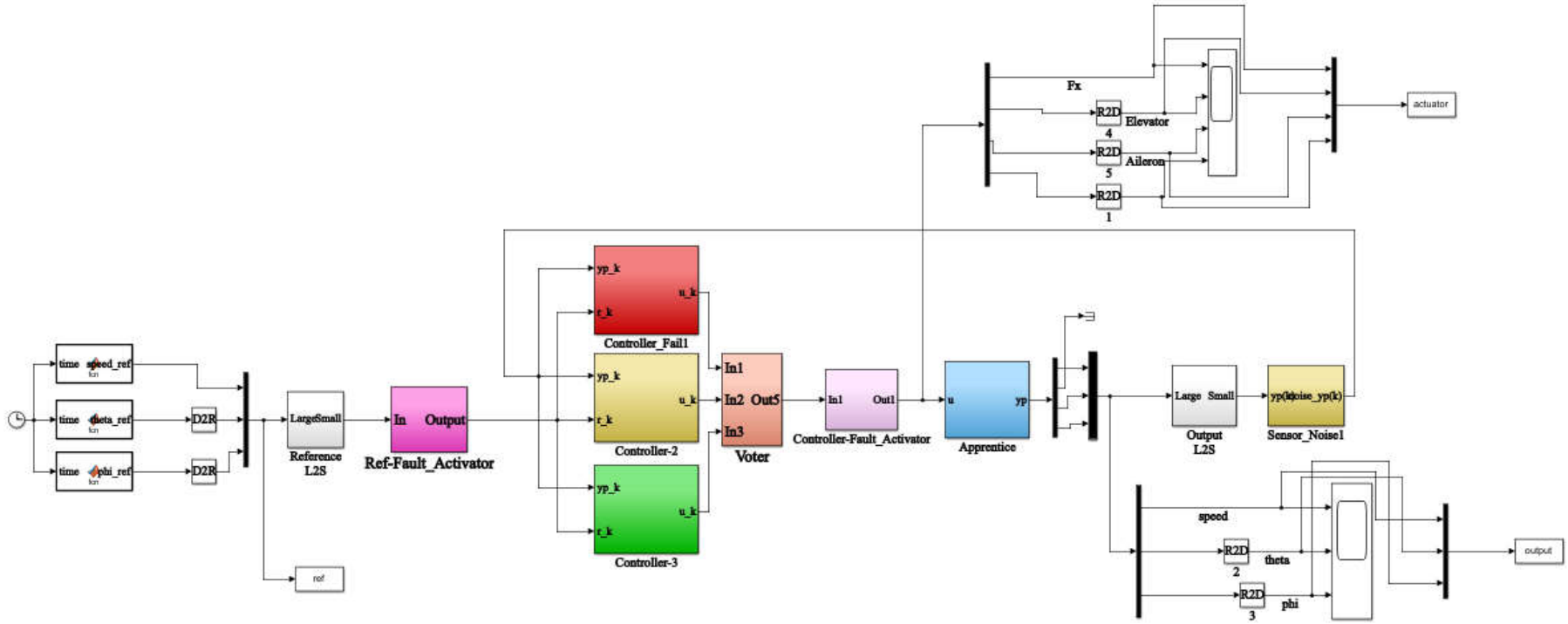


Şekil 7.18: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem birinci ve ikinci otopilotların yanlış çalıştığı durum

Testlere birinci otopilotun bozuk ve ikinci otopilotada minik hatalar eklenerek devam edilmiş ve çıktı sonuçları incelenmiştir. Bu durumda sistemde üçüncü otopilot düzgün çalışırken ikinci otopilota minik bozulmalar eklenmiş ve birinci otopilotta bozulmuştur. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.19 ve Şekil 7.20'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında her üç otopilottan farklı sinyaller gelse dahi sistem istenen referans değerleri aralığında kararlılığını bozmamıştır. Yani seçmen sistemde tek bir otopilot doğru çalışsa bile hataları başarılı bir şekilde maskeleymiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

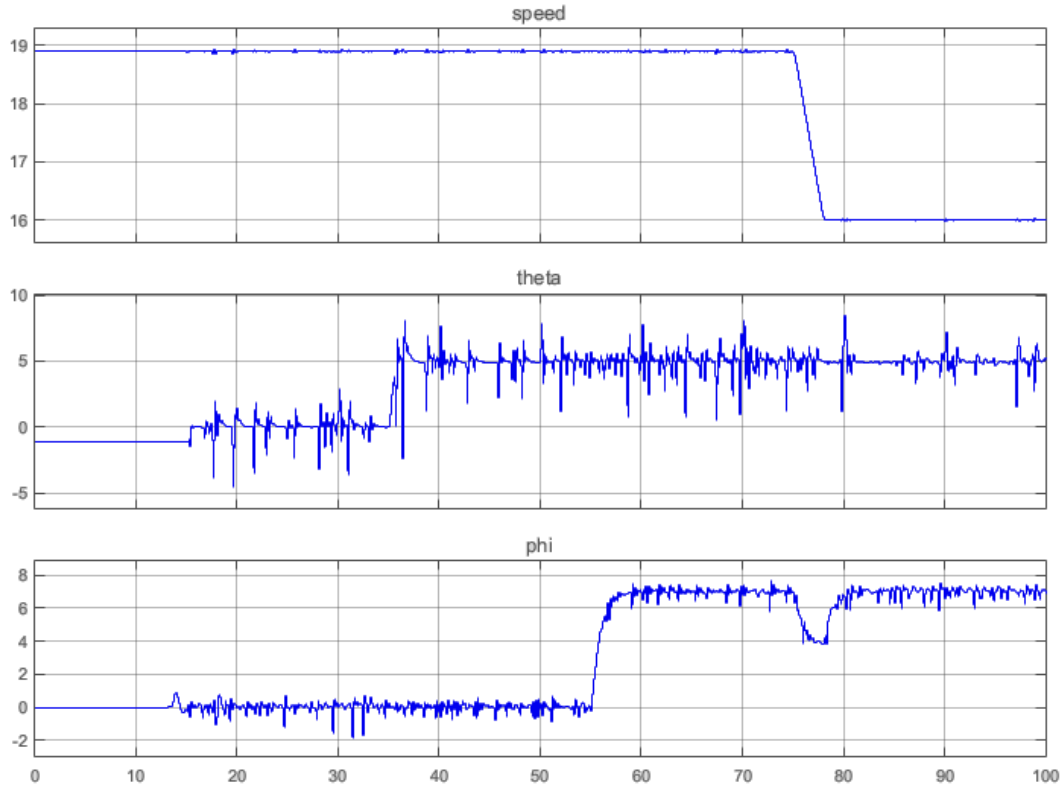


Şekil 7.19: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum

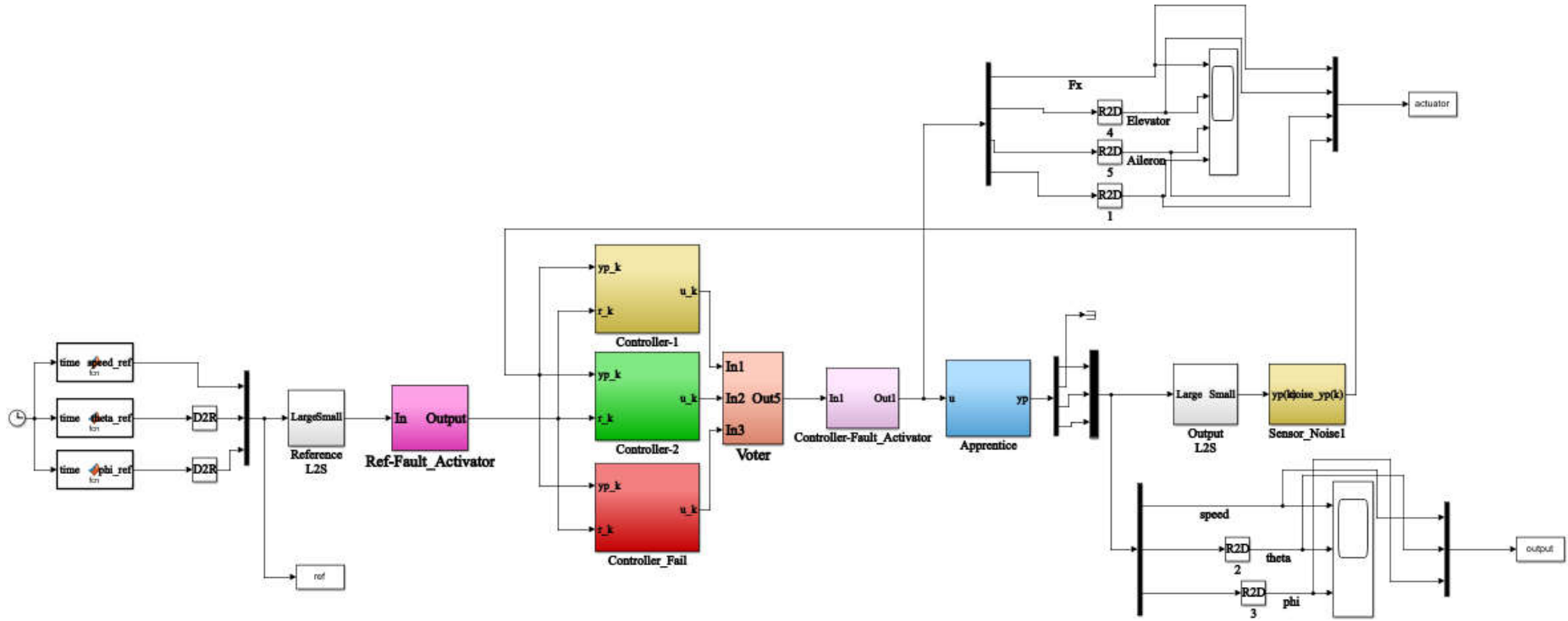


Şekil 7.20: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem ikinci ve birinci otopilotların yanlış çalıştığı durum

Testlere üçüncü otopilotun bozuk ve birinci otopilotada minik hatalar eklenerek devam edilmiş ve çıktı sonuçları incelenmiştir. Bu durumda sistemde ikinci otopilot düzgün çalışırken birinci otopilota minik bozulmalar eklenmiş ve üçüncü otopilotta bozulmuştur. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.21 ve Şekil 7.22'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında her üç otopilottan farklı sinyaller gelse dahi sistem istenen referans değerleri aralığında kararlılığını bozmamıştır. Yani seçmen sistemde tek bir otopilot doğru çalışsa bile hataları başarılı bir şekilde maskeleymiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

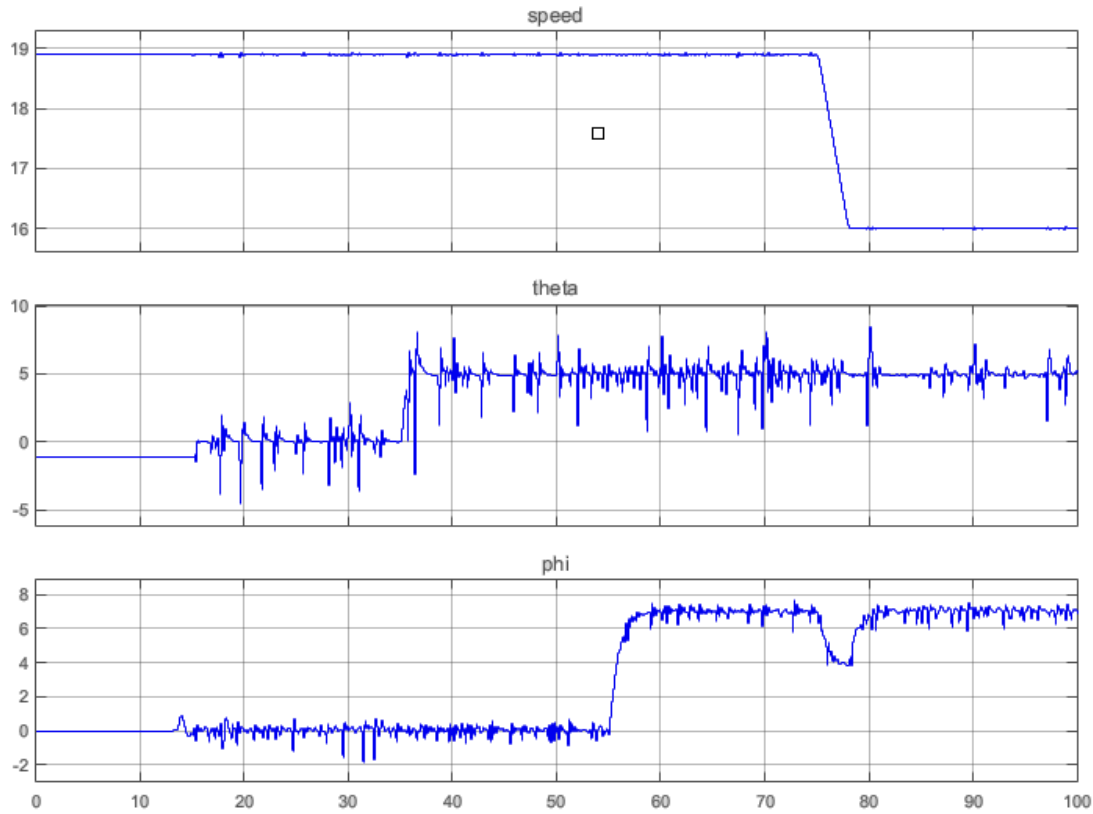


Şekil 7.21: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum

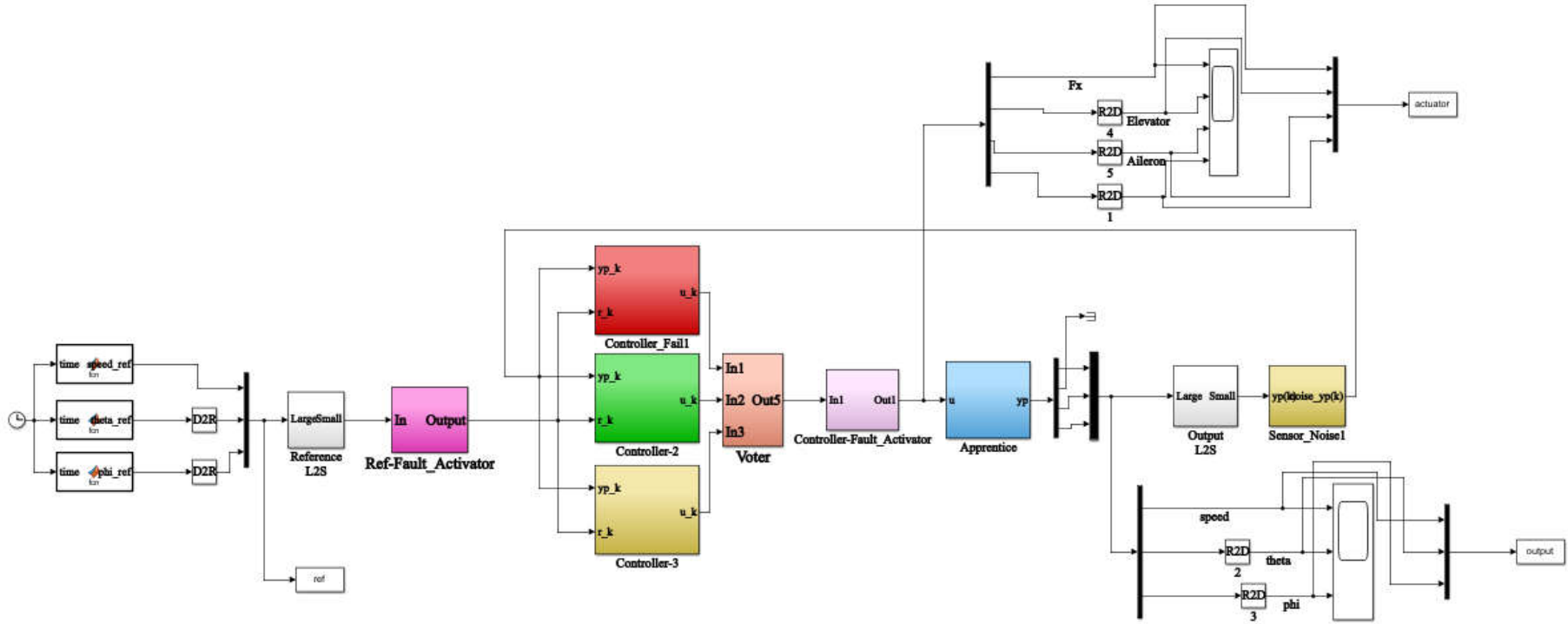


Şekil 7.22: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üçüncü ve birinci otopilotların yanlış çalıştığı durum

Testlere birinci otopilotun bozuk ve üçüncü otopilotada minik hatalar eklenerek devam edilmiş ve çıktı sonuçları incelenmiştir. Bu durumda sistemde ikinci otopilot düzgün çalışırken üçüncü otopilota minik bozulmalar eklenmiş ve birinci otopilotta bozulmuştur. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.23 ve Şekil 7.24'de verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında her üç otopilottan farklı sinyaller gelse dahi, sistem istenen referans değerleri aralığında kararlılığını bozmamıştır. Yani seçmen sistemde tek bir otopilot doğru çalışsa bile hataları başarılı bir şekilde maskeleymiş ve uçuş başarılı bir şekilde devam etmiştir.

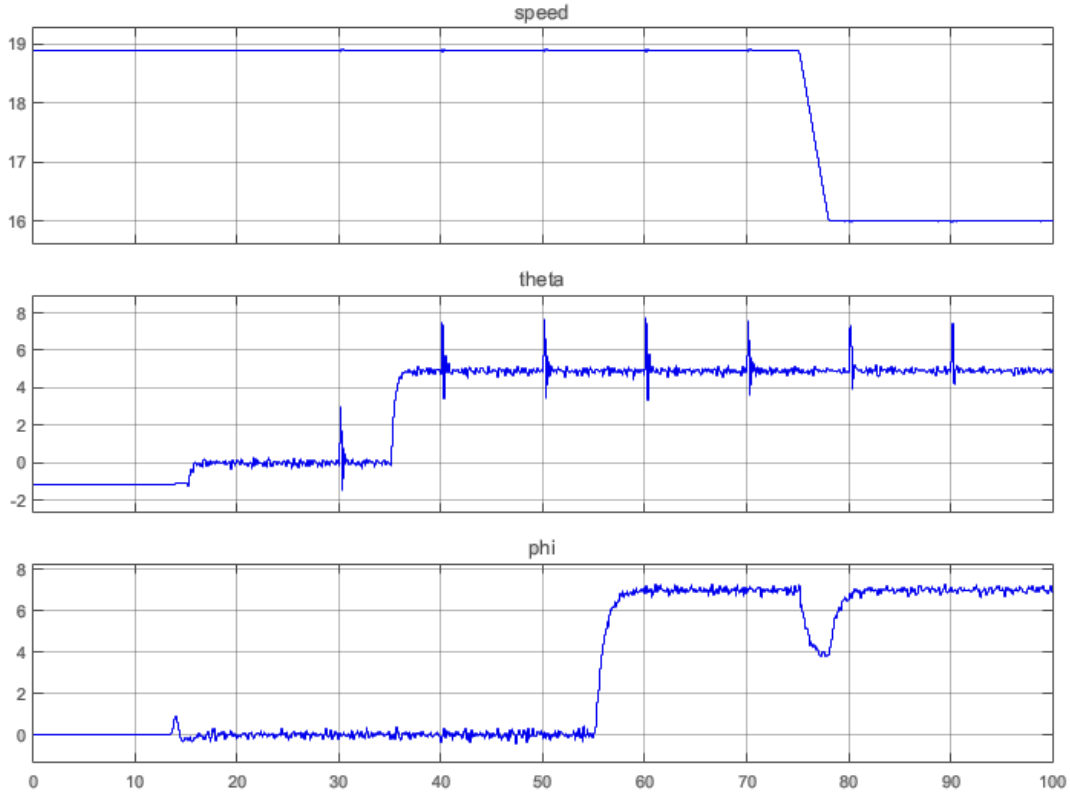


Şekil 7.23: Yedekli sistem - iki otopilotun yanlış çalıştığı durum

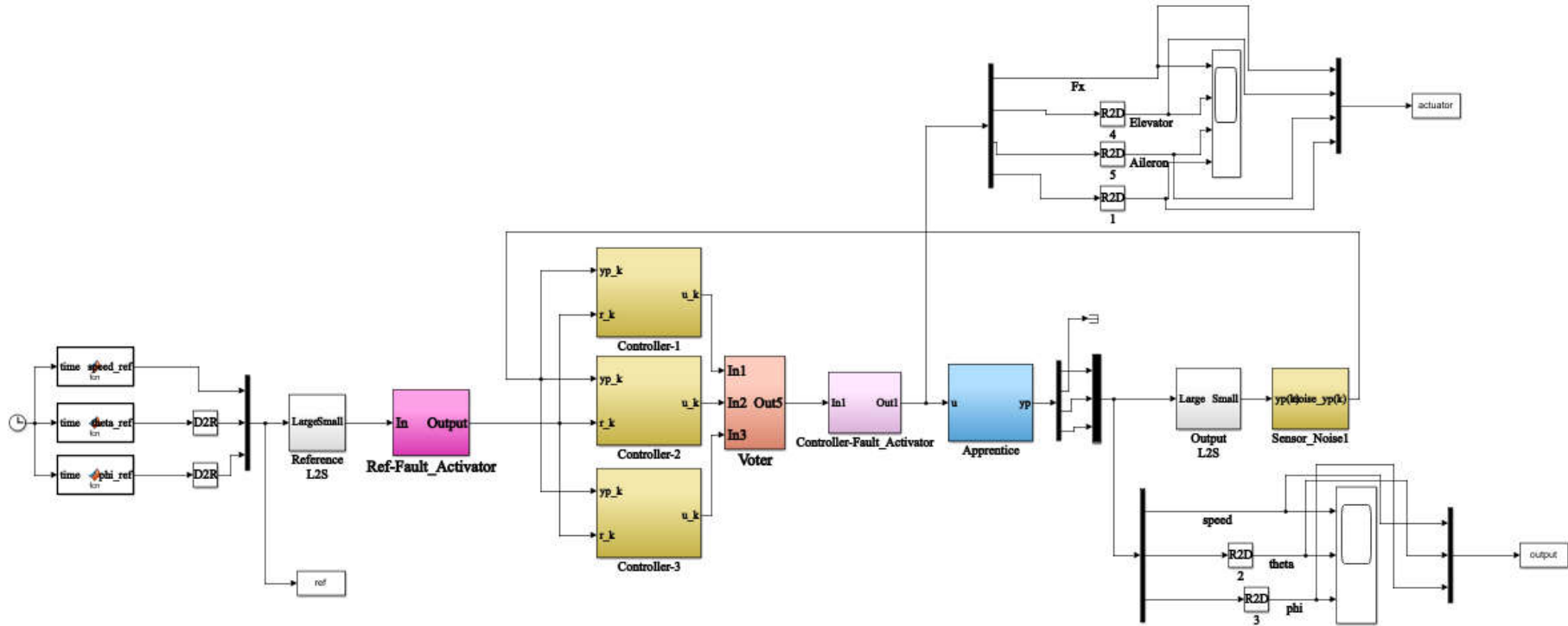


Şekil 7.24: Testin gerçekleştiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem birinci ve üçüncü otopilotların yanlış çalıştığı durum

Yapılan testler hataların hangi otopilotta meydana geldiği farketmeden başarılı bir şekilde maskelendiğini ve sistemin kararlılığını koruduğunu göstermiştir. Son olarak her üç otopilota farklı oranlarda minik bozulmalar eklenerek sistemin davranışı gözlenmiştir. Elde edilen çıktı görüntüleri ve Matlab/Simulink tasarımları Şekil 7.25 ve Şekil 7.26'da verilmiştir. Çıktılar yorumlandığında otopilotların üçüde hatalı çalışsa bile hatalar başarılı bir şekilde maskelenmiş ve sistem belirlenen referans değerleri etrafında kararlılığını korumuştur. Yedekli sistemler fazla donanımsal yükleri ile eleştirilirler (%200). Donanım yükünün azalması için literatürde yedekli sistemin seçici olarak yerleştirilmesi önerilmiştir [34]. Ağırlık, maliyet gibi açılardan uygun olsada, güvenilirliğin maliyetin çok üzerinde olduğu kritik öneme sahip sistemlerde tam yedeklilik tercih edilir. Zor arazi şartlarında düşen bir insansız hava aracını kurtarmak zordur ve yedekli otopilot sistemi tercih edilerek kaza olasılığının düşürülmesi mantıklı olacaktır [35].



Şekil 7.25: Yedekli sistem - üç otopilotun yanlış çalıştığı durum



Şekil 7.26: Testin gerçekleştirildiği Matlab/Simulink tasarımı - yedekli sistem üç otopilotun yanlış çalıştığı durum

8. SONUÇ VE ÖNERİLER

İnsansız hava araçlarının tarihsel gelişimi ve tarih boyunca çeşitli kullanım alanları askeri ve sivil olmak üzere detaylandırılmıştır. Askeri alandaki kullanım metodlarıyla; yetişmiş, kalifiye insan kaybının önüne geçilmiş, sivil alandaki kullanım metodlarıyla; gözlem, arama kurtarma, yangın tespiti, zirai ilaçlama gibi birçok alanda zaman ve maliyet verimliliği sağlanmıştır. Bu durum insansız hava araçlarının önemini ortaya koymuştur. Teknolojideki gelişmeler, İHA'ların kullanım esnekliği ve kolaylığı göz önüne alınarak gelecek dönemde İHA'ların hem sivil hem askeri kullanım alanlarında çoğalacağı, bu teknolojiyi kullanan ülkelerin sistemlerin daha güvenilir modellerini tercih edeceği, geliştireceği ve yaygınlaştıracağı düşünülmektedir.

Herhangi bir otopilot tipinde uygulanabilecek yedekli otopilot sistemlerinin, bu tez çalışmasında kayan kipli kontrolcü için dümen kilitlenmesi senaryosu gerçekleştirilmiş bir otopilot kullanılarak MATLAB/SIMULINK ortamında testleri gerçekleştirilmiştir. Yapılan testler sonucunda insansız hava araçlarında yedekli otopilot sistemlerinin, otopilotlarda meydana gelebilecek hataları başarılı bir şekilde maskeleyiği ve uçuşun kararlı bir şekilde devam ettiği görülmüştür. Farklı senaryolar için elde edilen çıktıların birbirine göre tutarlı sonuçlar vermesi ileride yapılabilir gerçek uçuş testleri için güven sağlamıştır.

KAYNAKLAR

- [1] **Kerimoglu, K.** " Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Düşük Bütçeli Otopilot Sistemi Tasarımı", Ankara, 2011.
- [2] **Akyürek, Ş., Özden, G.S., Kürkçü B., Kaynak, Ü., Kasnakoğlu, C.,** Design of a Flight Stabilizer for Fixed – Wing Aircrafts Using Loop Shaping Method, 9th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ELECO 2015), IEEE, November 26 – 28, 2015, Bursa, Turkey
- [3] **Austin R.** Unmanned Aircraft Systems UAVS Design, Development and Deployment, Wiley, Chippenham, Wiltshire, UK, 2010.
- [4] **R.V. Kshirsagar, R.M. Patrikar,** “Design of a Novel Fault-Tolerant Voter Circuit for TMR Implementation to Improve Reliability in Digital Circuits,” Microelectronics Reliability, vol. 49,no. 12, pp. 1573-1577, December 2009.
- [5] **T. Ban, L.A.B. Naviner,** “A Simple Fault-Tolerant Digital Voter Circuit in TMR Nanoarchitectures,” Proc. 8th IEEE International NEWCAS Conference, pp. 269-272,2010.
- [6] **Dolega, B., Kopecki, G., Tomczyk, A.,** 2017, "Analytical Redundancy in Control Systems for Unmanned Aircraft and Optionally Piloted Vehicles”Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej (Scientific Journals of Rzeszów University of Technology), Mechanika (Mechanics), 238(71), Rzeszów, pp. 31-4.
- [7] http://en.wikipedia.org/wiki/History_of_unmanned_aerial_vehicles , Alındığı Tarih: 27 Kasım 2011
- [8] **K. Cook,** “The Silent Force Multiplier: The History and Role of UAVs in Warfare,” in, Proc. of IEEE Aerospace Conference, 2007, pp. 1–7.
- [9] <https://www.warhistoryonline.com/military-vehicle-news/20-interesting-v1rocket-facts.html> , Alındığı Tarih: 4 Ocak 2020
- [10] <http://www.trsavunmasanayi.com/2019/04/insansz-hava-arac-seruveni-1-dunya.html> ,Alındığı Tarih: 4 Ocak 2020
- [11] <https://www.iai.co.il/p/scout> , Alındığı Tarih: 4 Ocak 2020
- [12] <http://www.designation-systems.info/dusrm/app4/gnat.html> , Alındığı Tarih: 4 Ocak 2020
- [13] ga-asi.com/predator-b , Alındığı Tarih: 4 Ocak 2020
- [14] **Korchenko A.G., Ilyash O.S.,** (2013), “The Generalized Classification of Unmanned Air Vehicles”, (2013) IEEE 2nd International Conference “Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments” Proceedings pp.28-34
- [15] <https://blog.grepow.com/why-intelligent-flight-battery-is-the-first-choice-for-cargo-drone/> , Alındığı Tarih: 5 Ocak 2020
- [16] <https://www.argodesign.com/work/drone-ambulance-argodesign.html> , Alındığı Tarih: 5 Ocak 2020

- [17] **C. Karaağaç**, "İHA Sistemleri Yol Haritası Geleceğin Hava Kuvvetleri 2016-2050" STM,2016.
- [18] Federal Aviation Administration, "Pilot's handbook of Aeronautical Knowledge: Aerodynamics of Flight," no. C1, 2000.
- [19] **G. Jackson and H. Mckeating**, Principles of Flight. 2012, pp. 1-63.
- [20] **Korkmaz, H.**, "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Takip ve Stabilizasyon Amaçlı Otopilot Sistemi Geliştirilmesi", Ankara, 2013.
- [21] **Ş. Akyürek**, "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Modelleme ve Çevirim - Şekillendiren Kontrolcü Tasarımı", Ankara, 2015.
- [22] "Aircraft Basic Construction" in Navy Aviation, 2008, pp 1-26.
- [23] <http://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot> , Alındığı Tarih: 6 Ocak 2020
- [24] **Doyle, J., Francis B., Tannenbaum, A.**, Feedback Control Theory, Macmillan Publishing Co., 1990
- [25] **M. L. Shooman**(2002). "Computer Systems And Networks Fault Tolerance, Analysis, and Design " no.,pp.146-147
- [26] **P.Babul Saheb, Mr. K.Subbarao, Dr. S.Phani Kumar**, "A Survey on Voting Algorithms Used In Safety Critical Systems", India,2013.
- [27] **A. Prach**, "Robust Controller Design for a Fixed Wing UAV," 2009.
- [28] **Burak Yüksek**, "Modelling and Control of a Fix Wing UAV," 2013
- [29] **Ercan, Y.**, İleri Dinamik, Aralık, 2014.
- [30] **B. Etkin and L.D. Reid**, "Dynamics of Flight: Stability and Control, Third Edition, vol. 20, no. 4, 2008.
- [31] **A. Noth, S. Bouabdallah, and R. Siegwart**, "Dynamic Modelling of Fixed-Wing UAVs", 2006.
- [32] **P.N.W. Lin, N.L. Kham and H.M. Tun** "Longitudinal and Lateral Dynamic System Modelling of a Fixed Wing UAV", vol. 6, no. 04, pp 171-174, 2017.
- [33] **U.Gunes, A.Sel, C. Kasnakoglu, U. Kaynak**" Output Feedback Sliding Mode Control of a Fixed-Wing UAV Under Rudder Loss", AIAA Scitech 2019 Forum, January
- [34] **P.Balasubramanian,K.Prasad**, "A Fault Tolerance Improved Majority Voter for TMR System Architectures", WSEAS Transactions on Circuits and Systems, pp. 108-122, 2016.
- [35] **Makkay, I.**,2013" Redundancy For UAVs - Ground Control Stations", Repüléstudományi Közlemények, 2013.
- [36] **D. Mcruer and D. Graham**, "Flight Control Century: Triumphs of the Systems Approach," J.Guid. Control. Dyn., vol. 27, no. 2, pp. 161-173, 2008.
- [37] **Ertin, O.B.**, " Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Geliştirilmede Döngüde Donanım Tabanlı Yaklaşım", Ankara, 2013.
- [38] **Ertin, O.B., Erdoğan M.E., Atlas, E., Kasnakoğlu, C.**, "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Düşük Maliyetli Dengeleyici Otopilot Tasarımı, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı (TOK 2014), 11-13 Eylül, Kocaeli Üniversitesi, Kocaeli (2014).
- [39] **Güneş, U.**, "Kayan Kipli Kontrolcü Kullanılarak Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Tasarımı", Ankara, 2019.
- [40] **Young, K.D., Utkin, V.I., Ozguner, Ü.**, "A Control Engineer's Guide To Sliding Mode Control," IEEE Trans. Control Sys. Tech., Cilt 7, No 3, 328-342, 1999

- [41] **Kalayci, M.B., Yiğit, İ.**,“Pratikte Kullanılan Bazı Kayan Kipli Kontrol Tekniklerinin Teorik ve Deneysel İncelemesi” Vol 30, No 1, 131-142, 2015.
- [42] https://www.slideshare.net/Jonas_inUse/stress-and-bureaucracy-20-the-perils-of-the-digital-workplace Alındığı Tarih: 5 Ocak 2020



EKLER

EK 1: Doğrusallaştırma Yapmak için Kullanılan Değerler



EK 1

Çizelge Ek 1:

Durum	Değer	Durum	Değer
v (m/s)	18,92	ψ (rad)	7,48E-19
α (rad)	-0,02	θ (rad)	-0,0202
β (rad)	0,0002	ϕ (rad)	7,78E-05
P (rad/s)	8,19E-23	x_e (m)	1,19E-15
Q (rad/s)	4,85e-23	y_e (m)	0
R (rad/s)	-6,17E-22	z_e (m)	1000

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Pınar Yücel
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 18.08.1994/ ANKARA
E-posta : pinaryucel1808@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Yüksek lisans:** 2020, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü, Tezli Yüksek Lisans Programı
- **Lisans:** 2017, Çankaya Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü (Yarı Burslu)

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Kurum	Görev
2019-	Ortana Elektronik A.Ş.	Ürün Geliştirme Mühendisi
2016	ASELSAN A.Ş.	Stajyer Mühendis
2015	Detech Medikal Çok Eksenli İmalat San.	Stajyer Mühendis

YABANCI DİL: İngilizce

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Yücel P., Kasnakoğlu C.,** "SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA ÇOKLU OTOPILOT SİSTEMLERİ" Uluslararası Bilim, Teknoloji ve Sosyal Bilimlerde Güncel Gelişmeler Sempozyumu (*BİLTEK*), Ankara, 2019.