



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



DEĞİŞKEN KANAT TESPİT AÇISINA SAHİP
HAFİF SINIF BİR İHA TASARIMI VE
BOYLAMSAL KONTROLÜ

Oktay MAYUK

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Nisan-2026
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Oktay MAYUK tarafından hazırlanan “Değişken Kanat Tespit Açısına Sahip Hafif Sınıf bir İHA Tasarımı ve Boylamsal Kontrolü” adlı tez çalışması 22/04/2026 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Başkan

Dr. Öğr. Üyesi Muhammed Arif ŞEN

.....

Danışman

Doç. Dr. Hasan Hüseyin BİLGİÇ

.....

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Hasan ÇINAR

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun / ... /20.. gün ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Havvanur UÇBEYİAY

FBE Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Oktay MAYUK

Tarih: 18.05.2026

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

DEĞİŞKEN KANAT TESPİT AÇISINA SAHİP HAFİF SINIF BİR İHA TASARIMI VE BOYLAMSAL KONTROLÜ

Oktay MAYUK

NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Danışman: Doç. Dr. Hasan Hüseyin BİLGİÇ

2026, 61 Sayfa

Jüri

Doç. Dr. Hasan Hüseyin BİLGİÇ
Dr. Öğr. Üyesi Muhammed Arif ŞEN
Dr. Öğr. Üyesi Hasan ÇINAR

Bu tez kapsamında, değişken kanat tespit açısına sahip hafif sınıf sabit kanat bir İHA'nın kavramsal ve detay mekanik tasarımı gerçekleştirilmiştir. Kanat, kuyruk, gövde ve iniş takımı boyutları belirlenmiş; motor, pervane, batarya ve elektronik hız kontrolcüsü seçimleri yapılmıştır. Detay tasarım aşamasında her parçanın üç boyutlu modeli SolidWorks ortamında oluşturulmuş ve İHA'nın genel montajı tamamlanmıştır. Parçalara malzeme atanmasıyla gerçekçi bir kütle dağılımı elde edilmiş; model üzerinden kütle (m), ağırlık merkezi konumu ve atalet momentleri (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xz}) çıkarılmıştır.

Aerodinamik katsayı ve türevlerin elde edilebilmesi için -2° ile $+6^\circ$ arasında birer derecelik artışlarla dokuz farklı kanat tespit açısına sahip İHA modelleri OpenVSP ortamında hazırlanmıştır. Her bir tespit açısı için hücum açısı -5° ile $+15^\circ$ arasında değiştirilerek aerodinamik analizler yapılmış ve 9×21 boyutunda taşıma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D) ve yunuslama moment katsayısı (C_m) tabloları oluşturulmuştur. Benzer şekilde, yan kayma açısı -10° ile $+10^\circ$ arasında değiştirilerek yanal kuvvet katsayısı (C_Y), roll moment katsayısı (C_l) ve yaw moment katsayısı (C_n) tabloları elde edilmiştir.

SolidWorks ve OpenVSP/VSPAERO programlarından elde edilen veriler MATLAB/Simulink ortamına aktarılarak altı serbestlik dereceli (6-DOF) doğrusal olmayan uçuş modeli oluşturulmuştur. Aerodinamik katsayı tabloları, kanat tespit açısı-hücum açısı ve kanat tespit açısı-yan kayma açısına bağlı iki boyutlu lookup tabloları olarak modele entegre edilmiştir. Böylece kanat tespit açısındaki değişimlerin aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları ile 6-DOF model cevabı üzerindeki etkisi incelenmiştir. Kontrolcü tasarımı kapsamında PID kontrolcü oluşturulmuş ve farklı kanat tespit açılarındaki boylamsal tepkiler değerlendirilmiştir. Ayrıca seçilen trim noktası etrafında boylamsal kanal için durum uzayı modeli elde edilmiş ve bozuntulu ölçüm sinyalleri altında yunuslama açısı tahminini iyileştirmek amacıyla gözlemci tasarımı yapılmıştır.

Çalışmada kanat tespit açısının kalkış performansı üzerindeki etkisi de analitik olarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, pozitif tespit açısındaki artışın yerden kesilme hızını ve kalkış koşusu mesafesini azalttığını göstermiştir. Bu durum, değişken kanat tespit açısı mekanizmasının kısa pist kalkış performansını iyileştirme açısından önemli bir potansiyele sahip olduğunu ortaya koymaktadır. Sonuç olarak bu tezde, değişken kanat tespit açısına sahip bir İHA'nın mekanik tasarımı, aerodinamik modellemesi, doğrusal olmayan uçuş dinamiği modeli ve boylamsal kontrol sistemi bütünlüğü olarak ele alınmıştır.

Anahtar Kelimeler: 6-DOF, Değişken Kanat Tespit Açısı, Gözlemci Tasarımı, İHA Tasarımı, Kalkış Koşusu Mesafesi, PID Kontrolcü.

ABSTRACT

MS THESIS

DESIGN AND LONGITUDINAL CONTROL OF A LIGHT-CLASS UAV WITH VARIABLE WING INCIDENCE ANGLE

Oktay MAYUK

THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES OF
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE
IN AERONAUTICAL ENGINEERING

Advisor: Assoc.Prof.Dr. Hasan Hüseyin BİLGİÇ

2026, 61 Pages

Jury

Advisor: Assoc.Prof.Dr. Hasan Hüseyin BİLGİÇ

Asst.Prof.Dr. Muhammed Arif ŞEN

Asst.Prof.Dr. Hasan ÇINAR

In this thesis, the conceptual and detailed mechanical design of a light-class fixed-wing UAV with variable wing incidence was carried out. The dimensions of the wing, tail surfaces, fuselage, and landing gear were determined; and the motor, propeller, battery, and electronic speed controller were selected. In the detailed design phase, the three-dimensional model of each component was created in SolidWorks, and the overall UAV assembly was completed. By assigning materials to the components, a realistic mass distribution was obtained, and the mass (m), center of gravity location, and moments of inertia (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xz}) were extracted from the model.

To obtain the aerodynamic coefficients and derivatives, UAV models with nine different wing incidence values were prepared in OpenVSP by varying the incidence from -2° to $+6^\circ$ in one-degree increments. For each incidence value, aerodynamic analyses were performed by varying the angle of attack from -5° to $+15^\circ$, and 9×21 tables were generated for the lift coefficient (C_L), drag coefficient (C_D), and pitching moment coefficient (C_m). Similarly, by varying the sideslip angle from -10° to $+10^\circ$, tables for the side force coefficient (C_Y), roll moment coefficient (C_l), and yaw moment coefficient (C_n) were obtained.

The data obtained from SolidWorks and OpenVSP/VSPAERO were transferred to MATLAB/Simulink, and a six-degree-of-freedom (6-DOF) nonlinear flight model was developed. The aerodynamic coefficient tables were integrated into the model as two-dimensional lookup tables depending on wing incidence–angle of attack and wing incidence–sideslip angle. Thus, the effects of wing incidence variation on the aerodynamic force and moment coefficients and on the 6-DOF model response were investigated. Within the scope of controller design, a PID controller was developed, and the longitudinal responses at different wing incidence values were evaluated. In addition, a state-space model was obtained for the longitudinal channel around the selected trim point, and an observer was designed to improve pitch angle estimation under noisy measurement signals.

The effect of wing incidence on take-off performance was also investigated analytically. The results showed that an increase in positive incidence reduces both the lift-off speed and the take-off ground roll distance. This indicates that the variable wing incidence mechanism has significant potential for improving short-runway take-off performance. Consequently, in this thesis, the mechanical design, aerodynamic modeling, nonlinear flight dynamics model, and longitudinal control system of a UAV with variable wing incidence were addressed in an integrated manner.

Keywords: 6-DOF, Observer Design, PID Controller, Take-off Ground Roll Distance, UAV Design, Variable Wing Incidence.

ÖNSÖZ

Tez sürecinin başlangıcından sonuna kadar kıymetli bilgi, birikim ve tecrübeleriyle bana yol gösteren, akademik desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen değerli danışman hocam Doç. Dr. Hasan Hüseyin BİLGİÇ'e en içten teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca, bu zorlu süreçte sabırları ve bitmek bilmeyen destekleriyle her zaman yanımda olan aileme ve tüm dostlarıma şükranlarımı sunarım.

Oktay MAYUK

KONYA-2026



İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
ÖNSÖZ	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ	ix
ÇİZELGELER LİSTESİ	x
SİMGELER VE KISALTMALAR	xi
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	5
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	10
3.1. Hafif Sınıf Değişken Kanat Tespit Açılı İHA'nın Kavramsal Tasarımı	10
3.1.1. Hafif sınıf İHA tasarım gereksinimleri ve görev tanımı	10
3.1.2. Kanat tasarımı	12
3.1.2.1. Kanat geometrisinin belirlenmesi	12
3.1.2.2. Kanat yüklemesi ve stall hızının bulunması	13
3.1.3. Kuyruk yüzeyleri tasarımı	15
3.1.3.1. Yatay kuyruk yüzeyi tasarımı	16
3.1.3.2. Dikey kuyruk yüzeyi tasarımı	18
3.1.4. İtici sistemi (motor-pervane) seçimi	19
3.1.5. Gövde-iniş takımı tasarımı ve yerleşim	23
3.1.5.1. Gövde boyutlandırması ve genel geometri	23
3.1.5.2. İniş takımı seçimi ve yerleşimi	23
3.1.6. CAD modelinden İHA'nın ağırlık merkezi ve atalet momentlerinin bulunması	24
3.2. Değişken Kanat Tespit Açısına Sahip İHA'nın Aerodinamik Katsayılarının Elde Edilmesi	26
3.2.1. Boylamsal aerodinamik katsayılar	26
3.2.2. Yanal-yönel aerodinamik katsayılar	28
3.2.3. İHA'nın dinamik stabilite türevleri ve kontrol yüzeyi etkinlik katsayılarının belirlenmesi	30
3.3. Altı Serbestlik Dereceli (6-DOF) Doğrusal Olmayan Uçuş Dinamiği Modeli ...	31
3.3.1. Modelin amacı ve kapsamı	32
3.3.2. Koordinat sistemleri ve işaret konvansiyonu	33
3.3.3. Durum değişkenleri, kontrol girdileri ve model parametreleri	34
3.3.4. 6-DOF hareket denklemleri	35
3.3.5. Aerodinamik kuvvet-moment modeli ve VSPAERO tablolarının kullanımı	35
3.3.6. Dinamik stabilite türevleri ve kontrol yüzeyi etkinliklerinin entegrasyonu .	37
3.3.6.1. Boylamsal kanal katkısı	37
3.3.6.2. Yanal-yönel kanal katkısı	37
3.4. Kontrolcü Tasarımı ve Simulink Uygulaması	38
3.4.1. Nonlineer 6-DOF model üzerinde PID/PI tabanlı kontrolcü	38
3.4.2. Boylamsal durum uzay modeli	39

3.4.2.1. Boylamsal dinamik model	40
3.4.3. Sabit kanat trim tespit açısı seçimi: itrim.....	41
3.4.3.1. Aerodinamik tablolar ve tanımlar	42
3.4.3.2. Trim gereksinimi: C_m kriteri	42
3.4.3.3. Sabit tespit açısı seçimi.....	43
3.4.4. Boylamsal kanal gözlemci tasarımı	45
4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	49
4.1. Simülasyon Sonuçları	49
4.2. Gözlemci Tabanlı Boylamsal Kontrol Cevabı.....	51
4.3. Tespit Açısının Kalkış Koşusu Mesafesine Etkisi	53
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	55
5.1. Sonuçlar	55
5.2. Öneriler	56
KAYNAKLAR	58
EKLER	60

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1.	Firar kenarı sayesinde kamburluğu değişen kanat profili (Jiannan vd., 2024)	2
Şekil 1.2.	Değişken kanat tespit açısı için -2° , 0° ve $+6^\circ$ konumlarının geometrik gösterimi.	4
Şekil 3.1.	Tasarlanan kanat geometrisinin kavramsal ve detay CAD görünümü. ...	13
Şekil 3.2.	Tasarlanan yatay kuyruk geometrisinin kavramsal ve detay CAD görünümü.	18
Şekil 3.3.	Tasarlanan dikey kuyruk geometrisinin kavramsal ve detay CAD görünümü.	19
Şekil 3.4.	İtke sistemi kapsamında kullanılan temel bileşenler	22
Şekil 3.5.	İHA genel yapısal tasarımı ve bütünleşik montaj görünümü.	24
Şekil 3.6.	İHA üzerindeki temel alt sistemlerin yerleşim görünümü.	24
Şekil 3.7.	Tasarlanan mini İHA'nın nihai genel montajının CAD görünümü.	25
Şekil 3.8.	Farklı kanat tespit ve hücum açıları için taşıma katsayısının (C_L) değişimi.	27
Şekil 3.9.	Farklı kanat tespit ve hücum açıları için sürüklenme katsayısının (C_D) değişimi.	27
Şekil 3.10.	Farklı kanat tespit ve hücum açıları için yunuslama momenti katsayısının (C_m) değişimi.	28
Şekil 3.11.	Farklı kanat tespit ve yan kayma açıları için yan kuvvet katsayısının (C_Y) değişimi.	29
Şekil 3.12.	Farklı kanat tespit ve yan kayma açıları için roll momenti katsayısının (C_l) değişimi.	29
Şekil 3.13.	Farklı kanat tespit ve yan kayma açıları için yaw momenti katsayısının (C_n) değişimi.	30
Şekil 3.14.	MATLAB/Simulink ortamında geliştirilen kaskat kontrol mimarisi ve doğrusal olmayan 6-DOF uçuş dinamiği model yapısı	33
Şekil 3.15.	Düz-dünya NED referans çerçevesi ile İHA gövde eksen takımı arasındaki ilişki	34
Şekil 3.16.	Farklı kanat tespit açılarında taşıma/sürüklenme oranının etkin hücum açısına göre değişimi ve seçilen trim noktası.	44
Şekil 3.17.	Gözlemci tabanlı boylamsal kontrol yapısı	46
Şekil 4.1.	Farklı kanat tespit açıları için yunuslama açısı-zaman tepkileri.	50
Şekil 4.2.	Farklı kanat tespit açıları için yunuslama açısal hızı-zaman tepkileri.	51
Şekil 4.3.	Tam gözlemci tabanlı geri besleme yapısında $\theta_d - \theta$ ölçüm hatası ve $\hat{\theta} - \theta$ gözlemci tahmin hatası.	52
Şekil 4.4.	Tespit açısı değişiminin kalkış koşusu mesafesi üzerindeki etkisi	53
Şekil 4.5.	Tespit açısı değişiminin yerden kesilme hızı üzerindeki etkisi	54

ÇİZELGELER LİSTESİ

Çizelge 3.1. Literatürde yaygın kullanılan hafif sınıf sabit kanat İHA'ların temel geometrik ve performans parametreleri	10
Çizelge 3.2. Uçak tiplerine göre tipik kalkış kanat yüklemesi (W/S) referans aralıkları	14
Çizelge 3.3. Raymer'e göre farklı hava araçları için tipik yatay ve dikey kuyruk hacim katsayıları	16
Çizelge 3.4. Farklı hava aracı türleri için tipik sıfır taşıma sürüklenme katsayısı (C_{D0}) değerleri	20
Çizelge 3.5. İHA kütle, ağırlık merkezi ve atalet momenti verileri	25
Çizelge 3.6. Analiz sonucunda elde edilen dinamik stabilite türevleri ve kontrol etkinlik katsayıları	31
Çizelge 3.7. Farklı gözlemci kutup yerleşimleri ve gözlemci kazanç matrisleri	47
Çizelge 4.1. Gözlemci kutup yerleşimine göre yunuslama açısı RMS hata değerleri	52
Çizelge E.1. C_L lookup tablosu (tespit açısı $\times \alpha$)	60
Çizelge E.2. C_D lookup tablosu (tespit açısı $\times \alpha$)	60
Çizelge E.3. C_m lookup tablosu (tespit açısı $\times \alpha$)	60
Çizelge E.4. C_Y lookup tablosu (tespit açısı $\times \beta$)	60
Çizelge E.5. C_l lookup tablosu (tespit açısı $\times \beta$)	60
Çizelge E.6. C_n lookup tablosu (tespit açısı $\times \beta$)	61

SİMGELER VE KISALTMALAR

SİMGELER

A	:	Durum uzayı sistem matrisi
A_{obs}	:	Gözlemci sistem matrisi
AR	:	Kanat açıklık oranı
B	:	Durum uzayı giriş matrisi
B_{obs}	:	Gözlemci giriş matrisi
b	:	Kanat açıklığı
$\bar{c}$	:	Ortalama aerodinamik kord
C	:	Durum uzayı çıkış matrisi
C_D	:	Sürüklenme katsayısı
C_{D0}	:	Sıfır taşıma sürüklenme katsayısı
$C_{D\delta_e}$	:	Elevator-sürüklenme kontrol etkinliği türevi
C_L	:	Taşıma katsayısı
$C_{L_{max}}$	:	Maksimum taşıma katsayısı
C_{L_q}	:	Taşıma katsayısının yunuslama hızı türevi
$C_{L\delta_e}$	:	Elevator-taşıma kontrol etkinliği türevi
C_l	:	Roll moment katsayısı
C_{l_p}	:	Roll sönüm türevi
C_{l_r}	:	Roll-yaw açısal hızı türevi
$C_{l\delta_a}$	:	Aileron-roll kontrol etkinliği türevi
$C_{l\delta_r}$	:	Rudder-roll kontrol etkinliği türevi
C_m	:	Yunuslama moment katsayısı
C_{m_q}	:	Yunuslama sönüm türevi
$C_{m\delta_e}$	:	Elevator-yunuslama kontrol etkinliği türevi
C_n	:	Yaw moment katsayısı
C_{n_p}	:	Yaw-roll açısal hızı türevi
C_{n_r}	:	Yaw sönüm türevi
$C_{n\delta_a}$	:	Aileron-yaw kontrol etkinliği türevi
$C_{n\delta_r}$	:	Rudder-yaw kontrol etkinliği türevi
C_Y	:	Yanal kuvvet katsayısı
$C_{Y\delta_a}$	:	Aileron-yanal kuvvet kontrol etkinliği türevi

$C_{Y\delta_r}$	: Rudder-yanal kuvvet kontrol etkinliği türevi
D	: Sürükleme kuvveti
$e(t)$	: Hata sinyali
g	: Yerçekimi ivmesi
I_{xx}	: x_b eksenini etrafında kütle atalet momenti
I_{yy}	: y_b eksenini etrafında kütle atalet momenti
I_{zz}	: z_b eksenini etrafında kütle atalet momenti
I_{xz}	: x_b-z_b ürün atalet momenti
i	: Kanat tespit açısı
i_{fix}	: Sabit kanat tespit açısı
i_{trim}	: Trim kanat tespit açısı
j	: Sanal birim
K_p	: Oransal kazanç
K_i	: İntegral kazanç
K_d	: Türev kazanç
k	: İndüklenmiş sürükleme katsayısı çarpanı
L, M, N	: Gövde eksen takımındaki momentler
L_{obs}	: Gözlemci kazanç matrisi
l_h	: Yatay kuyruk moment kolu
l_v	: Dikey kuyruk moment kolu
m	: Kütle
$\mathbf{M}_b$	: Gövde eksen takımında moment vektörü
P	: Güç
p	: Roll açısal hızı
$\bar{q}$	: Dinamik basınç
q	: Yunuslama açısal hızı
q_d	: Bozuntulu yunuslama açısal hızı ölçümü
r	: Yaw açısal hızı
Re	: Reynolds sayısı
S	: Kanat referans alanı
S_h	: Yatay kuyruk alanı
S_v	: Dikey kuyruk alanı
T	: İtke kuvveti
T/W	: İtke/ağırlık oranı
u	: Gövde eksen takımında ileri hız bileşeni
$u(t)$	: Kontrol/komut sinyali

V	:	Hava hızı büyüklüğü
$\mathbf{V}_b$	:	Gövde eksen takımında hız vektörü
V_h	:	Yatay kuyruk hacim katsayısı
V_v	:	Dikey kuyruk hacim katsayısı
V_{stall}	:	Stall hızı
V_{seyir}	:	Seyir hızı
v	:	Gövde eksen takımında sağa hız bileşeni
W	:	Ağırlık
w	:	Gövde eksen takımında aşağı hız bileşeni
X, Y, Z	:	Gövde eksen takımındaki kuvvetler
X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg}	:	Ağırlık merkezi koordinatları
x	:	Durum vektörü
$\hat{x}$	:	Kestirilen durum vektörü
y	:	Çıkış/ölçüm vektörü
α	:	Hücum açısı
α_{eff}	:	Etkin hücum açısı
α_{trim}	:	Trim hücum açısı
β	:	Kayma açısı
δ_a	:	Aileron sapması
δ_e	:	Elevator sapması
δ_r	:	Rudder sapması
$\Delta \dot{x}$	:	Durum türevi pertürbasyonu
Δx	:	Durum pertürbasyonu
Δu	:	Kontrol girdisi pertürbasyonu
η	:	Toplam itki sistemi verimi
θ	:	Yunuslama Euler açısı
θ_d	:	Bozuntulu yunuslama açısı ölçümü
λ	:	Özdeğer
μ	:	Dinamik viskozite
ρ	:	Hava yoğunluğu
ϕ	:	Roll Euler açısı
ψ	:	Yaw Euler açısı
ω	:	Doğal açısal frekans
ω_b	:	Gövde eksen takımında açısal hız vektörü
ζ	:	Sönüm oranı

KISALTMALAR

6-DOF	: Altı serbestlik dereceli hareket modeli (Six Degrees of Freedom)
ANSYS	: Mühendislik analiz ve simülasyon yazılımı
AR	: Kanat açıklık oranı (Aspect Ratio)
CAD	: Bilgisayar destekli tasarım (Computer-Aided Design)
CG	: Ağırlık merkezi (Center of Gravity)
ESC	: Elektronik hız kontrolcüsü (Electronic Speed Controller)
İHA	: İnsansız hava aracı
Li-Po	: Lityum-polimer batarya
LQR	: Doğrusal karesel düzenleyici (Linear Quadratic Regulator)
MAC	: Ortalama aerodinamik kord (Mean Aerodynamic Chord)
MATLAB	: Sayısal hesaplama ve modelleme yazılımı
MTOM	: Azami kalkış kütlesi (Maximum Take-Off Mass)
MTOW	: Azami kalkış ağırlığı (Maximum Take-Off Weight)
NACA	: Havacılık için Ulusal Danışma Komitesi (National Advisory Committee for Aeronautics)
NED	: Kuzey–Doğu–Aşağı referans eksen takımı (North–East–Down)
OpenVSP	: Açık kaynak parametrik hava aracı tasarım yazılımı (Open Vehicle Sketch Pad)
PI	: Oransal–İntegral denetleyici
PID	: Oransal–İntegral–Türev denetleyici
RMS	: Karekök ortalama hata (Root Mean Square)
SAS	: Stabilite artırma sistemi (Stability Augmentation System)
Simulink	: MATLAB tabanlı dinamik sistem modelleme ve simülasyon ortamı
UAV	: İnsansız hava aracı (Unmanned Aerial Vehicle)
UDP	: Kullanıcı veri birimi protokolü (User Datagram Protocol)
VSPAERO	: OpenVSP ile bütünleşik aerodinamik analiz aracı
VTOL	: Dikey iniş ve kalkış yapabilen hava aracı (Vertical Take-Off and Landing)
XFLR5	: Kanat profili ve hava aracı aerodinamik analiz yazılımı

1. GİRİŞ

İnsansız hava aracı (İHA), içinde pilot bulunmayan, uzaktan kumanda veya otonom bir sistem tarafından idare edilen, uçuşunu ağırlıklı olarak aerodinamik kuvvetler sayesinde sürdüren hava aracı olarak tanımlanır (Marshall, 2009). İHA'ların tarihsel gelişimi 19. yüzyıldaki balon denemelerine kadar uzanmaktadır. Bu yüzyılda kullanılan balonlar, insan taşımadan belirli görevleri yerine getiren araçlardır. 1849 yılında Avusturya İmparatorluğu Donanması'nın Venedik'e yönelik saldırılarında yaklaşık 200 adet insansız balon kullanması, en erken askeri İHA kullanımlarından biri olarak tarih kayıtlarına geçmiştir (Miličević ve Bojković, 2021). Aynı yüzyılın sonlarına doğru kendi kendine kayıt yapan balonlar, atmosfer özelliklerinin keşfedilmesi amacıyla kullanılmıştır ve bu kullanım günümüzdeki görev İHA'larının temel fikrini oluşturması bakımından önemlidir (Gregg, 1934).

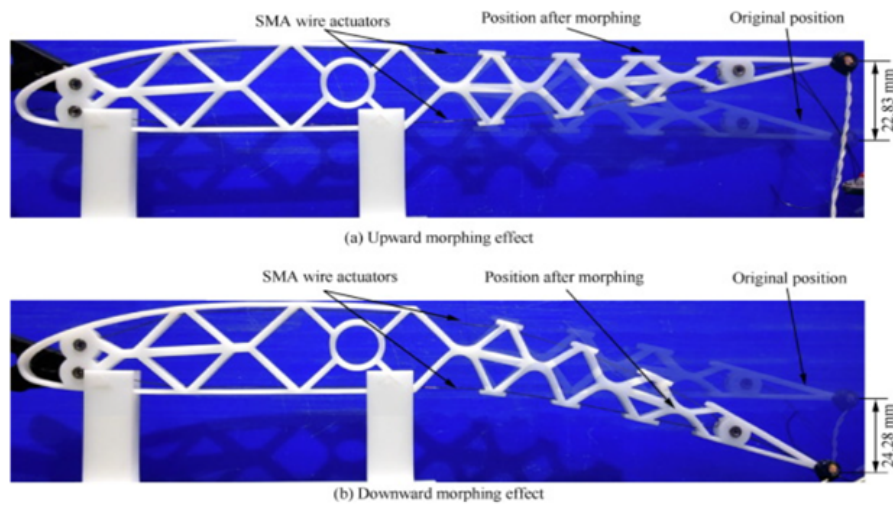
Modern İHA teknolojilerinin asıl kökeni Birinci ve İkinci Dünya Savaşları'nda üretilen insansız uçaklara kadar dayanmaktadır. Bu dönemdeki insansız uçaklar, uçaksavar eğitimi için hedef olarak kullanılmış veya içlerine bomba ve patlayıcı düzenek yerleştirilerek güdümlü füze ya da güdümlü mühimmat benzeri görevlerde değerlendirilmiştir (Newcome, 2004). Soğuk Savaş döneminde, Vietnam Savaşı'nda kullanılan Ryan Firebee keşif ve gözetleme faaliyetlerinde görev almıştır. 1990'lı yıllara gelindiğinde gelişen sensör ve haberleşme sistemleri sayesinde İHA'lar istihbarat açısından önemli ve stratejik araçlar haline gelmiştir (Austin, 2011; Zaloga, 2011). Günümüzde ise İHA'lar yalnızca askeri amaçlarla değil; trafik izleme, haritalama, mimarlık ve inşaat, ormancılık, tarım gibi çok geniş alanlarda kullanılmaktadır.

Tarihsel süreçte operasyonel yetenekleri artan İHA sistemleri arasında, sabit kanatlı İHA'lar döner kanatlara kıyasla yüksek seyir hızı, daha fazla havada kalabilme kabiliyetleri, daha uzun menzil gibi özelliklere sahip olmalarından dolayı birçok görevde ön plana çıkmaktadırlar (Valavanis ve Vachtsevanos, 2014). Ancak geleneksel sabit kanatlı hava araçlarının, havalanma ve iniş için belirli uzunlukta piste veya fırlatma sistemine ihtiyaç duymaları, aynı zamanda düşük hızlarda tutunma kaybı yaşamaları nedeniyle bazı kısıtlara sahiptir. Bu durum dar alanlardaki operasyonlarda ve hassas kalkış iniş gerektiren durumlarda sabit kanatlı İHA'ların etkinliğini ciddi ölçüde sınırlandırmaktadır.

Sabit kanatlı İHA tasarımı; aerodinamik, itki sistemi, yapısal ve mekanik alt sistemler, görev yükü, uçuş kontrol sistemlerini içeren kapsamlı bir süreçtir. Raymer ve Sadraey kavramsal tasarım sürecinde kanat açıklığı, kanat profili, yatay ve dikey kuyruk geometrileri, iniş takımı özelliği ve boyutları, gövde boyutları, azami kalkış ağırlığı gibi gereksinimlerin hava aracının görev gerekliliklerine göre belirlenmesi gerektiğini vurgulamışlardır (Sadraey, 2024; Raymer, 2012).

Geleneksel sabit kanatlı hava aracı tasarımlarında kanat geometrisi sadece tek bir tasarım noktası etrafında optimize edilir. Ancak kalkış, tırmanış, seyir, süzülme ve iniş gibi değişen uçuş modları; sürat, irtifa, yük faktörü ve görev gereklilikleri bakımından ciddi farklılıklar göstermektedir. Bu sebeple tek bir sabit kanat geometrisi ile tüm uçuş sürecinde aynı performans seviyesinin sağlanması güçleşmektedir. Son yıllardaki yapılan çalışmalar neticesinde bu soruna çözüm olarak değişken geometrili kanat yapıları ön plana çıkmaktadır. Bu kanat yapılarına başkalaşım mekanizmalı (morphing) kanat yapısı denilmektedir (Mowla vd., 2025; Özel vd., 2020).

Başkalaşım mekanizmalı kanat teknolojileri sayesinde; kanat açıklığı, kanat burulma açısı (twist angle), winglet geometrisi veya açısı, hücum kenarının süpürme açısı (sweep angle), kanat tespit açısı ve kanat kamburluğu uçuş sırasında değiştirilerek uçuş zarfı genişletilebilmektedir. Yapılan deneysel çalışmalar sonucunda başkalaşım kanat yapıları sayesinde taşıma kuvvetinin, sürüklenme kuvvetine oranı artırılabilen, tutunma kaybı belirli oranda önlenebilmektedir (Mowla vd., 2025, s. 161); (Özel vd., 2020, ss. 77–92).



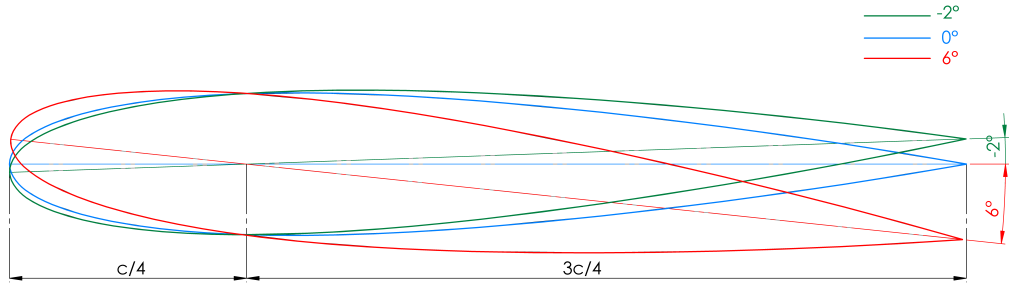
Şekil 1.1. Firar kenarı sayesinde kamburluğu değişen kanat profili (Jiannan vd., 2024)

Bu kapsamda değerlendirildiğinde değişken kanat tespit açısına sahip kanat

yapıları da başkalaşım mekanizmalı kanat yapılarının spesifik bir örneği sayılabilir. Kanat tespit açısı kanat kök profilinin gövde referans eksenini arasındaki açı olarak tanımlanır. Sabit kanat hava araçlarında genellikle pozitif birkaç derece civarındadır (Stevens vd., 2015). Kanat tespit açısının değiştirilmesiyle uçuş zarflarına göre; düşük hızda veya kalkış, iniş ve seyir uçuşu sırasında kanat aerodinamiğinin daha etkin ve verimli hale getirilmesi amaçlanmaktadır. Bu sayede, seyir uçuşu sırasında daha düşük sürüklenme kuvvetine maruz kalınması ve kalkış–iniş için daha kısa pist mesafelerine ihtiyaç duyulması mümkün olacaktır.

Son yıllarda yapılan bilimsel çalışmalarda, hava aracı tasarımlarında CAD tabanlı yazılımlarla parametrik aerodinamik analiz yazılımlarının beraber kullanıldığı görülmektedir. SolidWorks gibi CAD yazılımları sayesinde kanat, gövde, kuyruk geometrileri gibi yapısal ve mekanik parçalar modellenilebilmekte ve bu parçalara malzeme ataması sayesinde gerçeğe yakın kütle, yüzey alanı, atalet momentleri elde etmek mümkün olmaktadır ve elde edilen veriler doğrudan uçuş dinamiği modellemelerinde kullanılabilmektedir. Benzer olarak OpenVSP/VSPAERO panel metot tabanlı program ile tasarlanan hava aracının konsept tasarım aşamasında, taşıma, sürüklenme ve moment katsayılarının belirlenmesini sağlamaktadır (Albeaino vd., 2019; Israr vd., 2021).

Bu tez kapsamında da hafif sınıf insansız hava aracı kavramsal ve detaylı mekanik tasarımı yapıldı, kanat açıklığı, gövde boyutları, kuyruk geometrileri ve boyutları, iniş takımı konfigürasyonları hesaplandı, batarya, elektronik hız kontrolcüsü, motor, pervane seçimleri yapıldı. Ayrıntılı tasarım aşamasında, gövde, kanat, yatay ve dikey kuyruk, iniş takımı, motor yuvası, pil bölmesi ve kanat tespit açısı mekanizmasını içeren eksiksiz bir 3D model SolidWorks ortamında geliştirildi. Her bir bileşene uygun malzeme türü ve kalınlığı atanarak gerçekçi bir kütle dağılımı elde edildi; böylece toplam kütle (m), ağırlık merkezi konumu (x_{cg}, y_{cg}, z_{cg}) ve atalet momentleri (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}), doğrudan CAD modelinden elde edildi.



Şekil 1.2. Değişken kanat tespit açısı için -2° , 0° ve $+6^\circ$ konumlarının geometrik gösterimi.

Aerodinamik katsayı ve türevler için OpenVSP ile bütünleşik çalışan, VSPAERO programı kullanılmıştır. -2 ile 6 derece arasında birer artan kanat tespit açısına sahip dokuz İHA OpenVSP ortamında birebir ölçülerde tasarlanmıştır. SolidWorks'ten elde edilen kütle, ağırlık merkezi konumu, atalet momentleri bu modellere işlenerek deniz seviyesi koşullarında, -5 ile 15 derece arasında birer artan hücum açısı ve -10 ile 10 derece arasında birer derece artan yan kayma açısı koşullarında aerodinamik analizler yapılmıştır. Yapılan aerodinamik analizler sonucunda 9×21 boyutlarında; taşıma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D), yunuslama momenti (C_m), yanal kuvvet katsayısı (C_Y), yuvarlanma moment katsayısı (C_l), yönsel moment katsayısı (C_n) tabloları elde edilmiştir.

Elde edilen geometrik, kütle ve aerodinamik veriler MATLAB/Simulink ortamına aktarılmış ve 6 serbestlik dereceli (6-DOF) doğrusal olmayan model oluşturulmuştur. Oluşturulan 6-DOF model için PID kontrolcü geliştirilmiştir. Geliştirilen modellere elevatör ve rudder girişleri verilerek, modelin verdiği tepkiler yorumlanmıştır. Daha sonra trim noktası belirlenmiş ve boylamsal kanala bir gürültü eklenmesi sonucu oluşan tepkiler incelenmiştir.

Sonuç olarak bu tez kapsamında hafif sınıf sabit kanat bir İHA için; kavramsal tasarım, detay mekanik tasarım, aerodinamik analiz ve kontrolcü geliştirme çalışmaları bütünleşik olarak ele alınmıştır. Böylece, değişken geometrili İHA çalışmalarına tasarım, analiz ve kontrol bakış açılarıyla katkı sunulması amaçlanmaktadır.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Bu bölümde ilk olarak literatürdeki hafif sınıf İHA tasarımları incelenerek; tasarım amaçları, mekanik özellikleri, olumlu ve olumsuz yönleri incelenecektir. İkinci olarak da sabit kanat İHA kontrolcü tasarımları incelenecektir.

Kahveci ve Can, insansız hava araçlarını, içinde pilot bulunmayan, aerodinamik kuvvetler sayesinde hareket eden ve havada kalabilen, uzaktan kumanda veya otonom olarak kontrol edilebilen araçlar olarak tanımlamışlardır ve İHA'ların tarihsel gelişimini incelemeleri sonucu sınıflandırmışlardır (Kahveci ve Can, 2017).

Sabit kanat hafif sınıf İHA'ların aerodinamik ve yapısal tasarımları üzerine yapılan çalışmalarda; kanat geometrisi, aerodinamik verimlilik ve ağırlık dağılımı arasındaki ilişki öne çıkmaktadır. Ünler, Dağ ve Öztürk, sabit kanat bir İHA'nın kavramsal tasarımını ele almışlar ve V kuyruk yapısına sahip İHA'nın; kanat açıklığı, kanat profili seçimi ve çift motorlu tahrik yapısını XFLR5 panel metot tabanlı program ile analiz etmişlerdir. Yaptıkları çalışma sonucunda hafif sınıf sabit kanat hava aracı için manevra kabiliyeti ve dayanıklılık arasında dengeli bir tasarım önermişlerdir. Kanat tasarımı ve kuyruk geometrisinin değişiminin statik denge ve uçuş performansı üzerindeki etkilerini sayısal sonuçlarla kıyaslamışlardır (Ünler vd., 2022).

Altay ve Türkeş, sabit kanat bir İHA'nın kanat geometrisindeki değişimin aerodinamik verimliliğe etkisini açıklamak amacıyla; kanat açıklığı, taper oranı ve kanatçık geometrisini değiştirerek C_L/C_D oranındaki değişimi değerlendirmişlerdir. Bu çalışmada belirli bir görev profili için seçilen kanat geometrisinin menzil ve havada kalış süresi üzerinde etkili olduğu deneysel ve sayısal sonuçlarla gösterilmiştir (Altay ve Türkeş, 2024).

Sharma ve arkadaşları, gözetleme amacıyla kullanılmak üzere, uçuş dinamiği temelli bir yaklaşımla hafif sınıf sabit kanat bir insansız hava aracı tasarlamışlardır. Çalışma kapsamında tasarım süreci; görev isterlerinin belirlenmesiyle kavramsal tasarıma başlanmış, aerodinamik ve boylamsal stabilite analizleri içeren ön tasarım ve devamında Catia CAD programı kullanılarak detay tasarım şeklinde tamamlanmıştır ve son aşamada da prototip üretim gerçekleştirilmiştir. Yaklaşık maksimum kalkış ağırlığı 700 g olacak şekilde tasarlanan hava aracı dikdörtgen formda kanat yapısına sahiptir. Kanat açıklığı (b), kanat referans alanı (S) ve açıklık oranı (AR) yaklaşık olarak sırası ile 1,22 m,

0,2 m², 7,35 olarak belirlenmiştir. Düşük hızlarda yeterli taşıma/sürüklenme (L/D) üretmek için kanatta AG38 kanat profili kullanılmış ve kuyrukta da simetrik NACA 0006 kullanılmıştır. Yapılan hesaplamalar sonucu seçilen batarya kütlesi 153 g bulunmuş ve hava aracı toplam kütlesinin yaklaşık %21,9'una karşılık gelmesiyle hedeflenen 15–25 dakikalık uçuş süresi için yeterli olduğuna kanaat getirilmiştir. Performans hesaplamaları neticesinde durma (stall) hızı $V_{\text{stall}} \approx 5,6$ m/s, seyir (cruise) hızı $V_{\text{cruise}} \approx 9,2$ m/s ve seyir uçuşu koşullarında taşıma/sürüklenme oranı $L/D \approx 12,5$ bulunmuştur. Boylamsal kararlılık analizi kapsamında yatay kuyruk hacim katsayısı (V_H) yaklaşık olarak 0,52, kuyruk verimi (η) 0,9 olarak alınmış, statik marjin 0,25c olacak şekilde ağırlık merkezi konumu ayarlanmıştır. Trim çözümü sonucu seyir uçuşu sırasında hücum açısı $\alpha_{\text{trim}} \approx 1,5^\circ$ ve elevatör sapması $\delta_{e,\text{trim}} \approx -2,7^\circ$ olarak ölçülmüştür. Bu sonuçlar neticesinde İHA'nın boylamsal olarak kararlı ve kontrol edilebilir olduğu sonucuna varılmıştır (Sharma vd., 2021).

Szekely, kütlesi 25 kg altında, en az 1 kg faydalı yük taşıyabilen, havada kalma süresi en az 180 dakika civarında olan, aynı zamanda dar alanlardan kalkış ve iniş yapabilen bir sabit kanat hafif sınıf İHA tasarlamayı hedeflemiştir. Bu hedef için ilk olarak istatistiksel bir çalışma yapmış ve hafif sınıf sabit kanat 33 adet benzer İHA'nın özelliklerini tablo yaparak toplamıştır. Yapılan istatistiksel çalışma sonucu oluşturulan tablodaki ortalama değerler; maksimum kalkış kütlesi $MTOM \approx 7,98$ kg, kanat açıklığı $b \approx 2,76$ m ve uçuş süresi 152 dakika olarak bulunmuştur. Elde edilen bu ortalama değerler kanat alanı, kanat açıklığı, gövde uzunluğu ve kuyruk hacim katsayıları gibi geometrik parametrelerin ilk boyutlandırmasında doğrudan kullanılmıştır. Kısa pist mesafelerinden kolay iniş ve kalkış yapabilmesi için VTOL konfigürasyonda tasarlanmasına karar verilmiştir. Ayrıntılı ağırlık fraksiyonları sonucu VTOL model için nihai maksimum kalkış kütlesi $MTOM = 6,8$ kg, kanat açıklığı $b \approx 3,5$ m, kanat referans alanı $S \approx 0,82$ m², açıklık oranı $AR \approx 15$ ve kuyruk hacim oranı $V_H \approx 0,45$ olarak belirlenmiştir (Szekely, 2024).

Ünal, TCG Anadolu gemisinin lojistik ihtiyacını karşılamak için katlanır kanatlı, sabit kanat kargo İHA'sının kavramsal tasarımını gerçekleştirmiştir. Çalışma kapsamında Raymer'in önerdiği kavramsal tasarım süreçleri izlenerek görev profiline uygun tasarım gerçekleştirilmiştir. Hedef olan 200 kg faydalı yük taşıyabilen, 232 m uzunluğundaki pistten kalkabilen, maksimum kalkış ağırlığı 600–650 kg aralığında olan İHA için hava profilleri seçilmiş; XFLR5 programı kullanılarak bu hava profilleri 2B ve 3B olarak analiz

edilmiş ve sonuç olarak SD7063 hava profili seçilmiştir. XFLR5 programı kullanılarak yapılan analizler sonucunda bu hava profiline sahip İHA için flapsız konfigürasyonda maksimum taşıma katsayısı $C_{L\max} \approx 1,94$ olarak bulunmuştur. ANSYS Fluent programı kullanılarak yapılan analiz sonucu maksimum taşıma katsayısı $C_{L\max} \approx 1,63$ bulunmuştur. ANSYS ile XFLR5 analiz sonucu arasında %4 fark olduğu görülmüş ve bu fark düzeltme katsayısı olarak flaplı konfigürasyonlara eklenmiştir. Sonucunda flapsız konfigürasyonda $C_{L\max} \approx 1,77$, 30° flap eklenmesi sonucu $C_{L\max} \approx 1,94$, 50° flap eklenmesi sonucu $C_{L\max} \approx 1,98$ olarak ölçülmüştür. Nihai olarak toplam kalkış ağırlığı $MTOW = 608$ kg, kanat açıklığı $b = 9,66$ m, kanat alanı $S = 9,66$ m², açıklık oranı $AR = 7,5$ olan bir katlanır, sabit kanatlı İHA tasarlanmıştır. Sonuç olarak 232 m uzunluğundaki geminin pistinden kalkış yapabilen, 200 kg faydalı yük taşıyabilen ve 300 km menzile sahip olan bir İHA'nın kavramsal tasarımı gerçekleştirilmiştir (Ünal ve Acar, 2023).

Çakır, kanadın ve yatay kuyruğun 90 derece dönebildiği, dört adet kanatta ve iki adet yatay kuyrukta bulunan altı adet rotora sahip bir tilt kanat İHA'nın tasarımını, aerodinamik analizini, doğrusal olmayan uçuş modelini ve çok modlu kontrol yapısını incelemiştir. İHA'nın performans hedefleri; 60 dakika uçuş süresi, 1000 m'ye varan operasyon yarıçapı, 2,5 kg faydalı yük ve dikey iniş-kalkış yapabilmesi olarak belirtilmiştir. ANSYS Fluent ile 3B analiz yapılması sonucu elde edilen veriler 6-DOF uçuş modeli için kullanılmıştır. 6DOF uçuş modeli için Matlab/Simulink programı kullanılmıştır. Tezde kanat ve kuyruğun dikeyden yataya veya tam tersi geçiş uçuşu için PID ve LQR tabanlı üç farklı gürbüz kontrolcü geliştirilmiş ve performansları karşılaştırılmıştır. Ayrıca bu geçiş uçuşu için 8 adet trim noktası belirlenmiş ve bu trim noktaları için ayrı ayrı kontrolcü tasarlanmış; trim noktaları arasında yumuşak geçiş sağlamak için gain scheduling kullanılmıştır (Çakır, 2020).

Prabhakar, yazdığı doktora tezinde sabit kanatlı bir İHA'nın önceden belirlenmiş yörüngeyi, şehir içi rüzgâr gibi sabit dış bozucular altında takip etmesi için adaptif bir kontrolcü tasarımı gerçekleştirmiştir. Bu çalışmadaki temel motivasyon; hafif sınıf İHA'larda her zaman yüksek uyumlu aerodinamik ve dinamik modelin bulunmaması ve PID, LQR gibi klasik kontrolcülerin belirli seviyenin üstündeki model hatası ve sürekli bozucu etkiler altında zorlanmasıdır. Çalışma kapsamında hem 6DOF doğrusal olmayan hem de doğrusal İHA modeli kurulmuştur. Trim noktası için deniz seviyesi koşulları ve sıfır derece hücum açısı seçilmiştir. Trim koşulu için hız bileşeni sadece $u^* = 176,4$ ft/s

olarak verilmiş ve diğer hız ve açısal hız bileşenleri sıfır kabul edilmiştir. Modelin kütle ve geometrik verileri; kanat referans alanı $S = 184 \text{ ft}^2$, kanat açıklığı $b = 33,4 \text{ ft}$, ortalama veter $\bar{c} = 5,7 \text{ ft}$, ağırlık $W = 2750 \text{ lb}$, atalet momentleri $I_{xx} = 1048$, $I_{yy} = 3000$, $I_{zz} = 3050 \text{ slug}\cdot\text{ft}^2$ olarak verilmiştir. Aynı zamanda aerodinamik lineer katsayı ve türevler de tablo halinde verilerek model tam olarak tanımlanmıştır. Modelin açık çevrim dinamikleri kısa periyot ($\lambda = -2,06 \pm 2,93j$, $\zeta \approx 0,575$, $\omega \approx 3,58 \text{ rad/s}$), uzun periyot ($\lambda = -0,027 \pm 0,21j$, $\zeta \approx 0,126$, $\omega \approx 0,215 \text{ rad/s}$) ve Dutch roll ($\lambda = -0,498 \pm 2,36j$, $\zeta \approx 0,206$, $\omega \approx 2,41 \text{ rad/s}$) olarak karakterize edilmiştir. Tezde 5 Hz frekanslı kalıcı sinüzoidal bozucu altında DAC ve LQR kontrolcileri karşılaştırılmış ve DAC'ın trim koşulunda regülasyonu koruyabildiği ancak LQR'ın kalıcı bozuntuyu bastırmakta yeterli olmadığı gösterilmiştir. Prabhakar bu tezde görev zarfı boyunca değişen aerodinamik ve dinamik karakteristiklerin, adaptif kontrolcü yaklaşımıyla, bozucu etkiler altında daha etkin kontrol sağladığı sonucuna ulaşmıştır (Prabhakar).

Summers, yazdığı yüksek lisans tezinde faydalı yük taşımaya odaklı, sabit kanat dikey iniş-kalkış yapabilen trikopter bir İHA tasarlamış ve çok modlu kontrolcü geliştirmiştir. Çalışma kapsamında İHA'ya faydalı yük eklenmesi durumunda değişen kütle merkezi konumunun boylamsal stabiliteyi etkilememesi amaçlanmaktadır. İHA'nın görev uçuşu; dikey kalkış, geçiş bölgesi ve ileri uçuş olmak üzere üç bölüme ayrılmıştır. Konsept aracın geometrik ve kütle özellikleri, panel kodu ve CAD tasarımından elde edilmiş ve kanat açıklığı $b = 1,6 \text{ m}$, kanat referans alanı $S = 0,48 \text{ m}^2$, açıklık oranı $AR = 5,33$, kanat veteri $c = 0,3 \text{ m}$, yatay kuyruk alanı $S_{\text{yatay k}} = 0,21 \text{ m}^2$, $S_{\text{dikey k}} = 0,06 \text{ m}^2$, boylamsal atalet momenti $I_{yy} = 10,66 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, boş ağırlık 13,5 kg, yüklü ağırlık 18 kg, faydalı yük 4,5 kg olarak rapor edilmiştir. Faydalı yük eklenmesi sonucu değişen kütle merkezi ve aerodinamik özelliklerin değişimine bağlı lookup tabloları oluşturulmuş ve modele entegre edilmiştir. İtki modelinde ise kanatta iki adet 100 N, kuyrukta da bir adet 65 N kuvvet üretebilen rotor kullanılmıştır. Kontrol tasarımında ise VTOL, geçiş ve ileri uçuş için üç yarı kontrolcü tasarımı önerilmiş ve LQR, integral eylem ve gain scheduling ile birlikte bazı bölgelerde PID kontrolcü tasarımı uygulanmıştır. Bu çalışma, değişken aerodinamik karakteristiklerle beraber farklı çalışma noktaları için sistematik bir şekilde kontrolcü geliştirilmesi bakımından önemlidir (Summers, 2017).

Çetin, X-Plane uçuş simülatöründen elde edilen verilerle sabit kanatlı bir uçağın durum uzay modelini elde etmiş ve bu modeli doğrudan otopilot sistemi tasarımında kullanmıştır. Çalışmada temel amaç, gerçek uçuş verilerini kullanmak yerine simülatör

verilerini kullanarak maliyet ve risk olmadan boylamsal ve yanal-yönel lineer modelin oluşturulabileceğini göstermektedir. Modellere uygun kutup yerleştirme yöntemiyle bir stabilite artırma sistemi (SAS) tasarlanmış; uçak dinamiğinin sönümleme ve doğal frekans özellikleri, hedeflenen performans seviyelerine göre şekillendirilmiştir. Ardından eğim tutma, irtifa tutma, hava hızı tutma ve yuvarlanma/yön tutma gibi klasik otopilot fonksiyonları geliştirilmiş ve bunların performansı Simulink–X-Plane UDP bağlantısı aracılığıyla test edilmiştir. Bu tezde; önce güvenilir bir doğrusal model elde etmenin, ardından bu modele dayalı kontrolcü tasarımı ve doğrulamasının, farklı uçuş koşullarında aerodinamik ve dinamik özellikleri değişebilen platformlar için sistematik ve uygulanabilir bir yöntem olduğu gösterilmiştir (Çetin, 2018).



3. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu bölümde ilk olarak değişken kanat tespit açılı İHA'nın kavramsal ve detay mekanik tasarımı yapılmıştır. Daha sonra mekanik tasarım OpenVSP programında analiz edilmiştir. Ardından analiz ve mekanik tasarım verileri kullanılarak 6-DOF model oluşturulmuştur. Tasarım yapılırken ve 6-DOF model oluşturulurken izlenen yöntemler detaylı olarak açıklanmıştır.

3.1. Hafif Sınıf Değişken Kanat Tespit Açılı İHA'nın Kavramsal Tasarımı

Hafif sınıf İHA'nın kavramsal tasarımına başlamadan dünyada yaygın olarak kullanılan hafif sınıf İHA'ların geometrik özellikleri bir tablo haline getirilmiştir. İlk başlangıç noktası bu tablodaki değerlere göre belirlenmiştir.

3.1.1. Hafif sınıf İHA tasarım gereksinimleri ve görev tanımı

Geliştirilen İHA'nın temel görev tanımı; sabit hız ve yükseklikte stabil olarak uçabilen, kanat tespit açısının değişmesi sayesinde farklı aerodinamik konfigürasyonların uçuş dinamiklerine etkilerinin incelenmesine fırsat tanıyan ve boylamsal ve yanal stabilite üzerindeki etkilerini gözlemlemeye yarayan deneysel bir sabit kanatlı hava aracı olarak belirlenmiştir. Bu bağlamda yük taşıma, uçuş süresi, uzun menzil gibi kriterler tasarım aşamasında ikinci planda tutulmuş; bunun yerine kolay modellenebilir olması ve kontrol edilebilir olmasına daha fazla önem verilmiştir.

Tasarım aşamasında ilk olarak yaygın olarak kullanılan sabit kanatlı hafif sınıf İHA'lar incelenmiştir. İncelenen İHA'ların geometrik ve aerodinamik özellikleri Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1. Literatürde yaygın kullanılan hafif sınıf sabit kanat İHA'ların temel geometrik ve performans parametreleri

No	İHA / Platform	Kanat Açıklığı (m)	Ağırlık (kg)	Seyir Hızı (m/s)	Stall Hızı (m/s)	Kanat Alanı (m ²)	AR	Wing Loading (N/m ²)
1	Skywalker X8	2,12	3,5–4,5	18–22	~11	~0,70	~6,4	~63
2	Skywalker 1900	1,90	3,0–4,0	17–21	~10	~0,62	~5,8	~63
3	X-UAV Talon Pro	1,71	3,0–4,0	20–25	~12	~0,50	~5,8	~78
4	FX-79 Buffalo	2,03	3,5–4,5	20–24	~11	~0,65	~6,3	~68
5	Zeta Sky Observer	1,88	2,5–3,5	18–22	~10	~0,55	~6,4	~63
6	Volantex Ranger EX	2,00	3,0–4,0	17–21	~10	~0,60	~6,7	~65
7	Multiplex Mentor	1,63	2,5–3,8	16–20	~9	~0,58	~4,6	~64
8	ATOMRC Dolphin	1,98	2,8–3,8	18–22	~10	~0,60	~6,5	~62
9	Nimbus 1800 (custom)	1,80	3,0–4,0	18–23	~11	~0,52	~6,2	~75
10	Penguin C (civil)	2,00	4,0–5,0	22–26	~12	~0,70	~5,7	~70

Çizelge 3.1 verilerine bakılarak tasarlanacak olan İHA'nın kanat açıklığının $b = 2$ m, kanat açıklık oranının $AR = 8$, maksimum kalkış kütlelerinin $MTOM = 5$ kg olması tasarım başlangıç koşulları için uygun bulunmuş ve seyir hızı $V_{seyir} = 25$ m/s olarak belirlenmiştir.

Bu çalışmanın ayırt edici özelliği, uçuş sırasında kanat tespit açısının ayarlanabilir olmasıdır. Bu sayede uçuş sırasında İHA'nın aerodinamik karakteristiği değişmekte; bu değişim sayesinde farklı tespit açılarındaki dinamik ve aerodinamik türevlerin karşılaştırılmasına, trim koşullarındaki değişimin daha belirgin olarak incelenmesine ve kontrolcü performansının daha değişken uçuş koşullarında değerlendirilmesine olanak sağlanmaktadır.

Değişken kanat tespit açısından dolayı değişen aerodinamik karakteristiğin daha belirgin gözlemlenebilmesi ve kontrolcü tasarımında kolaylık sağlanması adına, sıfır hücum açısında taşıma kuvveti üretmeyen ve dolayısıyla moment karmaşıklığı daha az olan simetrik hava profili kullanmak uygun bulunmuştur. Bu bağlamda düşük Reynolds sayılarında yeterli aerodinamik performansı sağlaması ve tespit açısı değiştirme mekanizmasının gerektirebileceği yapısal kalınlık ihtiyacını karşılaması açısından NACA0015 hava profili tercih edilmiştir.

Kanat tespit açısının değişken olması nedeniyle, kanadın gövdeye göre konumunun üstte veya altta olması durumunda oturma açısı hareketi zorlaşacaktır. Bu sebeple kanat konumunun gövde ortasında olmasına karar verilmiştir. Aynı zamanda kanada verilecek dihedral açısının değiştirilebilir tespit açısı hareketini zorlayacağı düşüncesiyle, dihedral olmayacak şekilde düz bir kanat tasarımı uygun görülmüştür.

Sabit kanatlı hafif sınıf İHA'larda itki tahrik sistemi olarak; hafiflik, basitlik, ucuzluk, montaj kolaylığı ve kolay bulunabilirlik gibi nedenlerden dolayı elektrik motorları çokça tercih edilmektedir. Elektrik motorları kanatta, burunda veya hava aracının arka kısmında konumlandırılabilir. Değişken tespit açılı kanat sebebiyle tasarlanacak olan İHA'da itki sisteminin kanatlarda olması; kontrolcü tasarımı ve stabilite analizleri için yapılacak çalışmaları karmaşıktıracağı için, burunda olmasının en isabetli karar olacağı sonucuna varılmıştır.

Sonuç olarak bu bölümde, geçmişte yapılan sabit kanatlı hafif sınıf insansız hava araçları incelenerek bir tasarım başlangıç noktası olarak kanat açıklığı, açıklık oranı, maksimum kalkış kütlesi ve kanat yüklemesi belirlenmiş; daha sonra hedeflenen değişken tespit açılı kanat yapısı ve uçuş kontrolcüsü geliştirilmesi adına uygun hava profili,

kanat–gövde pozisyonu ile itki tahrik sisteminin türü ve konumu belirlenmiştir.

3.1.2. Kanat tasarımı

Kanat tasarımı, sabit kanatlı bir hava aracının aerodinamik karakteristiğini, uçuş zarfını ve stabilite özelliklerini doğrudan etkileyen kritik tasarım aşamalarından biridir. Bu bölümde kanat tespit açısının değişken olacağı göz önüne alınarak, kontrolcü, analiz ve tasarım açısından kolaylık sağlayacak bir kanat tasarlanmıştır.

3.1.2.1. Kanat geometrisinin belirlenmesi

Tasarımı yapılacak olan İHA'nın kanat açıklığı $b = 2$ m ve açıklık oranı $AR = 8$ olarak önceki bölümde belirlenmiştir. Bu değerler düşük Reynolds sayılarında uçuş karakteristiklerinin belirlenmesine olanak sağlamaktadır.

Açıklık oranının yüksek olması, indüklenmiş sürüklenmeyi makul seviyede tutmakta ve yapısal karmaşıklığı artırmadan yeterli aerodinamik verimin elde edilebilmesine olanak tanımaktadır. Hafif sınıf İHA'lar için bu değer yaklaşık olarak 6–10 arasında değişmektedir. Bu bağlamda seçilen açıklık oranı ortalama ve makul bir değerdir.

Belirlenen kanat açıklığı ve açıklık oranından kanat alanı $S = 0,5$ m² olarak bulunmaktadır.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.1)$$

Kanadın ortalama aerodinamik veter uzunluğu;

$$\bar{c} = \frac{S}{b} = \frac{0,50}{2,0} = 0,25 \text{ m} \quad (3.2)$$

olarak bulunmuştur.

Bu değer aerodinamik analizlerde referans uzunluk olarak kullanılmaktadır ve stabilite–kontrol türevlerinin hesaplanmasında temel parametrelerden biri olmaktadır.

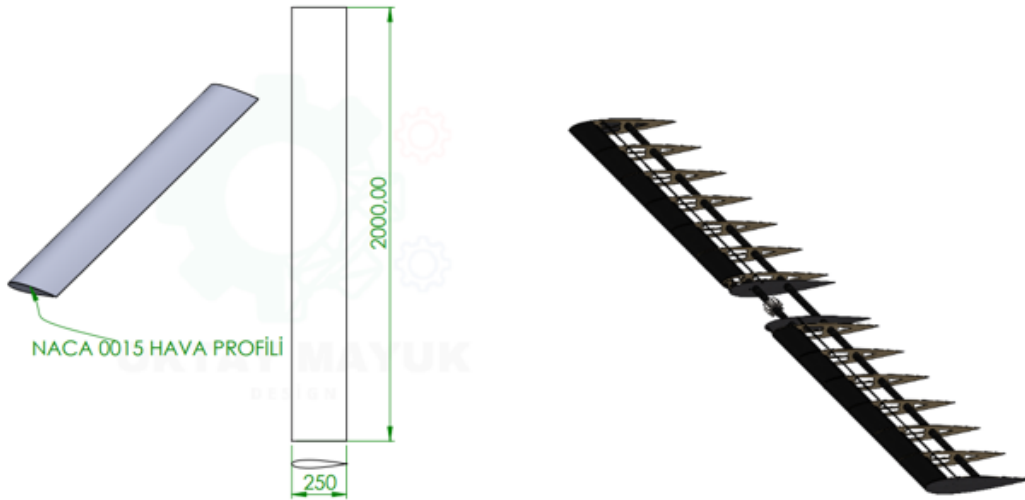
Kanat platformu olarak dikdörtgen platform (taper oranı 1) tercih edilmiştir. Dikdörtgen platform aerodinamik açıdan ideal çözüm olmasa da bu çalışmanın hedefleri doğrultusunda önemli avantajlar sunmaktadır. Özellikle kanat boyunca oluşan taşıma kuvvetinin daha öngörülebilir olması sayesinde aerodinamik analizlerin sadeleşmesi ve

tasarım kolaylığı sağlaması bu platformun seçilmesinde etkili olmuştur.

Kanada bilinçli olarak uç burulma açısı (*twist*) ve dihedral açısı verilmemiştir. Uç burulması stall karakteristiğini iyileştirebilmekle birlikte, çalışmada kanadın gövdeye oturma açısının değiştirilebilir olması sebebiyle analiz sonuçlarının daha spesifik yorumlanabilmesi adına kullanılmamıştır. Benzer şekilde dihedral açısı da analiz ve kontrolcü tasarımı süreçlerini karmaşıktıracağı ve tasarım açısından değişken tespit açısı mekanizmasını zorlaştıracığı için bu çalışmada tercih edilmemiştir.

Bu sayede kanat yapısının daha sade, simetrik ve düz olması sağlanmış; kanat tespit açısı daha kolay ve güvenilir şekilde değiştirilebilir hâle getirilmiştir. Ayrıca bu sade geometri sayesinde farklı tespit açılarındaki analiz sonuçlarından elde edilen aerodinamik ve dinamik verilerin karşılaştırılması kolaylaşmıştır.

Kanat geometrisi, detay tasarım aşamasında kontraplak ahşap ve karbon fiber çubuk malzemelerden imal edilmesi planlanmaktadır. Bu sayede hem hafiflik hem de ihtiyaç duyulan yapısal sağlamlığın karşılanacağı öngörülmektedir. Detaylı CAD tasarımı için SolidWorks ortamında seçilen kontraplak ve karbon fiber malzeme ataması yapılarak gerçekçi bir ağırlık verisi elde edilmeye çalışılmıştır. Şekil 3.1’de kanat tasarımının kavramsal ve detay CAD görünümü verilmiştir.



Şekil 3.1. Tasarlanan kanat geometrisinin kavramsal ve detay CAD görünümü.

3.1.2.2. Kanat yüklemesi ve stall hızının bulunması

Seçilen kanat geometrisi ve maksimum kalkış kütlesi dikkate alındığında kanat yüklemesi aşağıdaki gibi bulunabilir.

$$\frac{W}{S} = \frac{5 \times 9,81}{0,50} \approx 98 \text{ N/m}^2 \quad (3.3)$$

Bu kanat yüklemesi kabul edilebilir aralıkta yer almaktadır. Kanat yüklemesi; stall hızı, tırmanma oranı, kalkış ve iniş mesafesi ve manevra kabiliyeti gibi kritik performans parametrelerini etkilemektedir (Raymer, 2012).

Çizelge 3.2’de Raymer tarafından hazırlanan uçak tiplerine göre kanat yüklemesi referans değerleri verilmiştir.

Çizelge 3.2. Uçak tiplerine göre tipik kalkış kanat yüklemesi (W/S) referans aralıkları (Raymer, 2012)

Uçak tipi	Tipik kalkış W/S (lb/ft ²)	Tipik kalkış W/S (kg/m ²)
Sailplane	6	30
Homebuilt	11	54
General aviation — single engine	17	83
General aviation — twin engine	26	127
Twin turboprop	40	195
Jet trainer	50	244
Jet fighter	70	342
Jet transport/bomber	120	586

Bulunan kanat yüklemesi kg/m² birimine çevrildiğinde 10 kg/m² olarak elde edilmiştir. Bu değer, Çizelge 3.2’de verilen referans aralıklarla karşılaştırıldığında hafif sınıf bir İHA için makul bir seviyededir. Bu çalışmada stall hızının belirlenmesi için gerekli olan maksimum taşıma katsayısı $C_{L_{\max}}$ değerinin belirlenmesinde literatürdeki benzer hava profiline ait çalışmalardan yararlanılmıştır. Tasarlanacak İHA’nın veter uzunluğu $c = 0,25$ m ve seyir hızı $V_{\text{seyir}} = 25$ m/s olarak dikkate alındığında Reynolds sayısı aşağıdaki gibi bulunur;

$$Re_c = \frac{\rho V \bar{c}}{\mu} \approx \frac{1,225 \cdot 25 \cdot 0,25}{1,8 \times 10^{-5}} \approx 4,25 \times 10^5 \quad (3.4)$$

Literatürde bu Reynolds sayısına yakın değerlerde NACA0015 simetrik hava profilini kullanarak yapılan rüzgar tüneli deneyleri bulunmaktadır. Pack Melton

ve arkadaşlarının NASA Langley Araştırma Merkezinde gerçekleştirdiği deneylerde simetrik NACA0015 hava profili kullanılmış ve Reynolds sayısı $Re_c = 2,5 \times 10^5$ değeri için flap sapmasının olmadığı durumda maksimum taşıma katsayısının $C_{L_{\max}} \approx 1,1$ civarında olduğu ölçülmüştür (Pack Melton vd., 2008). Bu bağlamda tasarlanan İHA'nın maksimum taşıma katsayısı $C_{L_{\max}} = 1,1$ olarak kabul edilmiştir.

Buradan hareketle stall hızı aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$m = 5 \text{ kg} \Rightarrow W = mg = 49,05 \text{ N}$$

$$S = 0,50 \text{ m}^2$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\max}}}} = \sqrt{\frac{98,1}{1,225 \cdot 0,50 \cdot 1,1}} = \sqrt{\frac{98,1}{0,67375}} = \sqrt{145,6} \approx 12,1 \text{ m/s} \quad (3.5)$$

Bu değer seyir hızı ile kıyaslandığında yaklaşık 0,5 katıdır ve bu kabul edilebilir bir değerdir.

3.1.3. Kuyruk yüzeyleri tasarımı

Kuyruk yüzeyleri, bir hava aracının boylamsal ve yanal kararlılığı üzerinde kritik bir role sahiptir. Kuyruk boyutlandırılmasında hacim katsayısı yaklaşımından yararlanılmıştır. Bu çalışmada, kuyruk ön boyutlandırması için literatürde yaygın olarak kullanılan hacim katsayısı aralıkları dikkate alınarak mantıklı bir ön boyutlandırma yapılması amaçlanmıştır. Scholz'un birçok uçağı inceleyerek oluşturduğu veri setinde yatay kuyruk hacim katsayısının tipik olarak $V_h = 0,5-1$, dikey kuyruk hacim katsayısının ise $V_v = 0,03-0,08$ aralığında yaygın olduğunu rapor ettiği belirtilmiştir (Scholz, 2021). Ayrıca Raymer, uçak tiplerine göre verdiği tipik hacim katsayısı değerlerinin $V_h = 0,5-1$ ve $V_v = 0,02-0,09$ aralığında olduğunu ifade etmiştir (Raymer, 2012). Çizelge 3.3'te farklı hava araçları için tipik yatay ve dikey kuyruk hacim katsayıları verilmiştir.

Çizelge 3.3. Raymer’e göre farklı hava araçları için tipik yatay ve dikey kuyruk hacim katsayıları (Raymer, 2012)

Hava aracı tipi	V_h	V_v
Sailplane (Planör)	0,50	0,02
Homebuilt (Amatör yapım)	0,50	0,04
General aviation–single engine (Genel havacılık–tek motor)	0,70	0,04
General aviation–twin engine (Genel havacılık–çift motor)	0,80	0,07
Agricultural (Zirai)	0,50	0,04
Twin turboprop (Çift turboprop)	0,90	0,08
Flying boat (Uçan tekne)	0,70	0,06
Jet trainer (Jet eğitim)	0,70	0,06
Jet fighter (Jet avcı)	0,40	0,07
Military cargo/bomber (Askeri kargo/bombardıman)	1,00	0,08
Jet transport (Jet yolcu/taşıma)	1,00	0,09

Kuyruk yüzeyleri sıfır derece hücum açısında taşıma kuvveti oluşturmadıkları için simetrik hava profilleri literatürde yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu çalışmada kanatta kullanılan NACA 0015 simetrik hava profili, kuyruk yüzeyleri için de uygun bulunmuştur. Kanat ve kuyruk yüzeylerinde aynı hava profilinin kullanılması CAD tasarım sürecini basitleştirdiği için bu çalışmada aynı hava profili tercih edilmiştir.

3.1.3.1. Yatay kuyruk yüzeyi tasarımı

Yatay kuyruk yüzeyi bir hava aracının boylamsal olarak kararlı olması için önemlidir. Literatürde hafif sınıf İHA’lar için yatay kuyruk hacim katsayısı 0,6–1 aralığında yoğunlaşmaktadır. Yatay kuyruk için hacim katsayısı aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S \bar{c}} \quad (3.6)$$

Burada,

S_h : yatay kuyruk alanı [m^2]

l_h : kanat aerodinamik merkezi (AC) ile yatay kuyruk AC arası mesafe [m]

S : kanat alanı [m^2]

$\bar{c}$: kanat ortalama aerodinamik vetersi (MAC) [m]

Yatay kuyruk geometrisi için;

$$b_h = 0,80 \text{ m}$$

$$c_{r,h} = 0,20 \text{ m}$$

$c_{t,h} = 0,13$ m
 $\lambda_h = \frac{c_{t,h}}{c_{r,h}} = \frac{0,13}{0,20} = 0,65$ olarak kabul edilmiştir. Buradan hareketle yatay kuyruk alanı;

$$S_h = \frac{b_h}{2} (c_{r,h} + c_{t,h}) = \frac{0,80}{2} (0,20 + 0,13) = 0,40 \times 0,33 = 0,132 \text{ m}^2 \quad (3.7)$$

olarak bulunur. Yatay kuyruk açıklık oranı aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$AR_h = \frac{b_h^2}{S_h} = \frac{0,80^2}{0,132} = \frac{0,64}{0,132} \approx 4,85 \quad (3.8)$$

Yatay kuyruğun ortalama aerodinamik veter uzunluğu;

$$\bar{c}_h = \frac{2}{3} c_{r,h} \frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \approx 0,167 \text{ m} \quad (3.9)$$

bulunmuştur.

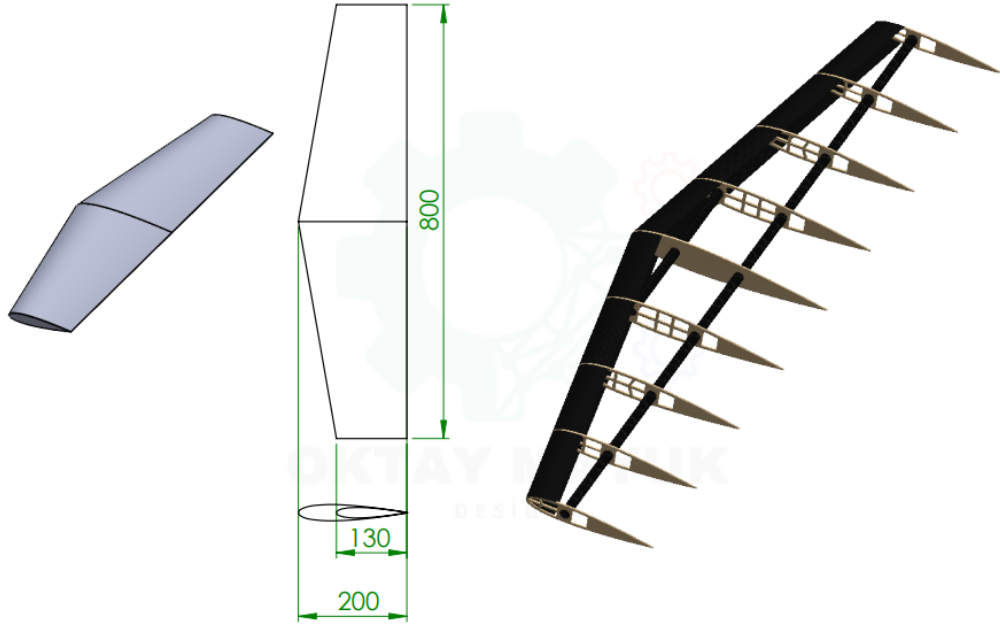
Yatay kuyruk moment kolu $l_h = 0,8$ olarak alınır, Denklem 3.6'da yerine konulduğunda hacim katsayısı;

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S \bar{c}} = \frac{0,132 \times 0,80}{0,50 \times 0,25} = \frac{0,1056}{0,125} = 0,8448$$

$$V_h \approx 0,85$$

olarak bulunur. Bu değer literatürde yaygın olan 0,5-1 aralığındadır. Hacim katsayısının yüksek olması sürüklenme kuvvetini arttırsa bile, elevatör etkinliğinin yüksek olması bakımından ayarlanabilir kanat tespit açısına sahip bir İHA için daha uygun olduğu düşünülmüştür.

Yatay kuyruk detay tasarımı da kanat tasarımında olduğu gibi kontraplak ve karbon fiber malzeme kombinasyonu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.2'de yatay kuyruk yüzeyinin kavramsal ve detay CAD tasarımları gösterilmektedir.



Şekil 3.2. Tasarlanan yatay kuyruk geometrisinin kavramsal ve detay CAD görünümü.

3.1.3.2. Dikey kuyruk yüzeyi tasarımı

Dikey kuyruk yüzeyi için üretim sadeliği ve yeterli yanal-yönel kararlılığı sağlaması adına $c_{r,v} = 0,20$ m, $c_{t,v} = 0,10$ m ve $b_v = h_t = 0,30$ m olarak seçilmiştir ($\lambda_v = 0,5$). Bu geometri ile dikey kuyruk alanı aşağıdaki gibi bulunur.

$$S_v = \frac{b_v}{2} (c_{r,v} + c_{t,v}) = \frac{0,30}{2} (0,20 + 0,10) = 0,045 \text{ m}^2 \quad (3.10)$$

Dikey kuyruğun açıklık oranı,

$$AR_v = \frac{b_v^2}{S_v} = 2,0 \quad (3.11)$$

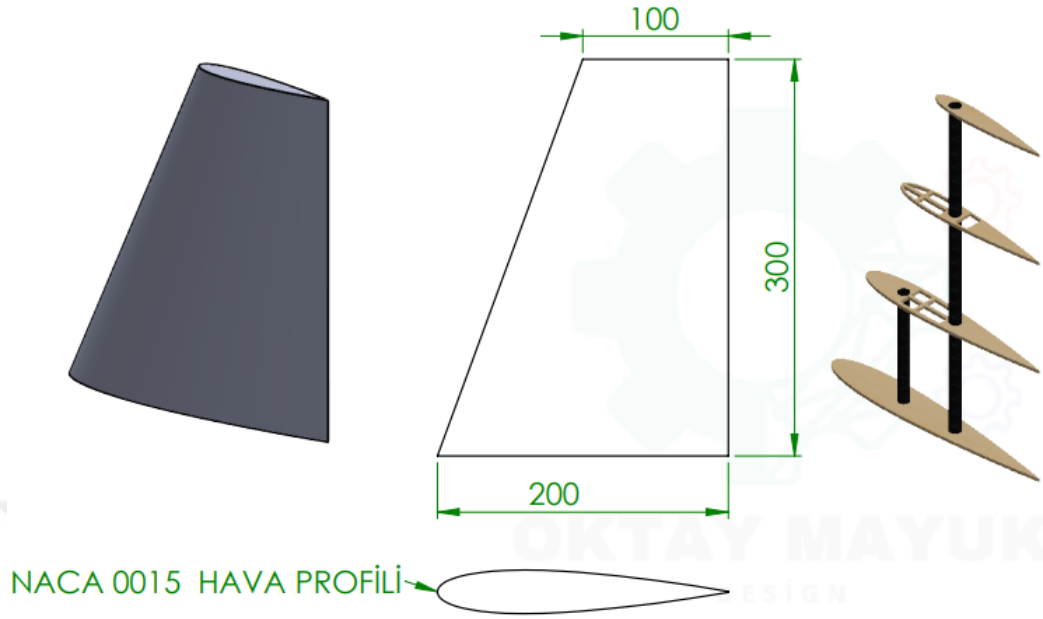
$AR_v = 2,0$ olarak hesaplanır. Dikey kuyruk moment kolu da yatay kuyruk gibi $l_v = 0,8$ olarak kabul edilmiştir. Bu durumda dikey kuyruk hacim oranı

$$V_v = \frac{S_v l_v}{S b} \approx 0,036 \quad (3.12)$$

olarak hesaplanır. Bu değerin ihtiyaç duyulacak yönel kararlılığı karşılayacağı düşünülmektedir.

Dikey kuyruk detay tasarımı da kanat ve yatay kuyruk tasarımlarında olduğu gibi hafiflik ve mukavemet kriterleri göz önünde bulundurularak kontraplak ve karbon fiber

malzemeler kullanılarak tasarlanmış ve malzeme ataması CAD ortamında yapılmıştır. Şekil 3.3'te dikey kuyruk yüzeyinin kavramsal ve detay CAD tasarımları verilmiştir.



Şekil 3.3. Tasarlanan dikey kuyruk geometrisinin kavramsal ve detay CAD görünümü.

3.1.4. İtke sistemi (motor–pervane) seçimi

Bu bölümde ilk olarak İHA'nın itke sistemi ön boyutlandırılmıştır. Bu boyutlandırma aşamasında literatürdeki benzer boyutlardaki sabit kanatlı İHA'lar analiz edilerek gerekli aerodinamik sabitler tahmin edilmiştir. Daha sonra seyir ve tırmanma koşulları için güç hesabı yapılmış ve itke sistemi seçilmiştir. İtke sisteminin seçilmesinin ardından seçilen motorun çekeceği akıma göre uygun batarya ve elektronik hız kontrolcüsü (ESC) seçimi yapılmıştır.

Elektrik tahrik sistemi ile çalışması planlanan İHA'nın ihtiyaç duyacağı itme kuvvetinin hesaplanması için tasarım kütlesi, seyir hızı ve tırmanma performansı doğrudan etkili olmaktadır. Tasarım girdileri aşağıdaki gibidir.

Maksimum kalkış kütlesi:	$m = 5 \text{ kg}$
Ağırlık:	$W = mg = 5 \times 9,81 = 49,05 \text{ N}$
Kanat alanı:	$S = 0,50 \text{ m}^2$
Açıklık oranı:	$AR = 8$
Seyir hızı:	$V = 25 \text{ m/s}$
Hava yoğunluğu (deniz seviyesi):	$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
Toplam elektrikli tahrik verimi (motor+ESC+pervane):	$\eta = 0,70$
Sürüklenme katsayısı ilk tasarım boyutlandırması için aşağıdaki gibi hesaplanabilir.	

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 \quad (3.13)$$

İndüklenmiş sürüklenme katsayısı:

$$k = \frac{1}{\pi e AR} \quad (3.14)$$

Burada Denklem 3.13'te geçen sıfır taşıma sürüklenme katsayısı C_{D0} ile Denklem 3.14'te geçen Oswald verimi e ve sıfır taşıma sürüklenme katsayısı C_{D0} , Çizelge 3.4'te verilen tipik C_{D0} aralıkları dikkate alınarak belirlenmiştir. Bu çalışmada hafif sınıf sabit kanat İHA için $C_{D0} = 0,035$ ve $e = 0,8$ olarak kabul edilmiştir.

Çizelge 3.4. Farklı hava aracı türleri için tipik sıfır taşıma sürüklenme katsayısı (C_{D0}) değerleri

No	Hava aracı türü	Tipik C_{D0}
1	Jet taşıma uçağı	0,015–0,020
2	Turboprop taşıma uçağı	0,018–0,024
3	Çift motorlu piston-pervaneli uçak	0,022–0,028
4	İniş takımı içeri çekilebilir küçük GA uçağı	0,020–0,030
5	Sabit iniş takımlı küçük GA uçağı	0,025–0,040
6	Tarımsal uçak	0,040–0,070
7	Planör	0,012–0,015
8	Süpersonik avcı uçağı	0,018–0,035
9	Home-built (ev yapımı) uçak	0,025–0,040
10	Microlight	0,020–0,035

Deniz seviyesi koşulları için dinamik basınç aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} (1,225) (25^2) = 382,81 \text{ Pa} \quad (3.15)$$

Seyir uçuşunun deniz seviyesi koşullarında düz ve dengeli olduğu varsayılırsa taşıma kuvveti yaklaşık olarak ağırlığa eşit olur. ($L \approx W$). Bu durumda,

$$L = qSC_L \Rightarrow C_L = \frac{W}{qS}. \quad (3.16)$$

Buradan seyir koşulu taşıma katsayısı aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$C_{L,seyir} = \frac{W}{qS} = \frac{49,05}{(382,81)(0,50)} = \frac{49,05}{191,41} = 0,256$$

olarak bulunur.

İndüklenmiş sürüklenme katsayısı:

$$k = \frac{1}{\pi e AR} = \frac{1}{\pi(0,8)(8)} = \frac{1}{20,106} = 0,0497$$

Seyirde sürüklenme katsayısı:

$$C_{D,seyir} = C_{D0} + kC_{L,seyir}^2 = 0,035 + 0,0497(0,256^2)$$

$$\Rightarrow C_{D,seyir} = 0,035 + 0,00326 = 0,0383$$

Sürüklenme kuvveti:

$$D = qSC_D = (382,81)(0,50)(0,0383) = 7,33 \text{ N} \quad (3.17)$$

Seyirde itki gereksinimi yaklaşık $T \approx D$ olduğundan $T_{seyir} \approx 7,33 \text{ N}$ ($\approx 0,75 \text{ kgf}$) olarak bulunur. Aerodinamik itki gücü:

$$P_T = TV = (7,33)(25) = 183 \text{ W} \quad (3.18)$$

Verim dahil olduğunda gerekli elektrik giriş gücü:

$$P_{e,seyir} = \frac{P_T}{\eta} = \frac{183}{0,70} = 262 \text{ W} \approx 260 \text{ W} \quad (3.19)$$

Dikey tırmanma hızı R/C (Rate of Climb) ile gösterilir. R/C aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$R/C = \dot{h} = \frac{dh}{dt} \quad (3.20)$$

$R/C = 3 \text{ m/s}$ olarak kabul edilirse gerekli olan güç:

$$P_{\text{hava},R/C} = W \cdot R/C \quad (3.21)$$

$$m = 5 \text{ kg} \Rightarrow W = 49,05 \text{ N}$$

$$P_{\text{hava},R/C} = 49,05 \times 3 = 147 \text{ W}$$

olarak hesaplanır. Bu iki güç bileşeni toplanarak hava aracının ihtiyaç duyduğu toplam güç elde edilmiş olur.

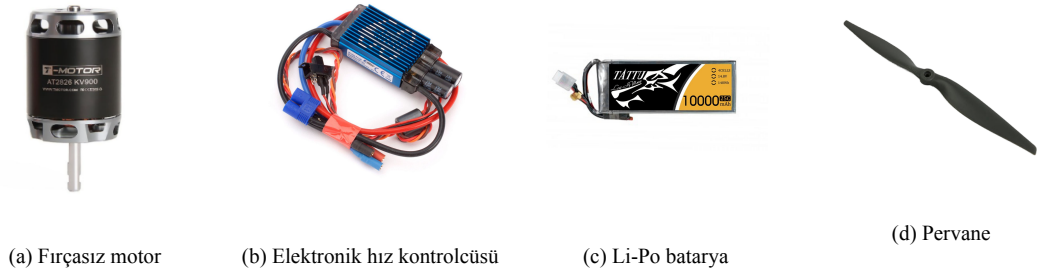
$$P_{\text{hava,toplam}} = 183 + 147 = 330 \text{ W} \quad (3.22)$$

Buradan elektrik giriş gücü:

$$P_{\text{elektrik}} = \frac{P_{\text{hava,toplam}}}{\eta} = \frac{330}{0,70} = 471 \text{ W} \quad (3.23)$$

olarak hesaplanır. Motor seçimi için yalnızca bu değere göre seçim yapılmasının riskli olacağı düşünülmüş ve gerekli gücün en az %30 fazlasını sağlayabilen bir motor seçmenin daha uygun olacağı değerlendirilmiştir. Buradan hareketle $P_{\text{sabit}} \approx 1,3 P_{\text{elektrik}}$ alınırsa $P_{\text{sabit}} \approx 1,3 (470) = 611 \text{ W}$ bulunur.

Buna göre en az 611 W güç sağlayabilen bir motor seçilmesi gerekmektedir. Bu koşullara uyan 700 W güç üretebilen T-Motor AT2826 (900 KV), pervane olarak çift bıçaklı $13 \times 6,5$ pervane seçilmiştir. Motorun ihtiyaç duyduğu akımı karşılayabilecek Tattu 4S 10000 mAh batarya ve E-flite 60 A elektronik hız kontrolcüsü (ESC) seçilmiştir. Şekil 3.4'te itki sisteminde kullanılan bileşenlerin görselleri verilmiştir.



Şekil 3.4. İtki sistemi kapsamında kullanılan temel bileşenler

Sonuç olarak bu çalışmada seçilen itki sistemi (AT2826–900 KV motor ve $13 \times 6,5$ pervane) için yapılmış testler incelendiğinde, itki-ağırlık (T/W) ve güç-ağırlık (P/W) oranlarının; $T/W = 33,43/49,05 \approx 0,68$ ve $P/W = 820/49,05 \approx 16,7 \text{ W/N}$ olduğu

belirlenmiştir. ($P/m = 820/5 \approx 164 \text{ W/kg}$). Elde edilen bu değerlerin, tırmanma ve hızlanma gibi kritik uçuş fazları için yeterli itki marjını sağladığını ve motor–pervane kombinasyonunun 5 kg sınıfı tasarım için uygun bir güç ölçeği sunduğu düşünülmektedir.

3.1.5. Gövde–iniş takımı tasarımı ve yerleşim

Bu bölümde gövde ve iniş takımı tasarımı yapılmış, daha sonra montaj da yerleşimi yapılmıştır.

3.1.5.1. Gövde boyutlandırması ve genel geometri

Bu çalışmada gövde geometrisi, konsept tasarımı yaklaşımına uygun olacak şekilde; kanat, uçuş elektroniği ve kuyruk geometrilerini bir bütün halinde tutacak ve yapısal bütünlük sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Bu bağlamda İHA'nın toplam gövde uzunluğu $L_f = 1,36 \text{ m}$ olarak boyutlandırılmıştır. Bu gövde uzunluğu, ön bölümde motor montajı ve uçuş elektroniği için erişilebilir alan sağlamakta ve arka bölümde kuyruk yüzeyleri için ihtiyaç duyulan moment kolu uzunluğunu karşılayabilmektedir.

Gövdenin detay tasarım kısmında yapısal iskelet malzemesi olarak kontraplak ahşap malzeme ve karbonfiber çubuk kullanılması; iniş takımı bağlanma noktaları gibi yüksek mukavemet gereken bölgelerde de alüminyum kullanılması uygun bulunmuştur. Bu sayede gövde tasarımının hem hafif hem de yapısal olarak sağlam olacağı düşünülmektedir.

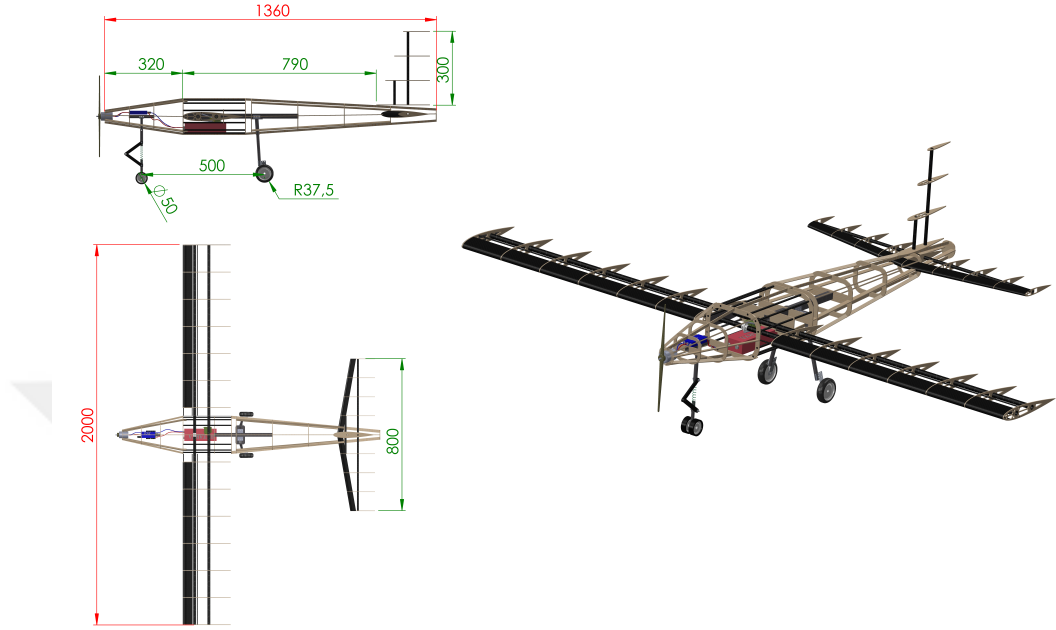
3.1.5.2. İniş takımı seçimi ve yerleşimi

İniş takımı tasarımında seçilen pervane ölçüsü dikkate alınarak yerden belli bir mesafede olacak şekilde ilk boyutlandırma yapılmıştır. İniş takımı; önde tek teker, orta bölgede çift teker olacak şekilde tricycle yapıda seçilmiştir. Bu yapı, İHA yerdeyken burun tekerinin yönlendirme kolaylığı sağlaması nedeniyle uygun görülmüştür. Bu bağlamda ön teker çapı $D_n = 50 \text{ mm}$, arka teker çapı $D_m = 75 \text{ mm}$ olarak seçilmiştir.

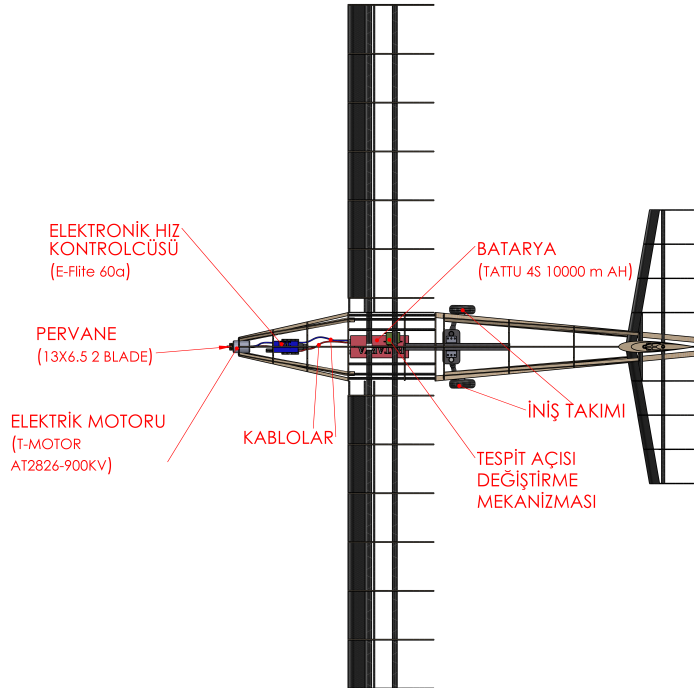
İniş takımının, gövdenin merkez ekseninden geçen ve karbonfiber malzemeden imal edilmesi planlanan profile bağlanması yapısal sağlamlık açısından daha uygun bulunmuştur.

İHA'nın genel yapısal tasarımı; kanat, gövde, kuyruk yüzeyleri, itki sistemi

bileşenleri (motor, batarya, elektronik hız kontrolcüsü) ve iniş takımının bütün halinde entegre edildiği ana iskelet yapısı dikkate alınarak oluşturulmuştur. Tasarlanan İHA'nın genel montaj görünümü ve temel ölçüleri Şekil 3.5'te, alt sistemlerin gövde içerisindeki yerleşimi ise Şekil 3.6'da sunulmuştur.



Şekil 3.5. İHA genel yapısal tasarımı ve bütünsel montaj görünümü.



Şekil 3.6. İHA üzerindeki temel alt sistemlerin yerleşim görünümü.

3.1.6. CAD modelinden İHA'nın ağırlık merkezi ve atalet momentlerinin bulunması

SolidWorks CAD ortamında tasarlanan İHA'nın iskelet montajı üzerine tek katman karbon fiber kumaştan imal edilen karbon/epoksi kompozit kaplama giydirilerek, İHA'nın toplam kütlesi, ağırlık merkezi (CG) konumu ve atalet momentleri elde edilmiştir. Şekil 3.7'de İHA'nın nihai genel montaj görünümü verilmiştir.



Şekil 3.7. Tasarlanan mini İHA'nın nihai genel montajının CAD görünümü.

Nihai CAD modelinden elde edilen veriler doğrultusunda İHA'nın toplam kütlesi 4,26 kg; ağırlık merkezi konumu $X_{cg} = 0,13$ m, $Y_{cg} = 0,0$ m, $Z_{cg} = -0,01$ m olarak hesaplanmıştır. Sistemin atalet momentleri ise $I_{xx} = 0,4$ kg·m², $I_{yy} = 0,87$ kg·m² ve $I_{zz} = 0,51$ kg·m² olarak bulunmuştur. Çizelge 3.5'te bu değerler detaylı olarak sunulmuştur.

Çizelge 3.5. İHA kütle, ağırlık merkezi ve atalet momenti verileri

Parametre	Değer	Birim
Kütle (m)	4,26	kg
Atalet momenti (I_{xx})	0,40	kg m ²
Atalet momenti (I_{yy})	0,87	kg m ²
Atalet momenti (I_{zz})	0,51	kg m ²
Atalet çarpımı (I_{xz})	0	kg m ²
Ağırlık merkezi konumu (x, y, z)	(0,13, 0,00, -0,01)	m

Sonuç olarak bu bölümde, kavramsal İHA tasarımı belirli kabuller altında

gerçekleştirilmiş, ardından detaylı CAD modelleme ve malzeme atamalarıyla İHA'nın gerçekçi kütle özellikleri belirlenmiştir. Kavramsal tasarım aşamasında başlangıç koşulu olarak İHA'nın maksimum kütlesi 5 kg olarak hedeflenmiş olsa da, detay tasarım ve malzeme optimizasyonu sonucunda bu kütle 4,26 kg'a düşürülmüştür. Böylece, en başta belirlenen maksimum kütle sınırı aşılmamış ve hedeflenenden %15 oranında daha hafif bir İHA tasarımı başarıyla gerçekleştirilmiştir.

3.2. Değişken Kanat Tespit Açısına Sahip İHA'nın Aerodinamik Katsayılarının Elde Edilmesi

Kavramsal tasarım ve detaylı CAD modelleme aşamalarının tamamlanmasıyla elde edilen İHA geometrisi; kütle, atalet momentleri ve ağırlık merkezi konumu verileriyle birlikte OpenVSP ortamına aktarılarak aerodinamik analizlerde kullanılmıştır.

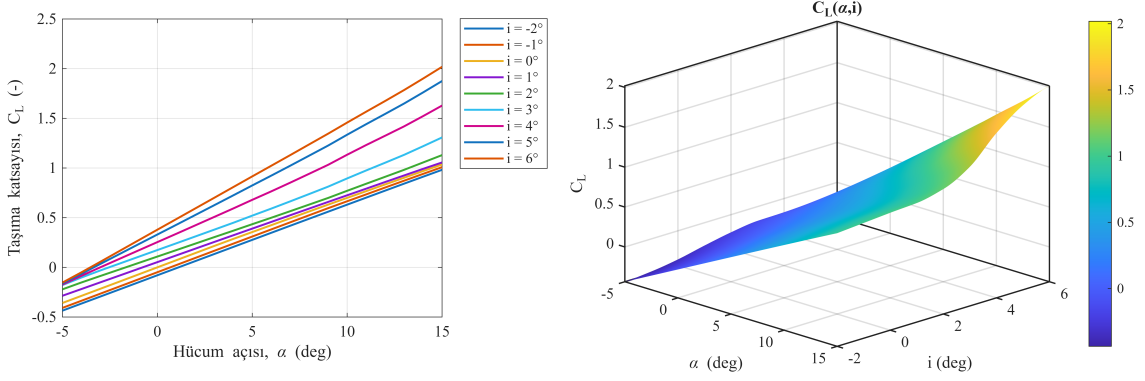
Belirlenen kavramsal tasarım ölçülerine sadık kalınarak, OpenVSP ortamında -2° ile $+6^\circ$ arasında birer derecelik artışlarla 9 farklı kanat tespit açısına sahip İHA modeli oluşturulmuştur. Bu modellere CAD verilerinden elde edilen kütle, ağırlık merkezi konumu ve atalet momentleri tanımlanmıştır. Hazırlanan modeller üzerinde; -5° ile $+15^\circ$ hücum açıları (α) ve -10° ile $+10^\circ$ yan kayma açıları (β) aralığında, birer derecelik artışlarla VSPAERO modülü kullanılarak aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir.

Analizler sonucunda; C_L , C_D , C_m , C_Y , C_l , C_n aerodinamik katsayılarının her biri için 9×21 boyutlarında veri tabloları elde edilmiştir. Ayrıca OpenVSP ortamında kontrol yüzeyleri de modellenmiş ve her bir kontrol yüzeyinin 1 radyanlık sapmasına karşılık gelen kontrol türevleri ($C_{L_{\delta e}}$, $C_{m_{\delta e}}$, $C_{D_{\delta e}}$, $C_{Y_{\delta r}}$, $C_{n_{\delta r}}$, $C_{l_{\delta r}}$) hesaplanmıştır.

3.2.1. Boylamsal aerodinamik katsayılar

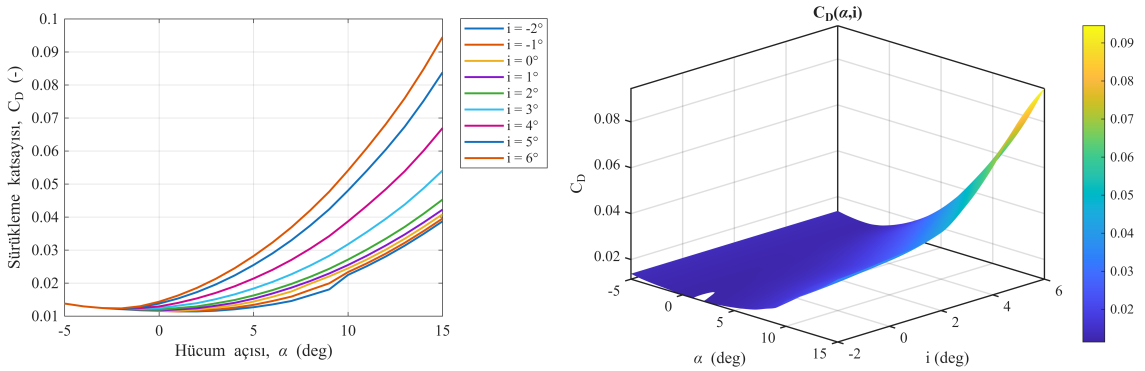
Bu bölümde; değişken kanat tespit açısına sahip hafif sınıf sabit kanatlı bir İHA'nın boylamsal aerodinamik karakteristiğini temsil eden taşıma katsayısı (C_L), sürükleme katsayısı (C_D) ve yunuslama momenti katsayısı (C_m) değerleri belirlenmiştir. Bu katsayılar; farklı kanat tespit açıları ($i = -2^\circ \dots + 6^\circ$) ve farklı hücum açıları ($\alpha = -5^\circ \dots + 15^\circ$) için kapsamlı veri tabloları halinde elde edilmiştir. Elde edilen bu aerodinamik katsayı tabloları, uçuş dinamiği modelinde her bir çalışma noktası için aerodinamik kuvvet ve momentlerin hassas bir şekilde hesaplanması amacıyla

kullanılmaktadır.



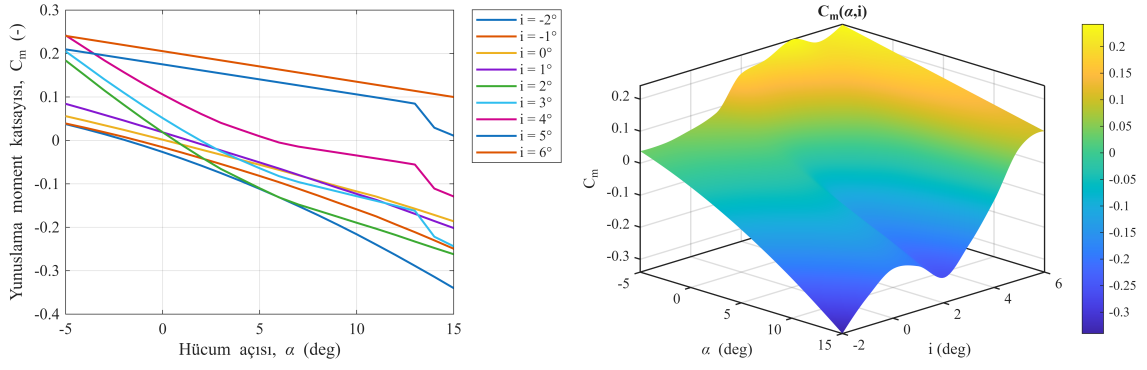
Şekil 3.8. Farklı kanat tespit ve hücum açıları için taşıma katsayısının (C_L) değişimi.

Şekil 3.8’de farklı tespit açısı değerleri için $C_L - \alpha$ değişimi gösterilmektedir. Şeklin sol tarafında analiz sonucunda elde edilen taşıma katsayısı değişimi, sağ tarafında ise aynı verilerin tespit açısı ve hücum açısına bağlı yüzey gösterimi verilmiştir. Eğriler incelendiğinde, tespit açısının artmasının aynı hücum açısı seviyesi için taşıma katsayısını genel itibarıyla artırdığı görülmektedir. Bu durum, kanadın maruz kaldığı etkin hücum açısının tespit açısı ile beraber değişmesiyle açıklanabilir ve değişken tespit açısı mekanizmasının geniş görev zarfında taşıma kuvvetini ayarlamak için kullanılabileceğini göstermektedir.



Şekil 3.9. Farklı kanat tespit ve hücum açıları için sürüklenme katsayısının (C_D) değişimi.

Şekil 3.9’da benzer şekilde farklı tespit açılarındaki $C_D - \alpha$ eğrileri gösterilmektedir. Şeklin sol tarafında farklı tespit açıları için sürüklenme katsayısının hücum açısına bağlı değişimi, sağ tarafında ise aynı verilerin tespit açısı ve hücum açısına bağlı yüzey gösterimi verilmiştir. Sürüklenme katsayısı hücum açısı arttıkça genel olarak yükselmekte; bunun yanında tespit açısı değişimi nedeniyle aynı hücum açısı seviyesinde farklı sürüklenme katsayıları oluşmaktadır.



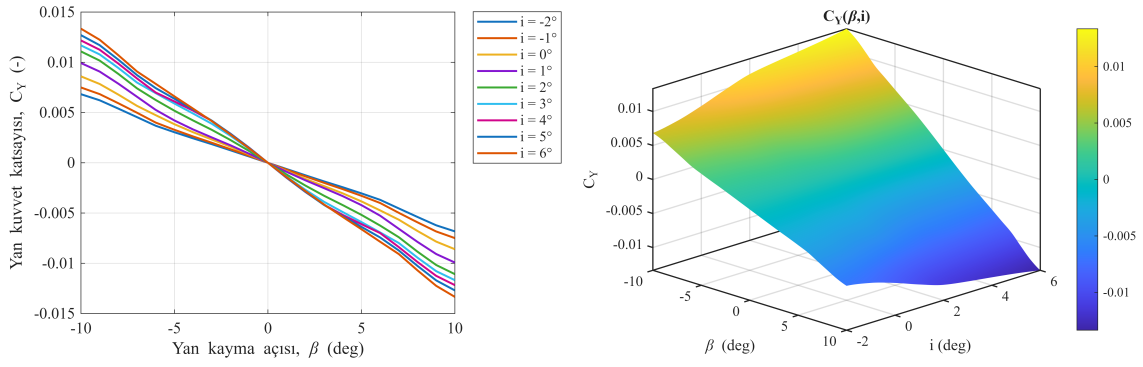
Şekil 3.10. Farklı kanat tespit ve hücum açıları için yunuslama momenti katsayısının (C_m) değişimi.

Şekil 3.10’da ise farklı tespit açıları için $C_m - \alpha$ grafiği gösterilmiştir. Şeklin sol tarafında farklı tespit açıları için yunuslama momenti katsayısının hücum açısına bağlı değişimi, sağ tarafında ise aynı verilerin tespit açısı ve hücum açısına bağlı yüzey gösterimi verilmiştir. Yunuslama momenti katsayısının hücum açısına bağlı olarak meydana gelen değişimi, İHA’nın boylamsal statik kararlılık eğilimi ve trim davranışı hakkında kritik bilgiler sunmaktadır.

Bu bölümde elde edilen $C_L(i, \alpha)$, $C_D(i, \alpha)$ ve $C_m(i, \alpha)$ değerleri; takip eden bölümlerde geliştirilen 6-Serbestlik Dereceli (6-DOF) doğrusal olmayan uçuş dinamiği modelinin aerodinamik alt modelini oluşturacak, kontrolcü tasarımı ve doğrulama simülasyonlarında doğrudan kullanılacaktır.

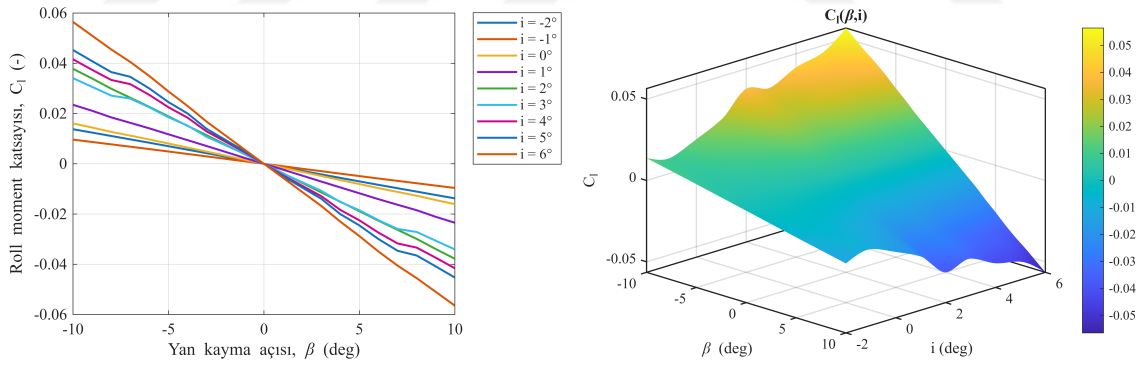
3.2.2. Yanal-yönel aerodinamik katsayılar

Bu bölümde tasarlanan İHA’nın yanal-yönel aerodinamik davranışını incelemek amacıyla yan kuvvet katsayısı (C_Y), yalpa momenti katsayısı (C_l) ve sapma momenti katsayısı (C_n) değerleri incelenmiştir. Bu katsayılar; farklı kanat tespit açıları ($i = -2^\circ \dots + 6^\circ$) ve yan kayma açısı ($\beta = -10^\circ \dots + 10^\circ$) aralığında veri tabloları halinde elde edilmiştir. Elde edilen $C_Y(i, \beta)$, $C_l(i, \beta)$ ve $C_n(i, \beta)$ tabloları, uçuş dinamiği modeli için yanal kuvvet ve moment hesaplamalarında temel veri seti olarak kullanılmıştır.



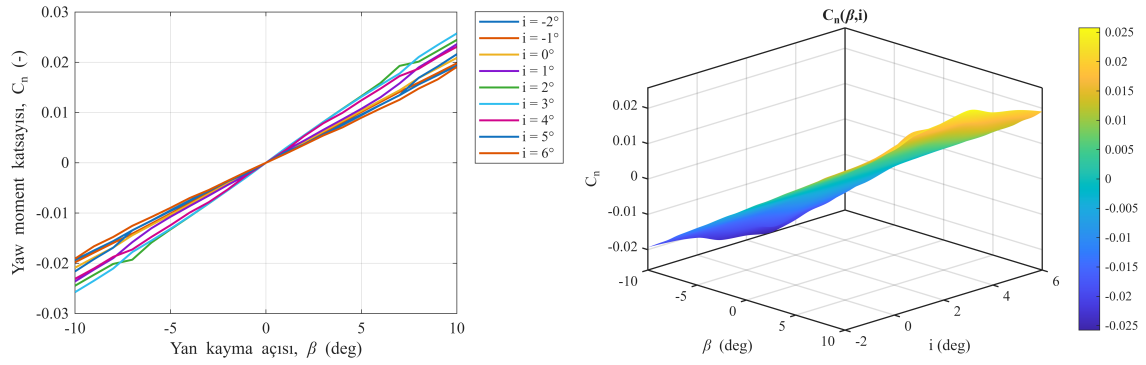
Şekil 3.11. Farklı kanat tespit ve yan kayma açıları için yan kuvvet katsayısının (C_Y) değişimi.

Şekil 3.11’de farklı tespit açıları için $C_Y - \beta$ değerlerinden oluşan grafikler görülmektedir. Şeklin sol tarafında farklı tespit açıları için yan kuvvet katsayısının yan kayma açısına bağlı değişimi, sağ tarafında ise aynı verilerin tespit açısı ve yan kayma açısına bağlı yüzey gösterimi verilmiştir. Şekildeki grafikler incelendiğinde, C_Y katsayısının β ile birlikte sıfır noktası etrafında neredeyse doğrusal olarak değiştiği ve β işareti değiştiğinde C_Y işaretinin de simetrik olarak değiştiği anlaşılmaktadır. Bu durum, küçük yan kayma açıları için yanal kuvvetin β ile orantılı olarak değiştiğini ve modelin bu bölgede lineer davranış sergilediğini göstermektedir. Buna ek olarak, tespit açısına bağlı olarak eğrilerin birbirine yakın olması, incelenen aralıkta tespit açısı değişiminin yanal kuvvet üzerinde belirgin bir etkiye sahip olmadığını ortaya koymaktadır.



Şekil 3.12. Farklı kanat tespit ve yan kayma açıları için roll momenti katsayısının (C_l) değişimi.

Şekil 3.12’de farklı tespit ve yan kayma açıları için $C_l - \beta$ değişimi gösterilmiştir. Şeklin sol tarafında farklı tespit açıları için roll momenti katsayısının yan kayma açısına bağlı değişimi, sağ tarafında ise aynı verilerin tespit açısı ve yan kayma açısına bağlı yüzey gösterimi verilmiştir. C_l katsayısının β ile birlikte sıfır noktası etrafında neredeyse doğrusal olarak değişmesi, yan kaymanın yalpa momenti katsayısı üzerinde doğrudan etki ettiğini göstermektedir. Eğrilerin β işaretine göre, aynı C_Y değişiminde olduğu gibi simetrik olarak değişmesi; İHA modelinin geometrik olarak tutarlı olduğunu ve küçük β değerleri için düzgün bir moment eğilimine sahip olduğunu doğrulamaktadır.



Şekil 3.13. Farklı kanat tespit ve yan kayma açıları için yaw momenti katsayısının (C_n) değişimi.

Şekil 3.13'te farklı tespit ve yan kayma açıları için elde edilen $C_n - \beta$ eğrileri gösterilmektedir. Şeklin sol tarafında farklı tespit açıları için yaw momenti katsayısının yan kayma açısına bağlı değişimi, sağ tarafında ise aynı verilerin tespit açısı ve yan kayma açısına bağlı yüzey gösterimi verilmiştir. C_n katsayısı, β açısı ile benzer şekilde neredeyse doğrusal olarak değişmektedir. $C_n - \beta$ eğrilerinin sıfır noktası etrafında simetrik bir eğilim sergilemesi, küçük yan kayma açıları için yönel momentin düzenli ve kararlı bir değişim eğilimine sahip olduğunu göstermektedir. Bu katsayı tablosu, takip eden bölümlerde oluşturulan 6-DOF doğrusal olmayan modelin kararlılık analizlerinde ve kontrolcü tasarımında doğrudan kullanılmıştır.

Sonuç olarak; elde edilen $C_Y(i, \beta)$, $C_l(i, \beta)$ ve $C_n(i, \beta)$ tabloları, incelenen β aralığında simetrik ve lineer bir davranış sergileyerek yanal-yönel aerodinamik modelin hassas bir şekilde temsil edilmesini sağlamaktadır. Bu sayede, tespit açısı değişimine karşı yanal-yönel dinamik tepkilerin simülasyon ortamında gerçekçi bir şekilde incelenmesi mümkün hale gelmektedir.

3.2.3. İHA'nın dinamik stabilite türevleri ve kontrol yüzeyi etkinlik katsayılarının belirlenmesi

Daha önceki bölümlerde; değişken kanat tespit açısına bağlı olarak boylamsal aerodinamik katsayılar (C_L, C_D, C_m) ve yanal-yönel aerodinamik katsayılar (C_Y, C_l, C_n) grafikler halinde sunulmuştur. Bu ana katsayı değerleri; aerodinamik kuvvet ve momentlerin kanat tespit açısı (i) ve hücum açısı (α) değişkenlerine bağlı olarak, doğrusal olmayan 6-DOF modelde temsil edilmesini sağlamaktadır.

Bunun yanında, 6-DOF modelin dinamik davranışının gerçekçi olarak modellenebilmesi için açısal hızların ve kontrol yüzeylerindeki sapmaların aerodinamik katsayılar üzerindeki etkilerini açıklayan dinamik stabilite türevlerinin ve kontrol yüzeyi

etkinlik katsayılarının da modele dahil edilmesi gerekmektedir. Dinamik stabilite türevleri tanım olarak; yuvarlanma açısai hızı (p), yunuslama açısai hızı (q) ve sapma açısai hızı (r) gibi açısai hızların aerodinamik moment katsayıları üzerindeki etkileridir. Bu bağlamda C_{l_p} , C_{m_q} , C_{n_p} ve C_{n_r} sönüm katsayıları da uçuş dinamiği modeline dahil edilmek amacıyla aerodinamik analizler sonucunda elde edilmiştir.

Kontrol yüzeyi etkinlik katsayılarının da aerodinamik kuvvet ve moment sabitlerini doğrudan etkilemesi nedeniyle modele dahil edilmesi uygun görülmüştür. Aerodinamik analizler neticesinde, her bir kontrol yüzeyinin 1 radyanlık sapmasına karşılık gelen kuvvet ve moment katsayılarındaki değişim ($/rad$) cinsinden hesaplanarak 6DOF modele entegre edilmiştir. Bu bağlamda; elevator için $C_{m_{\delta e}}$ ve rudder için $C_{n_{\delta r}}$ türünden etkinlik katsayıları belirlenmiştir. Bu kontrol yüzeyi etkinlik değerleri, analiz sonuçlarında birbirine çok yakın değerler sergilediği için 6-DOF modelde tablo (lookup table) olarak kullanılmamış; bunun yerine hesaplanan ortalama değerler sabit katsayılar olarak modele dahil edilmiştir. Bu yaklaşım ile hem 6-DOF modelin hesaplama karmaşıklığı optimize edilmiş hem de kumanda girdilerinin model üzerinde oluşturduğu kuvvet ve moment değişimleri gerçekçi bir şekilde temsil edilmiştir.

Çizelge 3.6’da analiz sonucunda elde edilen dinamik stabilite türevleri ve kontrol yüzeylerinin etkinlik katsayıları verilmiştir.

Çizelge 3.6. Analiz sonucunda elde edilen dinamik stabilite türevleri ve kontrol etkinlik katsayıları

Parametre	Değer	Birim	Açıklama
$C_{L_{\delta e}}$	0,0052	rad^{-1}	Taşıma kontrol türevi
$C_{D_{\delta e}}$	0,00035	rad^{-1}	Sürüklenme kontrol türevi
$C_{m_{\delta e}}$	-0,0175	rad^{-1}	Yunuslama kontrol türevi
$C_{Y_{\delta r}}$	0,0060	rad^{-1}	Yan kuvvet kontrol türevi
$C_{l_{\delta r}}$	-0,0009	rad^{-1}	Yalpa kontrol türevi
$C_{n_{\delta r}}$	0,0080	rad^{-1}	Sapma kontrol türevi
C_{m_q}	-20	rad^{-1}	Yunuslama sönüm türevi
C_{l_p}	-0,60	rad^{-1}	Yalpa sönüm türevi
C_{n_r}	-0,20	rad^{-1}	Sapma sönüm türevi
C_{l_r}	0,12	rad^{-1}	Sapma-yalpa çapraz türevi
C_{n_p}	0	rad^{-1}	Yalpa-sapma çapraz türevi

3.3. Altı Serbestlik Dereceli (6-DOF) Doğrusal Olmayan Uçuş Dinamiği Modeli

Tasarlanan İHA'nın dinamik karakteristiklerini, kontrolcü performansını ve uçuş zarfı içerisindeki davranışlarını incelemek amacıyla; öteleme ve dönme hareketlerini kapsayan 6-DOF doğrusal olmayan bir uçuş dinamiği modeli oluşturulmuştur. Bu modelde, İHA rijit bir kütle olarak kabul edilmiş ve hareket denklemleri Newton-Euler yasaları çerçevesinde türetilmiştir.

Uçuş dinamiği modeli; Bölüm 3.2'de elde edilen aerodinamik katsayıları, Bölüm 3.1'de belirlenen kütle ve atalet momentlerini girdi olarak kullanmaktadır. Modelin temel bileşenleri olan kuvvet ve moment denklemleri, uçağın ağırlık merkezine sabitlenmiş gövde eksen takımında (x_b, y_b, z_b) tanımlanmıştır. Bu kapsamda İHA'nın öteleme hızları (u, v, w) , açısal hızları (p, q, r) ve yönelimini belirleyen Euler açıları (ϕ, θ, ψ) arasındaki kinematik ve dinamik ilişkiler zaman düzleminde çözülmektedir.

3.3.1. Modelin amacı ve kapsamı

Bu bölümde; OpenVSP/VSPAERO analizleri sonucunda elde edilen aerodinamik katsayılar, dinamik stabilite türevleri ve kontrol yüzeyi etkinlik verileri, hareket denklemleri ile bütünleştirilerek 6-DOF doğrusal olmayan (nonlinear) uçuş dinamiği modeli oluşturulmuştur. Modelin temel amacı; İHA'nın boylamsal, yanal ve yönel eksenler boyunca maruz kaldığı aerodinamik kuvvetleri, momentleri ve yerçekimi etkilerini bir arada değerlendirerek; hız, konum ve yönelim değişimlerini gerçekçi bir biçimde üretmektir.

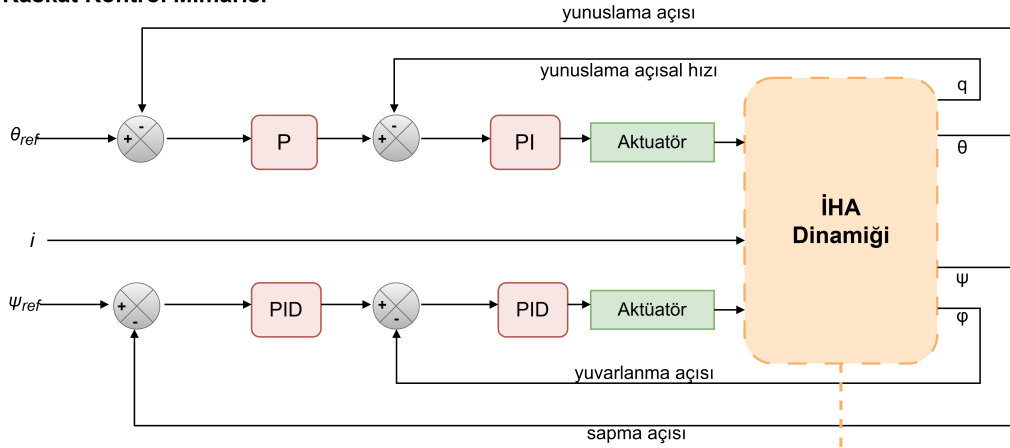
Geliştirilen bu kapsamlı model sayesinde, tez çalışması kapsamında tasarlanan PID kontrolcünün performansı sadece basitleştirilmiş doğrusal modeller üzerinde değil, aynı zamanda sistemin tüm dinamiklerini içeren 6-DOF doğrusal olmayan uçuş dinamiği modeli üzerinde de doğrulanmıştır.

6-DOF uçuş dinamiği modeli MATLAB/Simulink ortamında geliştirilmiştir. Simülasyon yapısında standart 6-DOF blok mimarisi kullanılmış ve bu yapıya VSPAERO yazılımından elde edilen detaylı aerodinamik veri tabloları (lookup tabloları) entegre edilerek, simülasyon döngüsü içerisinde verilerin doğrudan kullanımına olanak sağlanmıştır.

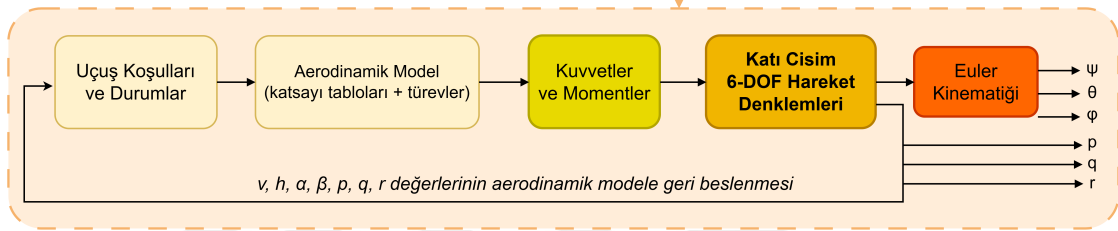
MATLAB/Simulink ortamında geliştirilen 6-DOF doğrusal olmayan uçuş dinamiği modelinin genel mimarisi, kaskat kontrol yapısı ve üst seviye blok yapısı

Şekil 3.14'te verilmiştir.

(a) Kaskat Kontrol Mimarisi



(b) Doğrusal Olmayan 6-DOF Model Yapısı



Şekil 3.14. MATLAB/Simulink ortamında geliştirilen kaskat kontrol mimarisi ve doğrusal olmayan 6-DOF uçuş dinamiği model yapısı

3.3.2. Koordinat sistemleri ve işaret konvansiyonu

Modelde yer referans çerçevesi olarak düz-dünya varsayımı kabul edilmiştir. Bu referansa göre; x_n kuzey yönünü, y_n doğu yönünü ve z_n aşağı yönünü göstermektedir (NED çerçevesi). Gövde eksenleri, İHA'nın kütle merkezine sabitlenmiş olup havacılıkta yaygın olarak kullanılan işaret konvansiyonuna uygun olarak; x_b ileri, y_b sağ ve z_b aşağı yönünde seçilmiştir. İHA'nın yönelimi Euler açıları ile tanımlanmış olup; roll açısı ϕ , yunuslama (pitch) açısı θ ve yaw açısı ψ sembolleri ile temsil edilmiştir.

Gövde eksen takımındaki hız bileşenleri $V_b = [u \ v \ w]^T$ ve açısal hız bileşenleri $\omega_b = [p \ q \ r]^T$ olarak tanımlanmıştır. Aerodinamik hesaplarda kullanılan hız büyüklüğü ve aerodinamik açı tanımları aşağıdaki gibidir:

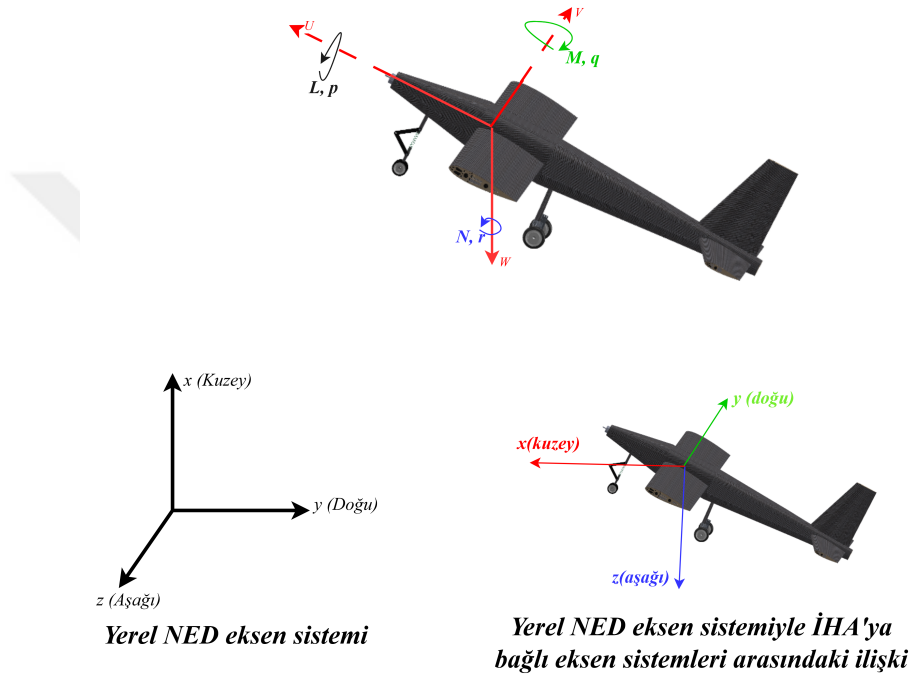
$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}, \quad \alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right), \quad \beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V}\right) \quad (3.24)$$

Burada V hava hızının büyüklüğünü ifade etmektedir. Euler açı türevleri ile gövde açısal hızları arasındaki kinematik dönüşüm ilişkisi ise şu şekildedir:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

Dünya ve gövde eksen takımları ile açısal tanımlamalar arasındaki ilişki Şekil 3.15'te görülmektedir.

Gövde -eksen sistemi



Şekil 3.15. Düz-dünya NED referans çerçevesi ile İHA gövde eksen takımı arasındaki ilişki

3.3.3. Durum değişkenleri, kontrol girdileri ve model parametreleri

Doğrusal olmayan 6-DOF modelde İHA'nın hareketi; doğrusal hızlar, açısal hızlar, yönelim ve konum bileşenleri kullanılarak tanımlanır. Bu bağlamda genel durum vektörü aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır:

$$x = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, p_n, p_e, p_d]^T \quad (3.26)$$

Kontrol girdileri ise aerodinamik kontrol yüzeyi sapmaları ve itki modelinden oluşmaktadır. Ancak bu çalışmada model karmaşıklığını önlemek amacıyla itki girdisi

sabit tutulmuş ve tespit açısının ayarlanabilir olması sebebiyle kanatta bulunan aileron hareketsiz kabul edilmiştir. Sonuç olarak, sadece rudder ve elevatör sapmaları kontrol girdisi olarak kullanılmıştır:

$$u = [\delta_e, \delta_r]^T \quad (3.27)$$

Simülasyonda kontrol yüzeyi komutları, fiziksel maksimum ve minimum sınırların dışına taşmadan $\pm 30^\circ$ seviyelerinde uygulanarak, hesaplanan kontrol sinyallerinin gerçekçi servo limitlerinde kalması sağlanmıştır. Bunun yanında aerodinamik türevlerin birimlerinin tutarlı olması için derece-radyan dönüşümleri model genelinde uygulanmıştır. Bu bölümde kullanılan temel geometrik ve kütleli parametreler ($m, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, S, b, c$) doğrudan CAD tasarımından elde edilmiştir.

3.3.4. 6-DOF hareket denklemleri

İHA'nın 6-DOF hareketi Newton–Euler denklemleri ile modellenmiştir. Gövde eksen takımındaki öteleme (translasyon) denklemleri şu şekildedir:

Burada $\mathbf{F}_b = [X \ Y \ Z]^T$ toplam kuvvet vektörüdür. Dönme (rotasyon) denklemleri ise şu şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_b) = \mathbf{M}_b \quad (3.28)$$

Burada $\mathbf{M}_b = [L \ M \ N]^T$ toplam moment vektörünü, $\mathbf{I}$ ise atalet tensörünü temsil etmektedir. Konum güncellemesi, gövde hızlarının yer eksen takımına (NED) dönüşümü ile gerçekleştirilir:

$$\dot{\mathbf{r}}_n = \mathbf{R}_b^n(\phi, \theta, \psi) \mathbf{V}_b \quad (3.29)$$

Bu bağıntı ile x, y, z konum bileşenleri zaman düzleminde güncellenir. Simulink uygulamasında bu denklemler doğrudan "6DOF (Wind Angles)" bloğu içerisinde entegre edilmiştir. Bu tez çalışmasında, hesaplanan kuvvet ve momentler bu bloğa doğru sıralamayla giriş olarak uygulanmıştır. Böylece aerodinamik hesaplamalar alt sistemlerde yapılsa dahi, 6-DOF model entegrasyonu tutarlı bir şekilde gerçekleştirilmiştir.

3.3.5. Aerodinamik kuvvet-moment modeli ve VSPAERO tablolarının kullanımı

Aerodinamik kuvvet ve momentler, dinamik basınç ($\bar{q} = \frac{1}{2}\rho V^2$) kullanılarak boyutsuz katsayılar üzerinden hesaplanmıştır:

$$\mathbf{F}_a = \bar{q}S \begin{bmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_a = \bar{q}S \begin{bmatrix} bC_l \\ \bar{c}C_m \\ bC_n \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

VSPAERO analizinden elde edilen 9×21 boyutlarındaki aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları; boylamsal olarak değişen hücum açısı ve tespit açısı koşulları için arama tabloları kullanılarak kuvvet ve momentler hesaplanmaktadır. Bu sayede hem hesaplama yükü azaltılmış hem de tablo eksenleri ile katsayılar arasındaki eşleştirme kontrol edilebilir hale getirilmiştir.

Denklemlerde yer alan x yönündeki kuvvet katsayısı olarak C_D (sürüklenme katsayısı), y yönündeki kuvvet katsayısı olarak C_Y (yan kuvvet katsayısı) ve z yönündeki kuvvet katsayısı olarak C_L (taşıma katsayısı), VSPAERO analiz sonuçlarından elde edilmiştir. Ancak XYZ koordinatlarını daha iyi temsil edeceği için formüllerde C_x, C_y ve C_z gösterimleri kullanılması anlaşılabilirliği artırmaktadır.

İHA'nın rijit bir cisim olduğu kabulü altında, 6 serbestlik dereceli hareket denklemleri Newton-Euler formülasyonu kullanılarak gövde eksen takımında (x_b, y_b, z_b) türetilmiştir. Bu denklemler, uçağın öteleme ve dönme hareketlerini birbirine bağlı doğrusal olmayan diferansiyel denklemler seti olarak tanımlanmaktadır.

Gövde eksen takımındaki kuvvet denklemleri ($\Sigma F_x, \Sigma F_y, \Sigma F_z$); kütle (m), doğrusal hızlar (u, v, w) ve açısal hızlar (p, q, r) cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ \Sigma F_y &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ \Sigma F_z &= m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (3.31)$$

Ağırlık merkezine göre tanımlanan moment denklemleri ($\Sigma M_L, \Sigma M_M, \Sigma M_N$); Bölüm 3.1'de belirtilen $I_{xz} = 0$ sonucu sayesinde aşağıdaki formda daha basit olarak elde edilmiştir:

$$\begin{aligned}
\Sigma M_L &= I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\
\Sigma M_M &= I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr \\
\Sigma M_N &= I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq
\end{aligned} \tag{3.32}$$

Bu denklemler, uçuş dinamiği modelinin merkez boloğunu oluşturmaktadır. Aerodinamik kuvvetler, yerçekimi etkilerinin toplamı olan dış kuvvet ve moment girdilerine göre İHA'nın anlık ivme ve hız değişimleri bu denkelmler yardımıyla hesaplanmaktadır.

Dinamik basıncın hesaplanabilmesi için simülasyon içerisinde hava yoğunluğu (ρ) ve dinamik basınç ($\bar{q}$); model içerisinde "COESA Atmosphere Model" bloğu kullanılarak irtifaya bağlı atmosferik özelliklerin elde edilmesinin ardından, "Dynamic Pressure" bloğu ile doğrudan hesaplanmıştır.

3.3.6. Dinamik stabilite türevleri ve kontrol yüzeyi etkinliklerinin entegrasyonu

6-DOF modelde açılal hızlara bağlı sönüm etkileri ve kontrol yüzeylerinin etkinliği, zamana bağlı olarak doğru bir şekilde dinamik tepkiyi elde etmek kritik öneme sahiptir. Bu nedenle, VSPAERO'dan elde edilen dinamik stabilite türevleri ve kontrol yüzeyi etkinlikleri katsayı modeline ek terimler halinde toplanarak modele dâhil edilmiştir.

3.3.6.1. Boylamsal kanal katkısı

Yunuslama moment katsayısı için genelleştirilmiş ifade

$$C_m = C_m(i, \alpha) + C_{m_{\delta_e}}(i) \delta_e + C_{m_q}(i, \alpha) \frac{q \bar{c}}{2V}. \tag{3.33}$$

şeklindedir. Benzer şekilde taşıma ve sürüklenme katsayılarına elevatör etkinliği eklenerek:

$$C_L = C_L(i, \alpha) + C_{L_{\delta_e}}(i) \delta_e, \quad C_D = C_D(i, \alpha) + C_{D_{\delta_e}}(i) \delta_e \tag{3.34}$$

ifadeleri geliştirilmiştir.

3.3.6.2. Yanal-yönel kanal katkısı

Yanal-yönel ekseninde hem kontrol yüzeyi etkinlikleri hem de yaw ve roll sönüm türevleri, modele boylamsal katkılarda olduğu gibi dâhil edilmiştir. Aşağıda genel ifadeler verilmiştir:

$$\begin{aligned} C_l &= C_l(i, \beta) + C_{l_{\delta_a}}(i) \delta_a + C_{l_{\delta_r}}(i) \delta_r + C_{l_p} \frac{p b}{2V} + C_{l_r} \frac{r b}{2V}, \\ C_n &= C_n(i, \beta) + C_{n_{\delta_a}}(i) \delta_a + C_{n_{\delta_r}}(i) \delta_r + C_{n_p} \frac{p b}{2V} + C_{n_r}(i, \beta) \frac{r b}{2V}, \\ C_Y &= C_Y(i, \beta) + C_{Y_{\delta_a}}(i) \delta_a + C_{Y_{\delta_r}}(i) \delta_r. \end{aligned} \quad (3.35)$$

Damping türevlerinden C_{l_p} ve C_{l_r} gibi terimler sabit olarak uygulanmıştır. Bunun nedeni, zaten oldukça karmaşık olan modelde bu küçük değişiklikleri sabit tutarak modeli bir miktar daha sadeleştirmek istenmesidir.

Açısal hız terimleri p ve r , yanal-yönel dinamiklerde direkt olarak rol oynadığı için $\frac{p b}{2V}$ ve $\frac{r b}{2V}$ biçiminde normalize edilmiş ve katsayı modeline eklenmiştir.

3.4. Kontrolcü Tasarımı ve Simulink Uygulaması

Bu tezde kontrolcü geliştirme süreci, gerçekçi uçuş dinamiğini temsil eden 6-DOF doğrusal olmayan UAV modeli üzerine kurulmuştur. Kontrolcü tasarımıdaki temel hedef; boylamsal ekseninde yunuslama açısı θ ve yunuslama açısal hızı q , yanal-yönel ekseninde ise yuvarlanma açısı ϕ ve sapma açısı ψ için referans takibini sağlamaktır.

Klasik kontrol yaklaşımı (PID/PI) bu tezde uygulanmıştır. Klasik kontrol yaklaşımında kontrol kazançları doğrudan doğrusal olmayan 6-DOF model üzerinde ayarlanmıştır. Bu yaklaşım, birçok pratik uygulamada yaygın olarak kullanılmakta ve anlaşılır bir kontrol yapısı sunmaktadır.

3.4.1. Nonlineer 6-DOF model üzerinde PID/PI tabanlı kontrolcü

Oluşturulan 6-DOF doğrusal olmayan model üzerinde PID tabanlı kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmiştir. PID/PI yapıları; sezgisel ayarlanabilmeleri, uygulama kolaylığı ve düşük hesaplama gereksinimleri nedeniyle birçok pratik uçuş kontrol probleminde yaygın olarak tercih edilmektedir. Bu tez kapsamında da söz konusu yapıların, referans takibi ve geçici rejim performansı üzerindeki etkileri 6-DOF model

üzerinde doğrudan değerlendirilmiş ve kontrol girdilerinin fiziksel sınırlar içinde kalması gözetilmiştir.

PID kontrol kuralı zaman düzleminde aşağıdaki gibi elde edilir.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.36)$$

Burada $u(t)$ kontrol işaretini, $e(t)$ hedef ile ölçüm arasındaki hata sinyalini; K_p, K_i ve K_d ise sırasıyla oransal, integral ve türevsel kazanç katsayılarını ifade etmektedir.

Bu tezde iki kanallı bir kontrol mimarisi 6-DOF doğrusal olmayan UAV modeli üzerinde uygulanmıştır. Boylamsal kanalda yunuslama açısı θ ve yunuslama açısal hızı q için, yanal-yönel kanalda ise yuvarlanma açısı ϕ ve sapma açısı ψ için kontrolcü kullanılmıştır. Bu yapı Simulink ortamında ayrı alt sistemler halinde kurgulanmış ve kontrol çıktıları doğrudan elevator (δ_e) ve rudder (δ_r) komutlarına dönüştürülmüştür.

Boylamsal kanalda kademeli P-PI kontrol yapısı kullanılmıştır. Bu kanaldaki temel amaç, yunuslama açısı θ referansının (θ_{ref}) izlenmesidir. Bu amaçla iki seviyeli bir kontrol mimarisi oluşturulmuştur. Dış döngüde P yapıda bir kontrolcü, $\theta_{ref} - \theta$ hatasından istenen yunuslama açısal hızı referansını (q_{ref}) üretmektedir. İç döngüde ise yunuslama açısal hızı q , q_{ref} referansını takip edecek şekilde PI kontrolcü ile düzenlenmekte ve kontrolcü çıkışı elevator komutu δ_e olarak uygulanmaktadır.

Yanal-yönel kanalda, yuvarlanma açısı ϕ ve sapma davranışının düzenlenmesi için PID tabanlı kontrolcü yapıları kullanılmıştır. Simulink düzeninde yuvarlanma ve sapma için ayrı denetleyiciler kurgulanmış; her iki denetleyicinin çıkışı, uygun birleştirme mantığı ile tek bir rudder komutu δ_r üretecek şekilde yapılandırılmıştır. Geliştirilen boylamsal ve yanal-yönel kontrol yapılarının genel mimarisi, doğrusal olmayan 6-DOF uçuş dinamiği modeli ile birlikte Şekil 3.14'te verilen blok diagramında gösterilmiştir.

3.4.2. Boylamsal durum uzay modeli

Durum uzayı modeli, bir dinamik sistemin zamana bağlı davranışını, sistemin anlık durumunu ifade eden bir durum vektörü üzerinden tanımlamaktadır. Bu yaklaşımın avantajı, birden fazla değişkenin aynı anda ele alınabilmesidir. Durum uzayı modeli

aşağıdaki biçimde ifade edilir:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du\end{aligned}\tag{3.37}$$

Burada x durum vektörünü, u kontrol girdi vektörünü, y ise çıktı vektörünü temsil etmektedir. A sistem matrisi, B girdi matrisi, C çıktı matrisi ve D ise doğrudan besleme matrisidir.

Bu tezde kullanılan lineer model, 6-DOF nonlinear dinamiğin seçilen çalışma noktası etrafında küçük sapmalar için lineerleştirilmesiyle elde edilmiştir. Bu nedenle denklemler, elevator ve rudder yüzey sapmaları cinsinden ifade edilmektedir.

$$\Delta u = [\delta_e, \delta_r]^T\tag{3.38}$$

Lineerleştirme işlemi sonucunda elde edilen durum uzayı matrisleri (A ve B), uçağın bu çalışma noktasındaki kararlılık ve kontrol türevlerini içermektedir.

$$\Delta \dot{x} = A\Delta x + B\Delta u\tag{3.39}$$

Buradaki Δ işareti, değişkenin çalışma noktasından farkını yani kısaca sapma değerini göstermektedir.

3.4.2.1. Boylamsal dinamik model

Boylamsal hareketin genel durum-uzayı gösterimi için durum vektörü, ileri hız değişimi, hücum açısı, yunuslama açısal hızı ve yunuslama açısından oluşmaktadır. Bu şartlarda genel boylamsal durum vektörü ve kontrol girdisi;

$$\Delta x_{lon} = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix}, \quad \Delta u_{lon} = \Delta \delta_e\tag{3.40}$$

şeklinde tanımlanmaktadır.

Bu genel tanım için boylamsal kanalın lineer durum-uzayı modeli;

$$\Delta \dot{x}_{lon} = A_{lon}\Delta x_{lon} + B_{lon}\Delta \delta_e\tag{3.41}$$

olarak ifade edilir. Buna göre tam boylamsal model

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{V_0} & \frac{Z_\alpha}{V_0} & 1 & -\frac{g \sin \theta_0}{V_0} \\ M_u & M_\alpha & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{V_0} \\ M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} \Delta \delta_e \quad (3.42)$$

olmaktadır.

Bu çalışmada ise seyir koşulu için ileri hız değişiminin olmadığı kabul edilerek $\Delta u \approx 0$ alınmıştır. Ayrıca itki değişimi de modele dahil edilmemiştir. Kısaca uçuş hızı ve itki sabit kabul edilmiştir. Bu kabuller altında tam boylamsal model indirgenmiş ve nihai durum vektörü

$$\Delta x_{lon} = \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix}, \quad \Delta u_{lon} = \Delta \delta_e \quad (3.43)$$

şeklinde elde edilmiştir.

Böylece indirgenmiş boylamsal durum-uzayı modeli

$$\Delta \dot{x}_{lon} = A_{lon} \Delta x_{lon} + B_{lon} \Delta \delta_e \quad (3.44)$$

olmaktadır. Bu durum için sistem matrisleri aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} -\frac{\bar{q}S}{mV_0} C_{L_\alpha} & 1 - \frac{\bar{q}S\bar{c}}{2mV_0^2} C_{L_q} & -\frac{g}{V_0} \\ \frac{\bar{q}S\bar{c}}{I_{yy}} C_{m_\alpha} & \frac{\bar{q}S\bar{c}^2}{2V_0 I_{yy}} C_{m_q} & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

$$B_{lon} = \begin{bmatrix} -\frac{\bar{q}S}{mV_0} C_{L_{\delta_e}} \\ \frac{\bar{q}S\bar{c}}{I_{yy}} C_{m_{\delta_e}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

3.4.3. Sabit kanat trim tespit açısı seçimi: i_{trim}

Bu çalışmada kanat tespit açısının (i) aerodinamik performans (özellikle L/D oranı) ve trim gereksinimi (yunuslama momenti C_m) üzerindeki etkisi incelenmiş ve sabit tespit açısı i_{fix} belirlenmiştir. Analizler, OpenVSP/VSPAERO çıktısı olan aerodinamik tablo verileri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Analizlerde stall modeli kapalı olduğundan, özellikle yüksek hücum açılarında (α) oluşabilecek doğrusal olmayan etkiler bu veri setinde temsil edilmemektedir. Bu nedenle seçilen trim noktaları, daha çok doğrusal aralıkta değerlendirilmiştir.

3.4.3.1. Aerodinamik tablolar ve tanımlar

Aerodinamik katsayılar hücum açısı (α) ve kanat tespit açısına (i) bağlı olarak tablolar halinde elde edilmiştir:

$$C_L = C_L(\alpha, i) \quad (3.47)$$

$$C_D = C_D(\alpha, i) \quad (3.48)$$

$$C_m = C_m(\alpha, i) \quad (3.49)$$

Bu tablolardan istenilen trim tespit açısı için performans ölçütü olarak taşıma/sürüklenme oranı şu şekilde tanımlanır:

$$\left(\frac{L}{D}\right)(\alpha, i) \triangleq \frac{C_L(\alpha, i)}{C_D(\alpha, i)}. \quad (3.50)$$

3.4.3.2. Trim gereksinimi: C_m kriteri

Sadece maksimum L/D 'ye göre seçim yapmak, uçağın trim momentini göz ardı ettiği için pratikte uygun olmayabilir. Uçağın trimlenebilir olması için toplam yunuslama momentinin sıfıra yakın olması istenir:

$$C_m(\alpha, i, \delta_e) \approx 0, \quad (3.51)$$

Küçük sapmalar için doğrusal yaklaşım:

$$C_m(\alpha, i, \delta_e) \approx C_m(\alpha, i) + C_{m_{\delta_e}} \delta_e. \quad (3.52)$$

Dolayısıyla, belirli bir (α, i) noktasında gerekli elevatör sapması:

$$\delta_e(\alpha, i) = -\frac{C_m(\alpha, i)}{C_{m_{\delta_e}}}. \quad (3.53)$$

Buradan: $|C_m|$ küçükse, gerekli elevatör sapması $|\delta_e|$ küçülür. Bu durum,

- daha az kuyruk yüklemesi,
- daha az trim sürüklemesi,
- daha düşük kontrol yüzeyi eforu,
- daha kolay otopilot/manuel uçuş

gibi pratik avantajlar sağlar.

Bu nedenle optimum tespit açısı seçiminde iki hedef birlikte değerlendirilmiştir:

1. Maksimum aerodinamik verim: $(L/D)_{\max}(i)$ büyük olmalı,
2. Trim kolaylığı: $|C_m|$ küçük olmalı.

3.4.3.3. Sabit tespit açısı seçimi

Bu çalışmada trim noktası seçimi için hücum açısı ve tespit açısının toplamı efektif hücum açısı olarak tanımlanmıştır.

$$\alpha_{\text{eff}} = i + \alpha \quad (3.54)$$

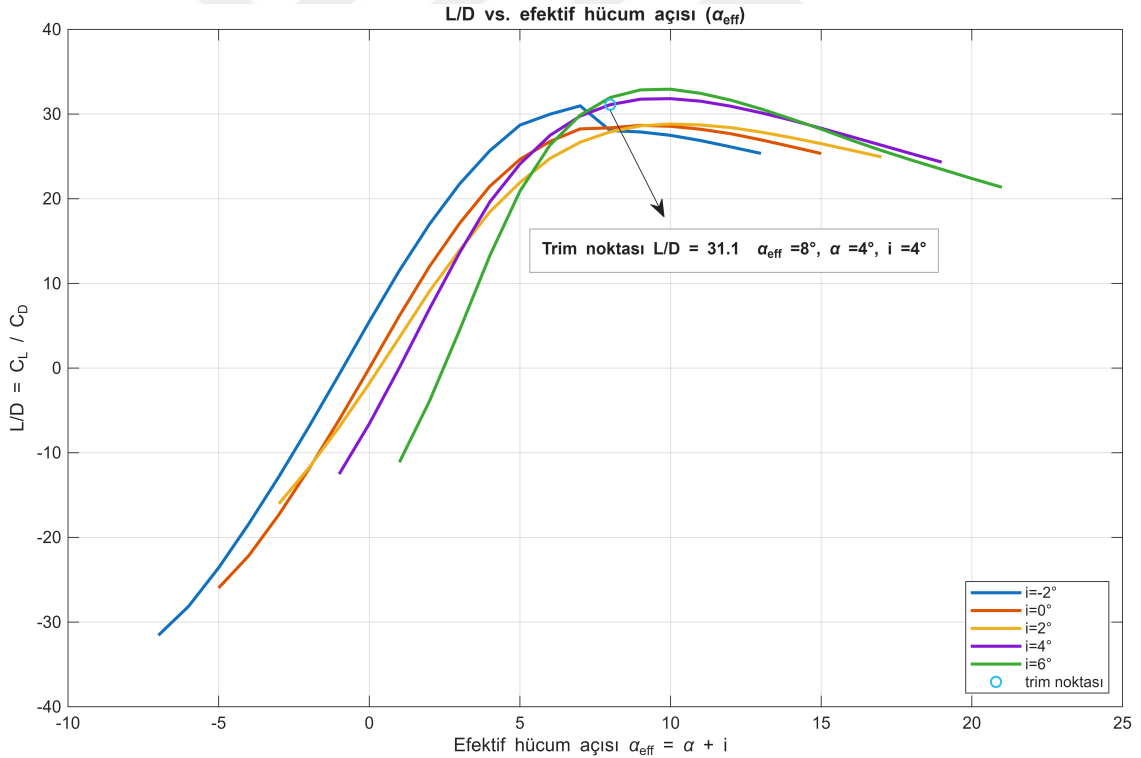
Literatürde NACA0015 hava profili için benzer uçuş rejimi ve Reynolds Sayısına göre yapılan çalışmalar incelenerek gerçekçi bir trim tespit açısı seçilmiştir.

$V = 25$ m/s hız ve deniz seviyesi koşullarında Reynolds Sayısı; $4,2 \times 10^5$ olarak daha önce bulunmuştu. Bu Reynolds Sayısına yakın olan ve NACA0015 hava profilinin kullanıldığı çalışmalar incelendiğinde maksimum L/D değerinin yaklaşık olarak genellikle 7° - 9° civarında olduğu tespit edilmiştir. Sheldahl ve Klimas yaptıkları çalışmada simetrik NACA profilleri için C_L ve C_D değerleri elde etmişlerdir. NACA0015

için düşük-orta Reynolds sayılarında maksimum C_L/C_D değerinin $\alpha = 8^\circ$ civarında tepe değeri oluşturduğunu gözlemlemişlerdir (Sheldahl ve Klimas, 1981).

Aydın ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada NACA0015 hava profili için $Re \approx 400000$ civarında maksimum L/D oranı $\alpha \approx 7^\circ$ gerçekleştiği ve stall başlangıcının da $\alpha = 15^\circ$ olduğu gözlemlenmiştir (Aydın vd., 2020).

Literatürdeki bu çalışmalar ışığında etkin hücum açısının $\alpha_{\text{eff}} \approx 7^\circ - 8^\circ$ civarında seçilerek stall başlangıcı olan $\alpha \approx 14^\circ - 16^\circ$ aralığına marj bırakmanın doğru olacağı düşünülmüştür. Bu bağlamda $i \approx 4^\circ$ için maksimum L/D oranı 31,1 olarak bulunmuştur. Bu noktadaki efektif hücum açısının $\alpha_{\text{eff}} \approx 8^\circ$ olması da literatürle uyumludur. Ayrıca çalışma kapsamında yapılan analizler sonucu en yüksek L/D oranı $i = 6^\circ$ derece için gerçekleştiği ve efektif hücum açısının bu noktada $\alpha_{\text{eff}} \approx 10^\circ$ olduğu gözlemlenmiştir ve bu noktadaki L/D oranı 32,94 olarak bulunmuştur. Seçilen trim noktasındaki değer ile arasında sadece $\approx 5\%$ fark bulunmaktadır. Şekil 3.16'da kanat tespit açısına göre efektif hücum açısına bağlı olarak L/D değişimi görülmektedir.



Şekil 3.16. Farklı kanat tespit açılarında taşıma/sürüklenme oranının etkin hücum açısına göre değişimi ve seçilen trim noktası.

Lineerleştirilmiş boylamsal modelde durum vektörü $x = [\Delta\alpha, \Delta q, \Delta\theta]^T$ ve kontrol girişi $u = \Delta\delta_e$ olarak tanımlanmıştır. Çıkış vektörü olan y ölçüm vektörüdür ve boylamsal kanaldan elde edilen q ve θ çıktılarından oluşmaktadır. Bunun sonucunda

trim noktası olarak belirlenen $i = 4^\circ$ ve $\alpha = 4^\circ$ noktasında boylamsal kanal için A ve B matrisleri aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$A = \begin{bmatrix} -8,8565 & 1,0000 & 0 \\ -48,8377 & -5,5002 & 0 \\ 0 & 1,0000 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} -0,5355 \\ -55,1490 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.55)$$

3.4.4. Boylamsal kanal gözlemci tasarımı

Ölçüm sinyallerinin bozuntulu olarak alındığı veya doğrudan güvenilir biçimde kullanılmadığı durumlarda sistemin yunuslama açısının nasıl tepki vereceğini incelemek amacıyla boylamsal gözlemci tasarımı yapılmıştır. Bu amaçla ölçüm sinyallerine bozuntu eklenerek gözlemciye gönderilmiş ve daha sonra gözlemciden alınan sinyal kontrol yapısında geri besleme amacıyla kullanılmıştır. Bu kapsamda gözlemci, bozuntulu ölçüm sinyallerinden yararlanarak sistem modeliyle uyumlu kestirilmiş durum değişkenleri üretmek amacıyla kullanılmıştır. Gözlemci tasarımı, önceki bölümde belirlenen trim noktası ($i = 4^\circ$ ve $\alpha = 4^\circ$) için gerçekleştirilmiştir.

Bu bağlamda durum vektörü

$$x = \begin{bmatrix} \Delta\alpha & \Delta q & \Delta\theta \end{bmatrix}^T \quad (3.56)$$

şeklinde tanımlanmıştır. Kontrol girdisi ise elevatör sapması olup

$$u = \Delta\delta_e \quad (3.57)$$

şeklindedir. Gözlemci girişinde kullanılan ölçüm vektörü yunuslama açısal hızı ve yunuslama açısıdır.

$$y = \begin{bmatrix} q_d \\ \theta_d \end{bmatrix}. \quad (3.58)$$

Burada q_d ve θ_d , bozuntu eklenmiş ölçüm sinyallerini ifade etmektedir. Bu durumda çıkış matrisi

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.59)$$

şeklinde tanımlanmıştır. Luenberger gözlemci yapısı

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - C\hat{x}) \quad (3.60)$$

şeklinde tanımlanmıştır. Burada $\hat{x}$ kestirilen durum vektörünü, L ise gözlemci kazanç matrisini göstermektedir. Gözlemci hata dinamiği

$$\dot{e} = (A - LC)e \quad (3.61)$$

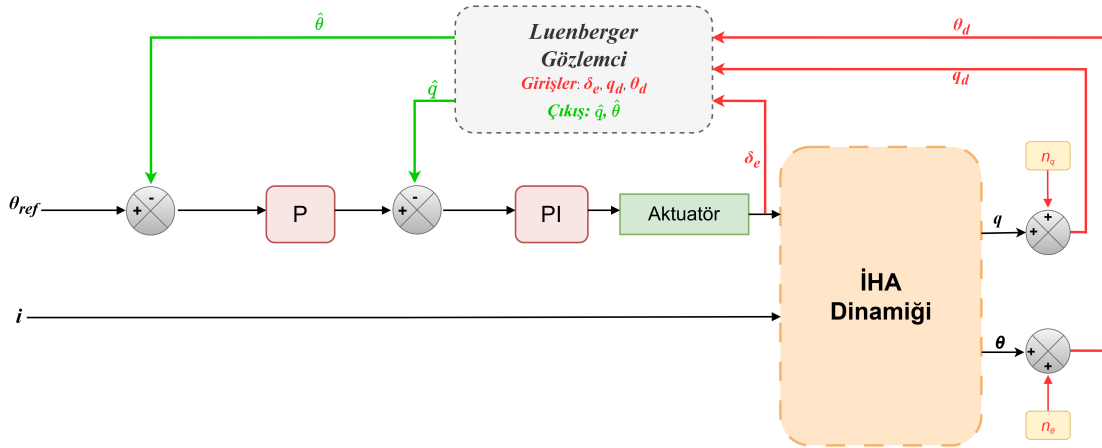
olduğundan, L matrisi $A - LC$ matrisinin özdeğerleri istenilen gözlemci kutuplarına yerleşecek şekilde belirlenmiştir. Buna göre gözlemci modeli

$$\dot{\hat{x}} = (A - LC)\hat{x} + \begin{bmatrix} B & L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_e \\ q_d \\ \theta_d \end{bmatrix} \quad (3.62)$$

biçimindedir. Bu ifadede gözlemciye ait temel matrisler

$$A_{obs} = A - LC, \quad B_{obs} = \begin{bmatrix} B & L \end{bmatrix} \quad (3.63)$$

olarak tanımlanmıştır.



Şekil 3.17. Gözlemci tabanlı boylamsal kontrol yapısı

Gözlemci kutuplarının tahmin davranışı üzerindeki etkisini görmek amacıyla sakin, orta hızlı ve hızlı olmak üzere üç farklı kutup yerleşimi yapılmıştır. Her bir kutup yerleşimi için ayrı bir gözlemci kazanç matrisi hesaplanmıştır. Kullanılan kutuplar ve bu kutuplara karşılık gelen gözlemci kazanç matrisleri Çizelge 3.7’de verilmiştir.

Çizelge 3.7. Farklı gözlemci kutup yerleşimleri ve gözlemci kazanç matrisleri

Gözlemci tipi	Kutup yerleşimi	Gözlemci kazanç matrisi
Sakin	$\{-8, -10 + 8j, -10 - 8j\}$	$L_s = \begin{bmatrix} -0,3372 & 0 \\ 5,6433 & 0 \\ 1,0000 & 8,0000 \end{bmatrix}$
Orta hızlı	$\{-12, -16 + 12j, -16 - 12j\}$	$L_o = \begin{bmatrix} -2,9934 & 0 \\ 17,6433 & 0 \\ 1,0000 & 12,0000 \end{bmatrix}$
Hızlı	$\{-25, -30 + 30j, -30 - 30j\}$	$L_h = \begin{bmatrix} -26,5798 & 0 \\ 45,6433 & 0 \\ 1,0000 & 25,0000 \end{bmatrix}$

Bu üç farklı gözlemci kazancı için $A_{obs} = A - LC$ ve $B_{obs} = \begin{bmatrix} B & L \end{bmatrix}$ matrisleri ayrı ayrı hesaplanmıştır. Sakin gözlemci kutup yerleşimi için

$$A_{obs,s} = \begin{bmatrix} -8,8565 & 1,3372 & 0 \\ -48,8377 & -11,1435 & 0 \\ 0 & 0 & -8,0000 \end{bmatrix} \quad (3.64)$$

$$B_{obs,s} = \begin{bmatrix} -0,5355 & -0,3372 & 0 \\ -55,1490 & 5,6433 & 0 \\ 0 & 1,0000 & 8,0000 \end{bmatrix} \quad (3.65)$$

elde edilmiştir. Orta hızlı gözlemci kutup yerleşimi için

$$A_{obs,o} = \begin{bmatrix} -8,8565 & 3,9934 & 0 \\ -48,8377 & -23,1435 & 0 \\ 0 & 0 & -12,0000 \end{bmatrix} \quad (3.66)$$

$$B_{obs,o} = \begin{bmatrix} -0,5355 & -2,9934 & 0 \\ -55,1490 & 17,6433 & 0 \\ 0 & 1,0000 & 12,0000 \end{bmatrix} \quad (3.67)$$

şeklindedir. Hızlı gözlemci kutup yerleşimi için ise

$$A_{obs,h} = \begin{bmatrix} -8,8565 & 27,5798 & 0 \\ -48,8377 & -51,1435 & 0 \\ 0 & 0 & -25,0000 \end{bmatrix} \quad (3.68)$$

$$B_{obs,h} = \begin{bmatrix} -0,5355 & -26,5798 & 0 \\ -55,1490 & 45,6433 & 0 \\ 0 & 1,0000 & 25,0000 \end{bmatrix} \quad (3.69)$$

olarak elde edilmiştir. Bu matrisler kullanılarak üç farklı gözlemci yapısının bozuntulu ölçüm sinyalleri altındaki davranışı karşılaştırılmıştır.



4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Bu bölümde geliştirilen 6-DOF uçuş kontrol sisteminin benzetim çıktıları sunulmakta ve elde edilen bulgular değerlendirilmektedir. Sonuçlarda, ayarlanabilir kanat tespit açısına bağlı olarak değişen kanat aerodinamiğinin referans girişlere karşı 6-DOF sistemin tepkisini nasıl etkilediği gözlemlenmiştir. Bu kapsamda, kontrolcü tarafından üretilen kumanda yüzeyi sapmalarının aerodinamik katsayı tablolarını, bu katsayıların da 6-DOF hareket denklemlerini beslemesiyle elde edilen cevaplar üzerinden sistemin dinamik davranışı incelenmiştir.

Kanat tespit açısındaki değişimin sistem kararlılığı üzerindeki etkisi ile cevapların farklı tespit açısı koşullarında tutarlılığı, benzetim çıktılarının değerlendirilmesinde dikkate alınmıştır. Böylece kontrol sisteminin yalnızca tek bir tespit açısında değil, farklı çalışma koşullarında da yeterli performans sergileyip sergilemediği analiz edilmiştir.

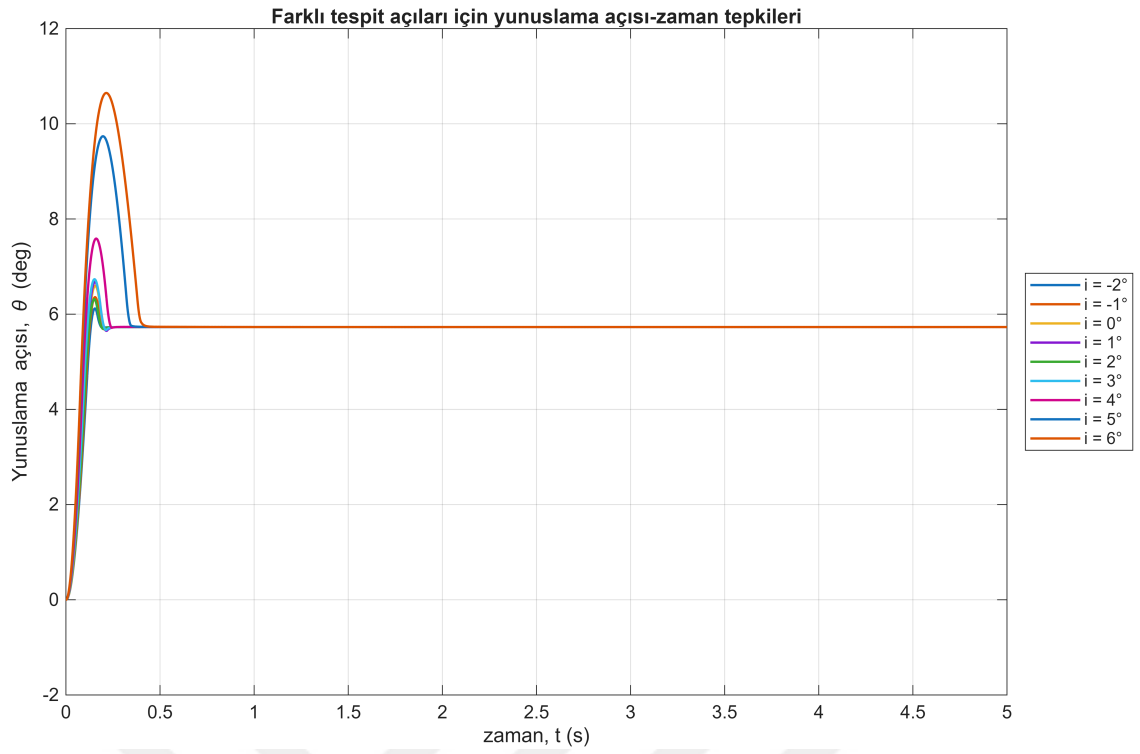
4.1. Simülasyon Sonuçları

Bu bölümde, değişken kanat tespit açısına sahip İHA'nın doğrusal olmayan 6-DOF modelinden elde edilen kontrol benzetim çıktıları sunulmuştur. İncelemeler, farklı kanat tespit açıları altında sistem dinamiğinde meydana gelen değişimleri ortaya koyacak şekilde gerçekleştirilmiştir.

Yunuslama açısı (θ) referansına $0,1 \text{ rad}$ ($5,73^\circ$) genliğinde basamak giriş uygulanması durumunda sistemin verdiği tepki incelenmiştir. Bu kapsamda, yunuslama açısı (θ) ve yunuslama açısal hızı (q) değişkenlerine ait zaman alanı cevapları kullanılarak kontrolcünün referans izleme performansı, kanat tespit açısının -2° ile $+6^\circ$ aralığında değiştiği koşullar altında değerlendirilmiştir.

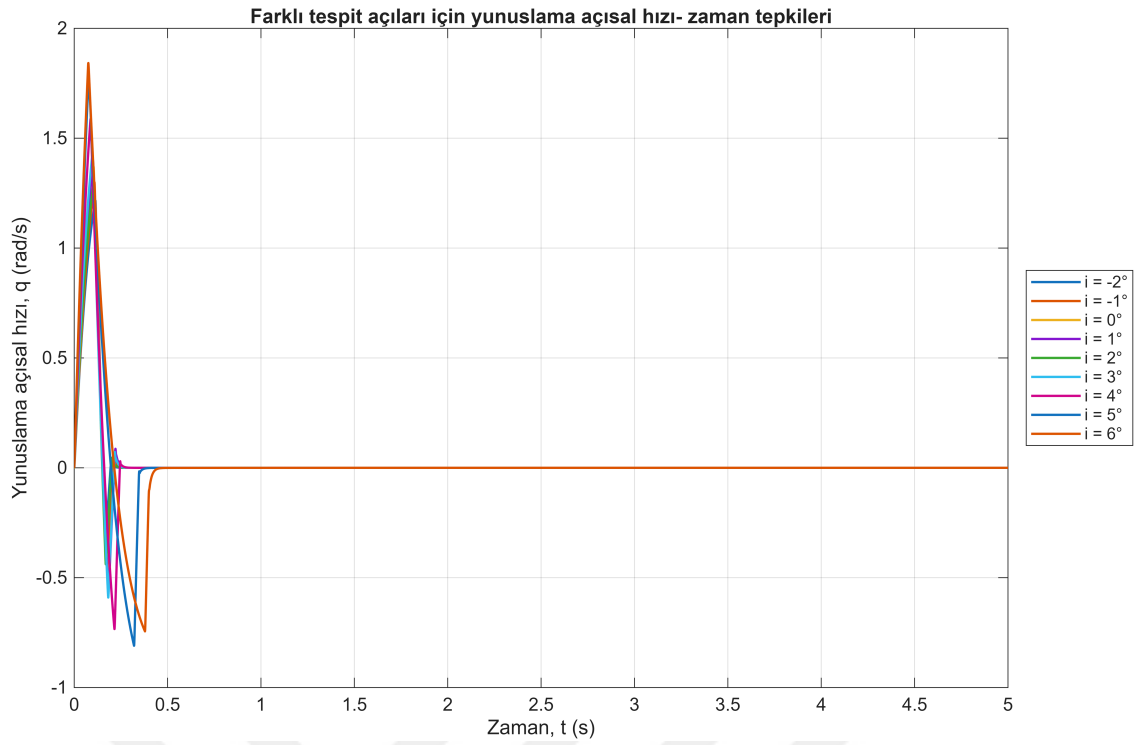
Daha önceki bölümlerde açıklandığı üzere, boylamsal kanal için P/PI yapısında kaskad kontrol yapısı kurulmuştur. Bu bölümde, θ referans izleme performansı üzerinden maksimum aşım, yükselme zamanı ve yerleşme zamanı gibi geçici rejim özellikleri değerlendirilmiştir. Ayrıca q cevabı incelenerek boylamsal dinamiğin sönümleme davranışı yorumlanmıştır. Elde edilen sonuçlar doğrultusunda, kontrolcünün farklı kanat tespit açıları altında kararlılığını koruyup koruyamadığı analiz edilmiştir.

Şekil 4.1'de, kanat tespit açısının -2° ile $+6^\circ$ aralığında birer derece artırılmasıyla elde edilen θ zaman cevapları birlikte verilmiştir.



Şekil 4.1. Farklı kanat tespit açıları için yunuslama açısı-zaman tepkileri.

Şekil 4.1'den görüleceği üzere, düşük kanat tespit açılarında sistem daha iyi sönümlü bir cevap verirken tespit açısı arttıkça maksimum aşım büyümekte ve geçici rejim performansı olumsuz yönde etkilenmektedir. Bununla birlikte, tüm tespit açıları için referans değerine ulaşılmış ve kalıcı durum hatası oluşmamıştır. Bu sonuçlar, P/PI kaskad yapısının referans izleme açısından başarılı olduğunu göstermektedir.



Şekil 4.2. Farklı kanat tespit açıları için yunuslama açısız hızı-zaman tepkileri.

θ referansına 0, 1 rad ($5,73^\circ$) basamak girişi uygulandığında q tepkisi, tüm tespit açıları için ilk anda tepe–dip (impulsif) karakterde kısa süreli bir geçici rejim sergilemekte, ardından hızla sıfıra yaklaşmaktadır. Bu q davranışı, boylamsal kanalda modelin kontrolcü tarafından nasıl uyarıldığını göstermesi açısından önemlidir. Sonuçlardan da görüleceği üzere, giriş anında oluşan tepe–dip bileşeni belirgin bir salınıma dönüşmeden çok kısa sürede sönümlenmektedir.

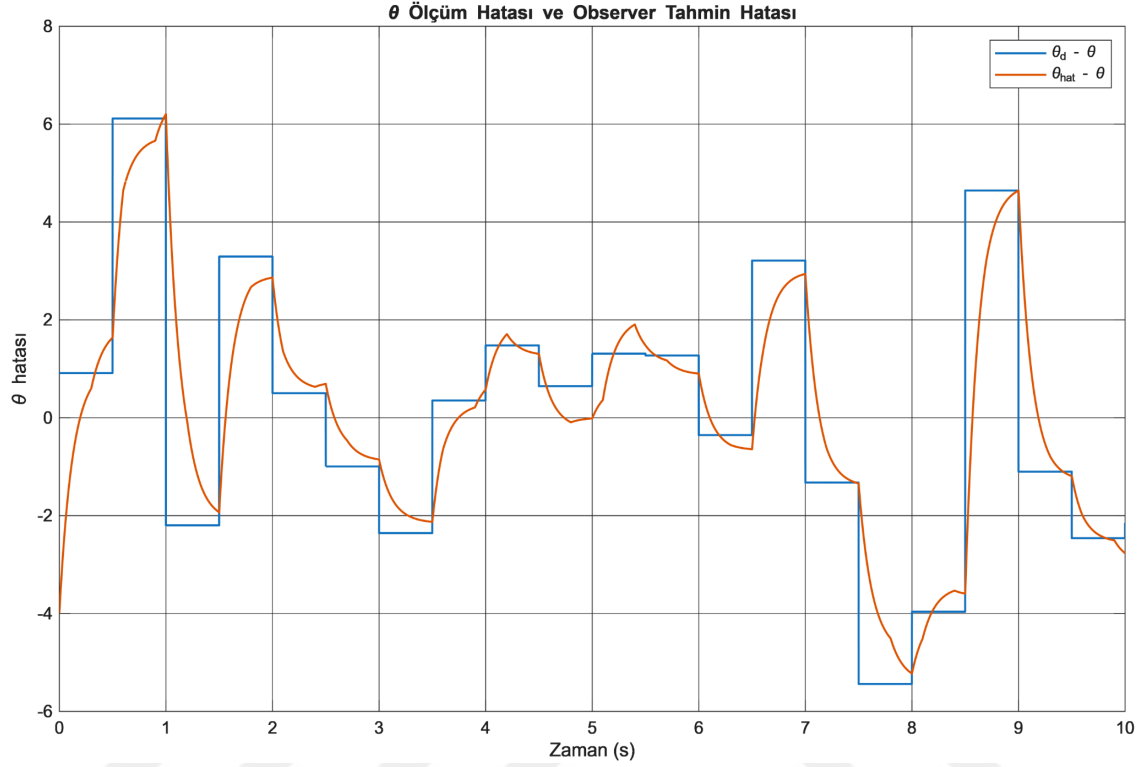
Bu durum, P/PI kaskad yapısının tüm tespit açıları için kararlılığı koruduğunu göstermektedir; ancak tespit açısı arttıkça tepe–dip genliklerinin büyüdüğü gözlenmiştir. Bu artış, kontrolcünün daha sert bir dinamik oluşturduğuna işaret etmektedir. Yüksek tespit açılarında sistem daha yüksek açısız hızlarla tepki vererek hedef yunuslama açısına daha agresif biçimde ulaşmakta; bu durum maksimum aşımın artmasına neden olabilmektedir. Dolayısıyla sabit PID kazançlarının düşük tespit açılarında daha iyi sönümlü cevaplar üretirken, yüksek tespit açılarında daha düşük sönümlü bir geçici rejime yol açtığı yorumu yapılabilir.

4.2. Gözlemci Tabanlı Boylamsal Kontrol Cevabı

Boylamsal kanal için tasarlanan gözlemci yapısının performansı, bozuntu eklenmiş ölçüm sinyalleri altında incelenmiştir. Bu kapsamda sakin, orta hızlı ve

hızlı olmak üzere üç farklı gözlemci kutup yerleşimi değerlendirilmiştir.

Gözlemci tabanlı geri besleme yapısında, yunuslama açısı ölçüm hatası ve gözlemci tahmin hatası Şekil 4.3'te verilmiştir. Bu grafikte $\theta_d - \theta$ ölçüm hatasını, $\hat{\theta} - \theta$ ise gözlemci tahmin hatasını ifade etmektedir.



Şekil 4.3. Tam gözlemci tabanlı geri besleme yapısında $\theta_d - \theta$ ölçüm hatası ve $\hat{\theta} - \theta$ gözlemci tahmin hatası.

Şekil 4.3 incelendiğinde, gözlemci tahmin hatasının ölçüm hatasına göre daha düşük genlikli bir davranış gösterdiği görülmektedir. Bu durum, gözlemcinin bozuntulu ölçüm sinyali altında yunuslama açısı tahmininde daha düzgün bir sinyal ürettiğini göstermektedir.

Üç farklı gözlemci kutup yerleşimi için elde edilen yunuslama açısı RMS hata değerleri aşağıdaki çizelgede verilmiştir.

Çizelge 4.1. Gözlemci kutup yerleşimine göre yunuslama açısı RMS hata değerleri

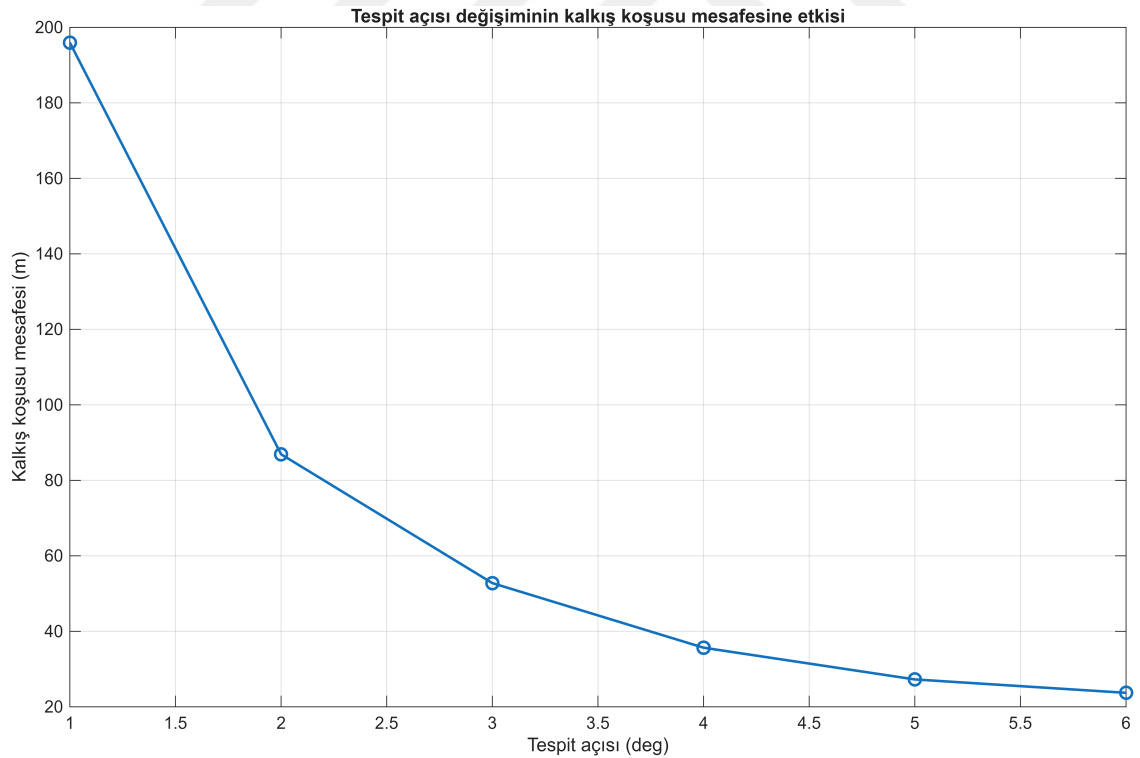
Gözlemci tipi	$\text{RMS}(\theta_d - \theta)$	$\text{RMS}(\hat{\theta} - \theta)$	İyileşme
Sakin	2,529160°	2,131780°	%15,73
Orta hızlı	2,531700°	2,263150°	%10,61
Hızlı	2,532733°	2,407640°	%4,94

Çizelge 4.1’de görüldüğü üzere, yunuslama açısı tahmini için en yüksek iyileşme kesin gözlemci kutup yerleşiminde elde edilmiştir. Orta hızlı ve hızlı gözlemci kutup yerleşimlerinde de $\hat{\theta}$ tahmini, ölçüm sinyaline göre daha düşük RMS hata üretmiştir. Ancak gözlemci kutupları hızlandırıldıkça yunuslama açısı tahminindeki iyileşme oranının azaldığı görülmektedir. Bu nedenle, bozuntulu ölçüm sinyali altında yunuslama açısı tahmini için kesin gözlemci kutup yerleşimi daha uygun bir sonuç vermiştir.

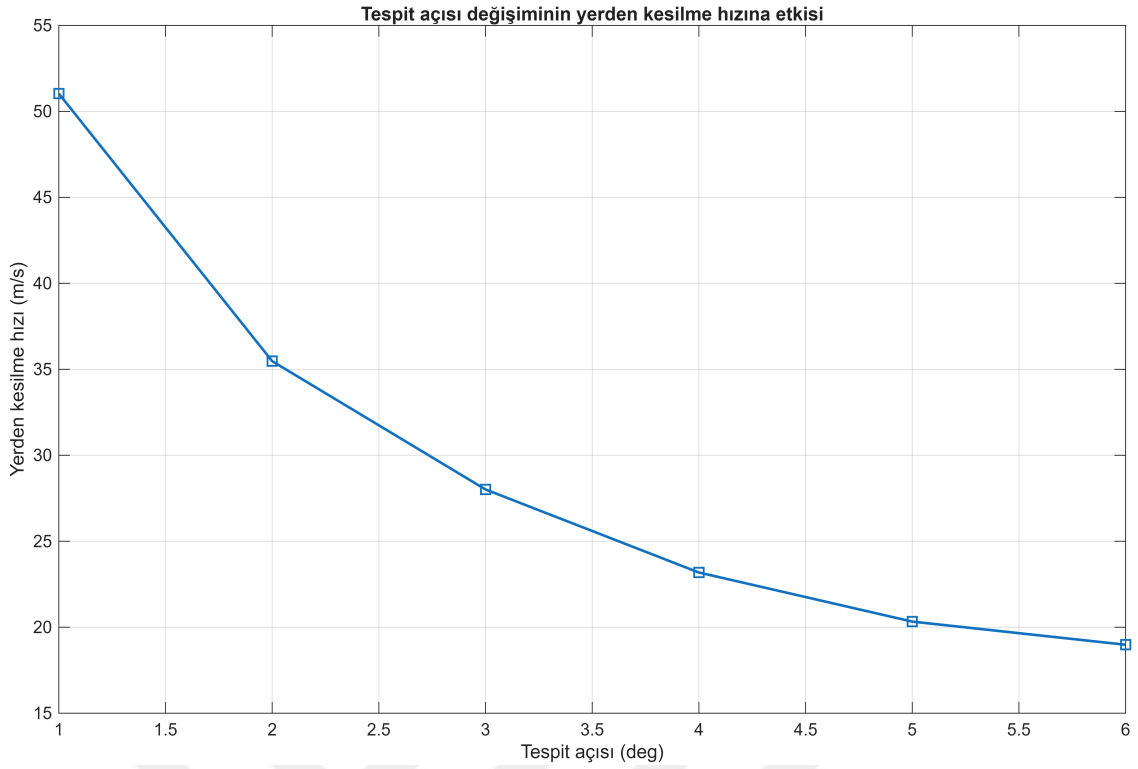
Sonuç olarak, gözlemci tabanlı yapı bozuntulu ölçüm sinyalleri altında değerlendirilmiş ve gözlemcinin ölçüm bozuntusunun etkisini azalttığı görülmüştür.

4.3. Tespit Açısının Kalkış Koşusu Mesafesine Etkisi

Kanat tespit açısının kalkış performansı üzerindeki etkisi analitik yaklaşım ile değerlendirilmiştir. Bu kapsamda, her bir tespit açısı için lookup tablolarından elde edilen aerodinamik katsayılar kullanılarak önce yerden kesilme hızı, ardından kalkış koşusu mesafesi hesaplanmıştır. Hesaplama sonuçları Şekil 4.4 ve Şekil 4.5’te verilmiştir.



Şekil 4.4. Tespit açısı değişiminin kalkış koşusu mesafesi üzerindeki etkisi



Şekil 4.5. Tespit açısı değişiminin yerden kesilme hızı üzerindeki etkisi

Şekil 4.4 incelendiğinde, pozitif tespit açısının artmasıyla kalkış koşusu mesafesinin belirgin biçimde azaldığı görülmektedir. Düşük ve negatif tespit açılarında ise sabit yer hücum açısı varsayımı altında yeterli taşıma kuvveti oluşmadığından fiziksel olarak anlamlı bir yerden kesilme koşulu elde edilememiştir. Pozitif tespit açılarında taşıma katsayısının artması, hava aracının daha kısa mesafede kalkış yapmasına imkân sağlamıştır.

Şekil 4.5'te görüldüğü üzere, tespit açısı arttıkça yerden kesilme hızı da azalmaktadır. Bu durum, tespit açısındaki artışla birlikte kanadın daha düşük hızlarda yeterli taşıma kuvveti üretebilmesinden kaynaklanmaktadır. Buna ek olarak, taşıma kuvvetinin artması tekerleklerin piste uyguladığı net normal kuvveti azalttığından yuvarlanma sürtünmesinin etkisi de küçülmektedir. Sonuç olarak, tespit açısındaki artış hem gerekli kalkış hızını düşürmekte hem de kalkış koşusu mesafesini azaltmaktadır. Bu bulgular, değişken tespit açısı mekanizmasının kısa pist performansını iyileştirme açısından önemli bir potansiyele sahip olduğunu göstermektedir.

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1. Sonuçlar

Bu çalışma kapsamında, değişken kanat tespit açısına sahip hafif sınıf sabit kanat bir İHA'nın mekanik tasarımı, aerodinamik analizi, altı serbestlik dereceli uçuş dinamiği modeli ve boylamsal kontrol sistemi bütünlük olarak ele alınmıştır. Çalışmada öncelikle hava aracının temel geometrik boyutları belirlenmiş, ardından SolidWorks ortamında detay CAD modeli oluşturularak kütle, ağırlık merkezi ve atalet momentleri elde edilmiştir. Nihai tasarım sonucunda İHA kütlesi 4,26 kg olarak belirlenmiş ve başlangıçta hedeflenen 5 kg üst sınırının altında kalmıştır.

Aerodinamik analiz aşamasında, kanat tespit açısı -2° ile $+6^\circ$ arasında birer derecelik artışlarla değiştirilmiş ve her bir tespit açısı için OpenVSP/VSPAERO ortamında analizler gerçekleştirilmiştir. Bu analizler sonucunda boylamsal hareketin temsil edilmesinde kullanılan taşıma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D) ve yunuslama moment katsayısı (C_m) tabloları elde edilmiştir. Bunun yanında, değişken tespit açısının yanal-yönel aerodinamik karakteristikler üzerindeki etkisini değerlendirebilmek amacıyla yanal kuvvet katsayısı (C_Y), yalpa moment katsayısı (C_l) ve sapma moment katsayısı (C_n) tabloları da oluşturulmuştur. Elde edilen aerodinamik katsayılar, MATLAB/Simulink ortamında geliştirilen doğrusal olmayan uçuş dinamiği modeline lookup tablo yapısı ile entegre edilmiştir. Böylece kanat tespit açısındaki değişimin aerodinamik katsayılar ve uçuş cevabı üzerindeki etkisi sayısal olarak incelenebilir hale getirilmiştir.

Farklı kanat tespit açıları altında yapılan benzetimlerde, tespit açısındaki değişimin kapalı çevrim boylamsal cevabı doğrudan etkilediği görülmüştür. Yunuslama açısı referansına verilen basamak girişlerde sistem tüm tespit açıları için kararlılığını korumuş ve referans değere ulaşmıştır. Bununla birlikte, tespit açısı arttıkça geçici rejim davranışında maksimum aşımın ve yunuslama açısal hızı tepe değerlerinin arttığı belirlenmiştir. Bu durum, kullanılan kontrolcü yapısının tüm tespit açısı aralığında çalışabildiğini; ancak yüksek tespit açılarında cevabın daha düşük sönümlü hale geldiğini göstermektedir.

Trim noktası seçiminde aerodinamik verim ve yunuslama momenti dengesi

birlikte değerlendirilmiştir. Bu kapsamda $i = 4^\circ$ ve $\alpha = 4^\circ$ çalışma noktası, etkin hücum açısı ve taşıma/sürüklenme oranı bakımından uygun trim noktası olarak belirlenmiştir. Belirlenen trim noktası etrafında boylamsal kanal için indirgenmiş durum uzayı modeli oluşturulmuş ve gözlemci tasarımı gerçekleştirilmiştir.

Gözlemci tabanlı boylamsal kontrol yapısı, bozuntulu ölçüm sinyalleri altında değerlendirilmiştir. Sakin, orta hızlı ve hızlı olmak üzere üç farklı gözlemci kutup yerleşimi karşılaştırılmıştır. Elde edilen RMS hata sonuçlarına göre, yunuslama açısı tahmini bakımından en yüksek iyileşme sakin gözlemci kutup yerleşiminde elde edilmiştir. Bu sonuç, ölçüm sinyalinde bozuntu bulunduğu durumlarda gözlemci kutuplarının gereğinden fazla hızlı seçilmesinin tahmin performansını iyileştirmek yerine bozuntu duyarlılığını artırabileceğini göstermektedir. Bu nedenle, bu çalışma kapsamında bozuntulu ölçüm sinyali altında sakin gözlemci kutup yerleşiminin daha uygun olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

Kanat tespit açısının kalkış performansı üzerindeki etkisi analitik olarak değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, pozitif tespit açısındaki artış yerden kesilme hızını ve kalkış koşusu mesafesini azaltmaktadır. Bunun temel nedeni, tespit açısının artmasıyla kanadın aynı yer hücum açısında daha yüksek taşıma katsayısı üretmesidir. Artan taşıma kuvveti, hava aracının daha düşük hızlarda yerden kesilmesini sağlarken aynı zamanda tekerlekler üzerindeki net normal kuvveti azaltarak yuvarlanma sürtünmesinin etkisini de azaltmaktadır. Bu sonuçlar, değişken kanat tespit açısı mekanizmasının özellikle kısa pist kalkış performansını iyileştirme açısından önemli bir potansiyele sahip olduğunu göstermektedir.

Genel olarak bu tez çalışması, değişken kanat tespit açısı konseptinin yalnızca mekanik bir tasarım problemi olmadığını; aerodinamik katsayılar, uçuş dinamiği ve boylamsal kontrol performansı ile doğrudan ilişkili bütünlük bir sistem problemi olduğunu ortaya koymuştur. CAD tabanlı kütle ve atalet çıkarımı, OpenVSP/VSPAERO tabanlı aerodinamik katsayı üretimi, tespit açısı değişimine duyarlı uçuş dinamiği modeli ve gözlemci tabanlı boylamsal kontrol yapısı bir araya getirilerek hafif sınıf değişken tespit açılı İHA'lar için uygulanabilir bir tasarım, modelleme ve kontrol altyapısı oluşturulmuştur.

5.2. Öneriler

Bu çalışmadan hareketle ileride yapılacak çalışmalar için aşağıdaki öneriler sunulabilir:

1. Kanat tespit açısına bağlı dinamik karakteristiğin daha geniş bir görev zarfında temsil edilebilmesi için farklı hız, irtifa, kütle ve atmosferik bozucu koşulları modele dahil edilmelidir.
2. Sabit kazançlı kontrolcü yapısı yerine, kanat tespit açısı ve uçuş koşullarına bağlı kazanç zamanlamalı kontrolcü yapıları geliştirilerek yüksek tespit açılarında görülen aşım ve geçici rejim etkileri azaltılmalıdır.
3. Kontrolcü performansının gerçek uçuş koşullarına daha yakın değerlendirilebilmesi için sensör gürültüsü, ölçüm gecikmesi ve filtreleme etkileri ayrıntılı şekilde incelenmelidir.
4. OpenVSP/VSPAERO ile elde edilen aerodinamik katsayılar, ilerleyen çalışmalarda rüzgâr tüneli deneyleri veya uçuş testlerinden elde edilen verilerle doğrulanmalıdır.
5. Kalkış koşusu analizi, sabit itki ve sabit yer hücum açısı varsayımlarının ötesine taşınarak, zamanla değişen hız, taşıma, sürüklenme, itki ve tespit açısı hareketini içeren daha ayrıntılı bir yer koşusu modeliyle geliştirilmelidir.
6. Geliştirilen değişken tespit açısı mekanizmasının prototip üretimi yapılarak yer testleri ve uçuş testleriyle mekanik dayanım, kontrol edilebilirlik ve operasyonel uygulanabilirlik açısından değerlendirilmesi önerilmektedir.

KAYNAKLAR

- Albeaino, G., Gheisari, M., ve Franz, B. W. (2019). A systematic review of unmanned aerial vehicle application areas and technologies in the AEC domain. *Journal of information technology in construction*, 24.
- Altay, M. ve Türkeş, E. (2024). Sabit Kanatlı İHA'da Kanat Geometrisinin Aerodinamikteki Etkileri. *Kirklareli University Journal of Engineering and Science*, 10(2):363–376.
- Austin, R. (2011). *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment*. John Wiley & Sons.
- Aydın, N., Çalışkan, M., ve Karagöz, İ. (2020). Numerical simulation of flow over NACA 0015 airfoil with different turbulence models. *International Journal of Energy Applications and Technologies*, 7(2):42–49.
- Gregg, W. R. (1934). History of the application of meteorology to aeronautics with special reference to the United States. *The International Hydrographic Review*.
- Israr, A., Alkhamash, E. H., ve Hadjouni, M. (2021). Guidance, Navigation, and Control for Fixed-Wing UAV. *Mathematical Problems in Engineering*, 2021:1–18.
- Jiannan, Y., Zhang, Y., Xiaojun, G. U., Jinjian, L. I., Pingchu, F., Xinru, Y., Jun, W., Jihong, Z. H. U., ve Zhang, W. (2024). Bi-direction and flexible multi-mode morphing wing based on antagonistic SMA wire actuators. *Chinese Journal of Aeronautics*, 37(12):373–387.
- Kahveci, M. ve Can, N. (2017). İnsansız hava araçları: tarihçesi, tanımı, dünyada ve Türkiye'deki yasal durumu. *Selçuk Üniversitesi Mühendislik, Bilim ve Teknoloji Dergisi*, 5(4):511–535.
- Marshall, D. (2009). Unmanned aerial systems and international civil aviation organization regulations. *NDL Rev.*, 85:693.
- Miličević, Z. M. ve Bojković, Z. B. (2021). From the early days of unmanned aerial vehicles (UAVS) to their integration into wireless networks. *Vojnotehnički glasnik/Military Technical Courier*, 69(4):941–962.
- Mowla, M. N., Asadi, D., Durhasan, T., Jafari, J. R., ve Amoozgar, M. (2025). Recent advancements in morphing applications: Architecture, artificial intelligence integration, challenges, and future trends-a comprehensive survey. *Aerospace Science and Technology*, s. 110102.
- Newcome, L. R. (2004). *Unmanned aviation: a brief history of unmanned aerial vehicles*. Aiaa.
- Pack Melton, L., Hannon, J., Yao, C.-S., ve Harris, J. (2008). Active Flow Control at Low Reynolds Numbers on a NACA 0015 Airfoil. In *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Prabhakar, N. *Direct Adaptive Control for a Trajectory Tracking UAV*. Ph.D. ISBN: 9780438716117.
- Raymer, D. (2012). *Aircraft Design: A Conceptual Approach, Fifth Edition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC.
- Sadraey, M. H. (2024). *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons.
- Scholz, D. (2021). Empennage sizing with the tail volume complemented with a method for dorsal fin layout. *INCAS BULLETIN*, 13(3):149–164.
- Sharma, S., Sharieff, U., Singh, A., ve Tarnacha, R. S. (2021). Design and fabrication of fixed-wing uav for commercial monitoring. *Int. J. Eng. Res. Technol.*, 8:1153–1177.
- Sheldahl, R. E. ve Klimas, P. C. (1981). Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines. Technical report, Sandia National Lab. (SNL-NM), Albuquerque, NM (United States).

- Stevens, B. L., Lewis, F. L., ve Johnson, E. N. (2015). *Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems*. John Wiley & Sons.
- Summers, A. W. (2017). *Modeling and Control of a Fixed Wing Tilt-Rotor Tri-Copter*. PhD Thesis.
- Szekely, B. J. (2024). FIXED-WING UAV DESIGN. Master's thesis, Czech Technical University in Prague, Faculty of Mechanical Engineering.
- Valavanis, K. P. ve Vachtsevanos, G. J. (2014). *Handbook of unmanned aerial vehicles*. Springer Publishing Company, Incorporated.
- Zaloga, S. J. (2011). *Unmanned aerial vehicles: robotic air warfare 1917–2007*, volume 144. Bloomsbury publishing.
- Çakir, H. (2020). *A THESIS SUBMITTED TO THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES OF MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY*. Doctor of Philosophy, Middle East Technical University, Ankara.
- Çetin, E. (2018). System Identification and Control of a Fixed Wing Aircraft by Using Flight Data Obtained from X-Plane Flight Simulator. Master's thesis. ISBN: 9798342547437.
- Özel, C., Özbek, E., ve Ekici, S. (2020). A review on applications and effects of morphing wing technology on uavs. *International Journal of Aviation Science and Technology*, 1(01):30–40.
- Ünal, M. ve Acar, H. (2023). TCG ANADOLU GEMİSİ İÇİN SABİT KANAT KARGO İHA KAVRAMSAL TASARIM ÖNERİSİ. Master's thesis, Milli Savunma Üniversitesi, HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI İHA TEKNOLOJİLERİ PROGRAMI.
- Ünler, T., Dağ, T., ve Öztürk, M. (2022). Sabit Kanatlı Bir İnsansız Hava Aracının Konsept Tasarımı. In *3rd International Conference On Applied Engineering And Natural Sciences, ICAES*.

EKLER

EK-1 Aerodinamik lookup tabloları

Çizelge E.1. C_L lookup tablosu (tespit açısı $\times \alpha$)

Tespit açısı/ α	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
-2	-0.435782	-0.3648	-0.293711	-0.222561	-0.15122	-0.0798475	-0.00850979	0.0628292	0.134144	0.205392	0.276576	0.347686	0.418758	0.489592	0.560401	0.631015	0.701592	0.7722	0.842523	0.912362	0.981761
-1	-0.408096	-0.336585	-0.264866	-0.193137	-0.121159	-0.0491769	0.0227746	0.0947427	0.166632	0.238415	0.310091	0.381682	0.453259	0.524604	0.595884	0.665228	0.734195	0.803545	0.872318	0.940814	1.00853
0	-0.358536	-0.287174	-0.215527	-0.143921	-0.0720092	-0.0001232	0.0717421	0.143635	0.215387	0.286061	0.355265	0.42442	0.493701	0.562746	0.631689	0.699441	0.766799	0.834891	0.902112	0.969266	1.03529
1	-0.28594	-0.218476	-0.150754	-0.0832162	-0.0153838	0.0523923	0.120199	0.18799	0.255657	0.322772	0.389943	0.4571	0.524492	0.591652	0.658694	0.725352	0.791794	0.858868	0.925005	0.991213	1.05595
2	-0.221273	-0.15238	-0.0867262	-0.021834	0.0433691	0.10844	0.17349	0.238834	0.304105	0.368706	0.434252	0.499091	0.565282	0.631879	0.69871	0.770592	0.841321	0.911385	0.981718	1.05572	1.12984
3	-0.17748	-0.102353	-0.03103	0.0371575	0.105654	0.173913	0.24201	0.310777	0.379517	0.448491	0.520489	0.591233	0.664104	0.738065	0.812565	0.89511	0.975201	1.05315	1.13258	1.21927	1.30769
4	-0.172849	-0.0853079	0.000737811	0.0851055	0.169661	0.253897	0.337737	0.422686	0.507605	0.592626	0.679619	0.764655	0.852358	0.941963	1.03232	1.13371	1.23087	1.32469	1.41916	1.5223	1.6286
5	-0.163224	-0.0653051	0.0344978	0.133167	0.231868	0.330236	0.428142	0.526886	0.625585	0.724533	0.82435	0.923004	1.02296	1.12447	1.22617	1.33511	1.44091	1.5442	1.64902	1.76082	1.87561
6	-0.1536	-0.0504282	0.0560958	0.163827	0.271453	0.378765	0.485633	0.593009	0.700333	0.807965	0.915494	1.02246	1.12958	1.23788	1.34586	1.45723	1.5666	1.67447	1.78472	1.90029	2.01866

Çizelge E.2. C_D lookup tablosu (tespit açısı $\times \alpha$)

Tespit açısı/ α	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
-2	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0121003	0.011796	0.0115647	0.0114342	0.0113431	0.0112633	0.01120796	0.0127107	0.0135451	0.0145923	0.0163265	0.0180947	0.02255004	0.0251547	0.0280923	0.0313551	0.0349237	0.0387228
-1	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0121003	0.011796	0.0115647	0.0114462	0.0115837	0.0119661	0.0125822	0.0134226	0.0145912	0.0159182	0.0179547	0.0199329	0.0233511	0.0260091	0.0289548	0.0322216	0.0357849	0.0395717
0	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0121003	0.011796	0.0115647	0.0116096	0.0119576	0.0125933	0.0133233	0.0144142	0.0158525	0.0174746	0.0198328	0.022038	0.0244908	0.0271816	0.0301646	0.0336349	0.0370522	0.0408532
1	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0121003	0.011796	0.0115647	0.011738	0.012027	0.0123727	0.0131592	0.0140381	0.0152845	0.0168664	0.0186288	0.0206525	0.0229266	0.0254991	0.0283254	0.0314151	0.0347419	0.0383869
2	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0121003	0.0119815	0.0119342	0.0124132	0.0131809	0.0139328	0.0151385	0.0166026	0.0183673	0.020367	0.0226834	0.0253298	0.0282735	0.0317721	0.035516	0.0394966	0.0438155	0.0487475
3	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0121003	0.012167	0.0124132	0.0131809	0.0139328	0.0151385	0.0166026	0.0183673	0.020367	0.0226834	0.0253298	0.0282735	0.0317721	0.035516	0.0394966	0.0438155	0.0487475	0.0541146
4	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0121296	0.0124338	0.0129438	0.0140135	0.0153777	0.0170544	0.0190471	0.0213987	0.0240298	0.0270402	0.0304592	0.0342358	0.0387096	0.0434601	0.0484711	0.0539111	0.0601404	0.0669534
5	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0122375	0.0127159	0.0138026	0.0153521	0.0172799	0.0196091	0.0223395	0.0254972	0.0290124	0.0329809	0.0374561	0.0423632	0.0480673	0.0541113	0.0604768	0.0673915	0.0752438	0.0838313
6	0.0138103	0.012962	0.0124545	0.0123455	0.012998	0.0143787	0.0162525	0.0185544	0.0213139	0.0245291	0.0282133	0.0323103	0.0368997	0.0420574	0.0476882	0.0541287	0.0609655	0.0681751	0.0760207	0.0848643	0.0945192

Çizelge E.3. C_m lookup tablosu (tespit açısı $\times \alpha$)

Tespit açısı/ α	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
-2	0.0375632	0.0263162	0.0143469	0.00154407	-0.0121754	-0.0267154	-0.0420556	-0.0582104	-0.0751906	-0.0928954	-0.111597	-0.130993	-0.151198	-0.171937	-0.193686	-0.216147	-0.239778	-0.263884	-0.288798	-0.31407	-0.340142
-1	0.0389648	0.0292268	0.0187828	0.0086145	-0.00360298	-0.0156737	-0.0281547	-0.0411117	-0.0543879	-0.0679314	-0.081839	-0.0961996	-0.111404	-0.126862	-0.14297	-0.158748	-0.174855	-0.193278	-0.21231	-0.230111	-0.249458
0	0.0558384	0.0455266	0.0348514	0.0242053	0.0129887	0.0016828	-0.00973135	-0.0213254	-0.032897	-0.0444773	-0.0561272	-0.0679355	-0.0802727	-0.0927176	-0.105419	-0.117477	-0.129167	-0.143447	-0.157257	-0.171658	-0.186276
1	0.0842099	0.0716898	0.0587198	0.0457858	0.0322618	0.0186321	0.00487667	-0.00906209	-0.0229643	-0.0368823	-0.0507631	-0.0647403	-0.0793841	-0.0940317	-0.108905	-0.123194	-0.136779	-0.152998	-0.169132	-0.185677	-0.201783
2	0.183978	0.149604	0.114934	0.0819581	0.0496473	0.0187689	-0.0109461	-0.0391288	-0.0657336	-0.0880282	-0.110903	-0.131179	-0.147665	-0.16154	-0.175529	-0.189609	-0.203315	-0.217695	-0.232877	-0.247661	-0.262031
3	0.205037	0.172859	0.140442	0.109773	0.0798338	0.0513956	0.0241933	-0.00139314	-0.0253613	-0.0449095	-0.0641433	-0.0823343	-0.0958656	-0.106702	-0.117572	-0.128479	-0.1392	-0.150244	-0.162114	-0.221688	-0.243801
4	0.24187	0.213073	0.184117	0.156979	0.130633	0.105853	0.0823782	0.0605772	0.0404419	0.0248114	0.00944735	-0.00486818	-0.0143258	-0.0212121	-0.0279164	-0.0347118	-0.0415071	-0.0483024	-0.0555996	-0.062859	-0.070128
5	0.296647	0.202731	0.195814	0.188898	0.181981	0.175064	0.168148	0.162131	0.154314	0.147398	0.140481	0.133564	0.126648	0.119731	0.112814	0.105898	0.098981	0.0920643	0.0846458	0.0762395	0.0675434
6	0.240661	0.233623	0.226855	0.219547	0.212509	0.205471	0.198433	0.191395	0.184357	0.177319	0.170281	0.163243	0.156205	0.149167	0.142129	0.135091	0.128053	0.121015	0.113977	0.106939	0.0999008

Çizelge E.4. C_Y lookup tablosu (tespit açısı $\times \beta$)

Tespit açısı/ β	-10	-9	-8	-7	-6	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
-2	-0.0011279	-0.0008143	-0.000568	-0.0002834	4e-07	0.0002889	0.0005691	0.0008635	0.0011666	0.0014789	0.0018019	0.0021208	0.0024557	0.002797	0.00303266	0.0032503	0.0033937	0.0041949	0.0045617	0.0047727	0.0053055
-1	-0.0012168	-0.0009775	-0.000699	-0.0004389	-0.0001693	0.0001131	0.0003913	0.000677	0.0009771	0.0012795	0.0015941	0.0019232	0.0022662	0.0026179	0.0029634	0.0033053	0.0036171	0.0042924	0.0042735	0.0048136	0.0052153
0	-0.0024145	-0.0020191	-0.0015116	-0.0010048	-0.0005473	0	0.0006184	0.0012661	0.0018002	0.0026374	0.0033757	0.0042567	0.0052012	0.006229	0.0072809	0.0082532	0.0091651	0.0103104	0.0113322	0.0134318	0.0145093
1	0.0269066	0.0275117	0.0280784	0.0285906	0.0294324	0.030381	0.0307912	0.0312261	0.0313422	0.0315055	0.0317852	0.0325912	0.0329962	0.0332962	0.03328634	0.0336884	0.0331237	0.0336804	0.0341825	0.0343436	0.0338652
2	0.0271974	0.0278969	0.0285057	0.0291034	0.0296062	0.0306287	0.0314482	0.0318147	0.0321018	0.0322987	0.0323882	0.0335499	0.0339157	0.0338389	0.0341237	0.0341297	0.0345289	0.0354063	0.0356084	0.035342	0.0347333
3	0.01279	0.0183132	0.0236221	0.0288883	0.0340917	0.0391323	0.0435346	0.0476827	0.0514197	0.0541845	0.0573969	0.0587709	0.0594373	0.0609486	0.0617395	0.0608272	0.0594555	0.0613146	0.0623175	0.0645924	0.0632309
4	0.0758595	0.0758711	0.04069	0.0251292	0.0099801	-0.0043656	-0.0182631	-0.0309083	-0.0429218	-0.0530865	-0.0640506	-0.0743362	-0.0806965	-0.0872943	-0.0900547	-0.0890644	-0.078885	-0.0890491	-0.0898459	-0.0918982	-0.0781652
5	-0.0088752	-0.0068977	-0.0050214	-0.0031817	-0.0013777	0.000417	0.0022469	0.0038405	0.0054278	0.0067944	0.0083074	0.0094424	0.0106827	0.0118019	0.0129129	0.0136786	0.0146787	0.0155841	0.0160007	0.0162002	0.0166037
6	-0.0062283	-0.0053009	-0.0043955	-0.0035062	-0.0026539	-0.0018036	-0.0009881	-0.0002122	0.0005507	0.0013465	0.0021156	0.0027353	0.0033406	0.0037476	0.0042961	0.004648	0.005051	0.0055751	0.0058373	0.006284	0.0064808

Çizelge E.5. C_l lookup tablosu (tespit açısı $\times \beta$)

Tespit açısı/ β	-10	-9	-8	-7	-6	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
-2	0.0137511	0.0124271	0.01107	0.00972476	0.00838435	0.0070002	0.00560335	0.00421159	0.00281372	0.00138786	0	-0.00138786	-0.00281372	-0.00421159	-0.00560335	-0.0070002	-0.00838435	-0.00972476	-0.01107	-0.0124271	-0.0137511
-1	0.00961534	0.00868673	0.00774081	0.00679948	0.00585971	0.00491929	0.00391649	0.00294368	0.00196766	0.0009971262	0	-0.0009971262	-0.00196766	-0.00294368	-0.00391649	-0.00491929	-0.00585971	-0.00679948	-0.00774081	-0.00868673	-0.00961534
0	0.0160432	0.0143639	0.0127082	0.011206	0.00963241	0.00806626	0.0064726	0.00488107	0.00322411	0.00159573	0	-0.00159573	-0.00322411	-0.00488107	-0.0064726	-0.00806626	-0.00963241	-0.011206	-0.0127082	-0.0143639	-0.0160432
1	0.0236475	0.0211113	0.0184895	0.0163052	0.0142299	0.01217374	0.01041024	0.00763959	0.00470047	0.00232882	0	-0.00232882	-0.00470047	-0.00763959	-0.01041024	-0.01217374	-0.0142299	-0.0163052	-0.0184895	-0.0211113	-0.0236475
2	0.0378071	0.0339511	0.0298992	0.026296	0.0226991	0.0188676	0.0150919	0.011734	0.00758711	0.00376899	0	-0.00376899	-0.00758711	-0.011734	-0.0150919	-0.0188676	-0.0226991	-0.026296	-0.0298992	-0.0339511	-0.0378071
3	0.0340805	0.0306279	0.0271412	0.0239485	0.0207488	0.0181504	0.0152188	0.0128743	0.00732061	0.00368811	0	-0.00368811	-0.00732061	-0.0107374	-0.0152188	-0.0181504	-0.0207488	-0.0239485	-0.0271412	-0.0306279	-0.0340805
4	0.0415916	0.0370673	0.0332723	0.0317064	0.0244597	0.0225604	0.0183556	0.0178743	0.00874743	0.00458791	0	-0.00458791	-0.00874743	-0.0107374	-0.0183556	-0.0225604	-0.0244597	-0.0317064	-0.0332723	-0.0370673	-0.0415916
5	0.0458287	0.0405891	0.0365122	0.0436172	0.029972	0.0245431	0.0200352	0.016597	0.00943835	0.00439334	0	-0.00439334	-0.00943835	-0.0139057	-0.0200352	-0.0245431	-0.029972	-0.0365122	-0.0436172	-0.0458287	-0.0405891
6	0.0568242	0.0509902	0.0455334	0.0406134	0.0349319	0.0287899	0.023025	0.0163587	0.0117199	0.0058238	0	-0.0058238	-0.0117199	-0.0163587	-0.023025	-0.0287899	-0.0349319	-0.0406134	-0.0455334	-0.0509902	-0.0568242

Çizelge E.6. C_n lookup tablosu (tespit açısı $\times \beta$)

Tespit açısı/ β	-10	-9	-8	-7	-6	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
-2	-0.019348	-0.0174411	-0.0155949	-0.0134488	-0.0115371	-0.00960698	-0.00774503	-0.00574098	-0.00378045	-0.00198312	-0	0.00198312	0.00378045	0.00574098	0.00774503	0.00960698	0.0115371	0.0134488	0.0155949	0.0174411	0.019348
-1	-0.0198107	-0.0178682	-0.0159607	-0.0141074	-0.0121079	-0.0101114	-0.00810082	-0.0060245	-0.00398218	-0.00202532	-0	0.00202532	0.00398218	0.0060245	0.00810082	0.0101114	0.0121079	0.0141074	0.0159607	0.0178682	0.0198107
0	-0.0208881	-0.0188568	-0.0168746	-0.0144275	-0.0123942	-0.0103461	-0.0082908	-0.00622812	-0.00415653	-0.00212433	-0	0.00212433	0.00415653	0.00622812	0.0082908	0.0103461	0.0123942	0.0144275	0.0168746	0.0188568	0.0208881
1	-0.0236177	-0.0212506	-0.0189858	-0.0158025	-0.0130364	-0.0107496	-0.00862866	-0.00655156	-0.00440465	-0.00238148	-0	0.00238148	0.00440465	0.00655156	0.00862866	0.0107496	0.0130364	0.0158025	0.0189858	0.0212506	0.0236177
2	-0.0244719	-0.0222821	-0.0201301	-0.01929	-0.0158904	-0.0132725	-0.010717	-0.00812432	-0.00547637	-0.00262951	-0	0.00262951	0.00547637	0.00812432	0.010717	0.0132725	0.0158904	0.01929	0.0201301	0.0222821	0.0244719
3	-0.0257582	-0.0234544	-0.0210456	-0.0177723	-0.0154957	-0.0131404	-0.0106613	-0.0081055	-0.00548018	-0.00280778	-0	0.00280778	0.00548018	0.0081055	0.0106613	0.0131404	0.0154957	0.0177723	0.0210456	0.0234544	0.0257582
4	-0.0230983	-0.0210233	-0.0187216	-0.0172614	-0.0147623	-0.0124298	-0.00992782	-0.00785785	-0.00531223	-0.00245311	-0	0.00245311	0.00531223	0.00785785	0.00992782	0.0124298	0.0147623	0.0172614	0.0187216	0.0210233	0.0230983
5	-0.0216197	-0.019167	-0.0169058	-0.0134555	-0.0115196	-0.00946763	-0.0075006	-0.00564799	-0.00368076	-0.00209551	-0	0.00209551	0.00368076	0.00564799	0.0075006	0.00946763	0.0115196	0.0134555	0.0169058	0.019167	0.0216197
6	-0.0190944	-0.0166083	-0.0147707	-0.0125502	-0.0108009	-0.00897307	-0.00702858	-0.00542913	-0.00357924	-0.00175087	-0	0.00175087	0.00357924	0.00542913	0.00702858	0.00897307	0.0108009	0.0125502	0.0147707	0.0166083	0.0190944