

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

**DOYUM NOKTALARINDA ÇALIŞAN 4-BOYUTLU UÇAK OTOPILOTU  
İÇİN ENGELDEN KAÇMA PERFORMANS ÖLÇÜLERİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Kemal Çağlar COŞKUN**

**Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı**

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

**KASIM 2019**



Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

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

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

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

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 161211111 numaralı Yüksek Lisans öğrencisi **Kemal Çağlar COŞKUN**'un ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**DOYUM NOKTALARINDA ÇALIŞAN 4-BOYUTLU UÇAK OTOPILOTU İÇİN ENGELDEN KAÇMA PERFORMANS ÖLÇÜLERİ**" başlıklı tezi **25.11.2019** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

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

**Jüri Üyeleri:** **Dr. Öğr. Üyesi İtir Köymen (Başkan)** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Prof. Dr. Ünver KAYNAK** .....  
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi



## **TEZ BİLDİRİMİ**

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

Kemal Çağlar Coşkun



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### DOYUM NOKTALARINDA ÇALIŞAN 4-BOYUTLU UÇAK OTOPİLOTU İÇİN ENGELDEN KAÇMA PERFORMANS ÖLÇÜLERİ

Kemal Çağlar Coşkun

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

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Coşku Kasnakoglu

Tarih: Kasım 2019

Sabit kanatlı hava araçları için engelden kaçma literatüründe, kaçınma yörüngesi hesaplayan birçok algoritma bulunabilir. Bu çalışmada, bu tarz algoritmalar tarafından hesaplanan yörüngeleri 3 uzaysal boyutta ve zaman boyutunda takip edebilen bir kontrolcü tasarlanmıştır. Kontrolcü iki negatif geribesleme döngüsü ile tasarlanmış olup, iç döngüde hava aracının ataletsel dengesini kontrol eden, gürbüz ve çok giriş çok çıkışlı bir durum uzayı kontrolcüsü kullanılmıştır. Dış döngüde ise hava aracının 4 boyuttaki seyrüseferini yaptırılan birkaç PID kontrolcü kullanılmıştır.

Engelden kaçma uygulamaları sırasında hava aracına agresif manevralar yaptırıldığı için eyleyiciler doyum noktalarına ulaşabilmektedir ve integral yığılması denilen problem sebebiyle kontrolcülerin durum değişkenlerinde istenilmeyen birikmeler olabilmektedir. Hava araçlarında bu durum özellikle itiş kuvveti eyleyicisinde yaşanmaktadır çünkü itiş kuvveti eyleyicisi ile hava sürati arasındaki dinamikler diğer eyleyicilere kıyasla yavaştır. Diğer taraftan iç geribeslemesinde kullanılan kontrolcünün de olduğu çok giriş çok çıkışlı durum uzayı kontrolcülerinde integral yığılması çözümleri karmaşıktır ve düzeltici nitelikte oldukları için performans düşürürler. Bu çalışmadaki kontrolcü için itiş kuvveti eyleyicisinin doyum noktalarını

benimseyen ve bu probleme çözüm getiren bir durum makinası kurulmuştur. İtiş kuvveti eyleyicisinin doyumuna uğradığı durum, yığılma probleminin çözümüne direk olarak entegre edildiği için performansı yüksektir. Üstelik çözümün tasarımı görece basittir ve kolayca anlaşılabilir, uygulanabilirdir.

İntegral yığılmasını çözen durum makinası sistemi ile desteklenmiş kontrolcü sisteminin istenilen 4 boyutlu hedeflere başarıyla ulaşabildiği örnek benzetimlerle gösterilmiştir. Kurulan sistem hem yüksek performansıyla hem de varış zamanlarını doğru bir şekilde takip edebilmesi özelliğiyle engelden kaçma algoritmaları için özellikle uygun niteliktedir.

Bu tezin katkıları arasında, literatürdeki engelden kaçınma algoritmalarının ürettiği yörüngeleri takip eden bir kontrolcü sistemi tasarlamının yanı sıra bu yörüngelerin takip edilebilir olup olmadığının anlaşılabilmesi için bir engelden kaçma performans ölçüsü tanımlanması da vardır. Engelden kaçma manevraları için öncelikle bir agresiflik parametresi tanımlanmış, bu agresiflik parametresi ile tanımlanmış manevraların ne doğrulukta gerçekleştirilebildiğine Monte-Carlo testleri ile bakılmış, belli bir doğruluk ihtiyacına sahip olan uygulama için bir performans ölçüsü belirlenebilmiştir. Böylelikle engelden kaçınma manevralarına ihtiyaç duyabilecek uygulamalarda, hava aracına yaptırılacak kaçınma manevrası için maksimum noktadaki 4 boyutlu hedef noktaları belirlenebilmiştir.

Tezin üslubu uygulamalı yazılmıştır. Kontrol sistemleri tasarımlarının, integral yığılmasını önleyen sistem tasarımlarının ve performans ölçülerini bulan Monte-Carlo testlerinin hepsinde örnek olarak Cessna 172 uçağı üzerinden çalışılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Sabit-kanat, Engelden kaçma, 4-boyutlu seyrüsefer, Gürbüz kontrol, Çoklu-döngü, İntegral yığılması.



## **ABSTRACT**

Master of Science

### **PERFORMANCE MEASURE FOR OBSTACLE AVOIDANCE OF A 4-DIMENSIONAL AIRCRAFT AUTOPILOT WITH ANTI-WINDUP FEATURE**

Kemal Çağlar Coşkun

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

Supervisor: Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu

Date: November 2019

Lots of algorithms that calculate an obstacle avoidance route for fixed-wing aircraft can be found in the literature. In this work, a controller was designed that can track the route given by these algorithms in the 3 spatial dimensions and the time dimension. The controller was designed with two negative feedback loops. A robust and multi-input multi-output state-space controller was used in the inner loop to control the attitude of the aircraft whereas PID controllers were used in the outer loop to navigate the aircraft in 4-dimensional space.

Since the aircraft is maneuvered aggressively during obstacle avoidance procedures, the actuators can saturate, which leads to a deterioration of the state variables of the controller due to a phenomenon called windup. This problem is specifically observed at the thrust channel of aircraft controllers since the dynamics between the thrust and the airspeed of the aircraft are slower relative to the dynamics related to the other actuators. Unfortunately, anti-windup solutions for state-space controllers, which our controller in the inner loop also belongs to, are complicated and lack performance since such solutions are corrective. In this work, an anti-windup scheme is realized in the form of a state machine, which embraces the saturated form of the controller. Since the

saturated form is directly integrated into the anti-windup scheme, the resulting system has high performance. Furthermore, the design of the scheme is relatively basic and easily understandable, easily applicable.

It is shown through sample tests, that the whole controller system assisted by the anti-windup scheme can track the 4-dimensional waypoints successfully. The devised system is particularly well suited for obstacle avoidance algorithms given its high performance and its ability to correctly track time of arrival requirements.

The contributions of this theses do not only include a control system that successfully tracks routes created by avoidance algorithms found in the literature, but they also include the design of a test system that determines a performance measure to quantify whether those routes are trackable. In this system, an aggressivity parameter is initially designed based on the position of targets. Next, Monte-Carlo tests are performed to determine the accuracy of the controller, which are used to quantify a performance measure for the controller, given an application with a certain accuracy requirement. This way, for applications that require obstacle avoidance maneuvers, constraints in the 4-dimensional space can be determined for the position of the final targets.

The writing style of this thesis is application-oriented. All designs and tests, including the control system designs, the anti-windup scheme designs and verifications, and the Monte-Carlo tests for finding the performance measures are studied on the Cessna 172 airplane as an example.

**Keywords:** Fixed-wing, Obstacle-avoidance, 4-dimensional navigation, Robust control, Multi-loop, Anti-windup.

## TEŞEKKÜR

Öncelikle beni öğrencisi olarak kabul eden, proje ve çalışma gruplarına beni layık gören, tez ve bildiri çalışmalarım boyunca engin bilgi ve tecrübe birikimiyle bana yol gösteren danışmanım Prof. Dr. Coşku Kasnakoglu'na teşekkür etmek istiyorum. Kontrol teorisi çalışmalarında bana yol gösteren, bilimsel konularla ilgili destek olan ve akademik çalışmalar için beni sürekli motive eden Dr. Burak Kürkçü'ye teşekkür ederim. Ayrıca tez çalışmalarımı dinleyen ve değerli yorumlarını paylaşan Jüri üyelerim Prof. Dr. Ünver Kaynak ve Dr. Öğr. Üyesi İtir Köymen'e teşekkür ederim.

Ayrıca TOBB ETÜ Kontrol Sistemleri Laboratuvarındaki arkadaşlarıma ve laboratuvarında artık bulunmayan ama çalışmalarında kullandığım yazılım altyapısına destekte bulunmuş tüm arkadaşlara buradan teşekkürlerimi iletirim. Çalışmalarına başlamak üzere laboratuvara ilk dahil olduğumda bana var olan yazılım ve donanım altyapısını anlatan Uygur Güneş'e, yazdığım bildiride ve projedeki çalışmalarda bana destek olan Artun Sel'e, proje çalışmalarımızdaki ve akademik tartışmalarımızdaki değerli fikirleri ve katkıları için Ece Demirhan'a teşekkür ederim.

2210A genel yurt içi yüksek lisans burs programı ile yüksek lisans eğitimime ve tezime destek olan, 113E581 numaralı "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Kontrol Yüzey Kaybını Dengeleyici Otopilot Tasarımı" isimli proje ile çalışmalarına 2 ay boyunca destek olan ve 116E187 numaralı "Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları için Acil Durumlara Dayanıklı Uçuş Kontrol Sistemi Geliştirilmesi" isimli proje ile çalışmalarına 31 ay boyunca destek olan TÜBİTAK'a teşekkür ederim.

Bana tam burs vererek ücretsiz eğitim imkânı sağlayan, üstelik maddi desteği ile akademik çalışmalarına odaklanmamı sağlayan TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesine teşekkür ederim.

Çalışmalarım boyunca bana moral motivasyon sağlayan ve yoğun olduğum dönemlerde havuzdaki görevlerime destek olan, ODTÜ SAS'taki arkadaşlarıma teşekkür ederim. Son olarak, çalışmalarım için beni motive eden, yoğun çalışma dönemlerimi anlayışla karşılayan, benden desteklerini esirgemeyen annem Tülin Coşkun'a, babam Erdal Coşkun'a ve kardeşlerim Çiğdem Coşkun Türer'e ve Zeynep Coşkun Yorulmaz'a teşekkür ediyorum ve bu tez çalışmasını onlara ithaf ediyorum.



## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> . . . . .	vii
<b>ABSTRACT</b> . . . . .	ix
<b>TEŞEKKÜR</b> . . . . .	xi
<b>İÇİNDEKİLER</b> . . . . .	xiii
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> . . . . .	xv
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> . . . . .	xvii
<b>KISALTMALAR</b> . . . . .	xix
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> . . . . .	xxi
<b>1. GİRİŞ</b> . . . . .	1
1.1 Problemin Mevcut Durumu . . . . .	2
1.2 Tezin Amacı ve Katkısı . . . . .	2
1.3 Tezin Yapısı . . . . .	4
<b>2. SAYISAL HESAPLAMA ORTAMLARI VE SABİT KANATLI HAVA ARACI SİSTEMİ</b> . . . . .	5
2.1 Programlama ve Benzetim Ortamları . . . . .	5
2.1.1 MATLAB, FDC 1.2 ve Airlib . . . . .	5
2.1.2 X-Plane . . . . .	6
2.2 Örnek Sabit Kanatlı Hava Aracı: Cessna 172 . . . . .	7
2.3 FDC 1.2: Sabit Kanatlı Hava Aracı Modeli Teorisi . . . . .	9
<b>3. KONTROLCÜ TASARIMI</b> . . . . .	13
3.1 Literatür Araştırması . . . . .	13
3.1.1 3B takipli, çift döngülü otopilot düzeni . . . . .	13
3.1.2 4B takipli otopilot çalışmaları . . . . .	14
3.1.3 ÇGÇÇ ve Gürbüz otopilot çalışmaları . . . . .	14
3.1.4 İntegral yığılmasına karşı önlem alan otopilot çalışmaları . . . . .	16
3.2 Çalışmadaki Kontrolcü Yapısı . . . . .	17
3.3 Teorik Altyapı . . . . .	20
3.3.1 Doğrusallaştırma . . . . .	20
3.3.2 $\mathcal{H}_\infty$ çevrim şekillendirme yöntemi ile gürbüz kontrolcü tasarımı . . . . .	22
3.4 $\mathcal{H}_\infty$ Çevrim Şekillendirme Yöntemi ile Cessna 172'nin İç Döngü Kontrolcüsünün Tasarlanması . . . . .	23
3.4.1 Doğrusallaştırma hali ve dengenin ayarlanması . . . . .	23
3.4.2 $\mathcal{H}_\infty$ çevrim şekillendirme kontrolcüsünün tasarımı . . . . .	26
3.4.3 $\mathcal{H}_\infty$ çevrim şekillendirme yöntemi ile PID yöntemi karşılaştırması . . . . .	28
3.5 Seyrüsefer Kontrolcüsünün Tasarımı . . . . .	29
3.6 Kontrolcüdeki İntegral Yığılmasının Engellenmesi . . . . .	30
3.6.1 Durum sınırlaması ile integral yığılmasını önleme . . . . .	34

3.6.1.1 Çıkışların anlık değerinin 4 durum değişkeni ile ayarlanması . . . . .	36
3.6.1.2 Kontrolcü çıkışlarının anlık değerlerinin ve ek olarak türevlerinin 8 durum değişkeni ile ayarlanması . . . . .	39
3.6.2 Özel kontrolcüler ve durum makinası yöntemiyle integral yığılmasını önleme . . . . .	43
3.6.2.1 Durum makinası ile yeni iç kontrolcü yapısı . . . . .	44
3.6.2.2 Alt ve üst doyum noktaları için özel kontrolcülerin tasarlanması . . . . .	46
3.6.3 Durum makinası kontrolcü yapısı için örnek benzetim testi . . . . .	50
3.6.3.1 Simulink ortamında örnek benzetim testi . . . . .	50
3.6.3.2 X-Plane ortamında örnek benzetim testi . . . . .	53
3.6.3.3 Geri hesaplama yöntemi ile durum makinası yönteminin karşılaştırılması . . . . .	55
3.7 Referans için dinamik zaman boyutunu oluşturma . . . . .	58
<b>4. TEST VERİLERİYLE PERFORMANSIN BULUNMASI . . . . .</b>	<b>61</b>
4.1 Hedeflerin Belirlenmesi . . . . .	63
4.1.1 Hedef çeşitleri . . . . .	63
4.1.2 Hedeflerinin agresiflik parametresiyle konumlandırılması . . . . .	63
4.2 Variş Hatasının Hesabı . . . . .	65
4.3 Performans Göstergelerinin Hesabı . . . . .	66
4.3.1 Maksimum agresiflik performans göstergesinin elde edilmesi . . . . .	66
4.3.2 Agresiflik-Hata grafiği performans göstergesinin elde edilmesi . . . . .	67
4.4 Elde Edilen Performans Göstergeleri . . . . .	67
4.4.1 Maksimum agresiflik performans göstergesi . . . . .	67
4.4.2 Agresiflik-Hata grafiği performans göstergesi . . . . .	70
<b>5. SONUÇ . . . . .</b>	<b>75</b>
<b>KAYNAKLAR . . . . .</b>	<b>79</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ . . . . .</b>	<b>83</b>

## ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1: Airlib hava aracı sistem modeli . . . . .	6
Şekil 2.2: Çalışmada kullanılan kontrol sistemi modeli . . . . .	7
Şekil 3.1: Kontrol sistemi düzeni . . . . .	18
Şekil 3.2: Komut merkezi düzeni . . . . .	19
Şekil 3.3: Trim değerleriyle başlatılan hava aracının 10 saniyelik benzetim testi	25
Şekil 3.4: $G$ ve $G_d$ sistemlerinin tekil değerleri . . . . .	26
Şekil 3.5: Tasarım sonrası önemli transfer fonksiyonlarının tekil değer grafikleri	27
Şekil 3.6: $W$ ile kurulan sistemin açık çevrim transfer fonksiyonunun tekil değerleri	27
Şekil 3.7: PID yöntemi ile tasarlanmış kontrolcüler ile $\mathcal{H}_\infty$ yöntemi ile tasarlanmış kontrolcülerin %80 pertürbasyonlu bir sistemdeki sonuçları . . . . .	29
Şekil 3.8: Seyrüsefer kontrolcüsünün düzeni . . . . .	30
Şekil 3.9: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetim boyunca durum değişkenleri . . . . .	31
Şekil 3.10: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetim boyunca eyleyici girişleri . . . . .	32
Şekil 3.11: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetim boyunca 4 boyutlu rota . . . . .	32
Şekil 3.12: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetimin detaylı incelemesi	33
Şekil 3.13: Kontrolcünün $C$ matrisi elemanlarının değerleri . . . . .	37
Şekil 3.14: Durum değişkenlerinin ilgili kontrol sinyaline göreceli etkisi . . . . .	37
Şekil 3.15: $\bar{x}_{\text{eff}_1}$ bulmaya yarayan Simulink bloğu . . . . .	38
Şekil 3.16: Kullanılan yöntemin çok sık resetlemeye sebep olduğunu gösteren $F_p$ sinyali . . . . .	39
Şekil 3.17: Kontrolcünün $A$ matrisinin 4 satırının elemanlarının değerleri . . . . .	40
Şekil 3.18: Kontrolcünün $A$ matrisinin 4 satırının elemanlarının değerleri (log skalasında) . . . . .	40
Şekil 3.19: Durum değişkenlerinin ilgili kontrol sinyaline göreceli etkisi . . . . .	41
Şekil 3.20: $\bar{x}_{\text{eff}_1}$ ve $\bar{x}_{\text{eff}_2}$ bulmaya yarayan Simulink bloğu . . . . .	42
Şekil 3.21: Kullanılan yöntemin çok sık resetlemeye sebep olduğunu gösteren $F_p$ sinyali . . . . .	43
Şekil 3.22: İç döngü kontrolcüsünde kullanılan durum makinası . . . . .	44
Şekil 3.23: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi boyunca durum değişkenleri . . . . .	50
Şekil 3.24: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi boyunca 4 boyutlu rota . . . . .	51
Şekil 3.25: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi boyunca eyleyici girişleri . . . . .	51

Şekil 3.26: İntegral problemi çözülmüş kontrolcü sistemi ile eski kontrolcü sisteminin karşılaştırması . . . . .	53
Şekil 3.27: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi boyunca durum değişkenleri . . . . .	54
Şekil 3.28: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi boyunca 4 boyutlu rota . . . . .	55
Şekil 3.29: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi boyunca eyleyici girişleri . . . . .	56
Şekil 3.30: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca durum değişkenleri . . . . .	57
Şekil 3.31: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca 4 boyutlu rota . . . . .	57
Şekil 3.32: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca eyleyici girişleri . . . . .	58
Şekil 3.33: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca durum değişkenleri . . . . .	58
Şekil 3.34: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca eyleyici girişleri . . . . .	59
Şekil 4.1: Test sisteminin yapısının özeti . . . . .	62
Şekil 4.2: $2^{\lambda_{ag}} - 1$ fonksiyonunun grafiği . . . . .	65
Şekil 4.3: Test sisteminin akış şeması . . . . .	68
Şekil 4.4: %1 doğruluk gereksinimi için örnek veriler . . . . .	69
Şekil 4.5: Maksimum agresiflik sonuçları . . . . .	70
Şekil 4.6: Maksimum agresiflik konumlarının 3 boyutta gösterimi . . . . .	72
Şekil 4.7: Agresiflik-Hata grafikleri . . . . .	73



## ÇİZELGE LİSTESİ

	<b>Sayfa</b>
Çizelge 2.1: Airlib Modeli için Cessna 172 Parametreleri. . . . .	8
Çizelge 2.2: Cessna 172 eyleyicileri için doyum noktaları. . . . .	9
Çizelge 3.1: Hedef noktalarının bilgilerinin matris düzeni. . . . .	19
Çizelge 3.2: Doğrusallaştırma işlemi noktası için değişken isterleri. . . . .	24
Çizelge 3.3: PID parametre değerleri ve çıktı sınırları. . . . .	30
Çizelge 3.4: İtiş kuvveti doyum noktasında olan hava aracının doğrusallaştırma işlemi noktası için değişken isterleri. . . . .	49
Çizelge 3.5: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi için hedef konumları . . . . .	52
Çizelge 3.6: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi için hedef konumları . . . . .	54
Çizelge 4.1: Test başlangıcı için değişken isterleri. . . . .	62
Çizelge 4.2: Standart varış hatası değerleri. . . . .	66
Çizelge 4.3: Maksimum agresiflik konumları. . . . .	71



## KISALTMALAR

<b>İHA</b>	: İnsansız Hava Aracı
<b>ÇAÇ</b>	: Çatışma Algılama ve Çözümleme
<b>TGTC</b>	: Tek-Giriş-Tek-Çıkış
<b>ÇGÇÇ</b>	: Çok-Giriş-Çok-Çıkış
<b>ToA</b>	: Varış zamanı (s)
<b>ETA</b>	: Tahmini varış zamanı (s)





## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılan simgeler ve açıklamaları aşağıda sunulmuştur.

<b>Simgeler</b>	<b>Açıklama</b>
$V$	Uçağın gerçek hava sürati (m/s)
$\alpha$	Hücum açısı (rad)
$\beta$	Yana kayma açısı (rad)
$p$	Yalpalama açısal hızı (rad/s)
$q$	Yunuslama açısal hızı (rad/s)
$r$	Sapma açısal hızı (rad/s)
$\psi$	Sapma açısı (rad)
$\theta$	Yunuslama açısı (pozitif değerler burnunu yukarı vermiş uçağı temsil eder) (rad)
$\phi$	Yalpalama açısı (pozitif değerler sağa yatmış uçağı temsil eder) (rad)
$x$	Yere paralel eksenlerden biri (m)
$y$	Yere paralel eksenlerden ilk eksene dik olan ikincisi (m)
$z$	Deniz seviyesine göre yükseklik (m)
$F_B$	Orijini uçağın ağırlık merkezinde bulunan, uçak gövdesine hizalı, orthogonal koordinat sistemi.
$X_B$	$F_B$ koordinat sisteminde uçağın burnu yönündeki eksen.
$Y_B$	$F_B$ koordinat sisteminde uçağın sancak kanadı yönündeki eksen.
$Z_B$	$F_B$ koordinat sisteminde uçağın altı yönündeki eksen.
$F_x$	$X_B$ eksen yönündeki harici kuvvet (N)
$F_y$	$Y_B$ eksen yönündeki harici kuvvet (N)
$F_z$	$Z_B$ eksen yönündeki harici kuvvet (N)
$L$	Harici yalpalama momenti (Nm)
$M$	Harici yunuslama momenti (Nm)
$N$	Harici sapma momenti (Nm)
$F_p$	İleri yönde uygulanan itiş kuvveti (N)
$\delta_a$	Kanatçıklarda simetrik sapma açısı (sağa yatırma hareketi pozitif yöndedir) (rad)
$\delta_e$	Yükseliş dümeninde sapma açısı (burnu yukarı verme hareketi pozitif yöndedir) (rad)
$\delta_r$	Yön dümeninde sapma açısı (dümenin sağa saptığı hareket pozitif yöndedir) (rad)



## 1. GİRİŞ

Sabit kanatlı insansız hava araçlarında (İHA) çarpışmadan kaçan kontrolcü bulunması gelecekte yüksek sayıda sabit kanatlı İHA gerektirecek tüm uygulamalar için önemlidir. Çarpışma ihtimali bulunulan engeller arasında hareketli engeller de olduğu için ve sabit kanatlı İHA'ların asılı kalma imkanı bulunmadığı için zaman ekseninde de takip yapan bu kontrolcülerin geliştirilmesi, bu kontrolcüler için performans ölçüleri geliştirilmesi, minimum performans kriterleri belirlenmesi gibi çalışmalar, İHA kullanan uygulamaların sayısının ve kapsamının artması için ön koşul niteliğindedir. Bu tarz çalışmalar yapılmadan İHA uygulamalarının hava sahasını kalabalıklaştırması kamu güvenliğini tehlikeye düşüreceği gibi bu uygulamalara olan güveni de azaltacaktır.

İHA havaalanlarında yoğunlaştırılmış kullanım, çarpışmadan kaçan kontrolcülere ihtiyaç duyulan örnek uygulamalardan biridir. Ekonomik verimlilik için iniş/kalkış yapan İHA'ların sayılarının artırılması, İHA havaalanlarındaki kritik bölgelerdeki kalabalıklığı arttıracığından, bu bölgelerdeki uçaklarda çarpışmadan kaçan kontrolcülerin varlığı gereklidir. Tüm hava araçlarına sabit bir hız atanarak bu problemin çözülmesini öngören yöntemlerin ise hava araçlarının farklılıklarıyla ilgili problemleri vardır [1].

Ayrıca şehir içi İHA uygulamalarının da boyut ve kapsamının genişlemesi sonucu hava trafiği kalabalıklaşan metropol alanlarında çarpışmadan kaçan kontrolcülere ihtiyaç duyulacaktır. Bu tarz şehir içi İHA uygulamalarına örnek olarak, kurye servisleri, gözlem ve güvenlik servisleri, reklam servisleri, trafik izleme servisleri, çevre izleme servisleri, belediyeler için kaynak problemlerini belirleme servisleri vb. [2] uygulamalar gösterilebilir.

Bunlara ek olarak tarım, gözlem, yangın söndürme vb. uygulamalarda da çok sayıda İHA'nın aynı anda devreye alınabilmesi için çarpışmadan kaçan kontrolcülere ihtiyaç

olacaktır.

Dünya çapında bu tarz uygulamaları gerçekleştirmeye çalışan iki örnek olarak; sabit kanatlı İHA'lar ile sağlık malzemeleri taşıyan Zipline [3] ve döner kanatlı İHA'lar ile taşımacılık yapmak isteyen UPS [4] gösterilebilir.

## 1.1 Problemin Mevcut Durumu

Literatürdeki çalışmalardaki ÇAÇ algoritmaları yörünge üretirken, teorik hava aracı denklemlerinden faydalanırlar ancak bu teorik hava aracı denklemleri bozucu etkileri içermediğinden ve sistemdeki birçok dinamik bu denklemlerde bulunmadığından, üretilen yörüngelerin takip edilebilirlikleri kesin değildir. Burada bahsedilen bozucu etkiler, normal kontrol problemlerinde olduğu gibi rüzgâr benzeri dış bozucuları ve sistem modelindeki belirsizlikleri ve eksikleri de içeren bozuklukları ve ayrıca bu probleme özel olarak, çatışmaya yol açabilecek engeli algılayan sistemin modellenmemiş dinamiklerini içermektedir.

Bu eksiklerden ötürü, ÇAÇ algoritmaları da tüm kontrolcü sistemin bir parçası olarak görülmeli, kontrol analizlerinin yapılması gerekmektedir. Algoritmanın doğrusallaştırılması ve doğrusal analizler yapılması mümkün olmadığında farklı benzetim ortamlarında veya saha testlerinde analizler yapılmalı, ÇAÇ algoritmaları kesin takip edilebilir olarak görülmemelidir. Ancak literatürdeki ÇAÇ algoritması çalışmaları performans denemesi yapmadıkları gibi, ortak bir performans ölçümü de bulunmamaktadır.

ÇAÇ algoritmalarının yaklaşık %60'ı çatışma çözümleme yöntemi olarak hız değişimi kullanmaktadır [5]. Bu algoritmaları araştıran, devam ettiren, genişleten çalışmaların bunu göz önünde bulundurarak yörünge planlamalarını 4 boyutta (3 uzaysal boyut, 1 zaman boyutu) yapmaları gerekir.

## 1.2 Tezin Amacı ve Katkısı

Sabit kanatlı hava araçları için 4 boyutlu takip yapan kontrolcü tasarımıyla ilgili literatürde açıklar bulunmaktadır. Çok araştırılmamış bu takip problemine, başka



hava aracı otopilot çalışmalarında başarısı gösterilmiş modern tasarım yöntemleri uygulanmalıdır. Performansı ve gürbüzlüğü gösterilmiş  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemi kullanılarak 4 boyutlu takip alanında bu kontrolcünün avantajlarından yararlanmak bu çalışmanın amaçlarından biri.

Aynı zamanda ÇAÇ algoritmalarının yüksek performans gerekliliklerinin karşılanabilmesi için eyleyicileri doyum noktalarına ulaştırabilen bir kontrolcü tasarlanması amaçlandı. İHA uygulamalarında ÇAÇ algoritmalarının ihtiyacı dışında, yüksek performans gereksinimi duyulan bir durum olmadığı için bu alandaki çalışmaların da kapsamı oldukça dar ve bu çalışmada kullanılan kontrolcüde olduğu gibi ÇGÇÇ'lı durum uzayı kontrolcülerini için integral yığılması problemine sabit kanatlı hava araçları için çözüm getiren uygulama yok.

Kaçış yörüngesi hesaplayan ÇAÇ algoritmalarının kullandığı agresiflik parametreleri hem hava aracının dinamiğine hem algılayıcıların performansına hem de kullanılan kontrolcüye bağlıdır. Literatürdeki ÇAÇ algoritmaları bu yörüngeleri çizerken hava aracı denklemleri kullanmaktadır ki bu denklemler hava aracının performansını kötü yönde etkileyebilecek, doyuma ulaşma benzeri birçok dinamiği barındırmamaktadır. Bu çalışmada Monte-Carlo test protokolleri tasarlanarak hava aracı ve kontrolcünden oluşan sistemle takip edilecek yörüngenin agresifliği arasında bağ kurulmaya çalışılmıştır. Monte-Carlo testlerindeki sistem hem eyleyici dinamiklerini dikkate aldığı hem de kuvvet ve moment dinamiklerini içerdiği için daha doğru agresiflik parametreleri verecektir.

Tezin literatüre katkısı birkaç adımda aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- Gürbüzlüğü ve performansı hava araçlarının farklı uygulamalarında gösterilmiş  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemi 4 boyutlu takip için kullanılmış, ayrıca varış zamanı ile hız referansı arasında PID kontrolcüsü kullanılarak zaman boyutunda da başarılı takip yapılabileceği gösterilmiştir.
- Kullanılan ÇGÇÇ'lı durum uzayı kontrolcüsü için integral yığılmasını önleyen bir durum makinası sistemi tasarlanmış, 4 boyutlu takip yapan sabit kanatlı hava aracında gayet iyi çalıştığı gösterilmiştir. Kullanılan durum

makinası yöntemi özellikle basitliği sebebiyle yeni birisi tarafından kolayca öğrenilebilir ve tasarlanabilir. Ayrıca doyuma ulaşma durumu kontrolcünün tasarımına entegre edildiği ve eyleyici uzun süreler boyunca doyum noktasında kullanılabilirdiği için yöntemin performansı oldukça yüksektir.

- Yukarıda bahsedilen iki katkıdan özellikle ilki sabit kanatlı insansız hava araçları uygulama alanına özel bir katkıdır. İkinci katkı ise incelenerek başka alanlara da uygulanabilir olmasına karşın bu uygulama alanına özel birkaç özellik içermektedir. Bu iki özelliğin birleştirilip bu uygulama alanında beraber kullanılması bu çalışmayı önemli yapan kilit noktalardan biridir. 4 boyutlu takibin, performansı yüksek durum makinası yöntemiyle birleştirilmesi, ÇAÇ uygulamalarının yüksek performans ihtiyaçları için özellikle uygundur.
- ÇAÇ algoritmalarının performansının değerlendirilmesiyle ilgili literatürdeki boşluğu doldurmaya yönelik Monte-Carlo testlerine dayalı bir sistem oluşturuldu. Elde edilen performansla yaptırılacak engelden kaçma manevrasının uygulanabilirliğine bakılabildiği gibi, bu tarz manevraların maksimum agresifliğiyle ilgili de değerlendirmeler yapılabiliyor.

### **1.3 Tezin Yapısı**

Tezin 5 bölüm halinde düzenlenmiştir. Bölüm 2’de çalışmada tasarım ve benzetim için kullanılan hesaplama ortamları tanıtıldı. Hesaplama ortamlarının detayları, çalışmadaki sonuçların kapsamı ve doğruluğu ile ilgili de fikir veriyor. Bölüm 3 çalışmanın en çok içeriğine sahip bölüm. 4 boyutlu takip yapan otopilotun tasarımı veriliyor ve doyum noktalarına dayanıklı olan tasarım tanıtılıyor. Bölüm 4’te engelden kaçma performans ölçülerinin bulunması için yöntem veriliyor ve bölüm 3’te tasarlanan otopilot için bulunuyor. Bölüm 5’te çalışmadan elde edilen sonuçlar özetleniyor ve gelecekte üzerinde çalışma yapılabilecek konulara değiniliyor.

## **2. SAYISAL HESAPLAMA ORTAMLARI VE SABİT KANATLI HAVA ARACI SİSTEMİ**

### **2.1 Programlama ve Benzetim Ortamları**

#### **2.1.1 MATLAB, FDC 1.2 ve Airlib**

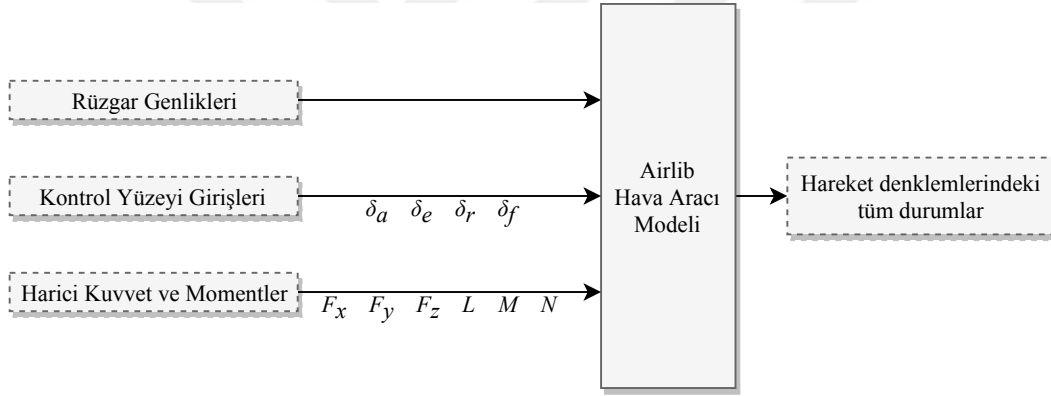
Bu çalışmada kullanılan programlama ortamı ve benzetim ortamlarından biri Simulink ortamıyla zenginleştirilmiş MATLAB hesaplama ortamıdır. MATLAB ortamında hava aracı dinamiklerinin benzetiminin yapılabilmesi için “Flight Dynamics and Control toolbox FDC 1.2” [6] isimli araç seti kullanılmıştır. Araç seti, doğrusal olmayan hava aracı teorik hareket denklemlerini kullanarak uçağı benzetmektedir ve hava koşullarının benzetimi için araçlar sunmaktadır.

FDC 1.2 araç setinin kapsamı oldukça geniştir ve birçok benzetim ve tasarım işlerinde kullanılmak üzere uygundur. Araç setine dahil olan teorik benzetim yöntemlerinin tamamının detayları kullanım kılavuzunda bulunabilecekken [6], kullanılan teorik hareket denklemleri 2.3 bölümünde ayrıca detaylandırılmıştır. FDC 1.2'nin kapsamı bu çalışma için yeterli bulunmuşsa da hem bu çalışmadaki sonuçların incelenmesinde hem de gelecekte yapılabilecek çalışmalarda yön göstermesi açısından, kapsamı sonsuz olmayan bu araç setinin az bulunan eksiklerine dikkat edilmelidir.

İlk olarak, araç setinde ayrıklaştırma etkilerini ve hesaplama gecikmelerini modelleyen araçlar bulunmuyor. Ayrıca, hava aracının kütesinin zamanla değişimi ve kütle dağılımının zamanla değişimi dikkate alınmamaktadır. Bu etkiler bu çalışmanın da kapsamına alınmadı. Araç setinin diğer bir eksiğı, bir hava aracında kullanılabilecek sensör ve eyleyiciler için dinamik modellemelerin araç setinde bulunmuyor olması ancak bu çalışma kapsamında eyleyicilerin doyum noktaları araç setinden bağımsız olarak modellendi.

Airlib kütüphanesi [7] ise FDC 1.2'de kullanılan araçları bir araya getirip, hava aracını

temsil eden tek bir alt sistem sunmaktadır. FDC 1.2'deki araçların çoğu kullanılmış olsa bile, motor dinamiklerini benzeten FDC 1.2 aracı Airlib kütüphanesinin alt sistem modellerinde kullanılmamış, giriş olarak Newton cinsinden kuvvet kullanılmıştır. Bunun sebebi kullanıcının motor parametrelerine zor ulaşabileceği düşüncesi olabilir. Sonuç olarak, çalışmada pervane ve motor dinamikleri göz önünde bulundurulamadı. Airlib alt sistemi giriş olarak 4 adet kontrol yüzeyi komutu (kanatçık, yükseklik dümeni, yön dümeni, flap), 6 adet harici kuvvet komutu (3 yönde kuvvet ve 3 yönde tork) ve 6 adet hava bilgisi almakta (vücut eksenleri yönünde 3 rüzgâr hızı ve türevleri), çıkış olarak 12 adet hava aracı hareket durumu ve bunların türevlerini, 3 adet boyutsuz açısal hız, 3 adet vücut eksenleri yönünde hız türevleri ve 6 adet vücut eksenleri yönünde kinematik ivme vermektedir. Airlib kütüphanesinin alt sistem modeli Şekil 2.1 ile verilmiştir.

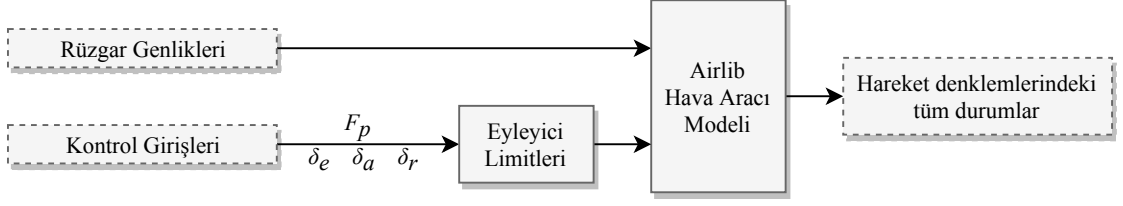


Şekil 2.1: Airlib hava aracı sistem modeli

Bu çalışmada flap girişleri kullanılmamış, ayrıca 6 adet kuvvet komutundan sadece ileri yönde itiş kuvveti kullanılmıştır. Kullanılan giriş ve çıkışlara sahip hava aracı sistem modeli Şekil 2.2 ile verilmiştir. Kullanılmayan komutlar için sıfır uygulanmış, ayrıca FDC 1.2 araç setinde eyleyiciler için dinamik model bulunmadığından, eyleyiciler saturasyon limitlerine kısıtlanmışlardır.

### 2.1.2 X-Plane

MATLAB'da FDC araç seti ile yapılan teorik hareket denklemlerine dayanan benzetimden sonra farklı bir yöntem kullanılarak benzetim yapılması tasarımın doğruluğunu ölçmemizi sağlayacaktır. Bunun için bir uçuş simülator yazılımı olan



Şekil 2.2: Çalışmada kullanılan kontrol sistemi modeli

X-Plane tercih edilmiştir. MATLAB ve FDC araç setinin kullandığı benzetim hesaplarından farklı hesaplama yöntemleri kullanması yapılacak çapraz geçerlilik araştırması için uygun olmasını sağlamaktadır. Programda ayrıca gerçekçi hava koşulları kullanılabilir ve farklı hava koşullarının tasarlanan kontrolcü sistemine ve performans parametrelerine etkisini araştırmayı mümkün kılmaktadır.

X-Plane programı teknik açıdan da bu çalışmada kullanılmaya elverişlidir. Programın tüm değişkenleri UDP isimli iletişim protokolü aracılığıyla erişilebilir ve değiştirilebilir. Bu sayede MATLAB ile entegre edilebilmiş ve çalışmadaki iş yükünü azaltmıştır. Ayrıca X-Plane programında bu çalışmada kullanılan Cessna 172 uçağı standart kurulum ile hazır olarak bulunmaktadır. X-Plane'deki Cessna 172'nin modeli ile FDC 1.2 araç setindeki Cessna 172'nin modeli arasındaki ihmal edilebilir farklar ile ilgili detaylı bilgi Bölüm 2.2 ile verilmiştir.

X-Plane, FDC araç setinin hareket denklemlerine dayanan yaklaşımından farklı olarak, pal elemanı teorisi isimli aerodinamik modeli kullanmaktadır. Bu yöntem çoğunlukla kabul edilebilir doğruluktur ve hataların çoğu %5'in altında kalmaktadır [8].

Program vorteks analizi ve ses üstü etkileri gibi durumların analizini yapamamaktadır. Ayrıca hava araçlarının kontrol yüzeylerinde yüksek hızlarda meydana gelen performans düşüklükleri X-Plane programında hesaba katılmamıştır [8]. Ancak bu çalışmadaki hava araçları ses hızından yavaş ve standart koşullarda tutulduğu için bu eksiklik çalışmayı çok etkilemeyecektir.

## 2.2 Örnek Sabit Kanatlı Hava Aracı: Cessna 172

Bu çalışmada üzerinde çalışılan hava aracı Cessna 172 olarak seçilmiştir. Bu aracın seçilmesinin öncelikli sebebi hem Airlib kütüphanesi için gerekli parametrelerin bulunması hem de uçağın modelinin X-Plane programında bulunmasıdır. Ayrıca

havacılıkta özellikle eğitim için kullanıldığından en iyi tanınan uçaklardan biridir [9].

FDC 1.2 araç setindeki araçlar farklı uçak modellerinin benzetimini yapabilmek için kullandıkları denklemlerde hava aracı ataletsel ve aerodinamik parametreleri kullanmaktadırlar. Airlib kütüphanesindeki Simulink modellerinde ise tüm bu parametreler tek bir mask arayüzünde toplanmış ve buradan ayarlanabilir yapılmıştır. Ayrıca Airlib kütüphanesinde Cessna 172 uçağı için parametreleri girilmiş hazır bir alt sistem modeli bulunmaktadır. Airlib'in yazarları 172'nin bu parametrelerini [10] kaynağından almışlar, bu kaynağın sahipleri ise FlightGear [11] açık kaynak programının 0.7.3 sürümünde Tony Peden tarafından Cessna 172R uçağına göre geliştirilen dinamik modellere dayanmışlardır. Bahsedilen parametreler Çizelge 2.1 ile verilmiştir.

Çizelge 2.1: Airlib Modeli için Cessna 172 Parametreleri.

Geometri ve Kütle				Aerodinamik D-Kuvvet Türevleri		Aerodinamik L-Kuvvet Türevleri	
$\bar{c}$	1.4935 m	$b$	10.912 m	$C_{D_0}$	0.031	$C_{L_0}$	0.31
$S$	16.1651 m <sup>2</sup>	$m$	1043.3 kg	$C_{D_\alpha}$	0.13	$C_{L_\alpha}$	5.143
$I_x$	1285.3 kg·m <sup>2</sup>	$J_{xy}$	0	$C_{D_q}$	0	$C_{L_q}$	3.9
$I_y$	1824.9 kg·m <sup>2</sup>	$J_{xz}$	0	$C_{D_{\delta_e}}$	0.06	$C_{L_{\delta_e}}$	0.43
$I_z$	2666.9 kg·m <sup>2</sup>	$J_{yz}$	0				

Aerodinamik Y-Moment Türevleri		Aerodinamik Y-Kuvvet Türevleri		Aerodinamik X-Moment Türevleri		Aerodinamik Z-Moment Türevleri	
$C_{m_0}$	-0.015	$C_{Y_0}$	0	$C_{l_0}$	0	$C_{n_0}$	0
$C_{m_\alpha}$	-0.89	$C_{Y_\beta}$	-0.31	$C_{l_\beta}$	-0.089	$C_{n_\beta}$	0.065
$C_{m_q}$	-12.4	$C_{Y_p}$	-0.037	$C_{l_p}$	-0.47	$C_{n_p}$	-0.03
$C_{m_{\delta_e}}$	-1.28	$C_{Y_r}$	0.21	$C_{l_r}$	0.096	$C_{n_r}$	-0.099
		$C_{Y_{\delta_a}}$	0	$C_{l_{\delta_a}}$	-0.178	$C_{n_{\delta_a}}$	-0.053
		$C_{Y_{\delta_r}}$	0.187	$C_{l_{\delta_r}}$	0.0147	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.0657

Kullanılan diğer benzetim ortamı olan X-Plane programında ise Cessna 172'nin SP serisi modellenmiştir. 172'nin R ve SP modellerinin biri 1996'da, diğeri 1998'de sergilenmiş, art arda gelen modellerdir ve aralındaki farklar çalışmayı çok olumsuz etkilemeyecektir.

Bölüm 2.1.1'de anlatıldığı gibi, Airlib programı eyleyici dinamiklerini

modellemediğinden, eyleyicilerin harici olarak Simulink'in "saturation" bloğuyla limitlenmesi gerekti. Bu blokta kullanılan maksimum ve minimum değerler Çizelge 2.2 ile verilmiştir. Bu değerlerden kontrol yüzeyleri için olanlar X-Plane programındaki Cessna 172 SP modelinden alındı. Yalnız Cessna 172 SP modelinin iki yön dümeni var ve bunların ilkinin maksimum ve minimum değerleri  $\pm 17^\circ$  iken diğerinkiler  $\pm 30^\circ$  dir. Airlib kütüphanesindeki modelde tek bir yön dümeni olduğu için bu dümenin maksimum ve minimum değerleri Cessna 172 SP'nin iki yön dümeninin değerlerinin ortalaması olarak alınmış ve  $\pm 23.5^\circ$  olarak belirlenmiştir.

İleri yönde itiş kuvvetinin minimum değeri sıfır alınmıştır. Motora sıfır komutu verilirken, motorun rölanti durumunda çalışmaya devam etmesinden kaynaklı pozitif yöndeki katkının ve durağan pervanenin ileri yöndeki kuvvete negatif etkisinin verilen operasyon hızlarında çok bir etkisinin olmayacağı varsayılmış, bunlar göz ardı edilmiştir. İtiş kuvvetinin maksimum değeri ise hem yükseklikten hem de uçağın hızından çok etkilenmektedir. Bu limit hesaplanırken uçağın standart uçuş yüksekliği ve standart uçuş hızı dikkate alınmıştır. Hesaplama yapılırken yine X-Plane ortamı ve programdaki Cessna 172 SP modelinden yararlanılmıştır. Uçak trim hız değerinde ve 8400 ft yükseklikteyken uçağa maksimum gaz komutu verilmiş, programın hesapladığı 1300 N itiş kuvveti bu eyleyicinin maksimum doyum noktası olarak belirlenmiştir.

Çizelge 2.2: Cessna 172 eyleyicileri için doyum noktaları.

Eyleyici	Minimum	Maksimum
<b>İtiş Kuvveti</b>	0	1300 N
<b>Yükseliş Dümeni</b>	$-28^\circ$	$24^\circ$
<b>Kanatçık</b>	$-35^\circ$ <sup>a</sup>	$35^\circ$
<b>Yön Dümeni</b>	$-23.5^\circ$	$23.5^\circ$

<sup>a</sup>  $20^\circ$  aşağı yönde +  $15^\circ$  yukarı yönde

### 2.3 FDC 1.2: Sabit Kanatlı Hava Aracı Modeli Teorisi

FDC 1.2'deki hesaplamaların temelini oluşturan hava aracı modelinin denklemleri üç temel bölümden oluşmaktadır: Hareket denklemleri, diğer durum değişkenlerinin hesabı ve kuvvet ile momentlerin bulunması.

Hareket denklemleri 3 boyutlu uzaydaki objelerin genel dinamiği şeklinde yazılmış, ötelenme ve dönme hızları, hava aracına etki eden toplam kuvvet ve momentler cinsinden

$$\begin{aligned}\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} &= \frac{\mathbf{F}}{m} - \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} \\ \frac{\partial \boldsymbol{\Omega}}{\partial t} &= \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M} - \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\Omega})\end{aligned}\quad (2.1)$$

şeklinde verilmiştir. Burada  $\mathbf{V} = [u \ v \ w]^T$  ötelenme hızlarını,  $\boldsymbol{\Omega} = [p \ q \ r]^T$  dönme hızlarını,  $\mathbf{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T$  hava aracı gövde eksenlerine göre toplam kuvvetleri,  $\mathbf{M} = [L \ M \ N]^T$  hava aracı gövde eksenlerine göre toplam momentleri,  $m$  hava aracı kütesini,  $\mathbf{I}$  ise atalet matrisini göstermektedir.

Burada türevlerinin karşılığı verilen  $\mathbf{V}$  ve  $\boldsymbol{\Omega}$  değişkenleri, sistemin durum değişkenlerinin ilk 6 tanesini göstermektedir. Ayrıca  $\mathbf{F}$  ve  $\mathbf{M}$ 'nin belirlenmesinde etkili olan 4 değişken daha vardır. Bu 10 değişken sistemin durum değişkenleri olarak gösterilirse durum değişkenleri matrisi

$$\mathbf{x} = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \psi \ \theta \ \phi \ z]$$

şeklinde yazılır. FDC araç setinde  $\mathbf{x}$ 'in ilk 3 değişkeni  $[u \ v \ w]$  değil  $[V \ \alpha \ \beta]$ 'dir. Ancak bu iki gösterim arasında direk bir ilişki olduğu için bu bir problem değil. Ayrıca FDC araç setinde pratik amaçlarla  $x$  ve  $y$  değişkenleri de sistemin durum değişkeni olarak eklenmiştir ancak bu teorik anlatımda önemli değillerdir.

İlk 6 durum değişkeni veren diferansiyel ilişki Denklem 2.1 ile verilmişken, diğer 4 durum değişkeni de başka değişkenler cinsinden bulunabilir. Bunları veren denklemler

$$\begin{aligned}\frac{\partial [\psi \ \theta \ \phi]^T}{\partial t} &= f_{1\_1}(\boldsymbol{\Omega}, \theta, \phi) \\ \frac{\partial z}{\partial t} &= f_{1\_2}(\mathbf{V}, \theta, \phi)\end{aligned}\quad (2.2)$$

şeklinde tanımlanabiliyor. Doğrusal olmayan bu denklemlerin elde edilişleri uzaysal



kinematik ilişkilere dayanmaktadır ve [12, eq. (10), eq. (11), eq. (12), eq. (15)] denklemleri ile verilmişlerdir.

Son olarak,  $\mathbf{F}$  ve  $\mathbf{M}$ 'nin bulunması için hava aracına etki eden tüm kuvvet ve momentlerin toplanması gerekir. Buradaki teorik anlatım için, bu toplam

$$\begin{aligned}\mathbf{F} &= \mathbf{F}_{\text{aero}} + \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_{\text{yerç.}} \\ \mathbf{M} &= \mathbf{M}_{\text{aero}}\end{aligned}\quad (2.3)$$

şeklinde basitleştirilmiştir. FDC araç setinde bu denkleme ayrıca rüzgâr kuvvetleri ve pervanenin moment etkileri de eklenmektedir. Pervane ve motorun moment etkileri Airlib kütüphanesindeki modelde yer almadığı için ve rüzgâr etkileri bu teorik anlatımda şart olmadığı için burada verilmedi. Burada  $\mathbf{F}_{\text{aero}}$  ve  $\mathbf{M}_{\text{aero}}$  aerodinamik etkilerden kaynaklı kuvvet ve momenti gösterirken,  $\mathbf{F}_{\text{yerç.}}$  yerçekimi kuvvetinin hava aracı gövde eksenindeki karşılığıdır.

$\mathbf{F}_{\text{aero}}$  ve  $\mathbf{M}_{\text{aero}}$ , hava aracının kontrol yüzeylerine bağlı olarak oluşan kuvvet ve momentlerdir. Bu kuvvet ve momentlerin bulunması için farklı avantajlara sahip farklı yöntemler vardır. FDC araç setinde literatürde de çokça kabul görmüş, kararlılık ve kontrol türevlerine dayanan yöntem kullanılmıştır. Bu yöntemde farklı değişkenlerin kuvvetlere ve momentlere olan etkileri, bilinen analitik ilişkiler ile analitik olarak bilinmeyen, veri analizi ile tanımlanmaya çalışılan ilişkilerin senteziyle tanımlanmaktadır. İki değişken arasındaki ilişkiyi, bilinen analitik ilişkiler ayrılmadan, sadece veri analizi ile tanımlamak gereksiz zor olacağından böyle bir yöntem izlenmektedir. Örneğin açısız yunuslama hızı  $q$  ile  $x$  eksenindeki kuvvet bileşeni  $F_x$  arasındaki ilişki aşağıdaki denklemlerden ilki olarak tanımlandığında daha başarısız olacaktır.

$$\begin{aligned}\times F_x &= \dots + \hat{C}_{X_q} \cdot q + \dots \\ \checkmark F_x &= \frac{1}{2}\rho V^2 S \left( \dots + \frac{\bar{c}}{V} \cdot C_{X_q} \cdot q + \dots \right)\end{aligned}$$

Bunun yerine, veri analizi ile elde edilen ilişki, analitik yöntemlerle birleştirilip ikinci denklemdenki gibi tanımlandığında daha doğru bir modelleme yapılmış olacaktır.

Veri analizi ile kurulan ilişkilerin bazılarında (yukarıdaki  $q$  ile  $F_x$  ilişkisinde olduğu gibi) Taylor serisinin sadece ilk terimi ile yaklaşım yapmak yeterli olabilmektedir. Başka değişkenler arasındaki ilişkilerde ise, doğrusal olmayan etkilerin baskın olması sebebiyle daha fazla Taylor serisi terimi kullanılabilir. Örneğin  $\alpha$  ile  $F_x$  arasındaki ilişki kurulurken 3 terim kullanılmıştır:

$$F_x = \frac{1}{2}\rho V^2 S \left( \dots + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{X_{\alpha^3}} \alpha^3 + \dots \right)$$

Hangi değişkenler ile hangi kuvvet ve momentler arasında ilişki tanımlandığı, bunların ilişkilerine kaçınıcı dereceden Taylor serileri ile yakınsandığı ve bu değişkenlerin kuvvet ve momentler ile tanımlanan ilişkilerinde hangi analitik ilişkilerden yararlandığı [6, eq. (3.11), eq. (3.12), eq. (3.13)] denklemlerine bakılarak bulunabilir.

Hava aracının benzetim hesaplarının FDC'ye göre yapılmasında kullanılan ve Denklem 2.1, 2.2 ve 2.3 ile verilen 3 temel ilişkiden ilki Newton kanunları ile verilmiştir. Uçak deforme olunca bu ilişkinin doğruluğu bozulur. Ayrıca yakıt azalması vb. durumlar sebebiyle kütlesi veya atalet matrisi değişince ilişki değişir. Bu durumlar bu çalışma kapsamına alınmamıştır ve etkilerinin göz ardı edilebileceği var sayılmıştır. 2.2 numaralı denklemler ise uzaysal kinematik işlemler sonucu bulunan, tanım gereği doğru olan denklemlerdir. Yani bu 3 gruptan doğruluğu en çok tartışılacak ilişkiler 2.3 numaralı denklemlerdir.

$\mathbf{F}_{aero}$  ve  $\mathbf{M}_{aero}$  terimlerinin bulunmasında kullanılan yöntem literatürde çokça kullanılmış bir yöntemdir. Genel anlamda da kabul görmüştür ancak veri analizine dayandığı için ve ilişkilere yakınsanırken Taylor serisinden sadece bazı terimler kullanıldığı için bu modellemede hatalar olacağı kesindir. Bu çalışmada elde edilen kontrolcünün X-Plane programı ile de denenmiş olmasının temel sebebi de budur.

### 3. KONTROLCÜ TASARIMI

#### 3.1 Literatür Araştırması

##### 3.1.1 3B takipli, çift döngülü otopilot düzeni

Sabit kanatlı hava araçları için kontrolcü sistemi tasarımlarında genellikle birden çok döngü kullanılır [13]. İç döngü uçağın Euler açılarını (yunuslama, yalpalama ve sapma açıları), kanatçık, istikamet ve irtifa dümeninden oluşan kontrol yüzeyleri ile kontrol ederken; dış döngü de Euler açıları tarafından etkilenen yükseklik, yükselme hızı, yön, koordinat vb. değerleri kontrol eder [14]. ÇAÇ algoritmalarından otomatik çözüm uygulayanların birçoğu ise bu iki döngünün de bir seviye dışında çalışır. Yani çatışma algılamasından gelen verileri direk olarak Euler açıları komutlarına çevirmek yerine, önce bir yörünge hesaplarlar ve bu yörüngeyi uçağa takip ettirecek komutları dış kontrolcüye beslerler [5]. ÇAÇ algoritmaları bu şekilde bir nevi üçüncü bir döngü kurmuş olurlar.

Hava aracının ataletsel dengesiyle ilgili olan referanslar ile seyrüsefer yapmayı sağlayan referansları ayrı döngüler ile vermek, tasarıma bir nevi açıklık da kazandırmaktadır. Ataletsel dengeyle ilgili olan, iç döngüdeki kontrolcü ile takip edilen değişkenler, hava dinamiği denklemlerine görece yüksek etkisi olan durumlardır. Diğer taraftan dış döngüye verilen, seyrüsefer ile ilgili olan referansların hava dinamiği denklemlerine etkisi görece düşüktür. Bu ayırım tasarlanan kontrolcünün performans kriterlerine bakılmasında, ayrıca iç ve dış döngüdeki kontrolcülerin performanslarının ayarlanmasında kolaylık sağladığı gibi, referansların basit ayırımı sebebiyle kontrol tasarımcısına kavramsal olarak da kolaylık sağlamaktadır.

Hem tarihsel olarak çokça kullanılıp kabul görmesi sebebiyle, hem de yukarıdaki avantajları sebebiyle, bu çalışmanın yazarının dahil olduğu araştırma laboratuvarında yapılan 3B takipli çalışmalar çok döngülü yapılmıştır [15–18]. Bu çalışmaların

ikisinde performans avantajı dikkate alınarak, ataletsel denge referansları / seyrüsefer referansları ayrımı kesin olarak yapılmamış [15, 16] diğer ikisinde ise bu ayrım yapılmıştır [17, 18].

Bu çalışmada da ataletsel dengeyle ilgili olan durum değişkenleri ve seyrüsefer ile ilgili olan durum değişkenleri ayrı birer döngü ile kontrol edilmiş, ataletsel denge iç döngüde takip edilirken, seyrüsefer takibi dış döngü ile yapılmıştır.

### **3.1.2 4B takipli otopilot çalışmaları**

Aktüel 4B takip çalışmalarına baktığımızda, araştırmaların çoğunun [19] halihazırda var olan 3 boyutlu bir yörüngeye bir hız profili oluşturduğunu görüyoruz [20–23]. Diğer bir çalışmada ise tahmini varış zamanıyla hava sürati referansı arasına bir P kontrolcü konmuş [24]. Bu çalışmaların birçoğu yakıt tasarrufunu da uçuş sistemlerine eklemek istedikleri için kullandıkları algoritmalar bu çalışmanın amacının ötesinde kalıyorlar ve gereksiz karmaşık yapıda oluyorlar. Ayrıca bu algoritmaların birçoğu uçağın ileride katedeceği uzunca bir yörüngeye hız profili hesapladığı için uygulanmaları zor oluyor. Ek olarak, bu paragrafta anlatılan çalışmaların patent olduğu göz önünde bulundurulmalı. Patent başvurularında test sonuçları bulunmadığı için ve bu karmaşık yazılım sistemleriyle ilgili bağımsız çalışma yapılmadığı için performansları hakkında bilgi sahibi olmak pek mümkün değil.

### **3.1.3 ÇGÇÇ ve Gürbüz otopilot çalışmaları**

Sabit kanatlı hava araçlarında klasik yöntemlerle tasarlanan TGTC kontrolcüler, tasarlanma kolaylıkları sebebiyle popüler olmalarına karşın, uçaktaki kontrol yüzeyi girişlerinin birbirlerine olan karşılıklı etkilerini dikkate almaz, ayrıca hava aracında çıkış kabul edilen değişkenlere ek olarak bilenen başka durum değişkenlerinden yararlanamazlar. ÇGÇÇ modern kontrolcüler otopilot tasarımını hızlandırabildikleri gibi, sabit tecrübeye sahip bir tasarımcıda, klasik kontrol yöntemleriyle tasarlanmış kontrolcülere kıyasla daha iyi performansa da sahip olabilmektedirler [25]. Çalışmada kullanılan kontrol tasarımı yöntemlerinden biri olan  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemi bu ÇGÇÇ tasarım yöntemlerinden biridir ve durum uzayı formunda yer alıp farklı kanallar arasındaki karşılıklı kenetlenmeleri dikkate alabilmektedir.

Gürbüz otopilot çalışmalarının amacı, tasarlanan otopilot sahada kullanılmaya başlandığında, kontrol ettiği gerçek sistem ile tasarlama aşamasında kullanılan sistem arasındaki farkların, otopilotun kararlılığına etki etmemesi ve performansını hedef performansın altına düşürmemesidir. Sahadaki gerçek sistemin, tasarım aşamasında kullanılan teorik sistem ile arasındaki farklar aşağıda sıralanmıştır. Bu belirsizliklerin çoğu durumda çarpım formunda birleştirilmesi istenir [26].

- **Gerçek sistemin doğrusal olmaması:** Gerçek sistem, doğrusallaştırmanın yapıldığı trim noktasının yakın komşuluğundayken doğrusal sistem ile aynı davranır ancak gerçek sistem elbette sadece trim noktasında çalışmayacaktır. Trim noktasından uzaklaşmanın temel nedenleri operasyon gereklilikleri nedeniyle gerçekleşen yükseklik değişimleri, hız değişimleri, yükselme amacıyla yunuslama açısı değişimleri ve yönelme amacıyla yapılan yatma açısı değişimleri gibi temel manevralardır ve elbette her uçuş senaryosunda bunlara rastlanılmaktadır. Bunlara ek olarak, dış etkiler de uçağı trim noktasından uzaklaştıracaktır. Rüzgâr benzeri dış etkilerin olabildiğince çabuk bastırılması bekleniyorsa da kısa vadede hava aracını trim noktalarından uzaklaştırmaktadır.
- **Operasyonel farklılıklar:** Temel olarak yük taşıyan uçakların operasyondan operasyona değişen yüklerini ve ağırlık merkezlerini içermektedir.
- **Modellenmeyen etkiler:** Bunlar ölçülebilen ama operasyona özel olan değişimleri içerdiği gibi teorik modellemesi zor olan etkileri içerir. Uçağın operasyon boyunca yakıtındaki değişimin ağırlığına ve ağırlık merkezine yaptığı etkiler bu kapsamdadır.
- **Modeldeki belirsizlikler:** Kullanılan teorik sistemdeki denklemler uçağı özel bazı parametreler içermektedir. Bu parametrelerin doğru ölçülemediğinden kaynaklanan belirsizlikler bu kapsamdadır.

Gürbüz bir otopilot tasarlamak amacıyla  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemi kullanılarak tasarlanan iç kontrolcülerin aerodinamik parametrelerde %30'a varan büyük değişimlere karşı performansını koruduğı gösterilmiştir [17]. Bu yöntem

ayrıca daha önce başka gürbüz algoritmalarının da kullanıldığı [27] laboratuvarımızda kullanılmış ve başarılı sonuçlar vermiştir [28–30]. Ayrıca 3B yörünge takibi yapan çift döngülü otopilot yapısında da kullanılabilirdiği gösterilmiştir [15, 31].

### **3.1.4 İntegral yığılmasına karşı önlem alan otopilot çalışmaları**

Literatürdeki birçok otopilot çalışmasında integral yığılması problemine karşı bir çözüm bulunmaz. Bu beklenen bir durumdur çünkü integral yığılmasıyla yüksek performans gerektirmeyen kontrol uygulamalarında karşılaşılır. Örneğin uzun mesafeler kateden sabit kanatlı hava araçlarında yakıt tasarrufu önemli bir kriter olduğu için keskin manevralar tercih edilmez. Ayrıca insan taşıyan hava araçlarında da keskin manevralardan kaçınılır. Bu sebeple bu uygulamalarda eyleyiciler doyum noktalarına ulaşmaz ve integral yığılması problemine çözüm getirilmesi gerekmez.

Ancak İHA'lar için engelden kaçma performans kriterleri bulurken amaç çarpışmadan kaçınmak olduğu için ve kaçma hareketi kısa bir sürede gerçekleştirileceği için hava aracı manevrasının sert bir şekilde gerçekleştirilebilmesi beklenir. Manevraların hızlı ve keskin gerçekleştirilmesi ise eyleyicileri doyum noktalarına ulaştıracağından böyle yüksek performans gerektiren kontrol uygulamalarında integral yığılması problemi olağandır. 3.6 numaralı bölümdeki örnek testte bu integral yığılmasının yarattığı problemlere bir örnek verilmiştir.

TGTÇ sistemlerde integral yığılması problemine çözüm getirmek görece kolaydır çünkü yığılmanın kontrolcünün hangi durumunda olduğu bulunabilir. Doyum noktasına ulaşan eyleyiciyle sinyal üreten ve takip edilemeyen referans arasındaki kontrolcünün tüm durumlarında yığılma olduğu bilinir ve bu durumların düzeltilmesi gerekir. TGTÇ kontrolcülerinde yığılma problemi clamping (durum sınırlaması) veya durum resetlemesi [32] yöntemleriyle kolayca çözülebilir. Durum resetlemesi yapılırken saturasyonun miktarının ve birden fazla durum olması durumunda saturasyon miktarının türevlerinin bilinmesi yeterlidir ve bu bilgiye de çoğu zaman kolayca sahip olunur. Bazı TGTÇ sistemlerde basitlikten ödün vermeyi göze alarak, bazı dinamik yöntemlerle daha iyi performans da sağlanabilir [33].

Üsttekilere benzer yöntemler ÇGÇÇ kontrolcüler için de geliştirilmiştir [34].

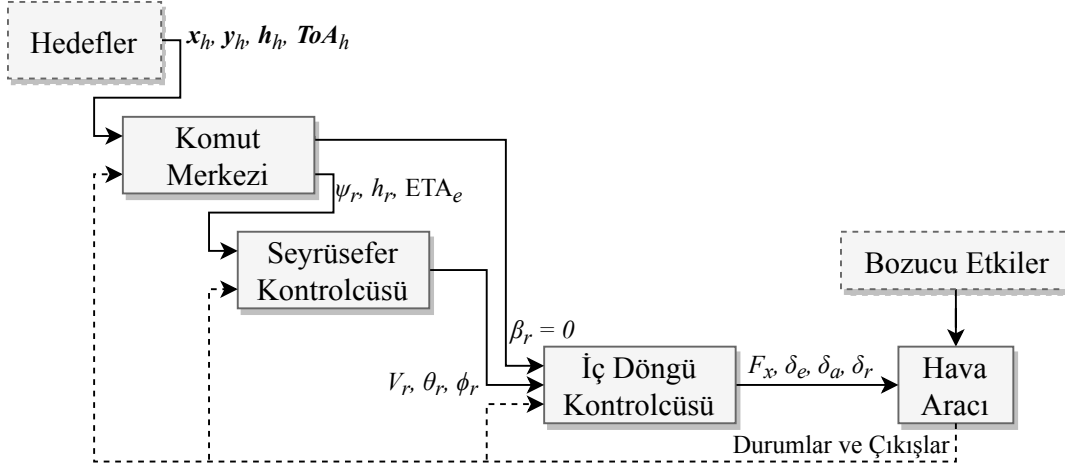
Örneğin bazı çalışmalar eyleyici doyumunu problemiyle "Nested Saturation" yöntemini kullanarak başa çıkmıştır [35, 36]. Performans ihtiyacının düşük olduğu bazı otopilot çalışmalarında ise türev sınırlandırıcıları kullanılmıştır [23, 24]. Bu sınırlandırıcılar TGTÇ kontrolcü sistemlerinde kullanılabildiği gibi ÇGÇÇ sistemlerde de kullanılabiliyor. Ancak bu yaklaşımlarda eyleyicilerin doyum noktalarına ulaşması engelleniyor olsa bile kontrolcü beklediği doğrusal sistemden farklı bir sistemle karşılaştığı için integral yığılması problemine benzer problemlerle yine karşılaşılabilir.

Diğer taraftan bir eyleyicinin normal operasyon süresince sıkça doyum noktasına ulaşması bekleniyorsa, bu doyum noktasındaki durumu özel olarak çözen bir kontrolcü yapısı, düzeltici bir kontrol yapısına tercih edilebilir [37]. Örneğin hava araçlarının yükselme, alçalma, yavaşlama ve hızlanma manevralarıyla ilgili olan hava aracı dinamikleri özellikle yavaş olduğu için yüksek performans elde edilmesi istendiğinde itiş kuvveti eyleyicisinin agresif kullanılması gerekir. Agresif kullanılan itiş kuvveti eyleyicisinin operasyon süresince çokça doyum noktasına ulaşacağı göz önüne alındığında, itiş kuvvetinin üst ve alt doyum noktaları için [37] uyarınca özel iç kontrolcü tasarımı tercih edilebilir. Bu yöntem, işbu tezin yazarının daha önceki bir bildirisinde verilmişti [38].

### 3.2 Çalışmadaki Kontrolcü Yapısı

Çalışmada kullanılan kontrol sisteminin basitleştirilmiş şeması Şekil 3.1 ile verilmiştir. Sistemin tasarlanmasında 3.1.1 bölümünde anlatılan, iç içe iki adet kontrol döngüsünden oluşan klasik otopilot yapısı kullanılmaktadır. En iç döngüdeki, "iç döngü kontrolçüsü" isimli kontrolcü uçağın dengeleyici otopilotu olarak görev yaparken, dış döngüdeki, "seyrüsefer kontrolçüsü" isimli kontrolcü 4 boyutlu rota izlemeyi sağlamaktadır. Ayrıca bu iki döngünün bir döngü dışında çalışan "komut merkezi" benzetim testlerinin çalışması için gerekli komutları veren fonksiyonları kapsamaktadır.

Çalışmadaki iç döngü kontrolçüsü 3.1.3 bölümünde anlatılan avantajlardan ötürü  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemiyle tasarlandı. Kontrolcünün referans girişleri ise 3.1.1 bölümünde anlatılan, hava aracı denklemlerine çok yüksek etkisi olan referansların iç



Şekil 3.1: Kontrol sistemi düzeni

kontrolcüye beslenmesi prensibine göre, gerçek hava sürati ( $V_r$ ), yunuslama açısı ( $\theta_r$ ), yatma açısı ( $\phi_r$ ) ve yana kayma açısı ( $\beta_r$ ) olarak seçildi. Kontrolcünün hesapladığı çıkışlar ise hava aracının eyleycilerine verilen giriş sinyalleri, yani ileri yönlü itiş kuvveti ( $F_p$ ), kanatçıklarda sapma açısı ( $\delta_a$ ), yükseliş dümeninde sapma açısı ( $\delta_e$ ) ve yön dümeninde sapma açısı ( $\delta_a$ ).

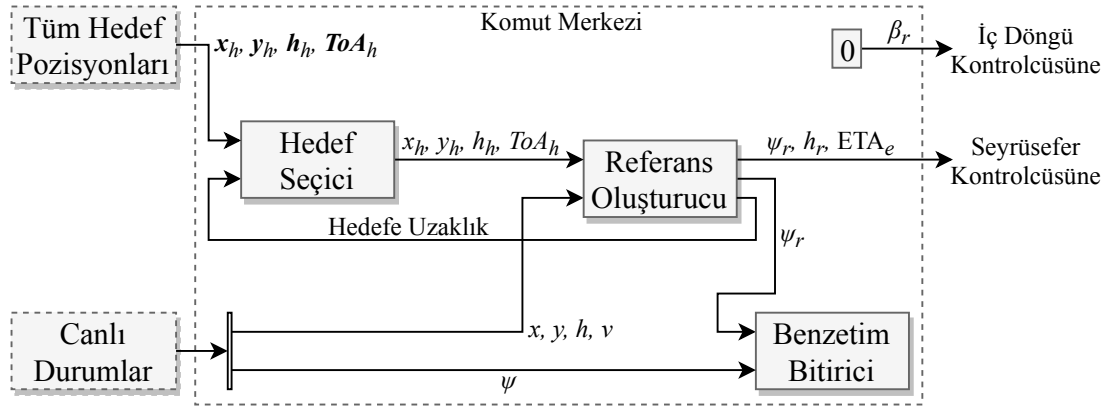
Çalışmadaki seyrüsefer kontrolcüsü yaygınlığından ve basitliğinden ötürü PID düzeninde tasarlandı. Kontrolcünün girişleri gidilecek hedeflerin hava aracının 4 boyutlu konumuna göre 4 boyutlu konumdur. Yani girişler, sıradaki hedefin hava aracına göre yönü ( $\psi_r$ ), yüksekliği ( $h_r$ ) ve sıradaki hedefe tahmini varış süresindeki hatadır ( $ETA_e$ ). Bu girişlere göre hesaplanan  $V$ ,  $\theta$  ve  $\phi$  referansları iç döngü kontrolcüsüne beslenmektedir.

Seyrüsefer kontrolcüsünün giriş referansları uçağın 4 boyutlu konumuna, sıradaki hedefin 4 boyutlu konumuna ve uçağın yer hızına göre hesaplanmaktadır. Bu hesaplama ve gidilecek hedeflerin sırayla anlık hedef olarak seçilmesi işlemi "komut merkezi" isimli yazılım bloğu tarafından gerçekleştirilmektedir.

Komut merkezi çalışmadaki test ve doğrulama aşamalarındaki benzetimlerde gerek duyulan çok amaçlı bir yazılım bloğudur. Şekil 3.2 ile gösterilen yapıya sahiptir ve 3 bloktan oluşmaktadır. "Benzetim Bitirici" bloğu uçağın son hedefe varıp varmadığını kontrol eder, son hedefe ulaşıldığıysa benzetimi bitirir. Bunun matematiksel hesabı yapılırken, son hedefe varış anı, hedefin uçağa göre konumunun uçağın yönüne dik



olduğu an olarak alınır.



Şekil 3.2: Komut merkezi düzeni

Uçağın gideceği hedef noktaları test ve benzetim öncesinde indisli dizelerden oluşan, Çizelge 3.1 ile gösterilen düzendeki bir matris olarak belirleniyor. Buradaki  $x$  ve  $y$  konumları hedefin uçağın benzetimin başındaki konumuna göre verilirken, yükseklik bilgisi deniz seviyesine göre,  $ToA$  verisi benzetimin başlangıç anına göre veriliyor. Bu matris benzetim boyunca "Hedef Seçici" bloğuna veriliyor ve hedef seçici bloğu güncel hedefi seçip çıktı olarak veriyor. Benzetim başlangıcında ilk dizedeki hedefin 4 boyutlu bilgileri çıktı olarak verilirken, hedeflere varıldıkça çıktıdaki hedef sırayla güncelleniyor. Uçağın bir hedefe varışının matematiksel tanımı, uçağın 100 m yarıçapındaki, merkezi hedefte olan hayali bir kürenin içine girişi olarak belirlendi.

Çizelge 3.1: Hedef noktalarının bilgilerinin matris düzeni.

#	$x$	$y$	$z$	$ToA$
1	$x_1$	$y_1$	$z_1$	$ToA_1$
2	$x_2$	$y_2$	$z_2$	$ToA_2$
			$\vdots$	

"Referans Oluşturucu" bloğu seyrüsefer kontrolcüsüne beslenecek olan referansları düzenliyor. Hedefin hava aracına göre olan konumunun yönü ve hedefe olan tahmini varış zamanı bu blokta hesaplanırken, hedefin yüksekliği halihazırda referans olduğu için değiştirilmeden çıkarılıyor.

Hedef yönü komutu, hedef ve uçak konumlarından

$$\psi_r = \text{atan2}(y_h - y, x_h - x);$$

fonksiyonu ile elde edilirken, tahmini varış zamanındaki hata ( $ETA_e$ ) hedefin varış zamanı (ToA) bilgisinden

$$ETA = \frac{V}{\left\| \begin{bmatrix} y_h & x_h \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} y & x \end{bmatrix} \right\|}$$

ile bulunan tahmini varış zamanı çıkarılarak bulunuyor.

Son olarak, yana kayma açısı için iç döngü kontrolcüsüne beslenmek üzere 0 değerinde referans oluşturuluyor.

### 3.3 Teorik Altyapı

#### 3.3.1 Doğrusallaştırma

Doğrusal olmayan bir sistemin doğrusal yakınsamasının bulunması için analitik yöntemler ve sayısal yöntemler olduğu gibi belli fonksiyonlar için önceden hesaplanmış taramalı fonksiyon tabloları da kullanılabilir. Parametrik yöntemler doğrusal olmayan her işlem için kullanılabilir değildir ve sayısal yöntemlerde kullanılan parametreler evrensel ayarlanabilir değildir. Bu yüzden bu yöntemlerin yer yer en uygununu kullanan bir algoritma en iyi sonucu verecektir.

Bu çalışmada MATLAB ortamında bulunan doğrusallaştırma araçlarından biri kullanılmıştır çünkü zaten bu ortamda çalışılmaktadır. Ayrıca Simulink ortamındaki modelleri doğrusallaştırabilen araçların kullanılması sayesinde hazır kurulmuş modelin ayrıca nümerik olarak tanımlanmasıyla uğraşılması gerekmemiştir. Simulink ortamındaki modelleri doğrusallaştırabilen birkaç araç Simulink araç setiyle beraber gelmekle beraber, MATLAB'ın "Control Systems Toolbox" araç seti ile de bu işi yapabilen birkaç araç sunulmaktadır. "Control Systems Toolbox" ile gelen araçların Simulink ile gelen araçlara kıyasla temel avantajı kurulmuş kontrol sistemlerinin belli kısımlarının doğrusallaştırılabilir olmasıdır. Bu çalışmada bu ek özelliklere ihtiyaç

duyulmamıştır ve Simulink araç setindeki

```
argout = linmod('sys',x,u);
```

fonksiyonu kullanılmıştır.

"linmod" fonksiyonu sürekli zaman Simulink modelleri için Simulink araç seti tarafından sunulan önerilen fonksiyon. Doğrusallaştırma algoritması modeldeki blokları doğrusallaştırıp birleştiriyor, her bloğun doğrusallaştırılmasında ise en uygun gördüğü doğrusallaştırma yöntemini kullanıyor.

Bir bloğun doğrusallaştırılmasında öncelikli olarak Simulink tarafından tanımlanmış, parametrik doğrusal sonuçlar kullanılıyor. Bu yöntemle  $f(x)$  fonksiyonunu gerçekleyen bir blok için

$$\frac{y - f(x_0)}{x - x_0} = \left. \frac{df(x)}{dx} \right|_{x=x_0}$$

formülü bize  $x_0$  durumu etrafındaki doğrusal fonksiyon yaklaşımını parametrik olarak verir. Burada parametreden kasıt, bloğun tanımlanmasında verilen parametreler ve doğrusallaştırmanın yapıldığı durumdaki değişken değerleri, bu örnekte  $x_0$ .

Analitik doğrusallaştırma yapılamayan Simulink blokları için ise pertürbasyona dayalı sayısal yöntemler kullanılmaktadır. Bu yöntemde  $f(x)$  fonksiyonu doğrusallaştırılırken doğrusallaştırma noktası  $x_0$  komşuluğunda fonksiyonun aldığı değerlere bakılır ve

$$\frac{y - f(x_0)}{x - x_0} = \frac{f(x_0 + \epsilon) - f(x_0 - \epsilon)}{2\epsilon}$$

formülüyle doğrusal fonksiyon tanımlanır.

Simulink'in "linmod" fonksiyonu doğrusal sistemi durum uzayı formunda da verebilmek için blokların durumlarını doğrusal sistemde tutabilmek zorunda. O yüzden her blok için o bloğun doğrusal fonksiyonunu durum uzayı formunda veren, buradaki formüllerin benzerlerini kullanıyor.

### 3.3.2 $\mathcal{H}_\infty$ çevrim şekillendirme yöntemi ile gürbüz kontrolcü tasarımı

Bu çalışmada iç döngü kontrolçüsünün tasarımı çevrim şekillendirme yöntemi ile yapılmaktadır. Bu işi yapabilen, MATLAB'ın "Robust Control Toolbox" araç setine dahil olan birden çok fonksiyon vardır. Bu çalışmada kullanım kolaylığı sebebiyle "loopsyn" fonksiyonu,

$$[K, CL, GAM, INFO] = \text{loopsyn}(G, G_d)$$

tercih edildi. Fonksiyona girdi olarak uçağın doğrusallaştırılmış modeli ( $G$ ) ve kontrolcülü sistemin açık çevrim transfer fonksiyonunun istenilen tekil değer fonksiyonu ( $G_d$ ) veriliyor, çıktı olarak ise kontrolcü  $K$  elde ediliyor. Fonksiyon ayrıca kapalı döngü sistemini ( $C_L$ ), şekillendirmenin hata katsayısını ( $\gamma$ ) ve başka faydalı bilgileri de veriyor.

"loopsyn" fonksiyonu istenilen kontrolcüyü tanımlarken, kontrolcüyü iki ayrı dinamik bileşenin seri bağlantısı halinde oluşturuyor. Bu bileşenlerden bağlanma sırasına göre olan ikincisi, sistemin şekillendirilmesinde kullanılan ön filtre  $W$ . Bu ön filtre ile şekillendirilmiş sistem, daha sonraki tanımlarda kullanılmak üzere

$$G_s = G \cdot W$$

şeklinde tanımlanmıştır.

Kontrolcünün bileşenlerinden seri bağlanma sırasına göre olan ilk bileşen ise, şekillendirilmiş sistem  $G_s$  için tasarlanmış olan kontrolcü  $K_s$ 'dir.  $G$  sistemi için tasarlanan asıl kontrolcü  $K$  bahsedildiği gibi  $K_s$  ve  $W$ 'nin seri bağlantısından oluşuyor, yani

$$K = W \cdot K_s$$

şeklinde tanımlanıyor.

Fonksiyonun ön filtre bileşeni  $W$ , sistemin açık çevrim transfer fonksiyonunun tekil değer fonksiyonunun verilen  $G_d$  isteriyle aynı olmasını sağlıyor. Ancak sadece  $W$  bileşeni ile geri besleme sistemi kurulduğunda sistem gürbüz olmuyor. Tasarlanan  $K_s$

bileşeni ise sistemin gürbüz kararlı olmasını sağlıyor. Bu şekilde genel kontrolcü  $K$  ile kurulan geri beslemeli sistemin hem istenilen açık çevrim tekil değer fonksiyonuna sahip olması, hem de gürbüz kararlı olması sağlanıyor.

$W$  bileşeni bulunurken kullanılan algoritmalar [39] ile verilmişken,  $K_s$  bileşeni bulunurken kullanılan algoritmalar [40] ile verilmiştir.

### **3.4 $\mathcal{H}_\infty$ Çevrim Şekillendirme Yöntemi ile Cessna 172'nin İç Döngü Kontrolcüsünün Tasarlanması**

İç döngü kontrolcüsünün  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemi ile tasarımı için gerek duyulan doğrusal sistem modeli Airlib modelinin uçağın bir trim noktası etrafında doğrusallaştırılmasıyla elde edilmiştir. Bu işlem sıradaki alt başlıkta anlatılmışken bu doğrusal modelin kullanılarak kontrolcü tasarımının yapılması 3.4.2 bölümünde anlatılmıştır.

#### **3.4.1 Doğrusallaştırma hali ve dengenin ayarlanması**

Cessna 172'nin doğrusallaştırılması, 65 m/s'lik gerçek hava sürati ve 1000 m yükseklikte yapılmıştır. Bunun haricindeki durumlar ve eyleyici konumları uçağı dengede tutacak değerlerde tutulmuştur. Bu değerlere ayarlanmış uçağın bırakıldığında bulunduğu hali uzun süre aynı tutması isteniyor. Çünkü böyle dengeli bir halde yapılmayan bir doğrusallaştırma işlemi sonucunda elde edilen doğrusal sistem dengeli olmadığı yönde taraflı olacaktır.

İstenilen bu denge halinin sağlanması için doğrusallaştırma halinde durum değişkenlerinin bazılarının sıfır olması, türev değerlerinin ise uçağın yönü doğrultusundaki konumu hariç tüm durum değişkenleri için sıfır olması isteniyor. Diğer taraftan yunuslama açısı ve giriş değişkenleri dengenin sağlanabilmesi için serbest bırakılıyor ve bir arama algoritması ile hesaplanıp ayarlanıyor. Yukarıdakilerin yanı sıra hücum açısı da serbest bırakılmıştır çünkü yükseklik değişimi sıfır olarak ayarlandığı için hücum açısı ve yunuslama açısı aynı olmalıdır.

Ayrıca  $x$  ve  $y$  koordinatlarındaki konum, benzetim testi başlangıç değerleriyle uyumlu olması için 0 alınmıştır ama zaten hava aracı denklemlerini ve durumunu

etkilememektedirler. Uçağın doğrusallaştırıldığı nokta için verilen isterler ve ister verilmeyip hesaplanacak olan değişkenler Çizelge 3.2 ile verilmiştir.

Çizelge 3.2: Doğrusallaştırma işlemi noktası için değişken isterleri.

Değişken	İster	Değişken türevleri	İster
$V$	65 m/s	$\frac{dV}{dt}$	0
$\alpha$	İster verilmedi	$\frac{d\alpha}{dt}$	0
$\beta$	0	$\frac{d\beta}{dt}$	0
$P$	0	$\frac{dP}{dt}$	0
$Q$	0	$\frac{dQ}{dt}$	0
$R$	0	$\frac{dR}{dt}$	0
$\psi$	0	$\frac{d\psi}{dt}$	0
$\theta$	İster verilmedi	$\frac{d\theta}{dt}$	0
$\phi$	0	$\frac{d\phi}{dt}$	0
$x$	0	$\frac{dx}{dt}$	65 m/s
$y$	0	$\frac{dy}{dt}$	0
$z$	1000 m	$\frac{dz}{dt}$	0
$F_p$	İster verilmedi	$\delta_a$	İster verilmedi
$\delta_e$	İster verilmedi	$\delta_r$	İster verilmedi

İster olarak verilmeyen değişkenlerin ayarlanmasında Matlab'ın Simulink araç setinin bir parçası olan "trim" fonksiyonu,

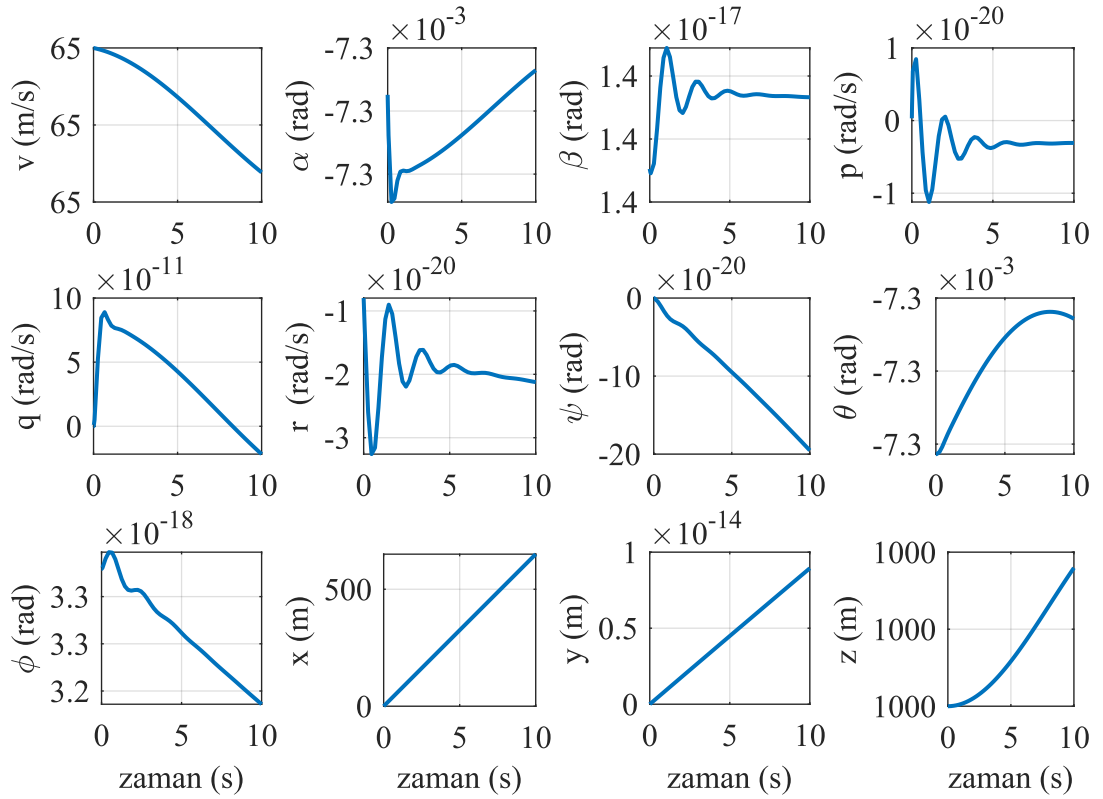
$$[x, u, y, dx] = \text{trim}(\text{"sys"}, x0, u0, y0, ix, iu, iy, dx0, idx)$$

kullanılmıştır. Bu fonksiyon bir arama algoritmasıyla serbest bırakılan değişkenleri değiştirip, sistemin tepkisine bakıp, istenilen tepkiye ulaşılmaya çalışıyor. Trim fonksiyonu bu aramayı optimize edebilmek için sıralı karesel programlama algoritması kullanıyor.

Denge bulma işlemi sonunda isterleri sağlayan başarılı bir denge noktası bulunmuştur. İster verilmeyen değişkenler için hesaplanan denge değerleri ise

- $\theta = -0.0073$  rad
- $\alpha = -0.0073$  rad
- $F_p = 1126$  N
- $\delta_a = 0$
- $\delta_e = -0.0066$  rad
- $\delta_r = 0$

şeklinde bulunmuştur. Ayrıca trim fonksiyonu  $\alpha$  değerini tahmin edildiği gibi yunuslama açısı ile aynı hesaplamıştır. Hesaplanan değerlerin doğruluğu, kontrolcü bulunmayan bir kurulumda bu durum değişkeni değerleriyle ve bu eyleyici konumlarıyla benzetim başlatılınca hava aracının bulunduğu durumda kaldığı gözlenerek onaylanmıştır. Benzetimdeki sistem bulunduğu durumu Şekil 3.3 ile gösterildiği üzere 10 saniye boyunca korumuştur. Bu süre boyunca eyleyiciler yukarıda bulunan maddelerdeki değerlerinde tutulmuştur.



Şekil 3.3: Trim değerleriyle başlatılan hava aracının 10 saniyelik benzetim testi

Bölüm 3.3.1’de verildiği üzere doğrusallaştırma için Simulink araç setinin

$$\text{argout} = \text{linmod}('sys', x_0, u_0);$$

fonksiyonu kullanılmıştır. Buradaki  $x_0$  ve  $u_0$  değişkenleri, sırasıyla, trim fonksiyonu ile bulunan durum değişkeni değerlerini ve eyleyici giriş değerlerini göstermektedir. Modelin girişi ve çıkışı arasındaki 99 bloktan 70’i pertürbasyon yöntemiyle doğrusallaştırılmışken 29 tanesi analitik yöntemler ile doğrusallaştırılmıştır.

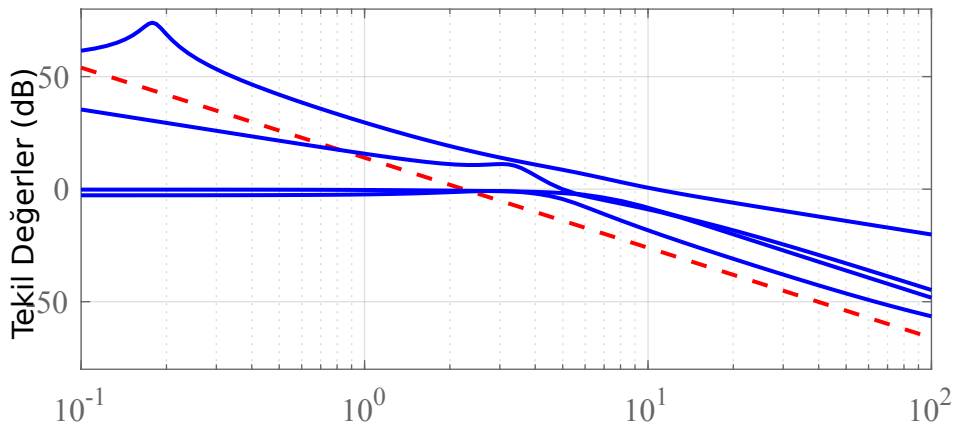
### 3.4.2 $\mathcal{H}_\infty$ çevrim şekillendirme kontrolcüsünün tasarımı

Kontrolcünün tasarım işleminde ilk iş olarak kontrolcülü sistemin açık döngü transfer fonksiyonunun istenilen tekil değer grafiğine karar verildi. Sistemin düşük frekanslarda yüksek performans ile çalışması için ikinci dereceden bir frekans cevabı tercih edilirken, modelin yaklaşık 10 rad/s’den sonraki doğruluğuna güvenilmediği için, cevabın -20db’e düştüğü frekansın 10 rad/s’den alçak olması istendi. Buna göre istenilen frekans cevabı  $G_d = \frac{5}{s^2}$  olarak belirlenmiştir.

İstenilen frekans cevabının bulunması için Bölüm 3.3.2 ile anlatıldığı üzere

$$[K, CL, GAM, INFO] = \text{loopsyn}(G, G_d)$$

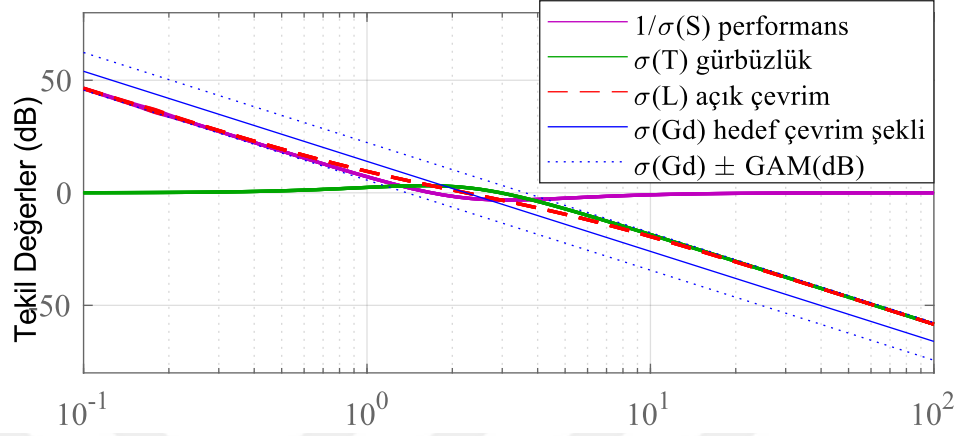
fonksiyonu kullanılmıştır.  $G$  ve  $G_d$  sistemlerinin frekansa göre tekil değer grafikleri Şekil 3.4 ile verildi.



Şekil 3.4:  $G$  ve  $G_d$  sistemlerinin tekil değerleri

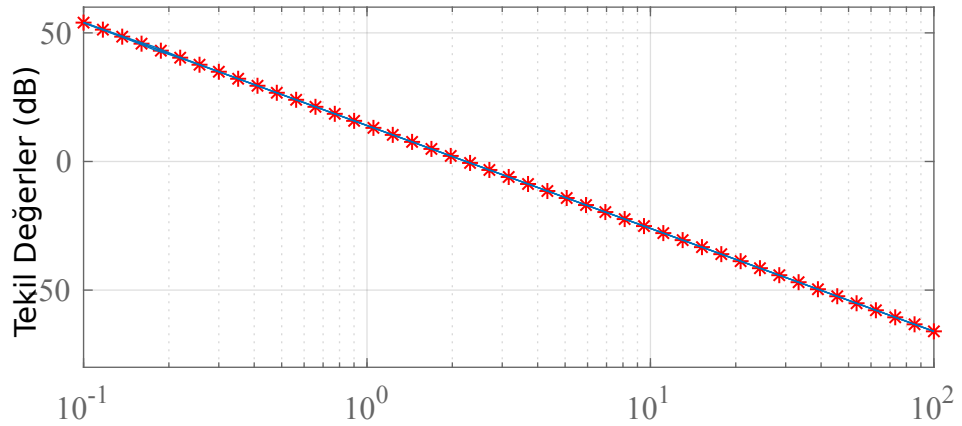


Elde edilen  $K$  kontrolcüsü ile kurulan geri beslemeli sistemin önemli transfer fonksiyonlarının tekil değerleri Şekil 3.5 ile verildi. Burada elde edilen sistemin alçak ve yüksek frekanslarda istenilen değerlerde olduğu görülebiliyor.



Şekil 3.5: Tasarım sonrası önemli transfer fonksiyonlarının tekil değer grafikleri

Açık çevrim transfer fonksiyonunun şekillendirilmesinde kullanılan ön filtre  $W$  ile seri bağlı olan sistemin açık çevrim transfer fonksiyonunun tekil değerleri ve bunların isteri  $G_d$  Şekil 3.6 ile verildi. Burada  $W$  ön filtresinin istenilen çevrim şeklinin verilmesinde yeterli olduğu görülebiliyor.



Şekil 3.6:  $W$  ile kurulan sistemin açık çevrim transfer fonksiyonunun tekil değerleri

Ancak sadece ön filtre  $W$  ile kurulan kapalı çevrim sistemi kararsızdır. Bunu MATLAB'da `isstable` fonksiyonunu kullanarak kolayca görebiliriz.  $W$  ile kurulan

kapalı çevrim sistemi için

$$\begin{aligned} & \text{isstable}(\text{feedback}(G \cdot W, I)) \\ & = 0 \end{aligned}$$

sonucu alınırken,  $K = W \cdot K_s$  ile kurulan kapalı çevrim sistemi için

$$\begin{aligned} & \text{isstable}(\text{feedback}(G \cdot K, I)) \\ & = 1 \end{aligned}$$

sonucu ile sistemin kararlı olduğu görülebilir.

Ayrıca kurulan sistemlerin gürbüz kararlılıkları da `ncfmargin` fonksiyonu ile karşılaştırılabilir. Sadece  $W$  ile kurulan sistemde

$$\begin{aligned} & \text{ncfmargin}(G, W) \\ & = 0 \end{aligned}$$

fonksiyonu sistem kararsız olduğu için 0 sonucu verirken,  $K$  ile kurulan sistemde

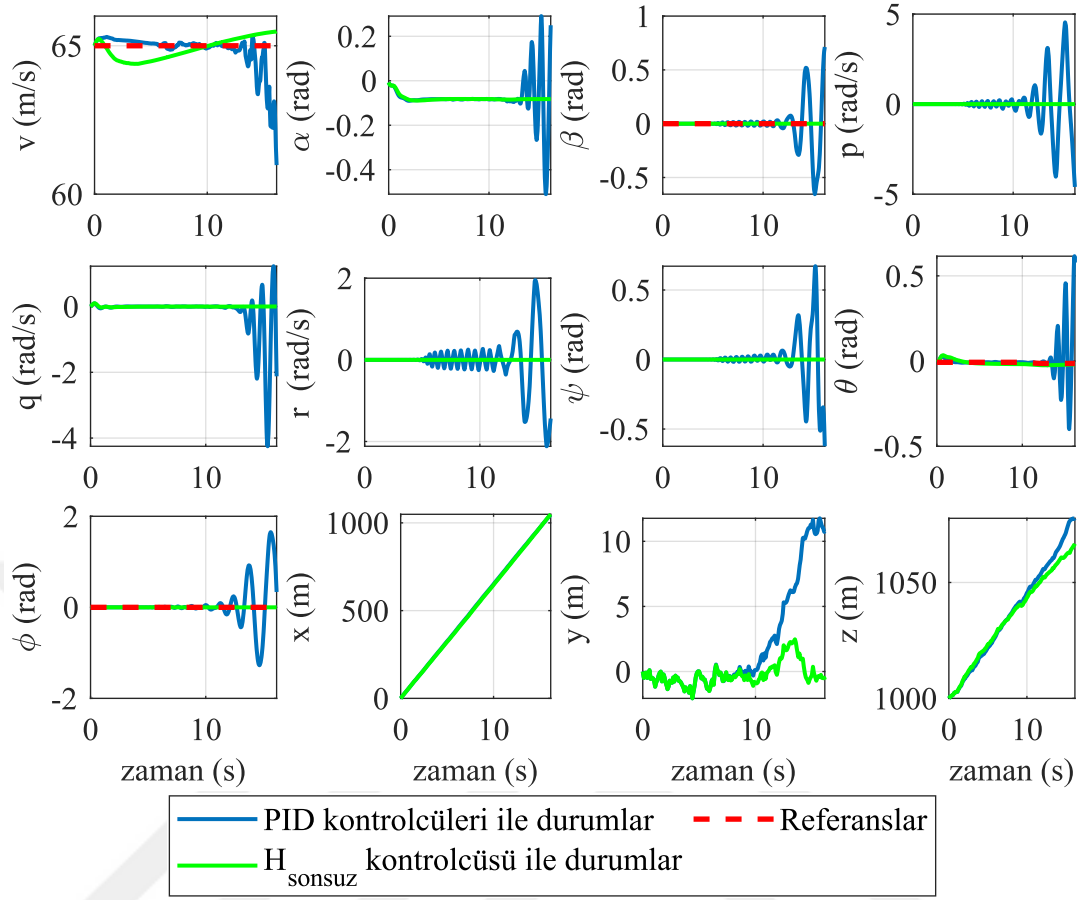
$$\begin{aligned} & \text{ncfmargin}(G, K) \\ & = 0.0129 \end{aligned}$$

fonksiyonunun sonucu ile gürbüz kararlılık görülebiliyor.

### 3.4.3 $\mathcal{H}_\infty$ çevrim şekillendirme yöntemi ile PID yöntemi karşılaştırması

Kullanılan  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yönteminin gürbüz bir kontrolcü olduğu önceki bölümde elde edilen sonuçlardan ve literatür taramasından biliniyor. Bu yöntemin PID yöntemiyle tasarlanan kontrolcülere kıyasla daha gürbüz olmasıyla ilgili örnek bir simülasyon testi yapılmış, Şekil 3.7 ile sonuçlar verilmiştir.

Bu testteki hava aracı modelinin parametreleri, kontrolcü tasarımı yapılan hava aracındaki model parametrelerinin %60 pertürbasyona uğramış halleridir. Burada kullanılan PID kontrolcülere nominal durumda kararlı olmalarına karşın, pertürbe olmuş bu hava aracında çalışmamaktadırlar.  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme yöntemiyle



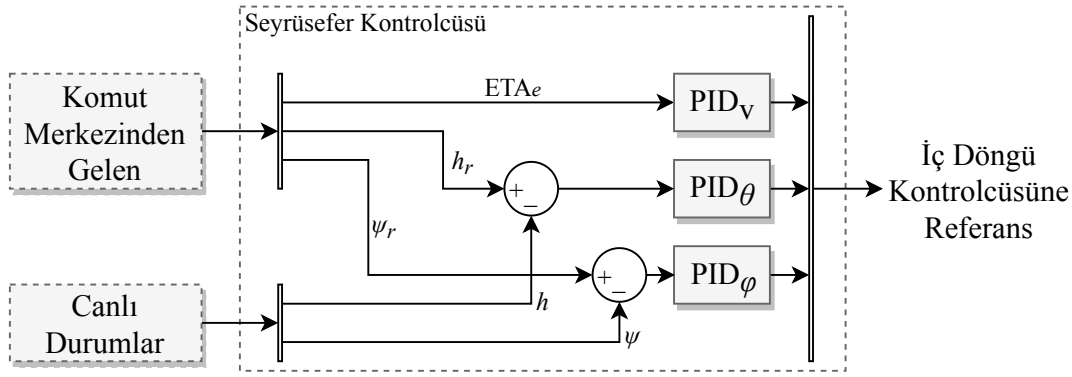
Şekil 3.7: PID yöntemi ile tasarlanmış kontrolcüler ile  $\mathcal{H}_{\infty}$  yöntemi ile tasarlanmış kontrolcülerin %80 pertürbasyonlu bir sistemdeki sonuçları

tasarlanan hava aracı ise hem nominal durumda hem de pertürbe olmuş bu durumda başarılı çalışmaktadır.

Burada gösterilen tek bir denemenin sonucuna bağlı olarak bilimsel bir yorum elbette yapılmamalıdır. Bu örnek, okuyucuya fikir vermesi amacıyla sunulmuştur. Bu konuda kapsamlı bir çalışma [17] tarafından verilmiştir.

### 3.5 Seyrüsefer Kontrolcüsünün Tasarımı

Seyrüsefer kontrolcü düzeni Şekil 3.8 ile gösterilmiştir. Düzendeki 3 PID kontrolcüsü kullanılmış, parametreleri Çizelge 3.3 ile sıralanan değerlere ayarlanmıştır. PID parametrelerinin değerlerine her döngünün ayrı ayrı bant genişliğine bakılarak karar verildi.



Şekil 3.8: Seyrüsefer kontrolcüsünün düzeni

Çizelge 3.3: PID parametre değerleri ve çıktı sınırları.

	Parametreler			Çıktı Sınırları	
	P	I	D	Alt	Üst
PID <sub>v</sub>	0.3	0.25	-20	-	-
PID <sub>θ</sub>	0.00206	0.0005	0	$-\frac{\pi}{2}$ rad	-
PID <sub>φ</sub>	1	0	0	$-\frac{\pi}{4}$ rad	$\frac{\pi}{4}$ rad

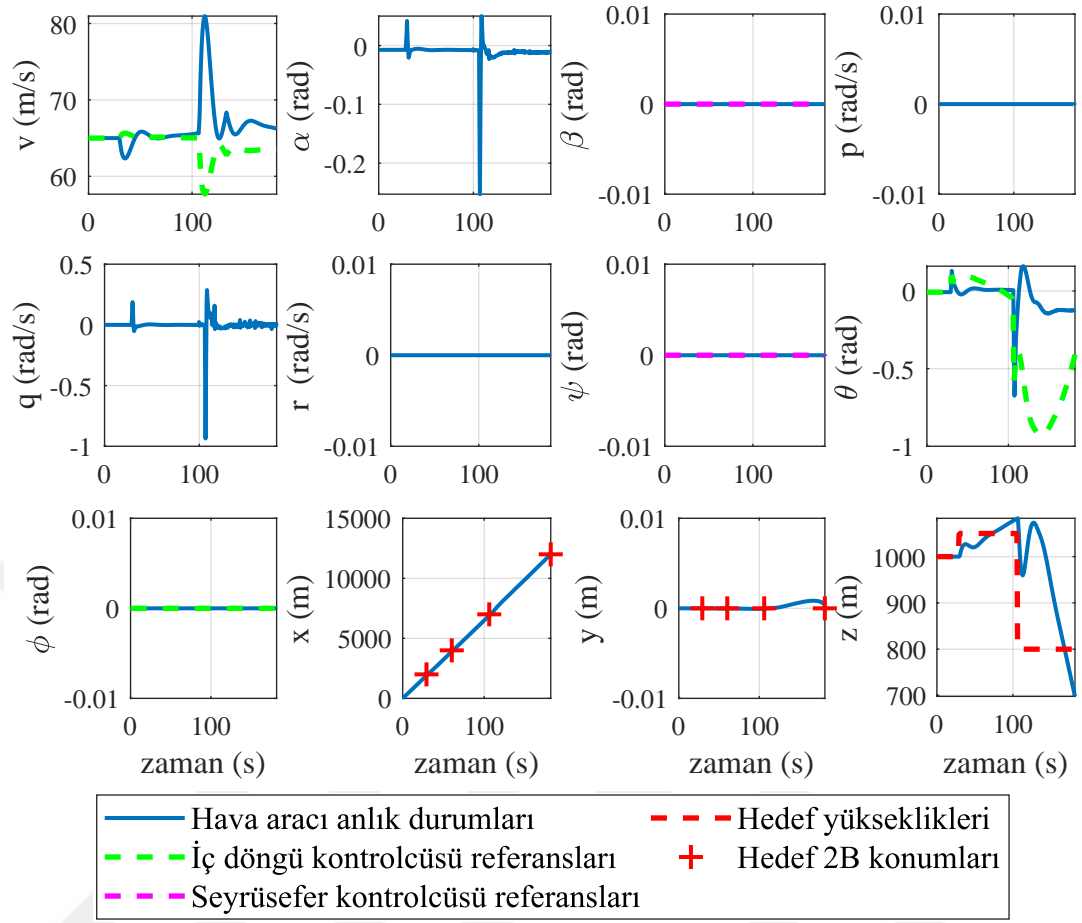
Yine Çizelge 3.3 ile değerleri verilen, her kontrolcü sonucuna uygulanan çıktı sınırlarının amacı, iç döngü kontrolcüsüne beslenen bu değerlerin hava aracının kararlılığını bozacak ekstrem noktalara ulaşmalarını engellemek.

Analizlerde hız değişiminin yükselme dümenine olan etkisinin fazlaca hızlı olduğu gözlemlendi. Kontrolcüde kullanılan yüksek negatif türev etkisinin amacı bu etkiyi yavaşlatmak.

### 3.6 Kontrolcüdeki İntegral Yığılmasının Engellenmesi

Bir önceki bölümde hesaplanan kontrolcü, kontrol yüzeylerinde yaşanan saturasyondan etkilenmekte, performansın düşmesine sebep olmaktadır. Bu etkinin görülebilmesi için örnek bir benzetim yapılmış, uçağın önce 1050 metreye tırmanması sonra 800 metreye inmesi istenmiş, sonuçlar Şekil 3.9, Şekil 3.10 ve Şekil 3.11 ile verilmiştir. Şekil 3.9, grafik 12’de verilen yükseklik durum ve referansına bakıldığında sistemin yüksekliği takip edemediği ve grafik 1’de verilen hız durum ve referansına bakıldığında ise sistemin hız referansını takip edemediği görülüyor.

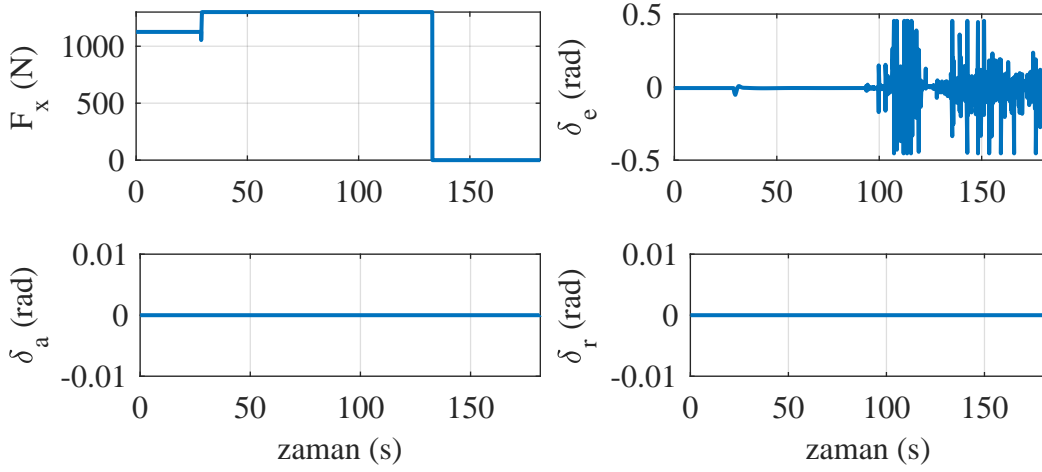
Ayrıca yaşanan integral yığılması probleminin detaylıca incelenebilmesi için



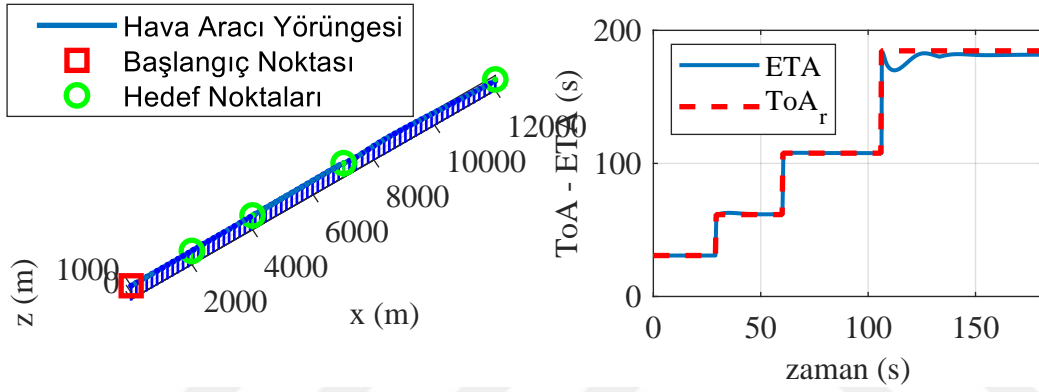
Şekil 3.9: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetim boyunca durum değişkenleri

problemlerle yakından ilgili olan durumların zaman ekseninde yakınlaştırılmış grafikleri Şekil 3.12 ile verilmiştir. Kontrolcünün Şekil 3.12 ile verilen detaylı itiş kuvveti ( $F_p$ ) komutuna bakıldığında ise bunun mantıklı davranmadığı görülebiliyor. 80'inci saniyeden itibaren bir süre boyunca hem yükseklik komutu uçağın alçalmasını hem de hız komutu uçağın az da olsa yavaşlamasını isterken kontrolcü devamlı maksimum kuvvet uygulamaktadır ki bu beklenenin tam tersidir. Bu etki 115'inci saniyede çok daha keskin bir şekilde görülmektedir. İç kontrolcüye verilen referansta gerçek hava süratinin yaklaşık 15 m/s yavaşlaması, yunuslama açısının yaklaşık 0.5 rad aşağıya yönelmesi istenirken uygulanan maksimum itiş kuvveti mantıksızdır.

Yaşanan durumun arkasındaki sebebe integral yığılması denmektedir ve Şekil 3.12 ile verilen itiş kuvveti komutu (grafikte  $F_x$  (N) ile gösterilmiştir) grafiğinde gözlenebilmektedir. Kontrolcü 30'uncu saniyeden 138'inci saniyeye kadar gerçek



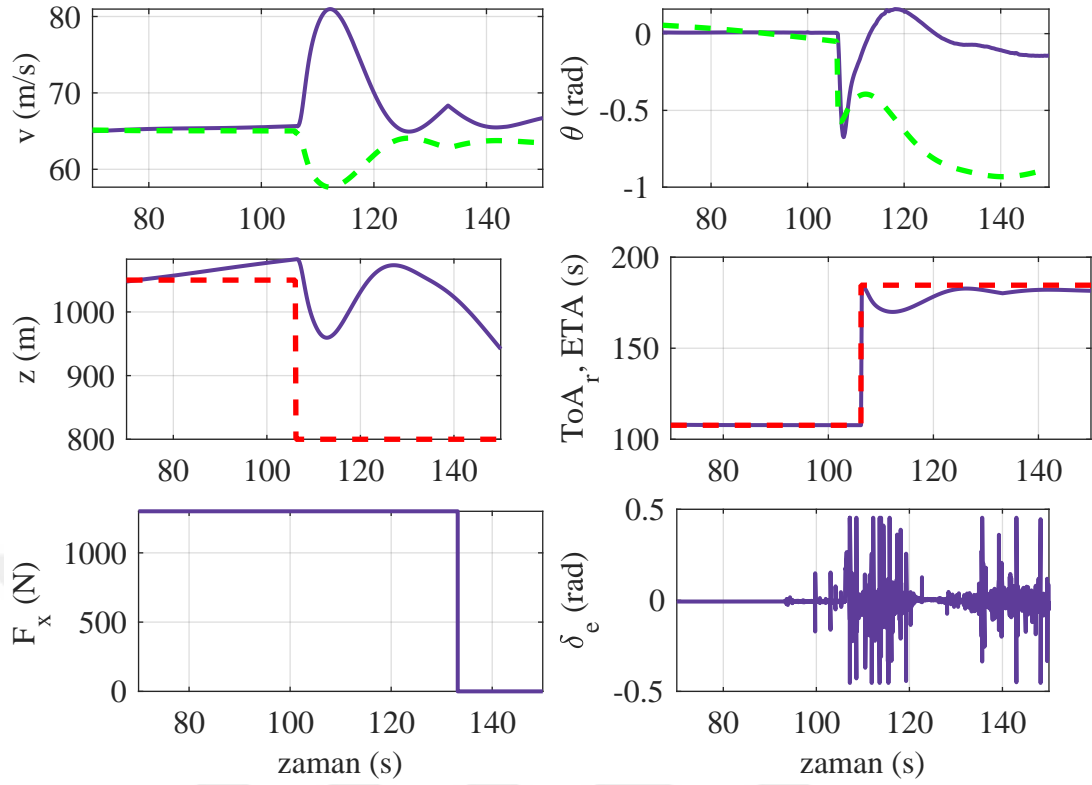
Şekil 3.10: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetim boyunca eyleyici girişleri



Şekil 3.11: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetim boyunca 4 boyutlu rota

sistemin uygulayabileceği itiş kuvvetinin çok üstünde bir eyleyici sinyali üretmektedir ve tasarlanırken kullanılan doğrusal sistemin hatayı hızlıca sıfıra getirmesini beklemektedir. Saturasyona giren doğrusal olmayan sistemin yavaş cevabından ötürü azalmayan ve uzunca bir süre devam eden referans hatası ise kontrolcünün dejenere olmasına ve durumlarında beklenmeyen artışlara (yığılmalara) sebep olmaktadır. Değerleri çok yükselen durumlar ancak uzun bir negatif hata süresinden sonra toparlanmaktadır ve itiş kuvveti ancak 138'inci saniyede düşebilmektedir.

İtiş kuvvetinin doyuma girip kontrol için kullanılamaması durumu ayrıca elevatör eyleyicisinin davranışlarını da kötü etkilemektedir. Bunun temel nedeni itiş kuvveti ve elevatör eyleyicisinin arasındaki kenetlenme etkisidir. Hava aracının yanlamasına eksenindeki dinamiklerinden kısmen bağımsız olan uzunlamasına eksenindeki dinamiklerinde takip edilmek istenen iki referansa, yunuslama açısı ve hava süratine, etkisi olan iki eyleyiciden, itiş kuvveti ve elevatör açısından, biri kontrol edilemeyince



Şekil 3.12: İntegral yığılmasının gösterildiği örnek benzetimin detaylı incelemesi

kalan eyleyici,  $\delta_e$ , her iki referansı da takip ettirmeye çalışacaktır ki bu zaten mümkün değildir. Var olan kontrolcü saturasyona girdiğinde ise elevatör açısı eyleyicisinin hangi referansın takibine daha çok önem vereceği ise kontrol edilemeyen bir parametredir. Bu da itiş kuvveti eyleyicisi doyuma ulaşmış kontrolcünün yukarıdaki kötü davranışına ek olarak ikinci kötü bir davranıştır. Bu çalışmadaki problem için itiş kuvvetinin kontrol edilemediği durumda iki uzunlamasına dinamik referansından hangisine öncelik verilmesi gerektiğiyle ilgili tartışma 3.6.2.2 numaralı bölümde verildi.

Yükseklik ve varış zamanı referanslarındaki hatalar, iç döngü kontrolcüsünün hız ve yunuslama açısı durumlarının takibini sağlayamamasından kaynaklanmaktadır. Ayrıca, doyuma giren eyleyici sinyali  $F_p$ , iç döngü kontrolcüsünün bir çıktısıdır. Buradan çıkarılabilir ki, integral yığılması problemi iç döngü kontrolcüsünde çözülmelidir.

### 3.6.1 Durum sınırlaması ile integral yığılmasını önleme

Çalışmada kullanılan ilk yöntemde kontrolcü durumları sınırlandırılmıştır. Bu yöntem için esin kaynağı, PID kontrolcülerde sıkça kullanılan, saturasyon durumunda integral işleminin durdurulması yöntemidir. PID kontrolcülerde saturasyona uğrayan kontrolcü çıkışı etkileyen tek bir durum değişkeni olduğu için, saturasyon öncesi kontrolcü çıkışı, saturasyona uğramış sonuç ile aynı tutulacak şekilde durum değişkeni sınırlandırıldığında, durum değişkeni ideal konumunda tutulmaktadır.

ÇGÇÇ kontrolcülerde saturasyona uğrayan çıkışları etkileyen birden çok durum değişkeni olduğu için, bir durum değişkeninin integral işlemini durdurarak o değişkeni sınırlamak yeterli olmamaktadır. Ayrıca saturasyona uğrayan bu çıkışları etkileyen durumlar aynı zamanda başka çıkışları da etkiledikleri için bunların integral işlemlerini durdurarak değişkenleri saturasyon başlangıç anında sabitlemek, diğer kontrolcü çıkışlarını olumsuz etkileyecektir. Bu durumlardan etkilenmemek adına, her kontrol sinyali için o kontrol sinyaline en çok etki eden ve diğer kontrol sinyallerini anlamlı düzeyde etkilemeyen birer durum değişkeni bulunmalı, bu durum değişkenleri ayarlanmalıdır.

Bu durum değişkenlerini ayarlamaktan kasıt, belli aralıklarla istenilen değerlere resetlemektir. TGTÇ sistemlerde ilk paragrafta anlatıldığı gibi durum değişkenleri basitçe sabit tutulabilmektedir. Ancak çok sayıda durumu olan ÇGÇÇ kontrolcülerde her durum diğer her durumu ve her çıkışı etkileyebileceği için, doyuma giren kontrol sinyalini sabit tutabilmek için ayarlama yapılan durumlar istenilen değerlere resetlenmelidir.

Durumların istenilen değerleri, her kontrol sinyali için bir durum ayarlandığı sürece, o kontrol sinyalinin alması istenilen değere göre ayarlanır. Kontrol sinyalleri için ise istenilen değerler, doyuma girmiş kontrol sinyali için doyum değerine eşit, doyuma girmemiş kontrol sinyali için son değerinin aynısıdır. Doyuma girmemiş kontrol sinyallerini dondurmak istemediğimizden bu resetleme işlemi sürekli yapılmaz. Ayrıca çok sık yapılan resetlemenin işlem istemi için sayısal sistem yetersiz kalabilir. Bu sebeple integral yığılmasının çözülme performansından biraz feragat edilerek resetleme işleminin sıklığı azaltılmış, doyuma giren sinyal doyum noktasını belli bir



hata payı aştıktan sonra resetleme sinyali tetiklenmiştir. Bu çalışmada bu hata payının değeri yapılan örnek benzetim testlerine göre itiş kuvveti kontrol sinyali için 1000 N olarak belirlendi.

Eğer kontrolcüde kontrol sinyallerinin sayısından çok daha fazla durum değişkeni varsa, her kontrol sinyalini ikinci en çok etkileyen durumlar da ayarlanabilir ve hatta daha iyi performans elde edilebileceği düşünülüyorsa daha fazla durum değişkeni de ayarlanabilir. Ayrıca bu durumlarda her kontrol sinyali için sadece 1 durum değişkeni ayarlandığında diğer değişkenlerde yaşanan integral yığılmaları kontrolcü çıkışının anlık çıkışını etkilemeseler bile türev derecelerini etkileyebilirler. Bu da göz önünde bulundurularak, her kontrol sinyali için birden fazla durum değişkeni ayarlanacağı zaman, bu ayarlama yapılırken kontrol sinyalinin türevinin de kullanılması gerektiği düşünülebilir. Ancak kontrol sinyalinin türevi kontrolcülerin durum değişkenlerinden değil, durum değişkenlerinin türevleri cinsinden elde edilebilir ki bu da resetleme işlemi sırasında kullanılamaz. İkinci en iyi yöntem ise kontrol sinyallerini en çok etkileyen durum değişkenlerinin türevlerini ayarlamaktır çünkü durum değişkenleri türevleri ve durum değişkenleri arasında ilişki A matrisi ile bellidir. Örneğin itiş kuvveti sinyali için iki durum değişkeni ayarlanacaksa, bu ayarlama yapılırken hem itiş kuvvetinin istenilen değeri hem de itiş kuvvetine en çok etki eden durum değişkeninin türevinin istenilen değeri kullanılır. Doyuma girmiş kontrol sinyali için en etkili durum değişkeninin türev değeri 0 alınırken, doyuma girmemiş sinyalleri en çok etkileyen durum değişkenlerinin türev değerleri sabit tutulur.

Bu bölümün hemen öncesinde anlatıldığı gibi, integral yığılması problemi iç döngü kontrolcüsünde çözümlenmelidir. O yüzden bu yöntem Bölüm 3.4'te anlatılan  $\mathcal{H}_\infty$  çevrim şekillendirme kontrolcüsü için uygulandı. Bu kontrolcünün 28 durum değişkeni varken, sadece 4 kontrol sinyali var. Bu kontrol sinyallerinin istenilen değere ayarlanması için yukarıda anlatıldığı gibi 4 veya katları sayısında durum değişkeni ayarlanabilir. Bölüm 3.6.1.1'de 4 durum değişkeni kontrol sinyallerinin istenilen değerlerine göre ayarlanırken, Bölüm 3.6.1.2'de 8 durum değişkeni kontrol sinyallerinin istenilen değerlerine göre ve türevlerinin istenilen değerlerine göre ayarlanmıştır. İki yöntem de farklı sebeplerle başarısız olmuştur.

### 3.6.1.1 Çıkışların anlık değerinin 4 durum değişkeni ile ayarlanması

Çıkışın anlık değerini etkileyen 4 değişken seçilirken, her bir çıkış için etkili olan tek bir değişken aranmıştır. Değişkenin çıkışa olan etkisini tanımlarken ise direk olarak C matrisindeki değerlerin büyüklükleri kıyaslanmıştır. Bu etki tanımı C matrisi üzerinden yapılmıştır çünkü istenilen kontrol sinyallerinden durum değişkenlerinin değerlerinin elde edilebilmesi için C matrisinin sadece bu 4 değişkenden oluşan kareleştirilmiş alt matrisinin tersinin alınabilir olması gerekmektedir. Örneğin etkili değişkenlerin bulunmasında durum değişkenleri ve kontrol sinyalleri arasında transfer fonksiyonunun belli bir frekanstaki büyüklüğü kullanıldığında C matrisinin sadece etkili değişkenlerini içeren alt matrisi terslenebilir çıkmamıştır.

En etkili değişkenlerin bulunma formülü

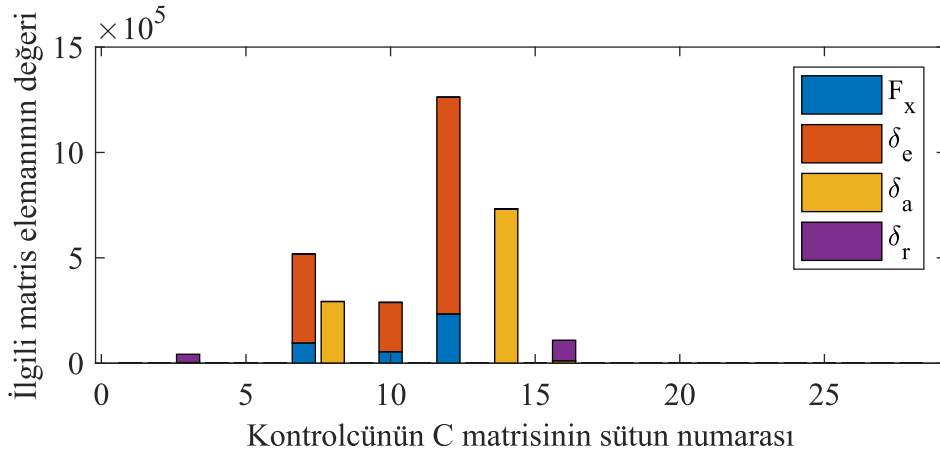
$$\operatorname{argmax}_i \frac{|c_{y_k,i}|}{\max_{i_o \in ([1..28] \setminus \{i\})} |c_{y_k,i_o}|}$$

şeklinde tanımlanmıştır. Burada enbüyüklenmeye çalışılan değer, i numaralı durumun  $y_k$  çıkışına diğer tüm durumların maksimum etkisine kıyaslı etkisidir.

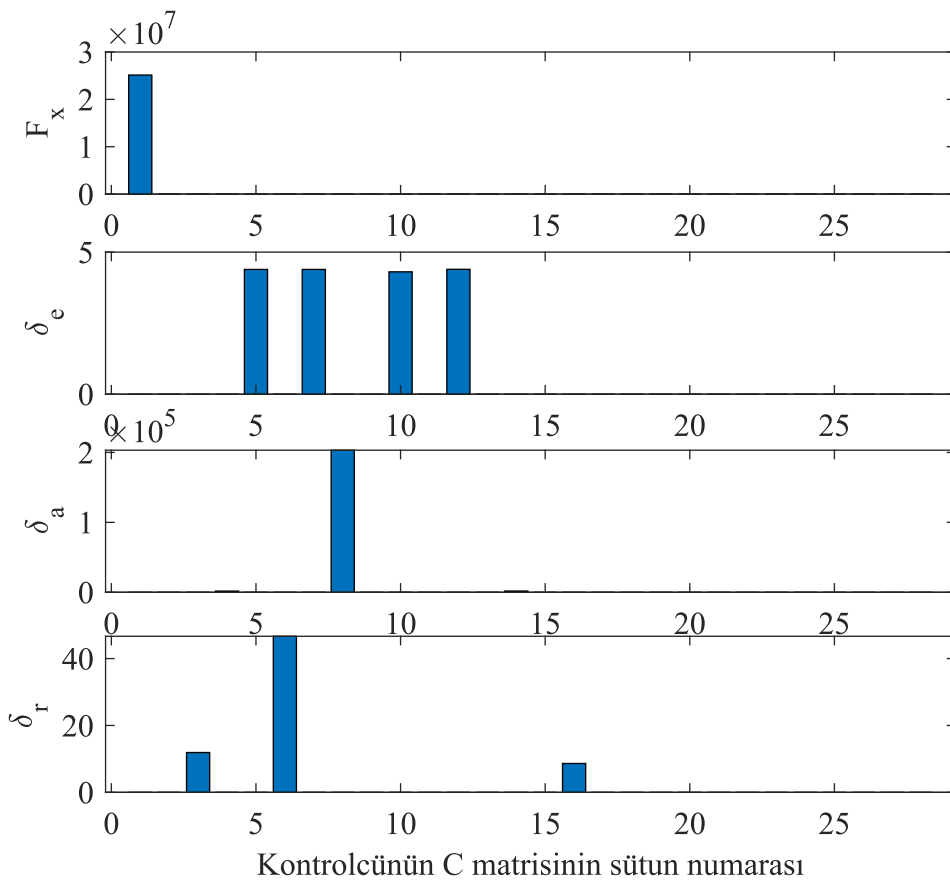
C matrisinin elemanlarının değerleri Şekil 3.13 ile verilmiştir. Bu şekilde dikkat çeken özelliklerden biri, boylamasına eksendeki kontrol sinyallerine çok etki eden durumların yanlamasına eksendeki kontrol sinyallerine etki etmemesi ve tersinin de doğru olmasıdır. Sistemin tanımlanmasında ve kontrolcünün tasarlanmasında kullanılan trim noktasında hava aracı Çizelge 3.2 ile görülebileceği gibi düz konumda olduğu için bu beklenen bir durumdur.

Her bir çıkış için değişkenlerin etki değerleri Şekil 3.14 ile verilen bar grafiklerle gösterilmiştir. Buradaki değerler kontrolcü durum değişkenlerinin ilgili kontrol sinyaline olan etkilerinin diğer kontrol sinyallerine olan etkilerinin en büyüğüne kıyasla göreceli büyüklüğüdür. Her kontrol sinyalinin ayarlanması için seçilen durum değişkeni, o kontrol sinyalinin bar grafiğindeki değerlerden en yükseğine sahip olan durum değişkenidir.

$F_p$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_a$  ve  $\delta_r$  çıkışları için en etkili durum değişkenleri sırasıyla 1, 12, 8, 6 şeklinde



Şekil 3.13: Kontrolcünün C matrisi elemanlarının değerleri



Şekil 3.14: Durum değişkenlerinin ilgili kontrol sinyaline göreceli etkisi

bulunmuştur. İstenilen kontrol sinyali değerlerine göre, resetleme anında bu durum değişkenlerinin alması gereken değerleri veren formül, kontrolcünün

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad y = Cx \quad (3.1)$$

olarak ifade edilen durum uzayı gösteriminden elde edilmektedir. Buradaki durum değişkenleri ve matrisler yeniden sıralanırsa,

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{oth} \\ \dot{x}_{eff\_1} \end{bmatrix} = \check{A} \begin{bmatrix} x_{oth} \\ x_{eff\_1} \end{bmatrix} + \check{B}u, \quad y = \check{C} \begin{bmatrix} x_{oth} \\ x_{eff\_1} \end{bmatrix}$$

gösterimi elde edilir. Burada ters şapkalı matrisler ilk hallerinin yeniden sıralanmasıyla oluşturulmuş matrisleri,  $x_{eff\_1}$  değişkeni hesaplamada kullanılacak etkili durum değişkenlerini,  $x_{oth}$  ise diğer durum değişkenlerini göstermektedir. Yani,  $x_{eff\_1} = (x_1; x_{12}; x_8; x_6)$  şeklindedir. İşlemlerin devamında gerekli olacağı için C matrisini de,

$$\check{C} = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 \end{bmatrix}$$

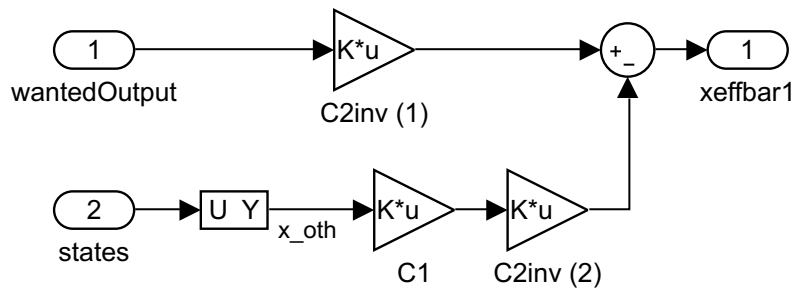
4×28      4×24   4×4

şeklinde tanımlamak gerekmektedir. Buna göre,  $y = C_1 \cdot x_{oth} + C_2 \cdot x_{eff\_1}$  yazılıp, yeniden düzenlenerek,

$$\bar{x}_{eff\_1} = C_2^{-1} \cdot \bar{y} - C_2^{-1} \cdot C_1 \cdot x_{oth}$$

elde edilir. Burada  $\bar{y}$  istenilen kontrolcü çıkışı (saturasyon sonrası çıkış),  $\bar{x}_{eff\_1}$  ise etkili durum değişkenlerinin, resetlemede ayarlanacak, yeni bulunan değerlerini göstermektedir.

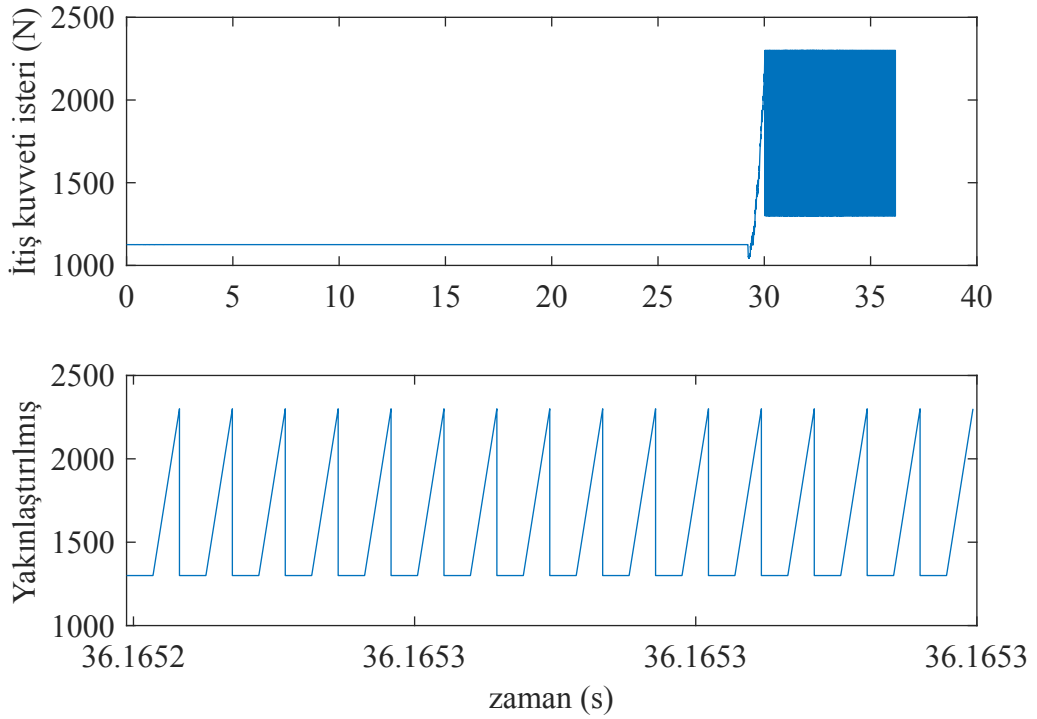
Buna göre etkili durum değişkenlerinin yeni hesaplanan değerleri, diğer durum değişkenlerinin var olan değerleriyle birleştirilip, doğru şekilde sıralanıp, integratöre reset sırasında atanacak değer olarak verilmektedir. Bu işlemlerin durum değişkeni hesaplama kısmını Simulink programında yapacak olan grafiksel blok model Şekil 3.15 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.15:  $\bar{x}_{eff\_1}$  bulmaya yarayan Simulink bloğu

Bu yöntem,  $F_p$  değişkeninin türevinin kontrol edilmemesi sebebiyle başarısız

olmuştur.  $F_p$  çıkışı, 1000 N'luk resetleme sınırını çok hızlı bir şekilde aştığı için resetleme sinyali çok sıklaşmış, her resetleme sinyalinde tüm model için yeni bir adım atan Simulink programında benzetim yapmak imkansızlaşmıştır. Saturasyon öncesi  $F_p$  sinyali Şekil 3.16 ile gösterilmiştir. Burada resetleme sinyalinin çok sık aralıklarla işlendiği görülebiliyor. Bu işlemler benzetim ortamını çok yavaşlattığı ve resetleme işlemi süre ilerledikçe daha da sıklaştığı için benzetim tamamlanamamıştır.



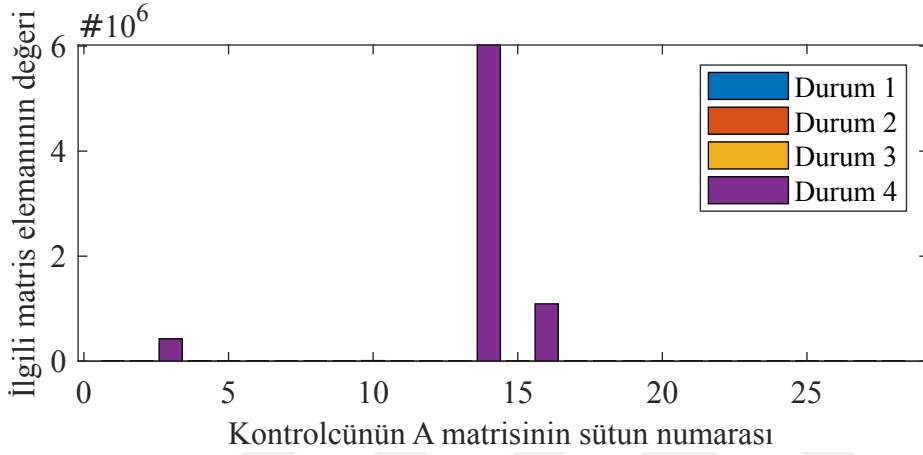
Şekil 3.16: Kullanılan yöntemin çok sık resetlemeye sebep olduğunu gösteren  $F_p$  sinyali

### 3.6.1.2 Kontrolcü çıkışlarının anlık değerlerinin ve ek olarak türevlerinin 8 durum değişkeni ile ayarlanması

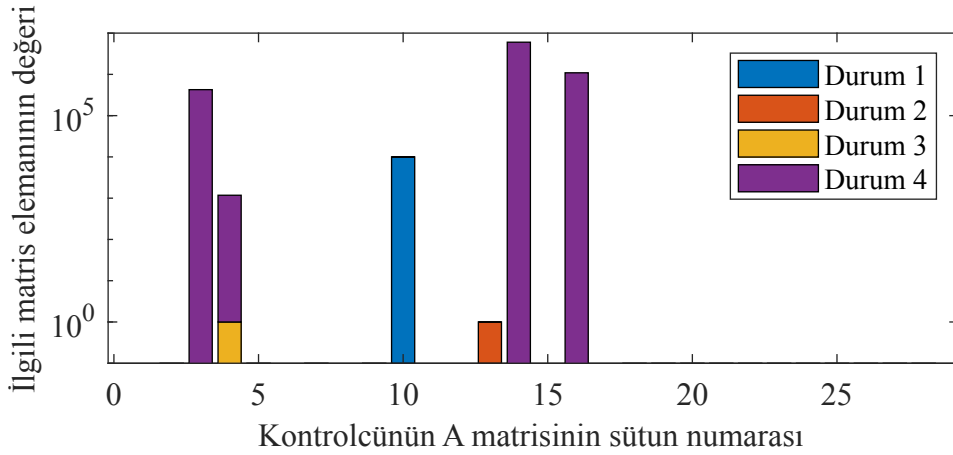
Çıkışın anlık değerini etkileyen 4 durum değişkeni ( $x_{\text{eff}_1}$ ) yukarıda anlatıldığı gibi seçilmiş, benzer şekilde ( $x_{\text{eff}_1}$ ) durumlarının türevlerini sıfırlamak için kullanılacak 4 durum değişkeni de ( $x_{\text{eff}_2}$ ) seçilirken,  $x_{\text{eff}_1}$  değişkenlerinin her biri için etkili olan tek bir diğer durum değişkeni aranmıştır.  $x_{\text{eff}_2}$  değişkenlerinin  $x_{\text{eff}_1}$  değişkenlerine olan etkisini tanımlarken  $x_{\text{eff}_1}$  değişkenlerinin çıkış değişkenlerine olan etkisinin tanımıyla aynı tanım kullanılmıştır ancak bu sefer  $A$  matrisindeki ilişkilerden yararlanılmıştır. Bu şekilde  $A$  ve  $C$  matrislerinin birleşiminin alt matrisi olarak oluşturulan kare matrisin

tersinin alınabileceği garanti edilmiştir.

A matrisinin  $x_{\text{eff}_1}$  değişkenlerine ait satırlarındaki elemanlarının değerleri Şekil 3.17 ile verilmiştir. Buradaki değerlerde 4. durum diğer durumları baskıladığı için grafik log skalasında sergilenerek Şekil 3.18 ile tekrar verilmiştir. Bu şekilde, yine, boylamasına eksendeki durum değişkenleri ile yanlamasına eksendeki durum değişkenleri arasındaki ilişkinin düşük olduğunu görüyoruz.



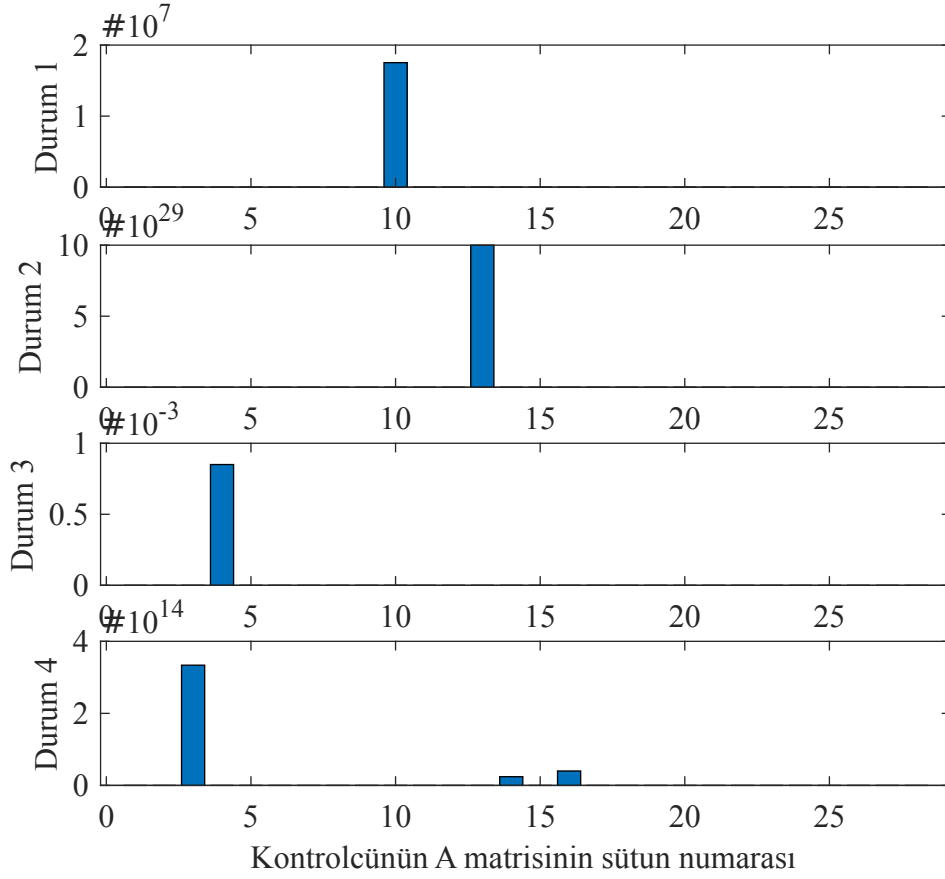
Şekil 3.17: Kontrolcünün A matrisinin 4 satırının elemanlarının değerleri



Şekil 3.18: Kontrolcünün A matrisinin 4 satırının elemanlarının değerleri (log skalasında)

Üstteki paragraflarda söylendiği gibi,  $x_{\text{eff}_1}$  değerleri değiştirilmemiş, yine  $(x_1; x_{12}; x_8; x_6)$  şeklindedir.  $x_{\text{eff}_2}$  değişkenlerinin  $x_{\text{eff}_1}$  değişkenlerine etkisi Şekil 3.19 ile verilmiş ve  $x_{\text{eff}_2} = (x_{10}; x_{13}; x_4; x_3)$  bulunmuştur.

Tüm 8 durum değişkenin belirlenebilmesi için önceki yöntemdekine benzer şekilde



Şekil 3.19: Durum değişkenlerinin ilgili kontrol sinyaline göreceli etkisi

durum sıralaması yapılmalıdır. Denklem 3.1 ile verilen durum değişkenleri yeniden sıralanırsa,

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{oth} \\ \dot{x}_{eff\_2} \\ \dot{x}_{eff\_1} \end{bmatrix} = \check{A} \begin{bmatrix} x_{oth} \\ x_{eff\_2} \\ x_{eff\_1} \end{bmatrix} + \check{B}u, \quad y = \check{C} \begin{bmatrix} x_{oth} \\ x_{eff\_2} \\ x_{eff\_1} \end{bmatrix}$$

elde edilir. Bu yöntemde anlık ve türev değerlerle aynı anda çalışılacağı için iki denklem birleştirilerek,

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{oth} \\ \dot{x}_{eff\_2} \\ \dot{x}_{eff\_1} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \check{A} \\ \check{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{oth} \\ x_{eff\_2} \\ x_{eff\_1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \check{B} \\ 0_{4,4} \end{bmatrix} u$$

elde edilir. Burada yine bazı işlemlerin yapılabilmesi için matrisler alt matrislere

$$\check{A} = \begin{bmatrix} A_{1(24 \times 28)} \\ A_{2(4 \times 20)} | A_{3(4 \times 8)} \end{bmatrix}, \quad \check{B} = \begin{bmatrix} B_{1(24 \times 4)} \\ B_{2(4 \times 4)} \end{bmatrix}, \quad \check{C} = \begin{bmatrix} C_1 & C_2 \end{bmatrix}$$

$28 \times 28$                        $28 \times 4$                        $4 \times 28$        $4 \times 20$      $4 \times 8$

şeklinde bölünmüştür. Buna göre,

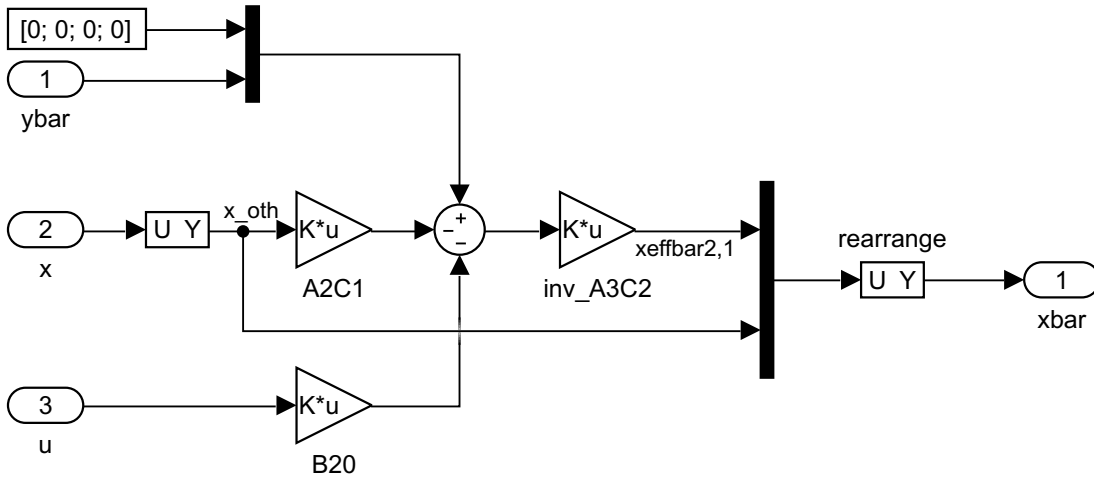
$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{\text{eff}_1} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_2 \\ C_1 \end{bmatrix} x_{\text{oth}} + \begin{bmatrix} A_3 \\ C_2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_{\text{eff}_2} \\ x_{\text{eff}_1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_2 \\ 0_{4,4} \end{bmatrix} u$$

yazılabilir ve yeniden düzenlenerek

$$\begin{bmatrix} \bar{x}_{\text{eff}_2} \\ \bar{x}_{\text{eff}_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_3 \\ C_2 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \dot{x}_{\text{eff}_1} \\ \bar{y} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} A_3 \\ C_2 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} A_2 \\ C_1 \end{bmatrix} x_{\text{oth}} - \begin{bmatrix} A_3 \\ C_2 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} B_2 \\ 0_{4,4} \end{bmatrix} u, \quad \dot{x}_{\text{eff}_1} = 0_{4,1}$$

elde edilir. Burada  $\bar{x}_{\text{eff}_1}$  ve  $\bar{x}_{\text{eff}_2}$  yeni bulunan değerleri göstermektedir.

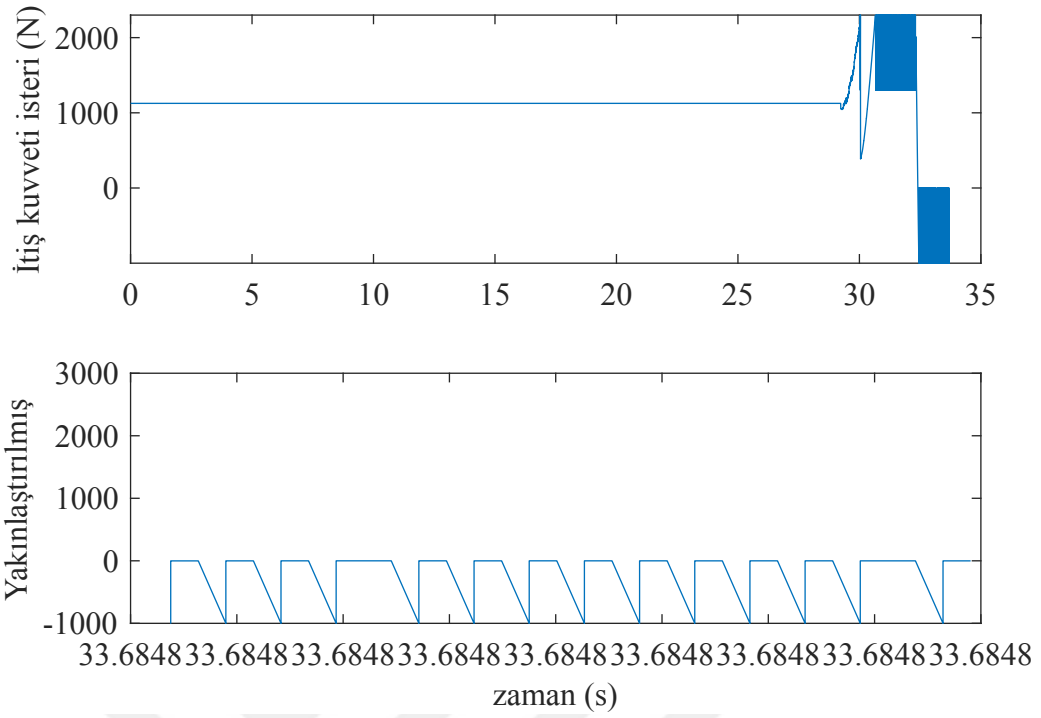
Etkili durum değişkenlerine yeni değer hesaplayıp, diğer durum değişkenlerinin var olan değerleriyle birleştirip, doğru şekilde sıralama işlemlerini Simulink programında yapacak olan grafiksel blok model Şekil 3.20 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.20:  $\bar{x}_{\text{eff}_1}$  ve  $\bar{x}_{\text{eff}_2}$  bulmaya yarayan Simulink bloğu

Bu yöntemde de, en etkili birinci değişkenin türevinin 0'lanmasına rağmen çok sık resetlenme olmuş ve bu yüzden başarısız olmuştur. Saturasyon öncesi  $F_p$  sinyali Şekil 3.21 ile gösterilmiştir. Resetlemenin çok sık gerçekleştiği görülebiliyor.





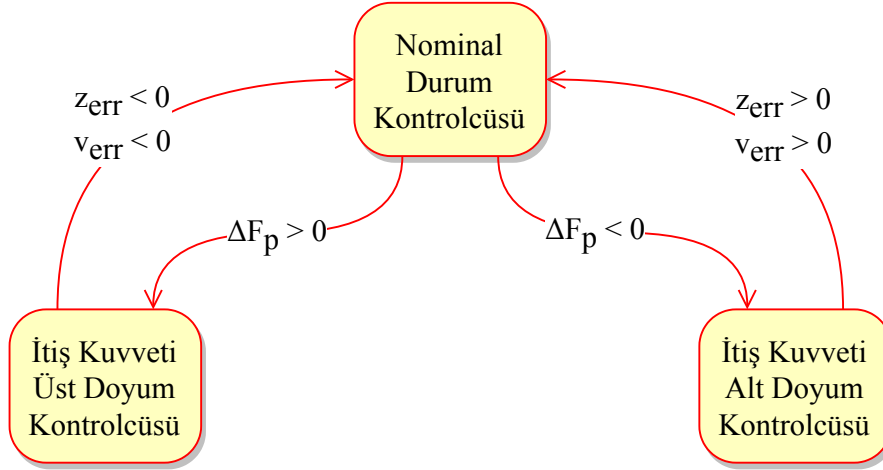
Şekil 3.21: Kullanılan yöntemin çok sık resetlemeye sebep olduğunu gösteren  $F_p$  sinyali

### 3.6.2 Özel kontrolcüler ve durum makinası yöntemiyle integral yığılmasını önleme

Sabit kanatlı hava araçlarında itiş kuvveti eyleyicisinin operasyon sırasında doyuma ulaşması oldukça olası olduğu için 17 numaralı sayfada anlatıldığı üzere üst ve alt doyum noktaları için özel kontrolcü tasarımı tercih edilebilir. Yani doyuma ulaşan kontrol kanalı düzeltilmeye çalışılmaktansa, bu durum çokça karşılaşılan bir durum olduğundan dolayı benimsenir ve kontrolcü sistemi tasarımının içine entegre edilir. Doyum durumu tasarımın bir parçası olduğundan bu yöntem bize daha tahmin edilebilir sonuçlar verdiği gibi kontrol kanalının doyuma girdiği anlarda bu kanala doğrudan doyum değerleri atandığı için kontrolcü ideale yakın performans sergiler. Bu yapının diğer bir avantajı, 33 numaralı sayfada belirtilen probleme olan yaklaşımının net olması. 2 boylamsal referanstan hangisinin takip edileceği sistem tasarımında belirtilebiliyor. Ayrıca bölüm 3.6.1 ile anlatılan yöntem de başarısız olduğundan bu yöntemin denenmesine karar verildi.

### 3.6.2.1 Durum makinası ile yeni iç kontrolcü yapısı

İtiş kuvveti için Tablo 2.2 ile verilen alt ve üst doyum noktası değerleri, 0 N ve 1300 N, için özel olarak hazırlanan birer iç döngü kontrolcüsü, nominal iç döngü kontrolcüsü ile beraber bir 3'lü durum makinasının içine yerleştirildi ve bu durum makinası kontrolcü sistemindeki iç döngü kontrolcüsü yazılım bloğunda kullanılan iç döngü kontrolcüsünü seçmek için kullanıldı. Bu yeni sistemde dış kontrolcünün yapısının özellikle yeniden tasarlanması veya PID parametrelerinin yeniden ayarlanması gerekmiyor, sadece PID kontrolcülerinden birine 45 numaralı sayfada anlatıldığı üzere reset sinyali eklenmesi gerekti. İç döngü kontrolünde kullanılan durum makinası Şekil 3.22 ile verildiği gibidir. Bu şekildeki  $\Delta F_p$  ifadesi, itiş kuvveti komutu ( $F_p$ ) ile doyum sonrası elde edilen gerçek itiş kuvveti arasındaki farkı temsil ediyor.



Şekil 3.22: İç döngü kontrolcüsünde kullanılan durum makinası

Durum makinasının operasyon başlangıcındaki ilk durumu nominal kontrolcüdür. İtiş kuvveti komutu için doyum sonrasındaki fark  $\Delta F_p$  pozitif bir değer aldığı anda, durum makinası üst doyum kontrolcüsüne geçiş yaparken,  $\Delta F_p$  negatif değer aldığı anda alt doyum kontrolcüsüne geçiş yapıyor. Alt ve üst doyum kontrolcülerini arasında direk bir geçişe gerek duyulmuyorken, bu kontrolcülerden nominal kontrolcüye geçiş şartları için yükseklik referansındaki hataya ( $z_{err}$ ) ve hava sürati referansındaki hataya ( $v_{err}$ ) bakılıyor. Durum makinası üst doyum kontrolcüsündeyken hem  $z_{err}$  değeri hem de  $v_{err}$  değeri negatif olana kadar durum değiştirmiyor, bu şartlar gerçekleştiğinde ise nominal durum kontrolcüsüne geçiş yapıyor. Durum makinası alt doyum kontrolcüsündeyken ise

yine yukarıdaki geçiş kuralının benzeri uygulanıyor ancak bu sefer geçiş yapılmasının koşulu olarak hataların negatife düşmesi değil pozitif çıkması alındı.

Durum makinasının gürbüz bir davranış sergilemesi ve belli uç durumlarda sonsuz anahtarlama yapmaması için yukarıdaki şartlardaki pozitif/negatif değer karşılaştırması direk olarak 0 ile değil, değeri tecrübe ve önsezi ile belirlenen bir hata payı ile yapıldı.

Durum makinasında herhangi bir anahtarlama gerçekleştirildiğinde doğal olarak kontrolcülerin durumları da ilk değerlerine resetlendi. Bunun sebebi kullanılmayan bir kontrolcünün durumlarının ve çıkışlarının ön görülemeyen ve yanlış değerlere varacak olmasıdır. Burada yapılan resetleme işlemi sonrasında kontrolcü trim değerlerinde olmayan bir hava aracı ile karşılaşacak olsa da, kontrolcünün başlangıç koşullarının zaten bu tarz durumlarla başa çıkabiliyor olması gerekiyor.

Resetlemeye alternatif diğer bir yaklaşım olarak ise durumları dondurmak öne sürülebilir. Bu yöntemde bir kontrolcüden başka bir kontrolcüye geçildiğinde kullanılmayan kontrolcünün durumları dondurulur, bu kontrolcüye geri geçiş yapıldığında da kaldığı yerden devam ettirilir. Bu yaklaşımın uzun vadeli değişimlerde daha iyi tepki vereceği öne sürülebilir, mesela hava aracının başlangıç koşullarından çok uzaklaşmış bulunduğu durumlarda. Ancak tasarlanan durum makinasındaki geçişler saturasyon anında ve hava aracının uç koşullarda bulunduğu anlarda yapılmaktadır ve böyle bir andaki kontrolcünün durumlarının dondurulması ve bambaşka bir koşulda devam ettirilmesi hiç beklenmeyen tepkilere yol açabilecektir. Bu sebeple bir önceki paragrafta anlatılan resetleme yöntemi tercih edilmiştir.

İç döngü kontrolçüsünde yapılan bu resetleme işleminin yanı sıra, seyrüsefer kontrolçüsündeki PID kontrolcülerinden yükseklik referansı ve yunuslama açısı arasında çalışan  $PID_{\theta}$  kontrolçüsünün durumu da resetlenmiştir. Bunun sebebi iç döngüdeki durum makinasının nominal kontrolcü haricindeki kontrolcülerinin 3.6.2.2 numaralı bölümde açıklandığı üzere, yunuslama açısını takip etmemesine dayanmaktadır. Yunuslama açısının takip edilmemesi yükseklik referansında doğrusal model davranışından çok farklı olabilen hatalara sebep olmaktadır ve  $PID_{\theta}$  kontrolçüsünün durumunda birikmeye yol açmaktadır.  $PID_{\theta}$  kontrolçüsünün çıktısı sadece nominal kontrolçüde kullanıldığından ve bu kontrolcüye geçiş istenilen

yükseklığe ulaşıldığında verildiğinden, ilk durumuna resetlenmiş bu kontrolcünün anahtarlamının hemen sonrasında trim değerini üretmesi herhangi bir problem yaratmamaktadır.

### 3.6.2.2 Alt ve üst doyum noktaları için olan özel kontrolcülerin tasarlanması

İtiş kuvvetinin doyum noktaları için olan iç döngü kontrolcülerinin tasarımı 3.4 bölümünde verilen nominal iç döngü kontrolcüsü tasarımına benzer şekilde yapıldı. Nominal kontrolcüden farklı olarak, bu doyum kontrolcüleri itiş kuvveti  $F_p$ 'e sahip olmadıklarından sadece 3 tane referansın kontrol edilmesinde kullanılabilmektedirler. Nominal durumda kontrol edilen 4 referansın da kontrol edilmeye çalışması durumunda karşılaşılabilecek problemlere 33 numaralı sayfada değinilmişti. Bu 4 referanstan hangisinin serbest bırakılmasının mantıklı olduğuyla ilgili tartışma aşağıda paragrafta verildi. Nominal durum kontrolcüsünün durum uzayı gösterimindeki D matrisinin boyutları  $4 \times 4$  iken, anlatılan sebeplerden eksik eyleyici ve eksik referansı olan doyum kontrolcülerinin D matrisinin boyutları  $3 \times 3$ 'tür.

Nominal kontrolcü ile takip edilen 4 referanstan hava aracının yanlamasına eksenine ilgili olan 2 referanstan birini, yatma açısını veya yana kayma açısını, serbest bırakmak karşılaşılan problemi çözmeyecektir. Kontrol edilemeyen eyleyici  $F_p$ 'in hava aracının uzunlamasına eksen dinamiklerinde etkili olmasından ötürü 33 numaralı sayfada değinildiği gibi, hava aracının uzunlamasına eksenine ilgili olan 2 referanstan biri, yunuslama açısı veya hava sürati, serbest bırakılmalıdır. İç döngü kontrolcüsünün referansları ile seyrüsefer kontrolcüsünün referansları arasında TGTÇ bağlantılar bulunduğu için ise iç döngü kontrolcüsünün referanslarından birinin takibi bırakıldığı zaman ona denk gelen dış döngü kontrolcüsü referansının da takibi bırakılmış olur. Yani yunuslama açısının veya hava süratinin takibi bırakıldığı zaman sırasıyla yüksekliğin veya varış zamanının takibi de bırakılmış olur.

İtiş kuvvetinin doyum noktaları için tasarlanan kontrolcülerin bu 2 referanstan birini ve ona denk gelen dış kontrolcü referansını serbest bırakacak olmaları bu kontrol sisteminin 4 boyutlu takip yapmadığı anlamına gelmemektedir. Doyum kontrolcüleri aktifleştiklerinde elevatör açısı eyleyicisini kullanarak hava aracını sadece 3 iç döngü

referansında ve 3 dış döngü referansında istenilen konuma getirecek olsa da, nominal kontrolcüye geçiş şartında kullanılan hava sürati ve yükseklik referansları, doyuma uğramış  $F_p$  komutu altında eninde sonunda polarizasyon değiştirecektir ve doyum kontrolcüsünden nominal kontrolcüye geçiş gerçekleşecektir. Nominal kontrolcü 4 iç döngü referansının ve onlara denk gelen 4 dış döngü referansının tamamını takip ettiği için, yapı bir bütün olarak ele alındığında 4 boyutlu referans takibi yapmaktadır.

Bu çalışmada doyum kontrolcülerinin hava sürati referansını takip edip yunuslama açısı referansını serbest bırakması uygun görülmüştür. Bu durum aynı zamanda seyrüsefer kontrolcüsündeki varış zamanı referansının takip edilip, yükseklik referansının bırakıldığı anlamına geliyor. Bu tercihte bulunulurken 2 durum özellikle göz önünde bulundurulmuştur:

- Yunuslama açısı referansını ve denk olarak yükseklik referansını takip edip hava sürati ve varış zamanı referanslarını bıraktığımız varsayalım. İstenilen yükseklik referansında büyük bir değişiklik yapılması durumunda, doğrusal olmayan hava aracının bu yüksekliğe ulaşması oldukça uzun sürecektir ve seyrüsefer kontrolcüsündeki  $PID_\theta$  kontrolcüsünün çıktı komutunda pozitif veya negatif yönde büyük yunuslama açısı istekleri oluşacaktır. Bu istekler hava aracının doğrusallaştırıldığı trim noktasından fazlaca uzaklaşmasına sebep olacağı gibi, istenilen büyük yunuslama açısının pozitif olduğu durumlarda hava süratindeki azalmalara bağlı kararsızlığa sebep olabilecektir. Bu durum  $PID_\theta$  kontrolcüsüne alt ve üst doyum noktaları eklenerek çözülebilir ama problemi kompleksleştirmektedir ve bu doyum noktalarına karar vermek için fazladan analizlere ihtiyaç duyulacaktır. Diğer taraftan elevatör açısı ile hava sürati arasındaki dinamikler görece hızlıdır ve varış zamanı referans isteri sistemin kabiliyetlerine uygun verildiği sürece ne gereksiz büyüklükte yunuslama açılarına sebep olacaktır ne de hava süratinin tehlikeli seviyelere düşmesine sebep olacaktır. Bu durum doyum kontrolcülerini tarafından uzunlamasına eksende takip edilecek referans olarak hava süratinin ve varış zamanının seçilmesindeki öncelikli etkidir.
- Yunuslama açısı komutunun seyrüsefer kontrolcüsünde üretiminde hava aracının

gerçek zamanlı yüksekliği kullanılırken hava sürati komutunun üretilmesinde kullanılan tahmin edilen varış zamanı bilgisi ileriye dönük bir tahmine göre üretilmektedir. ETA bilgisi bir tahmin olduğu ve dinamik bir değişken olduğu için varış zamanı takibi yükseklik takibine göre biraz daha zor bir görev. ETA referansını serbest bırakıp nominal kontrolcüye geçildiğinde tekrar takip etmeye çalışmak dinamik özelliği sebebiyle yükseklik referansı için bunu yapmaktan daha zor olacaktır. Dolayısıyla seyrüsefer kontrolcüsündeki yükseklik referansını yani iç döngü kontrolcüsündeki yunuslama açısı referansını serbest bırakmak bu açıdan tercih sebebidir.

Nominal kontrolcünün denge noktasının bulunmasında kullanılan ve Çizelge 3.2 ile verilen değişken isterleri, doyum kontrolcülerini için itiş kuvvetinin doyumda olduğu göz önünde bulundurularak yeniden belirlenmeli. Değişkenlerden itiş kuvveti  $F_p$  doyumdaki değerine ayarlanmalı ve sabit tutulmalı. Ayrıca itiş kuvveti alt doyumda veya üst doyumda olan bir hava aracının hem hava süratinin zamana göre türevi hem de yüksekliğinin zamana göre türevi 0 olamaz. Bu sebeple bu iki değişkenden birinin türevinin isteri kaldırılmalı. Doyum kontrolcülerini hava süratini kontrol edecekleri için hava süratinin zamana göre türevi 0'da tutulmak isteniyor. Buna göre yükseklik değişkeninin zamana göre türevinin isteri serbest bırakıldı. Değişken isterleriyle ilgili diğer her şey Çizelge 3.2 ile aynı tutuldu. Bu değişikliklere göre itiş kuvveti doyumda olan hava aracı için denge noktası bulurken kullanılan isterler Çizelge 3.4 ile verildi.

Denge bulma işlemi sonunda isterleri sağlayan başarılı bir denge noktası hem alt hem de üst doyum noktaları için bulunmuştur. İster verilmeyen değişkenler için hesaplanan denge değerleri ise, itiş kuvvetinin 1300 N olduğu durum için:

- $\theta = 0.0097$  rad
- $\alpha = -0.0073$  rad
- $\frac{dz}{dt} = 1.1074$  m/s
- $\delta_a = 0$
- $\delta_e = -0.0066$  rad
- $\delta_r = 0$

şeklinde bulunmuş, itiş kuvvetinin 0 N olduğu durum için:

Çizelge 3.4: İtiş kuvveti doyum noktasında olan hava aracının doğrusallaştırma işlemi noktası için değişken isterleri.

Değişken	İster	Değişken türevleri	İster
$V$	65 m/s	$\frac{dV}{dt}$	0
$\alpha$	İster verilmedi	$\frac{d\alpha}{dt}$	0
$\beta$	0	$\frac{d\beta}{dt}$	0
$P$	0	$\frac{dP}{dt}$	0
$Q$	0	$\frac{dQ}{dt}$	0
$R$	0	$\frac{dR}{dt}$	0
$\psi$	0	$\frac{d\psi}{dt}$	0
$\theta$	İster verilmedi	$\frac{d\theta}{dt}$	0
$\phi$	0	$\frac{d\phi}{dt}$	0
$x$	0	$\frac{dx}{dt}$	65 m/s
$y$	0	$\frac{dy}{dt}$	0
$z$	1000 m	$\frac{dz}{dt}$	İster verilmedi
$F_p$	0   1300 N	$\delta_a$	İster verilmedi
$\delta_e$	İster verilmedi	$\delta_r$	İster verilmedi

- $\theta = -0.1178$  rad
- $\alpha = -0.0077$  rad
- $\frac{dz}{dt} = -7.1458$  m/s
- $\delta_a = 0$
- $\delta_e = -0.0064$  rad
- $\delta_r = 0$

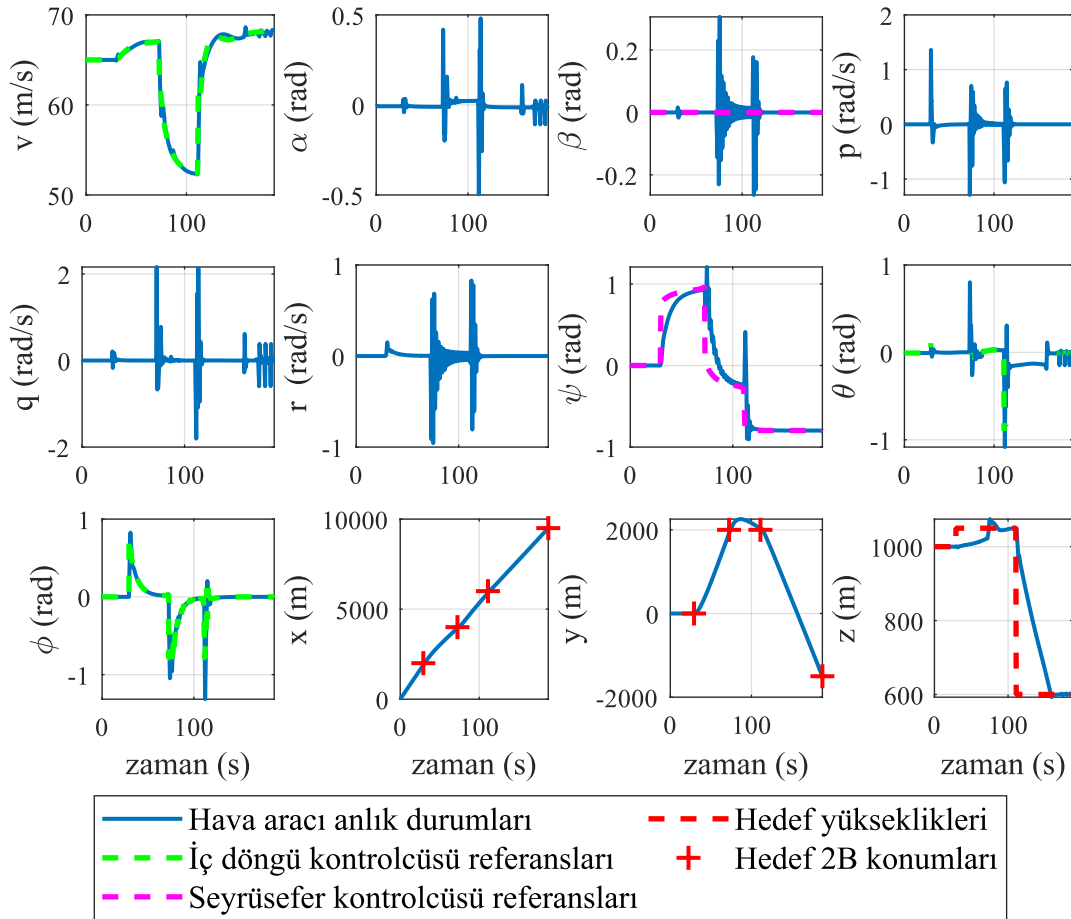
şeklinde bulunmuştur.

Bulunan denge noktasındaki doğrusallaştırma işlemi 3.4.1 numaralı bölümde anlatılan şekilde ve elde edilen doğrusal sistem üzerinden yapılan kontrolcü tasarım işlemleri 3.4.2 numaralı bölümde anlatılan şekilde yapılmıştır.

### 3.6.3 Durum makinası kontrolcü yapısı için örnek benzetim testi

#### 3.6.3.1 Simulink ortamında örnek benzetim testi

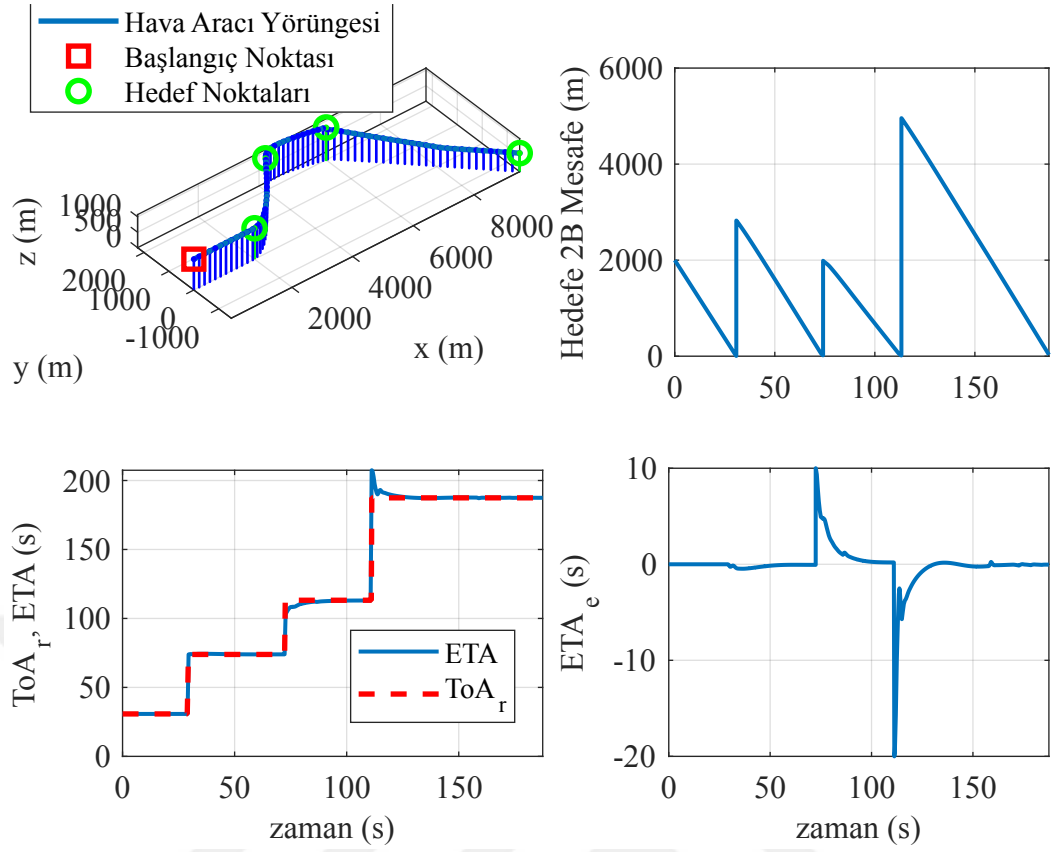
Bölüm 3.6.2 ile detayları verilen, integral yığılmasını önleyici kontrol sistemi, örnek bir hedef dizilimi için benzetim ortamında denendi. Benzetimdeki hedeflerin uzunlamasına eksendeki konumları 3.6 numaralı bölümde anlatılan benzetim ile benzerken, oradaki benzetime ek olarak hedeflere y ekseninde de çeşitli değerler verildi. Benzetim süresince hava aracının tüm durumları Şekil 3.23 ile verilmişken, Şekil 3.24 ile takip ettiği 4 boyutlu yörünge verilmiştir. Şekil 3.25 ile ise benzetim boyunca eyleyicilerin değerleri verilmiştir.



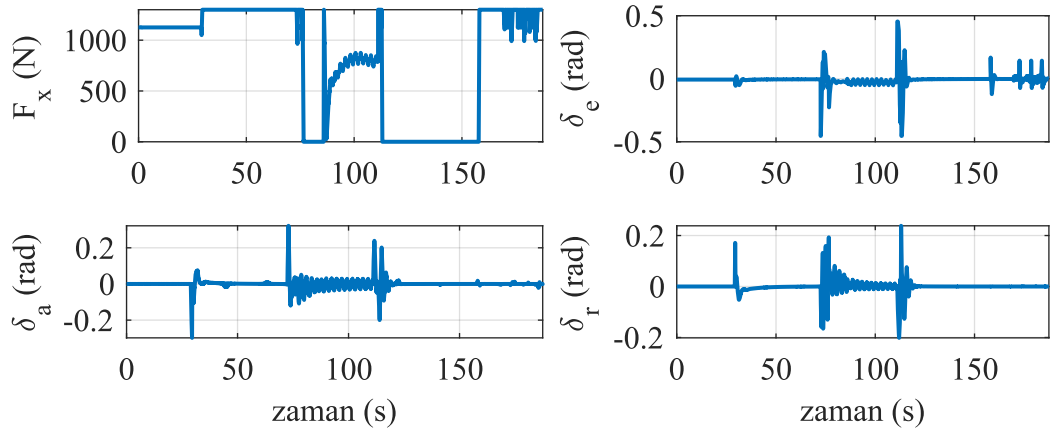
Şekil 3.23: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi boyunca durum değişkenleri

Benzetimde hava aracına hedef olarak verilen noktaların konumları Çizelge 3.5 ile verilmiştir. Burada x, y ve z sütunları, hedeflerin uçağın ilk konumuna göre alınan





Şekil 3.24: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi boyunca 4 boyutlu rota



Şekil 3.25: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi boyunca eyleyici girişleri

$F_B$  koordinat sistemindeki metre cinsinden 3 boyutlu konumlarını gösteriyor. Yeni bir hedef belirlendiği anda, ETA ile ToA arasındaki fark ise  $ToA_{diff}$  sütunu altında verildi. Yani,  $ToA_{diff}(i) = ToA(i) - ETA(ToA(i - 1) + \epsilon)$

Şekil 3.23 ile verilen yunuslama açısı grafiğinde bazı zaman aralıklarında referans

Çizelge 3.5: Durum makinası kontrolcü yapısının Simulink ortamındaki örnek benzetimi için hedef konumları

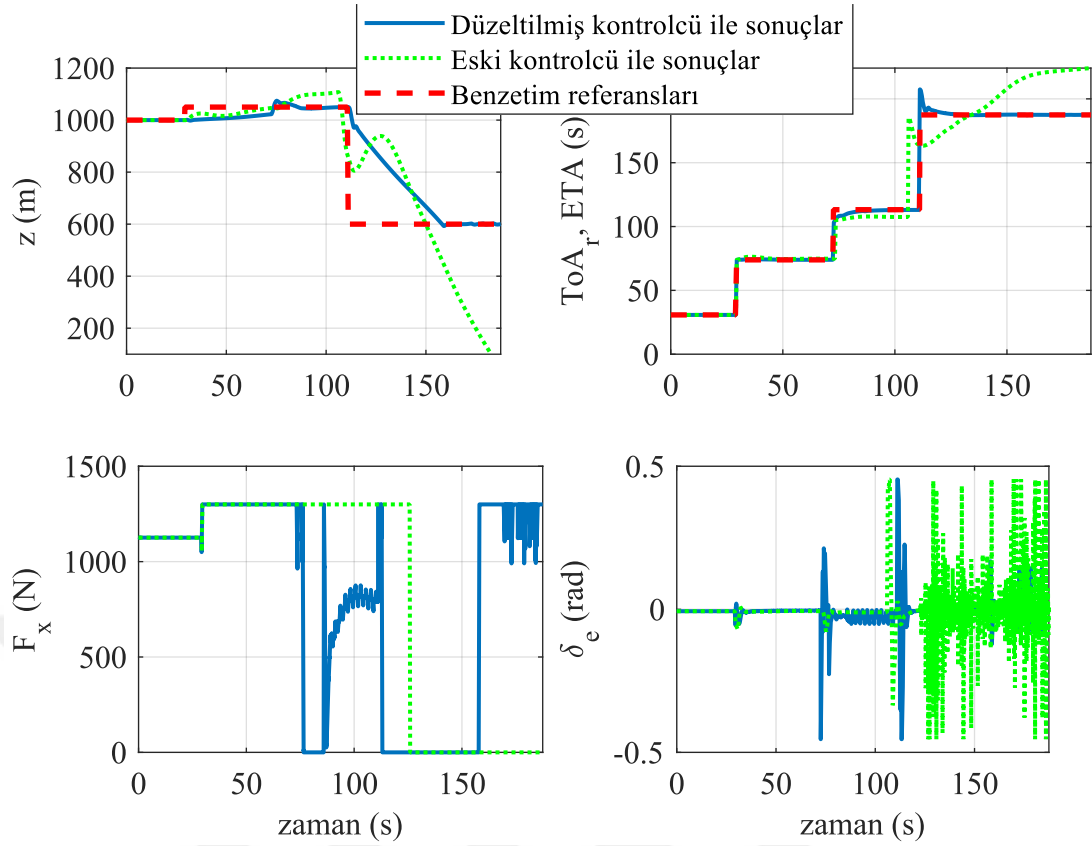
Targets	x	y	z	ToA	ToA <sub>diff</sub>
1	2000	0	1000	29.23	0
2	4000	2000	1050	72.46	0
3	6000	2000	1050	111.09	10
4	9500	-1500	600	187.46	-20

değerin çizdirilmediği görülebilir. Bu zaman aralıkları doyum noktası için özel tasarlanan kontrolcülerden birinin devrede olduğunu göstermektedir. Yunuslama açısı o durumlarda zaten takip edilmediği için yunuslama açısı referansı anlamsızdır.

Hava aracının uzaysal olan 3 boyuttaki referansları başarılı bir şekilde takip ettiği Şekil 3.23 ile görülebilirken, Şekil 3.24, grafik 4'te varış zamanı hatasının 0'a indirilebildiği görülebiliyor.

Şekil 3.23 incelendiğinde, uçağın yüksekliğinin 75'inci saniyede referansın üstüne çıkarak tepe yaptığı görülüyor. Bunun sebebi uçağa verilen sıradaki hedefin varış zamanının 10 saniye gecikme referansı ile verilmesidir. Kontrolcü varış zamanını geciktirebilmek için bu manevrayı yaptırmaktadır ve ToA'yı yakaladıktan sonra yükseklik referansını da yakalamaktadır. Ayrıca şekiller incelendiğinde uçağın bazı durumlarında ve girişlerinde titremeler görülmektedir. Grafiklerde titremelerin frekansı çok yüksek gibi görünse de bu imaj uzun zaman ekseninin sıkıştırılmasından oluşmaktadır. Eyleyici komutlarındaki titremelerin frekansları eyleyicilerin başa çıkabileceği seviyededir.

İntegral yığılması problemi yaşayan kontrolcü ile bu problemi çözmüş olan durum makinası kullanan kontrolcü sisteminin karşılaştırması Şekil 3.26 ile verilmiştir. Burada integral yığılmasının çözüldüğü kontrolcü sisteminin başarılı bir şekilde otururken, diğerinin kararsızlaştığı görülebiliyor. Şekildeki üçüncü grafiğe dikkat edildiğinde de, problemin çözüldüğü kontrolcü yapısı tarafından uygulanan itiş kuvveti sinyalinin diğerine kıyasla mantıklı davrandığı görülebiliyor.



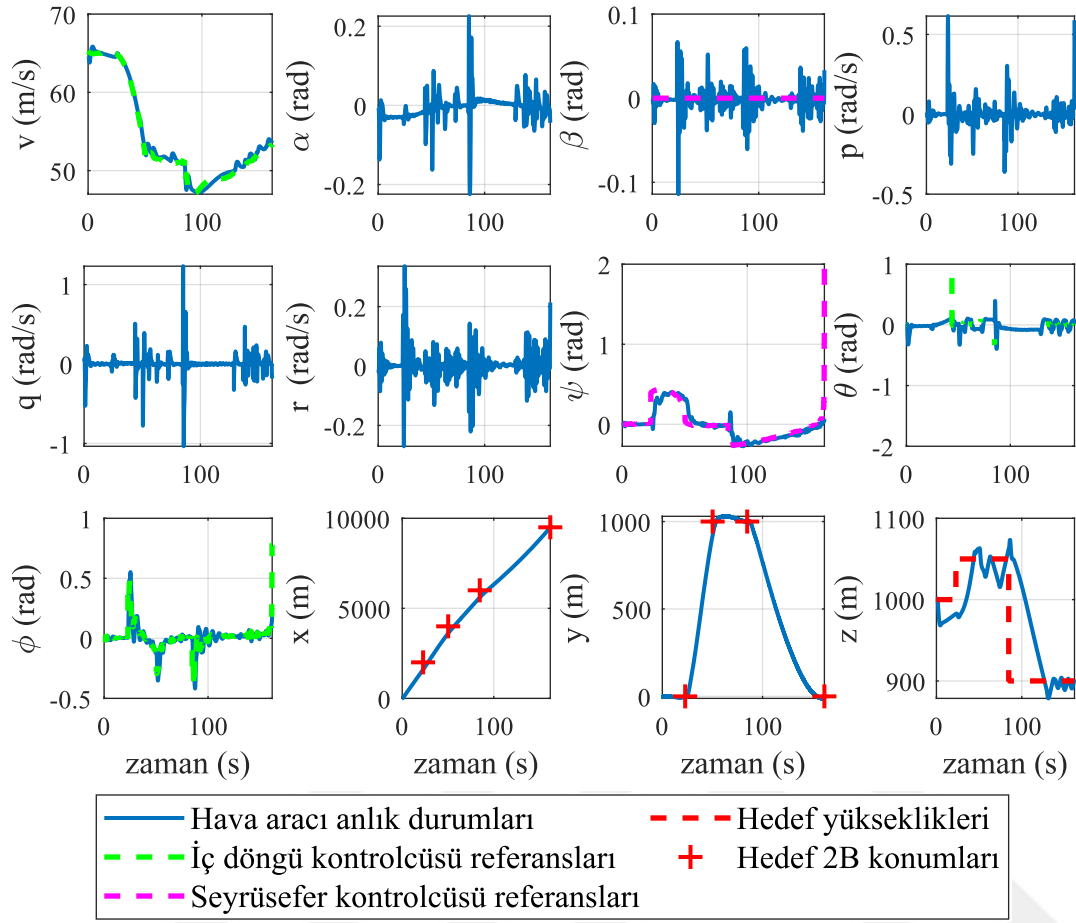
Şekil 3.26: İntegral problemi çözülmüş kontrolcü sistemi ile eski kontrolcü sisteminin karşılaştırması

### 3.6.3.2 X-Plane ortamında örnek benzetim testi

Benzetimdeki hedefler bir önceki bölümde anlatılan Simulink ortamındaki benzetimin hedeflerine benziyor. Sadece hedefler yer yer yumuşatıldı. Bunun sebebi X-Plane ortamındaki bilinmeyenlerin tahmin edilemeyen sorunlara yol açması ve yüksek agresiflikteki hedeflerin gerçekleştirilebilir olmamasıdır. Benzetim süresince hava aracının tüm durumları Şekil 3.27 ile verilmişken, Şekil 3.28 ile takip ettiği 4 boyutlu yörünge verilmiştir. Şekil 3.29 ile ise benzetim boyunca eyleyicilerin değerleri verilmiştir.

Benzetimde hava aracına hedef olarak verilen noktaların konumları Çizelge 3.6 ile verilmiştir. Burada değişkenlerin anlamı Çizelge 3.5 ile verilen değişkenlerle aynı.

Hava aracının uzaysal olan 3 boyuttaki referansları başarılı bir şekilde takip ettiği Şekil 3.27 ile görülebilirken, Şekil 3.28, grafik 4'te varış zamanı hatasının 0'a indirilebildiği görülebiliyor.

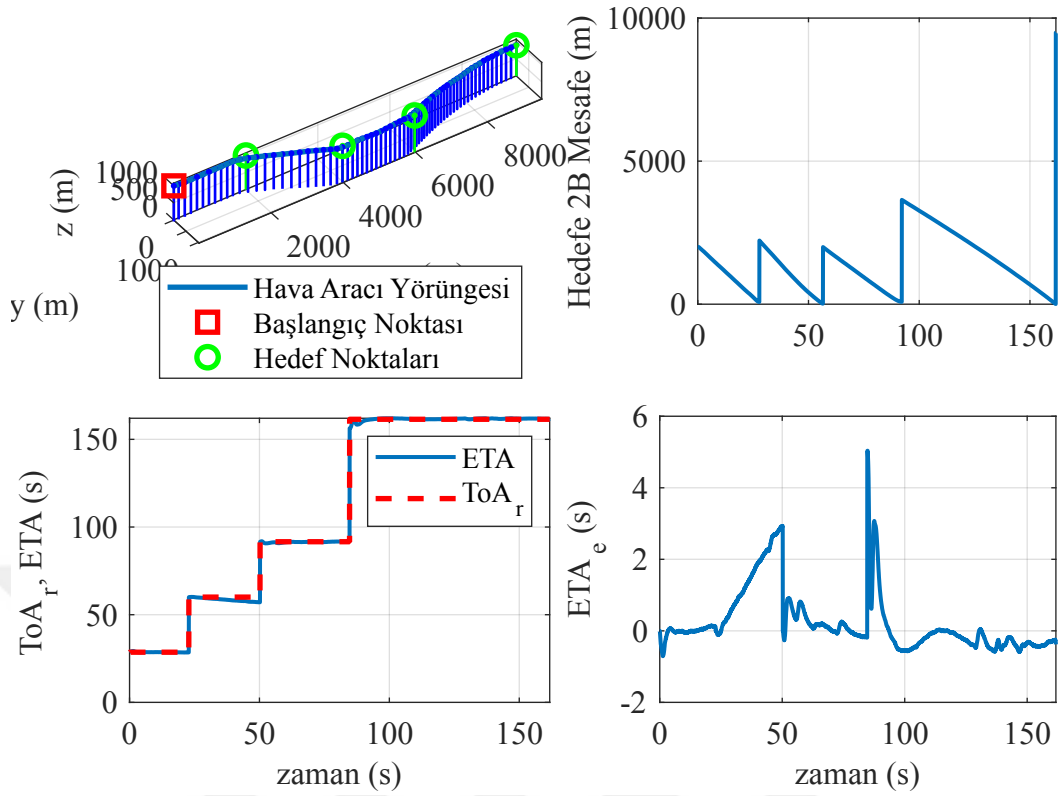


Şekil 3.27: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi boyunca durum değişkenleri

Çizelge 3.6: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi için hedef konumları

Targets	x	y	z	ToA	ToA <sub>diff</sub>
1	2000	0	1000	23	0
2	4000	1000	1050	60	0
3	6000	1000	1050	90	0
4	9500	0	900	160	5

X-Plane ile Simulink arasında bağ kurularak yapılan bu benzetimde X-Plane ortamında verilen hız ve yön açısı değişken değerleri diğer değişkenlerle tutarlı bulunmadığı için bunların hesaplanması gerekti. Ayrıca belirsizlikler sebebiyle bu benzetimdeki hedefe varmış olma şartı, Simulink ortamında yapılan benzetime kıyasla hafifletildi.



Şekil 3.28: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi boyunca 4 boyutlu rota

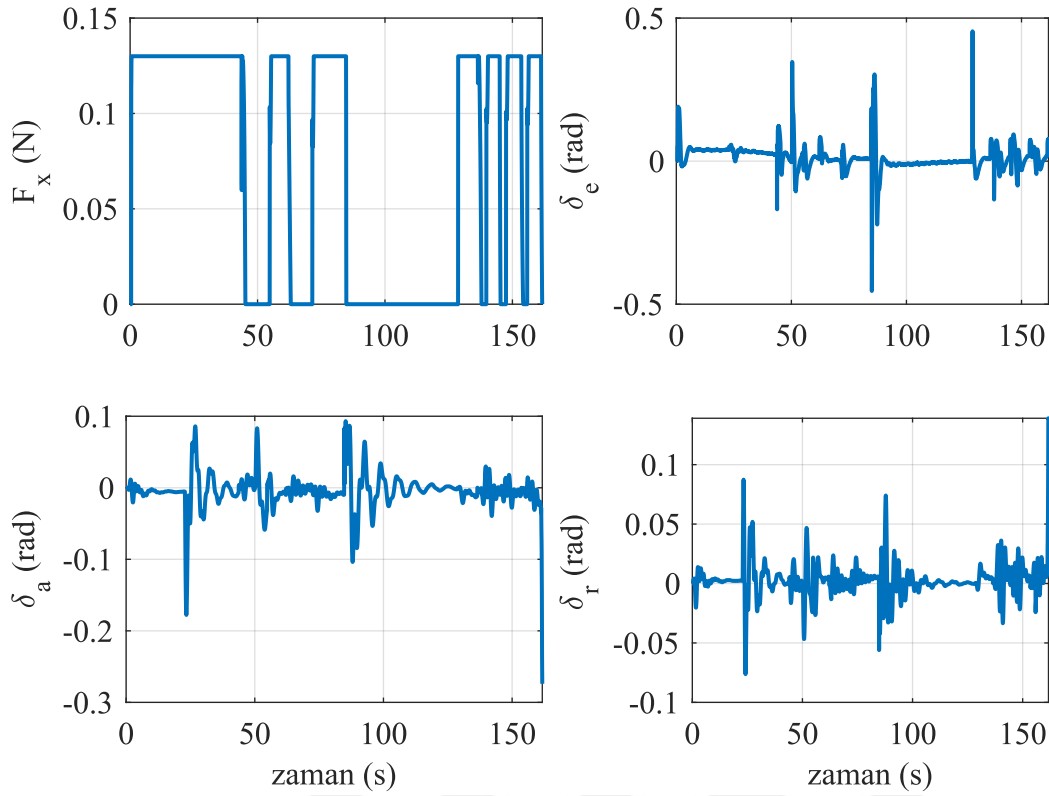
### 3.6.3.3 Geri hesaplama yöntemi ile durum makinası yönteminin karşılaştırılması

Durum makinası yönteminin avantajlarına 43 numaralı sayfada değinilmişti. Geri hesaplama yöntemi de burada önerilen durum makinası yöntemi gibi saturasyon anında maksimum eyleyici girişi uygulamaktadır ve bu sebeple durum makinasının avantajlarından olan maksimum giriş uygulama özelliği geri hesaplama yöntemine kıyasla bir gelişme olarak görülemez. Ancak durum makinası yönteminde, boylamsal referanslardan hangisinin takip edileceğın seçilebiliyor olması, yöntemin performansını ciddi ölçüde arttırabilmektedir. Bunu göstermek için bu kısımda geri hesaplama yöntemi gerçekleştirilecek ve durum makinası yöntemi bu yöntem ile kıyaslanacaktır.

Geri hesaplama yöntemi

$$\frac{dx}{dt} = \dots + \mathbf{K}_b(y_{\text{sat}} - y)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Burada  $y_{\text{sat}}$  ifadesi doyuma uğradıktan sonraki kontrolcü



Şekil 3.29: Durum makinası kontrolcü yapısının X-Plane ortamındaki örnek benzetimi boyunca eyleyici girişleri

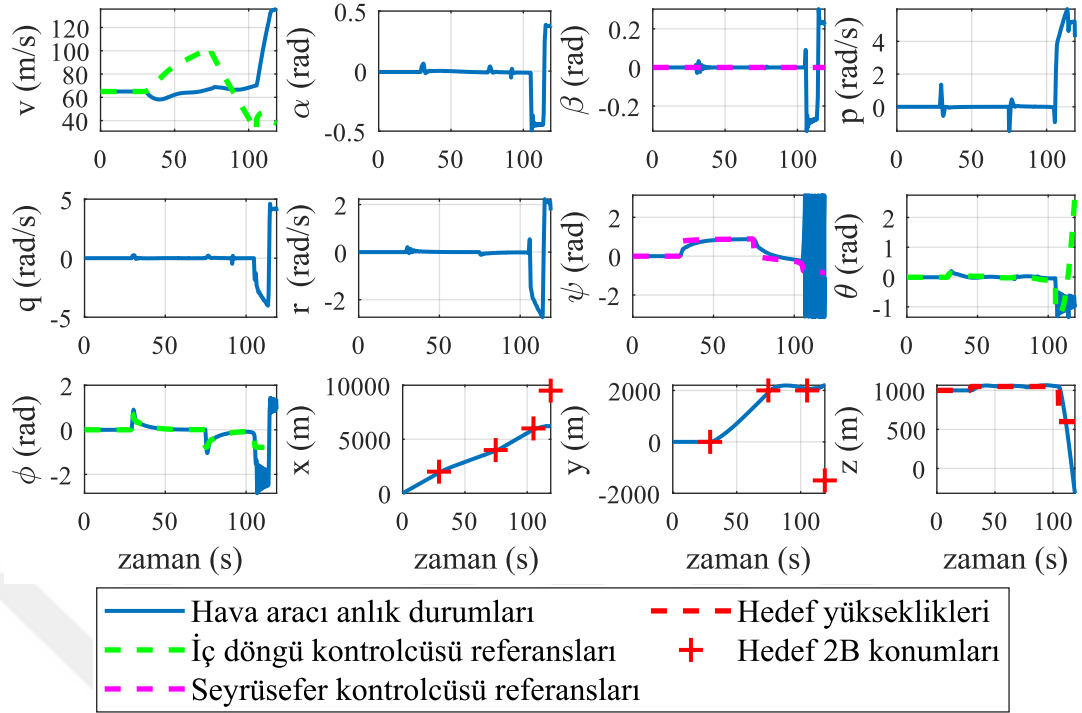
çıkışı gösterirken,  $\mathbf{K}_b$  ifadesi geri hesaplama kazancını göstermektedir. Bu çalışmadaki geri hesaplama tasarımında

$$\mathbf{K}_b = 10^9(\text{pinv}(\mathbf{C}_k))$$

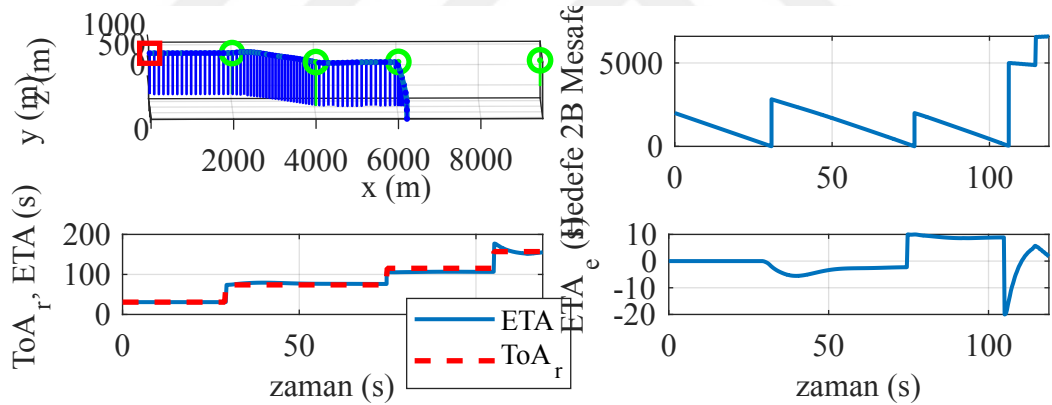
şeklinde kazanç belirlenmiştir.

Bu şekilde tasarlanan sistem 3.6.3.1 bölümündeki teste sokulduğunda sistemden elde edilen sonuçlar Şekil 3.30, 3.31 ve 3.32 ile verildi. Burada görüldüğü üzere bu sistem kararsızlaşıyor. Bunun sebebi Şekil 3.30 grafik 1’de görülen hava sürati ve referansına bakılarak anlaşılabilir. Bu yöntem hava sürati takibine öncelik vermediği için ve hedefe yaklaşırken tahmini varış zamanı ile istenen varış zamanı arasındaki fark giderek büyüdüğü için sistem bu örnekte olduğu gibi kararsızlaşabiliyor.

Geri hesaplama yöntemi kullanılarak yapılan integral yığılması çözümü bu uygulamada tercih edilemiyorken, bu çözümün 3 boyutlu takip yapan otopilotların



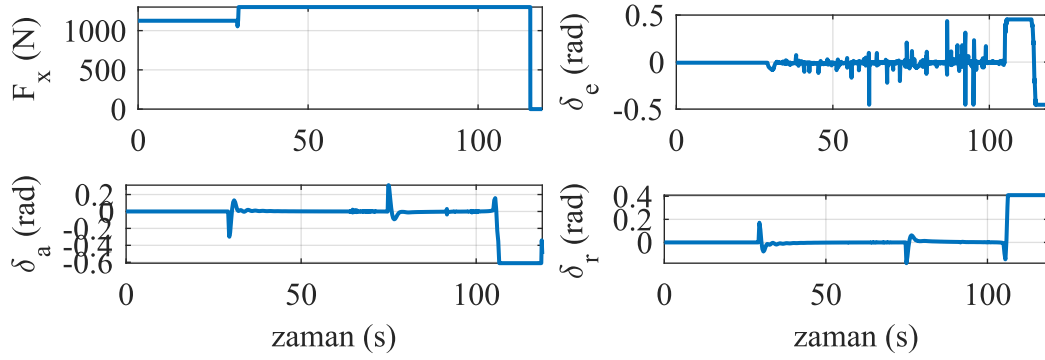
Şekil 3.30: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca durum değişkenleri



Şekil 3.31: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca 4 boyutlu rota

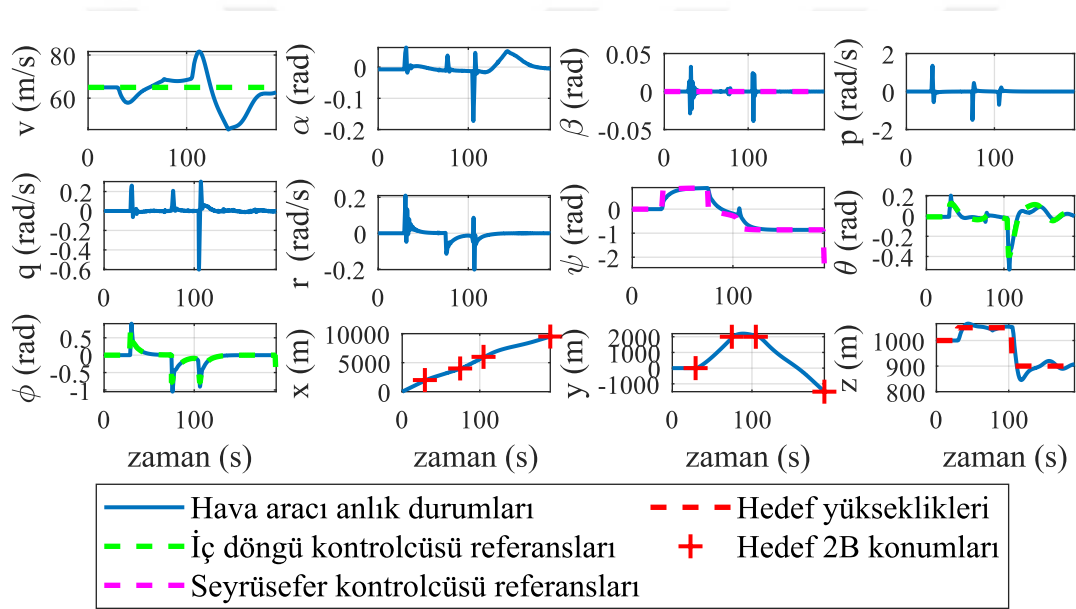
integral yığılması çözümlerine daha iyi uygulanabilme ihtimali var. Bu durumlarda hız referansını erkenden yakalamak kritik olmayacağı için otopilotun kararsızlaşma problemi yaşanmıyor.

Geri hesaplama yöntemi kullanılan sistemin varış zamanlarını takip etmesi istenmediğinde ve hız referansına sabit  $V = 65\text{m/s}$  verildiğinde sistemin kararsızlaşmadığı Şekil ile görülebiliyor. Ancak üstteki sonuçlarda da görülebildiği



Şekil 3.32: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca eyleyici girişleri

üzere bu geri hesaplama yöntemi bu çalışmadaki amaç için kullanılabilir değil.

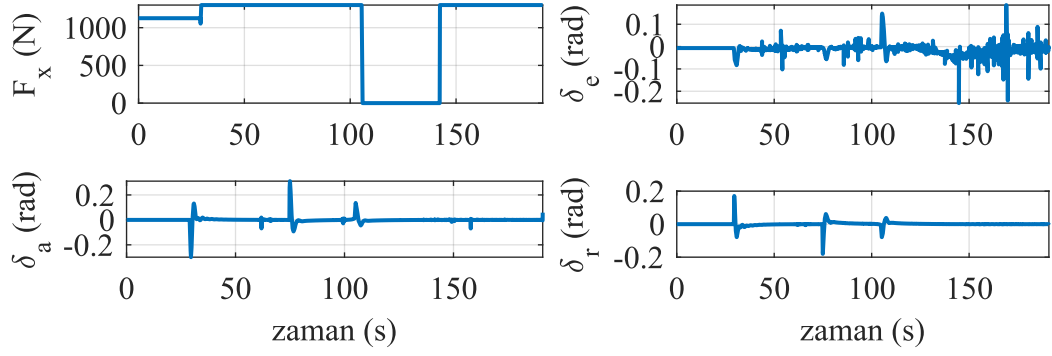


Şekil 3.33: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca durum değişkenleri

### 3.7 Referans için dinamik zaman boyutunu oluşturma

Birden çok hedef noktası verildiği durumlarda bazı hedefler için sadece pozisyon vektörü verilir, varış zamanı verilmemişse bu noktalar için birer zaman bilgisi eklenmesi gerekir. Aradaki her geçiş noktası için varış zamanı hesaplanmasında akla gelen ilk yöntem, geçiş noktasının varış zamanını, o geçiş noktasıyla başlangıç noktası arasındaki tahmini yörüngenin uzunluğuyla orantılı hesaplamaktır. Bu durumda her





Şekil 3.34: Geri hesaplama yönteminin kullanıldığı örnek benzetim boyunca eyleyici girişleri

geçiş noktasının varış zamanı

$$t_k = (t_n - t_0) \frac{\sum_{i=1}^k \|r_i - r_{i-1}\|}{\sum_{i=1}^n \|r_i - r_{i-1}\|} + t_0$$

şeklinde hesaplanabilir. Ancak bu yöntemde, mesafe ve zaman orantılı alındığı için hızın olması gereken ortalama değerinde sabit olduğu varsayılmaktadır ve hava aracının ilk hızı bu değerden uzaktaysa, kontrolcüye ani ve yüksek bir referans hatası verilecek, kontrolcü bundan kötü etkilenecektir.

Bunun yerine yörünge için ortalama bir hız hesaplanıp, başlangıç hızı da göz önünde bulundurularak, ortalama hızı tutturacak varış zamanları hesaplanabilir. Ortalama hız

$$V_{\text{avg}} = \frac{\sum_{i=1}^n \|r_i - r_{i-1}\|}{t_n - t_0}$$

ile bulunurken, konuma bağlı hız

$$V(l) = V_0 + (V_{\text{avg}} - V_0) \frac{l}{\frac{\sum_{i=1}^n \|r_i - r_{i-1}\|}{2}}$$

şeklinde ( $l$ : başlangıç noktasından itibaren kat edilen toplam mesafe) gösterilir.

Varış zamanlarını bulmak için  $\frac{dl}{dt(l)} = v(l)$  formülünden  $dt(l) = \frac{dl}{v(l)}$  bulunarak, geçiş

noktalarının ayrıık pozisyonlu varış zamanları

$$t_k = t_{k-1} + \frac{\|r_k - r_{k-1}\|}{V \left( \sum_{i=1}^{k-1} \|r_i - r_{i-1}\| + \frac{\|r_k - r_{k-1}\|}{2} \right)} \quad (3.2)$$

formülü ile iteratif olarak bulunur. İster olarak verilen  $t_n$  zamanı ile bu formülle bulunan  $t_n$  zamanı arasında az bir ayrıık işlem farkı bulunabilir ama önemsenmeyecek derecede küçüktür. Bu yöntemde uçağın varış zamanı hatası ilk yönteme kıyasla daha nazik değışmekle beraber, uçağın hızının yükseklik değışimine oldukça bağılı olduğı dikkate alınmıyor.

Uçaktaki yükseklik değışiminin de referans olarak alınan hız hesabında dikkate alınması için varış noktasından önceki bölümün yükseklik değışim / gidilen mesafe oranının, tüm yörünge ortalama yükseklik değışim / gidilen mesafe oranına olan farkı, hedeflenen hız profiline bir katsayı ( $k_{\text{kat}}$ ) ile eklenebilir. Tüm yörünge ortalama yükseklik değışim / gidilen mesafe oranı

$$\left( \frac{\Delta h}{\Delta l} \right)_{\text{avg}} = \frac{h_n - h_0}{\sum_{i=1}^n \|r_i - r_{i-1}\|}$$

şeklinde bulunurken, buna göre düzeltilmiş hız

$$V_{\text{mod}}(l) = V(l) - k_{\text{kat}} \left( \frac{h_k - h_{k-1}}{\|r_k - r_{k-1}\|} - \left( \frac{\Delta h}{\Delta l} \right)_{\text{avg}} \right), \quad l_{k-1} < l < l_k$$

ile her iki varış noktası arasındaki bölge için bulunabilir. Geçiş noktalarının ayrıık pozisyonlu varış zamanları önceki yöntemde olduğı gibi Denklem 3.2 ile bulunur.

#### 4. TEST VERİLERİYLE PERFORMANSIN BULUNMASI

Engelden kaçınma algoritmalarının adilce karşılaştırılmasında, sistemin performansını anlaşılır bir şekilde ortaya koyan teorik bir parametre kullanılamamaktadır. Bunun sebebi hava aracı ve kontrolcüsünden oluşan sistemlerin doğrusal olmayan birçok elemanı barındırdıkları gibi, birden çok döngüye sahip olmalarıdır. Dolayısıyla engelden kaçınma algoritmalarının karşılaştırılabilmesi için pratiğe dayalı sistematik bir yöntem gerekmektedir. Çalışmanın bu kısmında Monte-Carlo yöntemi ile simülasyon ortamında testlere bağlı iki performans göstergesi bulan böyle bir sistem önerilecek ve yapılacaktır.

Bir engelden kaçınma sisteminin performansının ölçülmesinde çıkış olarak elde edilecek performans göstergesinin, sistemde hedeflenen amaç ile örtüşmesi gerekir. Yörünge bulan çarpışma önleyici sistemlerin kontrolcülerinin hedefi, bulunan yörüngenin kendisini takip etmek olabileceği gibi, bazı durumlarda yörünge sadece yörüngedeki en son noktanın tutturulabilmesi için bir araç niteliğindedir ve asıl hedef yörünge değil, yörüngedeki en son noktadır. Çarpışmadan kaçan bir kontrolcünün yörüngedeki sadece en son noktayı hedef alarak çarpışmadan kaçabileceği göz önünde bulundurularak, bu çalışmada performans göstergeleri, kaçınma yörüngesindeki en son nokta üzerinden hesaplanmıştır. Çalışmanın devamında bu noktadan bahsedilirken hedef kelimesi kullanılmıştır. Bu hedef girişte de belirtildiği gibi 4 boyutludur, yani zaman bilgisi içermektedir.

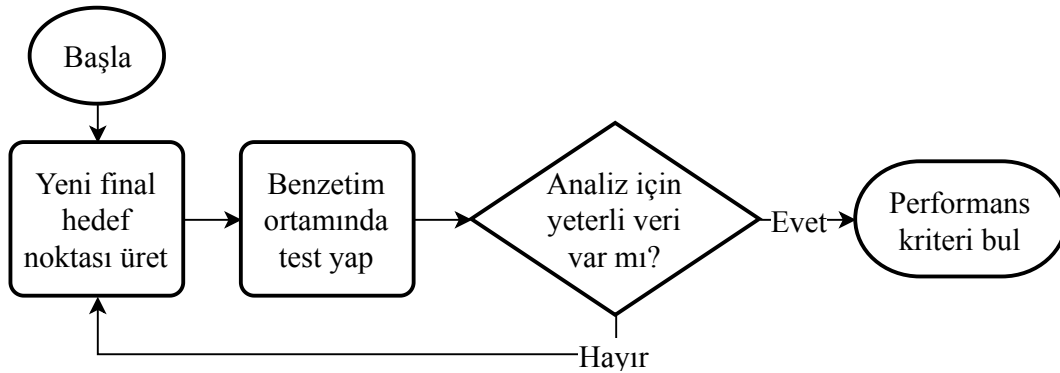
Hava araçlarının adilce karşılaştırılabilmesi için yörüngeye başlangıç durumlarının aynı veya gerektiği yerde adilce orantılanmış olması gerekir. Bu durum değişkenlerinin başlangıç değerleri Tablo 4.1 ile verilmiştir. Bu tabloda  $k_1$  ve  $k_3$  parametreleri sırayla uçağın standart seyir hızına ve yüksekliğine eşit alınırken,  $k_2$  parametresi uçağın yükseklik eksenindeki hızını rüzgârsız ortamda 0 yapacak şekilde ayarlanmaktadır.

Test yapısının genel özeti Şekil 4.1 ile gösterilmiştir. Benzetim ortamında testi yapılan

Çizelge 4.1: Test başlangıcı için değişken isterleri.

Değişken	İster	Değişken türevleri	İster
$V$	$k_1$	$\frac{dV}{dt}$	0
$\alpha$	$k_2$	$\frac{d\alpha}{dt}$	0
$\beta$	0	$\frac{d\beta}{dt}$	0
$P$	0	$\frac{dP}{dt}$	0
$Q$	0	$\frac{dQ}{dt}$	0
$R$	0	$\frac{dR}{dt}$	0
$\psi$	0	$\frac{d\psi}{dt}$	0
$\theta$	$-k_2$	$\frac{d\theta}{dt}$	0
$\phi$	0	$\frac{d\phi}{dt}$	0
$x$	0	$\frac{dx}{dt}$	$k_1$
$y$	0	$\frac{dy}{dt}$	0
$z$	$k_3$	$\frac{dz}{dt}$	0

dinamik sistem, kontrol sisteminden ve hava aracından oluşmaktadır. Engelden kaçış sistemlerinin neredeyse tamamında kullanılan yörünge oluşturma algoritması ise zamana ve duruma bağlı olarak yörüngeyi sürekli olarak güncelleyebileceğinden, dinamik bir sistemdir ve bu çalışmanın kapsamında testi yapılan kontrol sisteminin bir parçası olarak kabul edilmiştir. Sisteme giriş olarak 61 numaralı sayfada karar verildiği üzere sadece bir hedef veriliyor.



Şekil 4.1: Test sisteminin yapısının özeti

Yeni hedef noktalarının nasıl üretildiği Bölüm 4.1 ile, performansın ölçülebilmesinde ihtiyaç duyulan benzetim sonrası hata hesabı Bölüm 4.2 ile, performans kriterinin ne

olduğu ve nasıl üretildiği Bölüm 4.3 ile anlatıldı. Testler sonucunda bulunan performans göstergeleri Bölüm 4.4 ile verildi. Test algoritmasının detaylı akış şeması ise Şekil 4.3 ile verildi.

## 4.1 Hedeflerin Belirlenmesi

### 4.1.1 Hedef çeşitleri

Simülasyon testleri sırasında engelden kaçan sisteme farklı manevra çeşitleri gerektiren hedefler verilecektir.

Bahsedilen manevra çeşitleri:

- Tahmini varış zamanını erkene çekme, sabit tutma, erteleme,
- Yönü sabit tutma, sağa çekme<sup>1</sup>,
- Yüksekliği arttırma, sabit tutma, azaltma

şeklinde 3 boyuttadır. Benzetimlerde kullanılacak hedefler ise bu manevra boyutlarından sadece birini gerektirip diğerlerine gerek duyurmayacak şekilde ayarlanacaktır. Yani temelde sadece 5 farklı çeşitte hedef verilecektir. Her hedef için hesaplanan parametreleri ve sonuçları ayırt edilebilmek amacıyla, hedeflere gerektirdikleri manevraya göre aşağıdaki numara atamaları yapılmıştır:

1. Sağa gitme
2. Yükselme
3. Alçalma
4. Geç varış
5. Erken varış

### 4.1.2 Hedeflerinin agresiflik parametresiyle konumlandırılması

Testlerde varış noktası olarak kullanılan hedefin konumuyla ilgili olarak belirlenmesi gereken 4 bilinmeyen vardır. Bunların uzaysal konumla ilgili olan üçü; hedefin yüksekliğinin hava aracının başlangıç yüksekliğine göre farkı ( $P_{f,\Delta z}$ ), hava aracının başlangıçtaki doğrultusunun vektörüyle hedefe olan vektörü arasındaki açı ( $P_{f,\psi}$ ) ve

---

<sup>1</sup>Sağa ve sola gitme manevralarının simetrik olduğu varsayılıp, zamandan tasarruf etme amacıyla, denemelerde sadece sağa çekme manevrası denenmiştir.

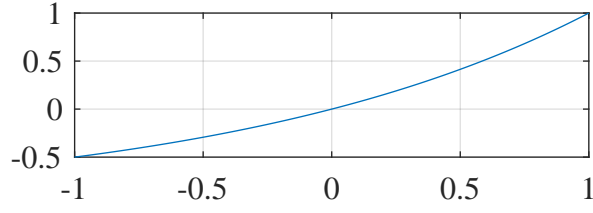
hedefin hava aracının başlangıçtaki konumuna olan uzaklığıdır ( $P_{f,d}$ ). Testin zaman boyutunun sıfır referansı test başlangıç anı alınmaktadır. Hedefin zaman boyutundaki konumuyla ilgili bilinmeyen, hedefin zaman konumunun başlangıçtaki tahmini varış zamanına göre farkıdır ( $P_{f,\Delta t}$ ). Bundan hedefin zaman boyutundaki konumuna  $P_{f,t} = P_{f,\Delta t} + \frac{P_{f,d}}{k_1}$  ile ulaşılır ( $k_1$ , Çizelge 4.1 ile gösterildiği üzere hava aracının başlangıç anındaki hava süratidir).

Bu hedeflerin agresiflikleri ortak bir agresiflik parametresiyle ( $\lambda_{ag}$ ) gösterilmektedir. Farklı manevralar gerektiren tüm hedefler için ortak bir agresiflik parametresinin kullanılmasının sebebi uçuş sistemlerinin kabiliyetlerini kolayca karşılaştırabilmektir. Hedeflerin pozitif bir reel sayı olan tek bir agresiflik parametresiyle elde edilmesi,

$$\begin{aligned} P_{f,\Delta z} &= \lambda_{ag} \cdot P_{f,d} \\ P_{f,\psi} &= \lambda_{ag} \cdot k_{f,\psi} \\ P_{f,\Delta t} &= \left(2^{\lambda_{ag}} - 1\right) \cdot \frac{P_{f,d}}{k_1} \end{aligned} \quad (4.1)$$

formülleriyle yapılır. Burada  $P_{f,d}$  değişkeni hava aracının kullanılacağı uygulama alanındaki ayırma minimumu mesafesine eşit seçilirken,  $k_{f,\psi} = \frac{\pi}{2}$  rad olarak seçilmiştir. Bu çalışmadaki ayırma minimumu mesafesi 1000 m kabul edilmiştir. Bu değerler seçilirken çalışmadaki başlangıç testleri sonrası edinilen sezgi kullanılmıştır. Farklı hava aracı sistemlerinin karşılaştırılabilmesi için bu değerlerin aynı seçilmesi gerekirken, her tip uygulamaya tek bir değer seçmek mümkün olmayacaklardır ve bu sebeple evrensel bir karşılaştırma için uygun değildir.

Zaman boyutundaki konumlandırma kullanılan  $P_{f,\Delta t}$  değişkeninin elde edilmesinde kullanılan fonksiyonun verildiği şekilde yazılmasının sebebi, varış zamanındaki farkın, hız değişimindeki gerekli farkı doğrusal değil, polaritesine göre değişen miktarda etkilemesidir. Örneğin  $-\frac{P_{f,d}}{k_1}$  değerindeki  $P_{f,\Delta t}$  değişkeninden elde edilen ister varış zamanı 0 anına denk gelmektedir ki bu da hava aracının sonsuz hızda gitmesi gerektiği anlamını taşır. Verilen  $2^{\lambda_{ag}} - 1$  fonksiyonu hiçbir  $\lambda_{ag}$  parametresi için -1 değeri almazken, 0 agresiflik için de 0 değişim yaratmaktadır.  $2^{\lambda_{ag}} - 1$  fonksiyonunun  $[-1,+1]$  aralığındaki grafiği Şekil 4.2 ile verilmiştir.



Şekil 4.2:  $2^{\lambda_{ag}} - 1$  fonksiyonunun grafiği

#### 4.2 Varış Hatasının Hesabı

Her test sonrasında hesaplanan  $e_t$  istenilen varış zamanıyla gerçekleşen varış zamanı arasındaki farkı saniye cinsinden,  $e_z$  istenilen varış yüksekliğiyle gerçekleşen varış yüksekliği arasındaki farkı metre cinsinden ve  $e_d$  ise istenilen 2 boyutlu varış konumuyla gerçekleşen 2 boyutlu varış konumu arasındaki farkın mutlak değerini metre cinsinden göstermektedir.

Bu hataları sistemdeki hedef konumlarına göre normalize ederek birimsiz değerler yapmak hem hataları birbiriyle karşılaştırırken işimizi kolaylaştıracak, hem de farklı sistemlerin karşılaştırılmasını mümkün kılacaktır. Bu sebeple

$$\begin{aligned}\tilde{e}_t &= \frac{e_t}{P_{f,d}/k_1} \\ \tilde{e}_z &= \frac{e_z}{P_{f,d}} \\ \tilde{e}_d &= \frac{e_d}{P_{f,d}}\end{aligned}$$

şeklinde normalize hatalar tanımlanmıştır.

Belli bir doğruluk seviyesi gerektiren uygulama alanlarında güvenliğin ön planda tutulabilmesi ve en kötü ihtimale göre tasarım yapılabilmesi için bu hatalardan en büyük olanı dikkate alınmış, "varış hatası,  $e_{\text{varış}}$ " olarak gösterilmiş,

$$e_{\text{varış}} = \max(\{\tilde{e}_t, \tilde{e}_z, \tilde{e}_d\}) \quad (4.2)$$

şeklinde hesaplanmıştır. Performans göstergeleri hesaplanırken kullanılan hata değişkeni  $e_{\text{varış}}$ 'tır.

### 4.3 Performans Göstergelerinin Hesabı

Bu çalışmada iki farklı amaç için iki farklı performans göstergesi kullanılacaktır:

- Sistemin kullanım sırasında ürettiği yörüngelerin maksimum agresiflik limitlerini belirlemeye yarayan, sistemin yeterli doğrulukla takip edebildiği en agresif yörüngenin agresiflik parametresi (“maksimum agresiflik,  $\lambda_{ag_{max}}$ ”)
- Sisteme yaptırılacak kaçınma manevrasının agresifliğine bağlı olarak karşılaşılabilecek hatalar hakkında fikir edinmemizi sağlayan "Agresiflik-Hata Grafiği".

#### 4.3.1 Maksimum agresiflik performans göstergesinin elde edilmesi

Bu göstergelerden ilki olan maksimum agresiflik konumu hesaplanırken sistem her bir manevra kombinasyonu için çeşitli agresiflikteki testlere sokulur ve doğruluk koşulunu sağlayan benzetim testlerinin en agresif final konumuna sahip olanının agresiflik parametresi, sistemin o hassasiyet gerekliliğindeki maksimum agresiflik parametresi olur. Doğruluk koşulu, Denklem 4.2 ile tanımlanan varış hatasının Çizelge 4.2 ile belirlenen standart değerlerdeki doğruluk sınırından ( $\tilde{\epsilon}_{sınır}$ ) düşük olmasıdır. Farklı hassasiyet gereklilikleri için farklı standartlar tanımlanması, farklı uygulama alanlarının farklı doğruluk ihtiyaçlarını karşılamak içindir.

Çizelge 4.2: Standart varış hatası değerleri.

<b>Doğruluk Gereksinimi</b>	<b><math>\tilde{\epsilon}_{sınır}</math></b>
Yüksek Doğruluk (YD)	%0.1
Ortalama Doğruluk (OD)	%1
Esnek Doğruluk (ED)	%10

Bu kriterin bulunması için tasarlanan testin tüm detaylarını içeren akış şeması Şekil 4.3 ile verildi. Test temelde bir arama algoritmasından oluşuyor. Öncelikle agresiflik parametresinin bir başlangıç değerine göre hesaplanan hedefle test yapılıyor ve hata hesaplanıyor. Eğer hata doğruluk kriterine göre verilen maksimum hata sınırının %1 komşuluğundaysa test bitiriliyor ve o doğruluk koşulu için maksimum agresiflik parametresi bu başlangıç değeri olarak atanıyor. Eğer maksimum hata sınırının %1 komşuluğunda bir hata elde edilemediyse bu sefer başlangıç agresiflik parametresinin



iki katı ile deneme yapılıyor ve yukarıdaki karşılaştırmalar yenileniyor. Daha sonraki agresiflik parametresi arama yöntemi doğrusal yordama ile gerçekleştiriliyor. Doğrusal yordamada istenilen hatanın hemen üstünde ve hemen altında hatalar veren agresiflik parametreleri kullanılıyor ve eğer bunlar yoksa istenilen hataya en yakın hataları veren iki agresiflik parametresi kullanılıyor. Arama algoritması ile belirlenen yeni agresiflik parametrelerinin sonuç verdikleri hatalar giderek istenilen değere yaklaşıyor ve sınırlı bir iterasyon sonunda maksimum hata sınırının %1 komşuluğunda bir hata veren agresiflik parametresi bulunabiliyor.

Bu işlemler sırasında denenen agresiflikler ve karşılaşılan hatalar uygulamanın doğru çalışmasının kontrolü amacıyla sürekli olarak çizdirildi. Doğruluk gereksiniminin %1 olduğu durum için elde edilen çizimler örnek olarak Şekil 4.4 ile verildi.

#### **4.3.2 Agresiflik-Hata grafiği performans göstergesinin elde edilmesi**

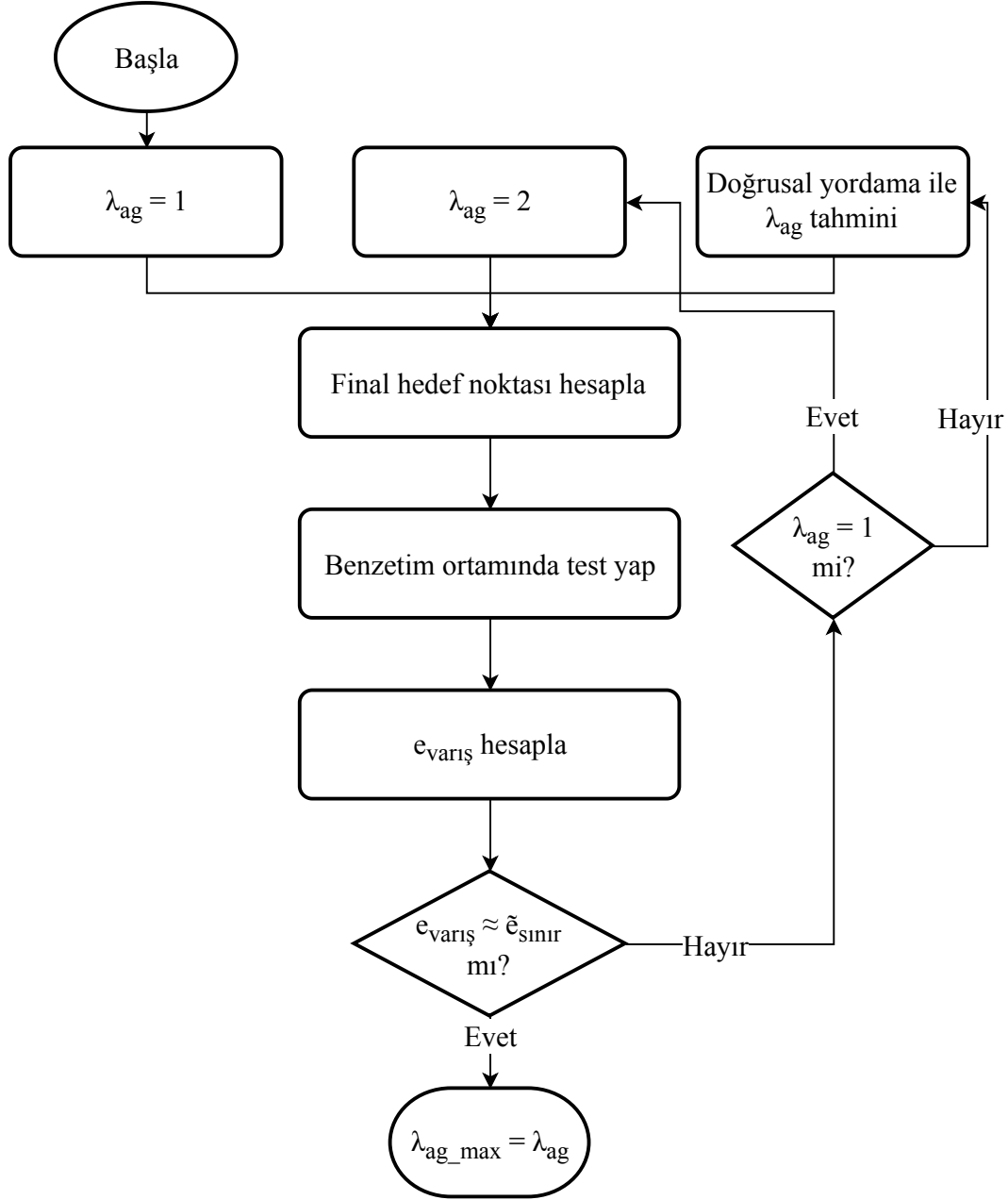
İkinci tip performans göstergesi olan Agresiflik-Hata Grafiğinin amacı sisteme yaptırılacak kaçınma manevrasının agresifliğine bağlı olarak karşılaşılan hatalar hakkında fikir edinmektir. Bunun için simülasyon deneyleri yapılırken girdi olarak verilen hedeflerin agresiflik parametreleri düzenli olarak arttırılmış, agresiflik parametresiyle varış hatası karşılaştırılarak her manevra kombinasyonu için ayrı ayrı Agresiflik-Hata grafiği elde edilmiştir.

### **4.4 Elde Edilen Performans Göstergeleri**

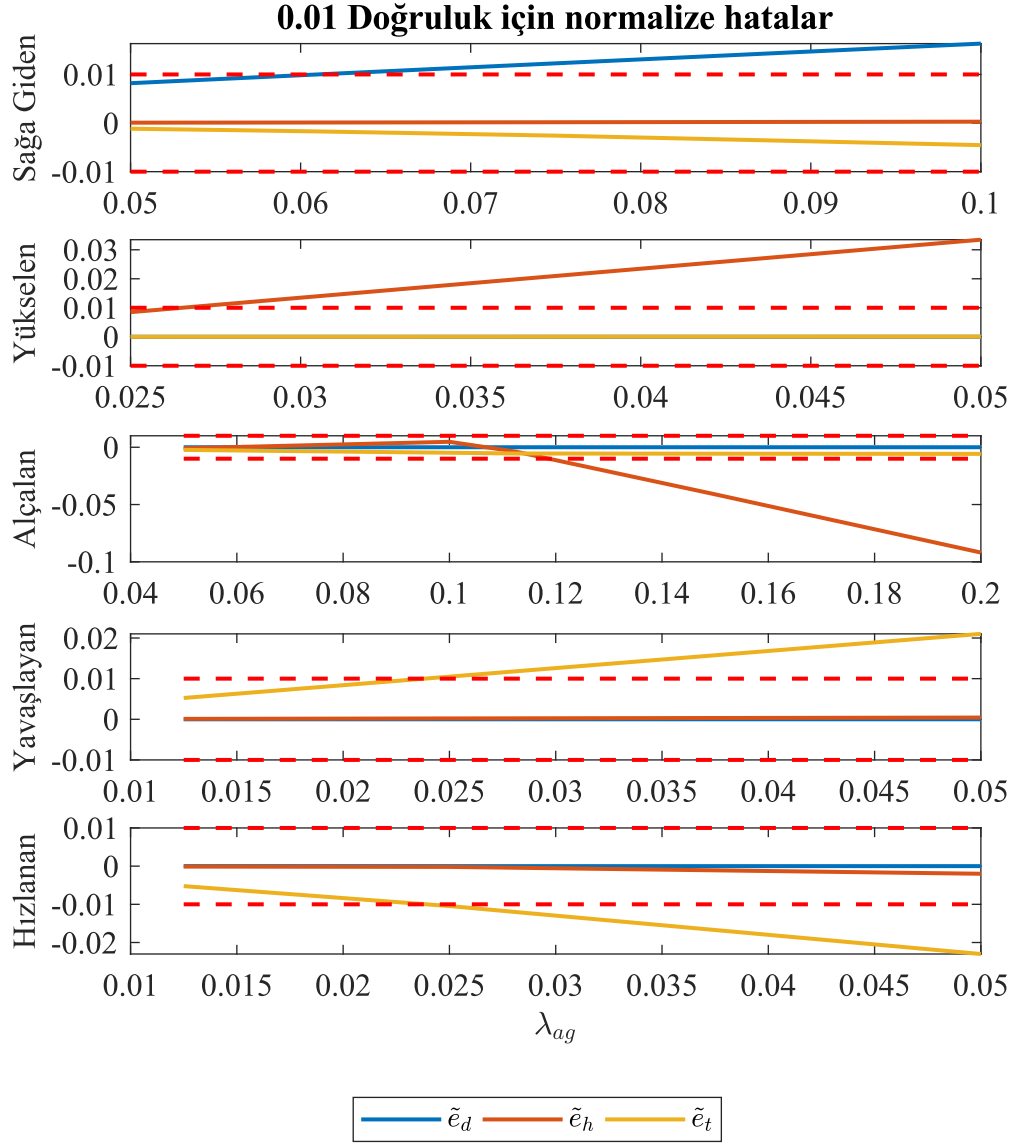
#### **4.4.1 Maksimum agresiflik performans göstergesi**

Yapılan testler sonucu elde edilen maksimum agresiflik parametreleri doğruluk koşullarına ve manevra tiplerine göre Şekil 4.5 ile verildi.

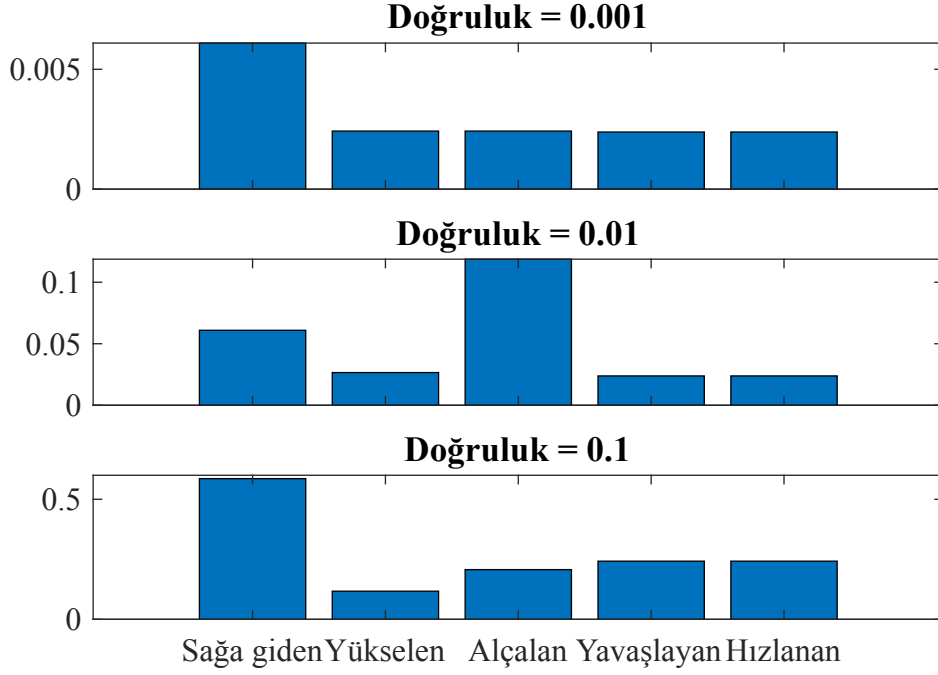
Bu maksimum agresiflik parametrelerinden Denklem 4.1 ile sırasıyla maksimum agresiflik konumlarındaki değişim ve tam konumlar elde edilir. Bu değişkenler Çizelge 4.3 ile verildi. Bu değişkenlere göre belli bir doğruluk şartını sağlaması gereken bir uygulamada hava aracının gidebileceği konumlar bilinir. Buna göre uygulamadaki güvenli mesafe belirlenebilir veya olay anında yapılan yörünge planlarının hangilerinin gerçekleştirilebilir olduğuna bakılabilir. Ancak burada bulunan maksimum agresiflik



Şekil 4.3: Test sisteminin akış şeması



Şekil 4.4: %1 doğruluk gereksinimi için örnek veriler



Şekil 4.5: Maksimum agresiflik sonuçları

parametreleri sadece tek bir manevra için verilmiştir. Çok çeşitli manevraların gerçekleşmesinde kullanılacak maksimum agresiflik konumları, tek çeşit manevra gerektiren maksimum agresiflik konumları kullanılarak doğrusal yordama yöntemiyle bulunabilir. Bu yaklaşımın doğruluğu ile ilgili bu çalışmada bir araştırma yapılmadı.

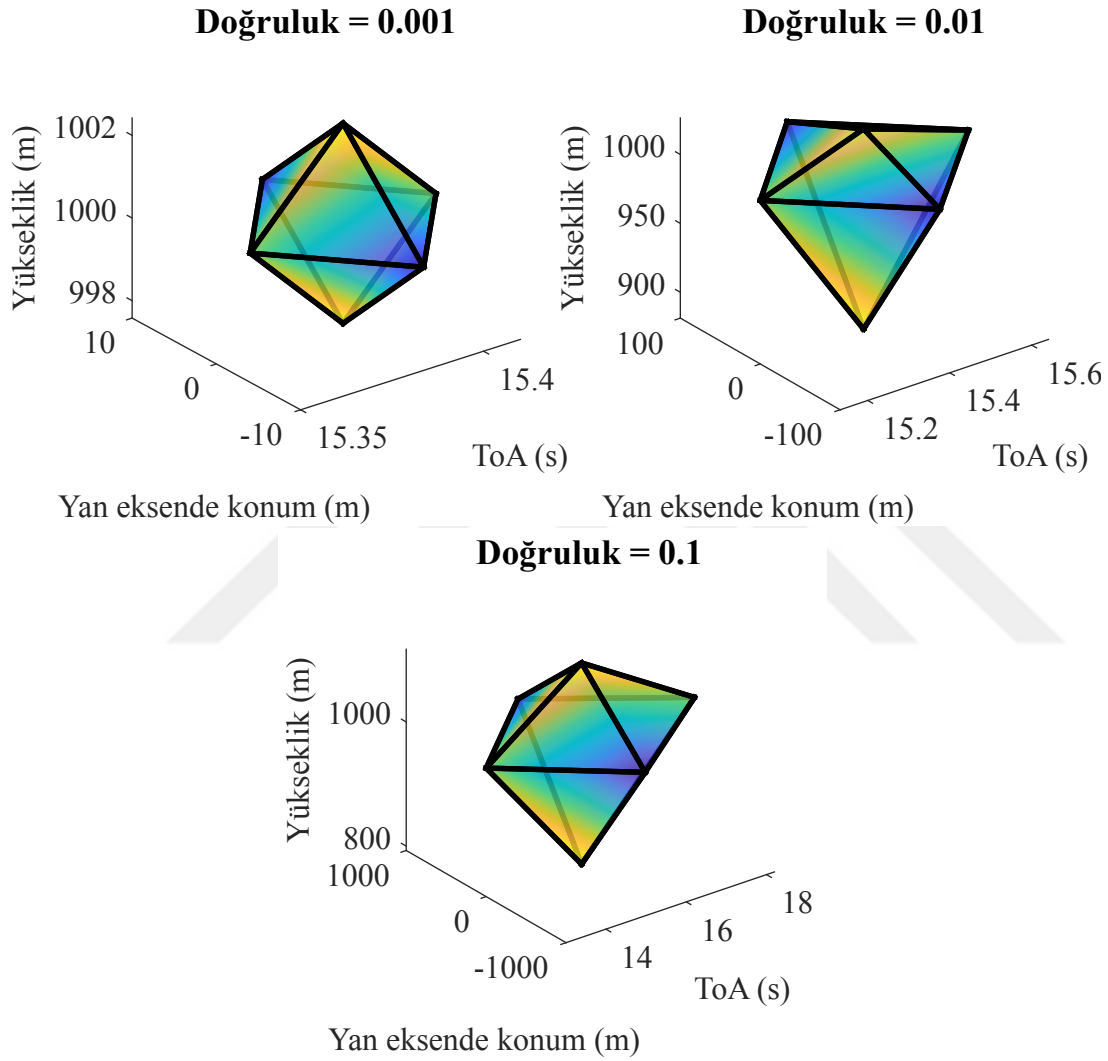
Maksimum agresiflik konumlarının 3 boyutlu - yükseklik, yan eksen ve zaman - ortamdaki konumları ve çok çeşitli manevralar için bir önceki paragrafta değinilen doğrusal yordama yöntemi ile bulunan konumların 3 boyutlu ortamdaki konumları Şekil 4.6 ile verilmiştir. Bu şekiller fikir ve sezi edinmek için kullanılabilir ancak x eksenini çizimlere dahil edilmediği ve yana yönelme manevrası içeren maksimum agresiflik konumları x ekseninde de nominal konumdan farklı oldukları için bu şekiller tam bilgi içermemektedir. Özellikle bilgisayarla yapılacak işlemlerde Çizelge 4.3 ile verilen tüm 4 boyut bilgilerinin kullanılması bu açıdan önemlidir.

#### 4.4.2 Agresiflik-Hata grafiği performans göstergesi

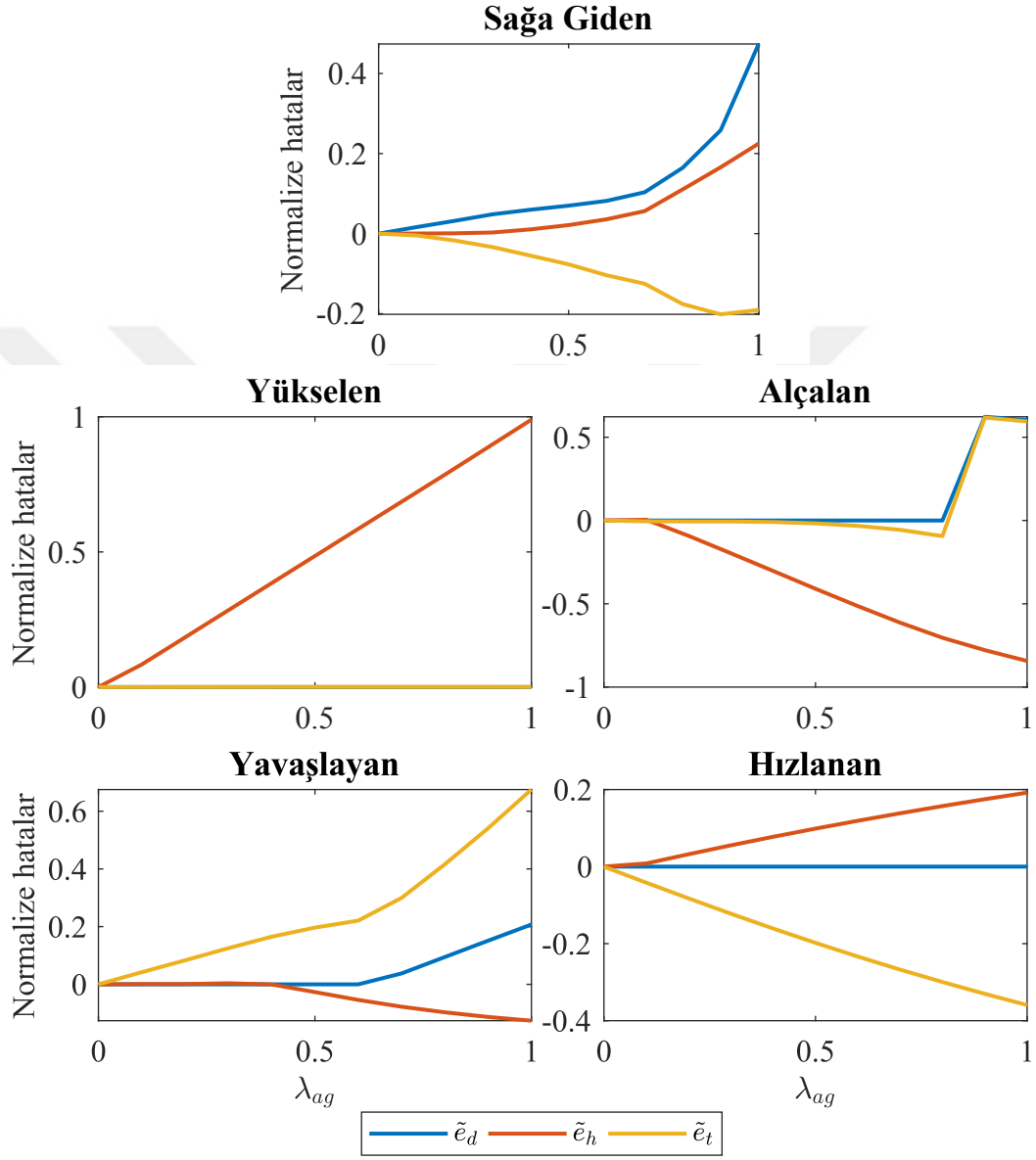
Karşılaşılma ihtimali bulunan hatalar hakkında fikir vermeye yarayan Agresiflik-Hata grafikleri, 0 ila 1 arasındaki agresiflik parametresi değerleri için çizdirilmiş ve Şekil 4.7 ile verilmiştir.

Çizelge 4.3: Maksimum agresiflik konumları.

Manevra	Değişken	Doğruluk		
		0.001	0.01	0.1
Sağa giden	$\lambda_{ag,max}$	0.0061	0.0609	0.5859
	$P_{f,\psi}$	0.5484°	5.4844°	52.734°
	x	999.95 m	995.42 m	605.51 m
	y	-9.5719 m	-95.574 m	-795.84 m
Yükselen	$\lambda_{ag,max}$	0.0024	0.0266	0.1172
	$P_{f,\Delta z}$	2.4219 m	26.563 m	117.19 m
	z	1002.4 m	1026.6 m	1117.2 m
Alçalan	$\lambda_{ag,max}$	0.0024	0.1188	0.2070
	$P_{f,\Delta z}$	-2.4219 m	-118.75 m	-207.03 m
	z	997.58 m	881.25 m	792.97 m
Yavaşlayan	$\lambda_{ag,max}$	0.0024	0.0238	0.2422
	$P_{f,\Delta t}$	0.0254 s	0.2562 s	2.8121 s
	ToA	15.410 s	15.641 s	18.197 s
Hızlanan	$\lambda_{ag,max}$	0.0024	0.0238	0.2422
	$P_{f,\Delta t}$	-0.0254 s	-0.2520 s	-2.3775 s
	ToA	15.359 s	15.133 s	13.007 s



Şekil 4.6: Maksimum agresiflik konumlarının 3 boyutta gösterimi



Şekil 4.7: Agresiflik-Hata grafikleri





## 5. SONUÇ

Tezde yapılan tasarımların bulguları kendi ilgili bölümlerinde verildi. Bu sonuç bölümünde, ilgili çalışma alanındaki bu tezin yerinden, alanına yapabileceği olası katkılardan ve tezdeki çalışmaların gelecek çalışmalarla hangi yönlerde geliştirilmesi gerektiğinden bahsediliyor.

Bu çalışmada ilk olarak 4 boyutlu uzayda 4 boyutlu hedeflere giden bir sabit kanatlı hava aracı kontrolcüsü tasarlanmıştır. ToA referanslarıyla hava sürati arasında kurulan PID kontrolcüsü ile ToA takibinin başarılı yapılabileceği gösterilmiştir. Bölüm 3.6.3 ile verilen sonuç grafiklerinde de ToA hatasının 0'a yakınsadığı görülebiliyor.

Tasarlanan bu 4 boyutlu kontrolcü, ÇAÇ algoritmaları tarafından kullanılmak üzere tasarlanmış olsa da başka alanlarda da kullanılabilir. Varış zamanını önceden belirleyebilme yetisi havaalanı iniş planlarında önemli olabileceği gibi belli hava sahalarına varış için de önemli olabilir. 4 boyutlu takip ihtiyacı olan tüm bu uygulamalara tasarlanacak kontrolcülerde bu çalışmadan kazanılan içgörü kullanılabilir.

Çalışmanın temel kazançlarından bir diğeri integral yığılmasını önlemeye yönelik tasarlanan durum makinalı kontrolcü sistemidir. Tasarlanan sistemin mantığı basit olduğu gibi performanslıdır da. İtiş kuvveti eyleyici kanalında integral yığılmasının çok yaşanmasının beklendiği ÇAÇ uygulama alanında gayet iyi bir yaklaşım olduğu gibi, belli bir eyleyicide sık sık integral yığılması yaşanan uygulamalarda durum uzayı kontrolcülerini kullanıldığında da bu sistem kullanılabilir.

Bu integral yığılmasını önleme sisteminin başka dinamik sistemler için de kullanılabilmesi için durum makinasının usulleştirilmesi gerekmektedir. Örneğin durum makinasındaki kontrolcüler arasında geçiş yapma şartları örneğe özel verilmiş, belli bir analitik yöntem verilememiştir. Böyle bir analitik yöntemin geliştirilmesi gelecek araştırması konusu olabilir. Ayrıca birden fazla eyleyici doyumunu ele alan bir

durum makinası sistemi nasıl kurulabilir, bunun araştırılması gerekiyor.

Çalışmanın en son amacı ise sabit kanatlı İHA sistemleri için performans ölçüleri vermektir. Tasarlanan test düzeneği ve performans analizi kullanılarak, hava aracının belli bir doğruluk gereksinimi için yapacağı manevranın maksimum agresiflik kabiliyeti 4 boyutlu uzayda verildi. Literatürde çokça bulunan ÇAÇ algoritmalarının uygulanabilirliğinin ölçülebilmesi için bu test ve analiz yöntemi kullanılabilir. Gelecekte yapılacak ÇAÇ çalışmalarında da bu test ve analiz yönteminin kullanılarak veya benzer bir sistem tasarlanarak yörüngenin uygulanabilirliği kontrol edilmelidir.

Bu çalışmanın test analiz kısmında, gidilebilecek maksimum agresiflikteki hedeflerin tanımı yapılırken, birden çok manevra gerektiren hedefler için tek manevra gerektiren hedeflerle doğrusal yordama yapılmıştır. Ancak doğrusal olmayan hava aracı sisteminde bu doğru olmayabilir. Gelecek bir çalışmada Monte-Carlo testleri birden çok manevraya ihtiyaç duyacak hedefler ile zenginleştirilmeli, doğrusal yordamanın yeterli olup olmadığının tartışması yapılmalıdır.

Performans ölçüsü için yapılan testlerin tanımında ayırma minimumu mesafesinden ( $P_{f,d}$ ) bahsedilmiştir. Uygulamaya özel bilinen bu mesafe ile ve bu mesafeye bağlı olarak bulunan performans ölçüleri kullanılarak, yapılacak ÇAÇ sisteminin en ekstrem durumları belirlenmeli, protokolleri buna göre hazırlanmalıdır. Ayrıca çalışma algılayıcı bir sistem mevcut ise bu sistemin de bu ölçülere göre ve ayırma minimumu mesafesine göre gereklilikleri belirlenebilir. Gelecek bir çalışma olarak örnek bir ÇAÇ sistemi ile bir vaka çalışması yaparak bu gereklilikleri belirlemek gerekiyor.

Ayrıca bu çalışmadaki testlerde uçak hep trim noktasından başlatılmıştır. Farklı hızda seyrettiği veya manevra yapmakta olduğu için trim noktasında olmayan bir uçağın performans ölçülerinin nasıl ve ne kadar değişeceği ÇAÇ uygulamaları için önemli sorulardır. Performans ölçülerine olan bu tarz bir etki doğrusal olmayacağından, daha basit bir düşünce ise kalabalık hava sahasına giren hava araçlarının kalabalık hava sahalarında oldukları sürece denge halinde tutulup tutulamayacağıdır. Gelecek çalışmalarda, trim noktasında olmayan hava araçlarıyla ilgili bu sorular araştırılmalı, bu durum problem yaratıyorsa çözüm aranmalıdır.

Metropol alanlarında kullanılacak İHA uygulamalarının sayılarının artması ve kapsamlarının genişlemesi için kamu güvenliğini tehlikeye düşürmeyeceklerinin garanti edilebiliyor olması gerektiği belirtilmişti. İyi çalışan ÇAÇ sistemlerinin geliştirilmesinin yanı sıra bu sistemlerin güvenilirliğinin doğrulanabilmesi ile bu tarz bir garanti mümkün olabilir. Bu tezdeki çalışmaların temel fikir babası olan bu ihtiyacı çözmek için, hava araçları ve kontrolcü sistemleri için bir performans ölçüsü tanımlayıp, ÇAÇ algoritmalarının uygulanabilirliğini ve dolayısıyla güvenliğini ölçen bir sistem geliştirilmiştir. Bu sistemin olduğu haliyle veya geliştirilerek ÇAÇ sistemlerinin ölçülmesinde kullanılması ve İHA uygulamalarının bu sayede kapsamının arttırılabilmesi umuluyor.





## KAYNAKLAR

- [1] **I. A. B. Wilson.** (2007). 4-Dimensional Trajectories and Automation Connotations and Lessons learned from past research. *2007 Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference*, s. 1–10. DOI: 10.1109/ICNSURV.2007.384157.
- [2] **K. P. Valavanis ve G. J. Vachtsevanos.** UAV Applications: Introduction. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Dordrecht: Springer Netherlands. (2015), s. 2639–2641. ISBN: 978-90-481-9707-1. DOI: 10.1007/978-90-481-9707-1\_151.
- [3] **Zipline.** *Zipline*. (2019). URL: <https://flyzipline.com/about/> (Alındığı tarih: 10/31/2019).
- [4] **United Parcel Service of America, Inc.** *UPS Flight Forward Attains FAA's First Full Approval For Drone Airline*. (2019). URL: <https://pressroom.ups.com/pressroom/ContentDetailsViewer.page?ConceptType=PressReleases&id=1569933965476-404> (Alındığı tarih: 10/31/2019).
- [5] **J. K. Kuchar ve L. C. Yang.** (2000). A review of conflict detection and resolution modeling methods. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, s. 179–189. DOI: 10.1109/6979.898217.
- [6] **M. O. Rauw.** *FDC 1.2—A Simulink toolbox for flight dynamics and control analysis*. Sürüm 1.2. Delft University of Technology. Delft, Hollanda. (2001). ISBN: 90-807177-1-1. URL: <http://www.et.byu.edu/~beard/classes/ece682rweb/www-randy/fdcmanual.pdf>.
- [7] **G. Campa.** *Airlib-The Aircraft Library*. Sürüm 1.12. (2004). URL: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/3019-airlib> (Alındığı tarih: 05/20/2019).
- [8] **C. W. S. Thong.** (2010). Modeling aircraft performance and stability on X-Plane. *Australian Defence Force Academy, Univ. of New South Wales, Canberra, Australia*.
- [9] **Textron Aviation.** *Skyhawk — The best-selling and most-flown aircraft ever built*. (2015). URL: <https://web.archive.org/web/20150215231221/http://cessna.txtav.com/single-engine/skyhawk> (Alındığı tarih: 05/20/2019).

- [10] **M. S. Selig, R. Deters, ve G. Dimock.** *Aircraft Dynamics Models for Use with FlightGear.* (2002). URL: <https://m-selig.ae.illinois.edu/apasim/Aircraft-uiuc.html> (Alındığı tarih: 05/20/2019).
- [11] **M. Basler vd.** *The FlightGear Manual.* Sürüm 0.7.3. FlightGear Project. (2015). URL: <http://flightgear.sourceforge.net/getstart-en/getstart-en.html>.
- [12] **U. Gunes vd.** (2019). Output Feedback Sliding Mode Control of a Fixed-Wing UAV Under Rudder Loss. *AIAA Scitech 2019 Forum.* DOI: 10.2514/6.2019-0911.
- [13] **H. Chao, Y. Cao, ve Y. Chen.** (2007). Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles: A Survey. *2007 International Conference on Mechatronics and Automation,* s. 3144–3149.
- [14] **H. Chao, Y. Cao, ve Y. Chen.** (2010). Autopilots for small unmanned aerial vehicles: A survey. *International Journal of Control, Automation and Systems,* s. 36–44. DOI: 10.1007/s12555-010-0105-z.
- [15] **C. Kasnakoğlu.** (2018). Scheduled smooth MIMO robust control of aircraft verified through blade element SIL testing. *Transactions of the Institute of Measurement and Control,* s. 528–541. DOI: 10.1177/0142331216661760.
- [16] **İ. H. Şahin ve C. Kasnakoğlu.** (2018). A stability-guaranteed smooth-scheduled MIMO robust emergency autopilot for a lateral surface jammed UAV. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,* s. 2286–2299. DOI: 10.1177/0954410017714291.
- [17] **C. Kasnakoğlu.** (2016). Investigation of Multi-Input Multi-Output Robust Control Methods to Handle Parametric Uncertainties in Autopilot Design. *PLOS ONE,* s. 1–36. DOI: 10.1371/journal.pone.0165017.
- [18] **S. Akyurek, C. Kasnakoglu, ve U. Kaynak.** (2018). Heading Hold Autopilot Design for Fixed Wing Aircraft. *2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference.* DOI: 10.2514/6.2018-0853.
- [19] **R. Dalmau vd.** (2019). Comparison of Various Guidance Strategies to Achieve Time Constraints in Optimal Descents. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* s. 1612–1621. DOI: 10.2514/1.G004019.
- [20] **M. K. DeJonge.** (1992). Required time of arrival (RTA) control system. US 5,121,325. URL: <https://patents.google.com/patent/US5121325A>.
- [21] **A. J. Chakravarty.** (1995). Time-responsive flight optimization system. US 5,457,634. URL: <https://patents.google.com/patent/US5457634A>.
- [22] **J. M. Gonser ve R. J. Kominek.** (1995). Apparatus and method for controlling an optimizing aircraft performance calculator to achieve time-constrained navigation. US 5,408,413. URL: <https://patents.google.com/patent/US5408413A>.

- [23] **J. R. Rumbo, M. R. Jackson, ve B. E. O’laughlin.** (2003). Aircraft control system for reaching a waypoint at a required time of arrival. US 6,507,782. URL: <https://patents.google.com/patent/US6507782B1>.
- [24] **A. P. Palmieri.** (1988). Flight management system. US 4,774,670. URL: <https://patents.google.com/patent/US4774670A>.
- [25] **D. Gangsaas vd.** (1986). Application of modem synthesis to aircraft control: Three case studies. *IEEE Transactions on Automatic Control*, s. 995–1014. DOI: 10.1109/TAC.1986.1104161.
- [26] **S. Skogestad ve I. Postlethwaite.** Multivariable feedback control: analysis and design. İkinci Sürüm. Wiley New York. (2007).
- [27] **B. Kürkçü, C. Kasnaoğlu, ve M. Ö. Efe.** (2018). Disturbance/Uncertainty Estimator Based Integral Sliding-Mode Control. *IEEE Transactions on Automatic Control*, s. 3940–3947. DOI: 10.1109/TAC.2018.2808440.
- [28] **O. B. Ertin.** (2013). *Sabit Kanatlı Bir İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Geliştirmede Döngüde Donanım Tabanlı Yaklaşım.* (Yüksek Lisans Tezi). TOBB University of Economics and Technology.
- [29] **B. Kürkçü ve C. Kasnaoğlu.** (2019). Robust Autopilot Design Based on a Disturbance/Uncertainty/Coupling Estimator. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, s. 1–8. ISSN: 1063-6536. DOI: 10.1109/TCST.2018.2859179.
- [30] **B. Kürkçü, C. Kasnaoğlu, ve M. Ö. Efe.** (2018). Disturbance/Uncertainty Estimator Based Robust Control of Nonminimum Phase Systems. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, s. 1941–1951. DOI: 10.1109/TMECH.2018.2835658.
- [31] **J. López vd.** (2015). A Robust H<sub>∞</sub> Controller for an UAV Flight Control System. *The Scientific World Journal*. DOI: 10.1155/2015/403236.
- [32] **E. Oland ve R. Kristiansen.** (2014). Adaptive flight control with constrained actuation. *2014 American Control Conference*, s. 3065–3070. DOI: 10.1109/ACC.2014.6858920.
- [33] **K. J. Astrom ve L. Rundqwist.** (1989). Integrator Windup and How to Avoid It. *1989 American Control Conference*, s. 1693–1698. DOI: 10.23919/ACC.1989.4790464.
- [34] **S. Galeani vd.** (2009). A Tutorial on Modern Anti-windup Design. *European Journal of Control*, s. 418–440. DOI: 10.3166/ejc.15.418-440.
- [35] **R. W. Beard, J. Ferrin, ve J. Humpherys.** (2014). Fixed Wing UAV Path Following in Wind With Input Constraints. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, s. 2103–2117. DOI: 10.1109/TCST.2014.2303787.
- [36] **S. Zhao vd.** (2018). Fixed Wing UAV Path Following in Wind With Input Constraints. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, s. 107–119. DOI: 10.1007/s10846-017-0472-2.

- [37] **L. Zaccarian ve A. R. Teel.** Modern anti-windup synthesis: control augmentation for actuator saturation. Princeton University Press. (2011), s. 3. ISBN: 9780691147321. DOI: 10.23943/princeton/9780691147321.001.000.
- [38] **K. Ç. Coşkun, A. Sel, ve C. Kasnaoğlu.** (2019). Design of a 4D Trajectory Tracking Controller with Anti-Windup Protection for Fixed-Wing Aircraft. *2019 23rd International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC)*, s. 448–454. DOI: 10.1109/ICSTCC.2019.8885812.
- [39] **V. X. Le ve M. G. Safonov.** (1992). Rational matrix GCDs and the design of squaring-down compensators-a state-space theory. *IEEE Transactions on Automatic Control*, s. 384–392. DOI: 10.1109/9.119644.
- [40] **K. Glover ve D. McFarlane.** (1989). Robust stabilization of normalized coprime factor plant descriptions with  $H_\infty$ -bounded uncertainty. *IEEE Transactions on Automatic Control*, s. 821–830. DOI: 10.1109/9.29424.



## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Kemal Çağlar Coşkun  
**Uyruğu** : T.C.  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 15.12.1991 Tübingen / F. Almanya  
**E-posta** : kcaglar.coskun@outlook.com

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2015, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2019, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2017-	TÜBİTAK proje 116E187	Araştırmacı
2017-	TOBB ETÜ	Tam Burslu Yüksek Lisans Öğrencisi

**YABANCI DİL:** İngilizce, Almanca

### TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Coşkun, K. Ç.**, Sel, A., Kasnakoğlu, C., (2019). Design of a 4D Trajectory Tracking Controller with Anti-Windup Protection for Fixed-Wing Aircraft, 23rd International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC), October 9-11, Sinaia, Romania.