

**AÇI VERİLEBİLİR PERVANE SİSTEMİNE SAHİP  
İNSANSIZ BİR HAVA ARACININ TASARIMI,  
ÜRETİMİ VE UÇUŞ TECRÜBELERİ  
Doktora Tezi**

**Zafer ÖZNALBANT**

**Eskişehir, 2016**

**AÇI VERİLEBİLİR PERVANE SİSTEMİNE SAHİP İNSANSIZ BİR HAVA  
ARACININ TASARIMI, ÜRETİMİ VE UÇUŞ TECRÜBELERİ**

Zafer ÖZNALBANT

DOKTORA TEZİ

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı  
Danışman: Prof. Dr. Mehmet Ş. KAVSAOĞLU  
İkinci Danışman: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR

Eskişehir  
Anadolu Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Eylül, 2016

Bu Tez Çalışması BAP Komisyonunca kabul edilen 1308F310 no.lu proje kapsamında; TÜBİTAK 213M344 no.lu proje kapsamında ve BOEING Kampüs Plan kapsamında desteklenmiştir.

## JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Zafer ÖZNALBANT'ın "Açı Verilebilir Pervane Sistemine Sahip İnsansız Bir Hava Aracının Tasarımı, Üretimi ve Uçuş Tecrübeleri" başlıklı tezi 09/09/2016 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği'nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

	Unvanı – Adı Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Prof. Dr. Mehmet Ş. KAVSAOĞLU	
Üye	: Prof. Dr. Aydan CAVCAR	
Üye	: Prof. Dr. A. Rüstem ASLAN	
Üye	: Prof. Dr. Osman PARLAKTUNA	
Üye	: Yard. Doç. Dr. Uğur TURHAN	

.....  
Enstitü Müdürü

## ÖZET

### AÇI VERİLEBİLİR PERVANE SİSTEMİNE SAHİP İNSANSIZ BİR HAVA ARACININ TASARIMI, ÜRETİMİ VE UÇUŞ TECRÜBELERİ

Zafer ÖZNALBANT

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eylül, 2016

Danışman: Prof. Dr. Mehmet Ş. KAVSAOĞLU

İkinci Danışman: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR

Bu tez kapsamında, açı verilebilir pervane sistemine sahip, özgün tasarımı bir insansız hava aracının tasarım, imalat ve uçuş tecrübe çalışmaları sunulmuştur. Bu çalışmada ele alınan uçak, kanat uçlarına yerleştirilmiş iki adet pervane sistemi ve arka kuyruk kolları arasına yerleştirilmiş bir adet pervane sistemi ile tahrik edilmektedir. Uçak üzerindeki tüm pervane sistemleri saat yönü ve tersi olmak üzere karşıt dönüşlü iki adet pervaneden oluşmaktadır. Uçak, dikey iniş – kalkış yapabilme kabiliyeti yanında konvansiyonel uçuş kabiliyetine de sahiptir. Her iki kanat ucunda bulunan pervane sistemi, uçağın y-ekseni etrafında doksan derece dönebilecek şekilde tasarlanmıştır. Tez içerisinde, uçak ilk ağırlık tahmini için yapılan yaklaşım ve ilk boyutlandırma çalışmaları gösterilmiştir. Hareket ve kinematik denklemleri tanımlanmış ve bu denklemlerde yer alan aerodinamik/motor kuvvet ve moment modelleri oluşturulmuştur. Oluşturulan modeller kullanılarak askı, geçiş ve seyir uçuşları için denge durumu analizleri yapılmıştır. Hareket denklemlerinin doğrusallaştırılmasından sonra, askı, geçiş ve seyir uçuşu modları uzunlamasına kararlılık incelemeleri yapılmıştır. Kararlılık incelemesinde, hareket denklemleri durum uzayı şeklinde modellenerek, sistem matrisinin özdeğerlerinin s-düzlemindeki yerleşimlerine bakılmıştır. Tüm uçuş modları için kontrol sistemi geliştirilmesi yapılmış ve bu kontrol sisteminin uçak üzerinde uygulanabilmesi için geliştirilen kontrol algoritması gösterilmiştir. Otomatik kontrol sistemi için kullanılan kumanda, uçuş kontrol kartı, duyargalar ve bunların bağlı olduğu elektrik-elektronik bağlantılar tanımlanmıştır. Uçağın kontrolü için gerekli olan açısız durum kestirimi çalışmaları belirtilmiştir. Deneysel incelemeler için imal edilen iç ve dış ortam test düzenekleri ve nihai uçak imalat adımları gösterilmiştir. Son olarak, yapılan test uçuşları ve kapsamı özet halinde verilmiştir. Tüm uçuş modlarının test edildiği son uçuş testinin sonuçları grafikler halinde açıklanmıştır.

**Anahtar Sözcükler:** İnsansız Hava Aracı, Dikey İniş Kalkış, Uçuş Mekaniği, Kararlılık ve Kontrol, Uçuş Testleri.

## ABSTRACT

### DESIGN, PRODUCTION AND FLIGHT EXPERIMENTS OF A TILTABLE PROPELLER UNMANNED AERIAL VEHICLE

Zafer ÖZNALBANT

Department of Airframe and Powerplant Maintenance  
Anadolu University, Graduate School of Sciences, September, 2016

Supervisor: Prof. Dr. Mehmet Ş. KAVSAOĞLU

Co-Supervisor: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR

This dissertation presents the design, flight mechanics and flight demonstration studies of a novel tilt-propeller vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle. The aircraft, discussed in this study consists of two counter rotating tilt-propeller pairs placed on both wing tips and a counter propeller pair placed between the tail booms. The airplane has a capability of vertical take-off and landing as well as conventional take-off and landing. Both wing tip propeller pairs have been designed with a capability of tilting about ninety degrees around y-axis of the aircraft. In this dissertation, the weight estimation approach has been discussed and initial sizes of the aircraft have been represented. The equations of motion and kinematics equations have been derived and the aerodynamic/propulsion force and moment models have been established. With the established models, the trim condition calculations have been derived for hover, transition and cruise flight modes. The longitudinal stability characteristics for hover, transition and cruise flights have been analyzed after linearization of the equations of motion. The stability analysis has been performed via calculating the eigenvalues of the system matrix of the state space model and placing them on the s-plane. The control strategies for all three flight modes have been evaluated and a control algorithm used for controlling the aircraft has been presented. The radio, flight control card, sensors and the electric/electronic connection for automatic control applications have been defined. The orientation estimation study, which is a requirement for aircraft control, has been explained. The manufactured indoor and outdoor test platforms for the experimental studies and the final aircraft manufacturing processes have been described briefly. Lastly, the flight demonstrations performed indoor and outdoor have been summarized. The results of final flight test have been depicted via graphical representations.

**Keywords:** Unmanned Aerial Vehicle, Vertical Take-off and Landing, Flight Mechanics, Stability and Control, Flight Tests.

*Beni, bu günlere getiren Ailem ve  
sevgisini benden esirgemeyen Eşim için...*

*Halk içinde mu'teber bir nesne yok devlet gibi,  
Olmaya devlet cihânda bir nefes sıhhat gibi.  
Kanunî Sultan Süleyman*

## TEŞEKKÜR

Bu çalışmada, uzun zamandır danışmanlığımı yürüten Prof. Dr. Mehmet Ş. Kavsaoglu'na, bana göstermiş olduğu hoş görü, güven, sevgi ve akıl hocalığı için şükranlarımı bildirmeyi bir borç bilirim.

Anadolu Üniversitesinde bu çalışmayı yapmama vesile olan, desteğini ve danışmanlığını esirgemeyen ikinci danışmanım Prof. Dr. Mustafa Cavcar'a teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca, akademik hayatımın birçok döneminde benden yardımlarını ve güvenini esirgemeyen, vesile olduğu projeler sayesinde bana çok değerli kabiliyetler kazandıran, yapıcılığı ve çalışkanlığı konusunda örnek aldığım Prof. Dr. A. Rüstem Aslan'a teşekkürlerimi sunarım.

Bu çalışmada pek çok meslektaşım ve üniversite öğrencimizden gerek aklen, gerek imalat gerek sonuçların değerlendirilmesi bakımından yardım aldım. Bu kişilerin isimlerini burada zikrederek teşekkür etmeyi borç bilirim. Uçak Mühendisi M. Serdar Tekçe, Anadolu Üniversitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği öğrencisi M. Furkan Bahat, Havacılık Elektrik Elektronik öğrencisi Abdullah Demirci, Araştırma Görevlisi İlkay Gümüşboğa, Araştırma Görevlisi Demet Canpolat Tosun, Öğretim Görevlisi Erkan Orman ve Uçak Teknisyeni Adnan Çakır'a bu kapsamda buradan teşekkür ederim.

Son olarak, beni bugünlere getiren annem Gülten Öznalbant ve babam Ahmet Öznalbant'a, çok zorlu süreçlerde daima yanımda bulunan ve beni her zaman destekleyen eşim Deniz Öznalbant'a buradan tüm sevgimle teşekkürlerimi iletirim.

Zafer ÖZNALBANT

## **ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ**

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilemeyen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu Üniversitesi tarafından kullanılan “Bilimsel İntihal Tespit Programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçlara razı olduğumu bildiririm.

Zafer ÖZNALBANT



## İÇİNDEKİLER

BAŞLIK SAYFASI .....	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET .....	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR .....	vi
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vii
İÇİNDEKİLER .....	viii
TABLolar DİZİNİ .....	xii
ŞEKİLLER DİZİNİ .....	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR .....	xvii
1 GİRİŞ .....	1
1.1 Amaç ve Kapsam .....	1
1.2 Literatür Taraması.....	2
1.3 Tez Yapısı .....	8
2 UÇAK ÖN TASARIMI .....	10
2.1 Giriş.....	10
2.2 Tasarım Gereksinimleri ve İlk Eskiz Çalışmaları .....	10
2.3 Başlangıç Kalkış Ağırlığı Hesabı.....	12
2.4 Kanat Profili Seçimi ve Geometrik Özellikler .....	14
2.5 Güç Yükleme ve Kanat Yükleme.....	15
2.5.1 Güç yükleme .....	15
2.5.2 Kanat yükleme.....	16
2.6 İlk Boyutlandırma .....	16
2.6.1 Gövde boyutlandırması .....	16
2.6.2 Kanat ve kanat üzeri kontrol yüzeyleri boyutlandırması .....	17
2.6.3 Yatay-dikey stabilize ve kontrol yüzeyleri boyutlandırması .....	18

2.7	Ön Tasarım ve İlk Boyutlandırma Sonucu .....	18
3	<b>HAREKET DENKLEMLERİ, KUVVET VE MOMENT MODELLERİ</b> .20	
3.1	Giriş.....	20
3.2	Temel Eksen Takımları ve Dönüşüm Matrisleri .....	20
3.3	Uçak Genel Hareket Denklemleri .....	22
3.4	Kuvvet ve Moment Modelleri .....	23
3.4.1	Yerçekimi kuvveti .....	24
3.4.2	Aerodinamik kuvvet ve moment modeli .....	24
3.4.3	Motor kuvvet ve moment modeli.....	24
3.5	Hareket Denklemleri: Son Hal .....	27
3.5.1	Uzunlamasına hareket denklemleri.....	27
3.5.2	Yanlamasına-yönlemesine hareket denklemleri .....	27
3.5.3	Kinematik denklemleri .....	27
3.6	Hareket Denklemleri, Kuvvet ve Moment Modelleri Sonucu .....	27
4	<b>KARARLI DURUM UÇUŞU, DENGE ANALİZİ VE KARARLILIK İNCELEMESİ</b> .....	28
4.1	Giriş.....	28
4.2	Kararlı Durum Uçuşları ve Denge (Trim) Analizleri.....	28
4.2.1	Askı uçuşu denge analizi .....	29
4.2.2	Seyir uçuşu denge analizi .....	30
4.2.3	Geçiş uçuşu denge analizi.....	31
4.3	Kararlılık Analizleri .....	34
4.3.1	Hareket denklemlerinin doğrusallaştırılması.....	34
4.3.2	Askı uçuşu uzunlamasına kararlılık analizi .....	37
4.3.3	Seyir uçuşu uzunlamasına kararlılık analizi .....	38
4.3.4	Geçiş uçuşu uzunlamasına kararlılık analizi.....	39
4.4	Kararlılık İncelemesi Sonucu .....	40

<b>5</b>	<b>KONTROL STRATEJİSİ VE OTOMATİK UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI.....</b>	<b>41</b>
5.1	Giriş.....	41
5.2	Uçuş Modlarına Göre Kontrol Stratejisi ve Kontrol Elemanları .....	41
5.3	Uçuş Nitelikleri .....	43
5.4	Otomatik Uçuş Kontrol Sistemleri.....	44
5.4.1	Askı uçuşu uzunlamasına hareket kontrolü .....	45
5.4.2	Geçiş uçuşu uzunlamasına hareket kontrolü .....	49
5.4.3	Seyir uçuşu uzunlamasına hareket kontrolü .....	55
5.4.4	Yanlamasına-yönlemesine hareket otomatik uçuş kontrolleri ....	56
5.5	Kontrol Algoritması .....	61
5.6	Otomatik Uçuş Kontrol Sistemleri Sonuç .....	62
<b>6</b>	<b>KONTROL DONANIMI VE ELEKTRONİK SİSTEM BÜTÜNLEME....</b>	<b>63</b>
6.1	Giriş.....	63
6.2	Uçuş Kontrol Donanımı ve Kumanda Kontrolü.....	63
6.3	Uçak Açısız Durum Kestirimi ve Sinyal Filtreleme .....	66
6.3.1	Euler açısız hızları ile uçak açısız durum kestirimi .....	66
6.3.2	Yerçekimi ivmesi ve manyetik kuzey vektörü bileşenleri ile uçak açısız durumu kestirimi .....	67
6.3.3	Filtre uygulanması .....	68
6.3.4	Doğrulama .....	68
6.4	Kontrol Donanımı Sonuç .....	70
<b>7</b>	<b>İMALAT SÜRECİ.....</b>	<b>71</b>
7.1	Giriş.....	71
7.2	Test Platformları.....	71
7.3	Ana Uçak İmalatı.....	73
<b>8</b>	<b>TEST ÇALIŞMALARI, UÇUŞ TECRÜBELERİ VE SONUÇLARI.....</b>	<b>77</b>

8.1 Test Platformları Test Çalışmaları .....	77
8.2 Ana Uçak Uçuş Testleri ve Sonuçları .....	81
9 SON SÖZ VE GELECEK ÇALIŞMALAR .....	87
9.1 Son Söz.....	87
9.2 Gelecek Çalışmalar.....	89
KAYNAKÇA.....	91
EK – I TEKNİK RESİM .....	94
EK – II TÜREVLER .....	95
EK – III SÖZLÜK .....	96
ÖZGEÇMİŞ .....	98

## TABLULAR DİZİNİ

<b>Tablo 1.1.</b> Sabit kanatlı insanlı DİK hava aracı örnekleri.....	4
<b>Tablo 2.1.</b> Paralı yük bileşen ağırlıkları .....	12
<b>Tablo 2.2.</b> İtki sistemi motor-pil ağırlık incelemesi.....	13
<b>Tablo 2.3.</b> Tahmini ilk kalkış ağırlığı hesaplama iterasyonu .....	14
<b>Tablo 2.4.</b> Tahmini ilk kalkış ağırlığı ve bileşen ağırlıkları.....	14
<b>Tablo 2.5.</b> SD7062 ve NACA0009 profili aerodinamik özellikleri.....	15
<b>Tablo 2.6.</b> Tasarım sonucu CAD Modelden elde edilen montaj grubu tahmini ağırlıkları .....	19
<b>Tablo 2.7.</b> DİK İHA kavramsal tasarımı bazı karakteristik özellikleri .....	19
<b>Tablo 4.1.</b> Kararlı askı uçuşu gaz oranı ayarları .....	30
<b>Tablo 4.2.</b> Çeşitli kararlı seyir uçuşu denge durumları için hücum açısı ve gaz oranı ayarları.....	31
<b>Tablo 4.3.</b> Geçiş uçuşu hız değerleri için denge durumu değerleri.....	32
<b>Tablo 4.4.</b> Seyir uçuşu uzunlamasına hareket özellikleri.....	38
<b>Tablo 4.5.</b> Farklı denge uçuşu durumları için uzunlamasına hareket modları.....	39
<b>Tablo 4.6.</b> Geçiş uçuşu farklı denge durumları için uzunlamasına hareket modları...	39
<b>Tablo 5.1.</b> Uçuş modlarına göre kontrol elemanları .....	43
<b>Tablo 5.2.</b> Kısa periyot modu uçuş nitelikleri seviyelerine göre sönümlenme oranları	43
<b>Tablo 5.3.</b> Uzun periyot modu uçuş nitelikleri seviyelerine göre sönümlenme oranları .....	43
<b>Tablo 6.1.</b> Kontrol donanımı malzemeleri ve açıklamaları.....	64
<b>Tablo 6.2.</b> Kumanda kanal numaraları, kontrol edilen hareket ve kontrol elemanı....	65
<b>Tablo 7.1.</b> Uçak komponent ağırlıkları tasarım ve imalat sonrası karşılaştırması .....	76
<b>Tablo 8.1.</b> İcra edilen uçuş tecrübelerinin dağılımı.....	82

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. Henry Berliner meyledebilir rotor modeli.....	2
Şekil 1.2. Nikola TESLA'ya ait DİK Hava Aracı Tasarımı.....	3
Şekil 1.3. Farklı itki sistemlerine sahip dikey iniş kalkış yapabilen uçaklar.....	3
Şekil 1.4. Bell Eagle Eye meyledebilir rotor insansız hava aracı.....	5
Şekil 1.5. Nanjin Üniversitesi meyledebilir rotor insansız uçağı.....	6
Şekil 1.6. NASA GL-10 Greased Lightining.....	6
Şekil 1.7. TURAC İHA.....	7
Şekil 1.8. SUAVI meyledebilir kanat insansız hava aracı.....	7
Şekil 2.1. Üç Kanal-içi pervaneli ilk eskiz çalışması.....	11
Şekil 2.2. Kanal-içi pervane sistemi çıkartılmış eskiz çalışması.....	11
Şekil 2.3. Kanat Profili: SD7062.....	14
Şekil 2.4. Yatay ve Dikey Stabilize Profili: NACA0009.....	15
Şekil 2.5. Gövde tasarımı ön boyutlandırma için yerleşim.....	17
Şekil 2.6. Kanat boyutlandırması.....	17
Şekil 2.7. Yatay-Dikey Stabilize ve Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırması.....	18
Şekil 2.8. Genel boyutlandırma ve uçağın üç görünüşü.....	18
Şekil 3.1. Yer eksen takımı ( $X'Y'Z'$ ) ve gövde eksen takımı ( $XYZ$ ).....	21
Şekil 3.2. Eyleyici Disk Modeli'ne göre akım hızı ve basınç değişimleri.....	25
Şekil 4.1. Ön motor meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve ön motorlar gaz kolu ayarı ( $\delta_{tm}$ ) parametrelerinin uçuş hızına göre aldığı değerler.....	33
Şekil 4.2. Arka motor gaz kolu ayarı ( $\delta_{t3}$ ) ve yunuslama dümeni açısı ( $\delta_e$ ) parametrelerinin uçuş hızına göre olması gereken değerler.....	33
Şekil 4.3. Geçiş uçuşu için köklerin sanal ekseninde gösterimi.....	40

<b>Şekil 4.4.</b> Geçiş uçuşu uzun periyot köklerin sanal ekseninde gösterimi .....	40
<b>Şekil 5.1.</b> Tek döngülü, kapalı çevrim otomatik kontrol yöntemi şematik diyagramı	45
<b>Şekil 5.2.</b> Askı uçuşu kapalı çevrim yunuslama açısı kontrolü .....	46
<b>Şekil 5.3.</b> Tek çevrim kontrol için kök yer eğrisi (root locus ) gösterimi .....	46
<b>Şekil 5.4.</b> Yunuslama açısal hızı geri beslemeli yunuslama açısı kontrolü.....	47
<b>Şekil 5.5.</b> Çift döngülü sistem iç ve dış döngü kök yer eğrisi grafikleri .....	48
<b>Şekil 5.6.</b> Yunuslama açısı birim basamak cevabı .....	48
<b>Şekil 5.7.</b> PI Kontrollü yunuslama açısal hızı geri beslemeli yunuslama açısı kontrolü .....	48
<b>Şekil 5.8.</b> Geçiş uçuşu modu tek döngülü kapalı çevrim otomatik kontrol diyagramı	51
<b>Şekil 5.9.</b> 1 m/s, 5 m/s, 10 m/s ve 15 m/s için kök yer eğrisi grafikleri .....	52
<b>Şekil 5.10.</b> Referans denge durumları için elde edilen birim basamak cevabı.....	53
<b>Şekil 5.11.</b> Geçiş uçuşu için oluşturulan ikinci kontrol çevrimi.....	53
<b>Şekil 5.12.</b> Geliştirilen yeni çevrim sonucu elde edilen uçak cevabı .....	54
<b>Şekil 5.13.</b> Tüm geçiş uçuşu süresince uygulanacak kontrol çevrimi .....	55
<b>Şekil 5.14.</b> Seyir uçuşu açık kontrolü şematik gösterimi .....	56
<b>Şekil 5.15.</b> Askı uçuşu yalpa kontrolü için oluşturulan kapalı çevrim kontrol diyagramı .....	56
<b>Şekil 5.16.</b> İstikamet kontrolü için motor meyil açıları deplasmanları ( $\delta\mu$ ) .....	58
<b>Şekil 5.17.</b> Askı uçuşu istikamet kontrolü kapalı kontrol çevrimi .....	58
<b>Şekil 5.18.</b> İstikamet kontrolü kök yer eğrisi grafiği .....	59
<b>Şekil 5.19.</b> Geçiş uçuşu esnasında motorların kuvvet bileşenleri.....	60
<b>Şekil 5.20.</b> Geçiş uçuşu modunda kullanılan yalpa kontrolü .....	60
<b>Şekil 5.21.</b> Geliştirilen uçuş kontrol kodu akış şeması.....	61
<b>Şekil 6.1.</b> Uçuş kontrol kartı, ek katmanı ve RF alıcı.....	63

<b>Şekil 6.2.</b> Kontrol donanımları genel yerleşim planı.....	65
<b>Şekil 6.3.</b> Elektrik/elektronik donanımının uçak içine yerleştirilmiş hali .....	66
<b>Şekil 6.4.</b> Açılı ölçüm testleri için imal edilen tek eksen test düzeneği .....	69
<b>Şekil 6.5.</b> Açısal hızölçer ve ivmeölçer ham verileri.....	69
<b>Şekil 6.6.</b> Yalpa ( $\phi$ ) açısı kestirimleri (Yukarıdan aşağıya; Euler yöntemi, Alçak geçirgen filtre, Sabit katsayılı filtre) .....	70
<b>Şekil 7.1.</b> Kontrol donanımı testleri için imal edilen a) V1 ve b) V2 test platformları	72
<b>Şekil 7.2.</b> Kontrol donanımı testleri için imal edilen V3 test platformu .....	72
<b>Şekil 7.3.</b> V4a Test modeli ve V4b Test modeli.....	73
<b>Şekil 7.4.</b> Ana Uçak CAD modeli a) Konvansiyonel b) Askı uçuş modu.....	73
<b>Şekil 7.5.</b> Kanat kalıbı işlenmesi ve bitmiş gövde kalıbı.....	74
<b>Şekil 7.6.</b> Kompozit imalatı ve kanat iç kısım montajı .....	74
<b>Şekil 7.7.</b> Kompozit imalatı biten kanat ve çeşitli parçalar .....	75
<b>Şekil 7.8.</b> İlk montajı yapılmış ana uçak ve iç yerleşimi .....	75
<b>Şekil 7.9.</b> İmalatı tamamlanmış nihai uçak.....	76
<b>Şekil 8.1.</b> 2 Serbestlik derecesine sahip V2 test platformu .....	77
<b>Şekil 8.2.</b> Referans yalpa açısı ( $\phi_d$ ) - ölçülen yalpa açısı ( $\phi$ ) .....	78
<b>Şekil 8.3.</b> Referans ( $\theta_d$ ) - ölçülen yunuslama ( $\theta$ ) açısı .....	78
<b>Şekil 8.4.</b> a) V3 test platformu b) Nitel uçuş testleri .....	79
<b>Şekil 8.5.</b> V4b modeli ile yapılan uçuş testi fotoğrafı .....	80
<b>Şekil 8.6.</b> V4b modeli geçiş uçuşu motor itki değerleri ( $\delta_t$ ) ve meyil açısı ( $\mu_m$ ) değerleri .....	81
<b>Şekil 8.7.</b> Ana uçak testleri yer kamerası ve gövde üstü kamera ile alınan görüntüler	82
<b>Şekil 8.8.</b> Askı uçuşu referans yunuslama açısı ( $\theta_d$ ) ve ölçülen yunuslama ( $\theta$ ) açısı	83
<b>Şekil 8.9.</b> Askı uçuşu için referans yalpa açısı ( $\phi_d$ ) ve ölçülen yalpa açısı ( $\phi$ ) .....	83



<b>Şekil 8.10.</b> Dış ortam geçiş uçuşu motor meyil açısı ( $\mu_m$ ), ölçülen yunuslama açısı ( $\theta$ ) ve referans yunuslama açısı ( $\theta_d$ ) değişimi .....	84
<b>Şekil 8.11.</b> Dış ortam geçiş uçuşu meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve uçuş hızı (V) değişimi .....	85
<b>Şekil 8.12.</b> Dış ortam geçiş uçuşu için meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve irtifa ( $h_{bar}$ ) değişimi .....	85
<b>Şekil 8.13.</b> Dış ortam geçiş uçuşu için motor meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve motor gaz kolu değerleri ( $\delta_{t1}, \delta_{t2}, \delta_{t3}$ ) değişimi .....	86

## SİMGELER VE KISALTMALAR

$(\dots)$	: türev operatörü	$\Delta r$	: “R” açısai hızı küçük bozulmaları
$\frac{d}{dt}(\dots)$	: türev operatörü	$\Delta x_A$	: $X_A$ küçük bozulmaları
$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}$	: yatay stabilize kanat etkileşim oranı	$\Delta y_A$	: $Y_A$ küçük bozulmaları
$\alpha$	: hücum açısı	$\Delta z_A$	: $Z_A$ küçük bozulmaları
$\alpha_{Cl_{max}}$	: profil azami hücum açısı	$\Delta x_T$	: $X_T$ küçük bozulmaları
$\beta$	: yana kayış açısı	$\Delta y_T$	: $Y_T$ küçük bozulmaları
$\delta_a$	: yalpa dümeni deplasman açısı	$\Delta z_T$	: $Z_T$ küçük bozulmaları
$\delta_e$	: yunuslama dümeni deplasman açısı	$\Delta L$	: gövde x-ekseni etrafında küçük bozulma değeri
$\delta_r$	: istikamet dümeni deplasman açısı	$\Delta M$	: gövde y-ekseni etrafında küçük bozulma değeri
$\delta_t$	: gaz kolu ayarı	$\Delta N$	: gövde z-ekseni etrafında küçük bozulma değeri
$\delta_{tm}$	: ana motorlar ortak gaz kolu ayarı	$\Delta \phi$	: yalpa açısı küçük bozulma değeri
$\delta_{tmx}$	: ana motorlar ortak gaz kolu ayarı x bileşeni	$\Delta \theta$	: yunuslama açısı küçük bozulma değeri
$\delta_{tmz}$	: ana motorlar ortak gaz kolu ayarı z bileşeni	$\Delta \psi$	: istikamet açısı küçük bozulma değeri
$\delta_{t1}$	: 1. motor gaz kolu ayarı	$\zeta$	: sönümleme oranı
$\delta_{t2}$	: 2. motor gaz kolu ayarı	$\theta$	: yunuslama açısı
$\delta_{t3}$	: 3. motor gaz kolu ayarı	$\theta_0$	: denge durumu yunuslama açısı
$\Delta u$	: “U” hızı küçük bozulması	$\phi$	: yalpa açısı
$\Delta v$	: “V” hızı küçük bozulması	$\phi_0$	: denge durumu yalpa açısı
$\Delta w$	: “W” hızı küçük bozulması	$\psi$	: istikamet açısı
$\Delta p$	: “P” açısai hızı küçük bozulmaları	$\psi_0$	: denge durumu istikamet
$\Delta q$	: “Q” açısai hızı küçük bozulmaları	$\lambda$	: daralma oranı
		$\Lambda_{LE}$	: hücum kenarı ok açısı
		$\mu_m$	: ön motor meyil açısı

$w_n$	: doğal frekans	$C_{L_0}$	: “0” hücum açısında taşıma katsayısı
AAA	: advanced aircraft analysis	$C_{L_u}$	: taşıma katsayısının $u$ ile değişimi
AR	: açıklık oranı	$C_{L_\alpha}$	: taşıma katsayısının $\alpha$ ile değişimi
$b$	: kanat açıklığı	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	: taşıma katsayısının $\dot{\alpha}$ ile değişimi
$\bar{c}$	: ortalama veter	$C_{L_q}$	: taşıma katsayısının $Q$ ile değişimi
$cg$	: ağırlık merkezi	$C_{L_{\delta e}}$	: taşıma katsayısının $\delta e$ ile değişimi
$c_p$	: pervane verimi	$C_{L_{ih}}$	: taşıma katsayısının $ih$ ile değişimi
$ih$	: yatay stabilize oturma açısı	$C_{L_{h\alpha}}$	: yatay stabilize taşıma katsayısı $\alpha$ eğimi
$C_{d_0}$	: profil “0” hücum açısında sürüklenme katsayısı	$C_{m_0}$	: profil “0” hücum açısında moment katsayısı
$C_D$	: toplam sürüklenme katsayısı	$C_m$	: yunuslama moment katsayısı
$C_{D_0}$	: “0” hücum açısında sürüklenme katsayısı	$C_{m_u}$	: yunuslama moment katsayısı $u$ ile değişimi
$C_{D_u}$	: sürüklenme katsayısının $u$ ile değişimi	$C_{m_\alpha}$	: yunuslama moment katsayısı $\alpha$ ile değişimi
$C_{D_\alpha}$	: sürüklenme katsayısının $\alpha$ ile değişimi	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	: yunuslama moment katsayısı $\dot{\alpha}$ ile değişimi
$C_{l_{\delta a}}$	: yalpa moment katsayısı $\delta a$ ile değişimi	$C_{m_q}$	: yunuslama moment katsayısı $Q$ ile değişimi
$C_{l_\beta}$	: yalpa moment katsayısı $\beta$ ile değişimi	$C_{m_{\delta e}}$	: yunuslama moment katsayısı $\delta e$ ile değişimi
$C_{l_p}$	: yalpa moment katsayısı $P$ ile değişimi	$C_{m_{ih}}$	: yunuslama moment katsayısı $ih$ ile değişimi
$C_{l_r}$	: yalpa moment katsayısı $R$ ile değişimi		
$C_{l_0}$	: profil “0” hücum açısında taşıma katsayısı		
$C_{l_{max}}$	: profil azami taşıma katsayısı		
$C_{l_\alpha}$	: profil taşıma eğrisi eğimi		
$C_L$	: toplam taşıma katsayısı		

$C_{n\beta}$	: istikamet moment katsayısı $\beta$ ile değişimi	$l_{Tax}$	: arka motor ile $cg$ arası x mesafesi
$C_{np}$	: istikamet moment katsayısı $P$ ile değişimi	$L_A$	: gövde x-ekseni etrafında aerodinamik moment bileşeni
$C_{nr}$	: istikamet moment katsayısı $R$ ile değişimi	$L_T$	: gövde x-ekseni etrafında itki moment bileşeni
$C_{Tu}$	: itki katsayısının $U$ ile değişimi	$m$	: kütle
$C_{y\beta}$	: y-ekseni kuvvet katsayısı $\beta$ ile değişimi	$M_A$	: gövde y-ekseni etrafında aerodinamik moment bileşeni
$C_{yp}$	: y-ekseni kuvvet katsayısı $P$ ile değişimi	$M_T$	: gövde y-ekseni etrafında itki moment bileşeni
$C_{yr}$	: y-ekseni kuvvet katsayısı $R$ ile değişimi	$N_A$	: gövde z-ekseni etrafında aerodinamik moment bileşeni
$C_{Z\alpha}$	: z-ekseni kuvvet katsayısı $\alpha$ ile değişimi	$N_T$	: gövde z-ekseni etrafında itki moment bileşeni
$C_{Z\dot{\alpha}}$	: z-ekseni kuvvet katsayısı $\dot{\alpha}$ ile değişimi	$P_{max}$	: motor maksimum beygir gücü
$C_{Zq}$	: z-ekseni kuvvet katsayısı $Q$ ile değişimi	$P$	: gövde x-ekseni uçak açısız hızı
$C_{Z\delta e}$	: z-ekseni kuvvet katsayısı $\delta e$ ile değişimi	$P_0$	: denge durumu $P$ açısız hızı
CAD	: bilgisayar destekli tasarım (computer aided design)	$q$	: dinamik basınç
$g$	: yerçekimi ivmesi	$Q$	: gövde y-ekseni uçak açısız hızı
$I_x$	: x-ekseni atalet momenti	$Q_0$	: denge durumu $Q$ açısız hızı
$I_y$	: y-ekseni atalet momenti	$R$	: gövde z-ekseni uçak açısız hızı
$I_z$	: z-ekseni atalet momenti	$R_0$	: denge durumu $R$ açısız hızı
$I_{xz}$	: xz-eksenleri çarpım atalet momenti	$R_{xAcc}$	: ivmeölçer yerçekimi ivmesi x-ekseni bileşeni okuması
$l_{Tmx}$	: ön motor ile $cg$ arası x mesafesi	$R_{yAcc}$	: ivmeölçer yerçekimi ivmesi y-ekseni bileşeni okuması
		$R_{zAcc}$	: ivmeölçer yerçekimi ivmesi z-ekseni bileşeni okuması
		$R_{xMgn}$	: pusula manyetik kuzey vektörü x-ekseni okuması

$R_{y_{Mgn}}$ : pusula manyetik kuzey vektörü y-ekseni okuması	$X_T$ : gövde x-ekseni itki kuvvet bileşeni
$R_{z_{Mgn}}$ : pusula manyetik kuzey vektörü z-ekseni okuması	$X_{T0}$ : denge durumu $X_T$ kuvveti
$R_{x_{Mgnh}}$ : aksenal döndürülmüş pusula manyetik kuzey vektörü x-ekseni iz düşüm okuması	$X_u$ : X kuvveti $U$ ile değişimi
$R_{y_{Mgnh}}$ : aksenal döndürülmüş pusula manyetik kuzey vektörü y-ekseni iz düşüm okuması	$X_w$ : X kuvveti $W$ ile değişimi
$S_{ref}$ : referans kanat alanı	$X_{\delta_e}$ : X kuvveti $\delta_e$ ile değişimi
$T_a$ : arka motor itkisi	$X_{\delta_T}$ : X kuvveti $\delta_T$ ile değişimi
$T_{Statik}$ : statik itki	$Y_A$ : gövde y-ekseni aerodinamik kuvvet bileşeni
$T_m$ : ön motor itkisi	$Y_{A0}$ : denge durumu $Y_A$ kuvveti
$U$ : gövde x-ekseni uçak hızı	$Y_T$ : gövde y-ekseni itki kuvvet bileşeni
$U_0$ : denge durumu $U$ hızı	$Y_{T0}$ : denge durumu $Y_T$ kuvveti
$V_\infty$ : uçak hava hızı	$Y_v$ : Y kuvveti $V$ ile değişimi
$V$ : gövde y-ekseni uçak hızı	$Y_p$ : Y kuvveti $P$ ile değişimi
$V_0$ : denge durumu $V$ hızı	$Y_r$ : Y kuvveti $R$ ile değişimi
$W$ : gövde z-ekseni uçak hızı	$Y_{\delta_r}$ : Y kuvveti $\delta_r$ ile değişimi
$W_0$ : denge durumu $W$ hızı	$Z_A$ : gövde z-ekseni aerodinamik kuvvet bileşeni
$W_0$ : kalkış ağırlığı	$Z_{A0}$ : denge durumu $Z_A$ kuvveti
$W_{Pl}$ : paralı yük ağırlığı	$Z_T$ : gövde z-ekseni itki kuvvet bileşeni
$W_{Prp}$ : itki sistemi ağırlığı	$Z_{T0}$ : denge durumu $Z_T$ kuvveti
$W_e$ : boş ağırlık	$Z_u$ : Z kuvveti $U$ ile değişimi
$x_{AC}$ : aerodinamik merkezin cg ye uzaklığı	$Z_w$ : Z kuvveti $W$ ile değişimi
$X_A$ : gövde x-ekseni aerodinamik kuvvet bileşeni	$Z_{\dot{w}}$ : Z kuvveti $\dot{W}$ ile değişimi
$X_{A0}$ : denge durumu $X_A$ kuvveti	$Z_q$ : Z kuvveti $Q$ ile değişimi
	$Z_{\delta_e}$ : Z kuvveti $\delta_e$ ile değişimi
	$Z_{\delta_T}$ : Z kuvveti $\delta_T$ ile değişimi

# 1 GİRİŞ

## 1.1 Amaç ve Kapsam

Bu doktora tezi çalışmasında, sabit kanatlı, açılabilir pervane sistemine sahip, dikey iniş kalkış (DİK) yapabilmenin yanı sıra konvansiyonel iniş kalkış ve seyir uçuşu da yapabilen, insansız bir hava aracının (İHA) tasarlanması, gerekli uçuş mekaniği ve kontrol çalışmalarının yapılması; akabinde uçağın imal edilerek uçuş tecrübelerinin icra edilmesi amaçlanmıştır. Tez kapsamında ele alınan uçak, sabit kanatlı, çift kuyruk kolu düzenine sahip uçak konfigürasyonundadır. Kanat uçlarında ve kuyruk kolları arasına yerleştirilen toplam altı adet sabit hatveli pervane-motor sistemiyle tahrik edilmektedir. Kanat uçlarında bulunan motor grupları gövde y-ekseni etrafında 90 derece dönebilmektedirler. Kanat uçlarındaki motorlar dikey kalkış sonrasında meylederek, uçağın dikey uçuş modundan geçiş uçuş moduna; son olarak da konvansiyonel seyir uçuş moduna geçmesini sağlamaktadır.

Bu çalışma kapsamında, ilk adım olarak, yukarıda bahsedilen kabiliyetleri yerine getirebilecek, kolay ve ucuz imal edilebilir uçak tasarımı yapılmıştır. Tasarım çalışmalarında, uçağın dikey kalkış yapacağı, aynı zamanda sabit kanatlı konvansiyonel uçuş yapabileceği dikkate alınarak ilk ağırlık çalışması ve ilk boyutlandırma çalışmaları tamamlanmıştır. İlk boyutlandırma çalışmalarının ardından, imalata yönelik bilgisayar destekli detaylı tasarımı (CAD) oluşturulmuştur.

Tasarım çalışmasının ardından, uçak modeli olarak kullanılacak hareket denklemleri, kinematik denklemleri, aerodinamik ve motor kuvvet ve moment modelleri oluşturulmuştur. Bu modeller yardımıyla uçağın kararlı durum uçuşu için denge (trim) değerleri hesaplanmıştır. Daha sonra, ilgili hareket denklemleri denge değerleri etrafında doğrusallaştırılarak uçağın uzunlamasına kararlılık özellikleri incelenmiştir. Yapılan uzunlamasına kararlılık analizleri sonucunda, dikey uçuş modunda ve askı uçuş modunun bir bölümünde uçağın kararsız olduğu görülmüştür. Uçağın uygun şekilde kontrol edilebilmesi için gerekli otomatik kontrol yöntemleri geliştirme çalışması yapılmış ve bilgisayar ortamında uçak cevapları incelenmiştir. Bu süre içerisinde, gerek tasarım gerek kontrol özelliklerini test etmek için test platformları tasarlanmış, imal edilmiş ve gerekli testler yapılmıştır. Son olarak, ana uçak imalatı tamamlanarak, askı, geçiş ve konvansiyonel uçuş testleri yapılmıştır.

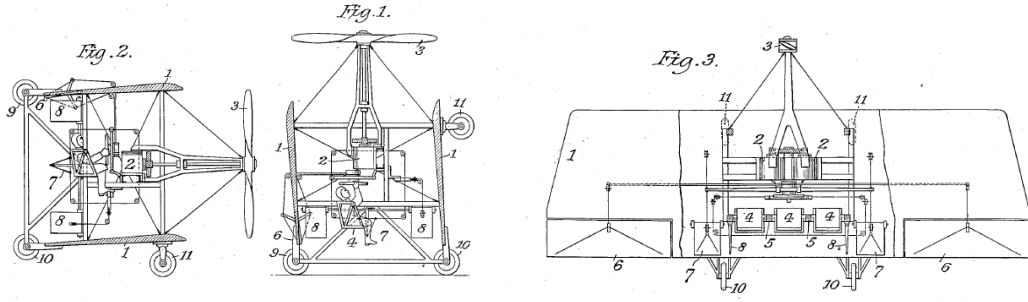
## 1.2 Literatür Taraması

Dikey uçuş yapabilen döner kanatlı sistemler ve konvansiyonel uçuş yapabilen sabit kanatlı sistemlerin birbirlerine göre belirli üstünlükleri bulunmaktadır. Döner kanatlı uçaklar pist gerektirmeden dikey iniş kalkış yapabilme kabiliyetine sahip olmalarının yanı sıra, özellikle kurtarma görevlerinde havada asılı kalabilme yeteneği sayesinde sabit kanatlı uçaklara göre üstünlük sağlamaktadır. Buna karşın, sabit kanatlı uçaklar uçuş hızı, seyir irtifası, havada kalma süresi ve paralı yük/ağırlık konularında döner kanatlı sistemlere göre üstünlük göstermektedir. Her iki konfigürasyondaki uçakların avantajlarının bir araya getirilmesi için çalışmalar yarım asırdan fazla bir süredir yapılmasına rağmen, günümüzde bu araçlardan sadece birkaç tanesi faaliyet göstermektedir [1]. Kısıtlı kontrol karakteristikleri [2], geçiş uçuşu sırasında ön görülemeyen motor davranışları ve aerodinamik kuvvet ve momentler ile oluşan girişimler [3] bu durumun muhtemel sebebi olarak değerlendirilmektedir.

Dikey iniş kalkış (DİK) yapabilen hava araçları ile ilgili ilk çalışmalara 1920-30'lu yıllarda rastlamak mümkündür. Bu tarihlerde, Henry Berliner, George Lehberger ve Nikola Tesla gibi havacılık araştırmacılarının tasarım ve patent çalışmaları mevcuttur [4, 5]. Şekil 1.1'de Henry Berliner'e ait meyledebilir rotorlu uçak görülmektedir [4]. Şekil 1.2'de Nikola Tesla'nın 1921 tarihli patentinden alınan DİK kabiliyetli hava aracının patent resimleri gösterilmiştir [5].

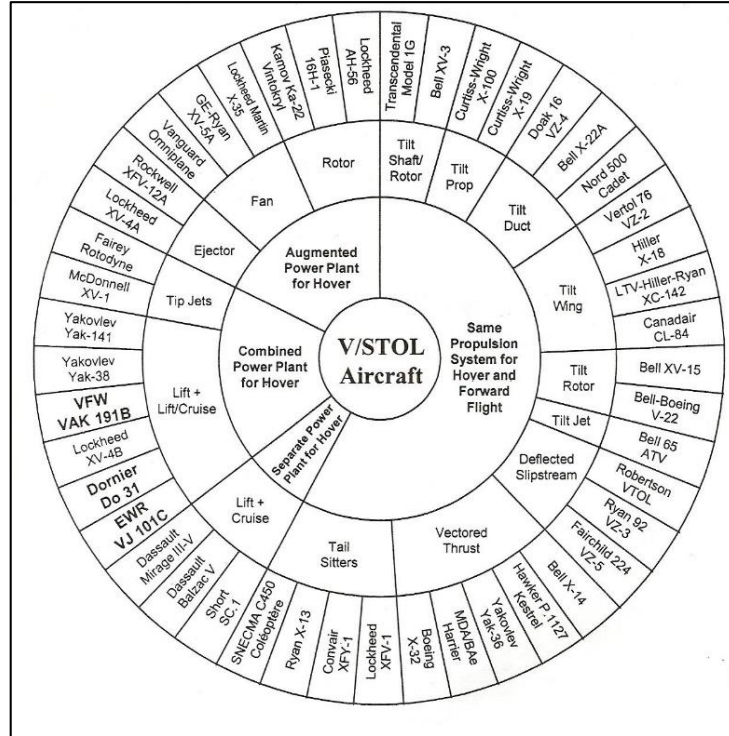


Şekil 1.1. Henry Berliner meyledebilir rotor modeli



**Şekil 1.2.** Nikola TESLA'ya ait DİK Hava Aracı Tasarımı

Dikey iniş kalkış kabiliyetine sahip hava araçları için yapılan çalışmalar incelendiğinde bu araçların farklı konseptlerde oluştuğu görülmektedir. Temel farklar göz önünde tutularak ilgili hava araçları döner-kanat, döner-rotor, döner-jet (yönlendirilebilir jet akımı), kanal içi pervane ve kuyruk üstü kalkış (tail-sitter) kategorileri olarak sınıflandırılabilir. Bu sınıflandırmaların dışında kalan farklı uygulamalara da literatürde rastlamak mümkündür, fakat yaygınlık bakımından tez kapsamında bu tür araçlar incelenmemiştir. Havacılık tarihinde dikey iniş kalkış üzerine yapılan çalışmaların bir kısmını içeren diyagram, itki tiplerine göre Şekil 1.3'de verilmiştir [6].


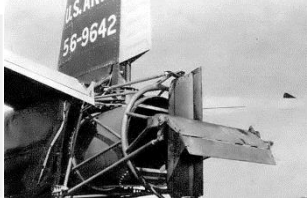






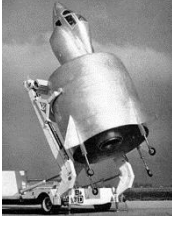








**Şekil 1.3.** Farklı itki sistemlerine sahip dikey iniş kalkış yapabilen uçaklar



Şekil 1.3’de verilen uçaklardan bazıları Tablo1.1’de kronolojik olarak gösterilmiştir.

**Tablo 1.1.** Sabit kanatlı insanlı DİK hava aracı örnekleri

		
Doak VZ-4 1954		Lockheed XFY 1954
		
Convair XFY 1954	Ryan X-13 Vertijet 1955	Bell X-14 1957
		
Vertol VZ-2 1957	Hiller X-18 1959	SNECMA Coléoptère 1959
		
Lockheed XV-4 1962	EWR VJ-101 1963	Yakovlev YAK-36 1963
		
Curtiss-Wright X-19 1963	LTV XC-142 1964	Canadair CL-84 1965

**Tablo 1.1.** (Devam)Sabit kanatlı insanlı DİK hava aracı örnekleri

		
Bell X-22 1966	Harrier 1967	Bell XV-15 1977
		
Yakovlev YAK-141 1987	Bell Boeing V-22 1989	Boeing X-32 2000
		
Agusta Westland AW609 2003	Lockheed F-35 2006	

Şekil 1.3 de verilen uçaklardan günümüzde kullanılanlar sadece Bell-Boeing V22, BAE Harrier, X-35 (F35), Bell XV-15 ve Agusta Westland AW609'dur.

Dikey iniş kalkış kabiliyetine sahip, sabit kanatlı insansız hava aracı (İHA) çalışmaları incelendiğinde, insanlı versiyonlarına benzer şekilde çeşitli konfigürasyonda örnekler görmek mümkündür. Bu konuda, Şekil 1.4'de gösterilen, meyledebilir rotor sistemine sahip Bell Eagle Eye uçağı, V22 Osprey insanlı uçağın insansız versiyonudur.



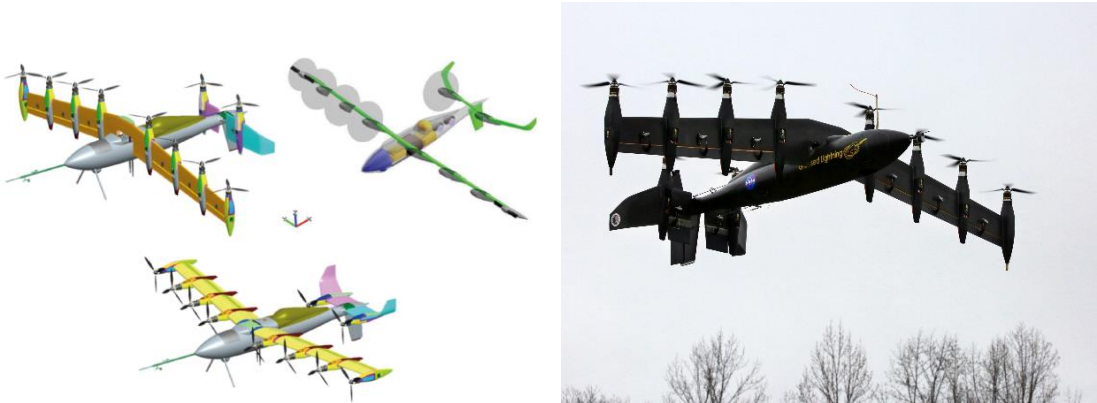
**Şekil 1.4.** Bell Eagle Eye meyledebilir rotor insansız hava aracı

Chungnam National University’de yapılan bir çalışmada, meyledebilir kanat sistemine sahip bir uçağın tasarımı, kontrol stratejisi geliştirmesi ve uçuş tecrübeleri çalışmaları yapılmıştır [7]. Nanjin Üniversitesinde yapılan bir başka çalışmada, meyledebilir rotor sistemli bir uçağın gömülü kontrol sistemi geliştirme çalışmaları yapılmıştır [8]. Bu uçağın genel görünümü Şekil 1.5’de verilmiştir.



**Şekil 1.5.** Nanjin Üniversitesi meyledebilir rotor insansız uçağı

NASA Langley Araştırma Laboratuvarı tarafından geliştirilen GL-10 Greased Lightning uçağı, meyledebilir kanat ve yatay stabilize yapısına sahip, dikey-iniş kalkış yapabilen ve toplam 10 adet motorla tahrik edilen özgün tasarım bir DİK İHA örneğı oluşturmaktadır. GL-10 Greased Lightning uçağı Şekil 1.6’da verilmiştir [9, 10].



**Şekil 1.6.** NASA GL-10 Greased Lightning

Kore Hükümeti tarafından desteklenen, Kore Havacılık Araştırma Enstitüsü (Korean Aerospace Research Institute)’nde, Smart UAV adı altında meyledebilir rotor sistemine sahip bir insansız hava aracı tasarlanmış, imal edilmiş ve test uçuşları

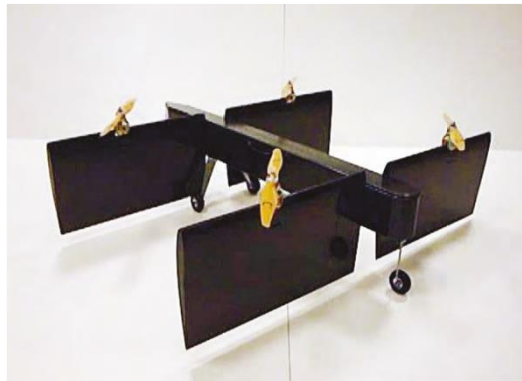
gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada, uçağın uygun şekilde kontrol edilebilmesi için bir kontrolcü tasarımı yapılmış ve harici bir pilot tarafından uçak başarıyla kontrol edilmiştir [12].

Ülkemizde, dikey iniş kalkış yapabilen İHA'lar üzerine yapılan çalışmalar oldukça fazladır. Uğur Özdemir ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmalar sonucunda gövde içinde kanal içi bir itki sistemine ve kanatlar üzerinde meyledebilen motorlara sahip TURAC İHA adlı insansız hava aracı tasarımı, uçuş mekaniği ve uçuş tecrübeleri çalışmaları yapılmıştır. TURAC İHA adlı hava aracı Şekil 1.7'de gösterilmiştir [13].



**Şekil 1.7.** *TURAC İHA*

Kaan Taha Öner ve arkadaşlarının gerçekleştirdiği çalışmada, SUAVİ adı verilen meyledilebilir kanat sistemine sahip bir İHA'nın matematik modeli oluşturulmuş, prototip tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiş ve dikey uçuş testleri sonuçları belirtilmiştir [14]. SUAVİ insansız hava aracının modeli Şekil 1.8'de verilmiştir. Benzer şekilde, Anıl Sami Önen ve arkadaşları tarafından yapılan bir çalışmada meyledebilir üç motorlu, sabit kanatlı bir İHA'nın modellenmesi ve kontrolcü tasarımı hakkında çalışmalar yapılmış ve sonuçları belirtilmiştir [15].



**Şekil 1.8.** *SUAVİ meyledebilir kanat insansız hava aracı*

### 1.3 Tez Yapısı

Birinci bölümde tezin amacı ve kapsamı kısaca tanımlanmıştır. Dikey iniş kalkış yapabilen sabit kanatlı hava araçları hakkında literatürde yapılmış çalışmalardan belirlenenlerden kısaca bahsedilmiştir.

İkinci bölümde, gerek dikey kalkış gerek konvansiyonel seyir uçuşu kıstasları dikkate alınarak yapılan uçak tasarımı çalışmaları belirtilmiştir. Tasarım sonucunda elde edilen ilk ağırlıklar ve ilk boyutlandırmalar başlıklar halinde verilmiştir. Tasarım sonucunda ortaya çıkan uçak bilgisayar destekli tasarım modeli ve ölçüleri tablolar halinde sunulmuştur.

Üçüncü bölümde, uçuş mekaniği incelemesi için kullanılacak hareket denklemleri, aerodinamik ve motor kuvvet ve momentleri modellerinin türetilmesi tanımlanmıştır. Oluşturulan denklemler uzunlamasına hareket, yanlamasına hareket ve kinematik denklemleri olarak sınıflandırılarak verilmiştir.

Dördüncü bölümde, uzunlamasına kararlı durum uçuşları incelenmiş ve kararlı durum uçuşlarındaki denge (trim) durumu etrafında kararlılık analizleri yapılmıştır.

Beşinci bölümde, uçağın kontrol edilmesi için belirlenen kontrol stratejisi belirlenmiş ve doğal kararsız durum olan askı ve geçiş uçuşu modları için kapalı çevrim kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Bu bölümde, uçak kontrol kolaylığı seviyeleri için belirlenmiş kıstaslar özet olarak gösterilmiş, geliştirilen otomatik kontrol sistemleri sonucunda uçağın birim basamak girdilere verdiği cevaplar incelenmiştir.

Altıncı bölümde, geliştirilen otomatik kontrol sistemlerinin uçağa entegre edilmesi için kullanılan donanım tanıtılmıştır. Bu bölümde, uçak kontrolü için hayati önem taşıyan açısız durum incelemesi için geliştirilen yöntemler ve bu yöntemler sonucunda elde edilen açısız durum kestirimi çalışmaları ve sonuçları verilmiştir.

Yedinci bölümde, gerekli alt sistemlerin testleri için imal edilen test platformları ve uçuş tecrübeleri için imal edilen ana uçak imalat adımları kısaca anlatılmıştır.

Sekizinci bölümde, öncelikle test platformları ile yapılan test çalışmaları ve sonucunda elde edilen niceliksel ve niteliksel veriler belirtilmiştir. Test platformlarının bazılarında alınan veriler derlenerek grafik halinde sunulmuştur. Bazı test platformları, tamamen niteliksel inceleme için imal edilmiştir. Bu niteliksel testlerin sonuçlarından da bahsedilmiştir. Bu bölümde, ana uçak ile yapılan toplam 56 uçuş testi tanımlanmış; özellikle son olarak yapılan tam kapsamlı (askı, geçiş ve konvansiyonel uçuş modları)

uçuş tecrübesinde elde edilen sonuçlar derlenerek grafiksel olarak gösterilmiş ve açıklamaları yapılmıştır.

Son bölümde, son söz olarak yapılan çalışmalar ve elde edilen sonuçlar kısaca toparlanmıştır. İleri çalışmalar başlığı altında, bu konu ile ilgili olarak ileriye yönelik hangi çalışmaların yapılabileceği, hangi konuların geliştirilebileceği yazarın penceresinden aktarılmıştır.

## 2 UÇAK ÖN TASARIMI

### 2.1 Giriş

Bu bölümde dikey kalkış yaptıktan sonra geçiş uçuşu yaparak konvansiyonel uçuş fazına geçebilecek uçağın tasarımı ve ilk boyutlandırması yapılmıştır. Öncelikli olarak tasarım kıstasları belirtilmiş ve ilk eskiz çalışmaları yapılmıştır. Daha sonra başlangıç kalkış ağırlığı tahmini dikey uçuş gereksinimlerini de karşılayacak şekilde yapılmıştır. Son olarak, ilk boyutlandırma çalışması yapılmış ve bazı performans özellikleri hesaplanarak verilmiştir. Tez kapsamında, optimum tasarım hedeflenmediği için ilk boyutlandırma sonucunda elde edilen tasarım için imalat ve test çalışmalarına başlanmıştır.

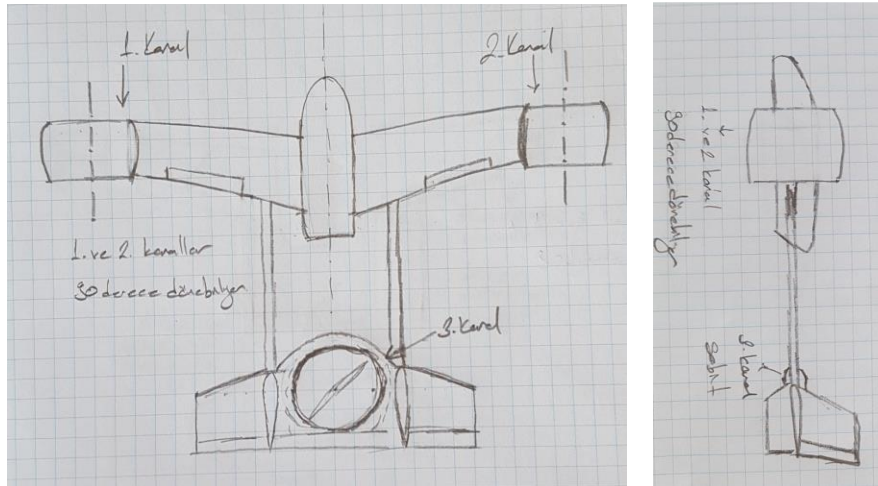
### 2.2 Tasarım Gereksinimleri ve İlk Eskiz Çalışmaları

Uçak tasarımında birinci adım, tasarlanacak uçağın ne amaçla tasarlanacağını, performans özelliklerinin nasıl olacağını ve hangi kontrol özelliklerine sahip olacağını belirtildiği gereksinim dosyasının hazırlanmasıdır. Geleneksel sabit kanatlı uçak tasarımı çalışmalarında öncelikli olarak paralı yük, menzil veya havada kalış süresi, seyir hızı, kalkış/iniş mesafeleri, tırmanma oranı, manevra gereksinimleri ve havacılık otoritelerinden kaynaklanan sınırlamalar gibi performans özellikleri tasarım girdisi olarak belirlenir ve uçak tasarımı bu performans kıstaslarını sağlayacak şekilde yapılır. Tasarım kıstaslarının belirlenmesinden sonra, ihtiyaçlara cevap verebilecek olası bir eskiz çizimi yapılır [16].

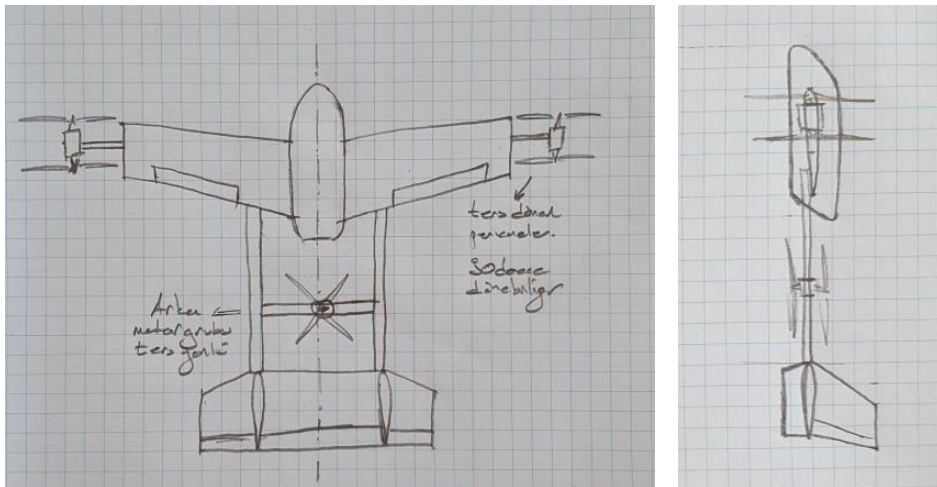
Tez kapsamında ele alınan uçak, teknoloji geliştirme amacıyla ve uçuş mekaniği incelemeleri için kullanılacağından dolayı, bu çalışmada uçak performans ve kontrol özellikleri için nicel kıstaslar belirlenmemiştir. Bunun yerine belirlenen tasarım kıstasları, dikey iniş kalkış yapabilme, havada geçiş uçuşu yaparak seyir uçuşuna geçebilme, atölye ortamında kolay ve düşük maliyetle imal edilebilme ve uçuş tecrübelerinin yapılacağı test alanlarına uçağın kolaylıkla götürülebilmesi için uçağın mümkün olduğu kadar modüler yapılmasıdır. Kontrol konusunda, uçağın nitel olarak kontrol edilebiliyor olması ve sorunsuz bir şekilde geçiş uçuşunun icra edilmesi yeterli tasarım kıstası olarak değerlendirilmiştir.

İlk eskiz çalışmasında, Doak VZ4 [17] uçağından ve tez danışmanının, danışman öğretim üyesi olarak tasarım faaliyetlerinde bulunduğu VTOL UAV [18] uçağından

referans alınarak, toplam üç adet kanal-içi pervane sistemi ile tahrik edilen; kanat uçlarındaki kanalların meyledebildiği, çift kuyruk kolu konfigürasyonuna sahip önden kanatlı uçak modeli belirlenmiştir. Bu çalışma modeli Şekil 2.1’de gösterilmiştir. İlk eskiz çalışmasının ardından gerekli tasarım adımları yerine getirilmiştir. Tezin ilerleyen süreçlerinde, ilk tasarıma bağlı kalınarak yapılan imalat ve test çalışmalarının ardından, kanal içi pervane sistemi tahmin edilenden daha ağır olmuş ve istenilen itki performansını gösterememiştir. İmal edilen kanalların ağır olması nedeniyle ağırlık merkezi yerleşiminde sorun yaşanmıştır. Ayrıca arka motorun, ağırlık merkezinden uzak kalması nedeniyle dikey kalkış esnasında arka motordan istenilen itki desteği alınamamıştır. Bu nedenlerden dolayı, ilerleyen süreçte tasarım yenilemesi yapılarak Şekil 2.2’de verilen yeni model üzerinde karar kılınmıştır. Yapılan tasarım hesaplamaları bu modele uygun olarak revize edilmiştir.



Şekil 2.1. Üç Kanal-içi pervaneli ilk eskiz çalışması



Şekil 2.2. Kanal-içi pervane sistemi çıkartılmış eskiz çalışması



### 2.3 Başlangıç Kalkış Ağırlığı Hesabı

İmal edilmesi planlanan İHA toplam kalkış ağırlığı referans [16, 19] de verilen benzer formüllere dayanarak, paralı yük, itki sistemi ve boş ağırlık olmak üzere üç ana kategoride değerlendirilmiştir.

$$W_0 = W_{Pl} + W_{Prp} + W_e \quad (2.1)$$

Başlangıç kalkış ağırlığı hesabında öncelikli olarak kullanılması planlanan paralı yük ağırlığı hesaplanmıştır. Uçuş kontrol kartı dâhil, olası tüm elektrik/elektronik uçuş kontrol sistemleri paralı yük olarak değerlendirilmiştir. Kullanılacak motor ve batarya ağırlıkları paralı yük sınıfında değerlendirilmemiştir. Uçak üzerine yerleştirilecek tahmini paralı yük bileşenleri ve bu bileşenlerin ağırlıkları Tablo 2.1’de gösterilmiştir. Paralı yük ağırlığı ( $W_{Pl}$ ) 1.227 g olarak belirlenmiştir.

Paralı yük ağırlığının bulunmasından sonra “Boş Ağırlık – Kalkış Ağırlığı Oranı ( $W_e/W_0$ )” referans [16]’da Tablo 3.1’de ev yapımı kompozit uçaklar için verilen katsayıların ilgili tabloda verilen formülde yerine koyulmasıyla 0,8 – 0,65 aralığında hesaplanmıştır. Denklem (2.1)’de, referans [16, 19]’dan farklı olarak, itki sistemi ağırlık oranının boş ağırlık oranından ayrılması nedeniyle ve tecrübelere dayanarak boş ağırlığın kalkış ağırlığına oranı 0,6 olarak seçilmiştir.

$$\frac{W_e}{W_0} = 0,6W_0 \quad (2.2)$$

**Tablo 2.1.** Paralı yük bileşen ağırlıkları

	Kalem	Miktar	Birim	Birim Ağırlık (gr)	Toplam (gr)
1	Uçuş Kontrol Kartı	1	Adet	76	76,00
2	Uçuş Bilg. Bataryası	1	Adet	173	173,00
3	Güç Dağıtıcı	1	Adet	145	145,00
4	Kanatçık Servoları	4	Adet	22	88,00
5	Alıcı	1	Adet	21	21,00
6	Servo Uzatma Kabloları	5	Metre	18	90,00
7	Verici	1	Adet	18	18,00
8	GPS	1	Adet	24	24,00
9	Sonar mesafe ölçer	1	Adet	1,2	1,25
10	IMU	1	Adet	1,2	1,25
11	Anahtar	1	Adet	8,5	8,50
12	Motor Kabloları	5	Metre	29	145,00
13	Pervane	6	Adet	30	180,00
14	Motor Servoları	4	Adet	64	256,00
				<b>Toplam</b>	<b>1.227,00</b>

İtki Sistemi – Kalkış Ağırlığı ( $W_{Prp}/W_0$ ) oranı dikey kalkış yapabilmek ve askı durumunda yeterli kontrol kuvveti sağlayabilmek için gerekli statik itki değerinin;

$$T_{StatikGerekli} \geq 1,25 * W_0 \quad (2.3)$$

olması gerektiği kabul edilmiştir. İtki sistemi ağırlık kestiriminin yapılabilmesi için kullanılacak olası motor-pil gruplarının birim itki başına düşen ortalama ağırlık incelemesi ( $W_{Prp}/T_{StatikGerekli}$ ) yaklaşımı yapılmıştır. Böylece toplam kalkış ağırlığı için itki sistemi ağırlığı bağıntısı kurulmuştur. Birim itki için gerekli itki sistemi ağırlık incelemesi için farklı tip motorlardan 6 adet motor, 5-10 dk askı uçuşu süresi sağlayabilecek pil kombinasyonları seçilerek test edilmişlerdir. Yapılan testler sonucunda statik itki başına düşen itki sistemi ağırlık oranı 0,22 olarak bulunmuştur.

**Tablo 2.2.** İtki sistemi motor-pil ağırlık incelemesi

<b>Birim Motor Statik İtki* [g]</b>	<b>(6 Motor**) Toplam İtki [g]</b>	<b>Toplam Ağırlık** [g]</b>	<b><math>\frac{Ağırlık [g]}{İtki [g]}</math></b>
1.800,00	10.800,00	2.000,00	0,19
2.250,00	13.500,00	2.936,00	0,22
3.030,00	18.180,00	4.330,00	0,24
* Motor firması tarafından önerilen uygun pervaneler kullanılmıştır. ** Marketlerde kolaylıkla bulunabilen genel pil ağırlıkları dâhildir. (5-10dk dayanım için)			

$$\frac{W_{Prp}}{T_{Statik}} = 0,22 \quad (2.4)$$

Denklem (2.3) ve denklem (2.4) kullanılarak itki sistemi ağırlığının toplam kalkış ağırlığına oranı ( $W_{Prp}/W_0$ ) 0,275 olarak hesaplanmıştır.

$$W_{Prp} = 0,22 * T_{StatikGerekli} \quad (2.5)$$

$$W_{Prp} = 0,22 * 1,25 * W_0 \quad (2.6)$$

$$\frac{W_{Prp}}{W_0} = 0,275 \quad (2.7)$$

Elde edilen boş ağırlık-kalkış ağırlığı oranı, itki sistemi-kalkış ağırlığı oranı ve toplam paralı yük bilgileri kullanılarak iteratif hesaplama yapılmıştır. Yapılan iterasyon Tablo 2.3’de gösterilmiştir. Başlangıç değer olarak kalkış 10kg olarak belirlenmiş ve elde edilen bağıntılar iterasyona sokularak tahmini toplam kalkış ağırlığı 9,817 kg civarına yakınsamıştır.

Tablo 2.4’de yapılan ilk ağırlık tahmini çalışmasının sonucunda elde edilen tasarım boş ağırlık, paralı yük ağırlığı, itki sistemi ağırlığı ve toplam kalkış ağırlığı değerleri gösterilmiştir.

**Tablo 2.3.** Tahmini ilk kalkış ağırlığı hesaplama iterasyonu

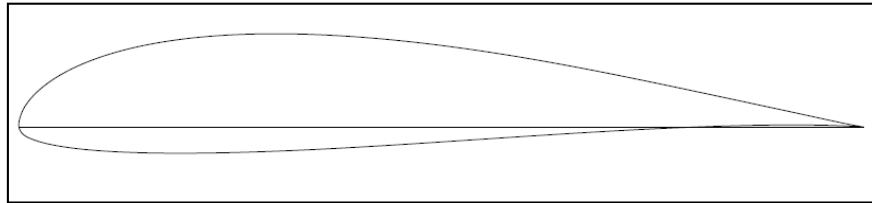
$W_0$ Tahmin (gr)	$W_e$ (gr)	$W_{Prp}$ (gr)	$W_0$ (gr)
10.000,00	6.000,00	2.750,00	9.977,00
9.977,00	5.986,20	2.743,68	9.956,88
9.956,88	5.974,13	2.738,14	9.939,27
9.939,27	5.963,56	2.733,30	9.923,86
9.923,86	5.954,31	2.729,06	9.910,38
...	...	...	...
9.819,83	5.891,90	2.700,45	9.819,35
9.819,35	5.891,61	2.700,32	9.818,93
9.818,93	5.891,36	2.700,21	9.818,56
9.818,56	5.891,14	2.700,11	9.818,24
9.818,24	5.890,95	2.700,02	9.817,96
9.817,96	5.890,78	2.699,94	9.817,72

**Tablo 2.4.** Tahmini ilk kalkış ağırlığı ve bileşen ağırlıkları

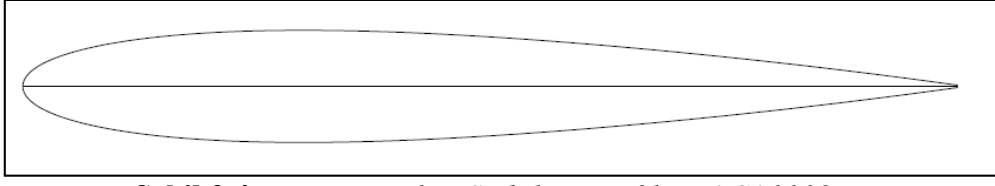
$W_e = 5,890 \text{ kg}$	$W_{Prp} = 2,700 \text{ kg}$
$W_{pt} = 1,227 \text{ kg}$	$W_0 = 9,817 \text{ kg}$

## 2.4 Kanat Profili Seçimi ve Geometrik Özellikler

Kanat Profili olarak model planörler için geliştirilen SD7062; yatay ve dikey stabilizeler için simetrik NACA0009 profili seçilmiştir. SD7062 ve NACA0009 profillerinin kesit görünüşleri Şekil 2.3 ve Şekil 2.4’de sırasıyla verilmiştir. SD7062’nin 410.000 Reynolds sayısındaki profil aerodinamik özellikleri Tablo 2.5’de verilmiştir.



**Şekil 2.3.** Kanat Profili: SD7062



**Şekil 2.4.** Yatay ve Dikey Stabilize Profili: NACA0009

**Tablo 2.5.** SD7062 ve NACA0009 profili aerodinamik özellikleri

Profil	$C_{l\alpha}$	$C_{l_0}$	$C_{l_{max}}$	$\alpha_{C_{l_{max}}}$	$C_{d_0}$	$C_{m_0}$
SD7062	5,90 rad <sup>-1</sup>	0,4	1,5	13 der	0,008	-0,08
NACA0009	6,25 rad <sup>-1</sup>	0,0	0,95	10 der	0,006	0,0

## 2.5 Güç Yükleme ve Kanat Yükleme

Sabit kanatlı uçak tasarım süreçlerinde, güç yükleme ve kanat yüklemesinin ilk tahminleri yapılırken tasarım kriterlerinde verilen performans özelliklerine göre inceleme yapıp, ilgili tasarım kriterlerini sağlayacak en iyi güç ve kanat yüklemesi değerleri seçilir. Genel itibarıyla, tüm tasarım performans özelliklerini karşılayacak azami kanat yüklemesi ve asgari güç yüklemesi değerleri, en hafif ve muhtemelen en ucuz uçak konfigürasyonunun oluşturulmasını sağlamaktadır [19].

Bu tez kapsamında, havada kalış süresi, tırmanma oranı, kalkış ve iniş mesafeleri gibi tasarım kriterleri bulunmayıp, uçağın dikey kalkış yapabilmesi, havada geçiş uçuşunu icra etmesi ve konvansiyonel seyir uçuşunu yapabilmesi tasarım kriteri olarak belirlenmiştir. Bu kapsamda güç yüklemesi ve kanat yüklemesi bu şartları sağlamak üzere hesaplanarak ilk tahminler yapılmıştır.

### 2.5.1 Güç yüklemesi

Bölüm 2.3. Başlangıç Ağırlığı Hesaplaması başlığı altında, uçağın dikey kalkış yapabilmesi ve askı uçuşunda kontrol edilebilmesi için gerekli toplam statik itki değerinin toplam kalkış ağırlığına oranı 1,25 olarak değerlendirilmiştir. Aynı başlık altında, ilk kalkış ağırlığı, 9,817 kg olarak hesaplanmıştır. Bu kapsamda uçağın dikey kalkış ve askı uçuşu kontrolü için azami statik itki değeri denklem (2.8) deki gibi bulunur.

$$T_{Statik} = 1,25 * W_0 * g = 120,380 N \quad (2.8)$$

Yapılan test çalışmalarında, ilgili statik itki değerini veren motor-pil konfigürasyonunda gerekli güç miktarı deneylerle ölçülerek toplam uçak için 4250W (5,7hp) olarak bulunmuştur. Gerekli statik itkinin sağlanabilmesi için ön motorlar Tiger U5, arka motorlar da Tiger MN3510 fırçasız motorlar olarak tercih edilmiştir. Bu motorların

kataloglarında belirtilen azami sürekli güç değerleri hesaba katıldığında toplam azami güç 4510W (6,04hp) olarak hesaplanmıştır. Sonuç olarak güç yüklemesi;

$$\left(\frac{hp}{W_0}\right)_{max} = 0,615 \text{ hp/kg} \quad (2.9)$$

olarak bulunur.

### 2.5.2 Kanat yüklemesi

Kanat yüklemesi taşıma kaybı (stall) hızına göre hesaplanmıştır. Kalkış mesafesi, iniş mesafesi, tırmanma oranı gibi performans parametrelerinin gereği için ayrıca kanat yüklemesi hesaplaması yapılmamıştır.

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{Lmax} \quad (2.10)$$

Referans [19] Tablo 3.1'de verilen 12 adet uçak tipinin ortalama taşıma arttırıcı yüzey olmadan azami kanat taşıma katsayıları değerlendirilerek, ele alınan uçak için kanat azami taşıma katsayısı ( $C_{Lmax}$ ) 1,55 olarak kabul edilmiştir.

Tasarım kıstası olarak taşıma kaybı hızı ( $V_{stall}$ ) 15 m/s olarak alınmıştır.

Uçağın Eskişehir yer seviyesinden 50 m irtifada uçağı tahmin edilerek, hava yoğunluğu ( $\rho$ ) deniz seviyesinden 842 m irtifada standart atmosfer tablolarından bakılarak 1,130 kg/m<sup>3</sup> olarak alınmıştır. Tüm kabuller denklem (2.10) da yerine konularak;

$$\frac{W}{S} = 20,086 \quad (2.11)$$

olarak bulunmuştur.

## 2.6 İlk Boyutlandırma

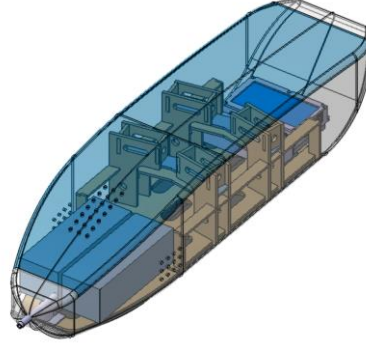
İlk boyutlandırma evresinde genel olarak referans [16] ve [19] verilen yöntemler kullanılmıştır.

### 2.6.1 Gövde boyutlandırması

Gövde boyutlandırması gövde içine yerleştirilecek paralı yük elemanları, kanat ve iniş takımları yapısal bağlantıları dikkate alınarak boyutlandırma yapılmıştır.

Gövde içinde olması planlanan paralı yük elemanları, uçuş kontrol kartı, uçuş kontrol kartı kasası ve bağlı duyargalar, telemetri sistemi ve bataryası, uçuş kontrol kartı bataryası, kumanda alıcısı ve ayrıca 2adet 6S 5000-6000 mAh Lipo bataryası olarak belirlenmiştir. Öncelikle bu parçaların CAD modelleri oluşturulmuştur. Bu parçalar ve

gövde içindeki diğer yapısal bağlantılar gözetilerek gövde boyutlandırması yapılmıştır. Yapılan gövde ve iç yerleşim şekli Şekil 2.5’de gösterilmiştir.



Şekil 2.5. Gövde tasarımı ön boyutlandırma için yerleşim

### 2.6.2 Kanat ve kanat üzeri kontrol yüzeyleri boyutlandırması

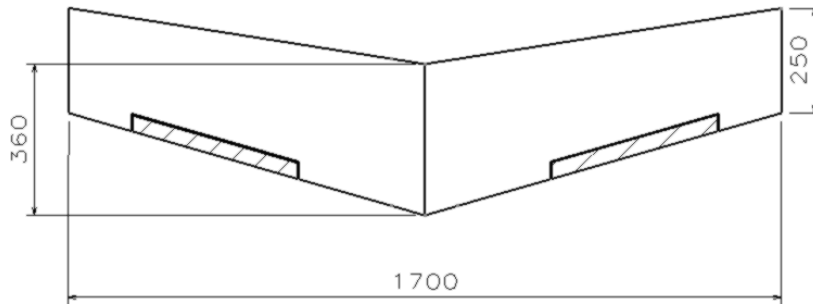
Kanat boyutlandırmasında, kanat alanı, açıklık oranı, ok açısı, daralma oranı, oturma (tespit) açısı, dihedral açısı, kanat gövde tespit yeri ve kontrol yüzeyleri boyutu ve yerleşimi parametrelerine karar verilmiştir. Denklem (2.11) den kanat alanı

$$\frac{W}{S} = 20,0 \Rightarrow S_{ref} = \frac{9,817}{20} = 0,5m^2 \quad (2.12)$$

olarak belirlenmiştir. Üstten kanat yerleşimi, 3 derece dihedral ve 3 derece oturma (tespit) açısı tasarım parametreleri olarak belirlenmiştir. Motor ve motor meyil mekanizmalarının kanat ucunda olması ve atölye imkânları dâhilinde azami 1 m işleme kabiliyeti olması nedeniyle her bir kanadın azami 1 m açıklığa sahip olması öngörülmüştür. Tasarlanan kanat ilk boyutlandırması Şekil 2.6’da gösterilmiştir (tüm birimler milimetredir). Yalpa kontrol yüzey boyutlandırmasında

$$\frac{b_{ail}}{b_{wing}} = 0,50; \frac{c_{ail}}{c_m} = 0,15$$

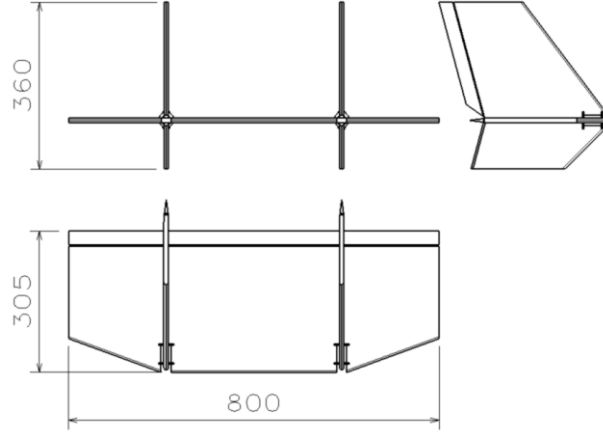
olacak şekilde ölçülendirme yapılmıştır.



Şekil 2.6. Kanat boyutlandırması

### 2.6.3 Yatay-dikey stabilize ve kontrol yüzeyleri boyutlandırması

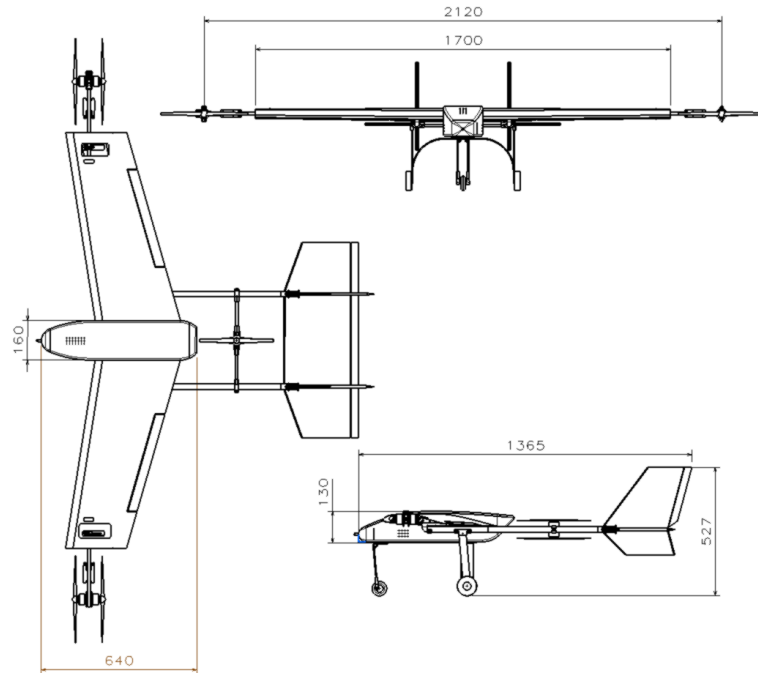
Kuyruk geometrisi olarak “H” tipi kuyruk konfigürasyonu seçilmiştir. Tasarlanan kuyruk Şekil 2.7’de verilmiştir (tüm birimler milimetredir).



Şekil 2.7. Yatay-Dikey Stabilize ve Kontrol Yüzeyleri Boyutlandırması

### 2.7 Ön Tasarım ve İlk Boyutlandırma Sonucu

Tasarımı ve ilk boyutlandırması yapılan uçağın oluşturulan CAD modelinin ölçüleri Şekil 2.8’de ki gibidir (tüm birimler milimetredir). Ayrıca oluşturulan CAD modelin teknik çizimi Ek-I de verilmiştir.



Şekil 2.8. Genel boyutlandırma ve uçağın üç görünüşü

Yapılan ön tasarım ve oluşturulan CAD modelden uçağın montaj gruplar tahmini ağırlıkları Tablo 2.6’de, geometrik özellikler Tablo 2.7’de sırasıyla verilmiştir.

**Tablo 2.6.** *Tasarım sonucu CAD Modelden elde edilen montaj grubu tahmini ağırlıkları*

<b>Grup Montaj Ağırlıkları</b>	
<b>Kalem</b>	<b>Toplam (gr)</b>
Gövde Montaj	3.278,60
Kanat Montaj	2.392,40
İtke Sistemi	2.700,00
Kuyruk Montaj	1.130,00
<b>TOPLAM</b>	<b>9.500,00</b>

**Tablo 2.7.** *DİK İHA kavramsal tasarımı bazı karakteristik özellikleri*

<b>Parametre</b>	<b>Kanat</b>	<b>Yatay Stabilize</b>	<b>Dikey Stabilize</b>
$S_{Ref}$	0,51 m <sup>2</sup>	0,23 m <sup>2</sup>	0,12 m <sup>2</sup>
<b>b</b>	1,7 m	0,8 m	-
$\bar{c}$	0,3 m	0,25 m	0,25 m
<b>AR</b>	5,13	2,82	1,04
$x_{AC}$	0,23 m	1,23 m	-
$\lambda$	0,77	0,68	0,6
$\Lambda_{LE}$	-10 derece	14 derece	45 derece



### 3 HAREKET DENKLEMLERİ, KUVVET VE MOMENT MODELLERİ

#### 3.1 Giriş

Bu bölümde tasarlanan hava aracının uçuş mekaniği incelemelerinin yapılabilmesi için gerekli olan, uçağın ve bağlı alt sistemlerinin matematik modelleri oluşturulmuştur. Matematik model, uçağın hareket denklemleri, kinematik denklemleri ve bu denklemlerde yer alan kuvvet ve moment ifadelerinin matematiksel tanımlamalarını kapsamaktadır. Hareket denklemleri genel itibarıyla iki amaç için incelenmektedir. Bunlardan birincisi, denge durumundan hafifçe bozulmuş bir uçağın kararlılık vasıflarının incelenmesi; ikincisi de hafifçe bozulma sonrasında oluşan uçağın hareketinin zamana bağlı olarak incelenmesidir [20]. Bu bölümde gerekli matematik modelleri tanımlandıktan sonra ilerleyen bölümlerde, kararlılık analizleri yapılacaktır.

Bölüm içerisinde ilk olarak eksen takımları kısaca anlatılmıştır. Daha sonra diferansiyel denklem sisteminden oluşan genel hareket denklemleri ve kinematik denklemleri tanımlanmıştır. Bölüm 2’de tasarımı tamamlanan uçak için uçağa etki eden kuvvet ve moment modelleri oluşturularak genel hareket denklemlerinde yerlerine konulmuş, böylece uçağa ait hareket denklemleri elde edilmiştir.

Hava araçlarının matematik modellerinin oluşturulması için gerekli denklemler ve açıklamalar birçok kaynak kitapta benzer şekillerde mevcuttur. Bu nedenle denklemlerin çıkarılması için gerekli ara işlemler bu bölümde verilmemiştir. Bu çıkarımların incelenmesi için ilgili başlık altında referans kaynak bilgileri verilmiştir.

#### 3.2 Temel Eksen Takımları ve Dönüşüm Matrisleri

Uçak hareket denklemlerinin incelenmesinde, hız, ivme, pozisyon, kuvvet ve moment bileşenlerinin belirtilmesi için birden fazla eksen takımının tanımlanması gerekmektedir. Bazı kaynaklar, problemlerin içeriğine göre bu eksen takımlarını çeşitlendirebilmekte veya farklı isimlerle belirtebilmekle beraber [21], bu eksen takımları genel olarak aşağıdaki şekilde sıralanabilir [22].

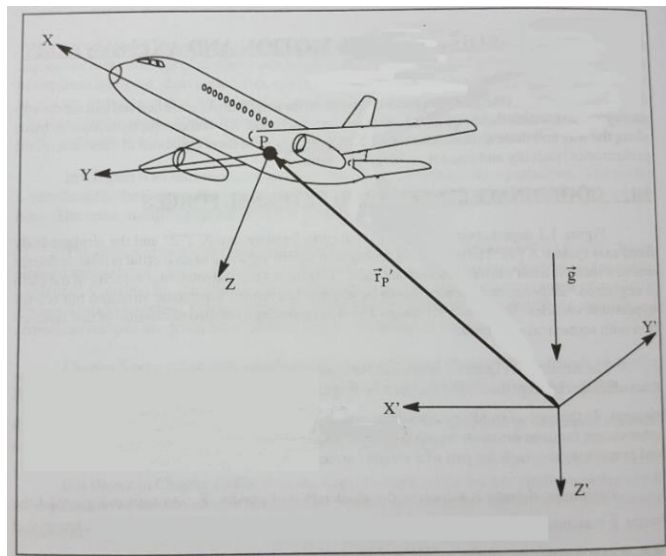
- Sabit eksen takımı,
- Yere bağlı eksen takımı,
- Seyrüsefer (Navigasyon) eksen takımı,
- Uçağa bağlı eksen takımları,
  - Gövde eksen takımı,

- Kararlılık eksen takımı,
- Rüzgâr eksen takımı,

Sabit eksen takımı Newton'un Hareket Yasalarının uygulanması, uçak pozisyon ve açısal durumunun belirlenmesi için gerekmektedir. Bunun yanı sıra hız, kuvvet ve momentler gibi uçağa ait çeşitli kuvvet ve moment bileşenlerinin tanımlamaları, en uygun şekilde uçağa bağlı eksen takımlarında yapılabilmektedir.

Ayrıca, farklı eksen takımlarında belirtilen vektörel büyüklüklerin, başka bir eksen takımında tanımlanabilmesi; uçak pozisyon ve açısal değerlerinin hesaplanabilmesi için eksenel dönüşümlerin yapılması gerekir. Havacılıkta kullanılan eksenel dönüşüm metotları: Euler Açıları, Quaternions ve DCM (Direction Cosine Matrices) yöntemleridir [22].

Bu tez çalışmasında kullanılan eksen takımları, sabit eksen takımı ve gövde eksen takımı olarak tanımlanmıştır. Eksenel dönüşüm metodu olarak Euler açıları metodu kullanılmıştır. Euler açıları ile eksenel dönüşüm metodunda, bir eksen takımının diğer bir eksen takımına dönüşümü sırasında sıralı olarak uygulanan üç adet açısal rotasyonu kapsamaktadır. Bu açılar sırasıyla Psi ( $\psi$ ), Teta ( $\theta$ ) ve Phi ( $\phi$ ) açılarıdır. Tez içeriğinde bu eksen takımları tanımlamaları ve dönüşüm matrislerinin türetilmesi verilmemiştir. Bu eksen takımları tanımları ve dönüşüm matrisleri için referans [22-25]'de verilen kaynaklar takip edilebilir. Tez kapsamında kullanılan yer eksen takımı ve gövde eksen takımı Şekil 3.1'de gösterilmiştir.



**Şekil 3.1.** Yer eksen takımı ( $X'Y'Z'$ ) ve gövde eksen takımı ( $XYZ$ )

**Kaynak:** [26]'dan düzenlenerek aktarılmıştır.

### 3.3 Uçak Genel Hareket Denklemleri

Uçak hareket denklemleri, Newton'un ikinci yasasının, uçağın katı cisim olarak davranması kabulü yapılarak uygulanması ile elde edilir [23].

$$\sum \vec{F} = m \left( \frac{d\vec{v}}{dt} \right)_i \quad (3.1)$$

$$\sum \vec{M} = \left( \frac{d\vec{H}}{dt} \right)_i = \left( \frac{d(I\vec{\omega})}{dt} \right)_i = \left( \frac{dI}{dt} \right)_i \omega + I \left( \frac{d\vec{\omega}}{dt} \right)_i \quad (3.2)$$

Denklem (3.1) ve (3.2) de,  $\vec{F}$  uçağa etki eden kuvvet,  $\vec{M}$  uçağa etki eden moment,  $\left( \frac{d\vec{v}}{dt} \right)$  uçağın hızındaki değişim,  $\left( \frac{d\vec{H}}{dt} \right)$  uçağın açısal momentumundaki değişim,  $I$  atalet momenti,  $\vec{\omega}$  uçağın açısal hızı olarak tanımlanır. Alt indis olarak kullanılan "i", hareket denklemlerinin sabit eksen takımında tanımlandığını göstermektedir.

Denklem (3.1) ve (3.2) sabit eksen takımında tanımlanmıştır. Bu denklemler, uygun eksenel dönüşümler yapılarak yazıldığında denklem (3.3) – (3.8) elde edilir. Bu denklemlerin türetilmesi için gerekli işlemler bu tez kapsamında gösterilmemiştir. Detaylı inceleme için [23] kaynak olarak gösterilebilir.

Kuvvet bağıntıları:

$$F_X = m(\dot{U} + QW - RV) \quad (3.3)$$

$$F_Y = m(\dot{V} + RU - PW) \quad (3.4)$$

$$F_Z = m(\dot{W} + PV - QU) \quad (3.5)$$

Moment bağıntıları:

$$M_X = L = I_x \dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + QR(I_z - I_y) \quad (3.6)$$

$$M_Y = M = I_y \dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + RP(I_x - I_z) \quad (3.7)$$

$$M_Z = N = I_z \dot{R} - I_{xz}(\dot{P} - QR) + PQ(I_y - I_x) \quad (3.8)$$

Denklem (3.3) - (3.8)'de verilen değişkenler,  $\vec{V}_a^b$  gövde eksen takımında uçağın hızını ve  $\vec{\omega}_a^b$  gövde eksen takımında uçağın açısal hızını göstermek üzere;

$$\vec{V}_a^b = [U \quad V \quad W]^T$$

$$\vec{\omega}_a^b = [P \quad Q \quad R]^T$$

olarak tanımlanır.

Denklem (3.3) - (3.8)'de yer alan kuvvet moment ifadeleri içerisinde, ilerleyen bölümlerde gösterilecek olan, Euler açı değerleri bulunmaktadır. Bu nedenle uçak

hareketinin çözülebilmesi için denklem (3.2) – (3.8)'e ilaveten kinematik bağıntıların da eklenmesi gerekmektedir.

Kinematik bağıntılar, Euler açısal hızları ( $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ ) ve uçak açısal hızlarının ( $P, Q, R$ ) birbirini cinsinden ifade edilmesi ile elde edilir. Tez kapsamında bu ifadelerin çıkarılışları gösterilmemiştir. Detaylar için referans [25] incelenebilir.

Kinematik bağıntılar:

$$P = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (3.9)$$

$$Q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \quad (3.10)$$

$$R = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \quad (3.11)$$

$$\dot{\phi} = P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \quad (3.12)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (3.13)$$

$$\dot{\psi} = \sec \theta (Q \sin \phi + R \cos \phi) \quad (3.14)$$

### 3.4 Kuvvet ve Moment Modelleri

İncelenen hava aracının matematik modelinin oluşturulabilmesi ve kararlılık analizlerinin yapılabilmesi için denklem (3.3) - (3.8)'de verilen kuvvet ( $F_X, F_Y, F_Z$ ) ve momentlerin ( $M_X, M_Y, M_Z$ ) uygun eksen takımlarında tanımlanması gerekir. Uçağa etki eden kuvvet ve momentler yer çekimi kuvvetleri, aerodinamik kuvvet ve momentleri, motor kuvvet ve momentleri olmak üzere üç başlık altında incelenebilir.

$$\vec{F} = \vec{F}_g + \vec{F}_A + \vec{F}_M$$

$$\vec{M} = \vec{M}_A + \vec{M}_M$$

Uçağa etki eden kuvvet ve momentler, tiplerine göre uygun olan eksen takımlarında tanımlanabilir. Hareket denklemlerinin çıkarılmasında, bu kuvvet ve momentler gövde eksen takımına göre gösterilmesi gerekmektedir. Bu dönüşümler, literatürde bulunan temel kaynaklarda detaylarıyla belirtilmiş olup bu tez kapsamında bu dönüşümlerin nasıl yapıldığı gösterilmemiştir. Detaylı inceleme için referans [22, 23] kaynaklarına bakılabilir. Tez kapsamında bu kuvvet ve momentlerin doğrudan aksenal dönüşümleri yapılarak elde edilen gövde eksen takımına göre olan bileşenleri kullanılmıştır.

### 3.4.1 Yerçekimi kuvveti

Yer çekimi kuvvetleri bileşkesi uçağın ağırlık merkezine uygulandığından, bu kuvvetler moment oluşturmaz. Yer çekimi kuvvetlerinin gövde eksen takımında gösterimi denklem (3.15)'de verilmiştir.

$$\vec{F}_g^b = \begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -m\vec{g} \sin \theta \\ m\vec{g} \cos \theta \sin \phi \\ m\vec{g} \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

### 3.4.2 Aerodinamik kuvvet ve moment modeli

Aerodinamik kuvvet ve momentlerin gövde eksen takımı bileşenleri denklem (3.16) ve (3.17) de verilmiştir. Denklemlerde kullanılan aerodinamik katsayı ve türevlerin hesaplanmasında [26] numaralı kaynakta verilen yaklaşımlar kullanılmıştır. İlgili katsayıların hesaplanması için gerekli türev değerleri Advanced Aircraft Analysis (AAA) [27] yazılımı kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\vec{F}_A^b = \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_L q S_{ref} \sin \alpha - C_D q S_{ref} \cos \alpha \\ C_Y q S_{ref} \\ -C_L q S_{ref} \cos \alpha - C_D q S_{ref} \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

$$\vec{M}_A^b = \begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_l q S_{ref} b \\ C_m q S_{ref} \bar{c} \\ C_n q S_{ref} b \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3.18)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{ih}} i_h + C_{L_{\delta e}} \delta_e \quad (3.19)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha \quad (3.20)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_{\delta a}} \delta_a + C_{Y_{\delta r}} \delta_r \quad (3.21)$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta a}} \delta_a + C_{l_{\delta r}} \delta_r \quad (3.22)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{ih}} i_h + C_{m_{\delta e}} \delta_e + C_{m_q} q \quad (3.23)$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta a}} \delta_a + C_{n_{\delta r}} \delta_r \quad (3.24)$$

### 3.4.3 Motor kuvvet ve moment modeli

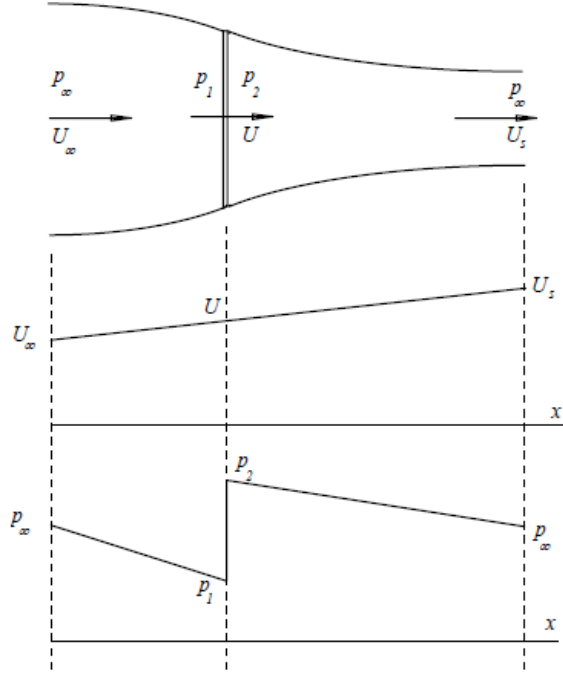
Motor kuvvet hesabı yapılırken Eyleyici Disk Modeli ve Bernoulli denklemlerinden faydalanılmıştır. Eyleyici Disk Modeli'ne göre, pervanenin süpürdüğü alan ideal, sonsuz ince bir disk alanı olarak değerlendirilerek, pervane önünde ve iz bölgesinde kalan havanın momentum değişimine göre itki incelemesi yapılır [28]. Şekil 3.2'de Eyleyici Disk Teorisi'nin şematik gösterimi verilmiştir.

Pervane disk alanı önünde kalan ve pervane iz bölgesinde kalan akım çizgileri için Bernoulli denklemi yazılırsa;

$$P_{\infty} + \frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 = P_1 + \frac{1}{2}\rho U^2 \quad (3.25)$$

$$P_{\infty} + \frac{1}{2}\rho U_s^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho U^2 \quad (3.26)$$

$$P_2 - P_1 = \frac{1}{2}\rho(U_s^2 - U_{\infty}^2) \quad (3.27)$$



**Şekil 3.2.** Eyleyici Disk Modeli'ne göre akım hızı ve basınç değişimleri

Motor itki değeri denklem (3.28) deki gibi hesaplanabilir.

$$T_{motor} = \frac{1}{2}\rho S_{prop} c_{prop} (U_s^2 - U_{\infty}^2) \quad (3.28)$$

Denklem (3.28) de,  $U_{\infty}$  uçağın hızı,  $S_{prop}$  pervane disk alanı,  $U_s$  pervane iz bölgesinde belirli mesafe sonunda akımın ulaştığı hız değeri,  $c_{prop}$  pervane verimi olarak tanımlanır.  $c_{prop}$  hız değişimine göre değişmekle birlikte, tez çalışması kapsamında 1 olarak alınmıştır.

Yapılan motor deney çalışmalarında, gaz kolu ayarı ( $\delta_t$ ) ile iz bölgesi akım hızı arasında ( $U_s$ ) lineer bir bağıntı kurulmuştur. Bu bağıntı  $k_{motor}$  olarak tanımlanırsa denklem (3.28), denklem (3.29) şeklinde yazılabilir.

$$T_{motor} = \frac{1}{2}\rho S_{prop} ((k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2) \quad (3.29)$$

Denklem (3.29) deki eşitliğin, ikinci dereceden olması nedeniyle gaz kolu ayar değeri ( $\delta_t$ ) denge hesaplamaları için kullanılması güçtür. Bu nedenle, gaz kolu ayar değerini ( $\delta_t$ ) lineer olarak tanımlamak için alternatif bir yol geliştirilmiştir.

Belirli bir uçuş hızında elde edilebilecek azami itki değeri, denklem (3.30)'da verildiği şekilde hesaplanabilir.

$$T_{\max@V_a,h} = T_m = \left( T_{\max} - \frac{1}{2} \rho S_{prop} V_a^2 \right) \quad (3.30)$$

Denklem (3.30)'dan anlaşılacağı üzere, belirli bir irtifada, uçuş hızı arttıkça elde edilebilecek azami motor itkisi ( $T_{\max@V_a,h}$ ) azalmaktadır. Belirli bir irtifada, ilgili uçuş hızında elde edilebilecek azami itki  $T_m$  ile gösterilirse, bu uçuş şartında verilen belirli bir gaz kolu ayarına göre ( $\delta_t$ ) motorlarından alınacak itki denklem (3.31)'de gösterildiği gibi hesaplanabilir.

$$T_{\text{motor}} = \left( T_{\max} - \frac{1}{2} \rho S_{prop} V_a^2 \right) \delta_t = T_m \delta_t \quad (3.31)$$

Denklem (3.31)'de gaz kolu ayarı, bu uçuş hızında elde edilebilecek azami ( $T_m$ ) itki değerinin belirli bir yüzdelik oranını tanımlamaktadır.

Yukarıda belirtilen gaz kolu ayarı değerlerine göre motor gruplarından elde edilecek itki ve momentler denklem (3.32) ve (3.33)'daki gibi yazılabilir. Bu denklemlerde, motor kuvvet etki merkezleri ile uçak ağırlık merkezi arasında dikey eksende bir mesafe olmadığı; arka motorun tam olarak 90 derece ile dikey eksen doğrultusunda oturma açısına sahip olduğu kabul edilmiştir. Ayrıca, zıt yönlü dönüş yapan motor çiftleri kullanıldığı için dönüşten kaynaklanan motor torkları ve jiroskobik momentler "0" olarak kabul edilmiştir. Denklemlerde  $\mu_m$  motor meyil açısını;  $l_{tmx}$  ve  $l_{tax}$  ön ve arka motorun ağırlık merkezine x-ekseni mesafesini;  $\delta_{t1}$ ,  $\delta_{t2}$  ve  $\delta_{t3}$  sırasıyla 1., 2. ve 3. motor gaz kolu ayarlarını;  $T_m$  denklem (3.30)'da belirtildiği gibi, belirli bir irtifada ve belirli bir hızda motordan elde edilebilecek azami itki değerini göstermektedir.

$$\vec{F}_T^b = \begin{bmatrix} \vec{X}_T \\ \vec{Y}_T \\ \vec{Z}_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_m \delta_{t1} \cos \mu_m + T_m \delta_{t2} \cos \mu_m \\ 0 \\ -(T_m \delta_{t1} \sin \mu_m + T_m \delta_{t2} \sin \mu_m + T_a \delta_{t3}) \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

$$\vec{M}_T^b = \begin{bmatrix} \vec{L}_T \\ \vec{M}_T \\ \vec{N}_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\delta_{t1} - \delta_{t2}) T_m \sin(\mu_m) l_{tmx} \\ (\delta_{t1} + \delta_{t2}) T_m \sin(\mu_m) l_{tmx} - T_a \delta_{t3} l_{tax} \\ (\delta_{t1} - \delta_{t2}) T_m \cos(\mu_m) l_{tmy} \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

### 3.5 Hareket Denklemleri: Son Hal

Uçak hareket analizinin yapılmasında, uçak hareketi genellikle uzunlamasına hareket (simetrik uçuş) ve yanlamasına-yönlemesine hareket olmak üzere iki grup altında incelenir. Denklem (3.16)-(3.17) ve denklem (3.32)-(3.33)'de belirtilen kuvvet ve moment ifadeleri, denklem (3.3)-(3.8)'de belirtilen hareket denklemlerinde yerine yazılır ve iki grup halinde gösterilirse, hareket ve kinematik denklemler aşağıdaki şekilde yazılır.

#### 3.5.1 Uzunlamasına hareket denklemleri

$$X: C_L q S_{ref} \sin \alpha - C_D q S_{ref} \cos \alpha + (\delta_{t1} + \delta_{t2}) T_m \cos \mu_m - mg \sin \theta = m(\dot{U} + QW - RV) \quad (3.34)$$

$$Z: -C_L q S_{ref} \cos \alpha - C_D q S_{ref} \sin \alpha - (\delta_{t1} + \delta_{t2}) T_m \sin \mu_m - T_a \delta_{t3} + mg \cos \theta = m(\dot{W} + PV - QU) \quad (3.35)$$

$$M: C_m q S_{ref} \bar{c} + (\delta_{t1} + \delta_{t2}) T_m \sin \mu_m l_{tmx} - T_a \delta_{t3} l_{tax} = I_y \dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + RP(I_x - I_z) \quad (3.36)$$

#### 3.5.2 Yanlamasına-yönlemesine hareket denklemleri

$$L: C_l q S_{ref} b + (\delta_{t1} - \delta_{t2}) T_m \sin \mu_m l_{tmx} = I_x \dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + QR(I_z - I_y) \quad (3.37)$$

$$Y: C_y q S_{ref} + m \vec{g} \cos \theta \sin \phi = m(\dot{V} + RU - PW) \quad (3.38)$$

$$N: C_n q S_{ref} b + (\delta_{t1} - \delta_{t2}) T_m \cos \mu_m l_{tmx} = I_z \dot{R} - I_{xz}(\dot{P} - QR) + PQ(I_y - I_x) \quad (3.39)$$

#### 3.5.3 Kinematik denklemleri

$$P = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (3.40)$$

$$Q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \quad (3.41)$$

$$R = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \quad (3.42)$$

$$\dot{\phi} = P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \quad (3.43)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (3.44)$$

$$\dot{\psi} = \sec \theta (Q \sin \phi + R \cos \phi) \quad (3.45)$$

### 3.6 Hareket Denklemleri, Kuvvet ve Moment Modelleri Sonucu

Denklem (3.34) – (3.45) da belirtilen hareket ve kinematik denklemleri, uçak hareketinin tanımlanması ve zamana bağlı hareket parametrelerinin hesaplanması için kullanılır. İlerleyen bölümlerde, ilgili denklemler kullanılarak uçağın belirli uçuş şartlarında denge durumu hesaplamaları yapılacak; daha sonra bu denklemler denge durumu etrafında doğrusallaştırılarak (linearization) uçağın kararlılık analizi ve kararlılık destek sistemi tasarımı yapılacaktır.



## 4 KARARLI DURUM UÇUŞU, DENGE ANALİZİ VE KARARLILIK İNCELEMESİ

### 4.1 Giriş

Bu bölümde, Bölüm 2’de tasarımı yapılan uçağın belirli bir kararlı durum uçuşu (steady state flight) etrafındaki kararlılık karakteristiği incelenmiştir. Öncelikle, kararlı durum uçuşları tanımlanmış ve Bölüm 3’de belirtilen hareket denklemleri düzenlenerek kararlı durum uçuşu çözümleri için gerekli eşitlikler yazılmıştır. Bu eşitlikler kullanılarak gerekli olan uçuş parametrelerinin denge (trim) değerleri hesaplamaları yapılmıştır. Denge durumu incelemesinin ardından, Bölüm 3’de belirtilen hareket denklemleri Küçük Değişimler Teorisi kullanılarak doğrusallaştırılmış ve lineer hareket denklemleri elde edilmiştir. Lineer hareket denklemleri durum uzayı gösterimi ile ifade edildikten sonra, denge durumları etrafında kararlılık incelemeleri yapılmıştır.

### 4.2 Kararlı Durum Uçuşları ve Denge (Trim) Analizleri

Geleneksel sabit kanatlı uçaklar için kararlı durum uçuşu üç farklı uçuş tipi için tanımlanabilir. Bunlar, kararlı düz çizgi uçuşu (steady rectilinear flight), koordineli dönüş uçuşu ve kararlı simetrik tırmanışa geçiş uçuşlarıdır (steady symmetrical pull-up flight). Tez kapsamında koordineli dönüş ve kararlı simetrik tırmanışa geçiş uçuşları incelenmemiş olup sadece kararlı düz çizgi uçuşu kapsamında seyir uçuşu durumu incelenmiştir. Ayrıca, ele alınan uçak dikey uçuş ve dikey uçuştan seyir uçuşuna geçiş kabiliyetlerine de malik olduğundan kararlı düz çizgi uçuşu kapsamında kararlı askı ve kararlı geçiş uçuşu fazları için de denge incelenmesi yapılmıştır.

Kararlı durum uçuşları için, uçağın lineer ve açısal hızlarının zamana göre sabit kaldığı ve kararlı düz çizgi uçuşu için uçağın açısal hızının olmadığı kabul edilerek Bölüm 3’de belirtilen denklemler düzenlenirse denklem (4.1) – (4.6) elde edilir.

$$X: C_L q S_{ref} \sin \alpha - C_D q S_{ref} \cos \alpha + (\delta_{t1} + \delta_{t2}) T_m \cos \mu_m - mg \sin \theta = 0 \quad (4.1)$$

$$Z: -C_L q S_{ref} \cos \alpha - C_D q S_{ref} \sin \alpha - (\delta_{t1} + \delta_{t2}) T_m \sin \mu_m - T_a \delta_{t3} + mg \cos \theta = 0 \quad (4.2)$$

$$M: C_m q S_{ref} \bar{c} + (\delta_{t1} + \delta_{t2}) T_m \sin(\mu_m) l_{tmx} - T_a \delta_{t3} l_{tax} = 0 \quad (4.3)$$

$$L: C_l q S_{ref} b + (\delta_{t1} - \delta_{t2}) T_m \sin(\mu_m) l_{tmx} = 0 \quad (4.4)$$

$$Y: C_Y q S_{ref} + m \vec{g} \cos(\theta) \sin(\phi) = 0 \quad (4.5)$$

$$N: C_n q S_{ref} b + (\delta_{t1} - \delta_{t2}) T_m \cos(\mu_m) l_{tmx} = 0 \quad (4.6)$$

Denklem (4.1) – (4.6) uçuş durumlarına göre düzenlenirse uçağın denge durumu için gerekli kontrol yüzeyleri açıları, hücum açısı, motor gaz kolu ayarı değerleri hesaplanabilir. İlerleyen başlıklarda denklem (4.1) – (4.6) düzenlenerek askı uçuşu, seyir uçuşu ve geçiş uçuşu için gerekli uçuş parametreleri denge değerleri hesaplamaları yapılmıştır. Denge uçuşu analizinde, uçağa yanlamasına bir kuvvet etki etmediği değerlendirilerek sadece uzunlamasına hareket için inceleme yapılmıştır.

#### 4.2.1 Askı uçuşu denge analizi

Askı uçuş modu kararlı durum uçuşunda, uçağın hızının olmadığı kabul edildiği için aerodinamik kuvvet ve momentler oluşmayacaktır. Kanat ucu motor eksen açıları gövde xy-düzlemine dik olarak yukarı durumda olacaktır ve hesaplamalar için uçak gövdesinin yatay kalması koşulu konulmuştur.

Uzunlamasına denge durumu incelemesi için yanlamasına bozulmaların olmadığı kabul edilmiştir. Bu durumda 1. ve 2. motor gaz kolu ayarı değerleri eşit kabul edilebilir.

Askı uçuşu durumu için aşağıdaki kabuller ve kısıtlamalar yapılmıştır.

$$\mu_m = \mu_1 = \mu_2 = 90$$

$$\theta = \alpha = 0 \text{ der}$$

$$\delta_{t1} = \delta_{t2} = \delta_{tm}$$

$$\sum F_Y = 0$$

Bu kabuller altında denklem (4.1) – (4.3) ön motor gaz kolu ayarları ( $\delta_{t1}, \delta_{t2}$ ) ve arka motor gaz kolu ayarı ( $\delta_{t3}$ ) için yeniden düzenlenirse denklem (4.7) – (4.9) elde edilir.

X kuvvet denkleminde:

$$\delta_{tmx} = \delta_{tm} \cos \mu_m = \frac{mg \sin \theta}{2T_m} = 0 \quad (4.7)$$

Z kuvvet denkleminde:

$$\delta_{tmz} = \delta_{tm} \sin \mu_m = \frac{mg \cos \theta - T_a \delta_{t3}}{2T_m} = \frac{mg - T_a \delta_{t3}}{2T_m} \quad (4.8)$$

M moment denkleminde:

$$\delta_{t3} = \frac{2T_m \delta_{tmz} l_{tmx}}{T_a l_{tax}} \quad (4.9)$$

Denklem (4.7) ve (4.8) de tanımlanan  $\delta_{tmx}$  ve  $\delta_{tmz}$  değerleri kullanılarak  $\delta_{tm}$  değeri denklem (4.10)'de belirtildiği şekilde hesaplanır.

$$\delta_{tm} = \sqrt{\delta_{tmx}^2 + \delta_{tmz}^2} \quad (4.10)$$

Denklem (4.10) da elde edilen  $\delta_{tm}$  değeri her iki ön motorun gaz kolu ayarını ( $\delta_{t1}, \delta_{t2}$ ) göstermektedir.

X, Z ve M denklemleri referans [29]'de belirtilen Gauss Seidel Yöntemi ile çözümlerse Tablo 4.1 da verilen sonuçlar elde edilir.

**Tablo 4.1.** Kararlı askı uçuşu gaz oranı ayarları

$\delta_{t1}$	$\delta_{t2}$	$\delta_{t3}$	$\delta_e$
0,792	0,792	0,582	0,0

#### 4.2.2 Seyir uçuşu denge analizi

Kararlı seyir uçuşu durumu için aşağıdaki kabuller yapılmıştır.

$$\mu_m = \mu_1 = \mu_2 = 0; \mu_3 = 90 \text{ der}, \gamma = 0;$$

$$\phi = 0$$

$$\delta_{t1} = \delta_{t2} = \delta_{tm};$$

$$\delta_{t3} = 0;$$

$$T_m = \left( T_{max} - \frac{1}{2} \rho S_{prop} V_a^2 \right)$$

Askı durumu ile aynı şekilde denklem (4.1) – (4.3) yeniden düzenlenirse, kararlı seyir uçuşu için gerekli gaz kolu ayarı ( $\delta_{tm}$ ), hücum açısı ( $\alpha$ ) ve yunuslama dümeni açısı ( $\delta_e$ ) değerleri elde edilebilir. Düzenlenen denklemler (4.11) – (4.12) de verilmiştir.

X kuvvet denkleminde:

$$\delta_{tm} = \frac{-(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{Lih}i_h + C_{L\delta_e}\delta_e)qS_{ref} \sin \alpha + (C_{D0} + C_{D\alpha}\alpha)qS_{ref} \cos \alpha + mg \sin \theta}{2T_m} \quad (4.11)$$

Z kuvvet denkleminde:

$$\alpha = \frac{(mg \cos \theta - (C_{L0} + C_{Lih}i_h + C_{L\delta_e}\delta_e)qS_{ref} \cos \alpha - C_{D0}qS_{ref} \sin \alpha)}{(C_{L\alpha} \cos \alpha + C_{D\alpha} \sin \alpha)qS_{ref}} \quad (4.12)$$

M moment denkleminde:

$$\delta_e = \frac{-(C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mih}i_h + C_{mq}Q)}{C_{m\delta_e}} \quad (4.13)$$

elde edilir. Denklem (4.11) – (4.13) Gauss Seidel Yöntemi [29] ile çözümlenerek, farklı uçuş koşulları değerleri için elde edilen denge durumu hücum açısı ( $\alpha$ ), yunuslama dümeni açısı ( $\delta_e$ ) ve motor gaz ayarları ( $\delta_{t1}, \delta_{t2}, \delta_{t3}$ ) değerleri Tablo 4.2'de verilmiştir.

**Tablo 4.2.** Çeşitli kararlı seyir uçuşu denge durumları için hücum açısı ve gaz oranı ayarları

İrtifa (m)	$V_{\infty}$ (m/s)	$\alpha$ (derece)	$\delta_{t1}$	$\delta_{t2}$	$\delta_{t3}$	$\delta_e$
842	16	6,92	0,13	0,13	0,0	-12,73
842	18	4,08	0,16	0,16	0,0	-11,18
842	20	2,03	0,21	0,21	0,0	-10,07

### 4.2.3 Geçiş uçuşu denge analizi

Geçiş durumu uçuş fazı, uçağın askı uçuşundan seyir uçuşuna geçişi esnasında yapmış olduğu uçuş olarak tanımlanmıştır. Geçiş uçuşu süresince, uçağın açısal pozisyonunun değişmemesi kıstası konularak gerekli denklem düzenlemeleri bu kıstasa göre yapılmıştır. Ayrıca geçiş uçuşu fazında,  $\delta_{t3}$  ve  $\delta_e$  hesaplamaları için yunuslama momenti denklemi iki kısma ayrılmıştır.  $\delta_{t3}$  ve  $\delta_e$  denklemleri türetilirken, yunuslama kontrolünün askı durumundan 10 m/s uçuş hızına kadar sadece arka motor gaz kolu ayarı ile yapıldığı; 15 m/s den seyir uçuş hızı 20 m/s'ye kadar sadece yunuslama dümeni ile yapıldığı; 10 m/s – 15 m/s hız aralığında yunuslama dümeni ve arka motor gaz kolu ayarı arasında denklem (4.14)'de verilen hıza bağlı oran katsayısı ( $\eta$ ) kullanılarak yapıldığı kabul edilmiştir.

$$\eta = \begin{cases} 1 & 0 \leq V_{FS} < V_1 \\ (300 - 20V_{FS}) & V_1 \leq V \leq V_2 \\ 0 & V_2 < V \leq 20m/s \end{cases} \quad (4.14)$$

Burada;

$$V_1 = 10 \text{ m/s ve } V_2 = 15 \text{ m/s}$$

Geçiş uçuşu sırasında yapılan kabuller aşağıdaki gibidir.

$$\gamma = 0; \theta = \gamma + \alpha; \alpha = \alpha_{CLd}$$

Denklem (4.1) – (4.3) yeniden düzenlenirse;

X kuvvet denkleminde:

$$\delta_{tmx} = \delta_{tm} \cos \mu_m = - \frac{\left( \begin{array}{l} (C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{Lih}i_h + C_{L\delta_e}\delta_e)qS_{ref} \sin \alpha - \\ (C_{D0} + C_{D\alpha}\alpha)qS_{ref} \cos \alpha \\ -mg \sin \theta \end{array} \right)}{2T_m} \quad (4.15)$$

Z kuvvet denkleminde:

$$\delta_{tmz} = \delta_{tm} \sin \mu_m = \frac{\left( \begin{array}{l} -(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{Lih}i_h + C_{L\delta_e}\delta_e)qS_{ref} \cos \alpha - \\ (C_{D0} + C_{D\alpha}\alpha)qS_{ref} \sin \alpha - \\ T_a \delta_{t3} + mg \cos \theta \end{array} \right)}{2T_m} \quad (4.16)$$

Moment denkleminde:

$$RHSM = (C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{i_h}}i_h + C_{m_q}q) qS_{ref}\bar{c} + 2T_m\delta_{tmz}l_{tmx} \quad (4.17)$$

$$\delta_{t3} = \eta \frac{RHMS}{T_a l_{taz}} \quad (4.18)$$

$$\delta_e = -(1 - \eta) \frac{RHMS}{C_{m_{\delta_e}} q S_{ref} \bar{c}} \quad (4.19)$$

$$\mu_m = \tan^{-1} \frac{\delta_{tmz}}{\delta_{tmx}} \quad (4.20)$$

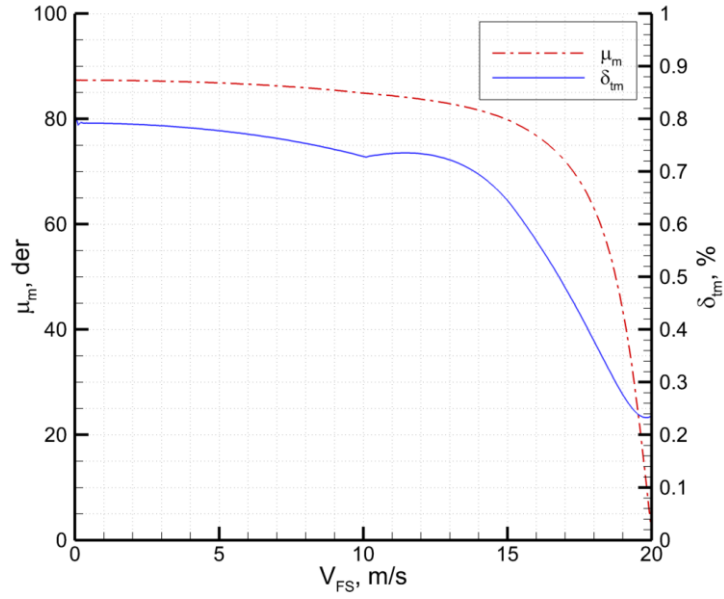
elde edilir.

Denklem (4.15) – (4.19), Gauss Seidel Yöntemi [29] kullanılarak, 0,1 m/s uçuş hızından 20 m/s uçuş hızına kadar 0,1 m/s aralıklarla çözülmüştür. İlgili hız değerleri ve 842 m irtifa için denge durumu motor meyil açısı ( $\mu_m$ ), ön motorlar gaz kolu ayarı ( $\delta_{tm}$ ), arka motor gaz kolu ayarı ( $\delta_{t3}$ ) ve yunuslama dümeni açısı ( $\delta_e$ ) değerleri bulunmuştur. Bulunan değerlerin bir kısmı Tablo 4.3’de verilmiştir.

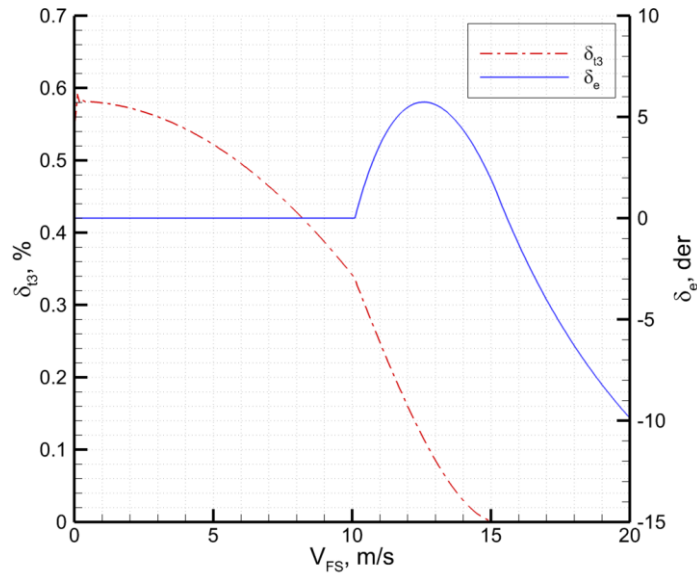
Şekil 4.1’de, denge durumunda ön motor meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve ön motorlar gaz kolu ayarı ( $\delta_{tm}$ ) parametreleri ile Şekil 4.2’de, arka motor gaz kolu ayarı ( $\delta_{t3}$ ) ve yunuslama dümeni açısı ( $\delta_e$ ) parametrelerinin uçuş hızına göre olması gereken değerler grafik halinde gösterilmiştir.

**Tablo 4.3.** Geçiş uçuşu hız değerleri için denge durumu değerleri

$V_\infty$	$\mu_m$	$\delta_{t1}$	$\delta_{t2}$	$\delta_{t3}$	$\delta_e$
0,10	87,32	0,79	0,79	0,59	0,00
1,00	87,31	0,79	0,79	0,58	0,00
5,00	86,82	0,78	0,78	0,52	0,00
6,00	86,57	0,77	0,77	0,50	0,00
7,00	86,27	0,76	0,76	0,46	0,00
8,00	85,90	0,75	0,75	0,43	0,00
9,00	85,45	0,74	0,74	0,39	0,00
10,00	84,89	0,73	0,73	0,34	0,00
11,00	84,39	0,73	0,73	0,25	3,62
12,00	83,75	0,73	0,73	0,16	5,48
13,00	82,88	0,72	0,72	0,09	5,61
14,00	81,67	0,69	0,69	0,03	4,36
15,00	79,83	0,64	0,64	0,00	1,93
16,00	76,83	0,57	0,57	0,00	-1,29
17,00	71,97	0,48	0,48	0,00	-4,01
18,00	63,05	0,38	0,38	0,00	-6,29
19,00	43,63	0,28	0,28	0,00	-8,22
20,00	1,35	0,24	0,24	0,00	-9,86



**Şekil 4.1.** Ön motor meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve ön motorlar gaz kolu ayarı ( $\delta_{tm}$ ) parametrelerinin uçuş hızına göre aldığı değerler



**Şekil 4.2.** Arka motor gaz kolu ayarı ( $\delta_{t3}$ ) ve yunuslama dümeni açısı ( $\delta_e$ ) parametrelerinin uçuş hızına göre olması gereken değerler

Şekil 4.1 ve 4.2 den anlaşılacağı üzere, geçiş uçuşunda her bir uçuş hızına tekamül eden ön motor meyil açıları, ön motor gaz kolu ayarları, arka motor gaz kolu ayarı ve yunuslama dümeni açısı değerleri grafikler üzerinde gösterilmiştir. Bu değerler, uçağın ilgili hız değerinde, mevcut durumunu koruması için gerekli değerlerdir. Her iki şekilde 10 m/s hız değerinin üzerindeki sapmalar, yunuslama dümeni açısının kontrol için devreye girmesiyle oluşmaktadır.

### 4.3 Kararlılık Analizleri

İncelenen hava aracının askı uçuşu, geçiş uçuşu ve seyir uçuşu kararlılık karakteristiği ve dinamik hareket cevapları bu bölümde incelenmiştir. Öncelikle hareket denklemleri, ileri çalışmalar için doğrusallaştırılmış, daha sonra doğrusallaştırılmış hareket denklemleri durum uzayında gösterilmiştir. Durum uzayı gösterimi ve klasik yaklaşım bağıntılarından faydalanılarak uçağın karakteristik denklemleri elde edilmiş ve karakteristik denklem kökleri incelenerek kararlılık özellikleri belirlenmiştir.

#### 4.3.1 Hareket denklemlerinin doğrusallaştırılması

Bölüm 3’de, denklem (3.3) – (3.14) da verilen hareket ve kinematik bağıntıları belirli bir denge durumu etrafında Küçük Değişimler Teorisi kullanılarak doğrusallaştırılabilirler. Küçük Değişimler Teorisi ile doğrusallaştırma işlemlerinin temel adımları aşağıda açıklanmış olmakla beraber, detayları tez kapsamında verilmemiştir. Ayrıntılı işlemler için [23, 25, 26] kaynak olarak incelenebilir.

Küçük Değişimler Teorisinde, belirli bir başlangıç durumu etrafında durum değişkenlerinin küçük değişimlere uğradığı kabulü yapılır. Bu kabule göre, denklemlerdeki durum değişkenleri aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$\begin{array}{lll} U = U_0 + \Delta u & V = V_0 + \Delta v & W = W_0 + \Delta w \\ P = P_0 + \Delta p & Q = Q_0 + \Delta q & R = R_0 + \Delta r \\ X = X_0 + \Delta X & Y = Y_0 + \Delta Y & Z = Z_0 + \Delta Z \\ L = L_0 + \Delta L & M = M_0 + \Delta M & N_A = N_0 + \Delta N \\ \phi = \phi_0 + \Delta \phi & \theta = \theta_0 + \Delta \theta & \psi = \psi_0 + \Delta \psi \end{array}$$

Yukarıda verilen bağıntılarda 0 alt indisi, ilgili parametrenin denge durumundaki değerini;  $\Delta$  ile gösterilen semboller küçük değişim değerlerini göstermektedir.

Yukarıda belirtilen ifadeler, denklem (3.3) – (3.14)’de verilen hareket ve kinematik denklemlerde yerlerine konularak açık şekilde yazılabilir. Elde edilen bağıntılarda, eşitliğin her iki tarafında denge durumu halindeki değerler ve küçük değişim değerlerine bağlı ifadeler açık şekilde yazılır. Eşitliklerin her iki tarafında yer alan denge durumu ifadeleri, denge durumundaki eşitlikleri nedeniyle sadeleştirilebilir. Ayrıca küçük değişim değerlerinin birbirleri ile olan çarpım ifadeleri yok sayılır ve küçük açı yaklaşımı yapılırsa, belirli bir denge uçuşu etrafında aşağıda verilen bağıntılar elde edilebilir [25].

$$\Delta \dot{u} = \frac{\Delta X}{m} - g \Delta \theta \cos \theta_0 \quad (4.21)$$

$$\Delta \dot{v} = \frac{\Delta Y}{m} + g \Delta \phi \cos \theta_0 - r U_0 \quad (4.22)$$

$$\Delta \dot{w} = \frac{\Delta Z}{m} - g \Delta \theta \sin \theta_0 + q U_0 \quad (4.23)$$

$$\Delta \dot{p} = \frac{I_z \Delta L + I_{xz} \Delta N}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (4.24)$$

$$\Delta \dot{q} = \frac{\Delta M}{I_y} \quad (4.25)$$

$$\Delta \dot{r} = \frac{I_{xz} \Delta L + I_x \Delta N}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (4.26)$$

$$\Delta \dot{\phi} = \Delta p + \Delta r \tan \theta_0 \quad (4.27)$$

$$\Delta \dot{\theta} = \Delta q \quad (4.28)$$

$$\Delta \dot{\psi} = \Delta r \sec \theta_0 \quad (4.29)$$

Denklem (4.21) – (4.29) de belirtilen  $(\Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \Delta L, \Delta M, \Delta N)$  ifadeleri, aerodinamik ve motor kuvvet ve momentlerinin küçük değişimlerini tanımlamaktadır.

Aerodinamik kuvvet ve momentlerin bağlı olduğu hareket değişkenleri (4.30) ve (4.31) de gösterilmiştir.

$$\left. \begin{aligned} \Delta X &= X_u \Delta u + X_w \Delta w + X_c \Delta \delta_c \\ \Delta Y &= Y_v \Delta v + Y_p \Delta p + Y_c \Delta \delta_c \\ \Delta Z &= Z_u \Delta u + Z_w \Delta w + Z_{\dot{w}} \Delta \dot{w} + Z_q \Delta q + Z_c \Delta \delta_c \end{aligned} \right\} \quad (4.30)$$

$$\left. \begin{aligned} \Delta L &= L_v \Delta v + L_p \Delta p + L_r \Delta r + L_c \Delta \delta_c \\ \Delta m_A + \Delta m_T &= M_u \Delta u + M_w \Delta w + M_{\dot{w}} \Delta \dot{w} + M_q \Delta q + M_c \Delta \delta_c \\ \Delta n_A + \Delta n_T &= N_v \Delta v + N_p \Delta p + N_r \Delta r + N_c \Delta \delta_c \end{aligned} \right\} \quad (4.31)$$

Denklem (4.30) – (4.31)'de belirtilen  $X_u, X_w; Y_v, Y_p, Y_r; Z_u, Z_w, Z_{\dot{w}}, Z_q; L_v, L_p, L_r; M_u, M_w, M_{\dot{w}}, M_q; N_v, N_p, N_r$  terimleri kararlılık türevleri (stability derivatives) olarak adlandırılır ve uçağın denge durumu uçuşuna göre hesaplanır [24].

Yukarıdaki denklemlerde  $c$  alt indisi ile verilen terimler, kontrol kuvvet ve momentleridir.  $\Delta \delta_c$  olarak tanımlanan terim, ilgili kontrol kuvvet ve momentinin değişim parametresidir.  $\Delta \delta_c$  terimi uçuş moduna bağlı olarak yunuslama/yalpa/istikamet dümeni değişimleri veya ön veya arka motor gaz kolu ayarı olarak tanımlanabilir.

$\theta_0 = 0; Z_q \approx 0; Z_{\dot{w}} \approx 0$  kabul edilip, denklem (4.30) – (4.31) de verilen kararlılık türevleri denklem (4.21) – (4.26)'da yerlerine yazılarak durum uzayında gösterilirse, uzunlamasına hareket için denklem (4.32), yanlamasına hareket için denklem (4.35) elde edilir [24].



$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ (M_u + M_{\dot{w}}Z_u) & (M_w + M_{\dot{w}}Z_w) & (M_q + M_{\dot{w}}U_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_c \\ Z_c \\ (M_c + M_{\dot{w}}Z_c) \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_c] \quad (4.32)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ (M_u + M_{\dot{w}}Z_u) & (M_w + M_{\dot{w}}Z_w) & (M_q + M_{\dot{w}}U_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.33)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_c \\ Z_c \\ (M_c + M_{\dot{w}}Z_c) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.34)$$

Denklem (4.33)'de belirtilen A matrisinde yer alan kararlılık türevlerinin açık halleri aşağıda verilmiştir.

$$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})qS_{ref}}{mU_0}; Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})qS_{ref}}{mU_0}; M_u = \frac{C_{m_u}qS_{ref}\bar{c}}{I_y U_0}$$

$$X_w = \frac{(C_{D_\alpha} - C_{L_0})qS_{ref}}{mU_0}; Z_w = \frac{-(C_{L_\alpha} + C_{D_0})qS_{ref}}{mU_0}; M_w = C_{m_\alpha} \frac{qS_{ref}\bar{c}}{I_y U_0}$$

$$M_{\dot{w}} = C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{qS_{ref}}{I_y U_0} \frac{\bar{c}}{2U_0}; M_q = C_{m_q} \frac{qS_{ref}}{I_y} \frac{\bar{c}}{2U_0}$$

Uzunlamasına hareket denklemleri ile aynı şekilde yanlamasına-yönlemesine hareket denklemleri  $I_{xz}$  atalet momenti 0 kabul edilerek durum uzayında yazılırsa aşağıdaki matris gösterimi elde edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r - U_0 & g \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_c \\ L_c \\ N_c \\ 0 \end{bmatrix} [\Delta \delta_c] \quad (4.35)$$

Denklem (4.35), aşağıdaki bağıntı kullanılarak yeniden düzenlenirse denklem (4.36) elde edilir.

$$\Delta \beta \approx \tan^{-1} \frac{\Delta v}{U_0}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta/U_0 & Y_p/U_0 & (Y_r - U_0)/U_0 & g//U_0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_c \\ L_c \\ N_c \\ 0 \end{bmatrix} [\Delta \delta_c] \quad (4.36)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Y_\beta/U_0 & Y_p/U_0 & (Y_r - U_0)/U_0 & g//U_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.37)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} Y_c \\ L_c \\ N_c \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.38)$$

Denklem (4.37)'de belirtilen A matrisinde yer alan kararlılık türevlerinin açık halleri aşağıda verilmiştir.

$$Y_\beta = \frac{qS_{ref}C_{y\beta}}{m}; Y_p = \frac{qS_{ref}bC_{yp}}{2mU_0}; Y_r = \frac{qS_{ref}bC_{yr}}{2mU_0}$$

$$L_\beta = \frac{qS_{ref}b^2C_{l\beta}}{I_x}; L_p = \frac{qS_{ref}b^2C_{lp}}{2I_xU_0}; L_r = \frac{qS_{ref}b^2C_{lr}}{2I_xU_0}$$

$$N_\beta = \frac{qS_{ref}bC_{n\beta}}{I_z}; N_p = \frac{qS_{ref}b^2C_{np}}{2I_zU_0}; N_r = \frac{qS_{ref}b^2C_{nr}}{2I_zU_0}$$

Denklem (4.33) ve (4.37)'de belirtilen A matrisleri, hareket denklemleri durum uzayı gösteriminin sistem matrisi olarak tanımlanır. A matrisinin özdeğerleri aynı zamanda karakteristik denklem köklerini ifade eder [24]. Özdeğerlerin sanal eksen takımındaki yerleşimleri ve ilgili bağıntılar sayesinde hava aracının kararlılık özellikleri belirlenebilir.

Denklem (4.32) ve (4.36)'da verilen aerodinamik türevlerin hesaplanması için gerekli aerodinamik katsayılar Advanced Aircraft Analysis (AAA) [27] yazılımı kullanılarak belirlenmiştir.

Denklem (4.34) ve (4.38) de belirtilen B kontrol matrisleri ve kontrol elemanları ( $\Delta\delta_c$ ), Bölüm 5'de otomatik uçuş kontrol sistemlerinin belirlenmesi kapsamında, uçuş modlarına göre açıklanmıştır.

#### 4.3.2 Askı uçuşu uzunlamasına kararlılık analizi

Askı durumunda herhangi bir hareket olmadığı düşünülürse aerodinamik kuvvet ve momentlerin askı uçuşuna etkisi olmayacaktır. Denklem (4.32)'de belirtilen uzunlamasına hareket denklemlerinin A sistem matrisi, askı uçuşu için düzenlenir ve askı uçuşu için motor meyil açısı ( $\mu_m$ ) 90 derece kabul edilirse, askı uçuşu A sistem matrisi denklem (4.39)'deki gibi ifade edilir.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -g \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.39)$$

Askı uçuşu için A matrisinin özdeğerleri (karakteristik denklem kökleri)  $\det(A - \lambda I) = 0$  eşitliği kullanılarak hesaplandığında;

$$\lambda_{1,2,3,4} = 0$$

bulunur. Tüm kökler sanal eksen takımında, sanal eksen üzerinde olduğundan sistem kararsızdır. Askı uçuşunda uçağın kararlı halde uçabilmesi için uçağa otomatik kontrol sistemlerinin veya kararlılık destekleyici sistemlerin (stability augmentation systems) eklenmesi ile uçağın suni kararlı hale getirilmesi gerekmektedir [23].

### 4.3.3 Seyir uçuşu uzunlamasına kararlılık analizi

Seyir uçuşu kararlılık incelemesinde, denge analizlerinde belirtilen 842 m irtifa ve 20 m/s seyir hızı uçuşu için A sistem matrisinde yer alan aerodinamik türevler hesaplanır. Bulunan türevler yerine konulduğunda A matrisi, denklem (4.40) verildiği şekilde elde edilir.

$$A = \begin{bmatrix} -0.10209 & 0,21319 & 0 & -9,81 \\ -1,0502 & -5,0668 & 20 & 0 \\ 0,2814 & -0,1443 & -2,2436 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.40)$$

Aynı zamanda karakteristik denklem kökleri olan A matrisinin özdeğerleri  $\det|\lambda I - A| = 0$  formülü ile çözümlerse kısa ve uzun periyot için Tablo 4.4'de verilen sonuçlar bulunur. Tablo 4.4'de, ilgili uçuş değerleri için hesaplan doğal frekans ve sönümlenme oranları da ayrıca gösterilmiştir.

**Tablo 4.4.** Seyir uçuşu uzunlamasına hareket özellikleri

Mod Tipi	Özdeğerler	$w_n$ (rad/s)	$\zeta$
Kısa Periyot Modu	$= -4,3915 \pm 4,0713i$	5,9884	0,73334
Uzun (Fügoid) Periyot Modu	$= -0,02643 \pm 0,4924i$	0,49311	0,03605

Özdeğerlerin tamamı sanal eksen takımında gösterilirse, tüm köklerin, reel kısımlarının negatif olması nedeniyle, sanal eksenin sol tarafında bulunduğu görülecektir. Bu durum, uçağın 20 m/s hızda ve 842 m irtifadaki seyir uçuşunda doğal kararlı olduğunu göstermektedir.

Tablo 4.5’de farklı hız değerlerindeki kararlı seyir uçuşu durumları için uzunlamasına hareket kısa ve uzun periyot modları gösterilmiştir.

**Tablo 4.5.** *Farklı denge uçuşu durumları için uzunlamasına hareket modları*

Uçuş Verileri	Kısa Periyot Modu	Uzun Periyot Modu
$V_{\infty} = 16 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-3,5228 \pm 3,2539i$	$-0,01158 \pm 0,4924i$
$V_{\infty} = 18 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-3,9569 \pm 3,6627i$	$-0,01929 \pm 0,4925i$
$V_{\infty} = 20 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-4,3915 \pm 4,0713i$	$-0,02643 \pm 0,4924i$

Tablo 4.5’de verilen değerler dikkate alındığında seyir uçuşu için kararlılık destekleyici sisteme ihtiyacı olmadığı sonucuna varılmıştır.

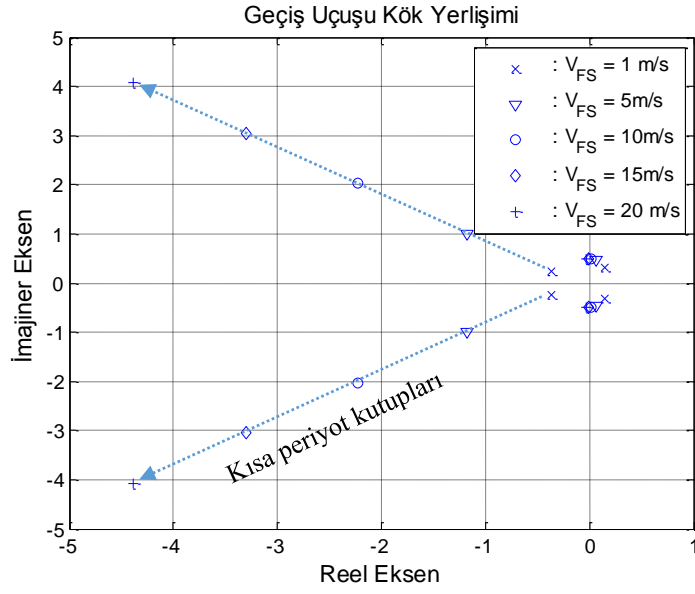
#### 4.3.4 Geçiş uçuşu uzunlamasına kararlılık analizi

Bölüm 4.1.3’de geçiş uçuşu modunda, uçağın farklı hız değerleri için motor açıları, motor gaz kolu ayarları ve yunuslama dümeni açıları hesaplanmıştır. Denklem (4.32) verilen durum uzayı gösterimindeki A sistem matrisinde yer alan aerodinamik türev değerleri 1 m/s, 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s ve 20 m/s hız değerlerinde hesaplanarak yerline konulmuş ve A matrisin özdeğerleri hesaplanmıştır. Elde edilen özdeğerler, uzun ve kısa periyot modlarına göre Tablo 4.6’da gösterilmiştir. Geçiş uçuşunda aerodinamik türevlerin motor açılarının değişiminden etkilenmediği kabulü yapılmıştır.

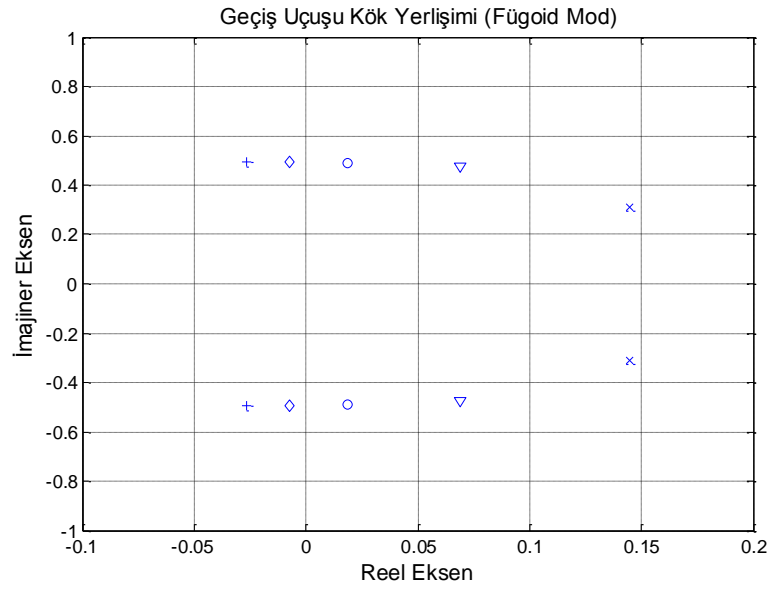
Şekil 4.3 ve 4.4’de, sırasıyla kısa periyot ve uzun periyot modları köklerinin sanal eksen takımındaki yerleri gösterilmiştir. İncelenen hız aralıklarının sıklaştırılmasıyla yapılan hesaplamalarda, karakteristik denklem köklerinin tamamının 13,5 m/s den daha hızlı uçuşlarda sanal eksen takımının sol tarafında yerleştiği görülmüştür. Bu durum, uçağın 13,5 m/s den daha düşük hızlarda doğal karasız bir yapıda olduğunu ve kontrol destekleyici sisteme ihtiyaç duyduğunu göstermektedir. 13,5 m/s den yüksek hızlarda kararlılık destek sistemine ihtiyaç bulunmamaktadır.

**Tablo 4.6.** *Geçiş uçuşu farklı denge durumları için uzunlamasına hareket modları*

Uçuş Verileri	Kısa Periyot Modu	Uzun Periyot Modu
$V_{\infty} = 01 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-0,3658 \pm 0,2298i$	$0,1449 \pm 0,3095i$
$V_{\infty} = 05 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-1,1736 \pm 1,0019i$	$0,0691 \pm 0,4733i$
$V_{\infty} = 10 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-2,2275 \pm 2,0260i$	$0,0184 \pm 0,49i$
$V_{\infty} = 15 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-3,3060 \pm 3,0495i$	$-0,0074 \pm 0,4923i$
$V_{\infty} = 20 \text{ m/s}; h = 842 \text{ m}$	$-4,3915 \pm 4,0713i$	$-0,02643 \pm 0,4924i$



Şekil 4.3. Geçiş uçuşu için köklerin sanal eksende gösterimi



Şekil 4.4. Geçiş uçuşu uzun periyot köklerin sanal eksende gösterimi

#### 4.4 Kararlılık İncelemesi Sonucu

Bu bölümde yapılan çalışmalar sonucunda uçağın 842 m irtifa ve 20 m/s uçuş hızında doğal kararlı olduğu; askı durumunda ve geçiş uçuşunun 13,5 m/s düşük hızlarda kararsız bir yapıya sahip olduğu matematiksel modellerle gösterilmiştir. İlerleyen bölümlerde uçağın kararsız bölgede sağlıklı şekilde kontrol edilebilmesi için geliştirilen kararlılık/kontrol destekleyici sistem tasarımı ve uçağa entegrasi gösterilecektir.

## **5 KONTROL STRATEJİSİ VE OTOMATİK UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI**

### **5.1 Giriş**

Bölüm 4’de, tasarlanan uçağın askı uçuşunda ve 13,5 m/s den düşük uçuş hızına sahip geçiş uçuşu fazlarında doğal kararsız olduğu; 20 m/s seyir uçuşu fazında doğal kararlı olduğu gösterilmiştir. Ele alınan uçağın, uçuş testlerinin başarıyla icra edilebilmesi için kararsız durumların, kararlı hale getirilmesi gerekmektedir. Uçağın istenilen sönümlenme oranı, aşım değeri ve yerleşim zamanı (settling time) olarak belirlenen kararlılık özelliklerine sahip olması için iki farklı yöntem takip edilebilir [23]. Birinci yöntem, uçak tasarımının yeniden gözden geçirilmesi ve gerekli kontrol özelliklerini sağlayacak geometrik değişikliklerin yapılmasıdır. Bu yöntem, zaman alıcı ve beraberinde yeni kararsız durumları getirip getirmeyeceği belirsiz olan bir yaklaşımdır. Diğer taraftan, ikinci yöntem, uçağa kapalı çevrim otomatik uçuş kontrol sistemlerinin eklenmesidir. Böylece uçak suni kararlı hale getirilebilir ve istenilen kararlılık özelliklerine malik kılınabilir. Uçağa otomatik uçuş kontrol sistemi eklenerek uçağın kararlılık özelliklerinin istenilen seviyeye getirilmesi, birinci yöntemde öngörülen tasarım süreçlerinin yenilenmesine göre daha kısa süreli, düşük maliyetli ve daha uygulanabilir görülmektedir. Bu nedenle tasarlanan uçağa kapalı çevrim otomatik uçuş kontrol sistemi eklenmesine karar verilmiştir.

Birinci kısımda, tasarlanan uçağın farklı uçuş modlarında yalpa, yunuslama ve istikamet hareketlerinin kontrol edilmesi için belirlenen kontrol stratejisi tanımlanmıştır. Daha sonra, literatürde uçakların, kararlılık özellikleri ve kontrol kolaylığı bakımından sınıflandırılması için kullanılan temel uçuş kontrol nitelikleri tanımlanmıştır. Son olarak, uçağın askı, geçiş ve konvansiyonel uçuş modları için geliştirilen otomatik kontrol sistemleri ve sonuçta elde edilen kararlılık özellikleri verilmiştir.

### **5.2 Uçuş Modlarına Göre Kontrol Stratejisi ve Kontrol Elemanları**

Tasarlanan uçak askı uçuşu, geçiş uçuşu ve konvansiyonel seyir uçuşu olmak üzere üç farklı uçuş moduna sahiptir. Her uçuş modu kendi içerisinde başlı başına bir kontrol stratejisi barındırmak durumundadır. Bunun yanı sıra, uçağın kontrol edilebilmesi ve istenilen hareketleri yapabilmesi için her uçuş modunda ilgili hareketin kontrolünü sağlayacak olan kontrol elemanlarının belirlenmesi gerekmektedir.

Dikey uçuş modunda, uçak havada asılı kalabilmekte, x-ekseni, y-ekseni ve z-ekseni doğrultusunda hareket edebilmektedir. X ve y-ekseni doğrultusundaki hareketler küçük yalpa veya yunuslama açısı değişimleri ile sağlanmaktadır. Ön motorlar arasındaki ayırık itki değişimleri ile uçağa bir yalpa açısal hızı kazandırılmakta, böylece uçağın denge durumu yalpa açısı değiştirilmektedir. Yalpa açısındaki değişim sayesinde y-ekseni doğrultusunda hareket sağlanmaktadır. Aynı şekilde ön motorlar ve arka motor arasındaki ayırık itki değişimi sayesinde uçağın denge durumundaki yunuslama açısı değiştirilmektedir. Yunuslama açısındaki bu açı değişimi sayesinde x-ekseni doğrultusunda öne ve arkaya hareket sağlanmaktadır. Herhangi bir açı değişimi olmaksızın, tüm motorların itki değerleri orantılı olarak değiştirilerek z-ekseni doğrultusunda yukarı aşağı hareket sağlanmaktadır. Askı uçuşunda istikamet kontrolü, ön motorların meyil açılarının eşit ve ters yönde yaptığı küçük açı değişimleri ile sağlanmaktadır. Motor meyil açılarından birinin açısı 90 derecenin altına indirilirken diğeri 90 derecenin üzerine çıkarılarak kuvvet çifti oluşturulur. Bu şekilde z-ekseni etrafında oluşturulan moment sayesinde uçağın istenilen istikamete dönüş yapması sağlanır.

Geçiş uçuşu modunda, yunuslama kontrolü, arka motor ve yunuslama dümeninin ortak çalışmasıyla yapılmaktadır. Bölüm 4’de, hıza bağlı olarak arka motor gaz kolu ve yunuslama dümeni açısı hesaplanmış olmakla beraber, imal edilen uçakta kullanılan hız duyargasının hassasiyeti nedeniyle hıza bağlı kontrol yapılamamıştır. Bunun yerine arka motor itki değeri, meyil açısı değerine bağlı olarak değiştirilmiştir. Yunuslama kontrolünde, arka motora eklenen otomatik kontrol sistemi ile geçiş uçuşu esnasında uçağın yunuslama açısının 0 derecede sabit tutulması sağlanmaya çalışılmıştır. Geçiş uçuşunda yalpa kontrolü, yalpa dümenleri ve ana motor meyil açılarındaki değişimlerle kontrol edilmiştir. Yine geçiş uçuşunda, özellikle yalpa ve istikamet kontrolünün birbirini etkilemesi nedeniyle istikamet kontrolü ön motor itki değişimleri ve bu değişime bağlı meyil açılarının ayarlanması sonucunda yapılmıştır. Geçiş uçuşunda, uçağın yunuslama açısının ve yalpa açısının korunmasına yönelik geliştirilen kontrol sistemi, uçak üzerine yerleştirilen uçuş kontrol kartına kodlanmıştır.

Seyir uçuşunda tüm kontroller konvansiyonel yalpa, yunuslama ve istikamet dümenleri ile yapılmaktadır.

Tablo 5.1’de farklı uçuş modlarına göre uçağın kontrol elemanları kısaca gösterilmiştir.

### 5.3 Uçuş Nitelikleri

Tasarlanan uçağın kontrol özelliklerinin anlamlı olarak değerlendirilebilmesi için literatürde belirlenmiş uçuş kontrol niteliklerinin tanımlanması ve mevcut uçağın kararlılık özelliklerinin bu niteliklere göre kıyaslanması gerekmektedir.

**Tablo 5.1.** Uçuş modlarına göre kontrol elemanları

Uçuş Modu	Yunuslama Hareketi Kontrolü	Yalpa Hareketi Kontrolü	İstikamet Hareketi Kontrolü
Dikey Uçuş	Arka motor itki değişimi	Ön motorlar itki değişimi	Ön motorlar meyil açısı değişimi
Geçiş Uçuşu	Arka motor itki değişimi + Yunuslama dümeni açısı değişimi	Eşzamanlı, ön motorlar meyil açısı ve ön motorlar itki değişimi	
Kon. Uçuş	Yunuslama dümeni açısı değişimi	Yalpa dümeni açısı değişimi	İstikamet dümeni açısı değişimi

Yapılan çalışmalar sonucunda, uçakların pilotlar tarafından kontrol edilebilirlik seviyeleri, havacılık otoriteleri tarafından derlenerek belirli uçuş nitelikleri (flying qualities) seviyeleri tanımlanmıştır. Belirlenen bu seviyeler MIL-F-8785C yönetmeliğinde (regulation) belirtilmiştir [18]. İlgili yönetmelikte belirtilen uçak sınıfı, kategorisi ve uçuş nitelikleri seviyelerine göre uçağın sahip olması gereken sönümleme katsayıları Tablo 5.1’de ve Tablo 5.2’de belirtilmiştir [22].

**Tablo 5.2.** Kısa periyot modu uçuş nitelikleri seviyelerine göre sönümleme oranları

	Kategori A – C		Kategori B	
	$\zeta_{sp,min}$	$\zeta_{sp,mak}$	$\zeta_{sp,min}$	$\zeta_{sp,min}$
Seviye I	0,35	1,30	0,3	2,0
Seviye II	0,25	2,00	0,2	2,0
Seviye III	0,15	-	0,15	-

**Tablo 5.3.** Uzun periyot modu uçuş nitelikleri seviyelerine göre sönümleme oranları

	$\zeta, T_d$
Seviye I	$\zeta > 0,04$
Seviye II	$\zeta > 0$
Seviye III	$T_d > 55s$

Tablo 5.2’de ve 5.3’de belirtilen seviyeler, pilotun uçağı kontrol edebilme kolaylığına göre Cooper-Harper Seviye Belirleme Yöntemi’ne [22] göre belirlenmiş seviyelerdir ve açıklamaları aşağıda verilmiştir.



- Seviye I: Uçuş nitelikleri, görev aşamaları (mission flight phase) için yeterlidir.
- Seviye II: Uçuş nitelikleri, görev aşamaları için yeterlidir fakat bazı durumlarda pilot yükü artmakta veya görev aşamaları kısıtlanmakta veya her iki durum oluşmaktadır.
- Seviye III: Uçuş nitelikleri, görev aşamalarının kontrol edilebilmesine olanak sağlıyor fakat pilot yükü çok fazla artıyor veya görev aşamaları çok kısıtlanıyor.

Tablo 5.2’de belirtilen seviyelerin yanı sıra, uçuş aşamaları üç kategori altında toplanmıştır. Bu kategorilerden A ve B kategorileri, hassas uçuş özellikleri gerektiren uçuş aşamalarını kapsarken C kategorisi, standart kalkış, standart iniş vb. gibi belli uçuş aşamalarını kapsamaktadır.

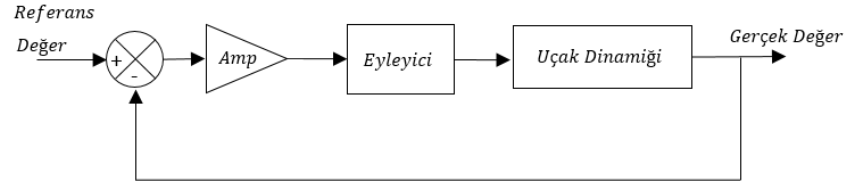
Tasarlanan uçağın kolay bir şekilde kontrol edilip edilemediğinin belirlenmesinde Tablo 5.2 ve Tablo 5.3’de verilen sönümlenme oranları baz alınmış ve genel itibarıyla tüm uçuş modlarında sönümlenme oranının 0,7 – 0,9 civarında olması istenmiştir.

#### **5.4 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemleri**

Hava araçlarında kullanılan otomatik uçuş kontrol sistemleri, temel olarak, kararlılık destekleyici sistem (Stability Augmentation System) ve oto-pilot olarak iki şekilde tanımlanabilir. Kararlılık destekleyici sistemler (KDS), özellikle kısa periyot, yalpa (roll) ve salınımlı-yalpa (dutch-roll) gibi yüksek frekanslı modların sönümlenebilmesi için kullanılırlar. Böylece kararsız veya yetersiz kararlılık özelliklerine sahip modların, istenilen kararlılık özelliklerine sahip olması sağlanır. Diğer taraftan, oto-pilot sistemleri özellikle yunuslama açısı, irtifa, istikamet, hız gibi belirli uçuş özelliklerinin sürdürülebilmesi için kullanılır. Gerek kararlılık destekleyici sistemler gerek oto-pilot sistemleri kapalı çevrim kontrol sistemleridir. Yetersiz kararlılık özelliklerine sahip uçaklarda oto-pilot çevrimi içine kararlılık destekleyici çevrimler yerleştirilerek uçağın istenilen kararlılık özelliklerine sahip olması sağlanabilir [23].

Bu tez kapsamında, ele alınan uçağın, kararsız olduğu durumların kararlı hale getirilmesi ve yeterli kontrol özelliklerinin sağlanması amacıyla kapalı çevrim, oransal (P) ve/veya oransal/integral (PI) otomatik kontrol sistemlerinin kullanılmasına karar verilmiştir. Kapalı çevrim otomatik kontrol yönteminde, klasik kontrol metotları ile tanımlanan, referans değer ve mevcut değer arasındaki hata büyüklüğüne göre kontrol

girişlerinin oluşturularak ilgili uçuş parametresinin kontrol edilmesi sağlanmaktadır. Tek çevrimden oluşan, temel bir kapalı çevrim otomatik kontrol yöntemi Şekil 5.1’de gösterilmiştir.



**Şekil 5.1.** Tek döngülü, kapalı çevrim otomatik kontrol yöntemi şematik diyagramı

İlgili kontrol yönteminin uygulanabilmesi için öncelikle uçağın transfer fonksiyonlarına ihtiyaç vardır. Bu nedenle, öncelikle hareket denklemlerinin durum uzayı modeli oluşturulmuş ve daha sonra referans [30, 31]’da belirtilen, durum uzayı –transfer denklem bağıntılarından faydalanılarak gerekli transfer fonksiyonları elde edilmiştir.

Aşağıdaki alt başlıklarda, askı ve geçiş uçuşu modları için kullanılan kapalı çevrim otomatik kontrol çevrimleri ve bu otomatik kontrol yöntemleri sayesinde elde edilen kararlılık özellikleri gösterilmiştir.

#### 5.4.1 Askı uçuşu uzunlamasına hareket kontrolü

Bölüm 4.2’de askı uçuşunun karakteristik denklem kökleri sanal eksen takımında, sanal eksen üzerinde ( $\lambda_{1,2,3,4} = 0$ ) bulunmuş ve bu şekilde uçağın askı uçuşunda kararsız olduğu belirlenmişti.

Askı uçuşu uzunlamasına hareket kontrolünde, kontrol elemanları olarak arka motor ve ön motor gaz kolu ayarları kullanılmıştır. Bölüm 4’de denklem (4.34)’de tanımlanan B matrisinde yer alan kontrol kuvvet ve moment terimleri,  $M_w$  sıfır kabul edilerek, aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$X_c = 0 \quad (5.1)$$

$$Z_c = -\frac{2T_m \Delta \delta_{tm}}{m} - \frac{T_a \Delta \delta_{t3}}{m} \quad (5.2)$$

$$M_c = \frac{2T_m \Delta \delta_{tm} l_{tmx}}{I_y} - \frac{T_a \Delta \delta_{t3} l_{tax}}{I_y} \quad (5.3)$$

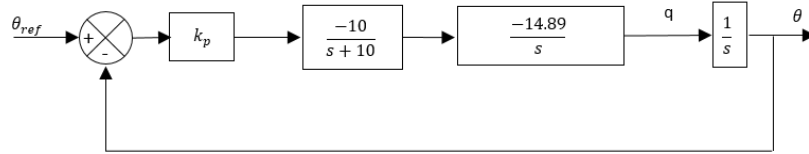
Denklem (4.32)’de belirtilen durum uzay gösterimi askı uçuşu için yeniden gösterilir ve denklem (5.1) – (5.3)’ de tanımlanan kontrol kuvvetleri yerine yazılırsa aşağıdaki matris gösterimi elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -g \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -9,294 & -4,213 \\ 10,945 & -14,885 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_{tm} \\ \Delta \delta_{t3} \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

Referans [30]'de belirtilen durum uzayı gösterimi ile transfer fonksiyonu bağlantıları kullanılarak, yunuslama açışal hızının arka motor gaz kolu ayarına göre değişimini belirten transfer denklemi aşağıdaki gibi bulunur.

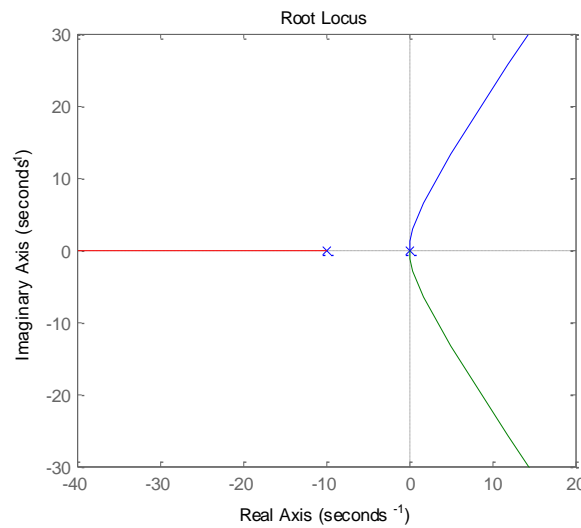
$$\frac{\Delta q}{\Delta \delta_{t3}} = -\frac{14,89}{s} \quad (5.5)$$

Kullanılan motorların, 10 rad/s lik kırınım frekansına (break frequency) sahip birinci mertebeden gecikmeli sistem (first-order lag) olduğu kabulü [26] yapılarak sisteme dâhil edildiğinde, aşağıdaki kapalı çevrim blok diyagramı oluşturulabilir.



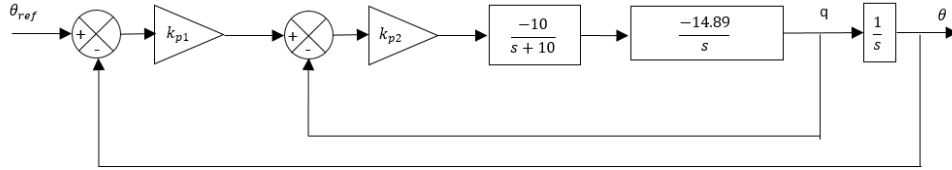
Şekil 5.2. Askı uçuşu kapalı çevrim yunuslama açışal kontrolü

Şekil 5.2’de verilen kapalı çevrim kontrolör için sistemi kararlı yapacak  $k_p$  kazanç değerinin bulunması için kapalı çevrim transfer denkleminin karakteristik denkleminin kök yer eğrisi (root locus) incelemesi yapılmıştır. MATLAB® yazılımı kullanılarak oluşturulan kök yer eğrisi grafiği Şekil 5.3’de gösterilmiştir.



Şekil 5.3. Tek çevrim kontrol için kök yer eğrisi (root locus) gösterimi

Şekil 5.3'den anlaşılacağı üzere sistem kazanç belirleme ile kararlı hale getirilememektedir. Bu nedenle sistemin kararlılık özelliklerini istenilen seviyeye getirmek için bir iç döngü yerleştirmesi yapılmıştır. Yeni oluşturulan kapalı çevrim döngüsü Şekil 5.4'de gösterilmiştir. Şekil 5.4'de verilen kontrol çevriminde, iç döngüde geri beslemeli yunuslama açısal hızı kontrolü yapılırken, dış döngüde yunuslama açısı kontrolü yapılmıştır.



**Şekil 5.4.** Yunuslama açısal hızı geri beslemeli yunuslama açısı kontrolü

Oluşturulan yeni kontrol çevriminde, öncelikli olarak iç döngüyü kararlı yapan  $k_{p2}$  seçimi için kök yer eğrisi grafiği çizilmiştir. İç döngü için çizilen kök yer eğrisi grafiği Şekil 5.5a'da gösterilmiştir. İlgili grafik ve MATLAB® yazılımının *rlocfind* komutu kullanılarak sönümlenme oranı ( $\zeta$ ) 0,9 olacak şekilde, “a” ve “b” kökleri için  $k_{p2}$  değeri 0,20 olarak bulunmuştur. Şekil 5.5b'de,  $k_{p2}$  değeri çevrimde yerine konularak çizdirilen dış döngü kök yer eğrisi grafiği görülmektedir. Tablo 5.1'de verilen kontrol seviyeleri dikkate alınarak, sönümlenme oranı ( $\zeta$ ) 0,9 olacak şekilde, “c” ve “d” kökleri için  $k_{p1}$  değeri *rlocfind* komutu ile 1.05 olarak bulunmuştur.

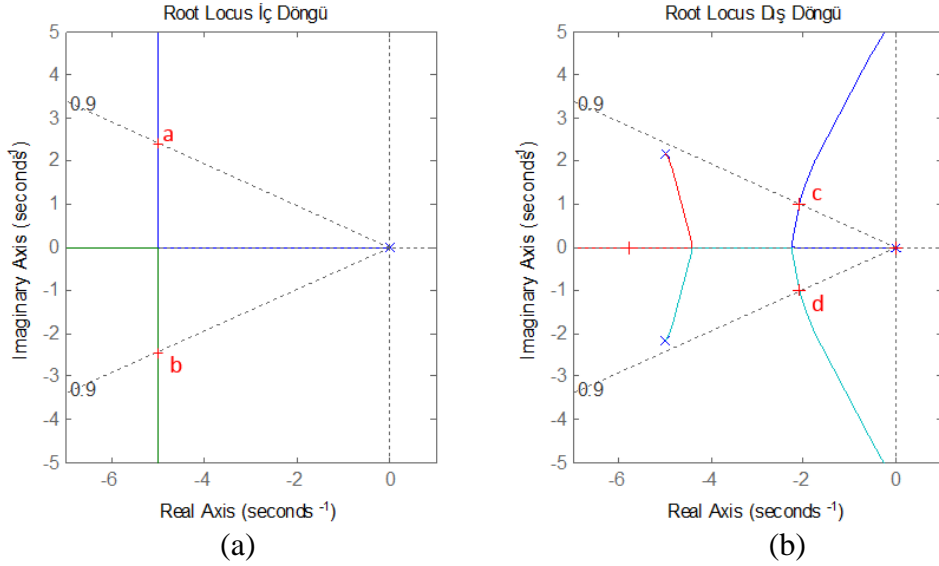
İlgili kazançlar yerlerine konularak bulunan kutuplar aşağıda belirtilmiştir.

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= -10.000; & \lambda_2 &= -5,7923 \\ \lambda_3 &= -2,1039 + 0,9907i; & \lambda_4 &= -2,1039 - 0,9907i \end{aligned}$$

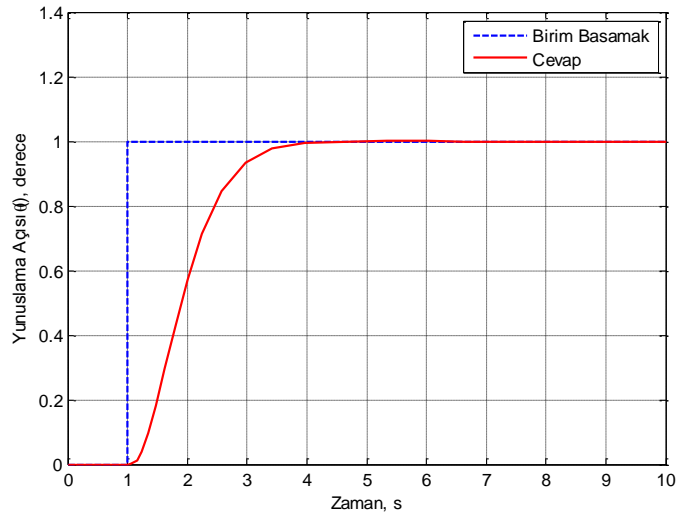
Şekil 5.6'da, yukarıda geliştirilen kontrol çevrimi ile elde edilen birim basamak cevabı gösterilmiştir.

Oluşturulan yeni blok diyagramı, gerekli kodlama çalışmaları yapılarak imal edilen test uçaklarında denenmiştir. Bu kontrol çevrimi ile yapılan test çalışmalarında, uçak verilen referans açısını koruyamamış, referans değerden yavaş ama devamlı olarak artan bir sapma hareketi göstermiştir. Diğer bir deyişle, açısal hız kararlı (durağan) durum hatası (steady state error) göstermiştir. Bu hatanın, sistemde modellenmemiş bir durumdan kaynaklandığı düşünülmüştür. Bu nedenle, kararlı (durağan) durum hatasının giderilmesi için sisteme bir integral kontrolcüsünün eklenmesi gerektiğine karar

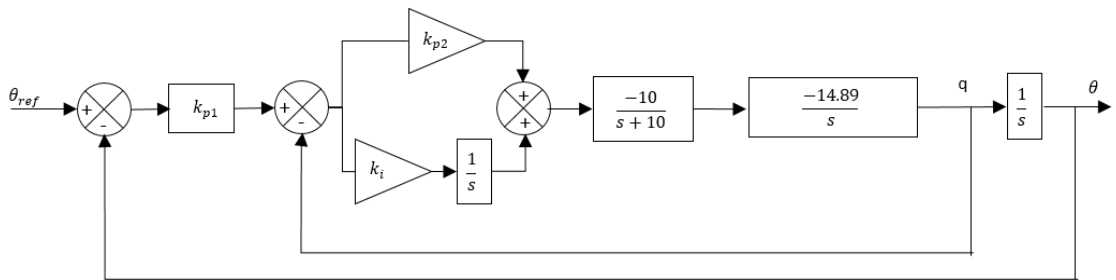
verilmiştir. Böylece, askı uçuşu yunuslama kontrolü için oransal-integral (PI) kontrolörüne sahip çift döngülü, yeni bir kapalı kontrol çevrimi oluşturulmuştur. Yeni döngünün blok diyagramı Şekil 5.7’de gösterilmiştir.



Şekil 5.5. Çift döngülü sistem iç ve dış döngü kök yer eğrisi grafikleri



Şekil 5.6. Yunuslama açısı birim basamak cevabı



Şekil 5.7. PI Kontrollü yunuslama açısı hızı geri beslemeli yunuslama açısı kontrolü

Şekil 5.7’de verilen blok diyagram, aynı zamanda MATLAB Simulink® yazılımında modellenmiş ve  $k_{p1}$ ,  $k_{p2}$  ve  $k_i$  kazançları, MATLAB Simulink® yazılımının otomatik ayarlama fonksiyonu kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen değerler başlangıç değerleri olarak kabul edilerek, imal edilen test sistemlerinde denemeler yapılmış ve en uygun kazanç katsayıları bulunmaya çalışılmıştır. Bu çalışmalar sonucunda aşağıdaki değerler belirlenmiştir.

$$k_{p1} = 1,5; k_{p2} = 7; k_i = 0,120;$$

#### 5.4.2 Geçiş uçuşu uzunlamasına hareket kontrolü

Geçiş uçuşu, uçağın havadaki askı uçuşu modundan, konvansiyonel uçuş moduna geçiş yaptığı uçuş fazıdır. Geçiş başlangıcında ana motorlar gövde x-eksenine göre 90 derece açıda bulunur ve uçuş süresince azalarak 0 derece pozisyona gelir. Motor meyil açıları 0 derece pozisyonuna geldiğinde, uçak konvansiyonel seyir uçuşuna geçmiş bulunur. Bu geçiş esnasında uçak hızının, 0 m/s civarından 20 m/s civarına ulaşması istenmektedir.

Bölüm 4’de yapılan denge durumu analizlerinde, uçağın geçiş uçuşunu yatay pozisyonunu koruyarak gerçekleştirebilmesi için gerekli motor açıları, motor gaz kolu ayarları, uçuş hızı ve yunuslama dümeni açısı değerleri hesaplanmıştır. Bölüm 4.2’de yapılan kararlılık incelemesinde uçağın 13,5 m/s den daha düşük uçuş hızlarında doğal kararsız yapıda olduğu görülmüştür.

Geçiş uçuşu modu için kullanılacak otomatik kontrol sisteminin, askı uçuşunda olduğu gibi, kapalı çevrim, oransal (P) ve/veya oransal/integral (PI) otomatik kontrol yöntemi olmasına karar verilmiştir. Uçağın dinamiklerine uygun kapalı çevrim otomatik kontrol sisteminin tasarlanması için öncelikli olarak uçağın geçiş uçuşu referans durumları için transfer fonksiyonlarının oluşturulması gerekmektedir. Transfer fonksiyonlarının oluşturulabilmesi için referans [30, 31]’de verilen durum uzayı – transfer fonksiyonu bağıntılarından faydalanılmıştır.

Denklem (4.32)’de verilen hareket denklemleri durum uzayı gösterimi denklem (5.6)’da yeniden verilmiştir. Geçiş süresince uzunlamasına harekete etki eden girdiler, yunuslama dümeni, arka motor ve ön motorlar gaz kolu ayarlarıdır.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ (M_u + M_{\dot{w}}Z_u) & (M_w + M_{\dot{w}}Z_w) & (M_q + M_{\dot{w}}U_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_c \\ Z_c \\ (M_c + M_{\dot{w}}Z_c) \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_c] \quad (5.6)$$

Denklem (5.6)'da geçiş uçuşu için kullanılan kontrol kuvvet ve moment ifadeleri,  $M_{\dot{w}}$  sıfır kabul edilerek, aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$X_c = \frac{1}{m} (X_{\delta_e} \Delta \delta_e + 2T_m \cos(\mu_m) \Delta \delta_{tm}) \quad (5.7)$$

$$Z_c = \frac{1}{m} (Z_{\delta_e} \Delta \delta_e - 2T_m \sin(\mu_m) \Delta \delta_{tm} \mu_m - T_a \Delta \delta_{t3}) \quad (5.8)$$

$$M_c = \frac{1}{I_y} (M_{\delta_e} \Delta \delta_e + 2T_m \mu_m \sin(\mu_m) l_{tmx} \Delta \delta_{tm} - T_a l_{tax} \Delta \delta_{t3}) \quad (5.9)$$

Yukarıdaki ifadeler geçiş uçuşu için durum uzayı gösteriminde yerine yazılırsa aşağıdaki matris gösterimi elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ (M_u + M_{\dot{w}}Z_u) & (M_w + M_{\dot{w}}Z_w) & (M_q + M_{\dot{w}}u_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e}/m & 2T_m \cos(\mu_m)/m & 0 \\ Z_{\delta_e}/m & -2T_m \sin(\mu_m)/m & -T_a/m \\ M_{\delta_e} \Delta \delta_e / I_y & 2T_m \mu_m \sin(\mu_m) l_{tmx} / I_y & -T_a l_{tax} / I_y \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_{tm} \\ \Delta \delta_{t3} \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

Denklem (5.10)'da verilen durum uzayı gösterimi, geçiş uçuşu için genel gösterimdir. Geçiş uçuşu için Bölüm 4'de yapılan denge durumu incelemesi sonuçlarına göre, denklem (5.10)'da değerleri her bir denge durumu için hesaplanarak yerine konulmalı ve bu denge durumları için arka motor – yunuslama açısız hızı transfer denklemleri yazılmalıdır. Yukarıda belirtilen matrislerdeki kararlılık türevleri, kuvvet ve moment değerleri 1 m/s, 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s değerleri için hesaplanmış ve yunuslama açısız hızı – arka motor gaz kolu ayarı transfer denklemleri aşağıda gösterilmiştir. Örnek olması bakımında, 1 m/s hız ve  $\mu_m = 87,31$  derece için elde edilen türev, kuvvet ve moment değerleri A ve B matrislerinde gösterilmiştir. Diğer hız ve açı değerleri için direkt olarak arka motor gaz kolu ayarı – yunuslama açısız hızı transfer denklemleri gösterilmiştir.

$V = 1 \text{ m/s}$  ve  $\mu_m = 87,31$  derece denge durumu için;

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,004 & 0,009 & 0 & -9,81 \\ -0,038 & -0,161 & 1 & 0 \\ 0,003 & -0,044 & -0,277 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0,436 & 0 \\ \sim 0 & -9,283 & -4,213 \\ -0,01 & 10,933 & -14,885 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_{tm} \\ \Delta \delta_{t3} \end{bmatrix} \quad (5.11)$$

$V = 1 \text{ m/s}$  ve  $\mu_m = 87,31$  derece durumunda, arka motor – yunuslama açısıl hızı transfer denklemi aşağıdaki gibi bulunur.

$$\frac{\Delta q}{\Delta \delta_{t3}} = \frac{-(14,89s^3 + 2,268s^2 + 0,0143s)}{s^4 + 0,442s^3 + 0,091s^2 + 0,031s + 0,0218} \quad (5.12)$$

$V = 5 \text{ m/s}$  ve  $\mu_m = 86,82$  derece denge durumu için;

$$\frac{\Delta q}{\Delta \delta_{t3}} = \frac{-(14,853s^3 + 11,314s^2 + 0,355s)}{s^4 + 2,209s^3 + 2,285s^2 + 0,208s + 0,545} \quad (5.13)$$

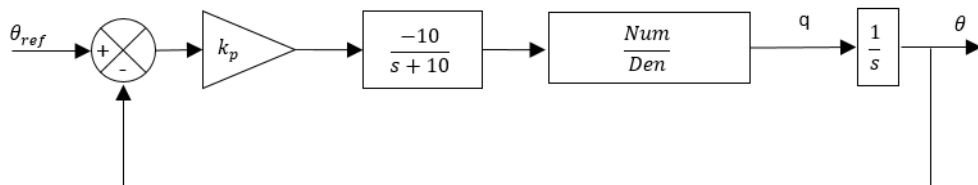
$V = 10 \text{ m/s}$  ve  $\mu_m = 84,5$  derece için;

$$\frac{\Delta q}{\Delta \delta_{t3}} = \frac{-(14,82s^3 + 22,587s^2 + 1,420s)}{s^4 + 4,420s^3 + 9,142s^2 + 0,736s + 2,18} \quad (5.14)$$

$V = 15 \text{ m/s}$  ve  $\mu_m = 79,83$  derece denge durumu için;

$$\frac{\Delta q}{\Delta \delta_{t3}} = \frac{-(14,651s^3 + 33,482s^2 + 3,158s)}{s^4 + 6,626s^3 + 20,57s^2 + 1,903s + 4,905} \quad (5.15)$$

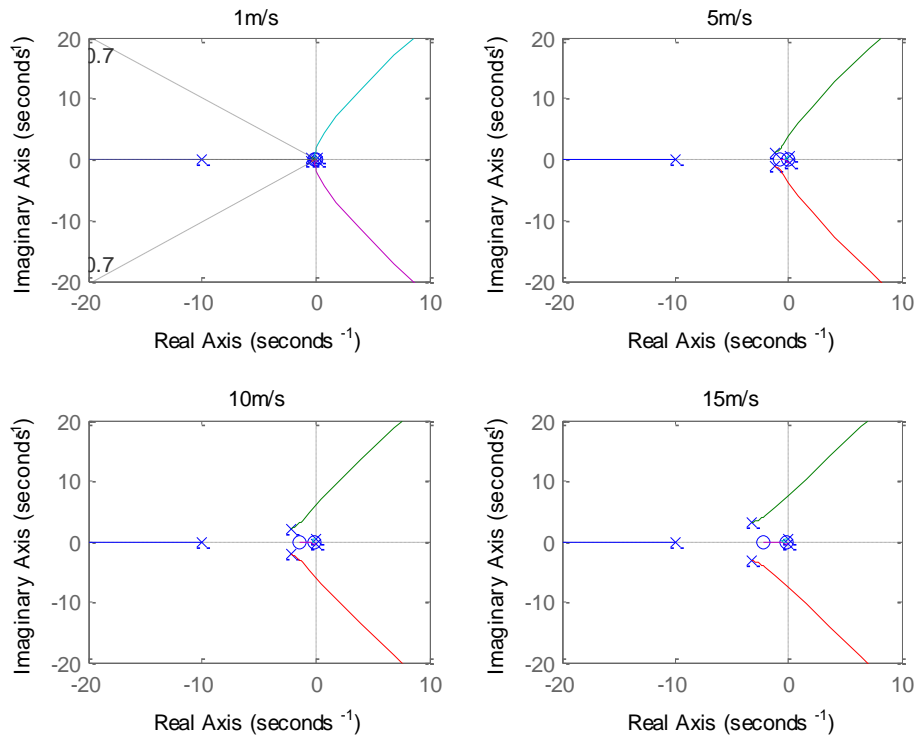
Yukarıdaki transfer denklemleri, Bölüm 4’de 1, 5, 10 ve 15 m/s uçuş hızlarındaki denge durumları için hesaplanan, ön motor meyil açıları, ön ve arka motor gaz kolu ayarları ve ilgili hızlar için hesaplanan aerodinamik türevlerin A ve B matrislerinde yerlerine konulmasıyla elde edilmiştir. Belirlenen bu referans denge durumları için elde edilen transfer denklemleri Şekil 5.8’de verilen kapalı çevrim otomatik kontrol sisteminde yerine yazılarak uçak cevabı incelemeleri yapılmıştır.



Şekil 5.8. Geçiş uçuşu modu tek döngülü kapalı çevrim otomatik kontrol diyagramı

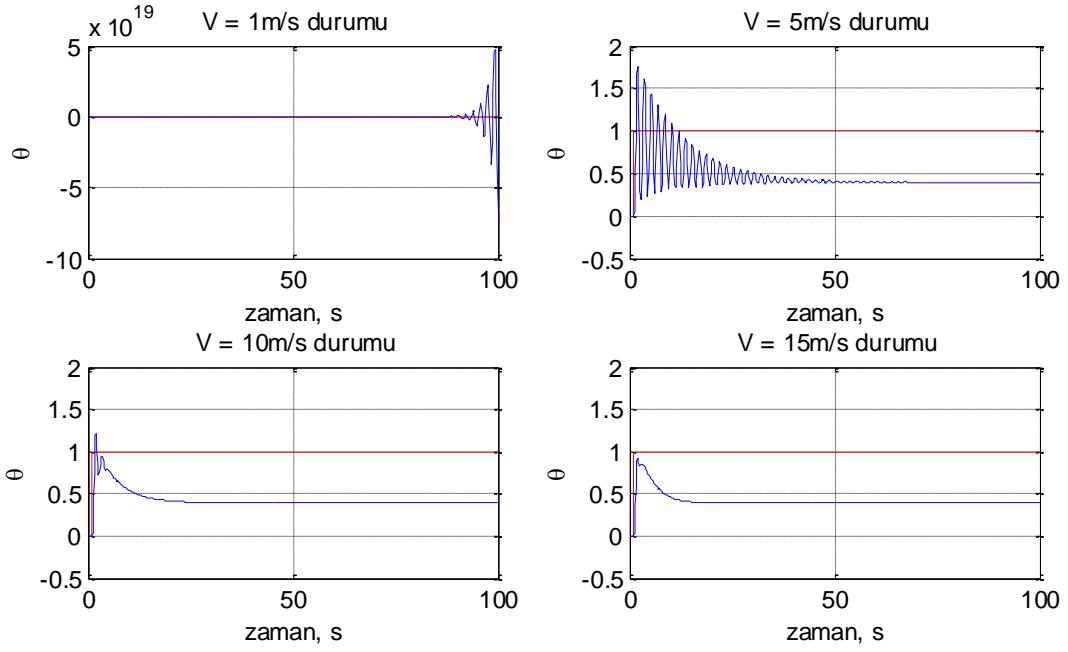


Şekil 5.8’de verilen blok diyagramında  $\frac{Num}{Den}$  olarak ifade edilen kısım, referans denge durumları için elde edilen transfer fonksiyonları olan  $\frac{\Delta q}{\Delta \delta_{t3}}$  fonksiyonlarının tanımlandığı bloktur. Bu denge durumları etrafında kök yer eğrisi gösterimiyle her bir referans denge durumu için  $k_p$  kazanç değeri incelemesi yapılmıştır. İncelenen denge durumları için kök yer eğrisi grafikleri Şekil 5.9’da verilmiştir. Referans olarak belirlenen 1 m/s hız değeri denge durumu için sistemi kararlı hale getiren bir kazanç değeri bulunamamıştır. Bunun yanında diğer denge durumlarının kararlı olduğu  $k_p$  kazanç değeri bulunmuştur.



**Şekil 5.9.** 1 m/s, 5 m/s, 10 m/s ve 15 m/s için kök yer eğrisi grafikleri

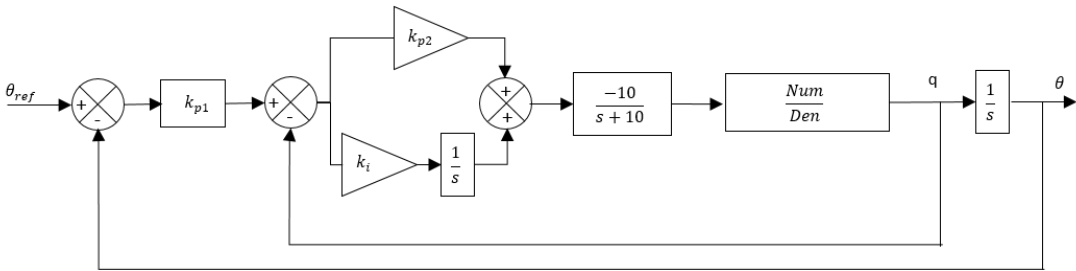
Oluşturulan kök yer eğrisi grafiklerinde, sönümlenme oranı ( $\xi$ ) 0,7 için MATLAB® *rlocfind* fonksiyonu yardımıyla  $k_p$  kazanç değerleri incelemesi yapılmıştır. Referans denge durumları için elde edilen  $k_p$  kazanç değerleri blok diyagramda yerine konulmuş ve kapalı çevrim sistemin transfer denklemi belirlenmiştir. Referans denge durumları olarak belirlenen 1, 5, 10 ve 15 m/s hız değerleri için elde edilen transfer denklemlerinin birim basamak cevabı incelenmiş ve elde edilen cevaplar Şekil 5.10’da gösterilmiştir.



**Şekil 5.10.** Referans denge durumları için elde edilen birim basamak cevabı

Geçiş uçuşunun 1 m/s denge durumu etrafında uçağı kararlı yapacak  $k_p$  kazanç katsayısı bulunmamaktadır. Diğer taraftan, 5 m/s, 10 m/s ve 15 m/s denge durumları için yapılan kök yer eğrisi incelemesi sonucu, uçağı kararlı yapan kazanç değerleri bulunmuş olmakla birlikte kararlı (durağan) durum hatası oluştuğu görülmüştür.

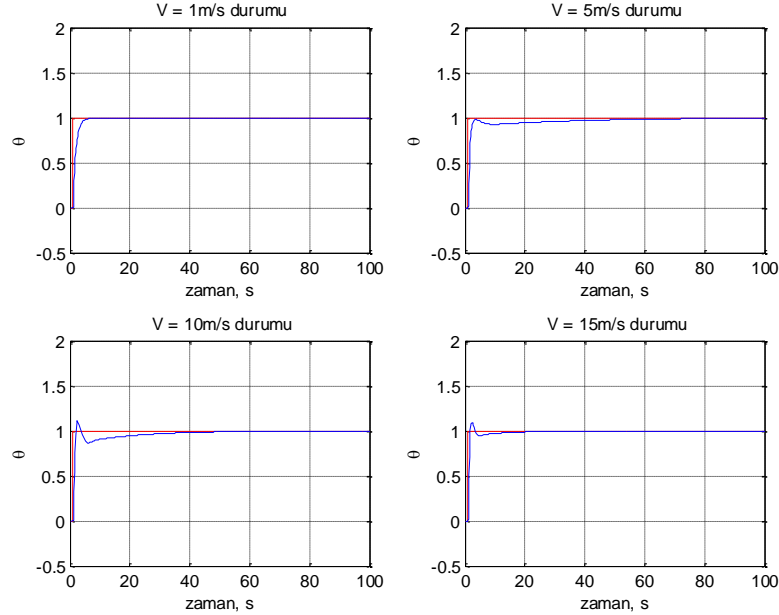
Kararsız durumların kararlı hale getirilebilmesi için bir iç döngünün eklenmesi ve kararlı (durağan) durum hatasının sıfır yapılabilmesi için çevrime bir integral kontrolü eklenmesine karar verilmiştir [22]. Bu şekilde oluşturulan yeni kontrol döngüsü Şekil 5.11’de gösterilmiştir.



**Şekil 5.11.** Geçiş uçuşu için oluşturulan ikinci kontrol çevrimi

Şekil 5.11’de belirtilen çevrimde,  $\Delta q/\Delta \delta_{t3}$  olarak ifade edilen blok, her bir denge durumu için elde edilen transfer fonksiyonunu tanımlamaktadır. Bu transfer denklemleri ile oluşturulan blok diyagramlar MATLAB® Simulink® yazılımında modellenmiş ve Simulink® yazılımında bulunan otomatik kazanç belirleme fonksiyonu sayesinde kazanç

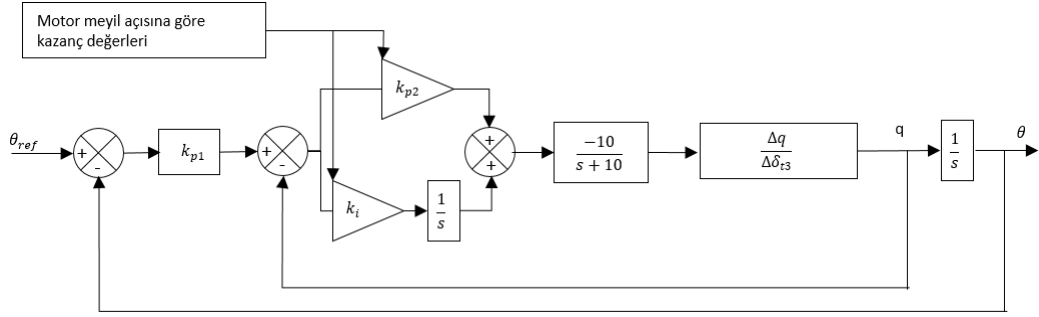
değerleri incelenmiştir. Elde edilen kazanç değerleri sonucunda uçağın yunuslama hareketi birim basamak cevapları incelenmiştir. Elde edilen birim basamak cevapları Şekil 5.12’de gösterilmiştir.



**Şekil 5.12.** Geliştirilen yeni çevrim sonucu elde edilen uçak cevabı

Şekil 5.11’de verilen blok diyagramında,  $k_{p1}$ ,  $k_{p2}$  ve  $k_i$  olarak belirtilen kazanç katsayılarının her bir denge durumu için tanımlanması gerekmektedir. Mevcut çalışmada yapılan incelemede, denge durumları uçak hızına göre tanımlanmıştır. Bunun yanında, hıza göre kazanç katsayısının belirlenmesinin, kullanılan hız duyargasının hassasiyetinden ve uçağın içinde bulunduğu atmosferik şartlardan etkilenmesinden dolayı sağlıklı olmayacağı düşünülmüştür. Bu nedenle, geçiş uçuşunda kazanç katsayılarının belirlenmesinde ilgili denge duruma karşılık gelen motor meyil açısı referans olarak kullanılmıştır. Motor meyil açıları, gönderilen kontrol komutuna göre uçuş kontrol kartındaki algoritma tarafından belirlendiği için kazanç katsayılarının da bu açı değerine göre belirlenmesi, hız durumuna göre belirlenmesinden daha güvenilir olacaktır. Bu kapsamda tüm geçiş uçuşu için kullanılmak üzere oluşturulan kontrol çevrimi Şekil 5.13’de gösterilmiştir.  $k_{p1}$  değeri tüm uçuş için sabit alınmıştır.

Kazanç katsayılarının, geçiş uçuşu esnasındaki motor meyil açlarına bağlı olmasının yanında, ilgili transfer denklemlerinin belirlenmesinde kullanılan arka motor gaz kolu ayarının da geçiş uçuşu süresince değiştirilmesi gerekmektedir. Gerekli bu değişim, kazanç katsayılarında olduğu gibi ön motor meyil açısının fonksiyonu olarak azaltılmaktadır.



**Şekil 5.13.** Tüm geçiş uçuşu süresince uygulanacak kontrol çevrimi

Şekil 5.13’de verilen kontrol çevrimi ve arka motor gaz kolu ayarı değişimi, geliştirilen kontrol kodu ile uçuş kontrol kartına kodlanmıştır. Atölye ortamında yapılan test çalışmalarında kullanılan  $k_{p1}$ ,  $k_{p2}$  ve  $k_i$  katsayıları deneysel olarak denenerak değiştirilmiştir. Tüm geçiş uçuşu süresince kullanılan değerler aşağıdaki gibidir.

$$k_{p1} = 1,5; k_{p2} = 7; k_i = 0,120;$$

Yukarıda elde edilen değerler askı uçuşu değerleri ile aynıdır. Kodlama esnasında limit değerler askı uçuşu limit değerlerine göre arttırılmıştır. Bu değerler, atölye ortamında yapılan denemelerde, uçağın verdiği cevapların niteliksel olarak osilasyon ve yerleşme zamanı miktarlarına göre tespit edilmiştir. Askı uçuşunda kullanılan değerlerin, geçiş uçuşunda da yeterli olmasının nedeni olarak, arka motor kontrolünün askı uçuşuna benzer şekilde düşük hızlarda efektif olması, hız artışından sonra arka motor kontrolünden ziyade yunuslama dümeninin etkili olmasından kaynaklandığı değerlendirilmiştir.

### 5.4.3 Seyir uçuşu uzunlamasına hareket kontrolü

Bölüm 4.2.3 Seyir Uçuşu Uzunlamasına Kararlılık İncelemesi başlığı altında yapılan çalışmada, uçağın 842 m irtifa ve 20 m/s seyir hızında kısa periyot modu ve uzun periyot modu sönümlenme oranları aşağıdaki gibi bulunmuştur.

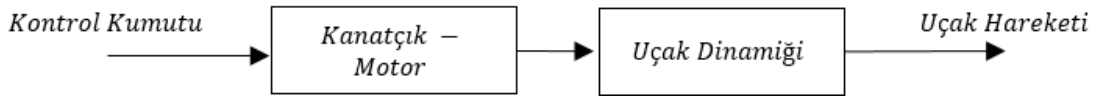
Kısa Periyot Modu Sönümlenme Oranı ( $\zeta$ ) : 0,73334

Uzun (Fügoid) Periyot Modu Sönümlenme Oranı ( $\zeta$ ) : 0,03605

Bu değerler, Bölüm 5.3 Uçuş Nitelikleri alt başlığında belirtilen Seviye I değerleri kistaslarını karşılamaktadır. Bu nedenle seyir uçuş kontrol için kapalı çevrim bir kontrol sistemine ihtiyaç duyulmamıştır.

Seyir uçuşunda uçak kontrolü, yerde bulunan kullanıcı tarafından kumanda ile gönderilen kontrol komutlarının doğrudan yalpa, yunuslama, istikamet dümeni servo

motorlarına aktarılması ve böylece kanatçıkların kontrol edilmesi ile sağlanmıştır. Kanatçıkların deplasmanı sonucunda oluşan aerodinamik kuvvet ve momentleri uçak hareketini oluşturmakta ve yerde bulunan kullanıcı bu hareketlere göre yeni kontrol komutları göndermektedir. Ayrıca, uçağın hızlanması veya yavaşlaması için gönderilen kontrol komutları, uçak üzerinde bulunan motorların elektronik hız kontrolörlerine iletilmekte ve böylece uçağın hızı kontrol edilmektedir. İlgili açık çevrim şematik diyagramları Şekilde 5.14’de verilmiştir.

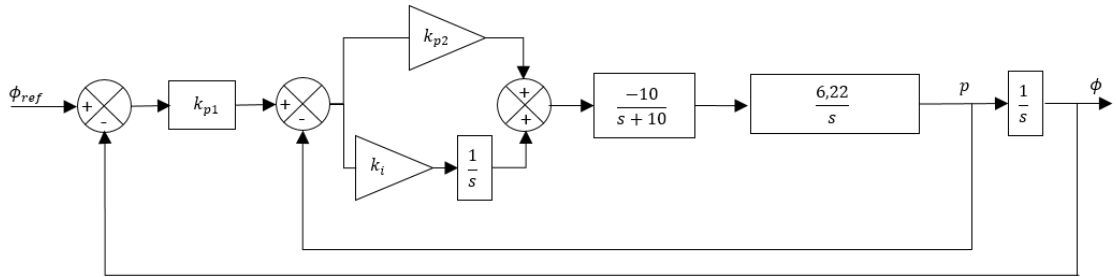


Şekil 5.14. Seyir uçuşu açık kontrolü şematik gösterimi

#### 5.4.4 Yanlamasına-yönlemesine hareket otomatik uçuş kontrolleri

Yanlamasına-yönlemesine uçuş kontrolü, yalpa ve istikamet hareketlerinin kontrolünü kapsamaktadır. Bölüm 4’de belirtilen doğrusallaştırılmış hareket denklemlerinde de görüleceği üzere yanlamasına-yönlemesine harekette, yalpa ve istikamet hareketleri karşılıklı olarak etkileşim içerisindedirler. Bunun yanında, kontrol tasarımları ve uygulanabilirlik açısından yalpa ve istikamet kontrollerinin birbirinden ayrı olduğu ve her bir kontrolörün sadece ilgili hareketi etkilediği kabul edilmiştir.

Askı uçuşunda yalpa, birinci ve ikinci motor gaz kolu ayarları ayrı ayrı kontrol edilerek uçağın istenilen yalpa açısında uçması sağlanmıştır. Askı uçuşu modunda yalpa hareketinin kontrolünde, yunuslama hareketine benzer şekilde kapalı çevrim otomatik kontrol yöntemi kullanılmıştır. Yalpa kontrolü için oluşturulan kontrol çevrimi diyagramı Şekil 5.15’de gösterilmiştir.



Şekil 5.15. Askı uçuşu yalpa kontrolü için oluşturulan kapalı çevrim kontrol diyagramı

Şekil 5.15’de kullanılan  $k_{p1}$ ,  $k_{p2}$ ,  $k_i$  kazanç katsayılarının hesaplaması için yunuslama hareketinde olduğu gibi, yanlamasına-yönlemesine hareket denklemleri durum uzayında gösterilmiş, ilgili aerodinamik türevler, kontrol kuvvet ve moment değişimleri yerlerine yazıldıktan sonra transfer denklemleri bulunmuştur. Durum uzayı gösterimi için bölüm 4.3.1’de verilen denklem (4.36) kullanılmıştır.

Askı uçuşunda hızın 0 olduğu kabul edilirse, denklem (4.36)’de aerodinamik türevleri sıfır olarak yazılabilir. Kontrol kuvvet ve moment ifadeleri, motor meyil açıları ( $\mu_m$ ) 90 derece için denklem (4.36)’de yerine konularak yeniden yazılırsa denklem (5.16) elde edilir.

$$\begin{aligned}
 Y_c &= 0 \\
 L_c &= \frac{(\delta_{t1} - \delta_{t2})T_m \sin \mu_m l_{tmx}}{I_y} \\
 N_c &= 0 \\
 \begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} Y_\beta/U_0 & Y_p/U_0 & (Y_r - U_0)/U_0 & g//U_0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_c \\ L_c \\ N_c \\ 0 \end{bmatrix} [\Delta \delta_c] \\
 \begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & g \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ T_m l_{tmx}/I_y \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} [(\Delta \delta_{t1} - \Delta \delta_{t2})] \quad (5.16)
 \end{aligned}$$

Denklem (5.16)’da uçağa ait  $T_m, l_{tmx}$  ve  $I_y$  değerler yerine yazılıp durum uzayı gösterimi ve transfer denklemleri bağıntıları kullanılarak  $\frac{\Delta p}{(\Delta \delta_{t1} - \Delta \delta_{t2})}$  transfer denklemi elde edilirse;

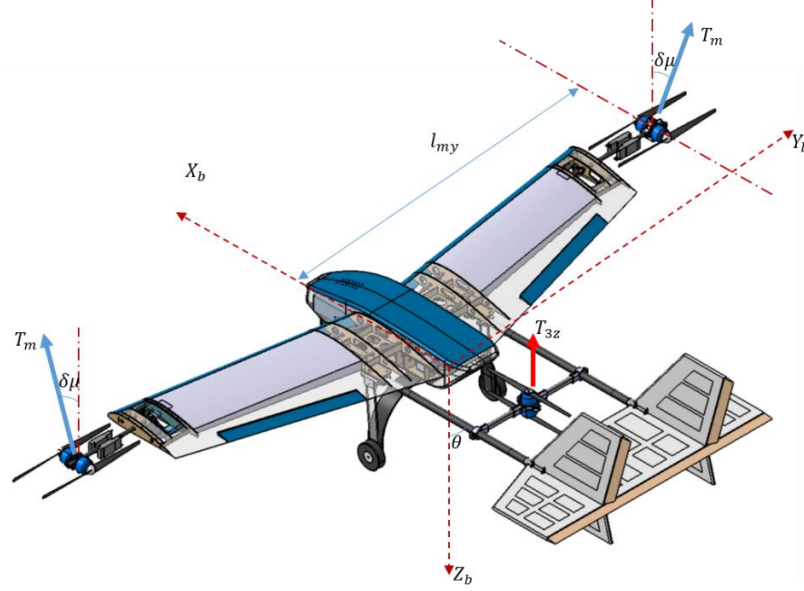
$$\frac{\Delta p}{(\Delta \delta_{t1} - \Delta \delta_{t2})} = \frac{6,22}{s} \quad (5.17)$$

bulunur.

Kontrol çevriminde kullanılan  $k_{p1}$ ,  $k_{p2}$ ,  $k_i$  kazanç değerlerinin ilk tahmini değerleri MATLAB® Simulink® yazılımı otomatik ayarlama fonksiyonu kullanılarak bulunduktan sonra, bu kazanç değerleri imal edilen uçak üzerinde yeniden denerek en uygun değerler tespit edilmeye çalışılmıştır. Yapılan denemelerin ardından bulunan kazanç değerleri aşağıdadır.

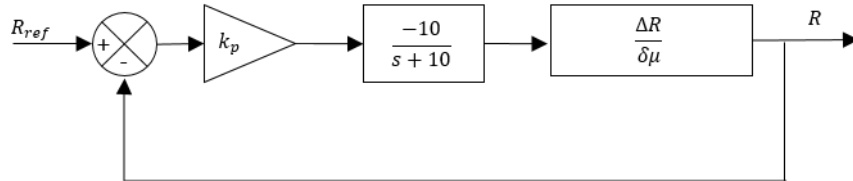
$$k_{p1} = 1,5; k_{p2} = 7; k_i = 0,169;$$

Askı uçuşunda istikamet kontrolü, ön motorların eşit miktarda zıt yönlere yaptığı deplasmanlar ile kontrol edilmiştir. İstikamet kontrolü için meyil açıları deplasmanı ( $\delta\mu$ ) Şekil 5.16’de gösterilmiştir.



**Şekil 5.16.** İstikamet kontrolü için motor meyil açıları deplasmanları ( $\delta\mu$ )

Yapılan ilk prototip test uçaklarında bu istikamet kontrolü açık çevrim kontrol ile yapılmak istenmiştir. Bununla beraber, imalat hatalarından kaynaklanan nedenlerden dolayı ön motorların tam olarak 90 derece ile yerleştirilemediği görülmüştür. Ayrıca her geçiş manevrası sonrasında da motorların tam olarak 90 derece açığa gelmediği, hatalı meyil açıları olduğu görülmüştür. Bu problem, mekanik olarak çözülebilecek olmakla birlikte, her mekanik çözümün ardından ön görülmeyen hataların olabileceği dikkate alınarak oransal kontrollü kapalı çevrim bir kontrolör kullanılmasına karar verilmiştir. Kapalı çevrim istikamet kontrolü tek çevrimden oluşmaktadır. Referans girdi olarak istikamet açısal hızı sisteme girer. Bu referans açısal hız değerinin sağlanması için ön motorların meyil açıları eşit miktarda zıt yönlere deplasman ( $\delta\mu$ ) yaparak uçak üzerinde, gövde z-ekseni etrafında dengelenmemiş bir moment oluşturulur. Bu sistemin kapalı kontrol çevrimi Şekil 5.17’de gösterilmiştir.



**Şekil 5.17.** Askı uçuşu istikamet kontrolü kapalı kontrol çevrimi

Şekil 5.17’de verilen  $\Delta R/\delta\mu$  transfer denklemi, denklem (4.36)’da verilen durum uzayı gösteriminde uçağa ait değerlerin yerine konmasıyla bulunabilir.

$$Y_c = 0$$

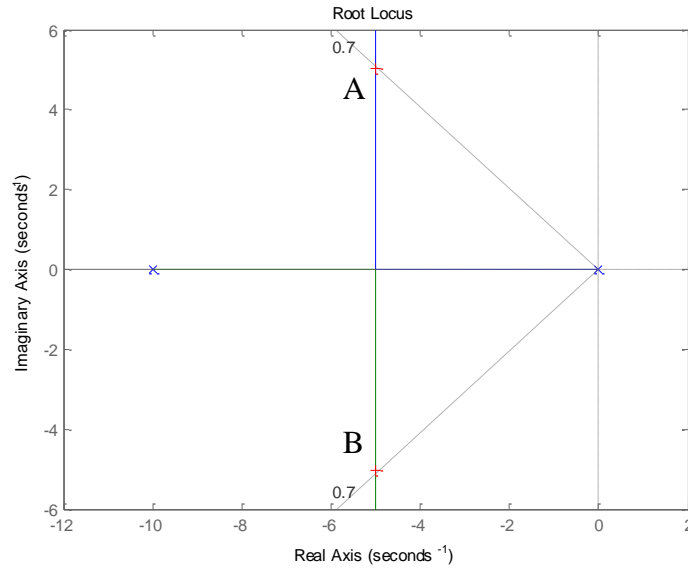
$$L_c = 0$$

$$N_c = \delta_{tm} T_m (\cos \mu_{m1} - \cos \mu_{m2}) l_{tmx} / I_z$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & g \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_z \\ 0 \end{bmatrix} [\delta\mu] \quad (5.18)$$

$$\frac{\Delta r}{\delta\mu} = \frac{34,66}{s}$$

Bulunan transfer denklemi, Şekil 5.17’de verilen blok diyagramda yerine konular ve kök yer eğrisi incelemesi yapılırsa Şekil 5.18’de verilen kök yer eğrisi diyagramı elde edilir. Şekil 5.18 yardımıyla ve MATLAB® yazılımının *rlocfind* fonksiyonu ile A ve B noktaları üzerinde kazanç değeri incelenirse, sönümlenme oranı 0,7 için kazanç değeri 0,145 olarak bulunur.

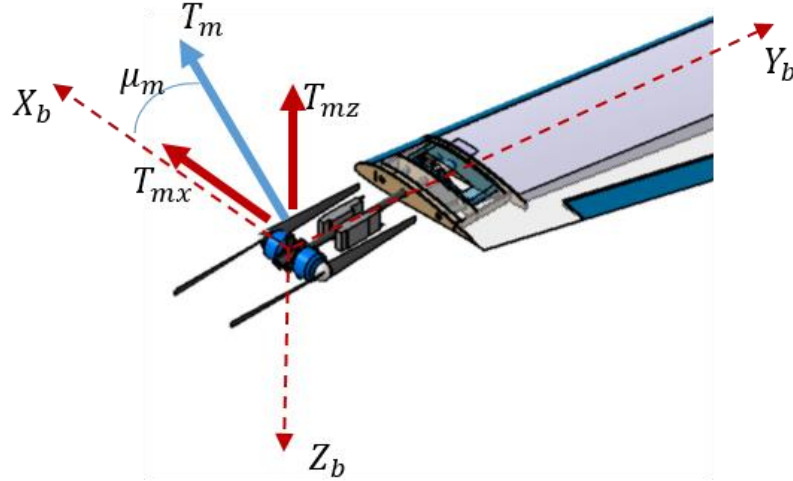


Şekil 5.18. İstikamet kontrolü kök yer eğrisi grafiği

Geçiş uçuşunda yalpa ve istikamet kontrolleri, her iki motorun meyil açısından dolayı girişime uğramaktadır. Şekil 5.19’da belirtilen meyil açısı ( $\mu_m$ ) 90 derece ve 0 derece olmadığı her durum için ana motor itkilerinin gövde x-ekseni ve gövde z-ekseni üzerinde bileşenleri bulunacaktır. Yalpa kontrolü için motor itki değerlerinin veya motor meyil açılarının birbirine göre değiştirilmesi durumunda, kuvvetlerin x-ekseni bileşenleri

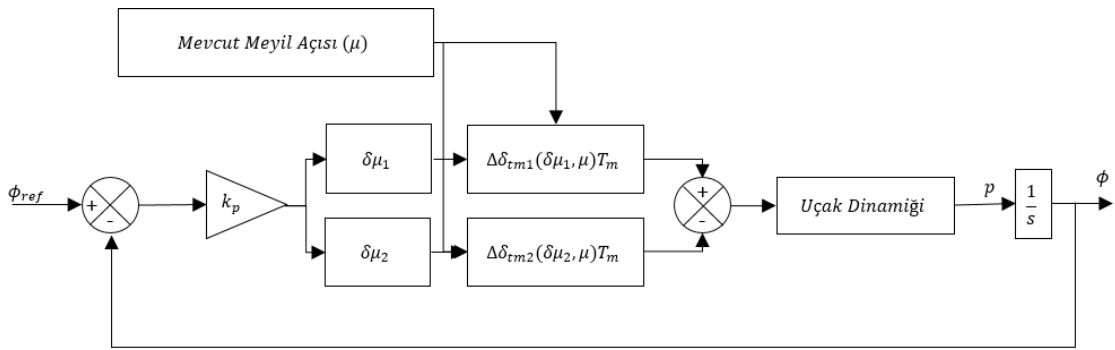


birbirinden ayrı olarak değişecek ve böylece gövde z-ekseni etrafında dengelenmemiş bir moment oluşacaktır. Bu dengelenmemiş momentin, istikamet dümeni veya farklı bir şekilde dengelenmemesi sonucunda uçak kontrolden çıkacaktır.



Şekil 5.19. Geçiş uçuşu esnasında motorların kuvvet bileşenleri

Kuvvet değişimi nedeniyle oluşan bu momentin dengelenmesi için, düşük hızlarda aerodinamik kuvvetlerin yetersiz olması nedeniyle, istikamet dümeninin kullanılmasının yeterli olmayacağı düşünülmüştür. Bu nedenle geçiş uçuşunda yalpa ve istikamet kontrolü için aşağıda verilen kontrol çevrimi geliştirilmiş ve yapılan kod çalışmasıyla uçuş kontrol karına kodlanmıştır. Geçiş uçuşu esnasında kullanılan kontrol çevrimi Şekil 5.20’de gösterilmiştir.



Şekil 5.20. Geçiş uçuşu modunda kullanılan yalpa kontrolü

Şekil 5.20’de gösterildiği üzere, geçiş uçuşunda istenilen yalpa kontrolü için verilen referans yalpa açısı değerine göre birinci ve ikinci motorlar, mevcut meyil açılarına göre deplasmana uğramaktadır. Bu meyil açısı deplasmanları ( $\delta\mu_1, \delta\mu_2$ ) nedeniyle oluşan kuvvet dengesizliğini gidermek üzere, mevcut meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve meyil açısı

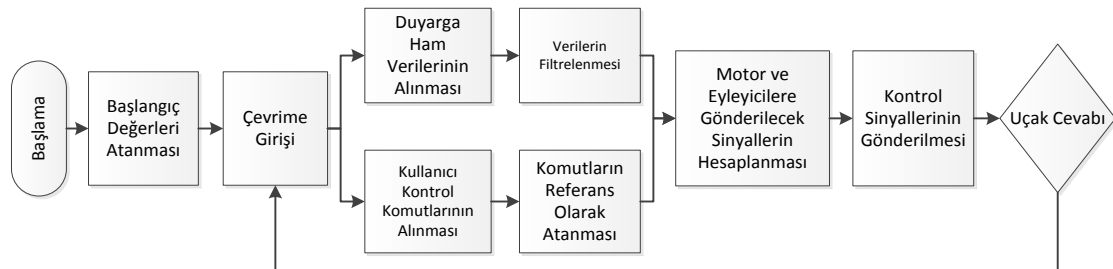
deplasmanları  $(\delta\mu_1, \delta\mu_2)$ 'na bağlı yazılan fonksiyonlar  $(\Delta\delta_{tm1} = g(\delta\mu_1, \mu_m))$ ;  $(\Delta\delta_{tm2} = f(\delta\mu_2, \mu_m))$  ile motor gaz kolu ayarları yeniden belirlenerek x-ekseni boyunca bir kuvvet değişiminin olması önlenmeye çalışılmıştır.

Seyir uçuşunda yalpa ve yunuslama kontrolleri, açık çevrim kontrol yöntemi kullanılarak, doğrudan kanatçık kontrolleri ile yapılmıştır.

## 5.5 Kontrol Algoritması

Yukarıdaki bölümde geliştirilen uçuş kontrol modellerinin uçak içerisinde çalıştırılabilmesi için, uçak içerisine gömülü sistem olarak kodlanarak konulması gerekmektedir. Hazırlanan kontrol kodu, derlenerek uçak üzerine yerleştirilen uçuş kontrol kartına yüklenmiştir.

Hazırlanan kod temel olarak dört alt modülden oluşmaktadır. Bunlar; başlangıç koşulları alt modülü, hesaplamalar alt modülü, duyargalar ve veri giriş alt modülü, ve son olarak komut sinyali alma ve sinyal gönderme alt modülüdür. Başlangıç koşulları alt modülünde, hesaplamalar için gerekli değişkenler, dönüşüm sabitleri ve port numaraları tanımlamaları yapılmıştır. Duyargalar ve veri giriş alt modülünde kart üzerine bağlı duyargalardan belirli aralıklarda veri okuması ve bunların filtrelenmesi işlemleri yapılmıştır. Duyargalardan alınan verilerin filtrelenmesi için yapılan çalışmalar Bölüm 6 içerisinde ayrı başlık altında detaylı olarak anlatılmıştır. Komut sinyali alma ve sinyal gönderme alt modülünde, yerde bulunan kontrolcüden komutların alınması ve hesaplama alt modülünde yapılan hesaplamalar sonucunda motor ve eyleyicilere gerekli kontrol sinyallerinin iletilmesi yapılmıştır. Hesaplamalar alt modülü, tüm verilerin alındığı ve yapılması gereken hareket hesabının yapıldığı modüldür. Bu kodla ilgili akış diyagramı Şekil 5.21'de verilmiştir. Kontrol algoritmasının uçak üzerinde çalıştırılması için kullanılan kontrol donanımı Bölüm 6'da ayrıca tanımlanmıştır.



Şekil 5.21. Geliştirilen uçuş kontrol kodu akış şeması

## 5.6 Otomatik Uçuş Kontrol Sistemleri Sonuç

Bu bölümde, imal edilecek ve test uçuşları icra edilecek uçağın kontrol edilebilmesi için gereken kontrol yöntemleri tanımlanmıştır. Öncelikle, uçağın farklı uçuş modlarında kontrol edilebilmesi için uçuş moduna göre hangi kontrol elamanlarının kullanılacağı uçuş modlarına göre kontrol stratejisi başlığı altında tanımlanmıştır. Kontrol stratejisi başlığında da belirtildiği üzere farklı uçuş modları için yalpa, yunuslama, istikamet dümenleri, ön motorlar ve arka motor gaz kolu ayarları, ön motorlar meyil açıları değişimleri olmak üzere toplam sekiz farklı kontrol elemanı bulunmaktadır.

Kontrol stratejisinin belirlenmesinden sonra, uçağın kontrol edilebilirlik özelliklerinin değerlendirilebilmesi için uçuş niteliklerine göre belirlenen seviyeler ve bu seviyelere göre uçakların sahip olması gereken sönümleme oranları tanımlanmıştır. Tez kapsamında incelenen uçağın kontrol performansları belirlenirken, bu seviyeler baz alınmıştır.

Uçuş niteliklerinin belirtilmesinin ardından, uzunlamasına hareket ve yanlamasına hareket için yapılan kontrolör tasarımları, teorik sonuçlar ve yapılan testler sonucunda elde edilen kazanç değerleri tanımlanmıştır. Teorik çalışmalar, bilgisayar yazılımları ile değerlendirilerek, birim basamak cevapları gösterilmiştir.

Son olarak, geliştirilen kontrol yöntemlerinin uçak üzerinde uygulanabilmesi için hazırlanan kontrol algoritması ve uçuş kodu hakkında bilgi verilmiştir.

İlerleyen bölümlerde, geliştirilen otomatik kontrol yöntemlerinin uçak üzerinde uygulanabilmesi için kullanılan donanım ve sistem bütünleme çalışmaları anlatılacaktır. Donanım ve sistem bütünleme işlemlerinin ardından imalat ve uçuş testleri çalışmaları anlatılacaktır.

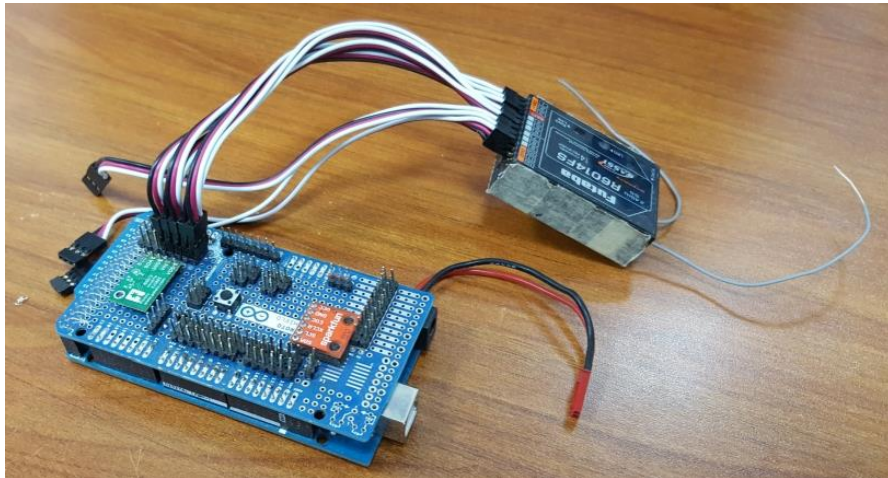
## 6 KONTROL DONANIMI VE ELEKTRONİK SİSTEM BÜTÜNLEME

### 6.1 Giriş

Bu bölümde, uçuş kontrollerinin yapılabilmesi için kullanılan kontrol donanımları, kumanda kontrolü ve son olarak da uçağın durum bilgisinin belirlenebilmesi için geliştirilen açısız durum kestirimi yöntemi tanıtılmıştır.

### 6.2 Uçuş Kontrol Donanımı ve Kumanda Kontrolü

Uçağın, yerde bulunan kullanıcı tarafından kontrol edilebiliyor olması ve geliştirilen otomatik kontrol sistemlerinin uçak üzerinde çalıştırılabilmesi gerekmektedir. Bu kapsamda kodlama ve uygulama kolaylığı nedeniyle, üzerinde Atmega2560 mikro-denetleyici bulunan Arduino MEGA2560 geliştirme kartı, uçuş kontrol kartı olarak seçilmiştir. Bu karta, duyarğa girişleri, alıcı ve verici girişleri için ek bir katman hazırlanarak eklenmiştir. Ek katman üzerine, uçağın açısız pozisyonlarının hesaplanabilmesi için gerekli bir adet jiroskop, ivmeölçer, barometrik basınç duyarğaları entegre edilmiştir. Ayrıca yerden gönderilen kumanda sinyallerinin alınabilmesi için yer kumandasının RF alıcı modülü yine bu kart üzerine eklenen girişlere bağlanmıştır. Ek katmana yerleşik duyarğaların haricinde, karta harici olarak sonar mesafe ölçer ve elektronik pitot statik tüp bağlantıları için giriş birimleri konulmuştur. Ek katman üzerine motor sinyal çıkışları, eyleyici sinyal çıkışları ve duyarğa besleme çıkışları lehimlenmiştir. Entegre devreleri tamamlanarak kullanılan uçuş kontrol kartı Şekil 6.1’de gösterilmiştir.



Şekil 6.1. Uçuş kontrol kartı, ek katmanı ve RF alıcı

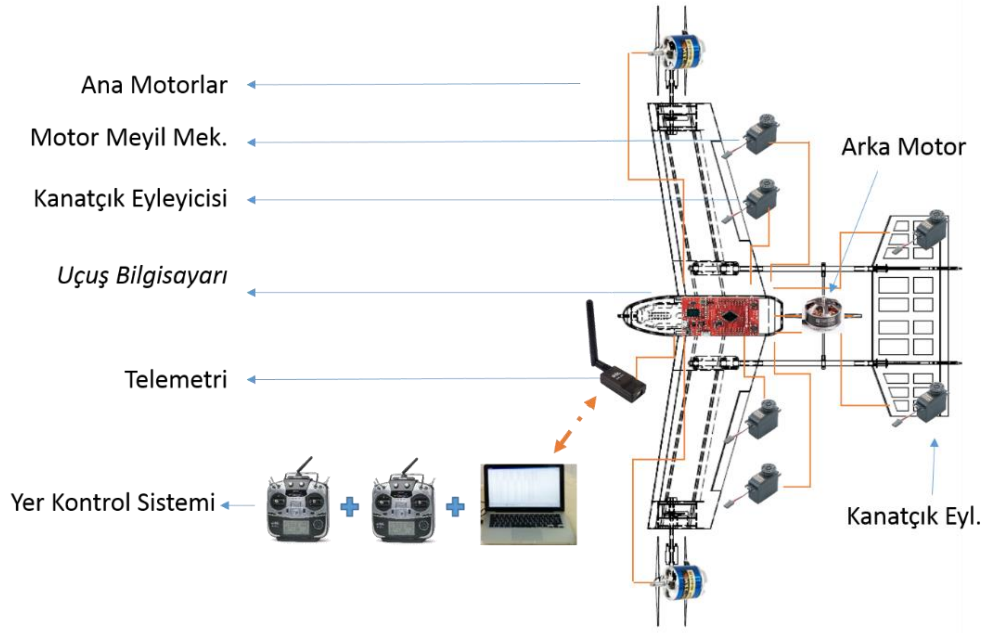
Kontrol donanımı olarak kullanılan malzemeler toplu olarak Tablo 6.1’de verilmiştir.

**Tablo 6.1.** *Kontrol donanımı malzemeleri ve açıklamaları*

<b>Ekipman</b>	<b>Seçilen Malzeme</b>
<b>Uçuş Kontrol Kartı</b>	Arduino Mega 2560
<b>Oryantasyon Kestirme Ekipmanı</b>	Pololu minIMU9 (3 eksen ivmeölçer, 3 eksen jiroskop, 3 eksen sayısal pusula)
<b>Hava Hızı Ölçer</b>	MPXV7002DP Pitot-Statik Sistem
<b>İrtifa Kestirme Ekipmanı</b>	BMP095 barometrik basın ölçer Maxbotix XL-MaxSonar-EZ0 Sonar Mesafe Algılayıcı
<b>Telemetri</b>	Xbee ProS3B 915MHz telemetri
<b>Kumanda ve Alıcı</b>	1. Kumanda: Futaba 10 Kanal 2.4Ghz kumanda ve alıcısı

Uçak, kullanıcıda bulunan bir (veya isteğe bağlı olarak iki) adet RF kumanda ile kontrol edilmiştir. Gerekli kontrol komutları, yerde bulunan kumandadan uçak üzerinde bulunan alıcıya radyo sinyali olarak gönderilir. Alıcıya ulaşan sinyaller, darbe genişlik modülasyonu (PWM) sinyallerine dönüştürülerek kontrol kartına iletilir. Kontrol kartında ilgili bacağa giriş yapan PWM sinyalleri, kart içinde bulunan kod sayesinde anlamlandırılır ve kontrol çevrimlerine uygun olarak motor ve eyleyicilere gönderilmesi gereken çıktılar hesaplanır. Hesaplanan çıktı sinyalleri, ilgili motor veya eyleyiciye gönderir. Bu komutların akabinde uçağın durumunda oluşan değişiklikler, duyargalar tarafından ölçülerek kontrol kartına geri besleme olarak gönderilir. Alınan veriler, kontrol kartının telemetri bölümüne iletilerek yerde bulunan bilgisayara aktarılır ve kaydedilir. Şekil 6.2’de kontrol donanımlarının uçak üzerindeki şematik yerleşimleri gösterilmiştir.

Tablo 6.2’de kumanda kanalları, bu kanalların kontrol ettiği hareketler ve bu hareketlerin yapılması için kumanda edilen kontrol elemanı bilgileri verilmiştir. Kumanda üzerinde bulunan bazı kanallar, özellikle sistem başlatma ve acil durum kapama için ayrılarak kullanılmıştır.

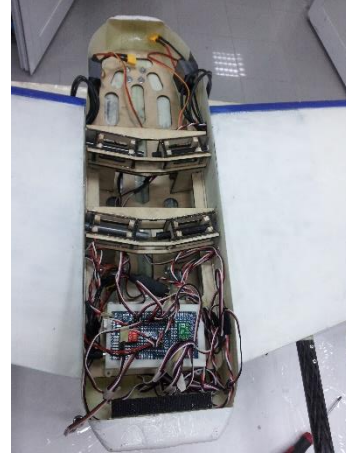
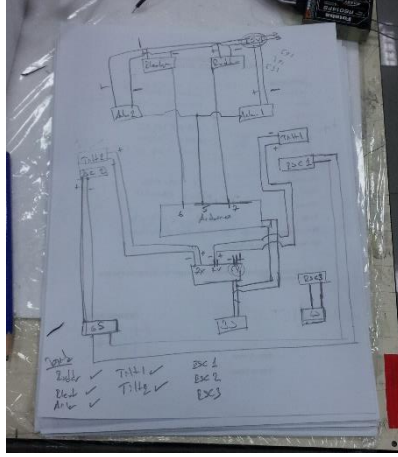


**Şekil 6.2.** Kontrol donanımları genel yerleşim planı

**Tablo 6.2.** Kumanda kanal numaraları, kontrol edilen hareket ve kontrol elemanı

Kum. Kontrol Düğmesi	Kontrol Edilen Hareket	Kullanılan Kontrol Elemanı		
		Askı Modu	Geçiş Modu	Konv. Mod
Kanal 1	Yalpa	Gaz kolu ayarları	Gaz kolu ayarları	Yalpa dümeni
Kanal 2	Yunuslama	Gaz kolu ayarları	Yunuslama dümeni	Yunuslama dümeni
Kanal 3	Motor itkileri	Gaz kolu ayarları	Gaz kolu ayarları	Gaz kolu ayarları
Kanal 4	İstikamet	Motor açıları	İstikamet dümeni	İstikamet dümeni
Kanal 5	Uçak sistemleri başlatma ve acil durum stopu			
Kanal 6				
Kanal 7	Motor meyil açıları			
Kanal 8				

Uçağa bağlanan kontrol kartı, duyargalar, motorlar, telemetri sistemi ve tüm eyleyicilerin beslemelerinin yapılabilmesi için uçak üzerine 2 adet 6S LiPo, 2 adet 3S Lipo, 1 adet 1S Lipo batarya gerekli bağlantıları yapılarak bağlanmıştır. Tüm bataryaların kontrol kartı tarafından uygun şekilde kontrol edilebilmesi için gerekli bağlantı yolları belirlenerek, gerekli görülen merkez dağıtım istasyonu imal edilmiştir. Şekil 6.3’de, uçağa yerleştirilen uçuş kontrol kartı, bataryalar ve eyleyicilerin elektrik/elektronik olarak bağlantı eskiz şeması, uçak üzerine batarya yerleşimi, kontrol kartı ve kablo bağlantıları gösterilmiştir.



**Şekil 6.3.** Elektrik/elektronik donanımının uçak içine yerleştirilmiş hali

### 6.3 Uçak Açısal Durum Kestirimi ve Sinyal Filtreleme

Uçağın otomatik kontrol sisteminin doğru çalışabilmesi için öncelikle uçağın havadaki açısal pozisyonun doğru şekilde ölçülebilmesi gerekmektedir. Uçağın sabit bir eksen takımına göre oryantasyonu, Euler açıları cinsinden, quaternion veya yönlü kosinüs matrisi (direction cosine matrices) yöntemleri ile gösterilebilir [22]. Fiziksel olarak daha anlaşılabilir olması nedeniyle Euler yöntemiyle gösterim yapılması ve buna göre açısal durum hesaplamalarının yapılmasına karar verilmiştir. Bu hesaplamaların doğru şekilde yapılarak açısal durumun kestirilebilmesi için 3 eksen ivmeölçer, 3 eksen açısal hızölçer ve 3 eksen pusula duyargalarının verileri alınarak, uçuş kontrol kartı içerisinde gerekli hesaplamalar yapılmıştır. Duyargalardan alınan veriler, gürültülü ve belirli durumlara göre hatalı olduğundan açısal kestirimlerin doğru şekilde yapılması önem arz etmektedir.

Bu kısımda, öncelikle kinematik bağıntılar ve jiroskoptan alınan veriler kullanılarak açısal durum kestirimi gösterilmiştir. Daha sonra ivmeölçer ve manyetik pusuladan alınan veriler ile yapılan açısal durum kestirimi verilmiştir. Son olarak filtrelenmiş veriler ile yapılan açısal durum kestirimi gösterilmiş ve tüm kestirim yöntemlerinin test sonuçları karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir.

#### 6.3.1 Euler açısal hızları ile uçak açısal durum kestirimi

Duyargalar tarafından ölçülen uçağın mevcut açısal hızları (P, Q, R) denklem (6.1) – (6.3)'de yerine konarak Euler açısal hızları ( $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ ) bulunabilir [25]. Alt indis "i" mevcut çevrim esnasında hesaplanan veya ölçülen değeri;  $i - 1$  alt indisi bir önceki çevrimde hesaplanan veya ölçülen değeri göstermektedir.

$$\dot{\phi}_i = P_i + Q_i(\sin \phi_{i-1} + R_i \cos \phi_{i-1}) \tan \phi_{i-1} \quad (6.1)$$

$$\dot{\theta}_i = Q_i \cos \phi_{i-1} - R_i \sin \phi_{i-1} \quad (6.2)$$

$$\dot{\psi}_i = (Q_i \sin \phi_{i-1} + R_i \cos \phi_{i-1}) \sec \theta_{i-1} \quad (6.3)$$

Bulunan açısız hızlar, denklem (6.4) – (6.6)'da yerine koyularak ve her bir çevrim süresince geçen süre de hesaba katılarak sayısal integral [29] hesaplaması yapılırsa uçağın mevcut açıları hesaplanabilir.

$$\phi_i = \frac{\phi_{i-1} + \dot{\phi}_i}{2} * \Delta t + \phi_{i-1} \quad (6.4)$$

$$\theta_i = \frac{\theta_{i-1} + \dot{\theta}_i}{2} * \Delta t + \theta_{i-1} \quad (6.5)$$

$$\psi_i = \frac{\psi_{i-1} + \dot{\psi}_i}{2} * \Delta t + \psi_{i-1} \quad (6.6)$$

### 6.3.2 Yerçekimi ivmesi ve manyetik kuzey vektörü bileşenleri ile uçak açısız durumu kestirimi

İvmeölçer ve pusula ile açı ölçülmesinde, duyarılardan gelen vektör bileşenlerinin mevcut yerçekimi ivmesi vektörü ve manyetik kuzey vektörü ile arasındaki açı trigonometrik bağıntılar yardımıyla hesaplanır. İvmeölçer ve pusula vektör bileşenleri ile açı hesaplaması aşağıda verilmiştir [32, 33'den uyarlanarak].

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{R_{y_{Acc}}}{R_{z_{Acc}}} \right) \quad (6.7)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{-R_{x_{Acc}}}{\sqrt{R_{y_{Acc}}^2 + R_{z_{Acc}}^2}} \right) \quad (6.8)$$

$$R_{x_{Mgnh}} = R_{x_{Mgn}} \cos \theta_{i-1} + R_{y_{Mgn}} \sin \theta_{i-1} \sin \phi_{i-1} + R_{z_{Mgn}} \sin \theta_{i-1} \cos \phi_{i-1} \quad (6.9)$$

$$R_{y_{Mgnh}} = R_{y_{Mgn}} \cos \phi_{i-1} - R_{z_{Mgn}} \sin \phi_{i-1} \quad (6.10)$$

$$\psi = \tan^{-1} \left( \frac{-R_{y_{Mgnh}}}{R_{x_{Mgnh}}} \right) \quad (6.11)$$

Yukarıdaki denklemlerde geçen terimlerin açıklamaları aşağıdaki gibidir.

$R_{x_{Acc}}, R_{y_{Acc}}, R_{z_{Acc}}$ : ivmeölçer tarafından ölçülen yer çekimi ivmesi bileşenleri.

$R_{x_{Mgn}}, R_{y_{Mgn}}, R_{z_{Mgn}}$ : manyetik pusula tarafından ölçülen manyetik kuzey bileşenleri.

$R_{x_{Mgnh}}, R_{y_{Mgnh}}, R_{z_{Mgnh}}$ : uçak xy – düzlemine göre izdüşümü alınmış manyetik kuzey vektörü x ve y bileşeni.



### 6.3.3 Filtre uygulanması

Gerek Euler açısal hızları ile yapılan açı hesaplamaları, gerek ivmeölçer ve manyetik pusula ölçümleri ile yapılan açı hesaplamaları tek başlarına kullanıldıklarında doğru sonuçlar vermemektedir. Öncelikli olarak tüm duyargalar hali hazırda gürültülü ölçümler yapmaktadır. Bu durum Şekil 6.5’de gösterilen test çalışmalarında görülmektedir. Bunun yanında Euler açısal hızları ile yapılan hesaplama için kullanılan sayısal integral işlemi devamlı olarak bir hata birikmesine neden olmakta ve ilerleyen sürelerde hiçbir açı değişmesi olmasa dahi açılar kayma hatası yapmaktadır. Diğer taraftan ivmeölçer verileri ile yapılan hesaplamada, ivmeölçer doğası gereği uçak üzerinde oluşan tüm ivmeleri ölçmesinden kaynaklı olarak yerçekimi ivmesi haricindeki ivmelerin bileşenlerini de uçağın açısal pozisyonunda bir değişim olarak tanımlamaktadır. Manyetik pusula da içinde bulunduğu manyetik alanlardan etkilenmektedir. Bu nedenle, bu iki ölçüm yöntemi, uygun şekilde filtrelenerek daha kesin bir kestirim yapılmaya çalışılmıştır. Denklem (6.12)’de verilen alçak geçiren filtre formülü, ivmeölçer ve pusula verilerine uygulandıktan sonra her iki yöntemle ölçülen açılar denklem (6.13)’de verilen sabit katsayılı filtre (complementary filter) yöntemiyle birleştirilmişlerdir [34].

$$y_i = \alpha * x_i * + (1 - \alpha)y_{i-1} \quad (6.12)$$

$$A\zeta_{filtred} = \alpha * A\zeta_{gyro} + (1 - \alpha) * A\zeta_{acc/mng} \quad (6.13)$$

Denklem (6.12)’de verilen  $\alpha$  filtre düzeltme katsayısı,  $x_i$  mevcut ölçülen veri,  $y_i$  filtrelenmiş veriyi tanımlamaktadır. Denklem (6.13) de verilen  $A\zeta_{gyro}$  Euler açısal hızları kullanılarak açı ölçümünü,  $A\zeta_{acc/mng}$  ivmeölçer ve pusula vektörleri ile yapılan açı ölçümünü,  $A\zeta_{filtred}$  filtrelenmiş açı ölçümünü ve  $\alpha$  filtre düzeltme katsayısını tanımlamaktadır. Denklem (6.12) ve (6.13)’de kullanılan  $\alpha$  değeri 0,9 olarak alınmıştır.

### 6.3.4 Doğrulama

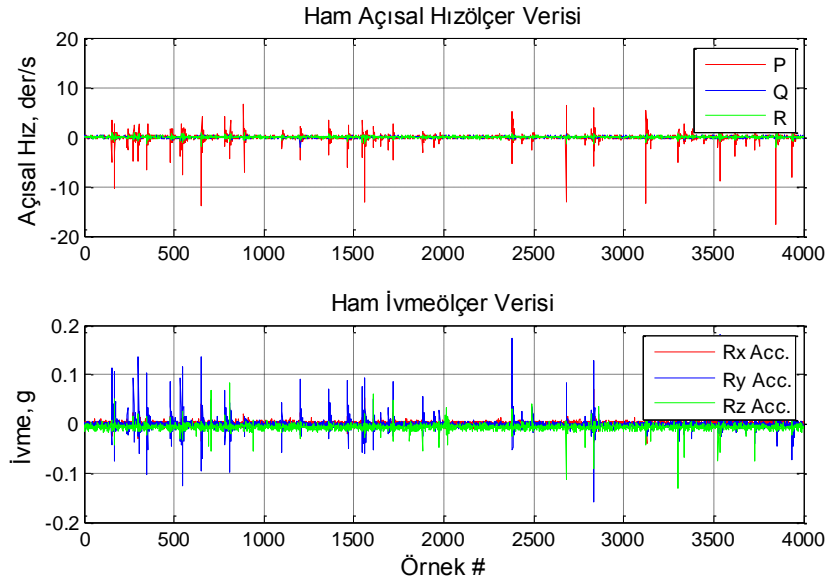
Yapılan açısal durum kestirimi hesaplamaları, uçak üzerinde kullanmadan önce doğrulama amacıyla, imal edilen tek eksenli test düzeneği kullanılarak test edilmiştir. Test düzeneği üzerine duyargalar entegre edilmiş bir mikro denetleyici kart, mikro denetleyici karta bağlı bir servo motor ve bir adet referans açı ölçerden oluşmaktadır. Test düzeneği mikro denetleyici ile kontrol edilen servo motor sayesinde tek eksen etrafında

dönüş yapabilmektedir. İmal edilen test düzeneği ile durağan halde ve sinüzoidal harekette ölçümler alınmıştır. İmal edilen test düzeneği Şekil 6.4’de gösterilmiştir.



**Şekil 6.4.** Açık ölçüm testleri için imal edilen tek eksen test düzeneği

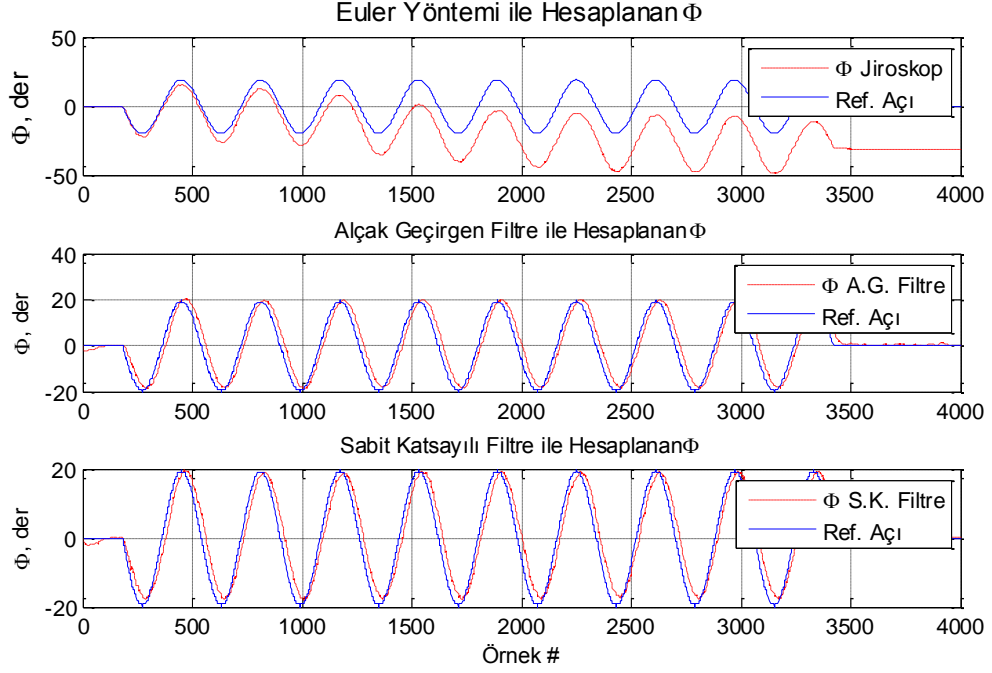
Durağan halde ve sinüzoidal hareket esnasında ivmeölçerden ve açısal hız ölçerden alınan gürültülü ham veriler Şekil 6.5’de gösterilmiştir.



**Şekil 6.5.** Açıkölçer ve ivmeölçer ham verileri

Elde edilen duyarga verileri ile yapılan hesaplamalar sonucunda, yalnız Euler açısal hızları ile yapılan açı kestirimi, yalnız ivmeölçer ve pusula vektörel bileşenlerinin alçak geçiren filtreden geçirilerek yapılan açı kestirimleri ve son olarak Euler açısal hızları ve alçak geçiren filtre ile filtrelenmiş vektörel bileşenlerin sabit katsayılı filtreden geçirilerek yapılan yalpa açısı kestirimleri sırasıyla Şekil 6.6’da gösterilmiştir. Şekil

6.6'dan görüleceği gibi sadece Euler açıları ve sadece vektör bileşenleri ile yapılan kestirimler hatalı olup her iki kestirimin sabit katsayılı filtre ile filtrelenerek birleştirilmesi daha doğru sonuç vermiştir.



**Şekil 6.6.** Yalpa ( $\phi$ ) açısı kestirimleri (Yukarıdan aşağıya; Euler yöntemi, Alçak geçirgen filtre, Sabit katsayılı filtre)

#### 6.4 Kontrol Donanımı Sonuç

Bu bölümde, uçağın kontrol edilebilmesi için gerekli kontrol donanımları, kumanda sinyalleri ve kumanda sinyalleri ile kontrol edilen elemanlar tanımlanmıştır. Son olarak uçak açıl durum kestiriminin önemi tanımlanmış ve kestirimin doğru şekilde yapılabilmesi için uygulanan filtreleme işlemleri anlatılmıştır. Bu bölümde yapılan işlemler kontrol kartı ve bağlı duyarga verilerinin kullanılmasıyla uçak üzerinde gömülü olarak yapılmaktadır. Sonraki bölümde, test sistemleri ve prototip uçak imalatı anlatılacaktır.

## 7 İMALAT SÜRECİ

### 7.1 Giriş

Tez kapsamında tasarlanan uçağın, uçuş tecrübelerinin yapılması planlanmıştır. Uçuş tecrübelerinin yapılabilmesi için öncelikli olarak, uçağın imal edilmesi gerekmektedir. Ayrıca, ana uçak imalatından önce bazı alt bileşenlerin öncelikli olarak tasarlanıp, imal edilip, kendi içerisinde kontrollü deneylerden geçiriliyor olması, nihai uçak imalatı ve başarılı test çalışmaları için zorunluk olarak değerlendirilmiştir. Bu kapsamda, imalat çalışmaları “Test Platformları” ve “Ana Uçak İmalatı” şeklinde iki kısma ayrılmıştır.

### 7.2 Test Platformları

Nihai uçak imalatının yapılmadan önce uçak üzerinde kullanılacak alt bileşenlerin (motor testleri, motor dönüş mekanizmaları testleri, mikro denetleyici ve eyleyicilerin çalışması, aç kestirimi...) test edildiği 5 adet test platformu tasarımı ve imalatı yapılmıştır. Bunlar V1, V2, V3, V4a ve V4b olarak adlandırılmıştır. Bu modeller farklı serbestlik derecelerinde test edilebilen, 3 motorlu test platformlarıdır. V1, V2 ve V3 test platformları kanat, kuyruk ve aerodinamik kontrol yüzeylerinden harici olarak sadece askı uçuşu kontrol testlerinin yapılması için tasarlanarak imal edilmiştir.

V1 modeli, ana motorları meyledebilecek şekilde tasarlanarak imal edilmiştir. Bu modelden, testler sırasında motor meyil mekanizmaları kırılma uğradığı için, sağlıklı test sonuçları alınamamıştır. Daha sonra imal edilen V2 test platformu, kol uçlarına sabitlenmiş 3 motorlu şekilde imal edilmiştir. Bu sistem yalpa ve yunuslama eksenleri etrafında serbest dönüş hareketi yapacak şekilde tasarlanarak imal edilmiştir. Şekil 7.1’de imal edilen V1 ve V2 modelleri görülmektedir. Bu modellerin kol uçlarında yerleşik motorlar görülmektedir. Ayrıca orta kısımlarında, platformun kontrolünün sağlanması için geliştirilen ve içerisine geliştirilen kontrol kodlarının gömüldüğü, uçuş kontrol kartı olarak görev yapan mikro denetleyici kart görülmektedir. V1 ve V2 modellerinin testlerinin yapılabilmesi için 3 ve 2 serbestlik dereceli test yatakları tasarlanarak imal edilmiştir. Şekil 7.1’de V1 ve V2 modellerinin bağlı olduğu 3 ve 2 serbestlik dereceli test yatakları da görülmektedir.

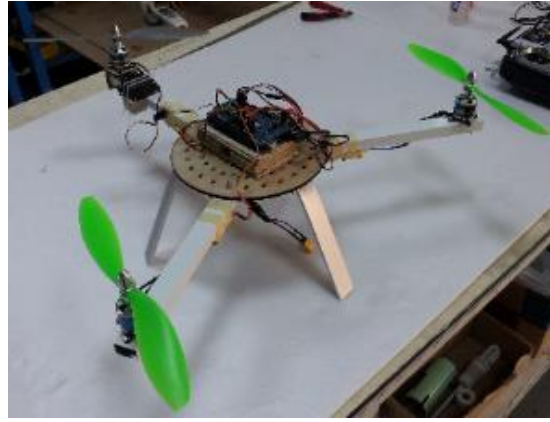


(a)

(b)

**Şekil 7.1.** Kontrol donanımı testleri için imal edilen a) V1 ve b) V2 test platformları

Askı uçuşu için geliştirilen kontrol kodunun ve donanımının testleri için yapılan V3 test platformu, küçük ebatla, 2 adet ana motoru sabit, arka motoru gövde x-ekseni etrafında  $\pm 20$  derece hareket edebilecek şekilde ve uçabilen bir platform olarak tasarlanıp imal edilmiştir. Bu sistemle, geliştirilen kontrol algoritmasının askı uçuş performansı gözlemlenmeye çalışılmıştır. V3 test platformunun resmi Şekil 7.2’de verilmiştir.



**Şekil 7.2.** Kontrol donanımı testleri için imal edilen V3 test platformu

Kontrol donanımlarının testleri imal edilen test düzeneklerinde ayrı ayrı test edildikten sonra tüm donanım testleri için V4a ve V4b test platformları imal edilmiştir. V4 platformlarının imal edilmesindeki amaç, tüm alt bileşenlerle birlikte, motor dönüş mekanizmasının test edilmesi ve geliştirilen kontrol algoritmalarının geçiş uçuşu için denenmesidir. V4a modelinin motor dönüş mekanizmasından yeterli performans alınamamıştır. V4a modelinde motor dönüş mekanizması, motor çalıştırılıp çekme kuvveti ürettiği durumda motoru istenilen açıda tutamarak motor çekme kuvvetinin

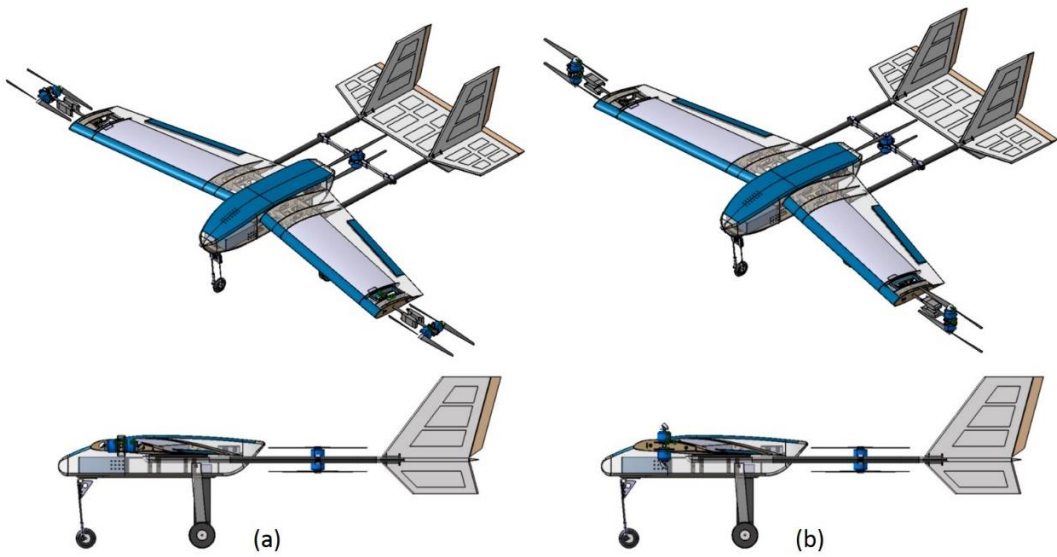
yönünün sapmasına neden olmuştur. Bu nedenle, motor dönüş mekanizması tasarımı yenilenmiş ve V4b modeli imal edilmiştir. İmal edilen V4a ve V4b test uçakları Şekil 7.3’de gösterilmiştir.



Şekil 7.3. V4a Test modeli ve V4b Test modeli

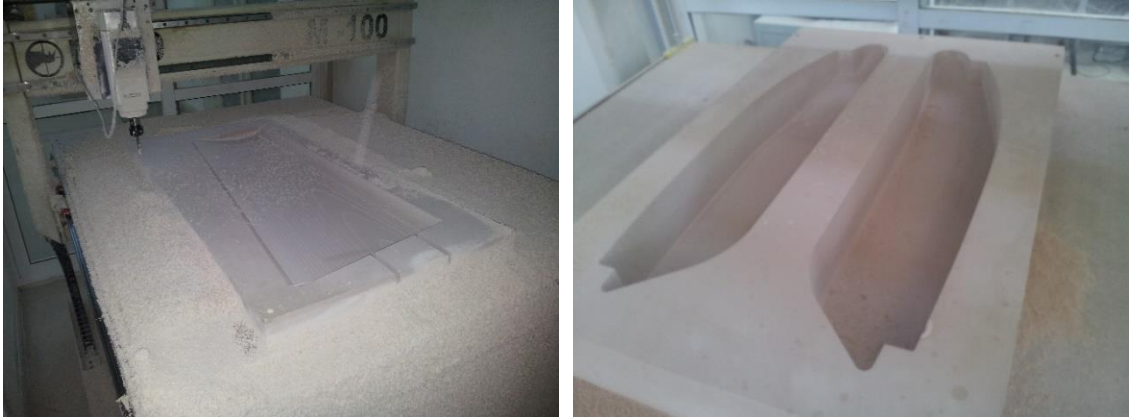
### 7.3 Ana Uçak İmalatı

Test platformlarının imalatı ve gerekli testlerin yapılmasının ardından ana uçak tasarım güncellemesi yapılmış ve imalatı gerçekleştirilmiştir. Tasarımı yapılan uçağın imalata yönelik CAD modeli oluşturulmuştur. İmalatın yapılmasına yönelik ABS plastik, ahşap ve kompozit malzeme olmak üzere toplam 132 parça, imalata yönelik olarak tasarlanmıştır. Bu sayıya hazır alınan, teker, pervane vb. malzemeler ve elektrik/elektronik parçalar dâhil değildir. Oluşturulan CAD model görünüşleri Şekil 7.4’de verilmiştir. Ayrıca, uçağın bazı teknik ölçüleri Ek-I de tanımlanmıştır.



Şekil 7.4. Ana Uçak CAD modeli a) Konvansiyonel b) Askı uçuş modu

Oluşturulan CAD model yardımıyla, kompozit parçaların imal edilmesi için gerekli kalıp tasarımları yapılmıştır. Kalıp imalatı için gerekli “G” kodları ticari bir yazılım kullanılarak çıkarılmıştır. Kalıplar endüstriyel kalıp malzemesi kullanılarak, talaşlı imalat yöntemiyle imal edilmiştir. Kanat imalatı için 6 adet, gövde imalatı için 2 adet, ana iniş takımı dikmesi için 1 adet olmak üzere farklı ölçü ve ebatlarda toplam 9 kalıp imal edilmiştir. Şekil 7.5’de uçağın kanat ve gövde imalatı için gerekli kalıpların imalat aşamaları gösterilmektedir.



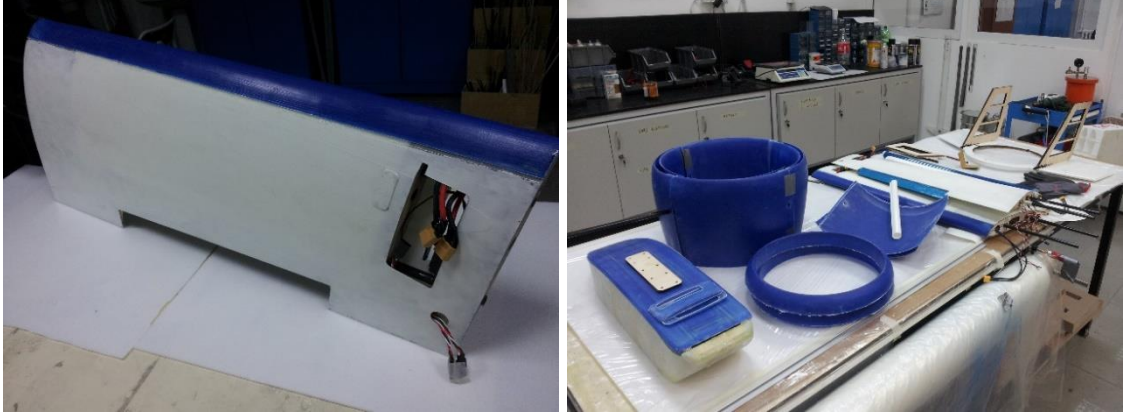
**Şekil 7.5.** Kanat kalıbı işlenmesi ve bitmiş gövde kalıbı

Uçağın imalatında cam elyaf takviyeli kompozit, karbon elyaf takviyeli kompozit, ahşap ve plastik malzeme kullanılmıştır. Uçak gövde kısmı, ahşap konstrüksiyon üzerine cam elyaf takviyeli kompozit malzeme olarak ima edilmiştir. Aynı şekilde kanatlar ahşap, nüve ve kompozit malzemeler kullanılarak imal edilmiştir. Kompozit malzeme imalatında vakum infüzyon yöntemi kullanılmıştır. Şekil 7.6’da kalıp içerisine yerleştirilen kompozit malzemeler gösterilmektedir.



**Şekil 7.6.** Kompozit imalatı ve kanat iç kısım montajı

Şekil 7.7’de, kompozit imalatları tamamlanmış kanat, gövde ve çeşitli komponentlerin resimleri gösterilmiştir.



**Şekil 7.7.** Kompozit imalatı biten kanat ve çeşitli parçalar

Şekil 7.8’de, imalatı biten ilk ana uçak prototipi ve gövde içi yerleşimi görülmektedir. Bu versiyonda kuyruk motoru yatay stabilize içine yerleştirilen bir kanal içine yerleştirilmiştir. Ağırlık merkezinin öne kaydırılması ve ana motor yükünün azaltılması amacıyla, ilerleyen süreçte arka motorlar öne kaydırılarak kuyruk kolları arasına yerleştirilmiştir. Arka motorların öne kaydırılmış hali ve imal edilerek başarılı şekilde uçuş testlerinden geçen nihai uçak Şekil 7.9’da verilmiştir.



**Şekil 7.8.** İlk montajı yapılmış ana uçak ve iç yerleşimi





**Şekil 7.9.** İmalatı tamamlanmış nihai uçak

İmalat sonucunda yapılan ölçümler sonrasında tasarım ve imalat sonrası beklenen komponent ağırlıkları karşılaştırılarak Tablo 7.1’de özet olarak verilmiştir.

**Tablo 7.1.** Uçak komponent ağırlıkları tasarım ve imalat sonrası karşılaştırması

Parametre	Tasarım Değeri	Ölçülen Değer
$W_e$ , g	5.890	6.600
$W_{prp}$ , g	2.700	2.696
$W_{pl}$ , g	1.227	1.450
$W_0$ , g	9.817	10.760

## 8 TEST ÇALIŞMALARI, UÇUŞ TECRÜBELERİ VE SONUÇLARI

Yapılan tez çalışmasında, tasarlanan dikey iniş kalkış yapabilen hava aracının uçuş testlerine tabi tutularak, geliştirilen tasarımının doğrulanması süreci de kapsamaktadır. Bu nedenle imalat fazında imal edilen test platformları ve ana uçakların kontrollü olarak test çalışmaları ve uçuş tecrübeleri yapılmıştır. Bu çalışmalar, “test platformları test çalışmaları” ve “ana uçak uçuş tecrübeleri” olmak üzere iki başlık altında toplanmıştır.

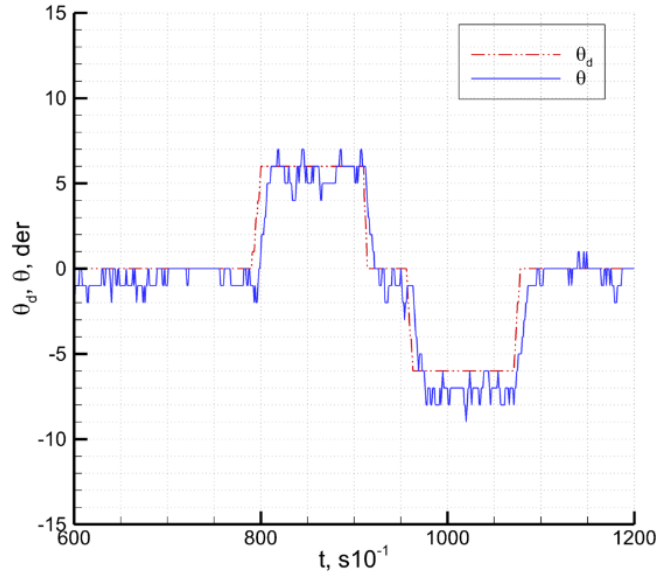
### 8.1 Test Platformları Test Çalışmaları

Tez kapsamında ana uçak imalatına başlanmadan önce, çeşitli alt bileşenlerin test edilmesine yönelik V1, V2, V3, V4a ve V4b test platformları olmak üzere toplam 5 farklı test sisteminin tasarlanarak imal edildiği 8. Bölüm İmalat Süreci başlığı altında belirtilmiştir. Bu bölümde V1, V2, V3 ve V4 test sistemleri ile yapılan test çalışmaları tanımlanmıştır.

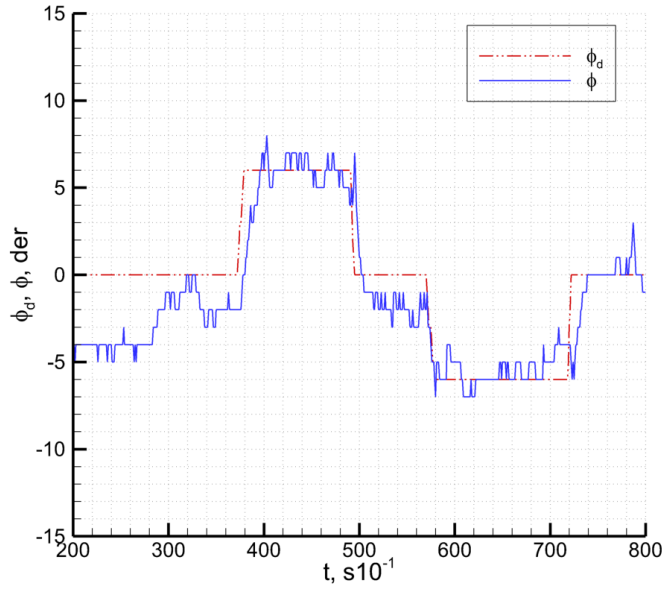
İmal edilen V1 modelinden, testler sırasında yapısal sebeplerden dolayı kırılma uğraması nedeniyle sağlıklı test sonuçları alınamamıştır. Daha sonra imal edilen V2 test platformu, 3 adet motoru kol uçlarına sabitlenmiş olarak imal edilmiştir. Bu sistem, yunuslama ve yalpa eksenleri etrafında serbest dönüş hareketi yapacak şekilde test yatağına sabitlendikten sonra geliştirilen kontrol yazılımı ile uçağın hareketinin kontrol edilmesine yönelik test çalışması yapılmıştır. Yere bağlı V2 deney test düzeneği Şekil 8.1’de gösterilmiştir. V2 düzeneği ile yapılan testlerde elde edilen yunuslama açısı ve yalpa açısı verileri, Şekil 8.2 ve Şekil 8.3’de sırasıyla verilmiştir. Şekil 8.2 – Şekil 8.3’de verilen grafiklerde, test platformunun, uçağa gönderilen referans yunuslama – yalpa açıları ve uçak üzerinde ölçülen gerçek açı değerleri görülmektedir.



Şekil 8.1. 2 Serbestlik derecesine sahip V2 test platformu

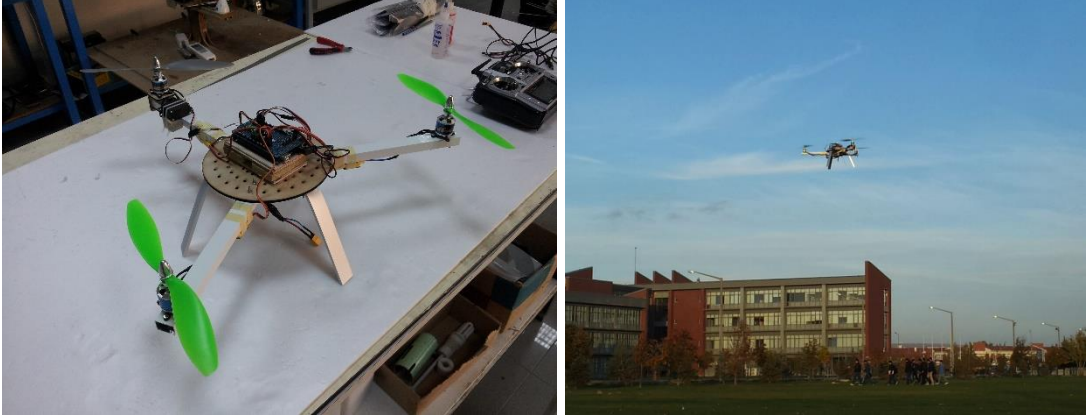


**Şekil 8.2.** Referans yalpa açısı ( $\theta_d$ ) - ölçülen yalpa açısı ( $\theta$ )



**Şekil 8.3.** Referans ( $\theta_d$ ) - ölçülen yunuslama ( $\theta$ ) açısı

Kontrol sistemi için oluşturulan yazılım ve donanımın testleri için yapılan V3 test platformu ile geliştirilen kontrol kodunun dış ortam testleri yapılmıştır. V3 platformundan yer bilgisayarına bir veri aktarımı yapılmamıştır. Bu platformda, geliştirilen kontrol kodu vasıtasıyla, yer kontrolcüsünün uçağı kontrol edip edemediğı, geliştirilen kontrol algoritmasının, temel olarak askı uçuşunda, verilen komutlara doğru cevap verip vermediğı gibi soruların cevapları nitel olarak değerlendirilmiştir. Şekil 8.4'de imalatı tamamlanmış V3 Platformu ve uçuş testleri gösterilmektedir.



(a) (b)  
**Şekil 8.4.** a) V3 test platformu b) Nitel uçuş testleri

V4a ve V4b platformları askı ve geçiş uçuşu testleri için imal edilmiştir. V4a modeli yapısal nedenlerden dolayı uçuş testleri için kullanılamamıştır. V4a modeli geliştirilerek V4b modeli tasarlanarak imal edilmiştir. V4b modeli ile askı uçuşu çalışmaları başarıyla gerçekleştirilmiştir. Bu model ile 2 adet geçiş uçuşu testi gerçekleştirilmiştir. Birinci test çalışmasında hava muhalefeti nedeniyle uçak kırığa uğramıştır. İkinci geçiş uçuşu test çalışmasında özellikle yalpa ve istikamet hareketleri girişim yaparak uçağın virile girerek düşmesine neden olmuştur. İcra edilen test esnasında alınan veriler değerlendirilerek, bu girişime neden olan unsurlar anlaşılmasına çalışılmıştır.

V4b modellerinde, arka motor kontrollü olarak gövde x-ekseni etrafında  $\pm 30$  derece dönebilecek şekilde tasarlanmış ve imal edilmiştir. Askı ve geçiş uçuşu rejimlerinde uçağın istikamet kontrolü, arka motorun oturma açısının açısal kontrolü ile sağlanmıştır. Bu oturma açısı, PID kontrolü ile uçağın istikamet açısı açısal hız değişimine göre kontrol edilmiştir. Uçak üzerinde tek sayıda (3 adet) pervane olmasından dolayı dengelenemeyen bir pervane torku oluşmuştur. Bu torktan kaynaklanan dönüş hareketinin önüne geçmek üzere, askı uçuşu süresinde, arka motor 90 derece yukarı yöne bakacak şekilde değil, bunun yerine belirli bir açıda sağa ya da sola bakacak şekilde bir oturma açısı ile durmaktadır. Şekil 8.5’de V4b modeli ile yapılan uçuşu testinin görüntüsü yer almaktadır. Şekil üzerinden de görüleceği gibi arka motor gövde xy-düzlemine dik olarak durmayıp, x-ekseni etrafında belirli bir açıda durmaktadır. Bu oturma açısı sabit olmayıp, istikamet kontrolü için PID kontrolörü ile  $\pm 30$  derece hareket edebilecek şekilde tasarlanarak imal edilmiştir. Oturma açısı, pilottan gelen referans değere göre veya uçağın

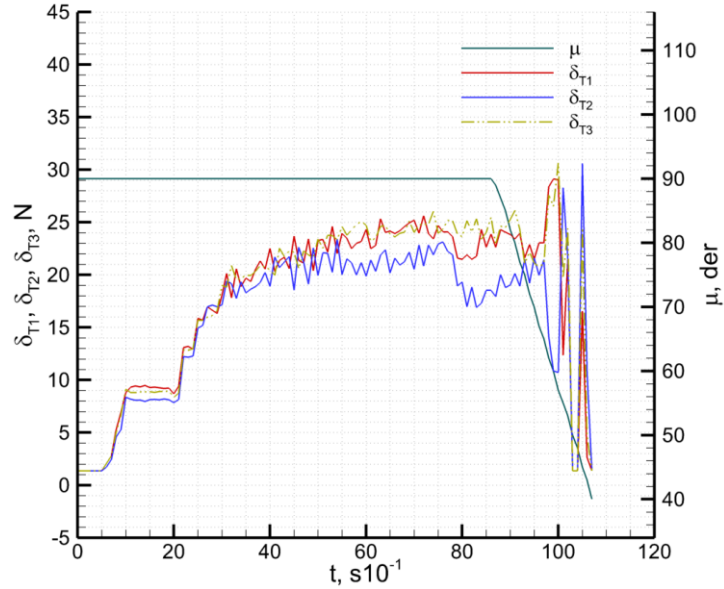
mevcut durumunu korumasına yönelik olarak uçuş kontrol kartına yüklenen kod tarafından kontrol edilmektedir.



**Şekil 8.5.** V4b modeli ile yapılan uçuş testi fotoğrafı

Şekil 8.6’de V4b modeli ile yapılan geçiş uçuşu test sürecinde yer bilgisayarı tarafından kaydedilen motor itkileri ve meyil açısı gösterilmiştir. Yapılan test uçuşunda, motorların meyiletmesi ile birlikte, motor itki değerleri uçağın yalpa ve istikamet kontrollerinin girişime uğradığını göstermektedir. Geçiş uçuşunun başlamasıyla birlikte yalpa hareketindeki düzeltme için 1. motor itki değerleri artarken, 2. motor itki değeri azalmıştır. Bunun yanında ana motorların hali hazırda mevcut bulunan ~70 derecelik meyil açısı nedeniyle bu itki değişimi sadece yalpa eksenini etrafında değil istikamet eksenini (gövde z-ekseni) etrafında da bir moment oluşturmuştur. İstikamet eksenini etrafında oluşan bu istenmeyen momentin dengelenmesi için arka motor itkisi artmıştır. Motor dönüş yönlerinden kaynaklanan momentler ve jiroskobik momentler de devreye girdiğinde arka motor uçağı dengede tutamayarak kendi eksenini etrafında virile girmesine neden olmuştur. Uçak bu süre zarfında düşerek kırım geçirmiştir. Yer bilgisayarı tarafından kaydedilen veriler arasında arka motor oturma açısı bulunmamaktadır. Bu nedenle arka motor açısının sağa ya da sola dönük mü olduğu anlaşılamasa da, kontrol algoritmasına göre, arka motor, oluşan momenti bertaraf etmek adına momentin ters yönünde bir açıda bulunduğu bilinmektedir. Arka motorun uçağı dengede tutamamasının birinci nedeni, geçiş esnasında oluşan ve öngörülemeyen momentlerin denge durumunu

bozması ve arka motor PID kontrolünün kazançlarının yetersiz kalması olarak değerlendirilmiştir.



Şekil 8.6. V4b modeli geçiş uçuşu motor itki değerleri ( $\delta_t$ ) ve meyil açısı ( $\mu_m$ ) değerleri

## 8.2 Ana Uçak Uçuş Testleri ve Sonuçları

Test platformlarının testlerinden alınan veriler ışığında, platform testlerinde görülen problemlerin ana uçak üzerinde oluşmamasına yönelik olarak ana uçak tasarımı yenilenmiş ve imalatı yapılmıştır. Uçak imalatının ardından uçuş tecrübelerine başlanmıştır.

İmal edilen ana uçak, iç ortam ve dış ortamda olmak üzere farklı uçuş tipleri için uçuş tecrübelerine tabi tutulmuştur. İç ortamlarda yapılan testlerde uçak, bir yardımcı tarafından kontrollü olarak tutulmuştur. İç ortamda, atmosferik bozuntular olmaması nedeniyle, dış ortam testlerine çıkılmadan önce, iç ortam testleri yapılarak kontrol bilgisayarının çalışması ve referans kontrol komutlarına verilen cevapların nitel ve nicel olarak incelenmesi sağlanmıştır. Bu testlerin tamamına yakınının verileri, uçak üzerinden telemetri sistemi ile yer bilgisayarına aktarılarak kaydedilmiştir. Kaydedilen veriler, uçuş süresi, uçak hız bilgileri, barometrik irtifa bilgileri, uçak açısal bilgileri, kontrol komutları, motorlara gönderilen itki komutları, meyil açısı ve uçuş modu bilgileri şeklindedir. Bazı uçuşların verileri, telemetri sisteminden kaynaklanan nedenlerden dolayı, eksik olarak alınmış veya hiç alınamamıştır. İlerleyen test süreçlerinde, telemetri

sisteminin eksikleri giderilerek sonraki testler için veriler küçük eksikliklerle yer bilgisayarına aktarılabilmiştir.

İç ortam ve dış ortam olmak üzere toplam 56 uçuş testi yapılmıştır. Yapılan testlerde denenen uçuş tipleri, iç/dış ortam bilgisi, başarı durumu ve uçuş sayıları Tablo 8.1’de verilmiştir. Başarısız testlerden sonraki süreçlerde, tamirat/onarım ve teorik düzeltme çalışmaları yapılarak uçağın nihai olarak istenen duruma gelmesi sağlanmıştır. Başarılı ve başarısız ayrımında, uçağın ciddi şekilde kırıma uğradığı testler başarısız testler olarak nitelendirilmiştir.

**Tablo 8.1.** İcra edilen uçuş tecrübelerinin dağılımı

Deney Tipi	İç Ortam (Kontrollü)	Dış Ortam	Başarısız	Başarılı
Dikey Kalkış – Askı – İniş	11	15	-	26
Dikey Kalkış => 80der Geçiş	6	2	-	8
80der Dikey Kalıkış – İniş	-	10	1	9
Konv. Kalkış – İniş	-	3	2	1
Dik Kalkış => Konv. Geçiş	6	3	1	8
TOPLAM	23	33	4	52

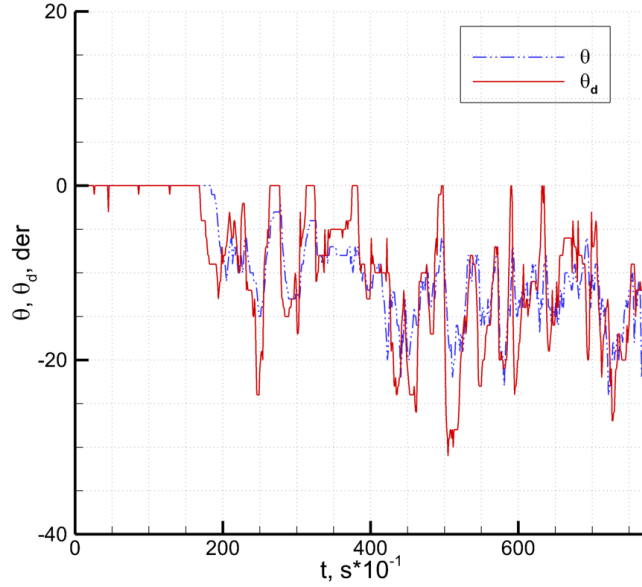
Uçuş esnasında, zamana bağlı olarak alınan verilerin kaydedilmesinin yanı sıra, yer kamerası ve uçak üzerine yerleşik kameralar ile yapılan testlerin görüntü kayıtları tutulmuştur. Bu veriler ve görüntü kayıtları derlenerek uçağın kontrol karakteristikleri incelenmiştir. Şekil 8.7’de, yapılan testler sırasında kaydedilen askı uçuşu ve geçiş uçuşu görüntüleri yer almaktadır.



**Şekil 8.7.** Ana uçak testleri yer kamerası ve gövde üstü kamera ile alınan görüntüler

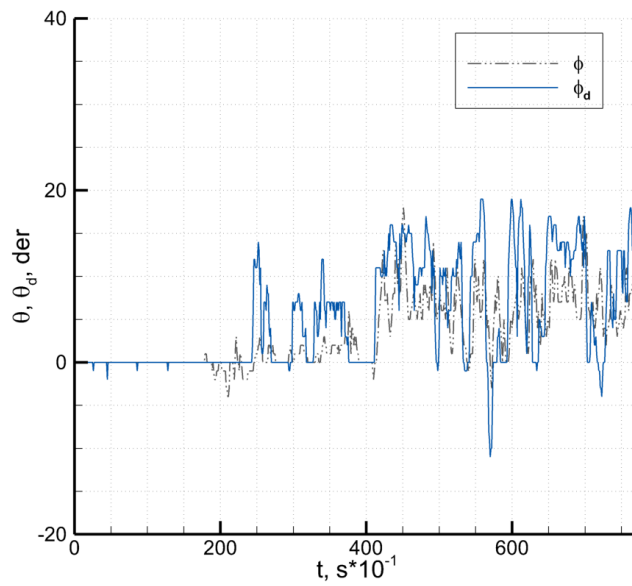
Şekil 8.8 – Şekil 8.13’de, 56. Test uçuşu kapsamında icra edilen dikey kalkış, askı uçuşu, geçiş uçuşu ve konvansiyonel uçuş testleri verilerinin ilgili bölümleri zamana bağlı olarak derlenerek gösterilmiştir. Uçuş verileri örnekleme frekansı 10 Hz’dir.

Şekil 8.8’de verilen grafikte, askı uçuşu modu için uçağa gönderilen referans yunuslama açısı ve uçaktan ölçülen yunuslama açısı değerleri gösterilmiştir. Dış ortamda yapılan bu uçuş testinde uçak, verilen referans değerleri takip etmektedir. Şekil 8.8’den de anlaşılacağı üzere uçak ilgili referans değerine göre manevra yapmaktadır.



**Şekil 8.8.** Askı uçuşu referans yunuslama açısı ( $\theta_d$ ) ve ölçülen yunuslama ( $\theta$ ) açısı

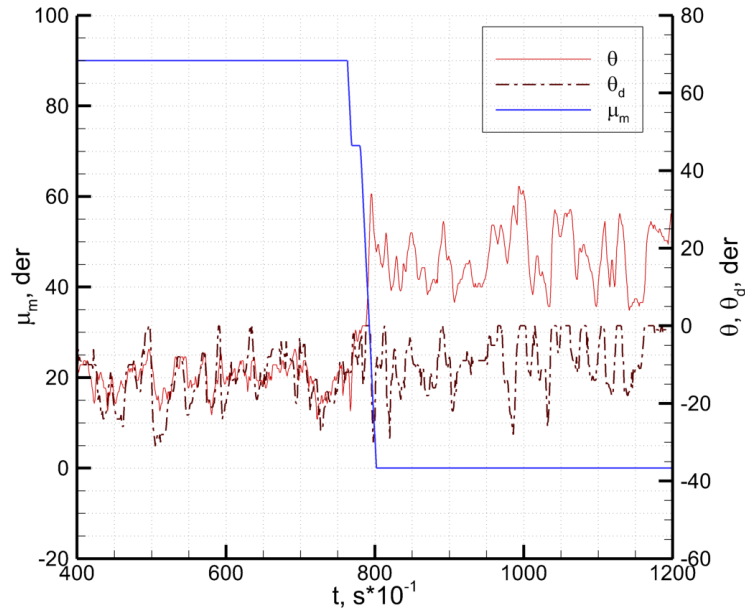
Şekil 8.9’da verilen grafikte, askı uçuşu modu için uçağa gönderilen referans yalpa açısı ve uçak üzerinde ölçülen yalpa açısı değerleri gösterilmiştir. Dış ortamda yapılan bu uçuş testinde uçak, verilen referans değerleri takip etmektedir.



**Şekil 8.9.** Askı uçuşu için referans yalpa açısı ( $\Phi_d$ ) ve ölçülen yalpa açısı ( $\Phi$ )

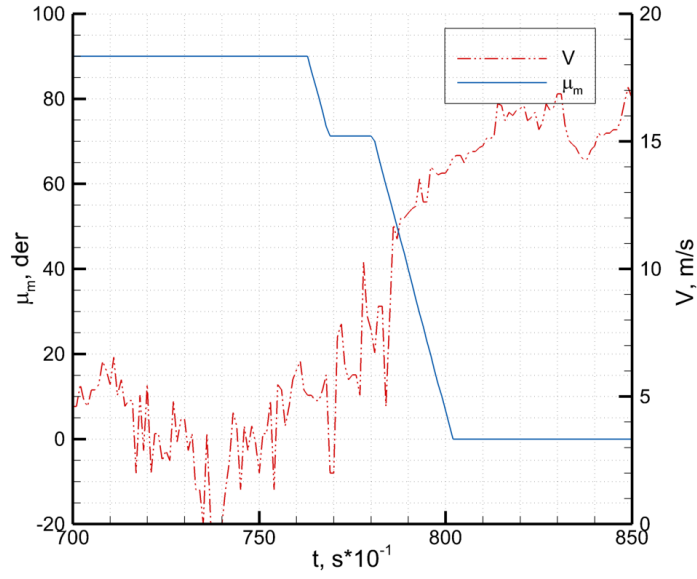


Şekil 8.10’da verilen grafikte, askı uçuşu modundan konvansiyonel uçuş moduna geçiş esnasında motor meyil açıları ve uçak üzerinden ölçülen yunuslama açıları verilmiştir. Geçiş uçuşu öncesindeki askı uçuşu modunda uçağın ortalama yunuslama açısı -20 derece mertebesinde görülürken, geçiş sonrası yunuslama açısının 20 derece civarına çıktığı görülmektedir. Hazırlanan kontrol yazılımında, arka motor itki değişimi uçağın yunuslama açısının 0 derece civarında tutabilecek şekilde kodlama yapılmıştır. İç ortam testlerinde kontrol kodu, geçiş süresinde arka motor itki değişimini bu yönde kontrol etmekle birlikte, dış ortam testinde bu kontrolü istenildiği gibi yapamamıştır. Bunun muhtemel nedeni ana motorların meyletmesi esnasında hızlanmayla oluşan aerodinamik kuvvet ve momentlerin kod içerisinde tam olarak tanımlanamaması olarak değerlendirilmiştir.



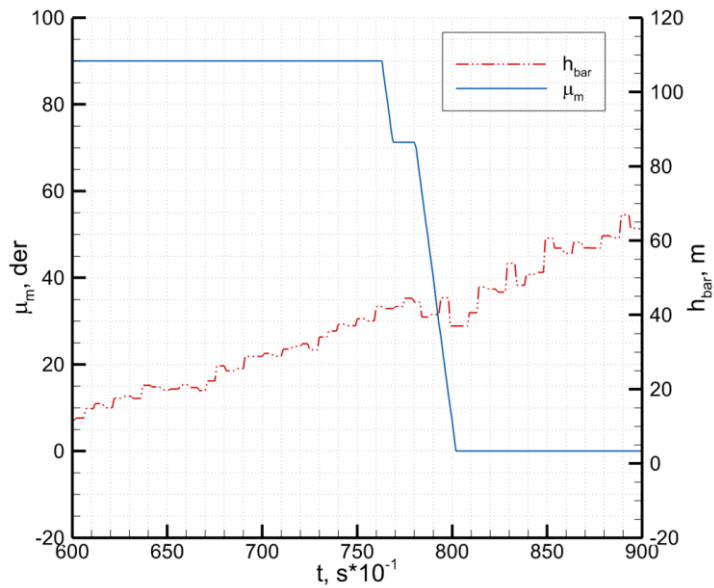
**Şekil 8.10.** Dış ortam geçiş uçuşu motor meyil açısı ( $\mu_m$ ), ölçülen yunuslama açısı ( $\theta$ ) ve referans yunuslama açısı ( $\theta_d$ ) değişimi

Şekil 8.11’de verilen grafik, uçağın askı uçuşundan seyir uçuşuna geçişi sırasında uçağın hızındaki değişimi göstermektedir. Bu grafikte uçağın askı uçuşundaki hızı  $\sim 3$  m/s civarında ölçülmektedir. Geçiş uçuşuna başlanmasıyla bu hız artmakta ve seyir uçuşuna başlandığında bu hız 16-17 m/s mertebesine yükselmektedir. Kullanılan hız duyargasının hız ölçüm hassasiyeti  $\pm 2$  m/s civarındadır.



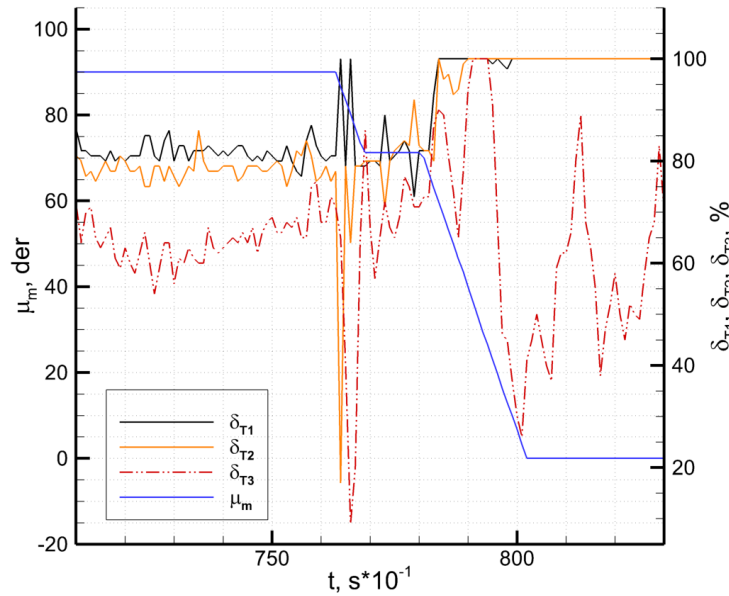
**Şekil 8.11.** Dış ortam geçiş uçuşu meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve uçuş hızı ( $V$ ) değişimi

Şekil 8.12'de geçiş uçuşu esnasında uçağın barometrik irtifa değişimi gösterilmiştir. Geliştirilen kontrol kodunda irtifa kontrolüne yönelik bir kısıtlama veya kontrolör bulunmamaktadır. Ayrıca, uçağın manevra ve hareketleri yerde bulunan pilot tarafından kontrol edilmesi ve bu pilotun nitel olarak irtifayı değerlendirmesi nedeniyle uçağın irtifası sabit kalmamıştır. İrtifadaki artışın, motorların meyiletmesi sırasında oluşan yunuslama açısındaki artıştan ve uçağın hızlanmasıyla oluşan aerodinamik taşıma kuvvetinden kaynaklandığı değerlendirilmiştir.



**Şekil 8.12.** Dış ortam geçiş uçuşu için meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve irtifa ( $h_{bar}$ ) değişimi

Şekil 8.13’de geçiş uçuşu esnasında motor itki değerleri değişimi gösterilmiştir. Arka motor geçiş uçuşu esnasında yunuslama açısı 0 derece tutmak üzere itki artışı veya azalışını oto pilot kontrolü ile yapmıştır. Aynı şekilde, geçiş uçuşu esnasında uçağın yalpa açısının 0 derece mertebesinde tutulması amacıyla, ana motorların itki değerleri, belirli oranlarda oto-pilot kontrolü ile yapılmıştır. Bunun yanında teorik hesaplamalar sonucunda ana motorların itki değişimlerinin otomatik olarak yapılması öngörülmüşken, gerçek zamanlı test uçuşunda ana motor gaz kolu ayarları, yerden uçağı kontrol eden pilot tarafından yapılmıştır.



**Şekil 8.13.** Dış ortam geçiş uçuşu için motor meyil açısı ( $\mu_m$ ) ve motor gaz kolu değerleri ( $\delta_{T1}, \delta_{T2}, \delta_{T3}$ ) değişimi

Şekil 8.7 – Şekil 8.13 grafiklerinde 56'ncı uçuş tecrübesinde yer bilgisayarı tarafından kaydedilen verilerin açıklamaları yapılmıştır. Bu grafiklerde sırasıyla, askı uçuşu uçak oryantasyonu, geçiş uçuşu yunuslama açısı değişimi, geçiş uçuşu hız değişimi, geçiş uçuşu irtifa değişimi ve geçiş uçuşu gaz kolu oranları değişimleri gösterilmiştir. Yapılan test çalışmaları, geliştirilen kontrol yönteminin uygun şekilde çalıştığını göstermekle beraber geliştirilmesi gereken noktalar olduğunu da ortaya çıkarmıştır. Yapılan 56 adet uçuş testi çalışmasının büyük çoğunluğunun verileri mevcut olmakla birlikte her uçuş testi kendi içerisinde bağımsız testler olduğu için tüm test sonuçları burada gösterilmemiştir.

## 9 SON SÖZ VE GELECEK ÇALIŞMALAR

### 9.1 Son Söz

Bu tez çalışması, açılı verilebilir pervane sistemine sahip, dikey iniş kalkış yapabilen bir insansız hava aracının, tasarım, uçuş mekaniği, imalat ve test uçuşu çalışmalarını kapsamaktadır. Çalışmalar 06.06.2013 tarihinde, ilgili tez önerisinin resmi olarak kabul edilmesiyle başlamış bulunmaktadır. Çalışma kapsamında amaçlanan, döner kanatlı uçakların dikey iniş kalkış kabiliyetleri ile sabit kanatlı uçakların yatay uçuş kabiliyetlerinin bir uçak üzerinde toplanması ve yapılan uçuş testleri ile uçuş özelliklerinin deneysel olarak incelenmesidir. Bu çalışmada ele alınan uçak, 1,7 m kanat açıklığında, 1,35 m gövde uzunluğuna sahip çift kuyruk kollu, konvansiyonel yatay ve dikey stabilize edilmiştir. Uçak üzerinde toplam altı adet motor-pervane yer almaktadır. Bunlardan, dört adedi ikişerli gruplar halinde kanat uçlarına yerleştirilmiştir. Kalan iki adet motor kuyruk kolları arasına yerleştirilmiştir. İkişerli motor grupları ters dönüşlü (counter rotating) şekilde çalışmaktadırlar. Kanat uçlarında bulunan motor-pervane grupları, gövde y-ekseni etrafında 90 derece dönebilecek şekilde tasarlanmış ve imal edilmiştir. Bu motor-pervane grupları, dikey kalkıştan sonra 90 derece meyil açısından, 0 derece meyil açısına meyiletmekte ve böylece uçak askı uçuşundan seyir uçuşuna geçiş yapabilmektedir. Uçağın yapması istenen uçuş tipleri, askı uçuş modu, geçiş uçuş modu ve konvansiyonel uçuş modu olarak üç sınıfa ayrılmıştır.

Bu tez çalışmasında ele alınan konu belirli özgün noktalar içermektedir. Öncelikli olarak, uçağın mevcut tasarımı, konvansiyonel uçak tasarım yöntemleri ve dikey iniş kalkış gereksinimlerinin birleştirilerek, gerek konvansiyonel uçuş gerek dikey iniş kalkış kabiliyetlerine sahip bir tasarım uygulamasının yapılmasıyla ortaya çıkarılmıştır. Geliştirilen bu tasarım yönteminde, dikey iniş kalkış için gerekli itki sistemi ağırlık incelemesi ve sabit kanatlı uçaklar için gerekli yapısal ağırlık incelemeleri ayrı ayrı yapılarak bu iki ağırlık tipi uygun şekilde birleştirilmiştir. Böylece, uçağın tahmini ilk kalkış ağırlığı hesapları yapılmıştır. Ayrıca askı uçuşu, geçiş uçuşu ve seyir uçuşu modları için yapılan uygun mekanik tasarım uçağın özgün noktaları arasındadır.

Tez çalışmasının diğer bir özgün tarafı, geliştirilen kontrol yöntemi yaklaşımlarıdır. Uçak askı, geçiş ve konvansiyonel uçuş olmak üzere üç farklı uçuş modunda uçabilme kabiliyetine sahip olarak tasarlanmıştır. Bu uçuş modlarında uçağın yalpa, yunuslama ve istikamet kontrollerinin efektif olarak yapılabilmesi gerekmektedir. Geliştirilen kontrol

yönteminde, öncelikle ters yöne dönen pervane çiftleri kullanılarak, uçağın açısız hareketlerinde jiroskobik momentlerin oluşması önlenmeye çalışılmıştır. Diğer taraftan, geliştirilen kapalı çevrim otomatik kontrol yöntemleri ile uçağın doğal kararsız olduğu askı ve geçiş uçuşu fazlarının suni olarak kararlı hale getirilmesi sağlanmıştır. Ayrıca, geçiş uçuşunda istikamet ve yalpa hareketlerinde oluşan girişimlerin önlenmesi amacıyla motor meyil açıları ve motor gaz kolu ayarları kullanılarak özel bir fonksiyon geliştirilerek uçuşlarda kullanılmıştır.

Tez çalışmasının son özgün tarafı, ilgili tasarım ve kontrol çalışmalarının teorik olarak yapılmasından sonra, sistematik olarak test uçaklarının imal edilmesi ve son olarak ana uçağın imal edilerek tüm çalışmaların doğrulanmasıdır. Ele alınan teorik çalışmalar deneysel olarak incelenmiş, görülen eksik noktalar deneysel çalışmalar sonucunda giderilmiştir.

Bu tez kapsamında yapılan çalışmaların sonuçları alt başlıklar halinde incelenebilir. Öncelikli olarak, geliştirilen tasarım yöntemi sonucunda elde edilen tasarım özellikleri ve uçağın imal edildikten sonra elde edilen fiziksel özellikler örtüşmektedir. Bu bağlamda, tahmini ilk kalış ağırlığı ile imalat sonrası ölçülen ağırlık arasında %12,8'lik bir sapma görülmüştür. Tasarım süresinde belirlen yapısal ağırlık ile imalat sonrası ölçülen ağırlık arasında %11,8 ve tasarım itki grubu ağırlığı ile imalat sonrası ölçülen itki grubu ağırlıkları arasında %1,5 civarında saplamalar görülmüştür. İmal edilen uçağın, istenilen konvansiyonel uçuş, dikey iniş/kalış kabiliyetine ve dikey uçuş esnasında yeterli kontrol kabiliyetlerine sahip olması yine tasarım sürecinin başarılı olduğunu göstermektedir.

Yapılan teorik çalışmalar sonucunda geliştirilen tek döngülü oransal (P) kapalı çevrim kontrol yöntemleri ile uçak doğrudan kontrol edilememiştir. Kontrol yöntemlerinin belirlenmesi sürecinde, teorik ve deneysel çalışmalar beraber yürütülerek kapalı kontrol çevrimlerine iç döngüler ve oransal/integral (PI) kontrolörler eklenmiştir. Farklı uçuş modları için farklı kazanç değerleri ve döngü sayıları kullanılmakla birlikte tüm uçuş modları için genel olarak çift döngülü, oransal (P) ve oransal/integral (PI) kontrolörlerden oluşan, kapalı çevrim otomatik kontrol yöntemleri kullanılmıştır. Bu kontrolörlerin performans doğrulaması yapılamamakla birlikte, yapılan deneysel çalışmalarda uçak, yerde bulunan harici bir pilot tarafından yeterli şekilde kontrol edilebilmiştir. Elde edilen deneysel sonuçlardan, kontrol yöntemi belirlenmesi sürecinde tanımlanmış olan, “geçiş uçuşunda gövdenin yer düzlemine paralel şekilde kalması” kıstası, atölye ortamında yapılan statik testlerde doğrulanmakla beraber, açık ortam test

çalışmalarında bu kıstas tam olarak sağlanamamıştır. Bunun, açık ortamda bulunan sağanakların uçağı etkilemiş olmasından veya geçiş uçuşunda aerodinamik ve itki modellerinin doğru modellenememesinden kaynaklandığı düşünülmüştür.

Son olarak, bu doktora tezi kapsamında, sabit kanatlı uçak avantajları ve dikey iniş kalkış yapabilme kabiliyetlerini bir uçak üzerinde toplanması amaçlanmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda, uçağın dikey kalıştan seyir uçuşuna geçmesinin ardından 0,8 mertebesinde bulunan gaz kolu ayarınının 0,2 mertebesine indiğı görülmüştür. Gaz kolu ayarındaki bu azalma, uçağın daha fazla havada kalabilme kabiliyetine ve menzile sahip olacağını göstermektedir.

Bu tez çalışması, yeni bir bilimsel yöntem geliştirmekten daha ziyade, uçak tasarımı kapsamında, farklı disiplinlerdeki konuları özgün bir şekilde bir araya getirerek, dikey iniş kalkış ve konvansiyonel uçuş kabiliyetlerinin bir araya getirilmesi amaçlanmış ve başarıyla gerçekleştirilmiştir.

## **9.2 Gelecek Çalışmalar**

Bu tez kapsamında yapılan çalışma ancak başlangıç niteliğindedir. Sabit kanatlı veya döner kanatlı uçak tasarımı hali hazırda pek çok alt disiplini barındırmakla beraber bu çalışma gerek döner kanatlı uçakları, gerek sabit kanatlı uçak tasarım ve uçuş mekaniğı konularını içinde bulundurmaktadır. Bu kapsamda yapılabilecek ileri çalışmalar aşağıdaki paragraflarda kısaca belirtilmeye çalışılmıştır.

Uçağın aerodinamik analizleri Advanced Aircraft Analysis yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda, bu yazılımın sonuçlarının doğrulanması ve/veya daha derinlemesine incelemeler için hesaplamalı akışkan analizi ve rüzgâr tüneli deneyleri yapılabilir. Yapılan aerodinamik analizler temel olarak belirlenmiş seyir uçuşu hızlarını kapsamaktadır. Uçağın geçiş uçuşundaki aerodinamik özellikleri ve uçak bileşenlerinin aerodinamik etkileşimleri, derinlemesine incelenebilir. Diğer taraftan yine bu başlık altında, ilk tasarım olan kanal-içi pervane sistemi aerodinamik incelemeleri detaylı şekilde yapılarak uçağı eklenebilir.

İtki sistemi çalışmalarında, gerek kanal-içi pervane sisteminin gerek yalnız pervanelerin geçiş uçuş esnasında ürettiğı itki ve moment değerleri incelenebilir. Yalnız pervane sistemlerinin geçiş uçuşundaki yan rüzgârlardan nasıl etkilendiğı incelenerek gerekli performans artışları için çalışmalar yapılabilir. Ayrıca, tez kapsamında ele alınan

uçakta kullanılan ters dönüşlü pervanelerin performans özellikleri detaylı olarak incelenerek, pervaneler arası mesafe, çap farklılıkları verim artışı açısından incelenebilir.

Bu tez kapsamında uçak kontrolü için, mümkün olduğu kadar basit uygulanabilen kapalı çevrim oransal (P) ve ornasal/integral (PI) otomatik kontrol yöntemi seçilmiştir. Bu yöntem bu tez kapsamında ele alınan uçak için doğru sonuçlar vermiş olmakla birlikte, bu kontrol yöntemi lineer ve zamana bağlı değişim olmayan sistemler için tasarlanmış bir yöntemdir. Bunun yanı sıra geçiş uçuşu, fizik itibarıyla yüksek nonlinear durumların mevcut olduğu hareket tipleridir. Bu nedenle, ilerleyen süreçlerde nonlinear durumları da kapsayan gürbüz kontrolcü veya nonlinear kontrolör tasarımları yapılabilir. Benzer şekilde farklı kontrol yöntemleri uygulanabilir.

Yapılabilecek ileri çalışmalara son bir ek olarak, hızla gelişen insansız hava araçlarının, ulusal hava sahasına entegrasyonu; uygun seyrişefe, çarpışma önleyici sistem ve risk yönetim çalışmaları eklenebilir.

## KAYNAKÇA

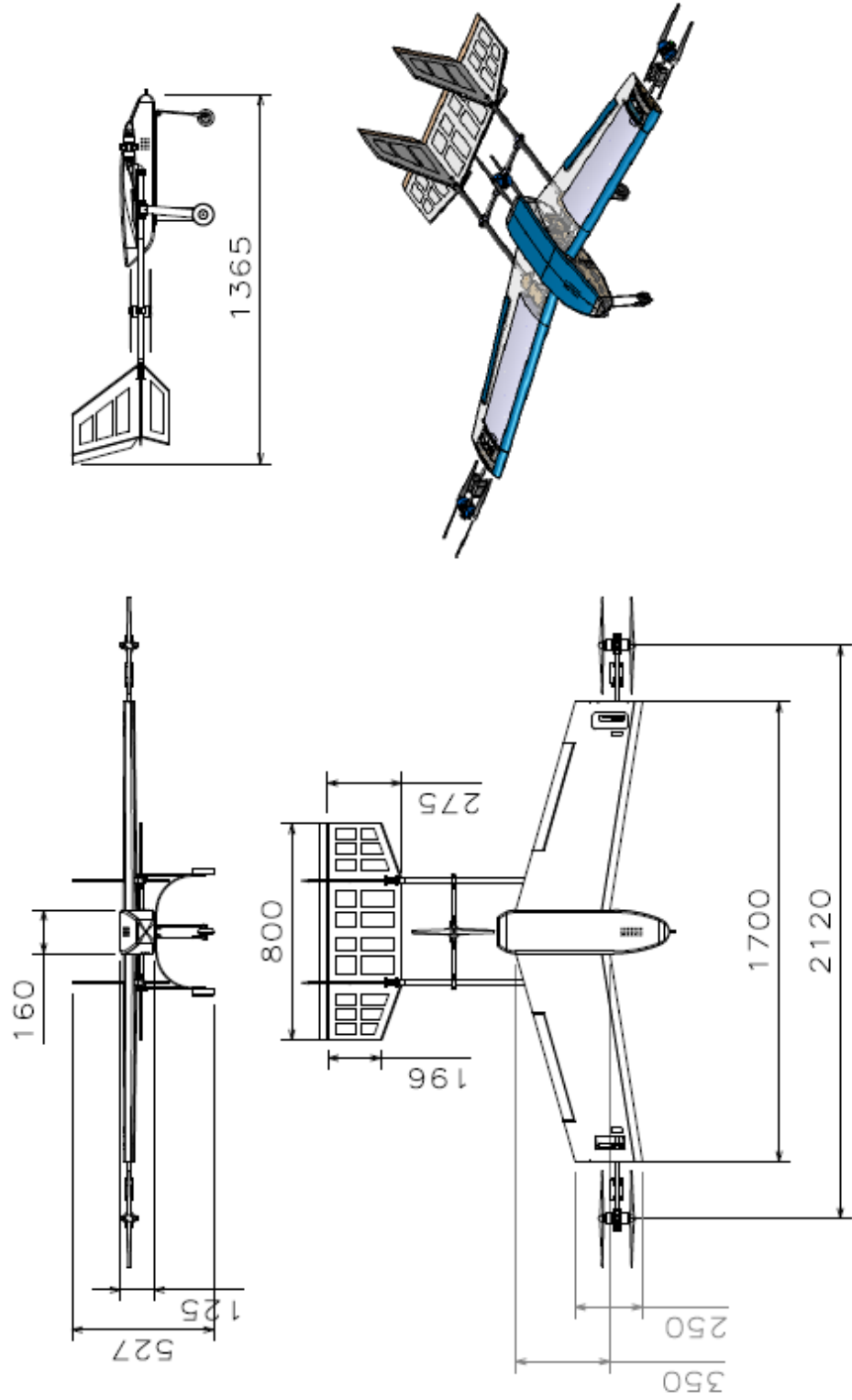
- [1] McCormick, B.W. (1995). *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics* (2.baskı). John Wiley & Sons, s.432-439.
- [2] Franklin, J.A. (2002). *Dynamics, Control, and Flying Qualities of V/STOL Aircraft* (1.baskı). Virginia: AIAA Education Series.
- [3] Colin, P.E., Williams, J. (1968). *The Aerodynamics of V/STOL Aircraft*. Belçika: AGARDograph 126.
- [4] Maisel, M.D., Giulianetti, D.J., Dugan, D.C. (2000). *The History of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft: From Concept to Flight, Monographs in Aerospace History #17*. Washington, D.C.: NASA History Series.
- [5] Tesla, N., (1928). Method of Aerial Transportation. ABD, Serial No: 499,519.
- [6] Piccirillo, A.C. (1997). *German V/STOL Fighter Program: A Quest for Survivability in a Theater Nuclear Environment*. Virginia: AIAA,.xi-xiii.
- [7] Jeong, J., Yoon, S., Kim, S., Suk, J. (2015). Dynamic Modeling and Analysis of a Single Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle. *53'üncü AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2015-1804.
- [8] Song, Y., Wang, H. (2009). Design of Flight Control System for a Small Unmanned Tilt Rotor Aircraft Longitudinal Flight Dynamic Analysis of an Agile UAV. *Chinese Journal of Aeronautics*, Cilt 22, 250-256.
- [9] Murphy, P.C. ve Landman D. (2015). Experiment Design for Complex VTOL Aircraft with Distributed Propulsion and Tilt Wing. *53'üncü AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2015-1804.
- [10] Rothhaar, P.M., Murphy, P.C., Bacon, B.J., Gregory, I.M., Grauer, J.A., Busan, R.C., Croom, M.A. (2014). NASA Langley Distributed Propulsion VTOL TiltWing Aircraft Testing, Modeling, Simulation, Control, and Flight Test Development. *14'üncü AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA 2014-2999.
- [11] Barnstorff, K., <http://www.nasa.gov/langley/ten-engine-electric-plane-completes-successful-flight-test>. (Erişim tarihi: 30.04.2015)
- [12] Choi, S., Kang, Y., Chang, S., Koo, S., Kim, J.M. (2010). Development and Conversion Flight Test of a Small Tiltrotor Unmanned Aerial Vehicle. *Journal of Aircraft*, Cilt 47 (2), 730-732.
- [13] Özdemir, U., Aktaş, Y.O., Vuruşkan, A., Dereli, Y., Tarhan, A.F., Demirbağ, K., Erdem, A., Kalaycioğlu, G.D., Özkol, İ., İnalhan, G. (2014). Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Cilt 74 (1), 371-393.



- [14] Öner, K.T., Çetinsoy, E., Sırımoğlu, E., Hançer, C., Ünel, M., Akşit, M. F., Gülez, K., Kandemir, İ. (2012). Mathematical modeling and vertical flight control of a tilt-wing UAV. *Turkish Journal of Electrical Engineering and Computer Sciences*, Cilt 20 (1), 149-157.
- [15] Onen, A.S., Levent, C., Senipek, M., Mutlu, T., Gungor, O., Uzunlar, I.O., Kurtulus, D.F., Tekinalp, O. (2015). Modeling and Controller Design of a VTOL UAV. *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*.
- [16] Raymer, D.P. (2006). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Virginia: AIAA Education Series.
- [17] McCormick, B.W. (1967). *Aerodynamics of V/STOL Flight*. Florida: Academic Press, 252.
- [18] Armutcuoğlu, Ö., Kavsaoglu, M. Ş., and Tekinalp, O. (2004). Tilt Duct Vertical Takeoff and Landing Uninhabited Aerial Vehicle Concept Design Study. *Journal of Aircraft*, Cilt. 41 (2), 215-223.
- [19] Roskam, J. (2005). *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes* (4. basım), Kansas: Design, Analysis and Research Corporation.
- [20] Aksan, M.M. (1969). *Uçuş Dinamiği: Simetrik Hareket*. İstanbul: İTÜ Yayınları.
- [21] Beard, R.W., McLain, T.W. (2012). *Small Unmanned Aircraft Theory and Practices*. New Jersey: Princeton.
- [22] Pamadi. B. (2004) *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes* (2.baskı). AIAA Education Series.
- [23] Etkin, B., Reid, L.D. (1996). *Dynamics of Flight Stability and Control* (3. Basım). Toronto: John Wiley and Sons Press.
- [24] Nelson, R.C. (2007). *Flight Stability and Automatic Control* (2. Basım). New Delhi: McGraw Hill Education (India)
- [25] Yechout, T.R., Morris, S.L., Bossert, D.E., Hallgre W.F. (2003). *Introduction to Aircraft Mechanics Performance Static Stability Dynamic Stability and Classical Feedback Control*. Virginia: AIAA Education Series.
- [26] Roskam, J. (2011). *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part I* (6. basım). Kansas: Design, Analysis and Research Corporation.
- [27] Advanced Aircraft Analysis V3.4. DAR Corporation. Kansas, ABD.
- [28] Yükselen, M.A. (2002), Aerodinamik Ders Notları, İstanbul: İTÜ.

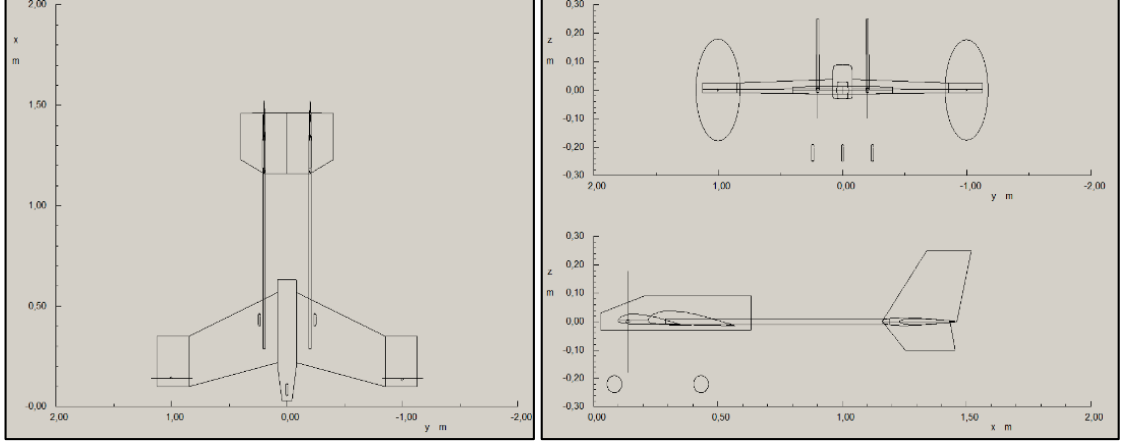
- [29] Chapra, S.C., Canale R. P. (2003). *Mühendisler için Sayısal Yöntemler* (4.baskı) (Çev.: Heperkan, H., Kesgin, U.). İstanbul: Literatür Yayınları
- [30] Nise, S.N. (2011). *Cotrol Systems Engineering* (6.baskı). Jefferson City: John Wiley and Sons Press.
- [31] Sarioğlu, M.K. (2006). *Otomatik Kontrol*. İstanbul: Birsen Yayınevi.
- [32] Pedley, M. (2013). Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer. *Freescale Semiconductor Application Notes*, AN3461 (Rev:6).  
[https://www.nxp.com/files/sensors/doc/app\\_note/AN3461.pdf](https://www.nxp.com/files/sensors/doc/app_note/AN3461.pdf) (Erişim tarihi: 20.10.2014).
- [33] Ozyagcilar, T. (2012). Implementing a Tilt-Compensated eCompass using Accelerometer and Magnetometer Sensors. *Freescale Semiconductor Application Notes*, AN4248 (Rev:3).  
[http://cache.freescale.com/files/sensors/doc/app\\_note/AN4248.pdf](http://cache.freescale.com/files/sensors/doc/app_note/AN4248.pdf) (Erişim tarihi: 28.03.2015).
- [34] Colton, S. (2007). The Balance Filter, A Simple Solution for Integrating Accelerometer and Gyroscope Measurements for a Balancing Platform. *Chief Delphi white paper*. <http://web.mit.edu/scolton/www/filter.pdf>. (Erişim tarihi: 09.04.2014).

EK – I TEKNİK RESİM



## EK – II TÜREVLER

Kavramsal tasarım sonucu oluşturulan CAD modelden faydalanılarak, Advanced Aircraft Analysis (AAA V3.4 DARCorperation) yazılımında oluşturulan uçak geometrisi ve aynı yazılım ile hesaplanan 20 m/s – 842 m irtifada kararlı durum uçuşu aerodinamik türevleri aşağıda verilmiştir.



**Şekil EkII.1:** AAA yazılımında elde edilen uçak geometrisi  
(Ekran alıntısı olduğu için oran 1:1 değildir)

**Tablo EkII.1:** 20 m/s 842 m irtifa seyir uçuşu için aerodinamik türevler

$C_{L_0}$	0,5463	$C_{D_0}$	0,0532	$C_{m_0}$	<b>-0,0258</b>
$C_{L_u}$	0,0020	$C_{D_u}$	0	$C_{m_u}$	0,0006
$C_{L_\alpha}$	5,2768 rad <sup>-1</sup>	$C_{D_\alpha}$	0,3241 rad <sup>-1</sup>	$C_{m_\alpha}$	-0,5188 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	2,1564 rad <sup>-1</sup>	$C_{T_u}$	-0,0532	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-6,5781 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_q}$	4,8830 rad <sup>-1</sup>	$C_{Z_\alpha}$	$-(C_{L_\alpha} + C_{D_0})$	$C_{m_q}$	-21,3821 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_{\delta e}}$	0,3936 rad <sup>-1</sup>	$C_{Z_\alpha}$	$-2C_{L_{h\alpha}}\eta Vh \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}$	$C_{m_{\delta e}}$	-1,2007 rad <sup>-1</sup>
$C_{L_{ih}}$	1.1982 rad <sup>-1</sup>	$C_{Z_q}$	$-2C_{L_{h\alpha}}\eta Vh$	$C_{m_{ih}}$	-3.6553 rad <sup>-1</sup>
$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}$	0,3277	$C_{Z_{\delta e}}$	$-C_{L_{\delta e}}$	$C_{L_{h\alpha}}$	3.1617 rad <sup>-1</sup>

## EK – III SÖZLÜK

<b><u>Türkçe Tanım</u></b>	<b><u>İngilizce Tanım</u></b>
birinci mertebeden gecikmeli sistem .....	first order lag
darbe genişlik modülasyonu .....	Pulse Width Modulation
deplasmanlı oto-pilot .....	displacement autopilot
doğrusallaştırma.....	linearization
görev aşamaları .....	mission flight phase
istikamet dümeni.....	rudder
kararlılık destekleyici sistem .....	stability augmentation systems
kararlı (durağan) durum hatası.....	steady state error
kararlı durum uçuşu .....	steady state flight
kararlı düz çizgi uçuşu .....	steady rectilinear flight
kararlı simetrik tırmanışa geçiş uçuşu .....	steady symmetrical pull-up flight
kararlılık türevleri .....	stability derivatives
kırınım frekansı.....	break frequency
kök yer eğrisi .....	root locus
lineer .....	linear
nonlineer .....	nonlinear
sabit katsayılı filtre .....	complementary filter
salınımlı yalpa modu.....	dutch-roll mode
taşıma kaybı .....	stall
ters dönüşlü.....	counter rotating
uçuş nitelikleri .....	flying qualities
yalpa dümeni.....	aileron
yana kayma (kayış) açısı.....	side slip angle ( $\beta$ )
yanlamasına .....	lateral – directional
yerleşme zamanı .....	settling time
yönlü kosinüs matrisi .....	direction cosine matrices
yönetmelik .....	regulation
yunuslama dümeni .....	elevator
yerleşme zamanı .....	settling time



## ÖZGEÇMİŞ

Adı - Soyadı : Zafer ÖZNALBANT  
Yabancı Dil : İngilizce  
Doğum Yeri ve Yılı : Eskişehir / 1981  
E-Posta : [zoznalbant@anadolu.edu.tr](mailto:zoznalbant@anadolu.edu.tr)

### İş Deneyimleri

- 2011 - (~) Araştırma Görevlisi, Anadolu Üniversitesi, SHYO, UGMB Eskişehir, Türkiye  
2009 – 2011 Kompozit Uyg. Lider Mühendisi, ATARD Savunma ve Havacılık, Eskişehir, Türkiye  
2005 – 2008 Proje Mühendisi, infoTRON, İstanbul, Türkiye

### Eğitim

- 2011 – (~) Doktora, Anadolu Üniversitesi Sivil havacılık Yüksek Okulu, Eskişehir, Türkiye  
2005 – 2008 Yüksek Lisans, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak Mühendisliği Programı, İstanbul, Türkiye  
2000 – 2005 Lisans, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak Mühendisliği, İstanbul, Türkiye

### Bildiriler/Makaleler

1. Öznalbant, Z., Kavsaoglu, M.Ş., Cavcar, M. (2016). Design, Flight Mechanics and Flight Demonstration of a Tilttable Propeller VTOL UAV. *16'nci AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA 2016-3446.
2. Öznalbant, Z., Kavsaoglu, M.Ş. (2016). Meyledebilir Pervaneli DiK İHA Uçuş Kontrolü ve Uçuş Tecrübeleri, *TOK 2016*.
3. Öznalbant, Z., Kavsaoglu, M.Ş. (2015). Design and Flight Test Study of a VTOL UAV. *53'üncü AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech*, AIAA 2015-1903
4. Baydur, M.Z., Memur, E., Kavsaoglu, M.Ş., Öznalbant, Z. (2013). Açık Devreli Emiştir Tip Rüzgâr Tüneli Tasarımı ve İmalatı. *II. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi (UHUT 2013)*.
5. M. Ş. Kavsaoglu, Z. Öznalbant (2008). Sabit Kanatlı DiK İHA Benzetim ve Kontrolü. *Havacılık Sempozyumu 2008 (HASEM 08)*, 99-100.