

## SABİT VE DÖNER KANATLI HAVA ARACININ YÖNELİM DİNAMİKLERİNİN HİBRİT DENETİMİ

Anıl GÜÇLÜ<sup>1</sup>, Dilek Funda KURTULUŞ<sup>2</sup>, Kutluk Bilge ARIKAN<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Anıl Güçlü, ROKETSAN A.Ş., [aguclu@roketsan.com.tr](mailto:aguclu@roketsan.com.tr)

<sup>2</sup>Dilek Funda KURTULUŞ, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, [dfunda@ae.metu.edu.tr](mailto:dfunda@ae.metu.edu.tr)

<sup>3</sup>Kutluk Bilge ARIKAN, Atılım Üniversitesi, Mekatronik Mühendisliği, [kutluk.arikan@atilim.edu.tr](mailto:kutluk.arikan@atilim.edu.tr)

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0112](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0112)

### ÖZET

Bu çalışma, hibrit insansız hava aracının (HİHA) tasarımı, matematiksel olarak modellenmesi, denetimci tasarımını ve döngüde donanım testlerinden oluşmaktadır. Sabit kanatlı hava aracı olarak uzaktan kumandalı E-Flite Apprentice marka model uçak seçilmiş ve şaside yapılan değişiklikler ile dikey iniş kalkış özelliği kazandırılmıştır. Bu tarz hibrit bir sistem, döner kanatlı sistemlerde olduğu gibi herhangi bir piste ihtiyaç duymadan dikey olarak iniş kalkış yapabilmekte ve sabit kanatlı sistemler gibi sabit kanat uçuş gerçekleştirebilmektedir. Bu hibrit sistemi matematiksel olarak modelleyebilmek için HİHA'nın sabit ve hareketli bileşenlerine yönelik sistem tanılama işlemlerinin yapılması gerekmektedir. Hava aracında dikey kaldırma ve yatay itki kuvvetlerinin üretimi için fırçasız motorlar; kanatçık, yatay dümen ve dikey dümen gibi kontrol yüzeylerinin denetimi için ise servo motorlar kullanılmaktadır. Fırçasız motorlara yönelik sistem tanılama çalışmaları için bir itki ölçüm sistemi, servo motorların sistem tanılama çalışmaları için ise bir açı ölçüm sistemi kullanılmaktadır. HİHA'nın kütle eylemsizlik momentleri ise çift telli sarkaç deneyi yapılarak bulunmaktadır. HİHA, Matlab/Simulink ortamında, deneysel olarak hesaplanan, sisteme özgü parametreler kullanılarak modellenmektedir. HİHA, dikey kalkış-iniş, sabit kanat – döner kanat uçuşu arasında geçiş ve sabit kanat uçuşu olmak üzere üç ana uçuş moduna sahiptir. HİHA otopilot algoritması olarak oransal-integral-türevsel (PID) ve doğrusal aktif bozucu sönümlenme (LADRC) tip denetimci algoritmaları geliştirilip, performansları kıyaslanacaktır.

**Anahtar kelimeler:** Hibrit, PID, LADRC, VTOL, Sabit- Döner Kanat

### HYBRID STABILIZATION OF ATTITUDE DYNAMICS OF A FIXED AND ROTARY WING AIR VEHICLE

#### ABSTRACT

The aim of the current study is to introduce an overview about the design, manufacturing and testing of a Hybrid Air Vehicle (HAV). The designed vehicle will have the ability to vertically takeoff and landing in addition to fly horizontally as a fixed wing aircraft. A remotely piloted model aircraft (E-Flite Apprentice Model Plane) is selected for the initial tests and it is modified for the current purpose. A thrust measurement setup is used to obtain the thrust characteristics of the motors which are used in the model aircraft for system identification. Another test stand is also designed and manufactured to test the servo motor responses at the control surfaces of the HAV. Inertia tensor of the HAV is obtained experimentally by means of bifilar pendulum test method. The wing of the aircraft will be tested in the 1m x 1m test section wind tunnel of Aerospace Engineering Department of METU to obtain aerodynamic characteristics. By means of experimentally identified system parameters, the HAV is modeled in Matlab/Simulink environment mathematically. The HAV has three main operating modes such as vertical takeoff and landing, transition to fixed wing flight or vice versa, and fixed wing flight. Combinations of a Linear Active Disturbance Rejection Controller (LADRC) and a Proportional Integral Derivative (PID) based control topologies will be designed for operating modes. To observe performance and enhance the developed system models and controllers, hardware in the loop tests will be done by means of a Flight Motion Simulator (FMS) of ROKETSAN Missile Inc.

**Keywords:** Hybrid, PID, LADRC, VTOL, Fixed Wing, Rotary Wing

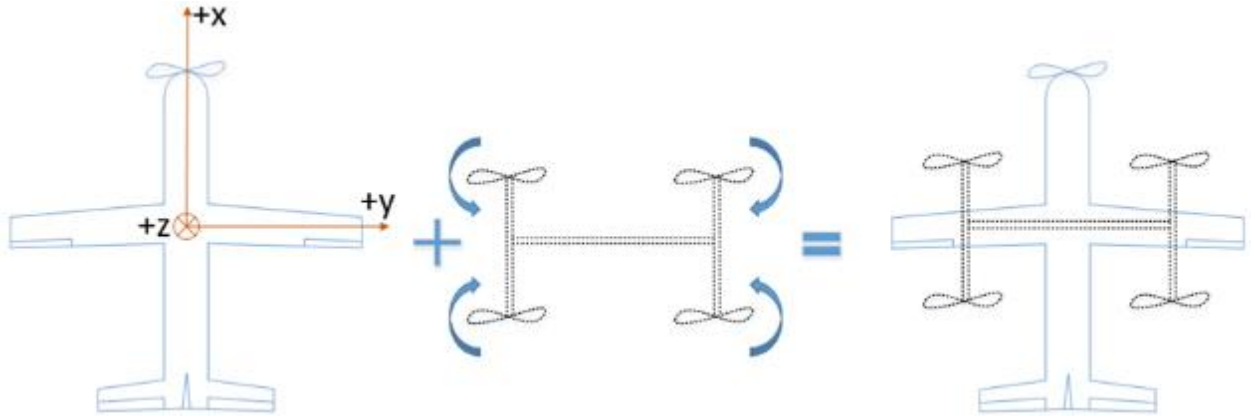
## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları günümüzde birçok sivil ve askeri uygulama için kullanılmaktadır (Kurtuluş vd., 2010; Kurtuluş, 2011). Hava araçları genel olarak döner kanatlı (Dang, 2014; Altug, Dilshan, 2013; Bae, 2007; Tekinalp vd., 2015; Sahin vd.; 2015; Guclu vd. 2016; Kaya vd, 2016) ve sabit kanatlı (Ahmed, Kohno, 2014; Baek, 2013; Dahsyat, 2012; Mutlu vd., 2012, 2013; Önen vd., 2014; Yayla vd. 2013, 2014; Senipek vd., 2013) olmak üzere iki ana grupta incelenebilmektedir. Hava araçlarının kanat yapılarına göre avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Sabit kanatlı hava araçları, basit bir şasi ve uzun uçuş süresine sahiptirler. Ayrıca, döner kanatlı hava araçlarına

kıyasla, güç harcamadan (süzülerek) daha fazla yük taşıyabilmektedirler. Sabit kanatlı hava araçlarının dezavantajı ise iniş ve kalkış için bir piste ihtiyaç duymalarıdır. Döner kanatlı hava araçlarının avantajı ise dikey iniş – kalkış yapabilmeleri ve havada asılı kalabilmeleridir. Bunun yanında, düşük uçuş hızı, kısa menzil ve havada kalış süresi gibi dezavantajları vardır. Bu çalışmanın amacı, daha karmaşık bir yapı, ağırlık ve daha fazla sürtünme gibi dezavantajlar olmasına rağmen (Green, 2006; Osder, 1994), sabit ve döner kanatlı hava araçlarının avantajlarını tek bir sistemde birleştirmektir. HİHA'nın sahip olduğu uçuş fazları Şekil 1'de verilmiştir.



Şekil 1: HİHA'nın Uçuş Fazları



Şekil 2: Sabit ve Döner Kanatlı Hava Araçlarının Birleşimi

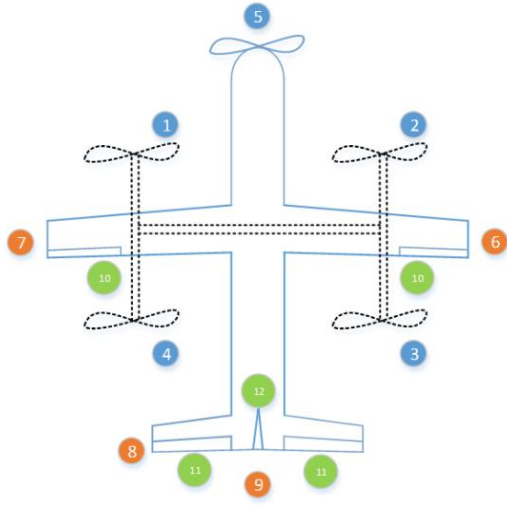
## 2. SİSTEM TASARIMI

HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama, istikamet ve yükseliş durumları döner kanat modunda döner kanatlar ile sabit kanat modunda uçarken ise sabit kanatlar ile kontrol edilmektedir. HİHA'nın fiziksel yapısı, Şekil 2'den de görüldüğü üzere, sabit ve döner kanatlı hava araçlarının birleşiminden oluşmaktadır.

HİHA'nın eyleyicileri ve kontrol yüzeyleri Şekil 3'te gösterilmektedir. 1, 2, 3 ve 4 numara ile

gösterilen eyleyiciler, döner kanat platformda kullanılan, HİHA'nın dikey iniş kalkış özelliği için kullanacağı motor-pervane çiftleridir (Altug, 2013). 5 numara ile gösterilen eyleyici, HİHA'nın sabit kanat uçuşu sırasında, itki oluşturmak için kullanacağı motor-pervane çiftidir. 6, 7, 8 ve 9 numara ile gösterilen eyleyiciler kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kullanılmaktadır. Sistemin yuvarlanma, yunuslama ve istikamet dinamiklerinin

denetimi için sırasıyla 10, 11 ve 12 numaralı kontrol yüzeyleri kullanılmaktadır.



Şekil 3: HİHA'nın Eyleyicileri ve Kontrol Yüzeyleri

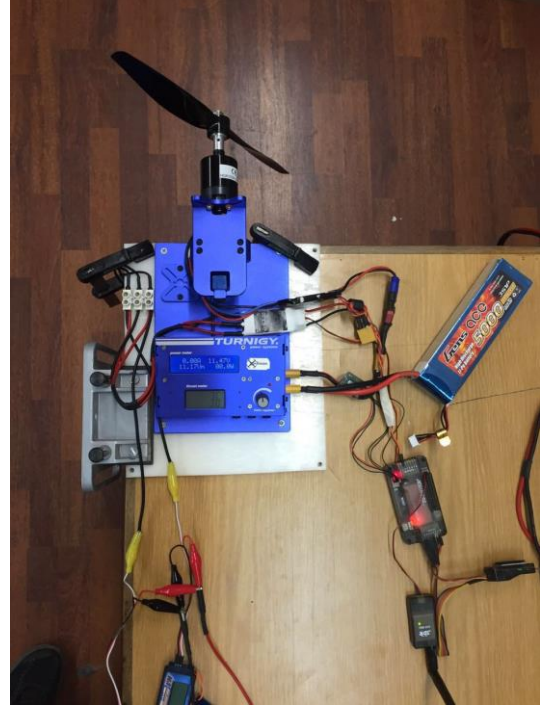
### 3. SİSTEM TANILAMA

Hava aracına yönelik denetimci tasarımı yapabilmek ve sistem davranışını gözlemleyebilmek amacıyla, sistemin matematiksel modeline ihtiyaç vardır. Sistem tanılama aşamasında, kontrol tahrik sistemi karakteristiği, kütle momenti, türev sabitleri, yapılacak olan deneysel çalışmalar sonucunda belirlenmektedir (Mettler, 2013). Deneysel ve donanım ile etkileşimli çalışmalarda, komut gönderme ve veri toplama işlemleri için LabVIEW yazılımı kullanılmaktadır (Huang, 2012). HİHA sistemi, alt sistemlere ayrılmakta ve alt sistem bazında tanılama işlemi yapılmaktadır. Tüm alt sistemlerin tanılanmasının ardından sistem seviyesi tanılama tamamlanmış olacaktır. Bu kapsamda, sistem seviyesi HİHA parametre tanılama için, itki ilişkisi, açı ilişkisi, kütle eylemsizlik momenti ve türev sabitleri alt parametreleri tanılanmalıdır. Söz konusu parametreler deneysel olarak tanılanmaktadır.

#### 3.1. İtki İlişkisi

Hibrit hava aracına itki ve kaldırma kuvveti sağlamak için fırçasız motorlar kullanılmaktadır (Li, 2008; Li, 2012). Fırçasız motorlara dönü hareketi sağlamak için elektronik hız kontrolcülerini kullanılmaktadır. Elektronik hız kontrolcülerini kendisine referans olarak gönderilen darbe genişlik modülasyonu sinyalinin üç fazlı sinüs komütasyonuna çevirerek fırçasız motorlara referans hız bilgisi göndermektedir. Darbe genişlik sinyali ile fırçasız motorlar arasındaki itki ilişkisini elde etmek için Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Elektrik – Elektronik Mühendisliği Bölümü'nde bulunan itki

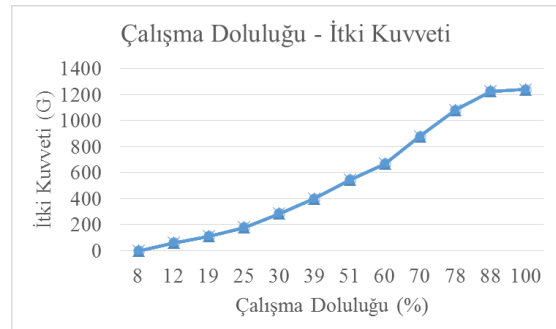
ölçüm düzeneği kullanılmıştır. Referans darbe genişlik sinyal bilgisi, üretilen itki ve motor-pervane çiftinin açılma dönüş hız bilgileri itki ölçüm sistemi yardımı ile gerçek ve eş zamanlı olarak kayıt edilebilmektedir. İtki ölçüm sistemi Şekil 4'te gösterilmektedir.



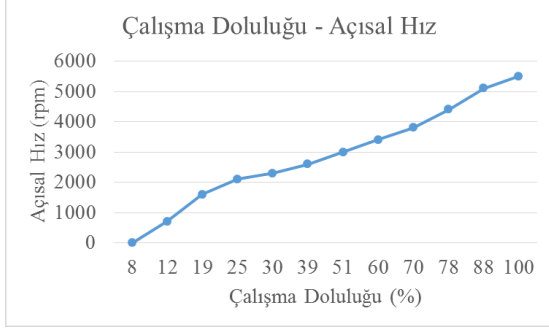
Şekil 4: İtki Ölçüm Sistemi

Daha önce de bahsedildiği gibi dikey kaldırma kuvveti için dört motor pervane çifti, yatay itki kuvveti için bir motor pervane çifti kullanılmaktadır. İtki kuvveti sağlamak için bir fırçasız motor ve 11x8" bir pervane çifti, kaldırma kuvveti sağlamak için T-Motor U3 KV700 fırçasız motor ve 13x4.4" pervane çifti kullanılmaktadır. Yatay motor pervane çiftine ait çalışma doluluğu oranına karşılık itki ve açılma hız grafikleri sırasıyla Şekil 5 ve

Şekil 6'da verilmektedir.

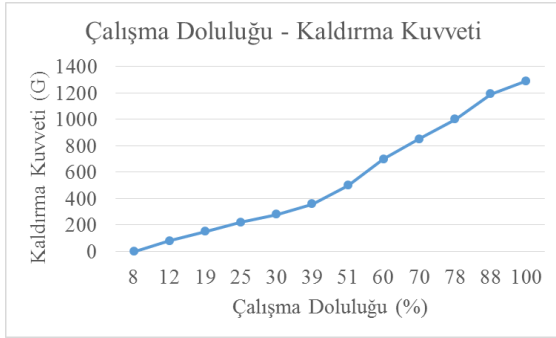


Şekil 5: Çalışma Doluluğu Oranı – İtki Grafiği (Yatay Pervane)

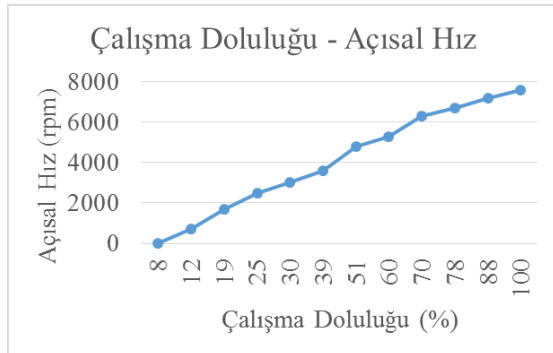


Şekil 6: Çalışma Doluluğu Oranı – Açısal Hız (Yatay Pervane)

Dikey motor pervane çiftine ait çalışma doluluğu oranına karşılık itki ve açısal hız grafikleri sırasıyla Şekil 7 ve Şekil 8'de verilmektedir.



Şekil 7: Çalışma Doluluğu Oranı – Kaldırma Kuvveti (Dikey Pervaneler)



Şekil 8: Çalışma Doluluğu Oranı – Açısal Hız (Dikey Pervaneler)

Elde edilen veriler kullanılarak, yatay ve dikey ekseninde açısal hız, kaldırma ve itki kuvvet formülleri aşağıdaki gibi elde edilmiştir (Bağıntı 1-4).

$$F_x = -0.0017 \cdot dt^3 + 0.2993 \cdot dt^2 + 0.6369 \cdot dt + 2.7543 \quad (1)$$

$$F_z = -0.0008 \cdot dt^3 + 0.1721 \cdot dt^2 + 4.4870 \cdot dt - 10.6844 \quad (2)$$

$$\Omega_x = 0.0116 \cdot dt^3 - 2.0605 \cdot dt^2 + 155.5409 \cdot dt - 899.4160 \quad (3)$$

$$\Omega_z = 0.0029 \cdot dt^3 - 1.0261 \cdot dt^2 + 161.2777 \cdot dt - 1100.3549 \quad (4)$$

Pervanelerin aerodinamik yapısından ötürü, dönüş yönlerinin ters istikametinde sürüklenme momenti oluşmaktadır (Ravikiran, 2004). Bu moment değeri pervanelerin sürüklenme moment sabitleri ve açısal hızları kullanılarak hesaplanabilmektedir. Sürüklenme moment sabitinin bulunabilmesi için öncelikle, kaldırma kuvveti sabiti hesaplanmalı ve ikili arasındaki ilişki kullanılmalıdır (Güçlü, 2012).

$$\frac{b}{d} = \frac{1}{58} \quad (5)$$

b: kaldırma kuvveti sabiti  
d: sürüklenme moment sabiti

Kaldırma kuvveti sabiti pervaneler tarafından üretilen kaldırma kuvveti ve açısal hızları arasındaki bağıntı kullanılarak hesaplanabilmektedir (Bağıntı 6).

$$F_{1,2,3,4} = b_{1,2,3,4} \cdot \Omega_{1,2,3,4}^2 \quad (6)$$

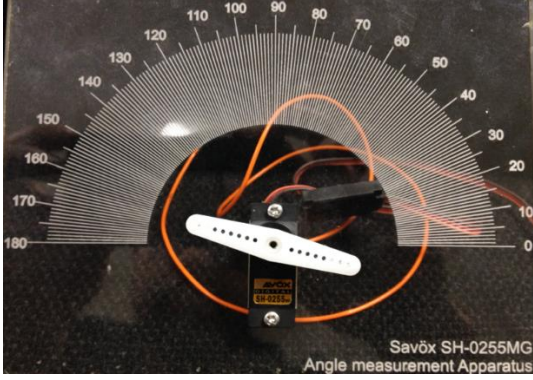
Sürüklenme moment sabitinin de hesaplanmasının ardından, sürüklenme momenti hesaplanabilmektedir (Bağıntı 7).

$$M_{1,2,3,4} = d_{1,2,3,4} \cdot \Omega_{1,2,3,4}^2 \quad (7)$$

Tanımlanan kaldırma kuvveti ve sürüklenme moment sabitleri, bilgisayar ortamında, sistem tarafından üretilen kaldırma kuvvetinin ve sürüklenme momentinin hesaplanması için kullanılmaktadır. Fırçasız motorlar ile pervaneler arasında herhangi bir dişli aktarımı bulunmamaktadır. Bu bağıntılar kullanılarak, sabit ve döner kanatlı yapılarda kullanılan fırçasız motorlar Matlab/Simulink ortamında modellenmektedir.

### 3.2. Açı İlişkisi

Hibrit hava aracının kontrol yüzeyleri servo motorlar ile hareket ettirilmektedir. Servo motorlar darbe genişlik modülasyonu (PWM) sinyali ile sürülür. PWM sinyali ile servo motorların açısal pozisyonu arasında doğru orantılı bir ilişki vardır. Bu ilişkinin çıkarılabilmesi için açı ölçüm düzeneği tasarlanmış ve üretilmiştir (Şekil 9).



Şekil 9: Servo Motor Açısal Pozisyon Ölçüm Aparatı

Kontrol yüzeyleri ile PWM sinyali arasındaki bağıntılar Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1: Kontrol Yüzeyleri, Pozisyon Aralıkları ve Sinyal Bağıntıları

Kontrol Yüzeyi	Pozisyon Aralığı (°)	dt aralığı (%)	Bağıntı
Kanatçık	±28	0-100	$p = 0.56dt - 28$
İrtifa Dümeni	±22		$p = 0.43dt - 22$
İstikamet Dümeni	±15		$p = 0.30dt - 15$

dt: çalışma doluluğu oranı  
p: açısal pozisyon

### 3.3. Kütle Eylemsizlik Momenti

Kütle eylemsizlik momentleri sistemin modellenmesine büyük öneme sahiptir. Hibrit hava aracının kütle eylemsizlik momentleri çift telli sarkaç deneyi ile deneysel olarak hesaplanmaktadır (Then, 1970; Jardin, 2009). Bu yöntemde, sistem asılmakta ve sallanmaktadır. Salınım eksenindeki açısal hız ve salınım periyodu, sistem üzerine monteli bir ataletsel ölçüm birimi ile gerçek zamanlı olarak ölçülmektedir. Sistemin salınım eksenindeki kütle eylemsizlik momenti Bağıntı 8 yardımı ile bulunabilmektedir.

$$J = \left[ \frac{T_n}{2\pi} \right]^2 \frac{mgR^2}{L} \quad (8)$$

J: Kütle eylemsizlik momenti

$T_n$ : Salınım periyodu

mg: Sistemin ağırlığı

R: Teller arası mesafe

L: Tellerin uzunluğu

Deneysel sonuçlarda elde edilen kütle eylemsizlik moment değerleri Tablo 2’de verilmektedir.

Tablo 2: Kütle Eylemsizlik Moment Değerleri

Eksen	Kütle Eylemsizlik Momenti(kgm <sup>2</sup> )
x	1.7096
y	1.4035
z	0.7207

### 3.4. Türev Sabitleri

Sistemin farklı uçuş hızlarında, hücum açıları ve kontrol yüzeyi pozisyonlarında ürettiği aerodinamik kuvvet ve momentleri hesaplayabilmek için sisteme özgü türev sabitlerinin deneysel olarak hesaplanması gerekmektedir. Bu sabitleri hesaplayabilmek için Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü’nde bulunan rüzgâr tüneline kullanılacaktır (Bennett, 1978; Lessing, 1954). Sistem kanadı,

Şekil 10’da gösterilen rüzgâr tüneline farklı serbest akış hızlarında, hücum açıları ve kontrol yüzeyi pozisyonlarında test edilecek ve ilgili türev sabitleri deneysel olarak hesaplanacaktır.



Şekil 10: Rüzgâr Tüneli

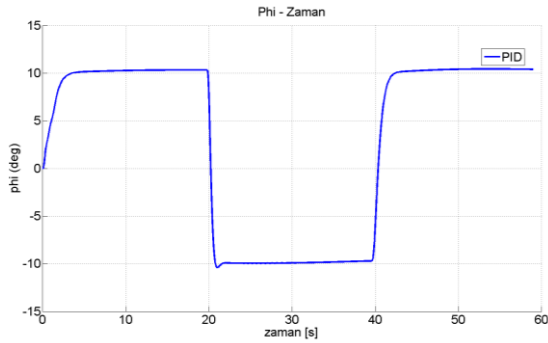
### 4. MODELLEME VE BENZETİM

HİHA’yı Simulink ortamında modelleyebilmek için, Matlab/Simulink kütüphanesinde bulunan, altı serbestlik dereceli hareket denklemlerinin içerildiği, 6DoF (Euler Angles) bloğu kullanılmaktadır. Uçağa sabit koordinat sisteminde +x eksenini ileri, +y eksenini sağ kanat, +z eksenini ise aşağı yönü ifade etmektedir. Pozisyon, çizgisel ve açısal hızlar, kütle eylemsizlik moment sabitleri, konum ve yönelim gibi başlangıç değerleri, 6DoF bloğuna girilmektedir. Döner ve sabit kanatlı yapı tarafından üretilen kuvvet ve moment değerleri bu bloğun girdileridir. Aerodinamik, yerçekimsel ve itki kuvvetlerinden oluşan kuvvet ve moment girdileri ile sistemin açısal hızları, Euler açıları ve 3 boyutlu uzayda konumu hesaplanabilmektedir. Hesaplamalar için gerekli olan açısal hız ve çizgisel ivme verileri, HİHA’ya monte edilmiş AÖB

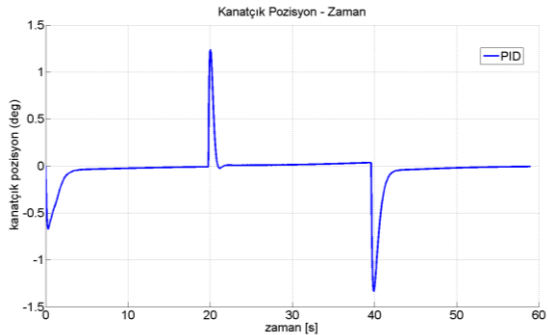
tarafından ölçülmektedir. HİHA üzerindeki eksen takımı ile eylemsiz referans eksen takımı arasındaki dönüşüm 6DoF bloğu içinde yapılmaktadır.

## 5. DENETİMCİ TASARIMI

HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve istikamet dinamikleri, döner kanat modunda fırçasız motorlar tarafından sürülen döner kanatlar ile sabit kanat modunda ise servo motorlar tarafından sürülen kanatçıklar, irtifa ve istikamet dümenleri ile kontrol edilmektedir. Dikey uçuş modunda, ilgili dinamiklerin kontrolü, fırçasız motorların hız değişiminden ötürü oluşan kuvvet ve momentler ile sağlanmaktadır. Bu çalışmada, kontrol yüzeyinin bozulması durumunda, kontrol yüzeyi tarafından üretilmesi gereken moment değerinin, döner kanatlı yapı ile üretilmesine odaklanılmıştır. Senaryomuzda, HİHA, 60m. irtifada, 20m/s hızla uçarken, pilot tarafından 20 saniye periyodunda  $\pm 10^\circ$  açısız büyüklükte yuvarlanma açısı komutu gönderilmektedir. Bu aşamada yuvarlanma dinamiği, kanatçıklar (aileron) tarafından kontrol edilmektedir. PID tip denetiminin kullanıldığı sistem cevabı ve kanatçık açısız pozisyon değerleri Şekil 11 ve Şekil 12'de verilmiştir.



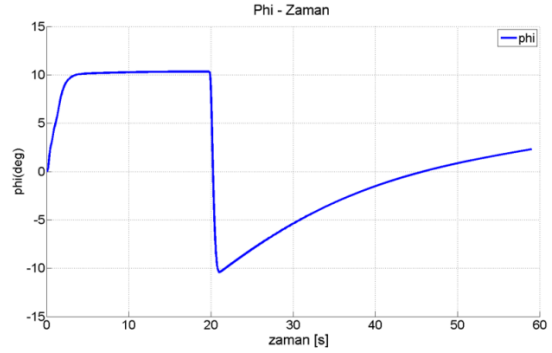
Şekil 11: Yuvarlanma Açısız Pozisyon (PID Tip Denetimi)



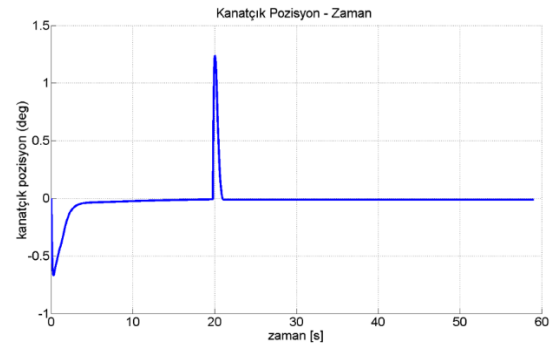
Şekil 12: Kanatçık Açısız Pozisyon

Şekil 11 ve Şekil 12'de görüldüğü üzere, yaklaşık  $0,3^\circ$  kalıcı durum hatası ile yuvarlanma eksenini kontrol edilebilmektedir. Senaryomuzda, kanatçık pozisyonu 21. saniyede kilitlenmektedir. Bu durumda PID denetimi ile gözlemlenen

yuvarlanma durumu ve kanatçık açısız pozisyon değerleri Şekil 13 ve Şekil 14'te verilmiştir.



Şekil 13: Kanatçık Kilitli Yuvarlanma Açısız Pozisyonu (PID Tip Denetimi)



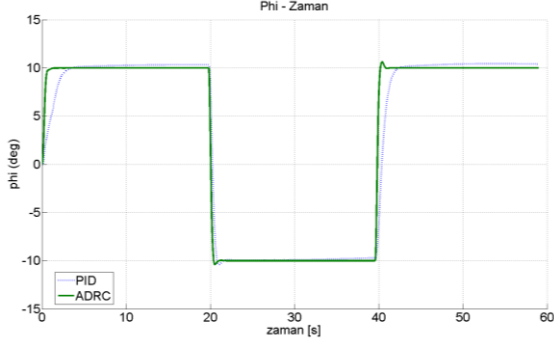
Şekil 14: Kanatçık Kilitli Açısız Pozisyon (PID Tip Denetimi)

Kanatçık kilitlendiği durumda, yuvarlanma dinamiğini, herhangi bir kontrol yüzeyini kullanarak kontrol etmek mümkün değildir. Bu durumda, kanatçıkların hareketi ile üretilen yuvarlanma momenti, döner kanatlar tarafından üretilmektedir. Bu problemin çözümü için LADRC tipi denetimi kullanılmıştır. LADRC tipi denetimi matematiksel eşitliği için, denetimi yapılacak durum Bağlantı 9'da belirtildiği gibi ifade edilmektedir.

$$\ddot{\phi} = f(\phi, \dot{\phi}, w(t)) + bL \quad (9)$$

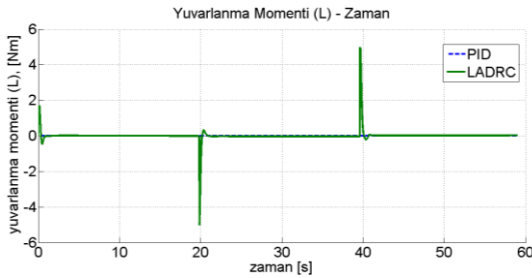
Bağlantı 9'da,  $f$ , bozucu etkileri ve doğrusal olmayan terimleri içeren bir fonksiyon ve  $L$  de yuvarlanma momentidir. Yuvarlanma momenti ( $L$ ), sabit kanatlı sistemin yuvarlanma momentine katkısından ( $L_{fxd}$ ) ve döner kanatlı sistemin yuvarlanma momentine katkısından ( $L_{rot}$ ) oluşmaktadır. Döner kanatlar tarafından üretilmesi gereken yuvarlanma momenti,  $L_{rot}$ , LADRC tipi denetimi kullanılarak hesaplanmaktadır. Oluşması muhtemel kalıcı durum hatasını önlemek için Genişletilmiş Durum Gözlemcisi (Extended State Observer - ESO) kullanılmaktadır. Önerilen denetimi yapısının, kanatçıkları kilitlenmiş HİHA

modeline uygulanmasının ardından aşağıdaki çıktılar elde edilmiştir. Şekil 15'te, PID tip denetimci ile LADRC tip denetimci yapısının HİHA yuvarlanma dinamiği üzerindeki performansı görülebilmektedir.



Şekil 15: Yuvarlanma Açısal Pozisyonu (PID ve LADRC Tip Denetimci)

LADRC tip denetimcide yükseliş zamanı ve kalıcı durum hata parametreleri, PID tip denetimciye kıyasla daha kısa ve azdır. Bunun yanında, yaklaşık  $0,4^\circ$ 'lik maksimum aşım gözlemlenmiştir. Kanatçıkların çalıştığı ve kilitlendiği durumlarda döner kanatlar tarafından üretilen moment ( $L_{rot}$ ) değerleri Şekil 16'da verilmiştir.



Şekil 16: Döner Kanat Yuvarlanma Momenti (PID ve LADRC Denetimci)

PID tip denetimci ile gerçekleştirilen senaryoda, döner kanatlar tarafından üretilen herhangi bir yuvarlanma momenti üretilmediği, LADRC tip denetimci ile gerçekleştirilen senaryoda ise, kullanıcı tarafından girilen referans yuvarlanma durum komut takibi için döner kanatlar tarafından yuvarlanma momenti üretildiği gözlemlenmiştir.

## 6. SONUÇLAR

Tasarlanan HİHA modeli, geliştirilen denetimci algoritmaları ve uygun olan aviyonikler (ataletsel ölçüm birimi, otopilot kartı, kontrol yüzeyleri, döner kanatlar) kullanılarak döngüde donanım testleri yapılacaktır. Döngüde donanım testleri, HİHA'nın gerçek uçuş performansı hakkında bilgi sahibi olmamıza yardımcı olmaktadır. Döngüde donanım testlerinde, ataletsel ölçüm birimi, ROKETSAN A.Ş. Döngüde Donanım Test

Laboratuvarları'nda bulunan uçuş hareket simülatörüne (flight motion simulator- FMS) entegre edilecek ve HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve istikamet eksenlerindeki hareketleri benzetilecektir. Hibrit İnsansız Hava Aracı, HİHA, Matlab/Simulink ortamında matematiksel olarak modellenmiş ve farklı tip uçuş durumları için farklı tip denetimciler tasarlanmıştır. Geliştirilen denetimcilerin performansları, yüzey kaybı olan örnek bir senaryo oluşturularak kıyaslanmıştır. LADRC ve ESO yapısı ile geliştirilen denetimcinin, PID tip bir denetimciye göre yükseliş zamanı, kalıcı durum hataları açısından daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

## TEŞEKKÜR

Yapılan çalışma, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde yürütülen bir doktora tezidir ve ROKETSAN A.Ş. (Proje No: 91193), Orta Doğu Teknik Üniversitesi (Proje No: 2015-03-13-2-00-06) ve Savunma Sanayi Müsteşarlığı tarafından yürütülen Savunma Sanayi Araştırmacı Yetiştirme Programı (SAYP) tarafından desteklenmektedir.

## KAYNAKLAR

- Ahmed, S., Hazry, D., Warsi, F., Joyo, M., Kamarudin, H., Razlan, Z. ve Tanveer, M., 2014, "Yaw, Pitch and Roll controller design for fixed-wing UAV under uncertainty and perturbed condition," 2014 IEEE 10th International Colloquium on Signal Processing its Applications (CSPA), pp. 151–156.
- Altug, E. ve Senkul, F. 2013, "Modeling and control of a novel tilt; Roll rotor quadrotor UAV," International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), May 2013, pp. 1071–1076.
- Bae, S.-K., Hwang, H. ve Yoon, K.-J., 2007, "Development of small flying robot with rotary wing and autonomous control system", ROBIO 2007. IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, pp. 1815–1820.
- Baek, S., Kwon, H., Pack, D. ve Yoder, J., 2013, "Optimal path planning of a target-following fixed-wing UAV using sequential decision processes", IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), pp. 2955–2962.
- Bennett, R.M., Farmer, M. G., Mohr, R. L., and Hall Jr, W. E., "Wind-tunnel technique for determining stability derivatives from cable-mounted models," Journal of Aircraft, Vol. 15, No. 5, 1978, pp. 304–310.
- Dahsyat, M., Trilaksono, B., Triputra, F. ve Sasongko, R., 2012, "Longitudinal dynamic system modeling of a fixed-wing UAV towards autonomous flight control system development:

- A case study of BPPT wulung UAV platform,” 2012, International Conference on System Engineering and Technology (ICSET), pp. 1–6.
- Dang, H. N., Mohamed, B. ve Rafaralahy, H., 2014, “Trajectory-tracking control design for an under-actuated quadrotor”, European Control Conference (ECC), June 2014, pp. 1765–1770.
- Dilshan, K., De Silva, A., De Zoysa, M., Fernando, H. ve Munasinghe, S., 2013, “Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV”, 8th IEEE International Conference on Industrial and Information Systems (ICIIS), pp. 207–212.
- Green, W. ve Oh, P., 2006, “A fixed-wing aircraft for hovering in caves, tunnels, and buildings” American Control Conference, pp. 6
- Guclu A., Kurtulus D.F., Arıkan KB, Attitude and Altitude Stabilization of Fixed Wing VTOL Unmanned Air Vehicle, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference Washington, D.C., USA, June 2016, AIAA 2016-3378.
- Güçlü, A. Attitude and Altitude Control of an Outdoor Quadrotor, Master Thesis, Atılım University, 2012
- Güçlü, A., Kurtuluş D.F., Arıkan K.B. Hibrit İnsansız Hava Aracının Yönelim Dinamiklerinin Hibrit Denetimi, Kocaeli 2016, Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK 2016)
- Huang, J., Yuan, X. ve Zhu, J., 2012, “LabVIEW Based Experimental Platform for UAV System Identification” Second International Conference on Instrumentation, Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC), pp. 684–688.
- Jardin, M. R. and Mueller, E. R., “Optimized measurements of unmanned-air-vehicle mass moment of inertia with a bifilar pendulum,” Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 3, 2009, pp. 763–775.
- Kaya D., Kutay A. T., Kurtulus D.F., Tekinalp O., Simsek I., Soysal S., Hosgit G., Propulsion System Selection and Modeling for a Quadrotor with Search and Rescue Mission, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting San Diego, California, USA, January 2016, AIAA 2016-1528
- Kohno, S. ve Uchiyama, K., 2014, “Design of robust controller of fixed-wing UAV for transition flight,” 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 1111–1116.
- Kurtulus DF (2011) Introduction to micro air vehicles: concepts, design and applications, VKI LS 2011-04, Recent developments in unmanned aircraft systems (UAS, including UAV and MAV), ISBN-13 978-2-87516-017-1, April 2011, pp. 1-30
- Kurtuluş DF, Tekinalp O. (2010) İnsansız Hava Araçlarına bir Bakış, SSM Gündemi Dergisi, 2010/2, No: 12, 53-58
- Lessing, H. C., Fryer, T. B., and Mead, M. H., “A system for measuring the dynamic lateral stability derivatives in high-speed wind tunnels,” 1954.
- Li, Q., Huang, H., and Yin, B., “The study of PWM methods in permanent magnet brushless DC motor speed control system,” Electrical Machines and Systems, 2008. ICEMS 2008. International Conference on, Oct 2008, pp. 3897–3900.
- Li, Q., Huang, H., and Yin, B., “The study of PWM methods in permanent magnet brushless DC motor speed control system,” Electrical Machines and Systems, 2008. ICEMS 2008. International Conference on, Oct 2008, pp. 3897–3900.
- Li, Y., Rong, J., Wang, Y., Huang, W., and Peng, J., “Themodeling and simulation of PWMmode for permanentmagnet brushless DC motor,” Consumer Electronics, Communications and Networks (CECNet), 2012 2nd International Conference on, April 2012, pp. 678-681
- Mettler, B., 2013, Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft, Springer Science & Business Media.
- Mutlu T, Çoşgun V. Esin E., Yayla M., Kurtuluş B., Tunca E., Kurtuluş D.F., Tekinalp O. (2013) , Uzaktan Algılama Amaçlı Amfibi İnsansız Hava Aracı Uçuş Performans ve Otopilot Testleri, 7. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı, TMMOB MMO, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 3-4 May 2013
- Mutlu T, Çoşgun V. Kurtuluş B., Tunca E., Kurtuluş D.F., Tekinalp O. (2012) , Su Bulanıklığı Dinamiği ve Su Parametrelerini Ölçme Kabiliyeti olan İnsansız Hava Aracı Platformunun Geliştirilmesi, UHAT 2012, “I. ULUSAL HAVACILIK TEKNOLOJİSİ VE UYGULAMALARI KONGRESİ”, 20-22 Aralık 2012, İzmir
- Osder, S., 1994, “Integrated navigation, guidance, and control for Canard rotor/wing (CRW) aircraft”, 13th Digital Avionics Systems Conference DASC., AIAA/IEEE, pp. 181–189.
- Önen, A.S., Cevher, L., Mutlu, T., Uzunlar, İ.O., Kurtulus, D.F., Tekinalp, O (2014) Konvansiyonel Olarak Kalkış ve İniş Yapan bir İnsansız Hava Aracına Dikey İniş ve Kalkış Yeteneğinin Kazandırılması, SAVTEK, 7. Savunma Teknolojileri Kongresi, Haziran 2014



- Ravikiran, N. and Ubaidulla, P., “Support vector machine approach to drag coefficient estimation,” Signal Processing, 2004. Proceedings. ICSP '04. 2004 7th International Conference on, Vol. 2, Aug 2004, pp. 1435–1438 vol.2.
- Sahin M., Gündüz M., Eren O., Şahbaz M., Çakın U., Kurtuluş D. F., “Performance Analysis of a Micro Scale Model Helicopter Rotor in Hover Flight”, 8th Ankara International Aerospace Conference, AIAC 2015-044, Ankara, METU, 10-12 September 2015
- Senipek M., Yayla M., Limon A. U., Rouzbar R., Yosheph Y.,Kalkan U.,Senol N., Akel E., Gungor O., Hos B.,Usta A., Uzunlar İ.O.,Sarsılmaz S. B., Kurtuluş D.F. (2013) Design Process of an UAV for AIAA DBF completion, AIAC-2013-105, 7th Ankara International Aerospace Conference, 11-13 September 2013, Ankara, Turkey
- Tekinalp O., Onen A. S, Kurtuluş D. F, Cevher L, Senipek M, Mutlu T., Gungor O. , Uzunlar I. O (2015) Modeling and Controller Design of a VTOL UAV, Proceedings of the 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS'15), Denver, CO, USA 9-12 June 2015
- Then, J. W. and Chiang, K.-r., “Experimental Determination of Moments of Inertia by the Bifilar Pendulum Method,” American Journal of Physics, Vol. 38, No. 4, 1970.
- Yayla M., Ergin Ü., Mutlu T., Kurtuluş D.F. (2014) Bir Muharip İnsansız Uçak Sistemi için Performans Gereksinimlerinin Belirlenmesi, HİTEK-2014-024, III. Ulusal Havacılıkta İleri Teknolojiler Konferansı, HHO, İstanbul, 18-19 Haziran 2014
- Yayla M., Sarsılmaz S. B., Mutlu T., Cosgun V., Kurtuluş B., Kurtuluş D.F, Tekinalp O. (2013) Dynamic Stability Flight Tests of Remote Sensing Measurement Capable Amphibious Unmanned Aerial Vehicle (A-UAV), AIAC-2013-108, 7th Ankara International Aerospace Conference, 11-13 September 2013, Ankara