

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**DÖNME ÇİRPİNMASI KARARLILIĞININ  
PID KONTROLLÜ KONTROL YÜZEYLERİ İLE ARTIRILMASI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Bedirhan YILMAZ**

**Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı**

**Savunma Teknolojileri Programı**

**ŞUBAT 2026**



**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**DÖNME ÇIRPINMASI KARARLILIĞININ  
PID KONTROLLÜ KONTROL YÜZEYLERİ İLE ARTIRILMASI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Bedirhan YILMAZ  
(514231030)**

**Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı**

**Savunma Teknolojileri Programı**

**Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Ali Tatar**

**ŞUBAT 2026**



**ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL**

**WHIRL FLUTTER STABILITY AUGMENTATION  
VIA PID-CONTROLLED CONTROL SURFACES**

**M.Sc. THESIS**

**Bedirhan YILMAZ  
(514231030)**

**Department of Defense Technologies**

**Defense Technologies Programme**

**Thesis Advisor: Asst. Prof. Dr. Ali Tatar**

**FEBRUARY 2026**



İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 514231030 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Bedirhan YILMAZ, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “DÖNME ÇİRPİNMASI KARARLILIĞININ PID KONTROLLÜ KONTROL YÜZEYLERİ İLE ARTIRILMASI” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

**Tez Danışmanı :** **Dr. Öğr. Üyesi Ali Tatar** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Doç. Dr. İsmail Bayezit** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Doç. Dr. Polat Şendur** .....  
Özyeğin Üniversitesi

**Teslim Tarihi** : **02 Ocak 2026**  
**Savunma Tarihi** : **14 Şubat 2026**





*Eşime ve aileme,*



## ÖNSÖZ

Bu çalışma, İstanbul Teknik Üniversitesi Savunma Teknolojileri Yüksek Lisans Programı kapsamında hazırlanmıştır. Tez süreci boyunca bilgi ve tecrübeleriyle bana yol gösteren, her türlü desteğiyle çalışmamı yönlendiren değerli danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Ali TATAR'a şükranlarımı sunarım. Ayrıca, çalışmalarım sırasındaki teknik katkıları ve kıymetli geri bildirimleri için Dr. Aykut TAMER'e teşekkür ederim.

Yüksek lisans eğitimimi TUSAŞ'taki görevimle eş zamanlı sürdürürken karşılaştığım zorluklar karşısında faydalı önerileri ve desteklerinden dolayı, başta Başmühendisim Haluk ALTAY olmak üzere tüm çalışma arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Son olarak, bugünlere gelmemde en büyük pay sahibi olan aileme sonsuz şükranlarımı sunarım. Beni büyük bir sevgiyle büyüten ve eğitim hayatım boyunca üzerimdeki emeğini hiçbir zaman ödeyemeyeceğim sevgili anneme; her zaman desteğini hissettiğim babama ve kardeşime yürekten teşekkür ederim. Ayrıca, bu çalışmaya adanan uzun geceler ve yoğun hafta sonları boyunca sabırla yanımda olan, zor anlarımda inancımı bir an olsun yitirmeyerek bana güç veren kıymetli eşime en içten minnetlerimi sunarım.

Aralık 2025

Bedirhan Yılmaz  
Uçak Mühendisi



## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

<b>ÖNSÖZ</b> .....	<b>ix</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>xi</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xiii</b>
<b>SEMBOLLER</b> .....	<b>xv</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>xvii</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>xix</b>
<b>ÖZET</b> .....	<b>xxi</b>
<b>SUMMARY</b> .....	<b>xxiii</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Problemin Tanımı ve Motivasyon.....	2
1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı .....	6
1.3 Tezin Yapısı .....	7
<b>2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI</b> .....	<b>9</b>
2.1 Dönme Çırpınmasının Tarihçesi .....	9
2.2 Teorik Altyapı .....	12
2.3 Pasif Sönümlenme Yöntemleri.....	14
2.4 Aktif Aeroelastik Kontrol.....	15
<b>3. MATEMATİKSEL MODELLEME</b> .....	<b>17</b>
3.1 Referans Hava Aracı ve İtki Sistemi Konfigürasyonu .....	17
3.2 Koordinat Sistemleri ve Dönüşümler .....	18
3.3 Hareket Denklemleri (Newton-Euler Formülasyonu).....	19
3.4 Aerodinamik Modelleme.....	20
3.5 Kuvvet ve Moment Entegrasyonu.....	21
<b>4. KONTROL SİSTEMİ TASARIMI</b> .....	<b>23</b>
4.1 Kontrol Sistemi Mimarisi .....	24
4.2 Kontrolcü Algoritması.....	27
4.3 Kontrolcü Kazanç Ayarlama Stratejisi.....	29
<b>5. SAYISAL BENZETİMLER</b> .....	<b>31</b>
5.1 Kararlılık Analizleri .....	31
5.1.1 Seyir hızında ( $V = 50$ m/s) kararlılık analizi.....	32
5.1.2 Kritik çırpınma hızında ( $V = 58.3$ m/s) kararlılık analizi .....	32
5.1.3 Yüksek hızlarda ( $V = 64$ m/s ve $66$ m/s) kararlılık analizi .....	33
5.1.4 Eyleyici hız limitlerinin etkisi.....	34
5.2 Dönme Çırpınması Sönümlenme Analizi .....	36
5.3 Bulguların Literatür ile Karşılaştırılması .....	37
<b>6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER</b> .....	<b>39</b>
6.1 Sonuçlar.....	39
6.2 Öneriler.....	39
<b>KAYNAKLAR</b> .....	<b>41</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ</b> .....	<b>43</b>



## KISALTMALAR

<b>AAK:</b>	: Aktif aeroelastik kontrol
<b>AC</b>	: Uçak ağırlık merkezi noktası
<b>CG</b>	: Ağırlık merkezi
<b>DCM</b>	: Kosinüs dönüşüm matrisi
<b>DEP</b>	: Yayılı elektrik itkisi
<b>DOF</b>	: Serbestlik derecesi
<b>FBW</b>	: Fly-by-wire
<b>FEM</b>	: Sonlu elemanlar yöntemi
<b>GPC</b>	: Genelleştirilmiş öngörmeli kontrol
<b>HALE</b>	: Yüksek irtifa uzun havada kalışlı
<b>IMU</b>	: Ataletsel ölçüm birimleri
<b>İHA</b>	: İnsansız hava araçları
<b>LCO</b>	: Limit döngü salınımı
<b>LHP</b>	: Sol yarı düzlem
<b>LQG</b>	: Doğrusal kuadratik gauss
<b>LQR</b>	: Doğrusal kuadratik regülator
<b>MIMO</b>	: Çok girişli çok çıkışlı
<b>PID</b>	: Oransal-integral-türev
<b>RHP</b>	: Sağ yarı düzlem
<b>SAS</b>	: Stabilite artırma sistemi
<b>SISO</b>	: Tek girişli çok çıkışlı
<b>UKB</b>	: Uçuş kontrol bilgisayarı



## SEMBOLLER

$a$	: Pervane göbeği ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe
$A_1, A_2, A_3$	: Pervane aerodinamik katsayıları
$c_b$	: Pervane kanatçığı veter uzunluğu
$cl_\alpha$	: Pervane kanatçığı taşıma eğimi
$C_\theta, C_\psi$	: Motor askı yapısının yapısal sönümlenmesi
$F_{AC}$	: Hava aracına etki eden kuvvet
$F_{Aero}$	: Aerodinamik kuvvetler
$F_{Eng}$	: İtki kuvvetleri
$F_{Mass}$	: Atalet kuvvetleri
$F_{Hub}$	: Pervane göbeğine etki eden kuvvet
$I$	: Hava aracı atalet momenti tensörü
$I_n$	: Motor yapısı atalet momenti
$I_r$	: Rotor atalet momenti
$K_a$	: Pervane aerodinamik katsayısı
$K_p, K_i, K_d$	: PID kontrolcünün oransal, integral ve türev kazançları
$K_\theta, K_\psi$	: Motor askı yapısının yapısal rijitliği (yunuslama ve sapma eksenini)
$m, m_p$	: Hava aracı ve itki sisteminin kütlesi
$M_{AC}$	: Hava aracına etki eden moment
$M_{Aero}$	: Aerodinamik momentler
$M_{Eng}$	: İtki momentleri
$M_{Mass}$	: Atalet momentleri
$M_{Hub}$	: Pervane göbeğine etkileyen kuvvetler
$N_b$	: Pervane kanatçık sayısı
$p, q, r$	: Hava aracı açısal hız bileşenleri
$q_p, r_p$	: İtki sisteminin açısal hız bileşenleri
$R$	: Pervane yarıçapı
$\ddot{r}$	: Hava aracı doğrusal ivmesi
$T_0$	: Başlangıç pervane itki kuvveti

$u, v, w$	: Hava aracı hız vektörü bileşenleri
$V$	: Hava aracı hız vektörü
$\alpha$	: Hücüm açısı
$\beta$	: Yana kayma açısı
$\delta_{Ail}, \delta_{Rud}$	: Kanatçık ve dümen kontrol yüzeyi sapması
$\Delta x, \Delta y, \Delta z$	: Motor ile hava aracı ağırlık merkezleri arasındaki mesafe
$\mu$	: Pervane ilerleme oranı
$\Omega$	: Pervane dönüş açısal hızı
$\omega$	: Hava aracı açısal hızı
$\phi, \theta, \psi$	: Euler açıları (yuvarlanma, yunuslama, sapma)
$\theta^*, \psi^*$	: Efektif yunuslama ve sapma açısı
$\rho$	: Hava yoğunluğu

## ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1 : Benzetim modeli parametreleri. .... 18





## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

- Şekil 1.1 :** Kanat ucundaki motorları ile dönme çarpınmasını yeniden gündeme getiren DEP konsepti, X-57 Maxwell uçağı, Deere ve diğ. (2017)'den uyarlanmıştır. .... 3
- Şekil 2.1 :** Pervane göbeğinin yunuslama hareketi nedeniyle bir pala kesitinde oluşan aerodinamik kuvvetler, Čečrdle (2015)'den uyarlanmıştır. .... 12
- Şekil 2.2 :** Pervane göbeğinin sapma hareketi nedeniyle bir pala kesitinde oluşan aerodinamik kuvvetler, Čečrdle (2015)'den uyarlanmıştır. .... 12
- Şekil 2.3 :** Temel dönme modlarının şematik gösterimi: (a) geriye dönme modu ve (b) ileriye dönme modu, Čečrdle (2015)'den uyarlanmıştır. .... 12
- Şekil 2.4 :** Kanat esnekliğinin kararlılığa etkisi, Reed (1966)'dan uyarlanmıştır. .... 14
- Şekil 3.1 :** Benzetim çalışmasında kullanılan ve çift pervaneli konfigürasyonda yeniden tasarlanmış model uçağın izometrik ve önden görünüşleri. .... 17
- Şekil 4.1 :** 6-DoF uçak modeli ile PID kontrolcüsünü entegre eden kapalı döngü kontrol mimarisinin blok diyagramı. .... 25
- Şekil 4.2 :** İkinci dereceden modellenen eyleyici dinamiği modelinin ideal basamak komutuna karşı hareketi. .... 26
- Şekil 5.1 :** Sistemin  $V = 50$  m/s hızında karşılaştırmalı zaman tepkisi. .... 32
- Şekil 5.2 :** Sistemin  $V = 58.3$  m/s kritik çarpınma hızında kararlılığı. .... 33
- Şekil 5.3 :**  $V = 64$  m/s hızında sistemin açık ve kapalı döngü zaman tepkisi. .... 34
- Şekil 5.4 :**  $V = 66$  m/s hızında sistemin açık ve kapalı döngü zaman tepkisi. .... 34
- Şekil 5.5 :** Nominal hız limitli eyleyici ile  $V = 66.5$  m/s için sistem tepkisi. .... 35
- Şekil 5.6 :** Düşük hız limitli eyleyici ile  $V = 66.5$  m/s için sistem tepkisi. .... 35
- Şekil 5.7 :** Uçuş hızına göre maksimum rotor açısal yer değıştirmelerinin ve sönümlenme oranlarının değışimi. .... 36



## DÖNME ÇIRPINMASI KARARLILIĞININ PID KONTROLLÜ KONTROL YÜZEYLERİ İLE ARTIRILMASI

### ÖZET

Modern havacılık teknolojileri, daha yüksek seyir hızlarına ulaşma, faydalı yük kapasitelerini maksimize etme ve operasyonel havada kalış sürelerini uzatma hedefleri doğrultusunda sürekli bir evrim geçirmektedir. Bu performans hedefleri, uçak tasarımcılarını özellikle gövde yapısal verimliliğini en iyileştirmeye yöneltmiş; bu süreç ise Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalışlı (HALE) İnsansız Hava Araçları (İHA) ve yeni nesil elektrikli uçaklarda, yüksek açıklık oranına sahip, narin ve hafif kanat yapılarının yaygınlaşmasını beraberinde getirmiştir. Aerodinamik ve itki verimliliği açısından büyük avantajlar sunan bu esnek yapılar, "aeroelastisite" olarak adlandırılan; aerodinamik kuvvetler, atalet dinamikleri ve elastik yapısal deformasyonlar arasındaki karmaşık etkileşimleri daha kritik hale getirmektedir. Bu etkileşimlerin en tehlikeli tezahürlerinden biri, pervane tahrikli uçaklarda görülen ve "dönme çirpinması" (whirl flutter) olarak bilinen dinamik kararsızlık problemi.

Dönme çirpinması, dönen pervanenin veya rotorun, esnek motor askı yapısı (pilon/nacelle) ve kanat ile girdiği dinamik etkileşim sonucunda ortaya çıkan, kendi kendini besleyen ve sönümlenmeyen bir yalpalama hareketidir. Bu olay, klasik sabit kanat çirpinmasından farklı olarak, pervanenin ürettiği jiroskopik momentlerin ve kararsız aerodinamik kuvvetlerin, sistemin rijitlik ve sönümleme karakteristiklerini aşmasıyla tetiklenir. Tarihsel olarak 1960'larda Lockheed L-188 Electra uçaklarının yaşadığı trajik kazalarla havacılık literatürüne giren bu problem, günümüzde daha hafif malzemelerin kullanılması ve Yayılı Elektrik İtkisi (DEP) gibi konseptlerin kanat uçlarına motor yerleşimini zorunlu kılmasıyla yeniden kritik bir tasarım kısıtı haline gelmiştir. Geleneksel mühendislik yaklaşımı, bu kararsızlığı önlemek için motor pylonlarının ve kanat kirişlerinin yapısal rijitliğini artırmayı öngörür. Ancak bu pasif yöntem, hava aracına önemli miktarda yapısal ağırlık eklenmesine neden olur. Enerji yoğunluğunun ve hafifliğin hayati olduğu HALE sınıfı İHA'lar ve elektrikli uçaklar için eklenecek her ilave ağırlık, menzil ve görev başarısını olumsuz etkiler.

Bu tez çalışması, yapısal iyileştirmeler ile ağırlık artışı dezavantajına sebep olabilen pasif yöntemlere ve eğik plaka mekanizması (swashplate) gibi maliyetli donanımlar içeren aktif yöntemlere alternatif olarak; tamamen yazılım tabanlı bir aktif bastırma stratejisi önermektedir. Çalışmanın temel hipotezi, uçağın mevcut birincil uçuş kontrol yüzeylerinin dönme çirpinmasını bastırmak için gereken aerodinamik sönümlemeyi sağlayabileceği üzerinedir. Bu yaklaşım, sistemin karmaşıklığını artırmadan ve bakım maliyetlerini yükseltmeden, sadece uçuş kontrol bilgisayarına entegre edilecek akıllı algoritmalarla aeroelastik kararlılık sınırlarının genişletilmesini hedeflemektedir.

Yöntem olarak, çift motorlu bir İHA konfigürasyonu için bir aeroelastik benzetim ortamı geliştirilmiştir. Bu modelleme süreci altı serbestlik dereceli (6-DoF) doğrusal olmayan rijit gövde uçuş dinamiği modeli ve Reed'in klasik dönme çirpinması formülasyonunun genelleştirilmiş bir versiyonu olmak üzere iki ana bileşenin

entegrasyonuna dayanmaktadır. Uçağın kütle merkezi etrafındaki hareketi Newton-Euler denklemleriyle ifade edilirken, pervane ve motor yapısının yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) eksenlerindeki elastik hareketleri, Houbolt ve Reed tarafından tanımlanan yarı-kararlı aerodinamik türevler kullanılarak modellenmiştir. Modelde, dönen pervanenin oluşturduğu jiroskopik momentler, P-faktörü kaynaklı aerodinamik kuvvetler ve motorun yapısal sönümleme/rijitlik özellikleri detaylı bir şekilde hesaba katılmıştır. Ayrıca, motorun titreşim hareketinden kaynaklanan atalet kuvvetlerinin uçağın ağırlık merkezine transferi sağlanarak, gövde dinamiği ile aeroelastik modlar arasındaki çift yönlü etkileşim tam olarak yansıtılmıştır.

Geliştirilen bu matematiksel model üzerinde, dönme çarpınması kararsızlığını aktif olarak bastırmak amacıyla bir Oransal-İntegral-Türev (PID) kontrol mimarisi tasarlanmıştır. Kontrolcü, motor yapısının anlık yunuslama ve sapma hızlarını ölçerek, bu salınımlara ters yönde moment üretecek kanatçık (aileron) ve kuyruk dümeni (rudder) sapma komutlarını hesaplar. Kontrolcü tasarımında, teorik optimizasyonun ötesinde pratik uygulanabilirlik de göz önünde bulundurulmuş; özellikle servo eyleyicilerin fiziksel sınırlamaları (hız ve pozisyon limitleri) modele dahil edilmiştir. Eyleyici dinamiği, ikinci dereceden bir transfer fonksiyonu ile modellenmiş ve sistemin yüksek frekanslı komutlara vereceği tepkilerdeki faz gecikmeleri ve genlik düşüşleri benzetime yansıtılmıştır.

Yapılan benzetimler, ele alınan İHA modelinin 58.3 m/s (yaklaşık 113 knot) hava hızında kritik kararlılık sınırına ulaştığını göstermiştir. Ardından, önerilen PID tabanlı aktif kontrol sistemi devreye alınarak (kapalı çevrim) aynı senaryolar tekrarlanmıştır. Önerilen aktif kontrol sistemiyle, nominal servo eyleyicilerin kullanıldığı senaryoda, kritik çarpınma hızı 58.3 m/s'den 66.77 m/s'ye yükseltilmiştir. Bu artış, uçuş zarfında %14.53'lük bir genişleme kazandırmaktadır. 64 m/s gibi, açık çevrimde kararsız olan hızlarda bile, kontrolcü salınımları 1.5 saniye gibi kısa bir sürede sönümlemeyi sağlamıştır.

Çalışmanın özgün katkılarından biri, eyleyici performansındaki bozulmaların sistem üzerindeki etkisinin incelenmesidir. Servo motorların yaşlanması, arızalanması veya daha düşük maliyetli/yavaş eyleyicilerin kullanılması durumunu modellemek amacıyla, eyleyici hız limiti 450°/s'den, 200°/s'ye düşürülerek dayanıklılık testleri yapılmıştır. Beklentilerin aksine, bu kısıtlı senaryoda dahi kontrol sistemi etkinliğini büyük ölçüde korumuş ve kritik hızı 66.45 m/s seviyesine taşıyabilmiştir. Bu bulgu, önerilen kontrol stratejisinin sadece ideal koşullarda değil, donanım kısıtları altında da çalıştığını ve düşük maliyetli İHA platformlarında kullanılabileceğini göstermektedir.

Sonuç olarak bu tez; dönme çarpınması probleminin çözümünde pasif yapısal güçlendirme paradigmasından, aktif kontrol paradigmasına geçişin uygulanabilirliğini ve verimliliğini ortaya koymuştur. Geliştirilen sistem, ek yapısal ağırlık eklemeyen veya aerodinamik tasarımı değiştirmeden, aktif kontrol yöntemi ile uçuş güvenliğini artırmakta ve operasyonel hız sınırlarını genişletmektedir. Elde edilen bulgular, özellikle savunma sanayiinde kullanılan uzun menzilli İHA'ların ve geleceğin elektrikli hava araçlarının tasarımında, aeroelastik kısıtların aşılması için oldukça kritiktir.

Gelecek çalışmalarda, esnek kanat yapısal modeli ve kararsız aerodinamik modelinin entegrasyonu ile analizin daha da derinleştirilmesi ve sonuçların rüzgâr tüneli ya da uçuş testleri ile doğrulanması önerilmektedir. Ayrıca, sonuçları daha da iyileştirmek adına geleneksel PID kontrolcü yerine modern kontrol yaklaşımlarının performansa katkısının incelenmesi tavsiye edilmektedir.

# WHIRL FLUTTER STABILITY AUGMENTATION VIA PID-CONTROLLED CONTROL SURFACES

## SUMMARY

The continuous evolution of modern aviation is characterized by a persistent quest for higher cruise speeds, increased payload capacities, and extended operational endurance. These stringent performance requirements have driven aircraft designers to optimize structural efficiency, leading to the widespread adoption of high-aspect-ratio, lightweight, and consequently more flexible wing structures, particularly in High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) and next-generation electric aircraft. While offering significant aerodynamic and propulsive advantages, these flexible structures introduce complex multidisciplinary challenges known as "aeroelasticity," where the interaction between aerodynamic forces, inertial dynamics, and elastic structural deformations becomes critical. Among the various forms of aeroelastic instabilities, propeller-driven aircraft face a unique and potentially catastrophic phenomenon known as "whirl flutter."

Whirl flutter is a dynamic instability characterized by a self-excited, unstable precessional motion of the propeller or rotor hub, arising from the coupling between the gyroscopic and aerodynamic forces of the rotating propeller and the elastic modes of the engine suspension system (pylon/nacelle) and the wing. Unlike the classical fixed wing flutter, whirl flutter is driven by the intricate interplay of gyroscopic moments and unsteady aerodynamic forces that destabilize the pitch and yaw modes of the engine installation. Historically highlighted by the fatal accidents involving Lockheed L-188 Electra turboprops in the 1960s, this phenomenon has recently re-emerged as a critical design constraint due to the shift towards lightweight composite structures and Distributed Electric Propulsion (DEP) configurations that place propulsion units at wingtips, thereby altering the inertial characteristics of the wing. The traditional engineering solution to mitigate this instability involves increasing the structural stiffness of the engine pylons and wing spars. However, this passive approach inherently incurs a significant weight penalty. For HALE UAVs and electric aircraft, where energy density and structural weight are paramount, such a penalty directly compromises range, endurance, and mission success, representing an unacceptable trade-off.

This thesis proposes and validates an innovative active stability augmentation strategy that serves as a weight-efficient alternative to passive structural stiffening or complex mechanical solutions (e.g., active swashplates). The central hypothesis of this research is that the aircraft's existing primary control surfaces, specifically the ailerons and the rudder, can be utilized to generate the necessary aerodynamic damping to suppress whirl flutter. This software-centric approach aims to extend the aeroelastic stability boundaries without adding hardware complexity or increasing maintenance costs, effectively functioning as a "software upgrade" to the flight control computer.

The research methodology involves the development of a comprehensive and high-fidelity aeroelastic simulation framework for a twin-engine UAV configuration. This modeling process integrates two core components, a six-degree-of-freedom (6-DoF) non-linear rigid body flight dynamics model and a generalized version of Reed's classical whirl flutter formulation. While the aircraft's rigid body motion is governed by Newton-Euler equations, the elastic pitch and yaw motions of the propeller-nacelle system are modeled using quasi-steady aerodynamic derivatives as defined by Houbolt and Reed. The model rigorously accounts for the gyroscopic moments generated by the rotating propeller, the destabilizing aerodynamic forces induced by the P-factor, and the structural stiffness and damping characteristics of the engine mount. Furthermore, the inertial forces resulting from the vibration of the engine mass are transformed to the aircraft's center of gravity, ensuring a full two-way coupling between the rigid body flight dynamics and the high-frequency aeroelastic modes.

Within this mathematical framework, a Proportional-Integral-Derivative (PID) control architecture is designed to actively suppress whirl flutter instability. The control strategy utilizes angular rate feedback derived from the structural vibrations at the engine pivot point. Rate feedback is preferred over position feedback because whirl flutter is fundamentally a "negative damping" phenomenon, and a control effort proportional to velocity directly introduces artificial damping into the system. The controller measures the instantaneous pitch and yaw rates of the engine nacelle and computes the necessary deflection commands for the ailerons and rudder to generate opposing aerodynamic moments. Thus, ailerons are modulated to damp vertical (pitch) oscillations, while the rudder is employed to counteract lateral (yaw) oscillations. A critical aspect of the controller design is the consideration of practical implementation constraints, specifically the physical limitations of servo actuators. The actuator dynamics are modeled using a second-order transfer function, incorporating rate and position saturation limits to accurately simulate the phase lags and amplitude attenuation that occur during high-frequency control inputs.

In the numerical analysis phase, extensive time-domain simulations were conducted within the MATLAB/Simulink environment. Initially, the stability boundaries of the uncontrolled (open-loop) system were established. The analysis revealed that the baseline UAV model reaches its critical stability limit at an airspeed of 58.3 m/s (approximately 113 knots). Beyond this speed, any external perturbation (such as turbulence or a pulse input) causes the oscillations in the engine nacelle to grow exponentially or settle into high-amplitude oscillations, thereby defining a strict limit on the operational flight envelope.

Subsequently, the proposed PID-based active control system was activated (closed-loop), and the same flight scenarios were repeated. The results demonstrated a significant enhancement in the system's damping ratio. In the nominal scenario utilizing high-performance servo actuators with a rate limit of  $450^\circ/\text{s}$ , the critical flutter speed was increased from 58.3 m/s to 66.77 m/s. This extension represents a 14.53% expansion of the safe flight envelope, a substantial improvement in aeronautical engineering standards. Even at super-critical speeds such as 64 m/s, where the open-loop system is unstable, the active controller successfully damped the oscillations within 1.5 seconds. The analysis of actuator usage showed that the maximum deflection rates required at these speeds remained around  $150^\circ/\text{s}$ , well within the capabilities of the nominal hardware.

One of the unique contributions of this study is the rigorous analysis of system robustness against actuator performance degradation. To simulate scenarios involving component aging, failure, or the use of lower-cost hardware, the actuator rate limit was artificially restricted to  $200^\circ/\text{s}$ . Remarkably, even under these degraded conditions, the control system maintained its effectiveness, stabilizing the aircraft up to a speed of 66.45 m/s. This finding highlights the robustness of the proposed control strategy, proving that it can operate reliably not only under ideal conditions but also in the presence of significant hardware constraints, making it a viable solution for cost-sensitive UAV platforms.

In conclusion, this thesis demonstrates the feasibility and efficiency of shifting from a passive structural reinforcement paradigm to an active control paradigm for solving the whirl flutter problem. The developed system enhances flight safety and expands operational speed margins without adding structural weight or altering the aerodynamic design. The findings provide valuable guidelines for the design of long-endurance defense UAVs and future electric aircraft, offering a pathway to overcome aeroelastic constraints through intelligent control.

For future work, further detailing the analysis by integrating a flexible wing model with an unsteady aerodynamic model, and validating the results via wind tunnel or flight tests is recommended. Additionally, to further improve the results, investigating the performance contribution of modern control approaches instead of a conventional PID controller is recommended.

Future studies should focus on refining the analysis by coupling a flexible wing model with an unsteady aerodynamic model, and validate these findings via wind tunnel or flight tests. Additionally, investigating the efficacy of advanced control strategies over the baseline PID architecture could significantly enhance overall system performance.



## 1. GİRİŞ

Modern havacılığın evrimi; daha yüksek seyir hızlarına ulaşma, faydalı yük kapasitelerini artırma ve operasyonel havada kalış sürelerini uzatma yönündeki sürekli arayış ile tanımlanmaktadır. Piston motorlu uçakların erken dönemlerinden günümüzün elektrikli ve hibrit-elektrikli itki sistemlerine kadar geçen süreçte, uçak tasarımcıları gövde yapısal verimliliğini en iyileştirmeyi hedeflemişlerdir. Bu optimizasyon süreci, özellikle Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalışlı (HALE) İnsansız Hava Araçları (İHA) ve yeni nesil bölgesel turboprop uçaklar alanında, yüksek açıklık oranına sahip kanatların ve hafif gövde yapılarının geliştirilmesine yol açmıştır. Bu esnek yapılar önemli aerodinamik ve itki avantajları sunmakla birlikte, aeroelastisite olarak bilinen karmaşık ve çok disiplinli bir etkileşimi de beraberinde getirmektedir.

Aeroelastisite; aerodinamik kuvvetler, atalet dinamikleri ve elastik yapısal deformasyonlar arasındaki karşılıklı etkileşimi tanımlar. Statik aeroelastisitede bu etkileşimler, kritik tasarım kısıtları olan iraksamaya (divergence) veya kanatçık tersliğine (aileron reversal) yol açabilir. Ancak, dinamik aeroelastik olaylar, özellikle de çarpınma (flutter), uçuş güvenliği için çok daha acil ve ciddi bir tehdit oluşturur. Çarpınma, yapının hava akımından enerji çekmesiyle oluşan ve genliği üstel olarak büyüyen, kendi kendini besleyen bir salınımdır. Eğer bastırılmazsa, bu salınımlar saniyeler içinde yıkıcı yapısal hasarlara neden olabilir. Bu nedenle, çarpınma sınırlarının doğru bir şekilde tahmin edilmesi ve bu kararsızlığın önlenmesi, uçuşa elverişlilik sertifikasyonu için hayati önem taşımaktadır.

Dinamik kararsızlığın çeşitli biçimleri arasında, pervaneli uçaklar dönme çarpınması (whirl flutter) olarak bilinen benzersiz ve oldukça karmaşık bir problemle karşı karşıyadır. Temel olarak kanadın eğilme ve burulma modlarından kaynaklanan klasik kanat çarpınmasının aksine; dönme çarpınması, dönen pervanenin veya rotorun, esnek motor askı yapısı (nacelle) ve kanat yapısı ile dinamik etkileşiminden kaynaklanır. Dönen pervane, motor bağlantı sisteminin rijitlik ve sönümlenme karakteristikleri ile etkileşime giren önemli jiroskopik momentler ve kararsız aerodinamik kuvvetler

üretir. Bu etkileşim tipik olarak, pervane göbeğinin (hub) tüm uçağı kararsızlaştırabilecek dengesiz bir yalpalama hareketi yapmasına neden olur.

Tarihsel olarak, dönme çırpınmasının önemi, 1960'larda Lockheed L-188 Electra turboprop uçaklarının karıştığı iki ölümlü kaza ile trajik bir şekilde vurgulanmıştır. Bu kazalar, motor bağlantı rijitliğindeki bir azalmanın, yüksek hızlı aerodinamik yüklerle birleştiğinde yıkıcı bir kararsızlık modunu tetikleyebileceğini göstermiştir. İlk dönem çözümleri yapısal güçlendirmeye odaklansa da hem sivil hem de savunma sektörlerinde yüksek hızlı pervaneli platformların yeniden yükselişe geçmesi, bu probleme olan ilgiyi tekrar artırmıştır. Günümüzde, bu sistemlerin aeroelastik kararlılığını sağlamak, yalnızca tasarım aşamasında titiz bir analiz yapılmasını değil, aynı zamanda tüm uçuş zarfı boyunca güvenliği sağlamak için yenilikçi kontrol stratejilerinin uygulanmasını da gerektirmektedir.

### **1.1 Problemin Tanımı ve Motivasyon**

Bu araştırmanın temel motivasyonu, geleneksel tasarım felsefelerinin aeroelastik kararsızlıkları ele almada sahip olduğu doğal kısıtlamalardan kaynaklanmaktadır. Tarihsel olarak, dönme çırpınmasını önlemek için kullanılan standart mühendislik çözümü, motor pylonlarının ve kanat kirişlerinin rijitliğini artırmak olmuştur. Bu pasif yaklaşım, kararsızlığı geciktirmede etkili olsa da sisteme ek ağırlık etkisi olması uçuş performansına olumsuz yansiyabilmektedir. Havacılık mühendisliğinde, özellikle elektrikli uçaklar ve Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalışlı (HALE) İHA'lar söz konusu olduğunda, eklenen her ilave ağırlık; menzilin kısalması, faydalı yük kapasitesinin düşmesi ve operasyonel verimliliğin azalması anlamına gelmektedir. Havada kalış süresinin ve çevikliğin kritik görev parametreleri olduğu savunma uygulamaları için, sadece yapısal güçlendirmeye dayalı bu yaklaşımın getirdiği ağırlık artışı çoğu zaman kabul edilemez niteliktedir.

Dönme çırpınması tarihsel olarak ağır turboprop uçaklarla ilişkilendirilmiş olsa da elektrik enerjisinin havacılıkta önemli bir yer edinmeye başladığı yakın gelecekte, Yayılı Elektrik İtkisine (Distributed Electric Propulsion, DEP) doğru yaşanan paradigma değişimi nedeniyle, bu problem yakın zamanda kritik bir tasarım kısıtı olarak yeniden ortaya çıkmıştır. Modern elektrikli uçaklar ve HALE sınıfı İHA'lar, aerodinamik verimliliği maksimize etmek amacıyla, geleneksel yapılara kıyasla doğal olarak daha ince ve esnek olan yüksek açıklık oranlı (high-aspect-ratio) kanatları

giderek daha fazla benimsemektedir. Şekil 1.1’de gösterilen NASA X-57 Maxwell gibi konfigürasyonlar, aerodinamik etkileşimden faydalanmak ve girdap etkilerini azaltmak amacıyla itki ünitelerinin kanat uçlarına yerleştirilmesinin, kanadın atalet özelliklerini nasıl kökten değiştirdiğini göstermektedir. Kütlenin esnek kanat uçlarına doğru dağıtılması, kanadın eğilme-burulma modları ile pervanenin jiroskopik yalpalama hareketi arasındaki etkileşimi önemli ölçüde artırmaktadır. Kambampati ve Smith (2017) tarafından belirtildiği üzere bu etkileşim, rijit kanatlı modellere kıyasla sistemi daha düşük hava hızlarında kararsız hale getirebilmekte; bu da aktif kontrol stratejilerini sadece bir seçenek değil, yeni nesil sürdürülebilir hava araçlarının güvenliği için bir zorunluluk haline getirmektedir.



**Şekil 1.1:** Kanat ucundaki motorları ile dönme çarpınmasını yeniden gündeme getiren DEP konsepti, X-57 Maxwell uçağı, Deere ve diğ. (2017)'den uyarlanmıştır.

Elektrikli hava araçlarında ortaya çıkan ağırlık dezavantajları ve yeni aeroelastik risklerin ötesinde, geleneksel pasif çözümler önemli üretim ve tasarım karmaşıklıklarını da beraberinde getirmektedir. Bir kanadı dönme çarpınmasına karşı yapısal olarak güçlendirmek, genellikle iç kirişlerin yeniden tasarlanmasını veya üretim maliyetlerini artıran yüksek modüllü kompozit malzemelerin kullanılmasını gerektirir (Kim ve diğ., 2013). Literatürde bu sorunları hafifletmek için bazı aktif kontrol yöntemleri önerilmiş olsa da, bunlar sıklıkla pervane düzlemini fiziksel olarak eğmek için eğik plaka mekanizması gibi karmaşık mekanizmalara dayanmaktadır. Bu ek mekanik bileşenler, yalnızca üretim maliyetini artırmakla kalmaz, aynı zamanda yeni arıza noktaları oluşturarak bakım gereksinimlerini de artırır. Sonuç olarak, bu araştırmanın kilit motivasyonu, hava aracının mevcut kontrol yüzeylerini kullanarak bu maliyetlerin önüne geçmektir. Herhangi bir yeni donanıma ihtiyaç duyulmadığından, önerilen kararlılık artırıcı sistem aslında bir "yazılım güncellemesi" olarak işlev görmekte hem yeni tasarımlar hem de mevcut platformların modernizasyonu (retrofit) için oldukça maliyet etkin bir çözüm sunmaktadır.

Aktif bastırma sisteminin motivasyonu, yıkıcı etkilere sahip arızaların önlenmesinin ötesinde uzun vadeli yapısal sağlığın korunmasına kadar uzanmaktadır. Kritik çırpınma sınırının altındaki uçuş hızlarında bile, pervaneli uçaklar sürekli aeroelastik titreşimlere maruz kalır. Bu kritik altı salınımlar, motor pylonları ve kanat köklerinde döngüsel yüklemelere neden olarak zamanla yapısal yorulma birikimine yol açar. Günlerce veya haftalarca süren görevler için tasarlanan İHA'larda, bu kümülatif yorulma hasarı gövdenin operasyonel ömrünü önemli ölçüde kısaltabilir. Önerilen kontrolcü, sistemin sönümleme oranını aktif olarak artırarak sadece kararsızlığı önlemekle kalmaz, aynı zamanda bu kritik altı titreşimleri hızla sönümler. Döngüsel gerilmelerdeki bu azalma, yapısal dayanıklılığın ve güvenilirliğin artmasına katkıda bulunarak daha uzun bir hizmet ömrü boyunca daha güvenli operasyon sağlar.

Nihayetinde, dönme çırpınması fiziği, kuvvetlerin hassas ve karmaşık bir dengesini içerir. Uçak hızı arttıkça, pervanenin sağladığı aerodinamik sönümleme azalabilir ve negatif hale gelebilir. Bu kararsızlaştırıcı etki, naseelin yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) hareketlerinin jiroskopik etkileşimi ile daha da şiddetlenir. Bu davranışı öngörmek ve yönetmek, sadece yapısal güçlendirmeden fazlasını; akıllı bir tepkiyi gerektirir. Bu tez, Aktif Aeroelastik Kontrolün (AAK) bu mühendislik seçimini çözme potansiyeli ile şekillenmiştir. Uçuş kontrol bilgisayarına akıllı kontrol algoritmaları entegre edilerek, yapısal kütle eklemekten sistemin sönümlemesini yapay olarak artırmak mümkündür. Bu yaklaşım, donanım ağırlığını yazılım çözümleriyle ikame etmeyi amaçlayan ve kontrol sistemi yapılandırılmalı araçların havacılıkta yaygınlaşması trendiyle de uyumludur. Spesifik olarak bu çalışma, karmaşık eyleyici mekanizmalarına ihtiyaç duymadan, dönme çırpınması taşıyan uçaklara uygulanabilir, pratik, ölçeklenebilir ve maliyet etkin bir aktif kontrol çözümü geliştirmeyi amaçlamaktadır.

Bu araştırmada ele alınan temel problem, pervane tahrikli hava araçlarının operasyonel uçuş zarfını kısıtlayan dönme çırpınması aeroelastik kararsızlığıdır. Modern havacılık trendleri, aerodinamik verimliliği ve havada kalış süresini maksimize etmek amacıyla daha yüksek açıklık oranlarına ve hafif kompozit malzemelere yönelmektedir (Martins, 2014). Ancak bu yapısal evrim, hava aracı yapısının aerodinamik yüklerle karşı rijitliğinin azalmasına neden olmaktadır. Yapısal esnekliğin artması, hava aracını, pervane göbeğinin kararsız yalpalama hareketiyle karakterize edilen dönme çırpınmasına karşı savunmasız hale getirmektedir (Čečrdle, 2012). Kritik çırpınma

hızının aşılması durumunda ortaya çıkan bu dinamik kararsızlık, yapısal bütünlüğün kaybına yol açabilecek kesin bir hız sınırı oluşturur. Sonuç olarak, turboprop uçakların ve İHA'ların hedeflenen yüksek hız performansı, itki gücü veya aerodinamik kapasiteden ziyade, aeroelastik kararlılık sınırları tarafından kısıtlanmaktadır (Bisplinghoff ve diğ., 1996). Bu temel problem, mevcut mühendislik uygulamalarında kendini üç ana alt başlıkta göstermektedir. Bunlar, pasif çözümlerin verimsizliği, özelleşmiş aktif sistemlerin karmaşıklığı ve mevcut kontrol yüzeylerinin kullanımındaki uygulama zorluklarıdır.

Mühendislik literatüründe dönme çarpınmasına karşı geliştirilen geleneksel yaklaşım, motor askı yapısının ve kanat kutusunun rijitliğini artırarak doğal frekansları ötelemektir (Reed, 1966). Rijitliğin artırılması, çarpınma sınırını daha yüksek hızlara taşısa da, bu yöntem azalan verimler prensibiyle sınırlanmaktadır. Kritik hızda marjinal bir artış sağlamak için gereken yapısal güçlendirme, hava aracına orantısız bir kütle eklenmesini gerektirir. Özellikle enerji yoğunluğunun kritik bir tasarım parametresi olduğu Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış (HALE) sınıfı İHA'lar veya elektrikli uçaklar bağlamında, bu parazit ağırlık artışı, menzil ve faydalı yük kapasitesi gibi temel görev hedeflerinden ödün verilmesine neden olmaktadır (Cesnik ve Brown., 2002). Dolayısıyla, kararlılık artırımı için tek araç olarak pasif rijitliğe güvenmek, hafif hava aracı potansiyelinin tam olarak hayata geçirilmesini engelleyen bir tasarım darboğazı oluşturmaktadır.

Pasif yöntemlerin getirdiği ağırlık dezavantajını aşmak için aktif kontrol sistemlerinin kullanımı literatürde sıkça önerilmiştir. Ancak mevcut çalışmaların büyük çoğunluğu, problemi bu işe tahsis edilmiş eyleyiciler gerektiren bir yapı olarak ele almaktadır. Hidrolik eğik plaka mekanizmaları veya kanat yapısına gömülü piezoelektrik katmanlar gibi çözümler, sistem karmaşıklığını ve güvenilirlik risklerini artırmaktadır (Mueller ve diğ., 2006; Paik ve diğ., 2007; Bastos ve Vasconcellos, 2023). Dönme çarpınmasının bastırılması için sisteme ek eyleyicilerin entegre edilmesi; parça sayısını, güç tüketimini ve bakım maliyetlerini yükseltmektedir. Düşük maliyetli, sarf edilebilir İHA'lar veya operasyonel maliyet hassasiyeti yüksek bölgesel nakliye uçakları için bu tür donanımların entegrasyonu genellikle ekonomik ve pratik açıdan uygulanabilir değildir. Bu bağlamda, sisteme ek donanım yükü getirmeksizin aktif kararlılık sağlayan entegre çözümlere yönelik literatürde önemli bir boşluk bulunmaktadır.

Dönme çarpınmasının bastırılmasında, hava aracının mevcut aerodinamik kontrol yüzeylerinin kullanılması literatürde kanat flaperonlarının ve kanatçıklarının, tek bir kontrol yüzeyine (sadece kanatçık veya flaperon) odaklanarak çözüm arandığı görülmektedir. Dönme çarpınması, motor askı yapısının hem yunuslama hem de sapma eksenlerinde birleşik bir hareket sergilediği karmaşık bir aeroelastik kararsızlık durumudur. Dolayısıyla, sadece kanat firar kenarı yüzeyleri ile sınırlı kalmayıp, sapma ekseninde doğrudan moment üreterek bu birleşik hareketi sönmülemeye yardımcı olabilecek kuyruk dümeni yüzeyinin de kontrol stratejisine dahil edilmesi, literatürdeki önemli bir eksikliği giderme potansiyeli taşımaktadır.

Özetle, bu tezde ele alınan çok boyutlu problem; yapısal kütle eklemekten veya karmaşık donanımlara başvurmadan, birincil uçuş kontrolü için kullanılan standart servo eyleyicilerin dinamik sınırlamalarını aşarak, hafif uçakların dönme çarpınması sınırını genişletme ihtiyacıdır.

## **1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı**

Bu tezin birincil amacı, çift motorlu ve pervane tahrikli uçaklarda karşılaşılan dönme çarpınması problemini bastırabilen aktif bir kararlılık artırma sistemi geliştirmek, uygulamak ve doğrulamaktır. Yapısal sertleştirme veya sisteme özel yardımcı eyleyicilerin kullanımına dayanan geleneksel yaklaşımların aksine; bu çalışma, uçağın mevcut birincil kontrol yüzeylerini, özellikle kanatçık ve kuyruk dümenini kullanarak, ek donanım gereksinimi olmaksızın aeroelastik kararsızlıkların sönmülenebileceğini göstermeyi hedeflemektedir.

Bu ana amaç doğrultusunda, uçağın rijit gövde dinamiğini, dönme çarpınmasıyla ilişkili jiroskopik ve kararsız aerodinamik kuvvetlerle birleştiren kapsamlı bir matematiksel model türetmek için, Reed'in (1966) klasik dönme çarpınması denklemleri ile altı serbestlik dereceli (6-DoF) uçuş dinamiği modelinin entegrasyonu gerçekleştirilecektir.

Motor yapısal bağlantısından alınan açışal hız geri beslemesini kullanan, uygulanabilir bir Oransal-İntegral-Türev (PID) kontrol mimarisi tasarlamak amacıyla, algılanan titreşim sinyallerini, sistemin sönmülemesini artıracak uygun kanatçık ve kuyruk dümeni büküm komutlarına dönüştüren bir kontrol yasası sentezlenecektir.

Eyleyici performans limitlerinin, dönme çarpınması bastırma sisteminin etkinliği üzerindeki etkisini incelemek için, nominal ve sınırlandırılmış hız limitlerine sahip eyleyiciler ile sistemin kararlılığı karşılaştırmalı olarak değerlendirilecektir.

Önerilen kontrol stratejisini kapsamlı sayısal benzetimler aracılığıyla doğrulamak için, kritik çarpınma hızındaki artış miktarını incelenecek ve önerilen kontrol sisteminin yüksek hızlı seyir uçuşu sırasında kararlılık artışına katkısını gösterilecektir.

Bu hedeflerin gerçekleştirilmesiyle tez; günümüz hava araçlarının dönme çarpınması kararlılığını sağlamak için ölçeklenebilir, ağırlık açısından verimli ve maliyet etkin bir çözüm önermeyi amaçlamaktadır.

Bu araştırmadaki kilit varsayım, kanat yapısının rijit bir cisim olarak ele alınmasıdır; dolayısıyla kanadın elastik eğilme ve burulma modları açıkça modellenmemiştir. Bu basitleştirme, iki temel amaca hizmet etmektedir. Birincisi, yapısal elemanların sonlu elemanlar yöntemi (FEM) gibi tekniklerle modellenmesi, matematiksel modeldeki serbestlik derecesinde ciddi bir artışa neden olmaktadır. Bu durum, benzetim sırasındaki hesaplama yükünü aşırı yükseltmekte ve yüksek frekanslı (~1000 Hz) kontrol döngülerinin analizini zorlaştırmaktadır. Rijit kanat varsayımı, modelin karmaşıklığını yönetilebilir bir seviyede tutarak, kontrol algoritmasının optimizasyonu için gerekli olan hızlı iterasyonlara olanak tanır. İkincisi ise, motor askı yapısının pivot noktasındaki jiroskopik ve aerodinamik etkileşimden kaynaklanan temel çarpınma mekanizmasını izole etmek ve böylece önerilen kontrol stratejisinin etkinliğini, yüksek dereceli yapısal modların girişimi olmadan net bir şekilde değerlendirmektir. Kanat esnekliğinin ihmal edilmesi, analizi pervane dönme çarpınma modları ile sınırlasa da PID kontrol mimarisinin sentezlenmesi ve ayarlanması için hesaplama açısından verimli bir ortam sağlamaktadır. Sonuç olarak, bu tezde sunulan bulgular, aktif kontrol yöntemleri ile ek donanım gerektirmeden kararlılık artırımı çalışması için bir kavramsal kanıt niteliğindedir ve esnek kanat aeroelastisitesinin entegrasyonu için gelecekteki yinelemeli çalışmalara ihtiyaç bulunmaktadır.

### **1.3 Tezin Yapısı**

Bu tez çalışması, okuyucuyu aeroelastisitenin teorik temellerinden, önerilen kontrol stratejisinin pratik doğrulamasına sistematik bir şekilde yönlendirmek üzere tasarlanmış altı bölümden oluşmaktadır.

Bölüm 2’de, dönme çarpınması konusundaki geçmiş araştırmalara dair kapsamlı bir inceleme yapılmıştır. Bu bölüm, güncel tasarım kriterlerini şekillendiren tarihsel kaza örneklerine değinerek problemin tarihçesiyle başlar. Ardından, geleneksel pasif sönümleme yöntemlerini eleştirel bir gözle değerlendirir. Bunları literatürdeki modern aktif kontrol teknikleriyle karşılaştırarak, bu tezin doldurmayı amaçladığı özgün araştırma boşluğunu ortaya koyar.

Bölüm 3’te, çalışmada kullanılan aeroelastik hareket denklemlerinin türetilmesi detaylandırılır. Bu bölüm, Reed’in klasik iki serbestlik dereceli çarpınma modelinin, rijit uçuş dinamiği modlarını oluşturan altı serbestlik dereceli dinamik sisteme entegrasyonunu sunar. Ayrıca jiroskopik momentlerin, kararsız aerodinamik kuvvetlerin ve kanat ile itki sistemi arasındaki yapısal etkileşimin formülasyonu üzerinde durulur.

Bölüm 4’te, aktif kararlılık artırma sisteminin mimarisi ve sentezi tanımlanmıştır. Oransal-İntegral-Türev (PID) kontrol stratejisinin seçim gerekçelerini ve mevcut kanatçık ile kuyruk dümeni yüzeylerinin eyleyici olarak kullanım metodolojisini açıklar. Ayrıca bu bölüm, uygulanabilirlik için kritik olan eyleyici kısıtlarını da inceler.

Bölüm 5’te, araştırmanın nicel bulgularını aktarılmıştır. Sistemin açık çevrim ve kapalı çevrim konfigürasyonlardaki tepkilerinin detaylı karşılaştırmalı analizini sağlar. Kritik çarpınma hızındaki artışı vurgular ve farklı eyleyici performans senaryoları altında sistemin davranışlarını inceler.

Bölüm 6’da, çalışmanın temel katkıları ve varılan sonuçlar özetlenir. Esnek kanat yaklaşımı, kararsız aerodinamik modelleme, modern kontrol algoritması tasarımları ve deneysel doğrulama çalışmaları dahil olmak üzere gelecek araştırmalar için potansiyel yönleri ana hatlarıyla belirtir.

## 2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bu bölüm; dönme çarpınması problem ve çözüm tekniklerinin tarihsel arka planı, teorik temelleri ve gelişimi üzerine, modern havacılıkta aktif aeroelastik kontrol stratejilerine doğru yaşanan paradigma değişimini öne çıkaran kapsamlı bir inceleme sunmaktadır.

### 2.1 Dönme Çarpınmasının Tarihçesi

Dönme çarpınması, turboprop veya pistonlu motorlu hava araçlarında, motor askı sisteminin esnekliği ile pervanenin ürettiği jiroskopik ve aerodinamik kuvvetlerin etkileşimi sonucu ortaya çıkan yıkıcı bir aeroelastik kararsızlık türüdür. Bu problem, temel olarak pervanenin yalpalama hareketinin, motor askı yapısının eğilme ve burulma modları ile dinamik olarak etkileşime girmesiyle karakterize edilmektedir (Houbolt ve Reed, 1962).

Literatürde konuya ilişkin ilk temel çalışma, 1938 yılında Taylor ve Browne tarafından gerçekleştirilmiştir. Araştırmacılar, uçak güç sistemlerinin titreşim izolasyonu üzerine yürüttükleri analitik incelemelerde; belirli bir motor askı esnekliği ve pervane devri kombinasyonunda, jiroskopik momentlerin aerodinamik kuvvetlerle birleşerek sönmülemeyen bir yalpalama hareketine yol açabileceğini matematiksel olarak ortaya koymuşlardır. Taylor ve Browne bu problemi henüz pratikte karşılaşılmadan tanımlamış olsalar da, 1930'ların ve 40'ların radyal motorları oldukça rijit yapılar üzerine monte edildiği ve pervaneler bu kararsızlığı tetikleyecek düzeyde aerodinamik yükler yaratmaması sebebiyle konu o dönemde yalnızca teorik bir problem niteliğinde kalmıştır. Dolayısıyla bu problem matematiksel olarak farkedilmiş olsa da, dönemin koşullarında pratikte karşılaşılması olasılık dışı görülmektedir.

Çalışmalar bu teori üzerine yaklaşık 20 yıl boyunca ilgisiz kalmıştır. Ancak 1950'lerin sonlarına doğru havacılık endüstrisinde jet çağına geçiş ve yüksek performanslı turboprop motorların entegrasyonu hız kazanmıştır. Bu teknolojik dönüşümün önemli temsilcilerinden biri olan ve dönemin en gelişmiş tasarımları arasında yer alan

Lockheed L-188 Electra, hizmete girişini takip eden süreçte iki kritik kaza kırım olayı ile gündeme gelmiştir.

- Eylül 1959'da Braniff International Airways uçağı, Teksas üzerinde seyir uçuşu sırasında uçağın yapısal bütünlüğünü kaybederek parçalandığı raporlanmıştır.
- Mart 1960'da Northwest Orient Airlines uçağı benzer bir senaryo ile Indiana üzerinde seyir irtifasında kanat kopması sonucu kaza meydana gelmiştir.

Söz konusu kazalar, belirgin bir atmosferik türbülansın veya dış etkenin bulunmadığı seyir koşullarında meydana gelmeleri ve ani yapısal parçalanma ile sonuçlanmaları nedeniyle havacılık camiasında geniş yankı uyandırmış ve her iki kaza için problemin kök nedenine dair Civil Aeronautics Board (CAB) tarafından kapsamlı teknik soruşturmaları yapılarak 1961 yılında yayınlanmıştır. Kazaların ardından NASA Langley Araştırma Merkezi ve Lockheed iş birliğiyle yürütülen kapsamlı rüzgâr tüneli testleri ve analitik çalışmalar, kazaların nedeninin “pervane dönme çirpınması” olduğunu doğrulamıştır. Houbolt ve Reed (1962) ile Bland ve Bennett (1963) tarafından yürütülen çalışmalarda, motor askı yapısında meydana gelen hasar veya gevşemenin (rijitlik kaybı), motorun doğal frekansını düşürerek kanat eğilme modu ile rezonansa girmesine neden olduğu belirlenmiştir. Bu etkileşimde, türbülans gibi dışsal bir bozucunun pervanede başlattığı yalpalama hareketi, hasarlı veya zayıflamış motor askısı nedeniyle sönmelenememiş, aksine sistemden enerji alarak beslenmiştir. Pervanenin bu hareketi, jiroskopik kuvvetler aracılığıyla kanat yapısına yüksek genlikli burulma ve eğilme momentleri aktarmış; oluşan rezonans durumu saniyeler içerisinde kanat yapısının taşıma kapasitesini aşarak kopmasına neden olmuştur. Elde edilen bu bulgular neticesinde, havacılık otoriteleri tarafından motor askı yapıları için yeni tasarım kriterleri geliştirilmiş ve sertifikasyon süreçlerine dahil edilmiştir (Reed, 1966). Lockheed Electra kazaları sonrası getirilen tasarım standartları, yeni uçaklarda tasarım kaynaklı dönme çirpınmasını büyük ölçüde engellemiş olsa da; 1990'lar ve 2000'lerde bu problem, yapısal yaşlanma ve metal yorgunluğu bağlamında yeniden kritik bir güvenlik sorunu olarak ortaya çıkmıştır. Bu bağlamda modern literatürde dönme çirpınması, sadece bir tasarım problemi olarak değil, aynı zamanda hava aracının operasyonel ömrü boyunca yönetilmesi gereken bir bakım problemi olarak ele alınmaktadır.

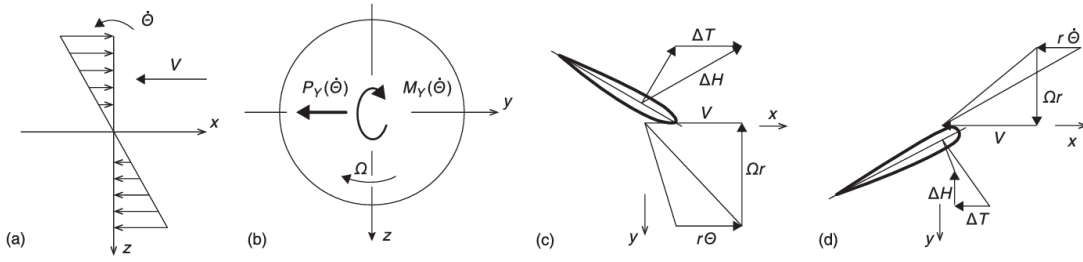
Bu durumun literatürdeki en çarpıcı örneği, 28 Aralık 1991 tarihinde Rhode Island açıklarında gerçekleşen Business Express Havayolları'na ait Beechcraft 1900C kazasıdır. Eğitim uçuşu sırasında meydana gelen bu kazanın NTSB (National Transportation Safety Board, 1993) tarafından hazırlanan kaza raporunda neden olarak pilotaj hatası olarak değerlendirilmiş olsa da, ALPA (Airline Pilots Association, 1992) tarafından yapılan sonraki detaylı analizler gerçek nedenin dönme çarpınması olduğunu ortaya koymuştur. Soruşturma sonucunda, motor askı yapısındaki rijitlik kaybının, sancak motor askı yapısının koparak yatay kuyruğa çarpmasına ve ardından sağ kanadın dış kısmının ayrılmasına neden olduğu belirlenmiştir. Pilotların herhangi bir acil durum çağrısı yapamamış olması, yapısal iflasın herhangi bir uyarı vermeksizin aniden gerçekleştiğini göstermektedir.

Benzer şekilde, 2005 yılında Chalk's Ocean Airways'e ait Grumman G-73 Turbo Mallard uçağının karıştığı kaza, doğrudan bir pervane modu çarpınması olarak sınıflandırılmasa da, yapısal rijitlik kaybının aeroelastik sonuçları açısından literatürde önemli bir yer tutar. NTSB (2007) kaza raporu, kanat ana kirişindeki yorgunluk çatlaklarının, yapının doğal frekanslarını değiştirerek aeroelastik kararsızlığa zemin hazırladığını vurgulamaktadır. Bu vakalar, teorik olarak güvenli tasarlanmış uçakların bile, işletme ömrü boyunca maruz kaldıkları yapısal bozulmalar nedeniyle aeroelastik kararlılıklarını yitirebileceğini göstermektedir.

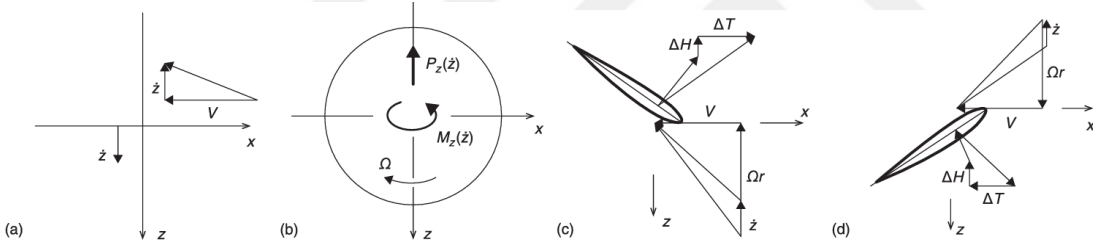
Sonuç olarak tarihsel gelişim süreci; dönme çarpınması probleminin 1938'de teorik bir olasılık olarak başladığını, 1960'larda tasarım kriterlerini belirleyen kritik bir kısıt haline geldiğini ve uzunca bir süre metal yorgunluğu ile ilişkili bir bakım problemi olarak yönetildiğini göstermektedir. Ancak günümüzde havacılık endüstrisinin elektrikli itki sistemlerine ve özellikle DEP konseptlerine yönelmesiyle birlikte, bu problem yeniden kritik bir tasarım kısıtı olarak gündeme gelmiştir. NASA X-57 Maxwell gibi projelerde görülen, aerodinamik verimliliği artırmak amacıyla tasarlanmış yüksek açıklık oranlı esnek kanatlar ve kanat uçlarına yerleştirilen motor konfigürasyonları, yapısal esneklik ile atalet kuvvetleri arasındaki etkileşimi şiddetlendirerek dönme çarpınması riskini artırmaktadır (Hoover ve diğ., 2017). Dolayısıyla bu problem, artık sadece yaşanan uçakların yapısal sağlığı açısından değil, geleceğin yenilikçi hava araçlarının uçuşa elverişliliği açısından da aşılması gereken temel bir aeroelastik engel niteliği kazanmıştır.

## 2.2 Teorik Altyapı

Dönme çarpınması, net bir ifadeyle özetlenecek olursa, dönen pervaneler veya rotor pallerinin yarattığı aerodinamik, eylemsizlik, elastik ve jiroskopik kuvvetler ile momentlerin etkileşimi sonucu ortaya çıkan bir kararlılık problemidir. Dönen bir pervane bir bozuntuya maruz kaldığında, Şekil 2.1 ve Şekil 2.2’de gösterilen aerodinamik etkiler sonucunda pervane göbeğinin yalpalama yapmasına, yani statik itki eksenini etrafında eliptik veya dairesel bir yörünge izlemesine neden olur.

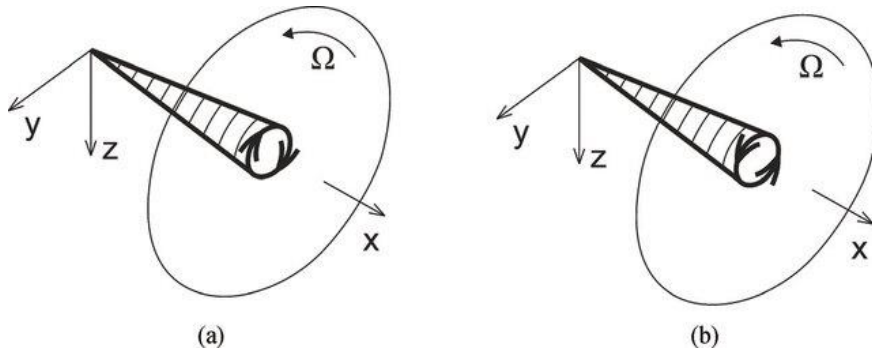


**Şekil 2.1:** Pervane göbeğinin yunuslama hareketi nedeniyle bir pala kesitinde oluşan aerodinamik kuvvetler, Čečrdle (2015)’den uyarlanmıştır.



**Şekil 2.2:** Pervane göbeğinin sapma hareketi nedeniyle bir pala kesitinde oluşan aerodinamik kuvvetler, Čečrdle (2015)’den uyarlanmıştır.

Bu yalpalama hareketi, sistemin doğal titreşim modlarını Şekil 2.3’te gösterildiği gibi iki belirgin dönme moduna ayırır: pervane dönüş yönünün tersine yalpalama yapan “geriye dönme modu” ve dönüşle aynı yönde yalpalama yapan “ileriye dönme modu”.



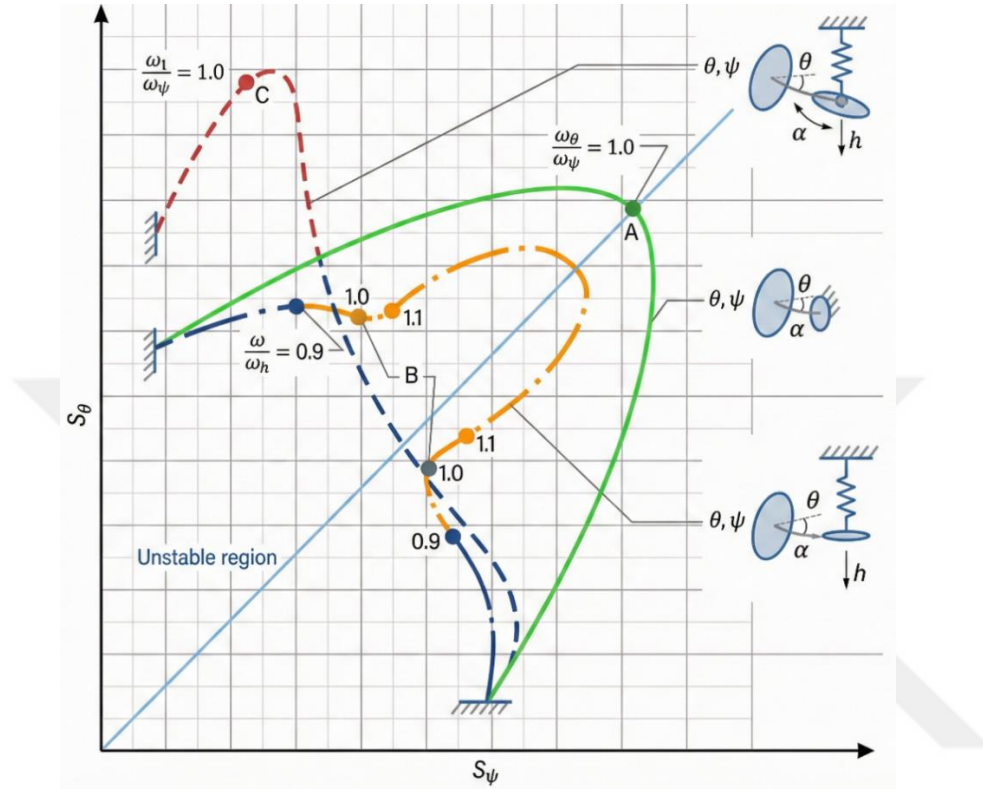
**Şekil 2.3:** Temel dönme modlarının şematik gösterimi: (a) geriye dönme modu ve (b) ileriye dönme modu, Čečrdle (2015)’den uyarlanmıştır.

Bu modların kararlılığı, yalpalama hareketi sırasında pallerin değişen hücum açıları nedeniyle üretilen aerodinamik kuvvetler tarafından belirlenir. Pervane göbeği yalpalama hareketi yaparken, paller hız ve hücum açısında döngüsel değişimlere maruz kalır; bu durum kararsız aerodinamik kuvvetler ve momentler üretir. Bu çalışmada modellenen gibi rijit pervane pallerine sahip sistemlerde, aerodinamik kuvvetler sisteme enerji besleme eğiliminde olduğundan ve potansiyel olarak ıraksak salınımlara yol açtığından, geriye dönme modu genellikle kritik kararsızlık mekanizmasıdır (Mair ve diğ., 2021). Buna karşın, ileriye dönme modu rijit pervaneler için genellikle kararlıdır; ancak yüksek esnekliğe sahip paller veya çarpma menteşeleri bulunan sistemlerde, pallerin yapısal dinamiğinin yalpalamayla yıkıcı bir şekilde etkileşime girmesi durumunda kararsız hale gelebilir (Koch ve Koert, 2023).

Dönme çarpınmasında kararsızlaştırıcı aerodinamik kuvvetlerin oluşumu, temel olarak P-faktörü olarak adlandırılan, pervane pallerinin asimetrik yüklenmesi ile tetiklenir. Pervane eksenine gelen hava akımına göre eğildiğinde, rotor diskinin aerodinamik simetrisi bozulur. Aşağı doğru hareket ederek ilerleyen pal, yukarı doğru hareket ederek gerileyen pale kıyasla daha yüksek bir efektif hücum açısına ve bağlı hıza maruz kalır. Bu asimetri, pervane diskinin ilerleyen tarafının gerileyen tarafa göre önemli ölçüde daha yüksek itki üretmesine neden olur. Saat yönünde dönen bir çekici pervane konfigürasyonunda, yukarı yunuslama hareketi, iki kritik aerodinamik tepkiyle sonuçlanan diferansiyel bir itki dağılımı yaratır. Hareket denklemlerinde köşegen dışı aerodinamik türevlerle (örneğin yunuslamaya bağlı sapma momenti) temsil edilen bu çapraz bağlaşım momenti, jiroskopik yalpalama ile etkileşime girerek sisteme enerji besler ve böylece dönme çarpınması kararsızlığını sürükler.

Dönme çarpınmasının temel mekanizması pervane ile askı yapısalı etkileşimi tarafından yönlendirilse de taşıyıcı kanat yapısının esnekliği kararlılık sınırlarının belirlenmesinde kritik bir rol oynar. Xu (2020) tarafından yapılan eğilim çalışmaları ve Houbolt ile Reed'in (1962) erken dönem temel çalışmalarında detaylandırıldığı üzere, kanat esnekliğinin etkisi tekdüze değildir. Titreşim moduna bağlı olarak kararlılaştırıcı veya kararsızlaştırıcı olabilir. Özellikle, kanat eğilme modları sıklıkla sistemi kararlı kılan aerodinamik sönümleme sağlarken, kanat burulma modları ile olan etkileşim zararlı olabilir. Şekil 2.4'te gösterildiği gibi, kanadın doğal burulma frekansı, motor askı yapısalının sapma frekansı ile yakınsadığında kararlılık marjı önemli ölçüde azalır. Bu rezonans benzeri etkileşim, kanat burulması ve pervane

yalpalaması arasında enerji transferine izin vererek kritik çırpınma hızını potansiyel olarak düşürür. Pervane ile pervane göbeği arasındaki dönme mekanizmasını bu karmaşık yüksek mertebeli aeroelastik etkileşimlerden izole etmek amacıyla, bu çalışma kontrol sentezi için bir temel olarak rijit kanat varsayımını benimsemektedir.



Şekil 2.4: Kanat esnekliğinin kararlılığa etkisi, Reed (1966)'dan uyarlanmıştır.

### 2.3 Pasif Sönümlenme Yöntemleri

Yapısal rijitliğin artırılması, Lockheed L-188 Electra kazalarından sonra endüstri standardı haline gelen hata-güvenli tasarım felsefesinin temelini oluşturmuştur. Ancak Bölüm 1.1'de tartışıldığı üzere, rijitliği artırmanın getirdiği ilave ağırlık ve azalan performans sorunu, araştırmacıları alternatif pasif kontrol stratejilerine yöneltmiştir. Pasif yöntemler, harici bir güç kaynağına veya geri besleme döngüsüne ihtiyaç duymadan, uçağın yapısal veya aerodinamik karakteristiklerini modifiye ederek aeroelastik davranışı iyileştirmeyi amaçlar.

Literatürde öne çıkan pasif teknikler arasında; kanadın modal karakteristiklerini değiştirmek için kanat ucu uzantılarının tasarımı, pasif sönümlenme sağlamak amacıyla piezoelektrik şönt devrelerinin kullanımı ve eğilme-burulma bağlaşımını faydalı yönde kullanmak için kompozit malzemelerin aeroelastik tarzılığı yer almaktadır.

Yapılan çalışmalar, bu modifikasyonların özellikle tiltrotorlu hava araçlarının kararlılık sınırlarını genişletmede etkili olabileceğini göstermiştir (Acree ve diğ., 2001; Kim ve diğ., 2013; Codispoti, 2017).

Ancak bu ilerlemelere rağmen, pasif yöntemler doğası gereği bir seçim içerir. Electra örneğinde olduğu gibi yapıyı sertleştirmek veya pasif sönümleyici kütleler eklemek, modern Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış (HALE) sınıfı İHA'lar ve elektrikli uçaklar için kritik olan performans parametrelerini olumsuz etkiler. Ayrıca, Beechcraft 1900C kazasında görüldüğü üzere, pasif sistemler zamanla oluşan malzeme yorgunluğuna karşı uyum sağlayamaz; yapısal özellikler bozulduğunda koruma kalkanı zayıflar. Bu sınırlılıklar, değişen koşullara adapte olabilen çözümlere duyulan ihtiyacı artırmış ve araştırma ilgisini aktif kontrol yaklaşımlarına yöneltmiştir.

## **2.4 Aktif Aeroelastik Kontrol**

Pasif yöntemlerin aksine, AAK sistemleri değişen uçuş koşullarına ve yapısal parametrelere dinamik olarak yanıt verebilir. Bu sistemler, özellikle ağırlık minimizasyonunun kritik olduğu yüksek performanslı uçaklarda titreşimleri azaltma ve kararlılığı artırma konusunda önemli bir potansiyel sergilemektedir. Dönme çarpınmasının aktif olarak bastırılmasına yönelik literatür, kullanılan eyleyici mekanizmasına göre, “Rotor Tabanlı Eyleyici Sistemleri” ve “Kanat Tabanlı Eyleyici Sistemleri” olmak üzere iki ana kategoride incelenebilir.

Rotor Tabanlı Eyleyici Sistemleri alanında erken dönem aktif kontrol stratejileri, pervane kanadı hatve açısını kontrol etmek için rotor eğik plaka mekanizmasının kullanımına odaklanmıştır. Nasu (1986) ve Mueller ve diğ. (2006) tarafından yürütülen çalışmalar, aktif eğik plaka mekanizması kontrolünün, kararsızlaştırıcı aerodinamik kuvvetler altında kararlılığı etkili bir şekilde koruyabildiğini göstermiştir. Bu yaklaşım, kararsızlığın kaynağı olan pervaneye doğrudan müdahale etmesi açısından avantajlıdır. Ancak, pervane göbeğinde karmaşık hidrolik veya elektromekanik düzeneklerin bulunmasını gerektirmesi; mekanik karmaşıklığı artırmakta, bakım yükünü yükseltmekte ve sistem güvenilirliği açısından ek riskler doğurmaktadır. Buna ek olarak, modern DEP mimarilerinde kullanılan kompakt elektrik motorlarına bu tür hacimli mekanik sistemlerin entegrasyonu, konvansiyonel motor konfigürasyonlarına kıyasla önemli tasarım zorluklarını ve yerleşim kısıtlarını beraberinde getirmektedir.

Kanat tabanlı eyleyici sistemleri ise donanım karmaşıklığını azaltmak amacıyla, son dönem araştırmaları kanat üzerindeki aerodinamik yüzeylerin kullanımına kaymıştır. Aktif titreşim bastırma konseptinden yola çıkan çalışmalar, flaperon ve kanatçıkların dinamik ayarlamalarla dönme çırpınmasını bastırmak için kullanılabileceğini ortaya koymuştur. Örneğın, Hathaway ve Gandhi (2006) ile Dong ve Li (2022), salınım yapan kontrol yüzeylerinin, çırpınma modunu kararlı hale getirmek için yeterli aerodinamik sönümleme üretebildiğini göstermiştir. Ancak bu çalışmaların çoğu, problemi genellikle yarı açıklıklı modeller üzerinden ele almıştır.

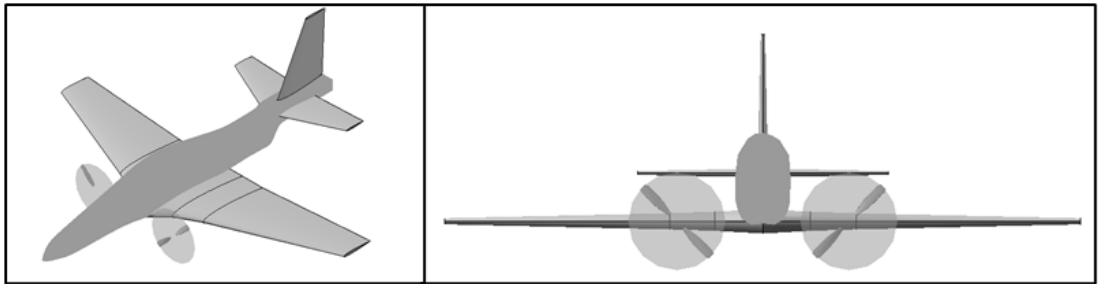
Mevcut literatürdeki bu boşluğu doldurmak amacıyla, bu tezin odak noktası ve özgün yönü; kanatçık ve kuyruk dümeni kontrol yüzeylerinin eş zamanlı olarak kullanıldığı bir aktif bastırma sisteminin önerilmesidir. Önceki çalışmaların aksine, bu yaklaşım tam açıklıklı uçak modelini 6 serbestlik derecesine sahip bir uçuş dinamik modeli üzerinde incelemektedir. Bu metodoloji, gövdeye herhangi bir ek donanım eklemeden, itki sisteminin yalpalama hareketinin hem yunuslama hem de sapma eksenlerini eş zamanlı olarak ele alarak performansı artırmayı öngörmektedir. Bu sayede, aktif sistemin devreye girerek tehlikeli salınımları sönümlemesi ve uçağın güvenliğini sağlaması hedeflenmektedir.

### 3. MATEMATİKSEL MODELLEME

Bu bölüm, çift motorlu uçağın aeroelastik dinamiğini modellemek amacıyla oluşturulan matematiksel altyapıyı detaylandırmaktadır. Enerji tabanlı (Lagrangian) yöntemlerin aksine, bu çalışmada kararsız rotor aerodinamiği ile entegre edilmiş kapsamlı bir Newton-Euler formülasyonu benimsenmiştir. Bu yaklaşım, rijit gövde uçuş dinamiği ile yalpalayan pervanelerin ürettiği jiroskopik ve aerodinamik kuvvetler arasındaki etkileşimi doğrudan modellediği için, özellikle altı serbestlik dereceli sayısal benzetimler ve uçuş kontrol sistemi tasarımı uygulamaları için elverişlidir.

#### 3.1 Referans Hava Aracı ve İtki Sistemi Konfigürasyonu

Bu araştırmada temel platform olarak, DEHA adı verilen, Altay ve Çalışkan (2022) tarafından geliştirilmiş ve doğrulanmış bir benzetim modeline sahip olan tek jet motorlu hava aracı kullanılmıştır. Aerodinamik kuvvet ve momentler ile kütle kaynaklı kuvvetler bu temel modelden türetilmiştir. Araştırmanın amacı doğrultusunda, itki alt sistemi Şekil 3.1'de gösterildiği üzere yeniden tasarlanmıştır. Güncellenen model, sağ ve sol kanatlara monte edilmiş motorlarla çift motorlu bir konfigürasyona dönüştürülmüştür. Bu çift motorlar, uçağın ağırlık merkezinin bir miktar önüne konumlandırılmış ve Z-ekseni boyunca aynı seviyede hizalanmıştır.



**Şekil 3.1:** Benzetim çalışmasında kullanılan ve çift pervaneli konfigürasyonda yeniden tasarlanmış model uçağın izometrik ve önden görünüşleri.

Benzetim modeline dahil edilen yeniden tasarlanmış itki sistemi parametreleri, yeni konfigürasyonun detaylı tanımını ve aerodinamik karakteristikler üzerindeki etkilerini sunacak şekilde Çizelge 3.1'de özetlenmiştir.

**Çizelge 3.1 : Benzetim modeli parametreleri.**

Parametre	Değer	Açıklama
m	12	Toplam kütle (kg)
b	2.208	Kanat açıklığı (m)
$\bar{c}_w$	0.431	Kanat aerodinamik veteri (m)
$r_{AC}$	[-1.06, 0, 0]	Uçağın ağırlık merkezinin burun ucuna göre konumu (m)
$r_{ENG}$	[0.19, ±0.36, 0]	Uçağın ağırlık merkezine göre motorun konumu (m)
$\Omega$	840	Rotor açısal hızı (rad/s)
$N_b$	2	Pal sayısı
R	0.2032	Rotor yarıçapı (m)
a	0.25	Pivot uzunluğu - rotor yarıçapı oranı
$I_x$	$1.03 \times 10^{-4}$	Rotorun atalet momenti (kg m <sup>2</sup> )
$I_n$	$1.78 \times 10^{-4}$	Motor yapısalı atalet momenti (kg m <sup>2</sup> )
$C_\theta$	0.015	Yunuslama sönümlenme katsayısı (Nm.s/rad)
$C_\phi$	0.015	Sapma sönümlenme katsayısı (Nm.s/rad)
$K_\theta$	6	Yunuslama rijitliği katsayısı (Nm/rad)
$K_\phi$	6	Sapma rijitliği katsayısı (Nm/rad)
$c_b$	0.026	Pal veteri (m)
$c_l$	$2\pi$	Pal taşıma eğrisi eğimi (rad <sup>-1</sup> )

### 3.2 Koordinat Sistemleri ve Dönüşümler

Çalışmada, hava aracının düşük frekanslı rijit gövde uçuş dinamiği ile itki sisteminin yüksek frekanslı aeroelastik hareketini tek bir benzetim ortamında birleştirmek amacıyla, hiyerarşik bir koordinat sistemi yapısı tanımlanmıştır. Hava aracının küresel konumunu ve öteleme hızlarını tanımlamak için Dünya-Sabit bir referans sistemi olan eylemsiz referans sistemi ( $F_E$ ) kullanılmıştır. Standart havacılık konvansiyonlarına uygun olarak, bu referans sistemi "Kuzey-Doğu-Aşağı" (North-East-Down / NED) formatında tanımlanmıştır. Newton'un ikinci yasası bu eylemsiz çerçevede geçerli olduğundan, tüm kuvvet ve moment denklemleri nihai olarak bu referans sistemine veya bu referans sistemine göre tanımlanmış ivmelere dayandırılır. Hava aracının açısal yönelimini ve üzerine etkileyen toplam aerodinamik yükleri ifade etmek için, başlangıç noktası uçağın kütle merkezinde (CG) bulunan gövde sabit referans sistemi ( $F_B$ ) tanımlanmıştır. Bu referans sistemi, uçuş kontrol yüzeylerinin (kanatçık, irtifa ve kuyruk dümeni) etkilerinin ve uçağın atalet tensörünün ( $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$ ) tanımlandığı temel referans sistemidir. Pervane-Pivot referans sistemi, dönme çarpınması analizinin

merkezinde yer alan ve Houbolt ve Reed (1962) tarafından geliştirilen aerodinamik türevlerin uygulandığı yerel referans sistemidir. Her bir motor için ayrı ayrı tanımlanan bu referans sistemi ( $F_{P_i}$ ), motorun, kanat yapısına bağlandığı pivot noktasında tanımlanmıştır. Bu referans sistemi, rijit gövde referans sistemine ( $F_B$ ) göre sabit bir montaj açısıyla konumlandırılmıştır. Ancak pivotun esnekliği nedeniyle, pervane göbeği bu çerçeve içinde küçük açılı büküm hareketleri ( $\theta_p, \psi_p$ ) yapar. Dönme çarpınması kararsızlığını doğuran jiroskopik ve kararsız aerodinamik kuvvetler bu yerel referans sisteminde hesaplanır ve daha sonra dönüşüm matrisleri ile gövde referans sistemine aktarılır.

Farklı referans sistemleri arasındaki vektörel büyüklüklerin (hız, kuvvet, moment) aktarımı, euler açıları ve kosinüs dönüşüm matrisi (DCM) kullanılarak gerçekleştirilir.

### 3.3 Hareket Denklemleri (Newton-Euler Formülasyonu)

Hava aracının üç boyutlu uzaydaki hareketi, rijit cisim hareket denklemleri ile yönetilmektedir. Modifiye edilmiş çift motorlu uçağa etki eden bileşke kuvvetler ve momentler, gövde sabit koordinat sisteminde tanımlanan öteleme ve dönme dinamiklerini sürüklemektedir.

$$F_{AC} = F_{Mass} + F_{Aero} + F_{Eng(1,2)} \quad (3.1)$$

$$M_{AC} = M_{Mass} + M_{Aero} + M_{Eng(1,2)} \quad (3.2)$$

Standart Newton-Euler hareket denklemleri, gövde sabit referans çerçevesinde ( $F_B$ ) şu şekilde formüle edilmiştir:

$$F_{AC} = m \cdot \ddot{r} + m \cdot (\omega \times V) \quad (3.3)$$

$$M_{AC} = I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) \quad (3.4)$$

Burada  $m$  toplam kütle,  $I$  atalet tensörünü,  $V_b$  doğrusal hız vektörünü ve  $\omega_b$  açısal hız vektörünü temsil etmektedir. Gövdeye bağlı hızları eylemsiz referans sistemiyle ilişkilendirmek için Euler açılarına ( $\phi, \theta, \psi$ ) dayalı kinematik denklemler kullanılmıştır.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_{AC} \\ \dot{\theta}_{AC} \\ \dot{\psi}_{AC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi_{AC}\tan\theta_{AC} & \cos\phi_{AC}\tan\theta_{AC} \\ 0 & \cos\phi_{AC} & -\sin\phi_{AC} \\ 0 & \frac{\sin\phi_{AC}}{\cos\theta_{AC}} & \frac{\cos\phi_{AC}}{\cos\theta_{AC}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

### 3.4 Aerodinamik Modelleme

Dönme çırpınması analizinin merkezinde, Reed'in (1966) geliştirdiği ve bu çalışma için yarı-kararlı (quasi-steady) varsayımlar altında yeniden formüle edilen klasik modele dayanmaktadır. Bu model, salınım yapan pervane kanatçıklarının jiroskopik ve aerodinamik etkileşimleri nedeniyle rotor göbeğinde üretilen bozucu kuvvet ve momentleri hesaba katmaktadır. Aeroelastik tepkiyi çeşitli uçuş koşullarında doğru bir şekilde karakterize etmek amacıyla, yönetici denklemler uçağın efektif hücum açısını ve yana kayma (sideslip) açısını içerecek şekilde genişletilmiştir. Rotor-pivot referans sisteminin yunuslama ve sapma (yaw) serbestlik dereceleri için hareket denklemleri şu şekilde tanımlanır:

$$I_n \ddot{\theta}^* - I_x \Omega \dot{\psi}^* + C_\theta \dot{\theta} + K_\theta \theta = -M_{y,Hub} + aRF_{z,Hub} \quad (3.7)$$

$$I_n \ddot{\psi}^* + I_x \Omega \dot{\theta}^* + C_\psi \dot{\psi} + K_\psi \psi = M_{z,Hub} + aRF_{y,Hub} \quad (3.8)$$

Bu ifadelerde  $I_n$  ve  $I_x$  sırasıyla motor yapısal ve pervane atalet momentlerini,  $\Omega$  pervane açısal hızını,  $R$  pervane yarıçapını,  $a$  pivot uzunluk oranını,  $C$  ve  $K$  terimleri ise sırasıyla yapısal sönümleme ve rijitlik katsayılarını temsil etmektedir. Uçağın yönelimini de içeren efektif açısal pozisyonlar ve hızlar ise aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$\theta^* = \theta + \alpha \quad (3.9)$$

$$\psi^* = \psi + \beta \quad (3.10)$$

$$\dot{\theta}^* = \dot{\theta} + \dot{\alpha} \quad (3.11)$$

$$\dot{\psi}^* = \dot{\psi} + \dot{\beta} \quad (3.12)$$

Pervane göbeği noktasında üretilen aerodinamik kuvvetler ( $F_{y,H}$ ,  $F_{z,H}$ ) ve momentler ( $M_{y,H}$ ,  $M_{z,H}$ ) pervane kanatçığı aerodinamiğinin ve sistemin durum değişkenlerinin bir fonksiyonudur. Bu kuvvetler, Houbolt ve Reed (1962) tarafından tanımlanan aerodinamik türevler kullanılarak ifade edilir:

$$F_{y,H} = \frac{\partial F_{y,H}}{\partial \psi} \psi^* + \frac{\partial F_{y,H}}{\partial \dot{\psi}} \dot{\psi}^* + \frac{\partial F_{y,H}}{\partial \dot{\theta}} \dot{\theta}^* = \frac{N_b}{2} K_a \left( A_1' \psi^* - aA_1 \frac{\dot{\psi}^*}{\Omega} + A_2 \frac{\dot{\theta}^*}{\Omega} \right) \quad (3.13)$$

$$F_{z,H} = \frac{\partial F_{z,H}}{\partial \theta} \theta^* + \frac{\partial F_{z,H}}{\partial \dot{\theta}} \dot{\theta}^* + \frac{\partial F_{z,H}}{\partial \dot{\psi}} \dot{\psi}^* = \frac{N_b}{2} K_a \left( A'_1 \theta^* - a A_1 \frac{\dot{\theta}^*}{\Omega} - A_2 \frac{\dot{\psi}^*}{\Omega} \right) \quad (3.14)$$

$$M_{y,H} = \frac{\partial M_{y,H}}{\partial \psi} \psi^* + \frac{\partial M_{y,H}}{\partial \dot{\psi}} \dot{\psi}^* + \frac{\partial M_{y,H}}{\partial \dot{\theta}} \dot{\theta}^* = \frac{N_b}{2} K_a R \left( A'_2 \psi^* - a A_2 \frac{\dot{\psi}^*}{\Omega} + A_3 \frac{\dot{\theta}^*}{\Omega} \right) \quad (3.15)$$

$$M_{z,H} = \frac{\partial M_{z,H}}{\partial \theta} \theta^* + \frac{\partial M_{z,H}}{\partial \dot{\theta}} \dot{\theta}^* + \frac{\partial M_{z,H}}{\partial \dot{\psi}} \dot{\psi}^* = \frac{N_b}{2} K_a R \left( A'_2 \theta^* - a A_2 \frac{\dot{\theta}^*}{\Omega} - A_3 \frac{\dot{\psi}^*}{\Omega} \right) \quad (3.16)$$

$$K_a = \frac{1}{2} \rho c_{l\alpha} R^4 \Omega^2 \quad (3.17)$$

$$A_1 = \int_0^1 \frac{c}{R} \frac{(\mu/\pi)^2}{\sqrt{(\mu/\pi)^2 + \eta^2}} d\eta \quad (3.18)$$

$$A'_1 = (\mu/\pi) A_1 \quad (3.19)$$

$$A_2 = \int_0^1 \frac{c}{R} \frac{(\mu/\pi) \eta^2}{\sqrt{(\mu/\pi)^2 + \eta^2}} d\eta \quad (3.20)$$

$$A'_2 = (\mu/\pi) A_2 \quad (3.21)$$

$$A_3 = \int_0^1 \frac{c}{R} \frac{\eta^4}{\sqrt{(\mu/\pi)^2 + \eta^2}} d\eta \quad (3.22)$$

$$A'_3 = (\mu/\pi) A_3 \quad (3.23)$$

$$\mu = \pi \frac{V}{\Omega R} \quad (3.24)$$

Burada,  $N_b$  pervane kanatçık sayısını,  $K_a$  ise temel aerodinamik rijitlik sabitini temsil etmektedir. Bu sabit, hava yoğunluğu ( $\rho$ ), pervane kanatçığının taşıma eğrisi eğimi ( $c_{l\alpha}$ ), rotor yarıçapı ( $R$ ) ve pervanenin operasyonel açısal hızın ( $\Omega$ ) birleşik etkilerini kapsayan bir ölçeklendirme faktörü olarak işlev görür. Ayrıca,  $A_1$ ,  $A_2$  ve  $A_3$  katsayıları ve kesme işaretli halleri, pervane kanatçıklarının veter uzunluğu dağılımları ve ilerleme oranı ( $\mu$ ) ile türetilen boyutsuz integralleridir.

### 3.5 Kuvvet ve Moment Entegrasyonu

Modellemenin kritik bir yönü, kuvvetlerin pervane göbeğinden (hub) uçağın ağırlık merkezine (CG) dönüştürülmesidir. Bu etkileşim, dönme çarpınması etkisiyle oluşan titreşim ve kararsızlığın doğrudan 6-DoF uçak uçuş dinamiği ile entegre edilmesini sağlar. Süreçte ilk olarak, motor montaj noktasındaki aerodinamik ve atalet etkileri

çözümlenir. Her bir ( $i$ ) motordaki aerodinamik kuvvetler ve momentler, göbek yükleri ile aşağıdaki gibi ilişkilendirilir:

$$\begin{bmatrix} F_{x,Aero} \\ F_{y,Aero} \\ F_{z,Aero} \end{bmatrix}_{(i)} = \begin{bmatrix} T_0 \\ F_{y,H} \\ F_{z,H} \end{bmatrix}_{(i),A} \quad (3.25)$$

$$\begin{bmatrix} M_{x,Aero} \\ M_{y,Aero} \\ M_{z,Aero} \end{bmatrix}_{(i)} = \begin{bmatrix} 0 \\ -M_{y,H} + aRF_{z,H} \\ M_{z,H} + aRF_{y,H} \end{bmatrix}_{(i),A} \quad (3.26)$$

Bunun yanı sıra, uçağın açışal ivmesi ve hızı nedeniyle salınım yapan motor kütesinin ( $m_p$ ) ürettiği atalet kuvvetleri de hesaba katılmalıdır. Motor montaj noktasındaki atalet kuvvetleri şu şekilde türetilir:

$$\begin{bmatrix} F_{x,Mass} \\ F_{y,Mass} \\ F_{z,Mass} \end{bmatrix}_{(i)} = m_p \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + m_p \begin{bmatrix} 0 & -\Delta z & \Delta y \\ \Delta z & 0 & -\Delta x \\ -\Delta y & \Delta x & 0 \end{bmatrix}_{Eng,AC} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} + \dot{q}_p \\ \dot{r} + \dot{r}_p \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

$$\begin{bmatrix} M_{x,Mass} \\ M_{y,Mass} \\ M_{z,Mass} \end{bmatrix}_{(i)} = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta z & \Delta y \\ \Delta z & 0 & -\Delta x \\ -\Delta y & \Delta x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{x,Mass} \\ F_{y,Mass} \\ F_{z,Mass} \end{bmatrix}_{(i)} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}_{(i)} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} + \dot{q}_p \\ \dot{r} + \dot{r}_p \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

Son olarak, uçağın ağırlık merkezine (CG) etki eden toplam kuvvet ve momentler; her iki motordan gelen aerodinamik ve atalet katkılarının toplanması ve bu vektörlerin gövde eksen takımına dönüştürülmesiyle elde edilir. Bu işlem, benzetim modelini yürüten nihai denklem setini oluşturur:

$$\begin{bmatrix} F_{x,AC} \\ F_{y,AC} \\ F_{z,AC} \end{bmatrix}_{(i)} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi & \cos \theta \sin \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi & \sin \psi \sin \theta \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{x,Aero} \\ F_{y,Aero} \\ F_{z,Aero} \end{bmatrix}_{(i)} + \begin{bmatrix} F_{x,Mass} \\ F_{y,Mass} \\ F_{z,Mass} \end{bmatrix}_{(i)} \quad (3.29)$$

$$\begin{bmatrix} M_{x,AC} \\ M_{y,AC} \\ M_{z,AC} \end{bmatrix}_{(i)} = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta z & \Delta y \\ \Delta z & 0 & -\Delta x \\ -\Delta y & \Delta x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{x,Aero} \\ F_{y,Aero} \\ F_{z,Aero} \end{bmatrix}_{(i)} + \begin{bmatrix} M_{x,Aero} + M_{x,Mass} \\ M_{y,Aero} + M_{y,Mass} \\ M_{z,Aero} + M_{z,Mass} \end{bmatrix}_{(i)} \quad (3.30)$$

Bu entegre model, tam çift yönlü bir bağlaşımı kapsar. Uçağın hareketi rotorun dönme modlarını uyarır; buna karşılık ortaya çıkan dönme kuvvetleri ve momentleri uçağın yörüngesi üzerinde bozucu etki yaratır. Böylece, bu kararsızlığın uçuş dinamiği modlarıyla etkileşimli bir benzetimi mümkün kılınır.

#### 4. KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Otomatik kontrol sistemleri, dinamik sistemlerin davranışlarını düzenlemek amacıyla tasarlanan ve istenen çıktı ile gerçek sistem tepkisi arasındaki sapmayı sürekli olarak minimize eden, modern mühendislik uygulamalarının temel karar verici çekirdeğidir. En temel düzeyde bir kontrol sistemi, geri besleme ilkesine göre çalışır. Algılayıcılar (sensörler) sistemin mevcut durumunu ölçer, bir kontrolcü bu durumu hedeflenen amaçla karşılaştırarak bir hata sinyali hesaplar ve eyleyiciler bu hatayı sıfırlamak için düzeltici bir kuvvet uygular. Bu kapalı döngü mimarisi; sürekli insan müdahalesine gerek duymaksızın kararlılığı, hassasiyeti ve dış bozululara karşı dayanıklılığı garanti eder. Havacılık bağlamında kontrol sistemleri, yalnızca yardımcı bileşenler değil, uçuş güvenliği ve performansı için vazgeçilmez unsurlardır. Temel yönelim kararlılığı ve otopilot seyrüseferinden, bu çalışmada ele alınan dönme çirpinmasının hafifletilmesi gibi karmaşık aeroelastik bastırma görevlerine kadar geniş bir fonksiyon yelpazesini yönetirler.

Uçuş kontrol teknolojisinin evrimi; pilotun aerodinamik yükleri doğrudan hissettiği erken dönem tersinir mekanik bağlantılardan, pilot girdilerini yorumlayıp uçağın dinamiğini aktif olarak değiştiren modern Fly-By-Wire (FBW) sistemlerine geçişle birlikte dönüştürücü bir nitelik kazanmıştır. Bu araştırmaya benzer ileri havacılık uygulamalarında, aktif kontrol sistemleri genellikle Stabilite Artırma Sistemleri (SAS) veya AAK sistemleri olarak işlev görür. Bu sistemler, titreşim veya kararsızlık öncüleri karşısında kontrol yüzeylerini hareket ettirerek uçağın sönümlenme ve rijitlik karakteristiklerini yapay olarak iyileştirir. Bu aktif yaklaşımın birincil avantajı, geleneksel yapısal güçlendirmeyle ilişkilendirilen ilave ağırlık dezavantajı olmaksızın uçuş zarfını ve çirpinma sınırlarını genişletebilme yeteneğidir. Fiziksel kütle yerine akıllı yazılım çözümleri ikame edilerek, tasarımcılar daha hafif ve yakıt açısından daha verimli gövde yapıları elde edebilirler. Ancak aktif kontrolün uygulanması zorluklardan yoksun değildir. Bu yaklaşım hassas algılayıcı verilerine bağımlılık yaratır, sinyal gecikmesi ve faz kaymasının titizlikle yönetilmesini gerektirir ve yüksek

yüklü manevralar sırasında kontrol kaybını önlemek için eyleyici doyum limitlerinin dikkatlice ele alınmasını zorunlu kılar.

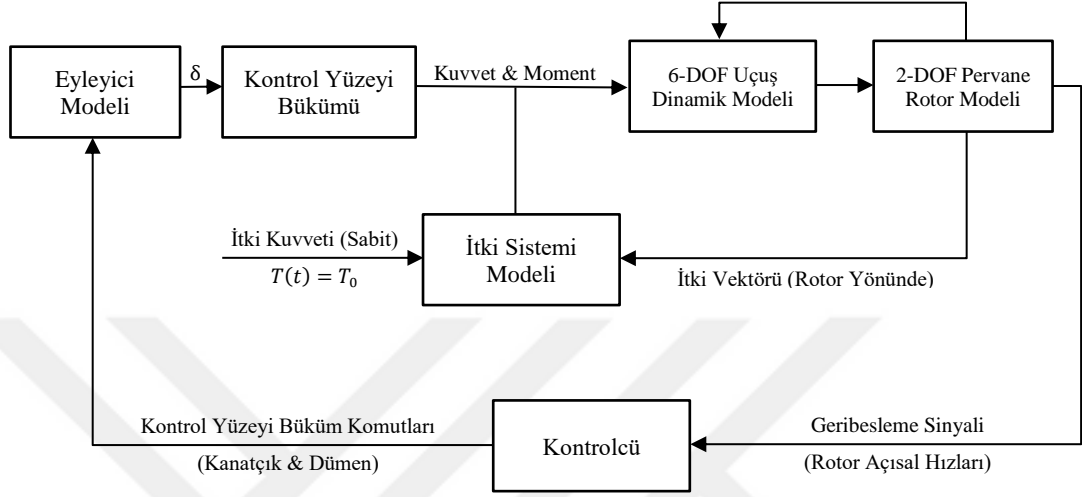
Havacılıkta kullanılan kontrol stratejileri tipik olarak klasik frekans uzayı yöntemlerinden, modern zaman uzayı optimal kontrol tekniklerine uzanan bir spektrumu kapsar. PID kontrolcü; sezgisel yapısı, doğrusal çalışma aralıklarındaki kanıtlanmış güvenilirliği ve ayarlama kolaylığı nedeniyle endüstri standardı ve en yaygın kullanılan algoritma olmaya devam etmektedir. Oransal terim mevcut hatalara tepki verir. İntegral terimi kalıcı durum sapmalarını ortadan kaldırır. Türev terimi ise gelecekteki eğilimleri öngörerek sönümleme sağlar. Bu terimlerin uyumu, salınımların bastırılması için kritik öneme sahiptir. Diğer yandan, Lineer Kuadratik Regülatör (LQR) veya H-sonsuz kontrol gibi modern optimal kontrol yöntemleri, çapraz bağlaşım etkilerinin belirgin olduğu Çok Girişli Çok Çıkışlı (MIMO) sistemler için teorik üstünlük sunar. Bu gelişmiş yöntemler, maliyet fonksiyonunu minimize ederek teorik olarak optimal performans sağlasa da; genellikle tam durum geri beslemesi gerektirir ve hesaplama yükü yüksek, model belirsizliklerine duyarlı olabilen yüksek doğruluklu matematiksel modellemelere büyük ölçüde bağımlıdır.

Bu bölüm, pervane-pivot dönme çarpınması kararsızlığını bastırmak için özel olarak tasarlanan aktif kontrol sisteminin mimarisini, sentezini ve uygulamasını detaylandırmaktadır. Kararsızlığın net fiziksel mekanizması ve pratik bir çözüm ihtiyacı göz önüne alınarak, klasik PID tabanlı bir kontrol stratejisi benimsenmiştir. Önerilen kontrol mimarisi, uçağın mevcut birincil kontrol yüzeylerini, özellikle de kanatçık ve kuyruk dümeni yüzeylerini, aktif sönümleyiciler olarak kullanmaya odaklanmaktadır. Kontrolcü, motor bölgesinden gelen gerçek zamanlı hareket verilerini işleyerek, rotor sistemi tarafından üretilen kararsızlaştırıcı jiroskopik ve aerodinamik momentlere karşı koyacak düzeltici komutlar üretir. Bu yaklaşım, ek elektromekanik donanıma veya yapısal modifikasyonlara ihtiyaç duymadan, sistem kararlılığını maliyet etkin bir yazılım fonksiyonu ile artırarak, güvenli uçuş zarfını önemli ölçüde genişletmeyi amaçlamaktadır.

#### **4.1 Kontrol Sistemi Mimarisi**

Bu çalışmada geliştirilen kontrol sistemi, uçağın doğrusal olmayan uçuş dinamiği modeline doğrudan entegre edilmiş bir kapalı döngü geri besleme mekanizması üzerinde çalışan, yüksek bant genişlikli bir SAS olarak tasarlanmıştır. Uçağın küresel

rotasını yöneten yörünge takibi otopilotlarının aksine, bu mimari; özellikle pervane ile askı yapısalı etkileşiminden kaynaklanan yüksek frekanslı yapısal kararsızlıkları tanımlamak ve bastırmakla görevli bir iç döngü kontrolcüsü olarak işlev görür. Bu mimarinin, algılamadan eylemeye kadar olan sinyal akışı Şekil 4.1’de şematik olarak gösterilmiştir.



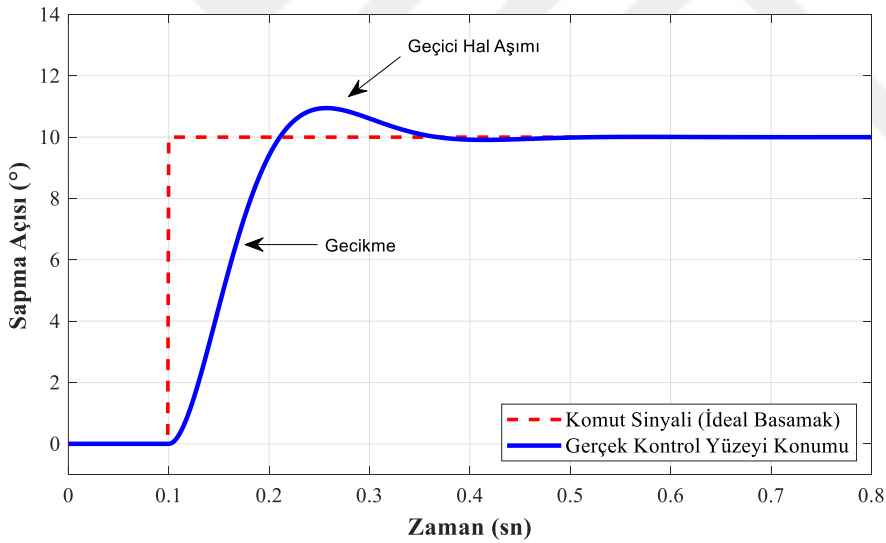
**Şekil 4.1:** 6-DoF uçak modeli ile PID kontrolcüsünü entegre eden kapalı döngü kontrol mimarisinin blok diyagramı.

Mimarinin temel işleyişi, pervane ve askı yapısalı sisteminin dinamik durumunu sürekli izleyen algılama bloğu ile başlar. Dönme çarpınması, kararsız bir yalpalama hareketi olduğundan, bu kontrol yasası için seçilen birincil geri besleme sinyalleri, motor askı yapısalının anlık yunuslama hızı ( $q$ ) ve sapma hızı ( $r$ ) açısal hızlarıdır. Gerçek dünya uygulamasında bu durum değişkenleri, motor pylonlarına stratejik olarak monte edilmiş Ataletsel Ölçüm Birimleri (IMU) veya hız jiroskopları tarafından yakalanır. Benzetim ortamında ise bu değişkenler, Bölüm 2’de türetilen 6-DoF hareket denklemlerinden doğrudan elde edilir. Kontrol teorisinde, yer değiştirmenin türevinin geri beslenmesi matematiksel olarak sisteme yapay sönümlenme eklenmesine eşdeğer olduğundan, konum geri beslemesi (açısal pozisyon) yerine hız geri beslemesi (açısal hız) tercih edilmiştir. Dönme çarpınması temelde bir negatif sönümlenme problemi olduğundan, hız geri beslemesi kararlılık için en direkt fiziksel mekanizmayı sağlar.

Mimarinin çekirdeğini, ölçülen açısal hızlar ile referans durum (kararlılık için sıfır kabul edilir) arasındaki fark olarak tanımlanan hata sinyalini işleyen kontrolcü bloğu oluşturur. Kontrolcü, yalpalayan pervanenin ürettiği kararsızlaştırıcı jiroskopik ve aerodinamik momentlere karşı koymak için gereken düzeltici kontrol ihtiyacını hesaplar. Bu düzeltici sinyal daha sonra komutları uygun kontrol yüzeylerine dağıtan

karıştırma (mikser) mantığına iletilir. Kanatçıklar motor yapısının yunuslama eksenindeki salınımlarını bastırmak için modüle edilirken, kuyruk dümeni ise yanal sapma salınımlarına karşı koymak için kullanılır.

Kritik bir husus olarak bu mimari, kontrolcü ile uçak gövdesi arasına bir eyleyici dinamiği modeli dahil etmektedir. Aeroelastik uygulamalarda, kontrol yüzeylerinin fiziksel sınırlamaları genellikle bağlayıcı kısıttır. İdealde kontrol yüzeylerinin anında hareket etmesi istense de, gerçek eyleyiciler Şekil 4.2’de gösterildiği gibi bir miktar gecikmeye sahiptir ve belirli açısal hız limitleri içerisinde hareket eder. Benzetimin gerçekçi kararlılık sınırlarını öngörmesini sağlamak adına, eyleyiciler açısal hız sınırlamasına sahip olacak şekilde ikinci dereceden transfer fonksiyonları olarak modellenmiştir. Bu ekleme dönme çarpınmasının meydana geldiği yüksek frekanslarda (bu sınıftaki uçaklar için tipik olarak 2–5 Hz), eyleyicinin neden olduğu gecikme kontrol performansını önemli ölçüde düşürebilir veya en kötü senaryoda sistemi daha da kararsızlaştırabilir.



**Şekil 4.2:** İkinci dereceden modellenen eyleyici dinamiği modelinin ideal basamak komutuna karşı hareketi.

Son olarak döngü, kontrol yüzeyleri bükümleri, kanat yapısı üzerinden motor pylonlarına iletilen aerodinamik kuvvetleri üretir. Bu aktif düzeltici momentler, pervane göbeğinin yalpalama hareketine karşı koyarak toplam sistem sönümlemesini etkili bir şekilde artırır. Kontrolcü dönme hızına zıt yönde etki edecek şekilde girdi üreterek, başlangıçta oluşan bir salınımın ıraksamadan, zayıflatılmasını sağlar. Böylece, açık çevrimde çarpınmaya neden olacak hızlarda da uçağın güvenli operasyonel zarfı içinde kalması sağlanmaya çalışılır.

## 4.2 Kontrolcü Algoritması

Bu bölüm; aktif aeroelastik bastırma sisteminin çekirdeğini oluşturan kontrol yasası tercihini, bu tercihin teorik formülasyonunu ve kontrol kazançlarının aeroelastisite bağlamındaki fiziksel karşılıklarını detaylandırmaktadır.

Kontrol algoritmasının seçimi, aktif aeroelastik bastırma sisteminin tasarımında hem performans hem de sertifikasyon süreçlerini doğrudan etkileyen kritik bir karardır. Modern kontrol teorisi literatürde model öngörülü, gürbüz, kayan kipli ve adaptif kontrol gibi gelişmiş birçok farklı teknikler sunmaktadır. Ancak bu çalışma, karmaşık durum uzayı modellerine dayalı yöntemler yerine, kendini kanıtlamış PID (Oransal-İntegral-Türevsel) kontrol mimarisini benimsemektedir. Bu tercihin temelinde yatan en önemli faktör, PID algoritmasının kontrol kazançları ile mekanik sistemin fiziksel parametreleri arasında kurduğu doğrudan ilişkidir. Ayrıca Mueller'in de belirttiği üzere, SISO (Tek Giriş Tek Çıkış) tabanlı kontrolcüler, dinamiklerinin iyi tanımlanmış olması ve uçak davranışına etkilerinin kesin olarak tahmin edilebilmesi nedeniyle endüstriyel uygulamalar için daha uygundur. Paik ve diğ. (2007) da benzer şekilde, karmaşık adaptif kontrol algoritmalarının yüksek geliştirme ve sertifikasyon maliyetleri nedeniyle üretim uçakları için her zaman cazip olmayabileceğini, buna karşın daha basit yapıların da etkili sonuçlar verebildiğini vurgulamaktadır. Dolayısıyla PID mimarisi, önerilen çözümün mevcut uçuş kontrol bilgisayarı (UKB) standartları ve havacılık sertifikasyon gereklilikleriyle uyumlu kalmasını sağlayan köklü bir uçuş mirasına sahiptir.

Kontrolcünün temel amacı, referans durum (kararlı, düz uçuşu temsil eder) ile motor askı yapısalının anlık dinamik durumu arasındaki hatayı minimize etmektir. Dönme çarpınmasının bastırılması bağlamında, amaç her türlü salınım bozunumunu ortadan kaldırmak olduğundan referans sinyali sıfır olarak ayarlanır ( $r(t) = 0$ ). Sonuç olarak hata sinyali  $e(t)$ , ölçülen sistem çıktısının  $y(t)$  negatifine karşılık gelir.

Zaman uzayında sistemi yöneten kontrol yasası, her biri hata sinyali üzerinde belirli bir matematiksel işlem yapan üç ayrı terimin toplamı olarak ifade edilir:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.1)$$

Burada  $u(t)$  kontrol sinyali (örn. kanatçık bükümü  $\delta_a$ ),  $e(t)$  hata sinyali (örn. rotor yunuslama hızı hatası) ve  $K_p, K_i, K_d$  sırasıyla oransal, integral ve türev kazançlarıdır.

Özellikle bu tezde ele alınan dönme çarpınması problemi için kontrol stratejisi iki kanala ayrıştırılmıştır. Kanatçık ( $\delta_a$ ) ve kuyruk dümeni ( $\delta_r$ ) için kontrol yasaları, doğrudan motor yapısının yunuslama hızı ( $q$ ) ve sapma hızından ( $r$ ) türetilir. Kararlı uçuş için referans hızlar sıfır olduğundan, hata sinyalleri  $e_q(t) = 0 - q(t)$  ve  $e_r(t) = 0 - r(t)$  olarak tanımlanır. Bunlar genel PID formunda yerine konulduğunda, kontrol sinyalleri için zaman uzayındaki yönetici denklemler şu hali alır:

$$\delta_{Ail}(t) = K_{p,Ail} \dot{\theta}_{Eng}(t) + K_{i,Ail} \int_0^t \dot{\theta}_{Eng}(\tau) d\tau + K_{d,Ail} \frac{d\dot{\theta}_{Eng}(t)}{dt} \quad (4.2)$$

$$\delta_{Rud}(t) = K_{p,Rud} \dot{\psi}_{Eng}(t) + K_{i,Rud} \int_0^t \dot{\psi}_{Eng}(\tau) d\tau + K_{d,Rud} \frac{d\dot{\psi}_{Eng}(t)}{dt} \quad (4.3)$$

Burada negatif işaretler, kontrolcünün negatif geri besleme doğasını göstererek üretilen kontrol momentlerinin, motor yapısının hareketine karşı koymasını sağlar.

Kontrol denklemindeki her terim, mekanik hareket denklemlerindeki belirli bir fiziksel parametreye karşılık gelir. Bu analogi, Bölüm 4.3'te açıklanan ayarlama süreci için önemlidir ve detaylıca incelenmiştir.

Sanal Rijitlik Kazancı, Oransal Kazanç ( $K_p$ ), oransal terim, yer değiştirme hatasına doğrusal olarak bağlı bir kontrol kuvveti üretir. Mekanik bir kütle-yay-sönümleyici sisteminde, yer değiştirmeyle orantılı kuvvet bir yay tarafından sağlanır ( $F = kx$ ). Bu nedenle, oransal kazanç  $K_p$  'nin artırılması, motor yapısal bağlantı sisteminin sanal rijitlik davranışını etkili bir şekilde artırır. Kararsızlığın kısmen yunuslama ve sapma doğal frekanslarının çakışmasıyla tetiklendiği dönme çarpınması bağlamında, rijitliğin  $K_p$  yoluyla değiştirilmesi, tasarımcının bu frekansları ayrıştırmasına ve böylece bağlaşımın başlamasını geciktirmesine olanak tanır. Ancak, tek başına rijitliği artırmak enerji sönümlemesi eklemeyebilir ve çarpınma modununun doğal frekansını artırabilir.

Sanal Sönümleyici Kazanç, Türev Kazancı ( $K_d$ ), türev terimi, hatanın değişim hızına orantılı bir kontrol kuvveti üretir. Mekanik sistemlerde hıza orantılı kuvvet, viskoz bir sönümleyici ( $F = c\dot{x}$ ) tarafından sağlanır. Bu, çarpınma bastırma sistemi için en kritik bileşendir. Dönme çarpınması, matematiksel olarak aerodinamik kuvvetlerin yapısal moda enerji beslediği bir negatif sönümleme problemi olarak karakterize edilir. Türev kazancı  $K_d$  sisteme sanal olarak sönümleme katarak negatif aerodinamik sönümlemeye doğrudan karşı koyar. Kontrol yüzeylerini (kanatçık/ kuyruk dümeni) motor yapısının açılma hızına zıt yönde hareket ettirerek, kontrolcü sistemden enerji

çeker ve iraksayan salınımları kararlı hale getirir. Sonuç olarak, bu çalışmadaki kontrol yasası sentezi, ağırlıklı olarak  $K_d$  kazancının optimizasyonuna öncelik vermektedir.

Kalıcı Durum Düzeltici, İntegral Kazanç ( $K_i$ ), integral terimi, hatayı zamanla biriktirir ve asimetrik itki veya aerodinamik trim dengesizlikleri gibi sabit bozucuların neden olduğu kalıcı durum hatalarını ortadan kaldırmak için kullanılır. Ancak dinamik kararlılık bağlamında integral terimi, sisteme -90 derecelik bir faz gecikmesi ekler. Bu faz gecikmesi, sistemin faz payını aşındırabilir ve kazanç çok yüksek ayarlanırsa çarpınma modunu potansiyel olarak kararsızlaştırabilir. Bu nedenle  $K_i$  minimumda tutulur veya aktif çarpınma bastırma yerine, statik trimin gerekli olduğu uçuş rejimlerini sağlamak amacıyla kullanılır.

### 4.3 Kontrolcü Kazanç Ayarlama Stratejisi

Aeroelastik bastırma için etkili bir kontrol yasasının sentezi nadiren doğrusal bir süreçtir. Bu süreç matematiksel optimizasyon ile pratik mühendislik kısıtları arasında titiz bir denge gerektirir. Kontrol edilen sistemin genellikle kararlı olduğu ve yavaş değişim gösterdiği standart endüstriyel kontrol problemlerinin aksine, dönme çarpınması problemi kararsız ve yüksek frekanslı dinamik bir sistemi temsil etmektedir. Sonuç olarak, Ziegler-Nichols limit kazanç yöntemi gibi klasik sezgisel ayarlama metotları yetersiz kalmaktadır. Çünkü bu yöntemler sistemi sınır kararlılığa zorlamayı gerektirir. Bu durum, mevcut bağlamda çarpınma ile birlikte yapısal hasara karşılık gelmektedir. Bu nedenle bu çalışmada, bir önceki bölümde (Bölüm 4.2) tartışılan PID kazançlarının fiziksel yorumu rehberliğinde, model tabanlı yinelemeli ayarlama stratejisi benimsenmiştir.

Teorik olarak optimal bir kontrolcü sonsuz enerji talep edebilir; ancak fiziksel bir kontrolcü, donanımının sınırlarıyla kısıtlıdır. Bu çalışmadaki en kritik kısıt eyleyici hız sınırındır. Bu sınıf İHA'larda kullanılan standart havacılık servo eyleyicileri, tipik olarak yaklaşık 300 °/s ile 450 °/s aralığında bir maksimum sapma hızına ( $\delta_{max}$ ) sahiptir. Eğer kontrolcü, bu fiziksel sınırı aşan bir yüzey sapma hızı talep ederse, eyleyici doğrusal olmayan bir doyum rejimine girer.

Aeroelastisite söz konusu olduğunda eyleyici hız doyumunu, bir zaman gecikmesi işlevi görerek; kararlı bir kapalı döngü sistemi anında kararsız bir salınımına dönüştürebilecek boyutta ciddi bir faz gecikmesine neden olur. Bunu önlemek amacıyla, ayarlama süreci

bir en kötü durum için bozucu bastırma testini de kapsamaktadır. Seçilen kazançlar, benzetim ortamında yüksek büyüklükte bir darbe bozucusuna tabi tutulur. Eğer komut verilen hız  $\dot{\delta}_{cmd}$ , eyleyici sınırını  $\dot{\delta}_{max}$ , aşarsa; başta  $K_p$  olmak üzere kazançlar düşürülür ve sistem tepkisi eyleyicinin doğrusal çalışma bölgesinde kalana kadar iteratif ayarlamalara devam edilir. Bu alışveriş, kontrolcünün sadece doğrusal teoride değil, eyleyicilerin pratik çalışma bölgesindeki etkinliğini korumasını garanti eder.

Ayarlama stratejisindeki nihai adım, algılayıcı gürültüsüyle ilgili pratik sorunu ele almaktadır. Türev terimi ( $K_d$ ), doğası gereği yüksek frekanslı gürültüye karşı hassastır. Kontrol yüzeylelerinin, gerçek fiziksel hareket yerine algılayıcı gürültüsüne tepki vererek aşırı reaksiyonunu önlemek amacıyla, türev filtre katsayısı  $N$  seçimi yapılmalıdır. Birbiriyle çelişen iki gereksinimi dengeleyen bir  $N$  değeri belirlemek için parametrik bir tarama gerçekleştirilmiştir.

Yüksek  $N$  katsayısı daha hızlı (ideale yakın) bir türev tepkisi ve daha iyi faz payı sağlar; ancak gürültüyü yükseltir. Düşük  $N$  katsayısı ise gürültüyü etkili bir şekilde filtreler; ancak sönümlenme etkinliğini azaltan bir faz gecikmesine neden olur.

Bu çalışmada gözlemlenen dönme çarpınması frekansları için (tipik olarak 3–6 Hz),  $N = 100$  filtre katsayısının; kararlılık için gerekli olan faz ilerlemesinden ödün vermeksizin yeterli gürültü zayıflatması sağladığı tespit edilmiştir.

## 5. SAYISAL BENZETİMLER

Bu bölüm, önerilen aktif dönme çarpınması bastırma sisteminin performansını değerlendirmek amacıyla elde edilen sayısal benzetim sonuçlarını sunmaktadır. Temel amaç PID kontrollü kanatçık ve kuyruk dümeni yüzeylerinin, çift motorlu bir insansız hava aracının çarpınmasız uçuş zarfını genişletmedeki etkinliğini göstermektir. Benzetimler açık döngü referans durumuna kıyasla sistem gürbüzlüğünü ve kararlılık sınırlarını değerlendirmek amacıyla, çeşitli uçuş hızları ve eyleyici hız limiti konfigürasyonları altında yürütülmüştür.

Bu çalışmada sunulan sayısal benzetimler, MATLAB & Simulink (R2020b) ortamı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu platform, çok disiplinli fiziksel sistemleri modelleme konusundaki güçlü yeteneği ve uçuş dinamiği ile kontrol sistemi tasarımı için sunduğu geniş kütüphanesi nedeniyle seçilmiştir. Benzetim mimarisi; Bölüm 3'te detaylandırıldığı üzere, 6-DoF rijit gövde hareket denklemlerini, dönme çarpınması ile ilişkili kararsız aerodinamik kuvvetlerle entegre etmektedir.

### 5.1 Kararlılık Analizleri

Kontrol sisteminin sistem kararlılığına etkisini incelemek amacıyla yapılan benzetimler özellikle kararlı düz uçuş koşuluna odaklanmaktadır. Aeroelastik dinamikleri tetiklemek ve sistemin kararlılığını test etmek amacıyla, her benzetim koşusunun başında belirli bir bozucu girdisi uygulanmıştır. Bu bozucu etki, 0.1 saniyelik adım süresine sahip 0.25 derecelik bir elevator çift darbe komutundan oluşmaktadır. Bu girdi, sistemi doğrusal olmayan tutunma kaybı rejimine sürüklemenin; uçağın rijit gövde modlarını ve bağımlı dönme çarpınması modlarını uyarmak için yeterlidir.

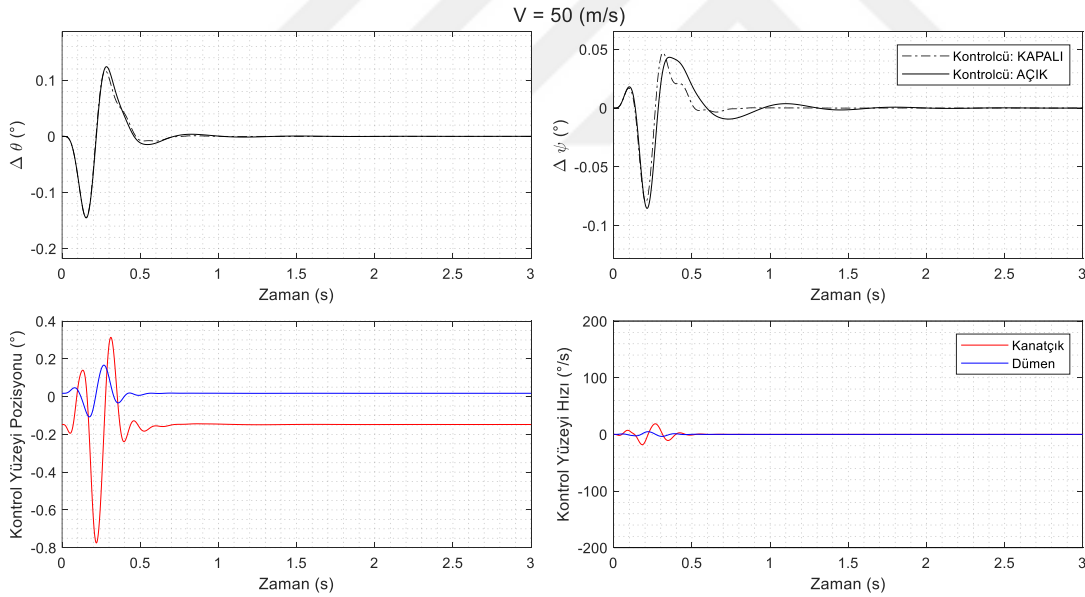
Benzetimler, kararlı uçuş rejiminden kararsızlığın başlangıcına geçişi yakalamak amacıyla, 50 m/s ile 70 m/s arasındaki bir hız aralığında gerçekleştirilmiştir.

Önerilen aktif kontrol sisteminin etkinliğini değerlendirmek amacıyla, uçağın dinamik tepkisi karşılaştırmalı bir şekilde analiz edilmiştir. Benzetimler, uçağın bir yunuslama

bozucusuna maruz bırakılmasıyla yürütülmüş ve sistemin davranışı aşağıdaki iki konfigürasyon için eşzamanlı olarak kaydedilmiştir. Açık döngü durumu, kontrol sistemi kapalı iken, kontrol yüzeylerinin trim (denge) konumlarında kaldığı durumdur ve grafiklerde kesikli çizgilerle temsil edilmiştir. Kapalı döngü durumu, kontrolcü sistemi açık iken, PID kontrolcünün kanatçık ve kuyruk dümeni yüzeylerini aktif olarak kumanda ettiği durumdur ve grafiklerde düz çizgilerle temsil edilmiştir.

### 5.1.1 Seyir hızında ( $V = 50$ m/s) kararlılık analizi

50 m/s standart seyir hızındaki sistem tepkisi Şekil 5.1'de gözlemlendiği üzere, açık döngü sistem (kesikli çizgiler) bu hızda doğal olarak kararlıdır; çift darbe girdisinin neden olduğu salınımlar yaklaşık 1.5 saniye içerisinde sönümlenmektedir. Ancak aktif kontrolcü devreye alındığında (düz çizgiler), sistemin sönümlenme oranı önemli ölçüde artmaktadır. Yerleşme zamanı kısalmış ve ilk salınımın tepe genliği belirgin şekilde bastırılmıştır. Bu durum; kararlı uçuş rejiminde dahi aktif kontrol sisteminin seyir kalitesini artırdığını ve yapısal yorgunluk yüklerini azalttığını göstermektedir.

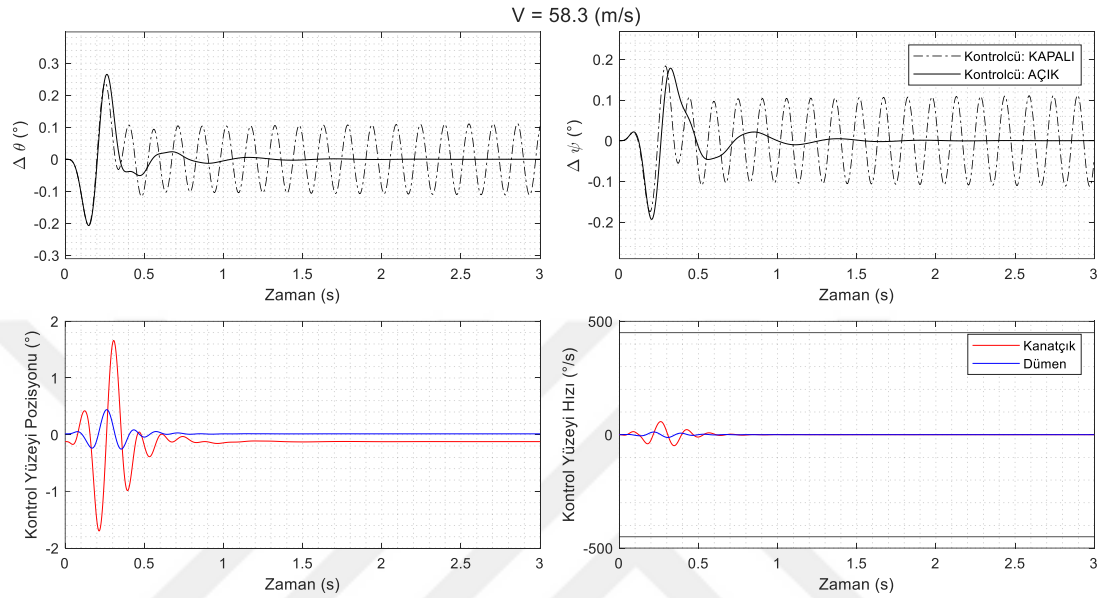


Şekil 5.1: Sistemin  $V = 50$  m/s hızında karşılaştırmalı zaman tepkisi.

### 5.1.2 Kritik çarpınma hızında ( $V = 58.3$ m/s) kararlılık analizi

Hız çarpınma sınırına yaklaştıkça, aktif kontrol sisteminin kritik doğası belirgin hale gelmektedir. Şekil 5.2'de gösterildiği üzere, 58.3 m/s hızında açık döngü sistem kararlılık sınırına ulaşmaktadır. Kontrolsüz salınımlar sönümlenememekte ve sabit genlikli bir limit döngü sergilemektedir. Bu durum, aerodinamik sönümlemenin, kararsızlaştırıcı dönme kuvvetleri tarafından etkin bir şekilde nötrlenmiş olduğunu

göstermektedir. Buna karşın, kapalı döngü sistem bu kritik hızda tam kararlılığını korumaktadır. Kontrolcü, motor yapısının yalpalamasının başlangıcını başarıyla tespit etmekte ve kontrol yüzeyleri aracılığıyla karşıt momentler uygulamaktadır. Salınımların hızla sönümlenmesi; aktif sistemin, aksi takdirde uçağın operasyonel zarfını sınırlandıracak olan kararsızlığı bastırabildiğini kanıtlamaktadır.



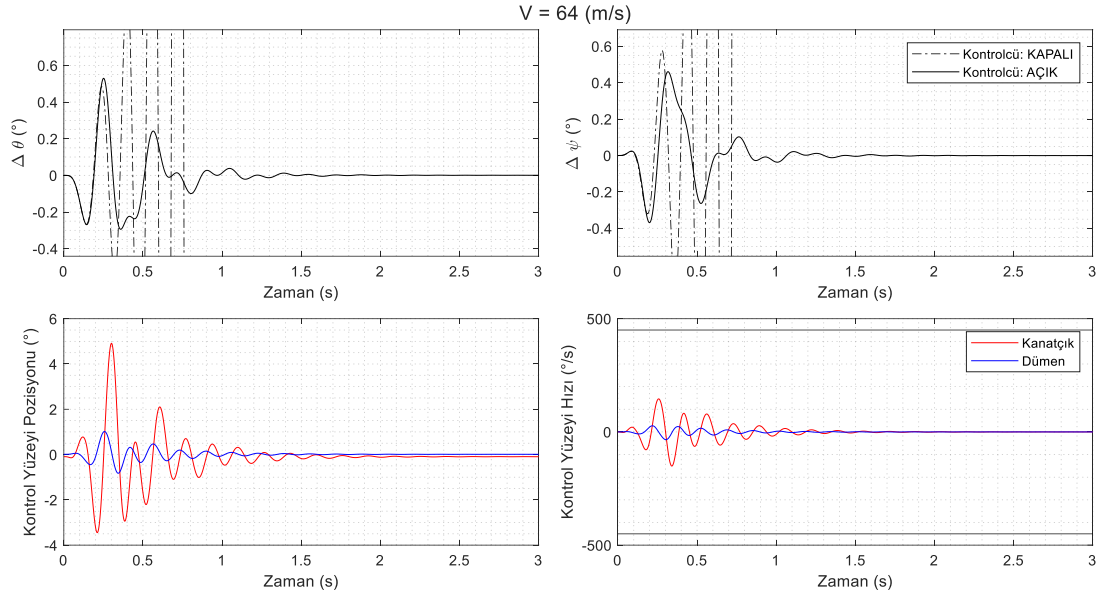
**Şekil 5.2:** Sistemin  $V = 58.3$  m/s kritik çarpınma hızında kararlılığı.

### 5.1.3 Yüksek hızlarda ( $V = 64$ m/s ve $66$ m/s) kararlılık analizi

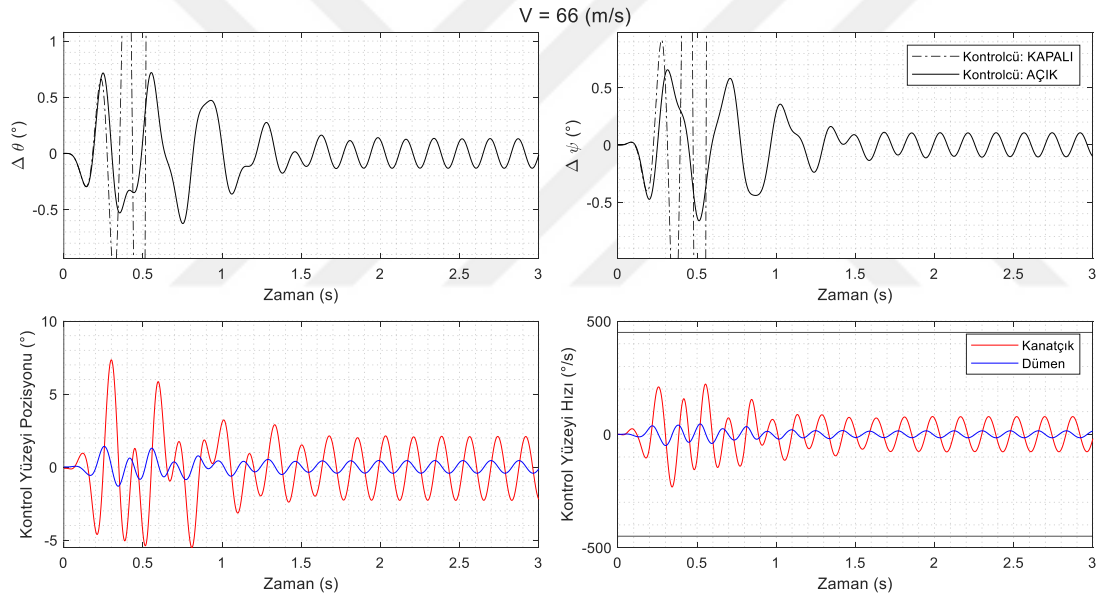
Sistemin temel kritik hızda dönme çarpınmasını bastırma kabiliyeti doğrulandıktan sonra; çalışma, ulaşılabilir maksimum uçuş hızını belirlemek ve eyleyici yüklerini analiz etmek amacıyla genişletilmiştir.

Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'te gösterilen sonuçlar, uçuş hızı açık döngü sınırı olan  $58.3$  m/s'nin üzerine çıktıkça aerodinamik kararsızlık kuvvetlerinin şiddetlendiğini, ancak aktif kontrol sisteminin kararlılığı başarıyla koruduğunu göstermektedir.

- $64$  m/s hızda; kontrolcü salınımları yaklaşık  $1.5$  saniyelik bir yerleşme zamanı ile etkili bir şekilde sönümler. Eyleyici hızları,  $450^\circ/\text{s}$ 'lik standart servo limitinin oldukça altında olan  $150^\circ/\text{s}$  değerinde tepe yapar.
- $66$  m/s hızda; sistem kararlılığını korur ancak sönümlenme oranı azalır ve yerleşme zamanları uzar. Kontrol yüzeyleri, dönme kuvvetlerine karşı koymak için yaklaşık  $210^\circ/\text{s}$ 'lik tepe hızlarına ulaşır.



**Şekil 5.3:**  $V = 64$  m/s hızında sistemin açık ve kapalı döngü zaman tepkisi.

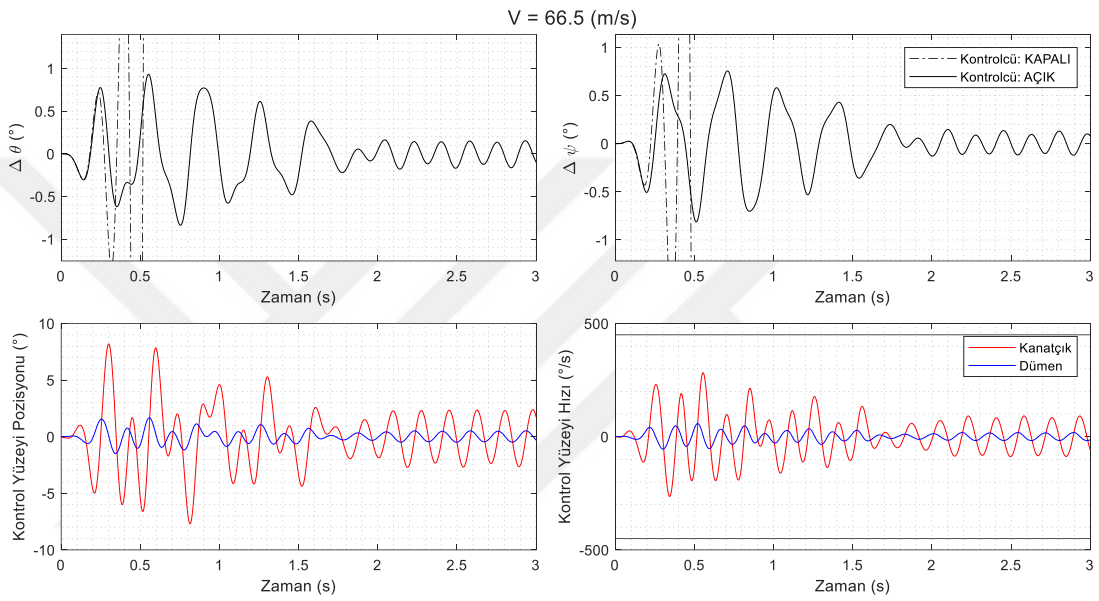


**Şekil 5.4:**  $V = 66$  m/s hızında sistemin açık ve kapalı döngü zaman tepkisi.

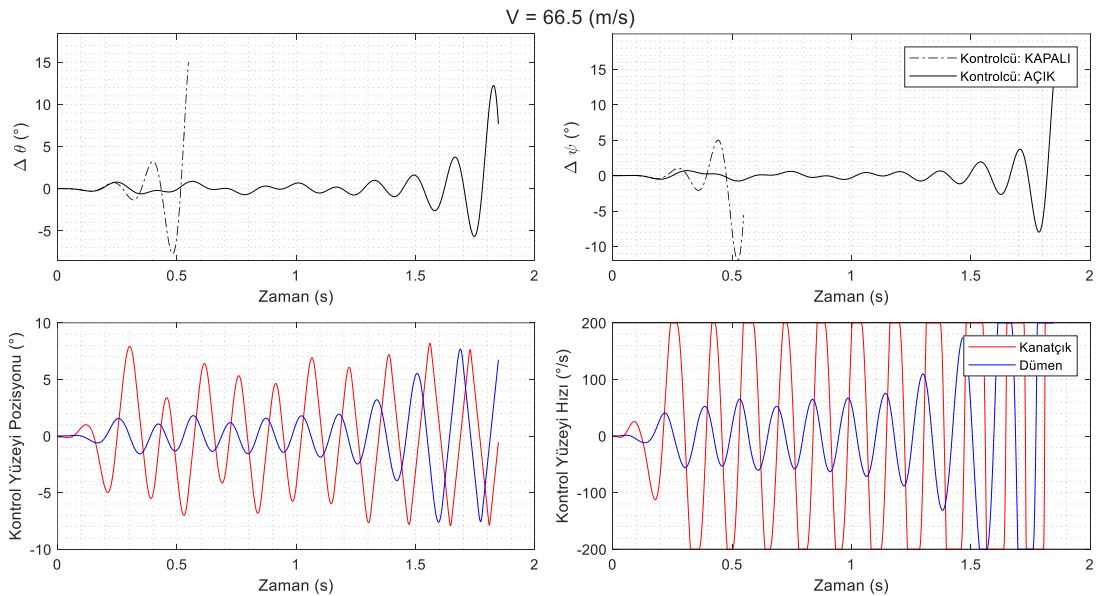
#### 5.1.4 Eyleyici hız limitlerinin etkisi

Aktif kontrol sisteminin performansında eyleyici doyumunun kritik bir rol oynaması nedeniyle, nominal ve düşük performanslı eyleyicilerin sisteme etkisinin analiz edilmesi gereklidir. Eğer kontrol algoritması, servo motorun sağlayabileceğinden daha yüksek bir hız talep ederse, sistem doğrusallıktan uzaklaşır ve kararsız hale gelebilir. Bu etkiyi araştırmak için benzetim ortamında iki senaryo hazırlanmış ve sonuçları Şekil 5.5 ve Şekil 5.6'de gösterilmiştir.

Yüksek performanslı ve sağlıklı servoların yer aldığı sistemleri temsil eden bu konfigürasyonda sistem 66.77 m/s hıza kadar kararlılığını korur. Bu hızın ötesinde, gereken kontrol girdisi eyleyicinin fiziksel bant genişliğini aşarak kararsızlığa yol açar. Düşük kaliteli veya arıza veya yıpranma gibi nedenlerle performansı düşmüş servoların yer aldığı sistemleri temsil eden ikinci konfigürasyonda ise kontrolcü uçağı 66.45 m/s hıza kadar başarıyla kararlı hale getirir. Kararsızlık başlangıcı biraz daha düşük hızlarda, 66.5 m/s'de gözlemlenir; bu noktada hız limitine ulaşılır ve kontrolcünün dönme salınımını yakalaması engellenir.



**Şekil 5.5:** Nominal hız limitli eyleyici ile  $V = 66.5$  m/s için sistem tepkisi.



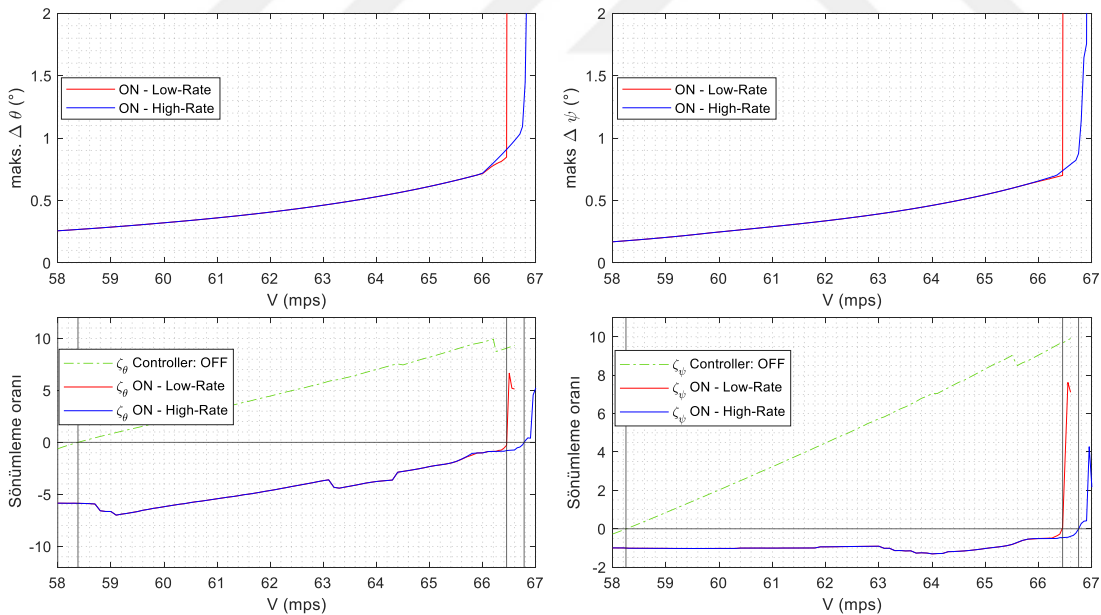
**Şekil 5.6:** Düşük hız limitli eyleyici ile  $V = 66.5$  m/s için sistem tepkisi.

## 5.2 Dönme Çırpınması Sönümlenme Analizi

Operasyonel uçuş zarfı boyunca kararlılık paylarını değerlendirmek amacıyla, zaman uzayı benzetim sonuçlarından dönme modu sönümlenme oranları türetilmiştir. Bu çıkarım işlemi, ayırık hız aralıklarındaki salınım tepelerine uygulanan ve *fminsearch* optimizasyon algoritmasına dayanan bir üstel eğri uydurma tekniği kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu şekilde elde edilen, hava hızının bir fonksiyonu olarak maksimum açısall yer değiştirmelerin ve bunlara karşılık gelen sönümlenme oranlarının değişimi Şekil 5.7’de gösterilmiştir.

Kontrolsüz konfigürasyonda sistem, hız arttıkça sönümlenmede hızlı bir bozulma sergilemektedir. Kararlılık sınırına, sönümlenme oranının sıfıra düşerek kararsızlığın başlangıcını işaret ettiği tam  $V = 58.3$  m/s hızında ulaşılır.

Aktif kontrol sistemi, doğal çırpınma hızının çok ötesinde pozitif sönümlenmeyi başarıyla sürdürmektedir. Salınım genliklerinin ıraksaması etkili bir şekilde bastırılmakta ve eyleyicilerin fiziksel doyum limitleriyle karşılaşılana kadar geciktirilmektedir.



Şekil 5.7: Uçuş hızına göre maksimum rotor açısall yer değiştirmelerin ve sönümlenme oranlarının değişimi.

### 5.3 Bulguların Literatür ile Karşılaştırılması

Elde edilen sonuçlar literatürdeki benzer çalışmalarıyla karşılaştırıldığında, kullanılan kontrol mimarisi ve eyleyici konfigürasyonu açısından belirgin farklar ve tasarım farklılıkları gözlemlenmektedir.

Mueller ve diğ. (2006), tiltrotor modeli üzerinde doğrudan eğik plaka mekanizması üzerinden SISO, Doğrusal Kuadratik Gauss (LQG) ve Genelleştirilmiş Öngörmeli Kontrol (GPC) gibi farklı kontrol algoritmaları kullanarak, kritik hızı sırasıyla %18, %29 ve %22 oranında artırmıştır. Bu tezde önerilen PID tabanlı yaklaşım ile elde edilen %14,53'lük artış, doğrudan rotor kontrolü ile ulaşılan bu değerlerin altında kalmıştır. Fakat önerilen sistemin eğik plaka mekanizması kullanmadan, mevcut kontrol yüzeyleri ile bu kararlılığı sağlaması önemli bir yapısal sadelik sunmaktadır.

Benzer bir yaklaşımla Paik ve diğ. (2007), XV-15 tiltrotor modeli üzerinde hem eğik plaka mekanizmasını hem de kanat flaperonlarını kullanarak, LQR optimal kontrol yöntemiyle incelemiştir. Bu çalışmada, 330 knot olan kritik hız, eğik plaka mekanizması kullanıldığında 415 knots seviyesine çıkarılırken kanat flaperonları kullanıldığında 420 knot seviyesine çıkarılmış ve yaklaşık %26 civarında bir iyileştirme sağlanmıştır. Bu çalışmada LQR yönteminin sağladığı yüksek performans artışı, tüm sistem durumlarının ölçülmesini veya tahmin edilmesini gerektirmektedir. Buna karşın bu tezde sunulan yöntem, karmaşık durum gözlemcilerine ihtiyaç duymadan ve modelden bağımsız basit bir kontrol mimarisi (PID) ile literatürdeki optimal kontrol değerlerine yaklaşan bir kararlılık sağlamaktadır.

Daha güncel bir çalışmada Dong ve Li (2022), tiltrotor kanadında, LQR ve durum gözlemcili kanatçık kontrolü ile çarpınma sınırını 828 km/sa'ten 978 km/sa'e, %18,1 oranında artırmıştır. Bu tezde önerilen PID tabanlı yaklaşım ile elde edilen %14,53'lük iyileştirme, Dong ve Li'nin gelişmiş LQR tabanlı sonuçlarına oldukça yakındır.

Literatürdeki çalışmalar genel olarak karmaşık optimal kontrol teorilerine ve durum tahminleyicilere dayanırken, bu çalışmada ortaya konan yöntem, endüstriyel olarak daha yaygın ve sertifikasyonu daha kolay olan PID yapısının, doğru eyleyici yüzeyleri ile eşleştirildiğinde rekabetçi sonuçlar verebileceğini göstermektedir. Dolayısıyla elde edilen veriler, performans maksimizasyonundan ziyade donanım sadeliği ve uygulama kolaylığı önceliklendirildiğinde, önerilen yöntemin maliyet-etkin bir mühendislik çözümü olduğunu göstermektedir.



## 6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

### 6.1 Sonuçlar

Bu tez, çift motorlu pervane tahrikli hava araçlarında dönme çirpınması kararsızlığının aktif olarak bastırılmasına yönelik kapsamlı bir inceleme sunmuştur. Reed'in klasik dönme çirpınması modelinin altı serbestlik dereceli uçuş dinamiği ortamına entegre edilmesiyle, yüksek doğruluklu bir aeroelastik benzetim çatısı geliştirilmiştir. Bu çatı kullanılarak; kanatçık ve kuyruk dümeni yüzeylerinden yararlanan PID tabanlı aktif bir kontrol stratejisi tasarlanmış, uygulanmış ve eyleyici kısıtları altında incelenmiştir.

Çalışma, dönme çirpınmasının ek eyleyici donanımına (örn. aktif eğik plaka mekanizması) ihtiyaç duyulmaksızın, uçağın birincil kontrol yüzeyleri kullanılarak etkili bir şekilde bastırılabilceğini başarıyla göstermiştir. Bu durum, modern İHA'lar için ağırlık açısından verimli "yazılım tabanlı" bir çözümün uygulanabilirliğini doğrulamaktadır.

Önerilen aktif kontrol sistemi, kararlı uçuş zarfını önemli ölçüde genişletmiştir. Yüksek performanslı eyleyicilerin ( $450^\circ/\text{s}$ ) kullanıldığı nominal senaryoda, kritik çirpınma hızı  $58.3 \text{ m/s}$ 'lik açık döngü referans değerinden  $66.77 \text{ m/s}$ 'ye çıkarılmış; bu da operasyonel hız marjında %14.53'lük kayda değer bir iyileşmeyi temsil etmektedir.

Sistem, performansı düşmüş eyleyici koşulları altında dahi dayanıklılık göstermiştir. Hız limiti  $200^\circ/\text{s}$ 'ye düşürüldüğünde bile kontrolcü, kritik hızı  $66.45 \text{ m/s}$ 'ye (%13.98'lik bir iyileşme) çıkarmayı başarmıştır. Bu bulgu, doyum limitlerinin aşılmadığı sürece, kontrol stratejisinin daha düşük maliyetli veya aşınma nedeniyle performansı düşmüş servo mekanizmalarıyla bile etkili kaldığını vurgulamaktadır.

### 6.2 Öneriler

Bu çalışmanın bulgularına ve dönme çirpınması araştırmalarındaki güncel teknolojik seviyeye dayanarak, gelecek araştırmalar için aşağıdaki öneriler sunulmaktadır. Mevcut model, motor askı yapısı-pervane etkileşimini izole etmek için rijit bir kanat yapısı varsaymaktadır. Ancak Xu (2020) tarafından yapılan son çalışmalar, kanat

esnekliğinin (Euler-Bernoulli kirişleri ile modellenen) rijit modellerde tipik olarak kararlı olan ileri dönme modunu kararsızlaştırabileceğini göstermektedir. Bu kontrol mimarisinin gelecekteki yinelemeleri, kontrolcünün kanat-dönme çırpınması bağlaşımli kararsızlıklarına karşı performansını değerlendirmek için esnek kanat modlarını (eğilme ve burulma) modele dahil etmelidir.

Bu çalışmada kullanılan yarı-kararlı aerodinamik model kontrol sentezi için hesaplama açısından verimli olsa da iz (wake) etkilerini ihmal etmektedir. Yüksek doğruluklu aeroelastik analizlerde kullanıldığı şekliyle, zaman uzayı yaklaşımları için Wagner fonksiyonu ile birleştirilmiş Theodorsen'in kararsız aerodinamik teorisinin uygulanması, çırpınma sınırının tahmin doğruluğunu artıracaktır.

Her ne kadar bu çalışmada PID kontrolcü, maliyet-etkin ve uygulanabilir bir çözüm olarak etkili bulunmuş olsa da, literatürdeki bulgular ışığında gürbüz ve optimal kontrol tekniklerinin araştırılması önerilmektedir. Özellikle Mueller ve diğ. (2006) alışmalarında görüldüğü üzere, LQG ve GPC gibi MIMO mimariler, klasik SISO yaklaşımlarına kıyasla esnek kanat modları ile pervane modları arasındaki karmaşık bağlaşımı yönetmede daha yüksek sönümlenme ve kararlılık performansı sunmaktadır. Benzer şekilde Paik ve diğ. (2007) XV-15 modeli üzerinde LQR ile elde ettiği %25 civarındaki hız artışı ve Dong ile Li'nin kanatçık kontrolü için geliştirdiği durum gözlemcisi entegreli LQR tasarımları, tam durum geri beslemesinin teorik sınırları zorlamadaki üstünlüğünü ortaya koymaktadır. Bu bağlamda, gelecekteki çalışmalarda ölçülemeyen durumların tahmini için Kalman filtresi veya durum gözlemcileri içeren  $H_{\infty}$  veya LQR tabanlı yapıların kanatçık ve kuyruk dümeni eyleyicileri ile entegrasyonu, kritik çırpınma hızını bu tezin sunduğu limitlerin ötesine taşıma potansiyeli taşımaktadır.

Burada sunulan sayısal bulgular, dinamik olarak ölçeklendirilmiş bir aeroelastik model kullanılarak rüzgâr tüneli testleri yoluyla doğrulanmalıdır. Bu testler, öngörülen kararlılık sınırlarını ve kanatçık ile kuyruk dümeni yüzeylelerinin gerçek dünyadaki dönme çırpınmasını bastırmadaki pratik otoritesini doğrulamak için kritik veriler sağlayacaktır.

## KAYNAKLAR

- Acree, C. W., Peyran, R. J., & Johnson, W.** (2001). Rotor Design Options for Improving Tiltrotor Whirl-Flutter Stability Margins. *Journal of the American Helicopter Society*, 46(2), 87-95.
- Altay, H. & Çalışkan, F.,** (2022). Experimental Verification of a Simulation Model for Jet UAV With Model Based Design, *8th Int. Conf. on Control, Decis. and Inf. Technologies*, (pp. 419-424). İstanbul, Türkiye, doi: 10.1109/CoDIT55151.2022.9803994
- Bastos, S. T. S. H., & de Vasconcellos, R. M. G.** (2023). Whirl-flutter control through direct piezoelectric effect. *Engineering & Technology Scientific Journal*, 1(1).
- Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., & Halfman, R. L.** (1996). *Aeroelasticity*. New York, NY.: Dover Publications Inc.
- Bland, S. R., & Bennett, R. M.** (1963). Wind-tunnel investigation of a generalized model of a propellered airplane wing (NASA Technical Note D-1807). Hampton, VA.: NASA Langley Research Center.
- CAB** (1961). *Aircraft Accident Report: Northwest Airlines Lockheed Electra, N 121US, Near Cannelton, Indiana, March 17, 1960*. Washington, DC.: Civil Aeronautics Board
- Cesnik, C., & Brown, E.** (2002). Modeling of high aspect ratio active flexible wings for roll control. *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference* (p. 1719). Denver, CO.
- Codispoti, E.** (2017). *Aerodynamic modifications to improve the whirl flutter stability of tiltrotors* (Yüksek lisans tezi).
- Čečrdle, J.** (2012). Analysis of twin turboprop aircraft whirl flutter stability boundaries. *Journal of aircraft*, 49(6), 1718-1725.
- Čečrdle, J.** (2015). *Whirl Flutter of Turboprop Aircraft Structures*, Cambridge: Woodhead Publishing.
- Dong, L., & Li, Q.** (2022). Whirl Flutter Suppression of Tiltrotor Aircraft Using Actively Controlled Aileron. *Aerospace*, 9(12), 795.
- Hathaway, E. L.** (2005). *Active and passive techniques for tiltrotor aeroelastic stability augmentation* (Doktora tezi).
- Hathaway, E. L., & Gandhi, F.** (2006). Tiltrotor Whirl Flutter Alleviation Using Actively Controlled Wing Flaperons. *AIAA Journal*, 44(11), 2524-2534.
- Hoover, C. B., Shen, J., Kreshock, A. R., Stanford, B., Piatak, D. J., & Heeg, J.** (2017). Whirl Flutter Stability and Its Influence on the Design of the Distributed Electric Propeller Aircraft X-57. *17th AIAA Aviation*

*Technology, Integration, and Operations Conference* (p. 3785). Denver, CO.

- Houbolt, J. C., & Reed III, W. H.** (1962). Propeller-nacelle whirl flutter. *Journal of the Aerospace Sciences*, 29(3), 333-346.
- Kambampati, S., & Smith, E. C.** (2017). Aeroelastic optimization of high-speed tiltrotor wings with wing extensions and winglets. *Journal of Aircraft*, 54(5), 1718-1727.
- Karpel, M.** (1982). Design for active flutter suppression and gust alleviation using state-space aeroelastic modeling. *Journal of Aircraft*, 19(3), 221-227.
- Kim, T., Lim, J., Shin, S., & Kim, D. H.** (2013). Structural design optimization of a tiltrotor aircraft composite wing to enhance whirl flutter stability. *Composite Structures*, 95, 283-294.
- Koch, C., & Koert, B.** (2023). Influence of blade elasticity on propeller whirl flutter stability. *AIAA SciTech 2023 Forum* (p. 1307).
- Liu Xu, V. Q.** (2020) *Propeller-wing whirl flutter: An analytical approach*. (Yüksek lisans tezi), Delft : Delft University of Technology.
- Mair, C., Titurus, B., & Rezgui, D.** (2021). Stability analysis of whirl flutter in rotor-nacelle systems with freeplay nonlinearity. *Nonlinear Dynamics*, 104(1), 65-89.
- Martins, J. R. R. A., Kennedy, G., & Kenway, G. K.** (2014). High Aspect Ratio Wing Design: Optimal Aerostructural Tradeoffs for the Next Generation of Materials. *52nd Aerospace Sciences Meeting*. National Harbor, MD.
- Mueller, J. P., Gourinat, Y., Ferrer, R., Krynski, T., & Kerdreux, B.** (2006). A numerical study on active control for tiltrotor whirl flutter stability augmentation. *Journal of the American Helicopter Society*, 51(3), 244-254.
- Nasu, K. I.** (1986). *Tilt-rotor flutter control in cruise flight* (No. NASA-TM-88315). Moffett Field, CA.: NASA Ames Research Center
- NTSB** (1993). *Aircraft Accident Report: Loos of Control Business Express, Inc., Beechcraft 1900C, N811BE, Near Block Island, Rhode Island, December 28, 1991*. (NTSB/AAR-93/01).
- NTSB** (2007). *Aircraft Accident Report: In-flight Separation of Right Wing, Flying Boat, Inc. (doing business as Chalk's Ocean Airways) Flight 101, Grumman Turbo Mallard (G-73T), N2969, Port of Miami, Florida, December 19, 2005*. (NTSB/AAR-07/04).
- Paik, J., Singh, R., Gandhi, F., & Hathaway, E.** (2007). Active tiltrotor whirl-flutter stability augmentation using wing-flaperon and swash-plate actuation. *Journal of Aircraft*, 44(5), 1439-1446.
- Reed III, W. H.** (1966). Propeller-rotor whirl flutter: A state-of-the-art review. *Journal of Sound and Vibration*, 4(3), 526-544.
- Taylor, E. S., & Browne, K. A.** (1938). Vibration isolation of aircraft power plants. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 6(2), 43-49.

## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Bedirhan YILMAZ

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2021, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2021 yılından beri Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'de Uçuş Mekanikliği ve Performans Mühendisi olarak çalışmaktadır.

### TEZLE İLGİLİ YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Yilmaz, B.**, Tatar, A., Tamer, A. 2024: Active whirl flutter suppression using control surfaces. European Rotorcraft Forum 2024, Eylül 10-12, 2024 Marsilya, Fransa.
- **Yilmaz, B.**, Tatar, A., Tamer, A. 2025. Whirl Flutter Stability Improvement with PID-Controlled Aileron and Rudder: PID Kontrollü Kanatçık ve Dümen ile Dönme Çırpınması Kararlılık Artırımı, *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 18(2), 224-241.