

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI**

**İNSANSIZ BİR HAVA ARACININ YANAL DURUM-UZAY
MODELİNİN VE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNİN EŞ
ZAMANLI TASARIMI**

**Hazırlayan
İsmail EKİNCİ**

**Danışman
Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY**

Yüksek Lisans Tezi

**Mart 2016
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

İsmail Ekinci


İsmail Ekinci



Prof. Dr. Mustafa Kemal APALAK

YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI

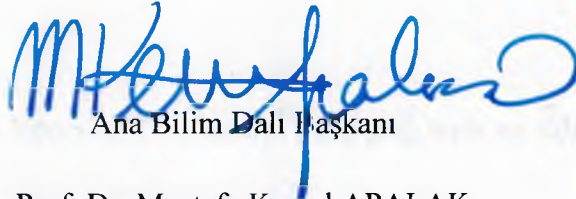
“İnsansız Bir Hava Aracının Yanal Durum-Uzay Modelinin ve Uçuş Kontrol Sisteminin Eş Zamanlı Tasarımı” adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan

İsmail EKİNCİ

**Danışman**

Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY



Ana Bilim Dalı Başkanı

Prof. Dr. Mustafa Kemal APALAK

Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında **İsmail EKİNCİ** tarafından hazırlanan “**İnsansız Bir Hava Aracının Yanal Durum Uzay Modelinin Ve Uçuş Kontrol Sisteminin Eş Zamanlı Tasarımı**” adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

...../...../.....

JÜRİ:

Danışman :Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

.....

Üye :Yrd. Doç. Dr. Mustafa SOYLAK

.....

Üye :Yrd. Doç. Dr. Mehmet Kürşat YALÇIN

.....

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun ^{19/04/2016} tarih ve ^{2016/19-06} sayılı kararı ile onaylanmıştır.

19/04/2016

.....

Prof. Dr. Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla beni aydınlatan, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde en büyük katkı sahibi sayın hocam Yrd. Doç. Dr. Tuğrul OKTAY'a teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışma arkadaşlarım Mohamed Abdallah Mohamed ve Sezer ÇOBAN'a teşekkür ederim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca hem malzeme temini hem de burs desteğinden dolayı 114M856 ve 214M282 nolu projeler ile birlikte TÜBİTAK'a teşekkürü borç bilirim.

İsmail EKİNCİ


Kayseri, Mart 2016

İNSANSIZ BİR HAVA ARACININ YANAL DURUM-UZAY MODELİNİN VE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNİN EŞ ZAMANLI TASARIMI

İsmail EKİNCİ

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Mart 2016
Danışman: Yrd. Doç. Dr. Tuğrul Oktay

ÖZET

Bu yüksek lisans tezi kapsamında uçuş kontrol sistemi ve küçük bir insansız hava aracının (İHA) yanal durum-uzay modelinin eş zamanlı olacak bir şekilde tasarımı ve gerçek zamanlı uygulaması incelenmiştir. Bu amaçla Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Model Uçak Atölyesinde kanadı ve kuyruk takımı gövdeye belli aralıklarda farklı yerlerden montajı sağlanan ve ayrıca kanadı ve kuyruğu birbirinden bağımsız bir şekilde kuyruk burun hattında ileri geri uçuş öncesinde yer değiştiren bir İHA üretimi gerçekleştirilmiştir. Bunu takiben TÜBİTAK projesi bütçesi ile P, I, D katsayılarının istenildiği gibi belli aralıklarda değişimine izin verebilen bir otopilot temin edilmiştir. Öncelikle İHA'nın dinamik modeli ve boylamasına ve yanal durum uzay modelleri sunulmuştur ve İHA'nın bir simülasyon modeline elde edilmiştir. Aynı zamanda otopilot sisteminin de blok diyagramına ulaşılmış ve MATLAB/Simulink ortamında modellenmesi yapılmıştır. Sonrasında ise bu iki modelden faydalanılarak ve ayrıca adaptif rassal bir optimizasyon yöntemi olan SPSA'de kullanılarak yükselme zamanı, oturma zamanı ve maksimum aşımından oluşan bir maliyet fonksiyonunu minimize edecek şekilde İHA ve otopilot sistemi eş zamanlı olarak yeniden tasarlanmıştır. Simülasyon cevaplarında ve gerçek uçuşlarda yüksek performans kolaylıkla gözlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Araçları (İHA'lar), Otopilot, Otonom Performans

SIMUTANEOUS DESIGN OF LATERAL STATE SPACE MODEL OF UNMANNED AERIAL VEHICLE AND FLIGHT CONTROL SYSTEM

İsmail EKİNCİ

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

M.Sc. Thesis, March 2016

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Tuğrul Oktay

ABSTRACT

In this master thesis it is examined that simultaneous flight control system and lateral state-space model of small unmanned aerial vehicle (UAV) and real time application. For this purpose an UAV whose wing and tail unit can be assembled to fuselage from different points in a prescribed interval and whose wing and tail can move forward and backward independently in tail to nose direction is manufactured in Erciyes University Faculty of Aeronautics and Astronautics Model Aircraft Laboratory. Following this, an autopilot is purchased using TÜBİTAK project budget and it lets change of P, I, D coefficients in certain intervals. First, dynamic model, and longitudinal and lateral state space models of UAV are obtained and then simulation model of UAV is reached. At the same time block diagram of autopilot system and modeling of it in MATLAB/Simulink environment are found. After these, using these two models and also benefiting and adaptive stochastic optimization method namely SPSA, simultaneous design of UAV and autopilot is done in order to minimize a cost function consisting of rise time, settling time and maximum overshoot. Therefore, primarily autonomous performance is maximized in computer environment. Moreover, high performance is observed by looking at simulation responses and real-time flights.

Key Words: Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), Autopilots, Autonomous Performance

İÇİNDEKİLER

İNSANSIZ BİR HAVA ARACININ YANAL DURUM-UZAY MODELİNİN VE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNİN EŞ ZAMANLI TASARIMI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK.....	i
YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI.....	ii
KABUL ONAY.....	iii
TEŞEKKÜR.....	iv
ÖZET.....	v
ABSTRACT.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
KISALTMALAR VE SİMGELER.....	x
TABLolar LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	xii
GİRİŞ.....	1

1. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

1.1. İnsansız Hava Araçları Kısa Tarihi Ve Gelişimi.....	3
1.2. Hava Aracının Hareket Eksenleri.....	4
1.2.1. Dikey Eksen.....	5
1.2.2. Uzunlamasına (Boylamasına) Eksen.....	5
1.2.3. Enlemesine (Yanal) Eksen.....	5
1.3. Uçuş Kontrol Yüzeyleri.....	5
1.3.1. Ana (Birinci Derecede) Uçuş Kumandaları.....	6
1.3.1.1. İrtifa Dümeni (Elevatör).....	6
1.3.1.2. Aileron.....	6

1.3.1.3. İstikamet Dümeni (Rudder).....	6
1.3.2. Tali (İkinci Derece) Uçuş Kumandaları.....	6
1.3.3. Yardımcı Uçuş Kumandaları	6
1.4. Zanka-1.....	7
1.4.1. Zanka-1'in Teknik Çizimleri ve Fotoğrafları	7

2. BÖLÜM

İHA ÜRETİMİ VE DİNAMİK MODELLENMESİ

2.1. İHA Üretim Aşaması.....	12
2.2. Dinamik Modelleme	14

3. BÖLÜM

OTOPİLOT SİSTEMLERİ ve OPTİMİZASYON

3.1. Otopilot ve Otomatikleşmenin Amaçları.....	23
3.2. Otopilot'un Görevleri	23
3.3. Otopilot'un Pilotun Çalışma Prensipleri	24
3.4. Kontrol Sistemi.....	26
3.4.1. PID Kontrolör Yapısı	26
3.4.1.1. Orantı Etki (P).....	26
3.4.1.2. İntegral Etki (I)	26
3.4.1.3. Diferansiyel Etki (D)	27
3.5. Zanka-1'in Otopilot Sistemi.....	27
3.5.1. Zanka-1'in Donanım Sistemi.....	27
3.5.2. Zanka-1'in Yazılım Sistemleri.....	27
3.5.3 Zanka-1'in Otopilot Sisteminin Yapısı	28
3.5.4. Zanka-1'in Yapısal Analizleri	29
3.6. Optimizasyon.....	31

4. BÖLÜM**SONUÇLAR ve YORUMLAR**

4.1. Sonuçlar	33
4.2. Yorumlar	35
KAYNAKLAR.....	37
ÖZGEÇMİŞ	40

KISALTMALAR VE SİMGELER

<u>Sembol</u>	<u>Anlamı</u>
İHA	İnsansız Hava Aracı
PID	Oransal-İntegral-Türevsel (Proportional, Integral, Derivative)
SPSA	Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems
ESC	Elektronik Hız Kontrolü (Electronic Speed Control)
DC	Düz Akım (Direct Current)

TABLolar LİSTESİ

Tablo 1.1. Zanka-1'in Geometrik ve Aerodinamik Parametreleri	10
Tablo 2.1. Doğrusallaştırılmış Modellerin Durum ve Kontrol Değişkenleri.....	17
Tablo 2.2. Boylamasına Stabilite Türevleri	18
Tablo 2.3. Yanlamasına Stabilite Türevleri	19
Tablo 2.4. Boylamasına Stabilite Katsayıları	19
Tablo 2.5. Yanlamasına Stabilite Katsayıları	19
Tablo 2.6. Türbülans Hızlarının Güç Spektral Yoğunlukları	20
Tablo 2.7. Von Karman Sağanaklarının Transfer Fonksiyonları	20

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1.	İHA Gövde ve kanat'ın ana iskelet görünümü	13
Şekil 2.2.	Kuyruk takımının görünümü	13
Şekil 2.3.	İHA Gövde ve Kanat Görünümü	14
Şekil 2.4.	Bir Hava Aracı İçin Lineer ve Açısal Hız Bileşenleri (Hava Aracı Eksen Takımında)	15
Şekil 2.5.	Bir Hava Aracında Hız Bileşenleri ile Hücüm ve Yana Kayış Açılırları	16
Şekil 2.6.	Zanka-1'in Boylamasına Hareket Modları	22
Şekil 2.7.	Zanka-1'in Yanal Hareket Modları	22
Şekil 3.1.	Zanka-1'in Hiyerarşik Kontrol Yapısı	28
Şekil 3.2.	Zanka-1'in Hiyerarşik Detaylı Otopilot Yapısı	28
Şekil 3.3.	Otopilot ile Donatılmış Zanka-1	29
Şekil 3.4.	Zanka-1'in Sapma Sonuçları	30
Şekil 3.5.	Von Mises Gerilme Sonuçları (60 km/s Hız Değeri İçin)	30
Şekil 4.1.	Maliyet Minimizasyonu, İzafi Enerji Tasarrufu ve Yörünge Takibi	34
Şekil 4.2.	Türbülanslı Ortamda Yörünge Takibi ve Diğer Durum Değişkenleri ve Kontrol Yüzeyinin Kapalı Çevrim Cevapları	35

GİRİŞ

Son yıllarda insansız hava araçlarının kullanımını sahip olduğu birçok avantajından dolayı yaygınlaşmakta ve kullanım alanı gittikçe genişlemektedir. Bir insansız hava aracının sahip olduğu en önemli avantajlarından birisi, zor ve tehlikeli uçuş operasyonlarında herhangi bir mürettebat kaybının söz konusu olmamasıdır. Bununla birlikte diğer önemli avantajları ise, üretim ve işletme esnasında alternatiflerine oranla düşük maliyette olması ve müşterilerinin talepleri doğrultusunda esnek bir konfigürasyona sahip olmasıdır. İnsansız hava araçları sinema televizyon sektöründe (örneğin film, belgesel çekimi ve haber yayınlarında)tarım sektöründe (örneğin mahsulleri görüntüleme ve ilaçlamada), doğa kaynaklarının korunmasında (örneğin çevre kirliliği olan ve çeşitli sebeplerle tahrip olan alanların gözlemlenmesinde), elektrik sektöründe (örneğin elektrik hatlarının kontrolünde), ormancılık ve itfaiye servisinde (örneğin yangınların belirlenmesinde ve olay kontrolünde) , balıkçılıkta (örneğin kaçak avcı kontrolünde), yakıt ve yağ şirketlerinde (örneğin yeni alanların keşfi ve boru hattı kontrolünde),olmak üzere birçok sivil ve ticari amaçla geniş kullanım yelpazesine sahiptir. Bunun yanında askeri ve savunma sanayisinde de farklı görevlerde kullanılırlar. Örneğin düşman donanmasını gözlemlenmede güdümlü füzelerin tuzağa düşürülmesinde, açık denizden gelebilecek saldırılardan korumada, hava keşiflerinde ve düşman aktivitelerini gözetlemede, nükleer silahların gözetiminde, biyolojik ve kimyasal silahlarından korunmada ve denetlenmesinde, uzun menzil ve yüksek irtifada yapılan gözetimlerde, radar sistemlerinin frekanslarının bozulmasında ve imha edilmesinde, hava alanı üslerinin güvenliğinde, hava alanı hasar değerlendirmesinde olmak zere birçok farklı amaçla askeri ve savunma sanayisinde kullanılırlar.

1. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

İnsansız Hava Aracı (İHA), uzaktan kumanda edilen bir tür hava aracıdır. İHA'lar iki sınıfa ayrılır: İlki uzaktan kumanda edilerek uçan, diğeri ise kendiliğinden belli bir uçuş planı üzerinden otomatik olarak hareket edebilen hava araçlarıdır.

1.1. İnsansız Hava Araçları Kısa Tarihi Ve Gelişimi

Bugün bildiğimiz İnsansız Hava Araçları gibi olmasa da aynı misyonla görev yapan hava araçlarının ilki 19. yüzyıl sonlarında New York'lu bir mucit olan Charles Perley tarafından geliştirildi. Zamanlamalı bir bomba bırakma mekanizmasına sahip balon, birliklerin üzerine gönderilerek belli bir zaman sonra bombanın bırakılması imkânı tanıyordu. Bugün “Gezici Mühimmat” olarak adlandırılan İsrail yapımı Harpy ve muadili uçakların atası sayılabilecek bu aracı günümüzün gezici mühimmatlarından ayıran şey, otonom uçuş özelliği ve düşmanı tanımak için kullanacağı sensörlerinin olmamasıdır. Zira 1. Dünya Savaşı'nda kullanılan balonlardan pek de başarı elde edilemedi. Aynı tarihlerde William Eddy, yine bir mekanizma ile fotoğraf çekilmesini sağlayan bir uçurtma geliştirdi. Bu uçurtma Amerikan-İspanyol savaşlarında yüzlerce fotoğraf çekerek önemli bir başarıya imza attı. İlk insansız keşif/gözlem hava “platformu” olabileceği iddia edilebilen bu araç pilotların kendi gözlemlerinin belirsiz fotoğraf karelerinden daha kesinlik içermesi dolayısıyla insanlı uçaklarla beraber tarihe gömüldü. Ancak ilk radyo kontrollü uçağa 1917 yılında rastlıyoruz. ABD'li Peter Cooper ve Elmer A. Sperry'nin geliştirdiği otomatik cayroskopik stabilizör yardımıyla kararlı bir uçuş sergileyen ABD Donanması'na ait Curtiss N-9 eğitim uçağı pilotlar yerine uçağa yüklenen 300 poundluk bir bombayı 80 km. kadar taşıdı.

Üretimindeki ve programlanmasındaki zorluklar dolayısıyla savaşlarda rağbet görmedi. Gezici Mühimmat örneğinin ikincisi yine 1910'lu yıllarda ortaya çıktı. General Motors'un geliştirdiği Kettering Aerial Torpedo, önceden ayarlanmış bir noktaya kadar gidip o noktada kanatlarını bırakarak üzerindeki 300 Poundluk bomba ile bir füze gibi hedefe dalıyordu. ABD sadece \$400 maliyeti olan bu uçaktan yüzlerce sipariş etti ama 1. Dünya Savaşı bitince siparişlerini iptal etti.



Şekil 1.1. Kettering Aerial Torpedo [1]

Dikkat edilirse yukarıdaki araçların ortak özelliğinin (uçurtma sayılmazsa eğer) araçların geri dönememesi ya da yeniden kullanılamaması olduğu görülür. Zira yeniden kullanılabilen ve geri dönebilen ilk otomatik uçakların geliştirilmesi havacılığın sıkıştığı dar alandan kurtulmaya çalıştığı 1935'li yılların başında gelir. İngilizler tarafından geliştirilen QueenBee adlı Radyo kontrollü uçak TAI'nin geliştirdiği Turna'nın da bir örneği olduğu, bugün "Hedef Drone" ya da "Sahte Hedef / Yem" olarak adlandırdığımız hava araçlarının atasıdır. Savaşta düşman uçaksavarlarını meşgul etmek için geliştirilen düşük maliyetli ve insansız uçak, zayıyatı azaltmak için sahte hedef kullanılması fikrinin de babası oldu. İngiliz Kraliyet Hava Kuvvetleri ve Donanmasında görev yapan amfibik uçaktan 380 tanesi kullanıma girdi ve 1947'ye kadar görev yaptı. Bu fikrin yaygınlaşmasıyla birlikte bugün Northrop Grumman olarak anılan Radioplane Company, ABD'de "Radioplane" adını verdikleri, radyo kontrollü sahte hedef uçaklarını geliştirdi. Sadece 600 USD maliyeti olan uçaklar paraşütle inme özelliğine

sahipti. Savaşta düşman uçaksavarlarını meşgul etmekten çok, uçak savar personelini eğitmede kullanılan uçaklar, eğitim amaçlı sahte hedef uçağı kullanımının da ilk örneğı oldu [1].

Son 50 yıldır istihbarat, gözetleme ve keşif görevlerinin icrası için başvurulan bu hava araçları için düşünölen, 2. Dünya Savaşı yıllarında hayata geçirilmeye çalışılan, ancak teknolojinin yetersizliğinden dolayı rafa kaldırılan taarruz drone konsepti ise 2000 yıllarından itibaren mümkün görünmeye başlamıştır. Birleşik devletler bu tarihte itibaren keşif için kullandığı araçlara güdümlü tanksavar füzeleri yükleyip bu araçları ‘avcı-katil’ olarak kullanma konusunda çalışmalar başlatmıştır. Geliştirilen sistem ilk muharebe deneyimini 2002 Kasım’ında Cibuti’de bir EL-Kaide liderini öldürmek için kullanılmasıyla gerçekleştirilmiştir [2].

İnsansız hava araçlarının neredeyse modern havacılığın tarihiyle özdeş yaklaşık 100 yıllık gelişim süreci sonucu bugün geldiğı nokta etkileyici olmakla beraber kesinlikle şaşırtıcı değildir. Belki 1910’lu yılların uçan torpidolarıyla değil ama daha 1930 ve 1940’lı yılların saldırı droneleri konsepti ile bugünkü insansız hava araçlarının teknolojisinin ve bunların taktik kullanımının eskizleri çizilmiştir [3].

1.2. Hava Aracının Hareket Eksenleri

Bir hava aracı ağırlık merkezinde kesişen ve birbirine dik olan üç hayali eksende serbestçe hareket edebilmektedir. Bu hava aracının tam olarak denetlendiğini söyleyebilmek için, pilotun ya da otomatik kontrol sistemlerinin bu üç hayali ekseninde oluşacak harekete hakim olması gerekmektedir.



Şekil 1.2. Hava Aracının Hareket Eksenleri [4]

1.2.1. Dikey Eksen

Hava aracının ağırlık merkezinden geçerek gövde üst kısmından gövde alt kısmına uzanan eksendir. Bu eksen etrafındaki harekete ‘sapma’ hareketi denir. Sapma hareketi uçağın burnunu düşey eksene göre sağa ya da sola hareket ettirir. Uçağın düşey eksen etrafındaki hareketi istikamet dümeni tarafından sağlanır [4].

1.2.2. Uzunlamasına (Boylamasına) Eksen

Hava aracının burnunda kuyruğuna uzanan, hava aracını boylamasına kesen ve ağırlık merkezinden geçen eksendir. Bu eksen etrafında gerçekleştirilen harekete ‘yuvarlanma’ ya da ‘yatma’ hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafında hareketlerini kanatçık, elevon veya spoiler ile kontrol edilir [4].

1.2.3. Enlemesine (Yanal) Eksen

Yanal eksen, hava aracını bir kanat ucundan diğer kanat ucuna aracı yanlamasına kesen ve ağırlık merkezinden geçen eksendir. Bu eksen etrafındaki harekete ‘yunuslama’ hareketi denir. Yunuslama, hava aracının hücum açısını değiştirmesiyle yani tırmanışa ya da dalışa geçmesiyle oluşur. Uçağın bu eksen etrafında yaptığı yunuslama hareketi, irtifa dümeni (elevatör), hareketli yatay stabilize (stabilizör) ve elevonlar tarafından kontrol edilir [4].

1.3. Uçuş Kontrol Yüzeyleri

Hava aracı havada boyuna, enine, düşey eksenler etrafında hareket eder. Bu üç eksen etrafında hareketlerinin kontrol edilmesini uçuş kumandaları sağlar. Uçuş kumandaları üç ana grup altında toplanır [4].

1. Ana (birinci derecede) uçuş kumandaları
2. Tali (ikinci derecede) uçuş kumandaları
3. Yardımcı uçuş kumandaları

1.3.1. Ana (Birinci Derecede) Uçuş Kumandaları

Ana uçuş kumandaları başlıca üç gurup altında toplanır.

1.3.1.1. İrtifa Dümeni (Elevatör)

Uçağın enine ekseni etrafındaki yunuslama hareketini kontrol ederler. Yatay sabit stabilizenin firar kenarına yerleştirilmişlerdir. İrtifa dümeni yukarı kalktığında yatay stabilize üzerindeki taşıma kuvveti azalır ve kuyruk aşağı doğru hareket eder. Kuyruğun aşağı doğru hareketi ile burun yukarı doğru kalkar ve uçak tırmanışa geçer. Yatay sabit stabilize üzerindeki taşıma kuvvetinin artması, kuyruğun yukarı burnun aşağı hareket etmesine neden olur. Bu durundaki uçak dalışa geçer. Böylelikle irtifa dümeni uçağın enine ekseni etrafındaki yunuslama hareketlerini kontrol etmiş olur.

1.3.1.2. Aileron

Uçağın boyuna ekseni etrafındaki yatış (Roll) hareketini kontrol ederler. Kanatların firar kenarlarına yerleştirilmişlerdir.

1.3.1.3. İstikamet Dümeni (Rudder)

İstikamet dümeni, uçağın dikey eksen etrafındaki sapma hareketini sağlar. Düşey kuyruğun stabilizenin firar kenarına yerleştirilmişlerdir. İstikamet dümeni sağa doğru hareket ederken kuyruğu sola doğru iterek uçağın sağa sapmasını sağlar.

1.3.2. Tali (İkinci Derece) Uçuş Kumandaları

Aerodinamik denge tali uçuş kumandalarının kullanılması ile sağlanır. Tali uçuş kumandalarına fletner adı verilir. Ana uçuş kumandalarının firar kenarlarına yerleştirilmişlerdir. Uçuşta ana kumandalarının hareket ettirilmesine ve durumlarının muhafaza edilmesine yardımcı olurlar. Başlıca uçuş kontrol yüzeyler; ayar fletneri, denge fletneri, servo fletneri ve yaylı fletnerlerdir.

1.3.3. Yardımcı Uçuş Kumandaları

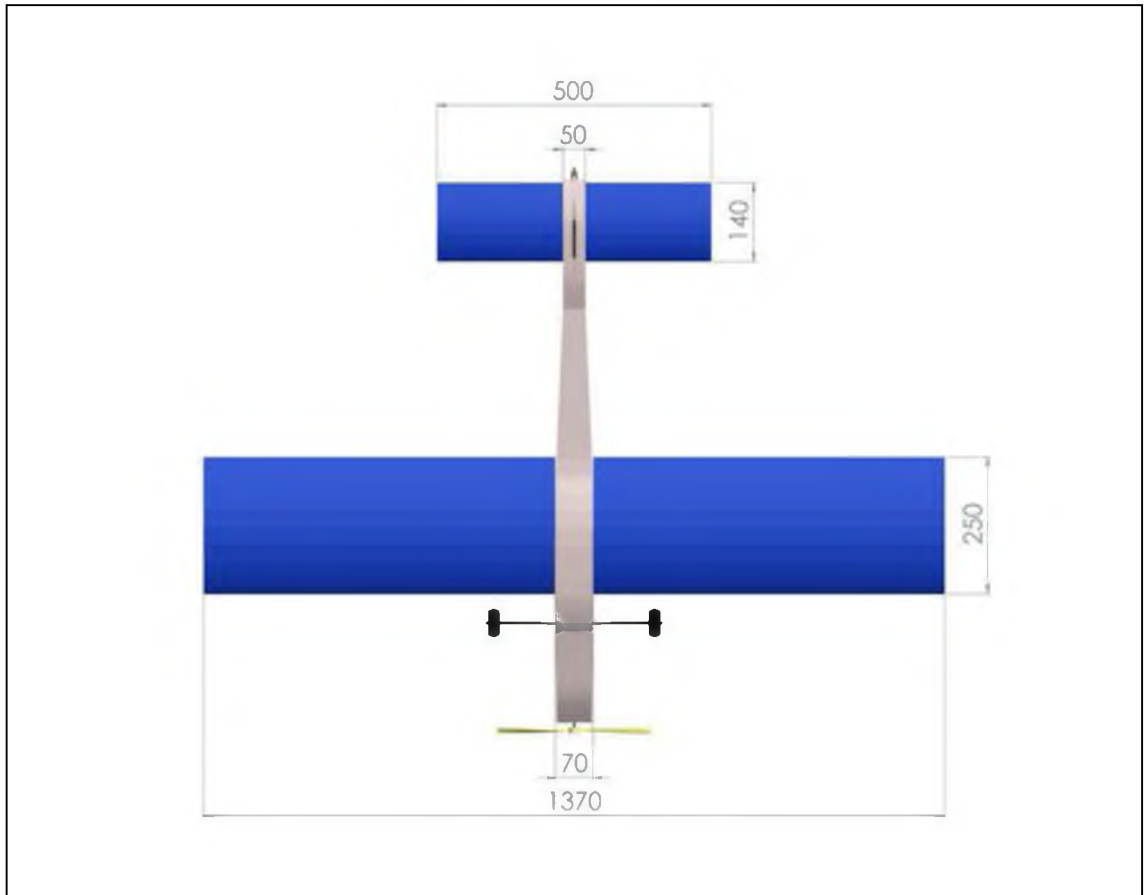
Uçak üzerinde kullanılan diğer değişik tip kumanda yüzeylerine yardımcı uçuş kumandaları adı verilir. Flaplar, sürat frenleri, slot ve slatlardır.

1.4. Zanka-1

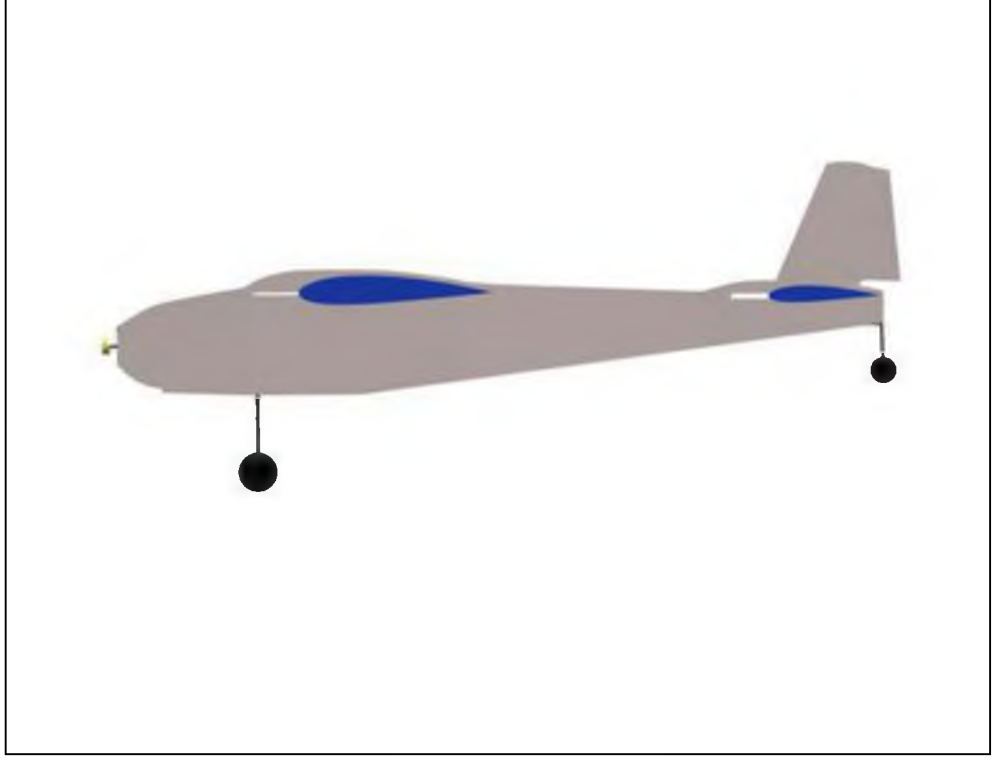
Uçuş performansını arttırmak için ürettiğimiz Zanka-1, eş zamanlı insansız hava aracı ve otopilot sistem tasarımı kullanılarak Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu (SHYO)'nda üretilmiştir. Zanka-1 kanatları üzerinde bulunan aileronlara, yatay stabilizeye bağlı irtifa dümenlerine ve dikey stabilizeye bağlı bir istikamet dümenine sahiptir. Bununla beraber Zanka-1 itki üretmek için kullanılmış bir pervane ve pervane sisteminin enerjisini sağlayacak bir motora sahiptir. Tasarladığımız otopilot sistemimizin yardımcı elemanları olan çeşitli sensör paketleride Zanka-1 de mevcuttur.

1.4.1. Zanka-1'in Teknik Çizimleri ve Fotoğrafları

Bu bölümde Erciyes Üniversitesi SHYO'da üretilen Zanka-1'in teknik çizimleri ve fotoğrafları bulunmaktadır. Zanka-1'in üstten görünümü Şekil 1.3'de verilmiştir. Şekil 1.4'de ise kanat ve kuyruğun hareketi görülebilir.



Şekil 1.3. Zanka-1'in Üstten Görünümü



Şekil 1.4. Kanat ve kuyruğun hareketi

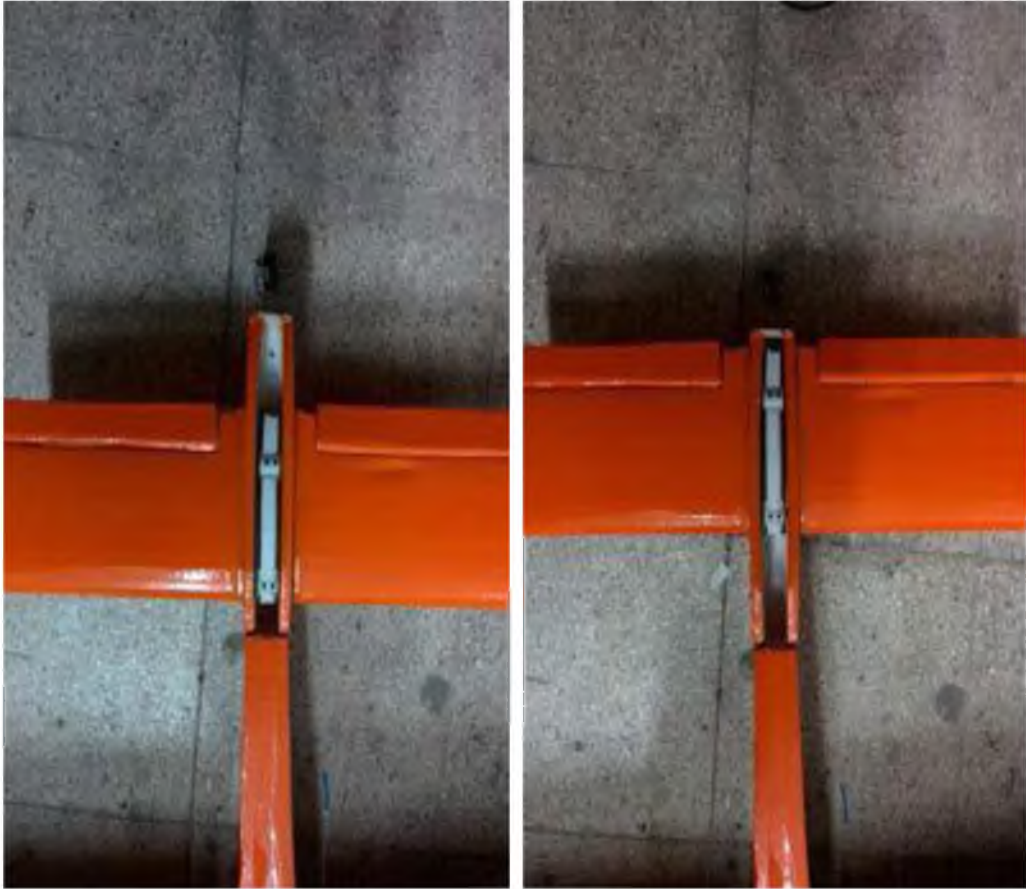
Aşağıdaki şekilde Zanka-1 in yapısı ve fotoğrafları verilmiştir.



Şekil 1.5. Zanka-1'in Önden Fotoğrafi



Şekil 1.6. Zanka-1'in Kanat Hareket Mekanizmaları



Şekil 1.7. Zanka-1'in Kuyruk Hareket Mekanizması

Tablo 1.1. Zanka-1'in Geometrik ve Aerodinamik Parametreleri

Simge	Tanım	Değer	Boyut
AR_w	Kanadın açıklık oranı	5.2	[]
b	Kanat açıklığı	1.3	[m]
\bar{c}	Kanat ortalama aerodinamik veteri	0.25	[m]
C_{D_0}	Hava aracının referans sürüklenme katsayısı	1.3229e-2	[]
C_{D_u}	Sürüklenme stabilite katsayısı	0	[]
C_{D_α}	Hava aracı sürüklenme eğrisi eğimi	0.1	[1/rad]
C_{L_0}	Hava aracı referans taşıma katsayısı	6.4949e-1	[]
C_{L_α}	Hava aracının taşıma eğrisinin eğimi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_w}}$	Kanadın taşıma eğrisinin eğimi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_t}}$	Kuyruğun taşıma eğrisinin eğimi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_{vt}}}$	Düşey kuyruğun taşıma eğrisinin eğimi	0.045	[1/rad]
$C_{m_{\alpha_{fus}}}$	Yunuslama momenti katsayısı oranına yunuslamanın katkısı	-7.0473e-5	[1/rad]
C_{T_u}	İtke stabilite katsayısı	-1.3229e-2	[]
d	Maksimum gövde derinliği	160.38	[mm]
d_i	Pervane çapı	11	[in]
I_{xx}	x- eksenini etrafında hava aracının atalet momenti	9.8775e-2	[kg m ²]
I_{yy}	y- eksenini etrafında hava aracının atalet momenti	1.4218e-1+2.5599e-4*x t play-1.5414e-7*x t play*x w_play+2.14422e-7*x t play^2+4.7536e-7*x w_play^2-3.7496e-5*x w_play	[kg m ²]
I_{zz}	z- eksenini etrafında hava aracının atalet momenti	2.2970e-1+2.5599e-4*x t play-1.5414e-7*x t play*x w_play+2.1442e-7*x t play^2+4.7536e-7*x w_play^2-0.3750e-4*x w_play	[kg m ²]
I_{xz}	x- ve z- eksenleri etrafında hava aracının çarpım atalet momenti	1.2762e-2+1.1245e-5*x t play+3.0003e-5*x w_play	[kg m ²]
l_t	Ağırlık merkezinden kuyruk çeyrek veterine olan uzaklık	(800.67/1000)+(140/4000)-(3.3263e-1+1.1028e-4*x t play+3.19802e-4*x w_play)	[m]
l_{vt}	Ağırlık merkezinden düşey kuyruğun aerodinamik merkezine olan uzaklık	((958.84+x t play)/1000)-(3.3263e-1+1.1028e-4*x t play+3.1980e-4*x w_play)	[m]
m	Hava aracı kütlesi	2.1853	[kg]
pitch	Pervane hatvesi	5.5	[in]
rpm	Pervane rpm'i	9400	[1/min.]
Q	Dinamik basınç	1.7014e+2 for 60 km/h	[N / m ²]
S_r	Referans alan	3.8800e-1	[m ²]

Tablo 1.1. Zanka-1'in Geometrik ve Aerodinamik Parametreleri devamı

S	Kanat alanı	3.25e-1	[m^2]
S_t	Yatay kuyruk alanı	6.3e-2	[m^2]
S_{vt}	Düşey kuyruk alanı	1.9087e-2	[m^2]
u_0	Hava aracı sürati	60/3.6=16.6667	[m/s]
V_H	Yatay kuyruk hacim oranı	3.9005e-1	[]
V_{vt}	Düşey kuyruk hacim oranı	2.8291e-2	[]
$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	Kanat hücum kenarından ağırlık merkezine olan boyutsuzlaştırılmış uzaklık	$((3.3263e-1+1.1028e-4*x_t_play+3.1980e-4*x_w_play)-((194.33/1000)+(x_w_play/1000)+(250/4000)))/\bar{c}$	[]
$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	Kanat hücum kenarından aerodinamik merkeze olan boyutsuzlaştırılmış uzaklık	1/4	[]
x_w_play	Kanadın geri hareketi	-	[mm]
x_t_play	Kuyruk takımının geri hareketi	-	[mm]
y_1	Aileron'un başlangıç noktası	0.1 b/2= 0.065	[m]
y_2	Aileron'un bitiş noktası	0.9 b/2= 0.585	[m]
z_T	İtke hattından hava aracının ağırlık merkezine olan z- ekseninde paralel uzaklık	29.10	[mm]
z_{vt}	Düşey kuyruğun basınç merkezinden gövde merkez hattına olan z- ekseninde paralel uzaklık	152.61	[mm]
z_w	Kanat çeyrek veterinin gövde merkez hattına olan z- ekseninde paralel uzaklık	74.1600	[mm]
η	Kuyruk verimliliği	1	[]
η_{vt}	Düşey kuyruk verimliliği	1	[]
λ	Kanadın daralma oranı	0	[]
Λ	Kanat ok açısı	0	[rad]
$\Lambda_{c/4w}$	Kanat çeyrek veterinin ok açısı	0	[rad]
τ_a	Aileron verimlilik parametresi	0.5, p. 64	[]
τ_e	Elevator verimlilik parametresi	0.4, p. 64	[]
τ_r	Rudder verimlilik parametresi	0.4, p. 64	[]
ω	Türbülans alanın geçici frekansı	0.2	[1/s]

2. BÖLÜM

İHA ÜRETİMİ VE DİNAMİK MODELLENMESİ

2.1. İHA Üretim Aşaması

İHA üretiminde aşağıdaki aşamalar gerçekleştirilmiştir:

- İHA'nın bilgisayar ortamında Solidworks programı yardımıyla tasarlanması yapıldı.
- Tasarım esnasında İHA'nın bütün parçalarının ayrıntılı çizimi yapıldı.
- Çizim sonucunda gövde aksamalarının parçaları lazer kesim cihazında depron ve kontra plaktan kestirildi.
- Gövde parçaları epoksi yapıştırıcıyla yapıştırılarak birleştirildi.
- Kanat ve kuyruk profili CNC kesim cihaz kullanarak üretildi.
- Kanat ve kuyruk takımı için balsa, kontra plak ve karbon çubuk kullanarak gerekli güçlendirmeler yapıldı.
- Aileron, elevatör ve rudder üretildi.
- Bütün dış yüzeyler kaplama ile kaplandı.
- Kanat ve kuyruk takımı için başkalaşım mekanizması üretildi.
- Aileron, elevatör ve rudder montajı yapıldı.
- Ön ve arka iniş takımı üretimi ve montajı yapıldı.
- Aileron, elevatör ve rudder için servo mekanizmaların montajı yapıldı.
- Motor ve hız kontrol ünitesi için gerekli soket lehimlemeleri yapılarak İHA üzerine montajlar yapıldı.

- Alıcı ve batarya montajı yapıldı.
- Kumandan bütün kontrol yüzeylerinin ayarları yapıldı.

Yukarıdaki tasarım ve üretim adımlarından sonra denge kontrolleri yapılarak İHA dengesi ayarlandı. İlk İHA'nın üretimi tamamlandı. İlk İHA üretiminden sonra radyo kontrollü uçuş testleri yapıldı. İlk uçuş testleri başarıyla gerçekleştirilmesiyle birlikte 2 adet daha yedek İHA üretimi gerçekleştirildi. Yedek üretilen İHA'ların da uçuş testleri gerçekleştirilerek İHA'lar arasında uçuş farklılığının olmadığı gözleildi. Otonom sistem montajı yapılarak otonomlu uçuş denemeleri yapıldı. Başarılı bir şekilde otonomlu düz uçuşlar gerçekleştirildi.



Şekil 2.1. İHA Gövde ve kanat'ın ana iskelet görünümü



Şekil 2.2. Kuyruk takımının görünümü



Şekil 2.3. İHA Gövde ve Kanat Görünümü

2.2. Dinamik Modelleme

Herhangi bir havacılık aracının ya da herhangi bir İHA'nın dinamik modellenmesini yapmak için öncelikle hava aracı gövdesinin yönetici denklemlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Bu denklemler üç grup halinde sınıflandırılabilir. Bu denklemler gövdenin kuvvet denklemleri, moment denklemleri ve kinematik denklemleridir. Kuvvet denklemlerinin çıkarılması için literatürde Newton'un 2. Kanunu kullanılmıştır. Denklem 2.1'de bu yasa verilmiştir:

$${}^I \vec{F} = M_a \frac{d\vec{V}_{cg}}{dt} = M_a \left[\frac{\partial \vec{V}_{cg}}{\partial t} + \vec{\omega} \otimes \vec{V}_{cg} \right] \quad (2.1)$$

Kuvvetin üç eksendeki bileşenleri (X, Y, Z) hava aracının ağırlığı, lineer ivmeler (\dot{u} , \dot{v} , \dot{w}), lineer hızlar (u , v , w), açısal hızlar (p , q , r) ve Euler yönelim açıları (ϕ_A , θ_A) cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilebilir ([5-7]):

$$F_A = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_a(\dot{u} + qw - rv) + M_a g \sin(\theta_A) \\ M_a(\dot{v} + ru - pw) - M_a g \cos(\theta_A) \sin(\phi_A) \\ M_a(\dot{w} + pv - qu) - M_a g \cos(\theta_A) \sin(\phi_A) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Moment denklemlerinin çıkarılması için ise yine literatürde yaygın olarak kullanılan Açısal Momentumun Korunumu Kanun'undan yararlanılmıştır. Denklem 2.3'de bu yasa verilmiştir:

$${}^I \dot{\vec{h}} = \frac{\partial}{\partial t} {}^I \vec{h} + {}^I \vec{\omega} \otimes {}^I \vec{h} \quad (2.3)$$

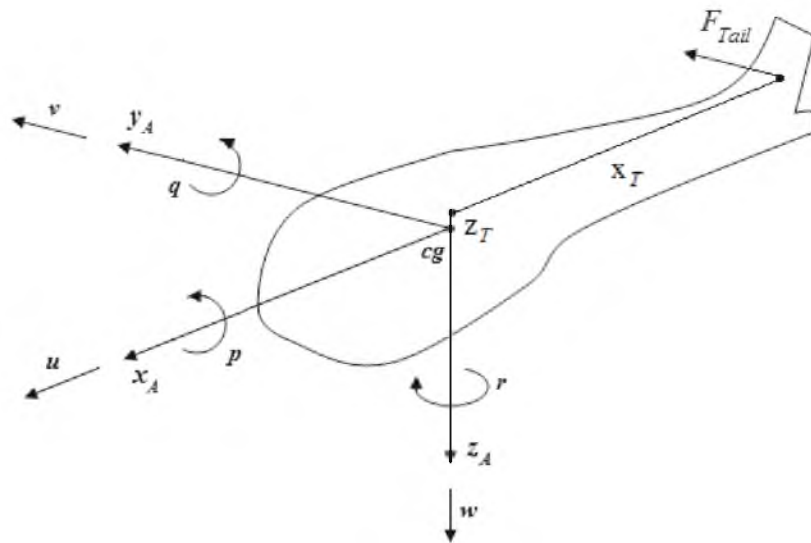
Momentin üç eksendeki bileşenleri (L, M, N) hava aracının atalet matrisinin elemanları ($I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$), açısal hızları (p, q, r) ve açısal ivmeleri ($\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$) cinsinden aşağıdaki gibi verilebilir ([5-7]):

$$M_A = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) \\ I_{yy}\dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ I_{zz}\dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}(\dot{p} - rq) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

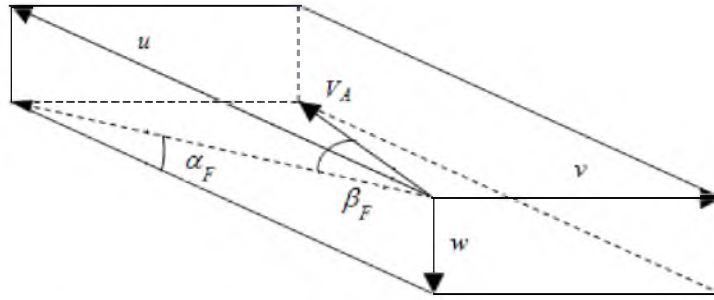
Kinematik denklemler ise havacılıkta yaygın olarak kullanılan 3-2-1 eksen dönüşüm sırasını kullanarak aşağıdaki gibi bulunur:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_A - \dot{\psi}_A \sin(\theta_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A) \sin(\phi_A) + \dot{\theta}_A \cos(\phi_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A) \cos(\phi_A) - \dot{\theta}_A \sin(\phi_A) \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Şekil 2.4'de bir hava aracında lineer ve açısal hız bileşenleri (hava aracı eksen takımında) görsel olarak sunulmuştur. Şekil 2.5'de ise yine bir hava aracında hız bileşenleri ile hücum ve yana kayış açılarındaki ilişkiler sunulmuştur.



Şekil 2.4. Bir Hava Aracı İçin Lineer ve Açısal Hız Bileşenleri (Hava Aracı Eksen Takımında)



Şekil 2.5. Bir Hava Aracında Hız Bileşenleri ile Hücüm ve Yana Kayış Açılıarı

Herhangi bir hava aracının veya İHA'nın yönetici denklemleri elde edildikten sonra hepsi bir arada açık (implicit) formda 9 denklem takımı ile verilebilir:

$$f(\dot{x}, x_u) = 0 \quad (2.6)$$

Bu yüksek lisans tez çalışmasında gerçek zamanlı uçuşlara geçilmeden önce otopilot sisteminin simülasyon ortamında İHA'yı türbülanslı ortamda dahi sağlıklı ve başarılı bir şekilde uçurduğunu göstermek etmek için doğrusallaştırılmış modeller kullanıldığından yola çıkarak biraz önce elde edilen implicit formdaki yönetici denklemler aşağıdaki adımlar takip edilerek doğrusallaştırılmalıdır.

$$df = \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}} \Big|_{trim} \right) \delta \dot{x} + \left(\frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{trim} \right) \delta x + \left(\frac{\partial f}{\partial u} \Big|_{trim} \right) \delta u = 0 \quad (2.7)$$

$$0 = \delta \dot{x} + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}} \Big|_{trim} \right)^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{trim} \right) \delta x + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}} \Big|_{trim} \right)^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u} \Big|_{trim} \right) \delta u \quad (2.8)$$

$$\delta \dot{x} = A \delta x + B \delta u \quad (2.9)$$

Doğrusallaştırma sonunda 9 durum değişkeninden oluşan durum vektörü ve 4 kontrol değişkeninden oluşan kontrol vektörü bulunmuştur. Elde edilen durum-uzay modelinin A ve B matrisleri ise aşağıdaki gibi verilebilir. Sayısal değerlerin bulunması için implicit formdaki non-lineer denklemlerin trim edilmesi gerekmektedir. Bunun için MATLAB'ın *fsolve* komutu kullanıldı.

$$A = -\left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_{trim}\right), \quad B = -\left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u}\bigg|_{trim}\right) \quad (2.10)$$

Tablo 2.1. Doğrusallaştırılmış Modellerin Durum ve Kontrol Değişkenleri

Durum Değişkeni	Nicelik	Kontrol Değişkeni	Nicelik
x_1	u	u_1	δ_e
x_2	v	u_2	δ_T
x_3	w	u_3	δ_a
x_4	p	u_4	δ_r
x_5	q		
x_6	r		
x_7	ϕ_A		
x_8	θ_A		
x_9	ψ_A		

Tablo 2.1’de bulunan doğrusallaştırılmış modelin durum ve kontrol değişkenleri özetlenmiştir. Görüldüğü gibi durum vektörü 9 değişkene, kontrol vektörü ise 4 değişkene sahiptir.

Sabit kanatlı hava araçlarının dinamik modellenmesinde yukarıda ifade edilen en genel yaklaşıma nazaran çok daha basit yaklaşımlardan literatürde yaygın olarak faydalanılmaktadır. Sabit kanatlı hava araçlarında boylamasına hareket dinamiği ile yanlamasına hareket dinamiğinin birbirleri ile çok az ilişkisi bulunmaktadır ve bu ilişki ihmal edilebilir boyuttadır. Ayrıca dikey eksendeki hareketin ise hava aracı dinamiğine etkisi çok azdır ([4,8-9]). Bundan dolayı boylamasına ve yanlamasına hareket birbirlerinden bağımsız olarak incelenebilir ([4,8-17]). Denklemler 2.11 ve 2.12’de sırası ile boylamasına ve yanal durum-uzay modelleri sunulmuştur:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_l \\ \Delta \dot{i} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & 0 \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 & 0 \\ M_u + M_w Z_w & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin(\theta_0) & \cos(\theta_0) & 0 & -u_0 \cos(\theta_0) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_l \\ \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \\ \Delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_T} & X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_T} & Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_T} + M_w Z_{\delta_T} & M_{\delta_e} + M_w Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_l \\ \Delta \delta_T \\ \Delta \delta_e \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{la} \\ \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \\ \Delta \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -(1 - \frac{Y_r}{u_0}) & -\frac{g}{u_0} \cos(\theta_0) & 0 \\ L_\beta^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta^* & L_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p^* & L_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_r^* & 0 & 0 \\ N_v^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_v^* & N_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_p^* & N_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r^* & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec(\theta_0) & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{la} \\ \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \\ \Delta \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_a}^* & L_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_r}^* \\ N_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_a}^* & N_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_r}^* \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{la} \\ \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Denklemler 2.11 ve 2.12'deki durum-uzay modellerinin A ve B matrisleri stabilite türevlerinden oluşmaktadır. Sayısal modellere ulaşılabilmesi için bu stabilite türevleribulunmalıdır. Tablo 2. 2 ve 2. 3'de istenilen bu stabilite türevlerini bulmak için gerekli ilişkiler sırası ile boylamasına ve yanal dinamik modeller için sunulmuştur. Boylamasına terimlerin bulunması için literatürde birçok güçlü kaynak bulunmaktadır ([4,8-9]), fakat yanal terimlerin bulunması için yeterince güçlü bir kaynak literatürde hali hazırda yoktur. Bundan dolayı yanal terimlerin saptanması için birçok kaynaktan yararlanılmış ([4,8-17]) ve gerekli sayısal değerler elde edilmiştir.

Tablo 2.2. Boylamasına Stabilite Türevleri

$X_u = \frac{(-C_{D_u} - 2C_{D_0} + C_{T_u})QS}{mu_0}$	$X_w = \frac{-(C_{D_\alpha} - 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_w = \frac{(C_{L_\alpha} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$
$M_u = C_{m_u} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_{yy}}$	$M_w = C_{m_\alpha} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_{yy}}$	$M_{\dot{w}} = C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{(QS\bar{c})}{I_{yy}}$	$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{(QS\bar{c})}{I_{yy}}$
$X_{\delta_e} = 0$	$Z_{\delta_e} = C_{Z_{\delta_e}} \frac{QS}{m}$	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} \frac{QS\bar{c}}{I_{yy}}$	$X_{\delta_T} = \frac{\partial T}{\partial \delta_T} \frac{1}{m}$
$Z_{\delta_T} = 0$	$M_{\delta_T} = X_{\delta_T} Z_T$		

Tablo 2.3. Yanlamasına Stabilite Türevleri

$Y_\beta = \frac{QS}{m} C_{y\beta}$	$Y_p = \frac{Q Sb}{2mu_0} C_{y_p}$	$Y_r = \frac{Q Sb}{2mu_0} C_{y_r}$	$L_\beta = \frac{Q Sb}{I_{xx}} C_{l_\beta}$
$L_p = \frac{Q Sb^2}{2I_{xx}u_0} C_{l_p}$	$L_r = \frac{Q Sb^2}{2I_{xx}u_0} C_{l_r}$	$N_\beta = \frac{Q Sb}{I_{zz}} C_{n_\beta}$	$N_p = \frac{Q Sb^2}{2I_{xx}u_0} C_{n_p}$
$N_r = \frac{Q Sb^2}{2I_{xx}u_0} C_{n_r}$	$L_{\delta_a} = \frac{Q Sb}{I_{xx}} C_{l_{\delta_a}}$	$N_{\delta_a} = \frac{Q Sb}{I_{zz}} C_{n_{\delta_a}}$	$L_{\delta_r} = \frac{Q Sb}{I_{xx}} C_{l_{\delta_r}}$
$N_{\delta_r} = \frac{Q Sb}{I_{zz}} C_{n_{\delta_r}}$			

Tablolar 2.2 ve 2.3'de verilen stabilite türevlerinin sayısal değerleri bulunması için ayrıca boylamasına ve yanlamasına stabilite katsayılarının bulunması gerekmektedir. Boylamasına ve yanal stabilite katsayıları Tablolar 2. 4 ve 2. 5'de sunulmuştur:

Tablo 2.4. Boylamasına Stabilite Katsayıları ([4])

$C_{D_u} = M \frac{\partial C_D}{\partial M} = 0$ p. 111	$C_{T_u} = -C_{D_0}$ p. 111 pervaneliler için	$C_{m_u} = M \frac{\partial C_m}{\partial M} = 0$ p. 126 düşük hızlar için	$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha_w}} \left(\frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}} \right) + C_{m_{\alpha_{fis}}} - \eta V_H C_{L_{\alpha_i}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$ p. 45, 47, 58, 59, 126
$C_{m_q} = C_{Z_q} \frac{l_t}{\bar{c}}$ $C_{Z_q} = -2C_{L_{\alpha_T}} \eta V_H$ p. 125, 126	$C_{Z_{\delta_e}} = -C_{L_{\alpha_T}} \tau \eta \frac{S_t}{S}$ p. 126	$C_{m_{\delta_e}} = C_{Z_{\delta_e}} \frac{l_t}{\bar{c}}$ p. 126	$T = 4.3924 * 10^{-8} * rpm * \sqrt{\frac{d_i^{3.5}}{pitch}} (4.2333 * 10^{-4} * rpm * pitch - V_0)$ $\frac{\partial T}{\partial \delta_r} = 4.3924 * 10^{-8} * rpm * \sqrt{\frac{d_i^{3.5}}{pitch}} * (4.2333 * 10^{-8} * rpm * \delta_r * pitch * \sqrt{\frac{d_i^{3.5}}{pitch}} + 1.8594 * 10^{-11} * rpm^2 * \delta_r^2 * d_i^{3.5} * \sqrt{pitch})$

Tablo 2.5. Yanlamasına Stabilite Katsayıları ([4])

$C_{y_\beta} = -\frac{S_{vt}}{S} C_{L_{\alpha_{vt}}}$ $\left(\frac{0.724+3.06 \frac{S_{vt}/S}{1+\cos \Lambda_{c/4w}}}{+0.4 \frac{z_w}{d} + 0.0009 AR_w} \right)$ p. 76,121	$C_{y_p} = C_{L_0} \frac{AR+\cos(\Lambda)}{AR+\cos(\Lambda)} \tan(\Lambda)$ p. 121 $\Lambda = 0$ bizim modellerimiz için $C_{y_p} = 0$	$C_{y_r} = -2 \left(\frac{l_{vt}}{b} \right) C_{L_{\alpha_{vt}}} \eta_{vt} \frac{S_{vt}}{S}$ p. 118,121	$C_{l_\beta} = \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma} \right) \Gamma + \Delta C_{l_\beta}$ p. 121, 122 $\Delta C_{l_\beta} = 0$ and $\Gamma = 0$ bizim modellerimiz için $C_{l_\beta} = 0$
$C_{l_p} = -\frac{C_{L_\alpha}}{12} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda}, \lambda=0$ p. 121	$C_{l_r} = \frac{C_{L_0}}{4} - 2 \frac{l_{vt}}{b} \frac{z_{vt}}{b} C_{L_{\alpha_{vt}}} \eta_{vt} \frac{S_{vt}}{S}$ p. 118, 121	$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_{vf}}} + \eta_{vt} V_{vt} C_{L_{\alpha_{vt}}}$ $\left(\frac{0.724+3.06 \frac{S_{vt}/S}{1+\cos \Lambda_{c/4w}}}{+0.4 \frac{z_w}{d} + 0.0009 AR_w} \right)$ p. 74, 76,121	$C_{n_p} = -\frac{C_{L_0}}{8}$ p. 121
$C_{n_r} = -\eta_{vt} V_{vt} \left(\frac{l_{vt}}{b} \right) C_{L_{\alpha_{vt}}}$ p. 76, 121	$C_{n_{\delta_a}} = 2KC_{L_0} C_{l_{\delta_a}}$ p. 121, 122	$C_{l_{\delta_a}} = \frac{2C_{L_\alpha} \tau_\alpha}{Sb} \int_{y_1}^{y_2} cy dy$ p.64, 121	$C_{l_{\delta_r}} = \frac{S_{vt}}{S} \left(\frac{z_{vt}}{b} \right) \tau_r C_{L_{\alpha_w}}$ p.64, 121
$C_{n_{\delta_r}} = -V_{vt} \eta_{vt} \tau_r C_{L_{\alpha_{vt}}}$ p. 64, 76, 121			

Gerçek zamanlı uçuş ortamlarında her zaman için atmosferik sağanak var olacağından dolayı simülasyon ortamında bu realitenin inandırıcı sonuçlar elde edebilmek için mutlaka hesaba katılması gerekmektedir. Literatürde atmosferik türbülansın modellenmesi için birçok yaklaşım hali hazırda vardır. Bu çalışma kapsamında Von-Karman türbülans modellemesi diğer çalışmalardaki de başarılarından dolayı ele alınmıştır ([18]). Tablo 2. 6 ve 2. 7’de Von-Karman türbülans modellemesi için sırası ile türbülans hızlarının güç spektral yoğunlukları ve sağanaklarının transfer fonksiyonları verilmiştir. Denklemler 2. 13 ve 2. 14’de ise Von-Karman türbülansı simülasyon ortamına etkiliyor iken sırası ile boylamasına ve yanal durum-uzay modelleri sunulmuştur.

Tablo 2.6. Türbülans Hızlarının Güç Spektral Yoğunlukları

Boylamasına	$\Phi_{ug}(\omega) = \sigma_u^2 \frac{2L_u}{\pi V} \frac{1}{\left[1 + (1.399L_u \frac{\omega}{V})^2\right]^{5/6}}$	$\Phi_{pg}(\omega) = \frac{\sigma_w^2}{V L_w} \frac{0.8 \left(\frac{\pi L_w}{4b}\right)^{1/3}}{1 + \left(\frac{4b\omega}{\pi V}\right)^2}$
Yanal	$\Phi_{vg}(\omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi V} \frac{1 + \frac{8}{3} \left(1.399L_v \frac{\omega}{V}\right)^2}{\left[1 + (1.399L_v \frac{\omega}{V})^2\right]^{11/6}}$	$\Phi_{rg}(\omega) = \frac{\mp \left(\frac{\omega}{V}\right)^2}{1 + \left(\frac{3b\omega}{\pi V}\right)^2} \Phi_{vg}(\omega)$
Dikey	$\Phi_{wg}(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi V} \frac{1 + \frac{8}{3} \left(1.399L_w \frac{\omega}{V}\right)^2}{\left[1 + (1.399L_w \frac{\omega}{V})^2\right]^{11/6}}$	$\Phi_{qg}(\omega) = \frac{\pm \left(\frac{\omega}{V}\right)^2}{1 + \left(\frac{4b\omega}{\pi V}\right)^2} \Phi_{wg}(\omega)$

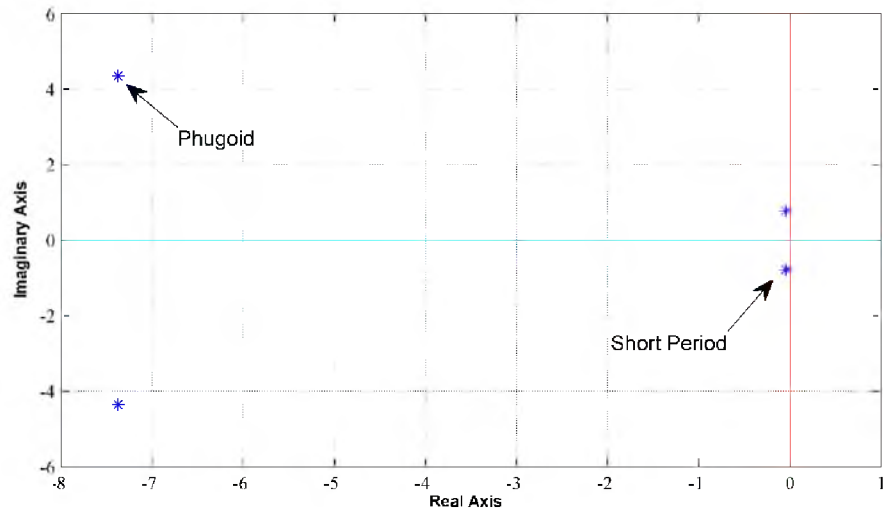
Tablo 2.7. Von Karman Sağanaklarının Transfer Fonksiyonları

Boylamasına	$H_u(s) = \frac{\sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V}} \left(1 + 0.25 \frac{L_u}{V} s\right)}{1 + 1.357 \frac{L_u}{V} s + 0.1987 \left(\frac{L_u}{V}\right)^2 s^2}$	$H_p(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{0.8}{V}} \frac{\left(\frac{\pi}{4b}\right)^{1/6}}{L_w \left(1 + \left(\frac{4b}{\pi V}\right) s\right)}$
Yanal	$H_v(s) = \frac{\sigma_v \sqrt{\frac{1L_v}{\pi V}} \left(1 + 2.7478 \frac{L_v}{V} s + 0.3398 \left(\frac{L_v}{V}\right)^2 s^2\right)}{1 + 2.9958 \frac{L_v}{V} s + 1.9754 \left(\frac{L_v}{V}\right)^2 s^2 + 0.1539 \left(\frac{L_v}{V}\right)^3 s^3}$	$H_r(s) = \frac{\mp \frac{s}{V}}{\left(1 + \left(\frac{3b}{\pi V}\right) s\right)} H_v(s)$
Dikey	$H_w(s) = \frac{\sigma_w \sqrt{\frac{1L_w}{\pi V}} \left(1 + 2.7478 \frac{L_w}{V} s + 0.3398 \left(\frac{L_w}{V}\right)^2 s^2\right)}{1 + 2.9958 \frac{L_w}{V} s + 1.9754 \left(\frac{L_w}{V}\right)^2 s^2 + 0.1539 \left(\frac{L_w}{V}\right)^3 s^3}$	$H_q(s) = \frac{\pm \frac{s}{V}}{\left(1 + \left(\frac{4b}{\pi V}\right) s\right)} H_w(s)$

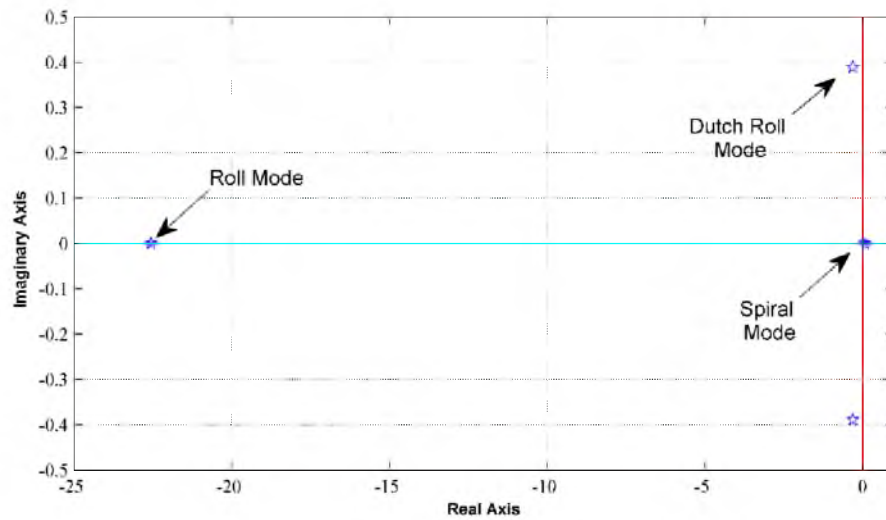
$$\begin{aligned}
\dot{\mathbf{x}}_I &= \underbrace{\begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_w & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}}_{A_I} \mathbf{x}_I + \underbrace{\begin{bmatrix} X_{\delta_T} & X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_T} & Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} & M_{\delta_e} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_I} \mathbf{u}_I \\
&+ \underbrace{\begin{bmatrix} -X_u & -X_w & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 \\ -M_u & -M_w & -M_q \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{I,gust}} \mathbf{u}_{I,gust}
\end{aligned} \tag{2.13}$$

$$\begin{aligned}
\dot{\mathbf{x}}_{Ia} &= \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -(1-\frac{Y_r}{u_0}) & -\frac{g}{u_0} \cos(\theta_0) \\ L_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta^* & L_p + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p^* & L_r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_r^* & 0 \\ N_v^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_v^* & N_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_p^* & N_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r^* & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{A_{Ia}} \mathbf{x}_{Ia} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_a}^* & L_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_{\delta_r}^* \\ N_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_a}^* & N_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_r}^* \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{Ia}} \mathbf{u}_{Ia} \\
&+ \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & 0 & 0 \\ -L_\beta^* \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta^* & -L_p^* \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p^* & -L_r^* \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_r^* \\ -N_v^* \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_v^* & -N_p^* \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_p^* & -N_r^* \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r^* \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{B_{Ia,gust}} \mathbf{u}_{Ia,gust}
\end{aligned} \tag{2.14}$$

Dinamik modelleme sonucu elde edilen durum-uzay modellerinin öz değerleri incelenerek, yarattığımız modellerin doğruluğuna karar verilebilmektedir. Bu niyetle Şekiller 2.6 ve 2.7’de sırası ile boylamasına ve yanal uçuş modları verilmiştir. Literatürde var olan Ref.ler [19-20]’ye bakıldığında Zanka-1’in uçuş dinamiği modları diğer benzeri küçük İHA’ların uçuş dinamiği ile nitel ve nicel benzerlikler göstermektedir. Bu sebepten ötürü dinamik modelleme sürecimizin doğru olduğu iddia edilebilir.



Şekil 2.6. Zanka-1'in Boylamasına Hareket Modları



Şekil 2.7. Zanka-1'in Yanal Hareket Modları

1.4.2 bölümde tez çalışması kapsamında ürettiğimiz Zanka-1 İHA'nın geometrik dataları verilmiştir. Bu datalardan boylamasına ve yanal durum-uzay modellerinin çıkarılışında faydalanılmıştır.

3. BÖLÜM

OTOPİLOT SİSTEMLERİ ve OPTİMİZASYON

3.1. Otopilot ve Otomatikleşmenin Amaçları

Bir hava aracı, verilen bir doğrultuda, sürekli olarak yatay uçuşta tutmak ve yönetmek için geliştirilmiş seri kontrol mekanizmaları “Otomatik Pilot” ya da “Otopilot” olarak adlandırılır. Bu sistem sayesinde, uzun süreli uçuşların yorucu yükü pilot üzerinden alınarak, gerekli seyrüsefer işlemlerini yapabilmesi için yeterli olanak temin edilir.

3.2. Otopilot’un Görevleri

Hava aracı, üç kumanda ekseninde yeterli bir kararlılığa sahiptir ve bu eksenler etrafındaki durumunda herhangi bir değişim olmaz ise havada yatay doğrusal uçuş yapmak üzere ayarlanabilir. Yakıt depolarının boşalması ve uçak içindeki mürettebat ve yolcuların yer değiştirmeleri sonucu, uçağın denge ayarı değişebilir. Bu değişim, otomatik olarak veya pilot tarafından düzeltilmedikçe, uçağın uçuş durumu bozulacaktır. Diğer taraftan, en büyük ve en sık denge değişimleri, bazı atmosferik şartlar altında görülen havadaki çalkantılardan ya da sağanaklardan doğmaktadır. Sağanaklar, uçağa herhangi bir doğrultuda çarpabilir ve uçağın tamamını veya bir parçasını etkileyebilir. Örneğin; yatay doğrusal devamlı uçuş yapmakta olan uçağın sol yanına, zaman başlangıcı olarak seçilen bir anda, sağanak çarmış olsun. Uçak, düşey eksen etrafında kararlı bir dengeye sahip olduğundan, ortalama sağanak basınç kuvveti, uçak kütle merkezinin gerisinde etkili olacaktır ve uçakta sola doğru bir sapma momenti doğuracaktır. Bu momenti karşılamak ve uçağın uçuş doğrultusundaki bozulmayı önlemek için, düşey kumanda yüzeyi sağ yana oynatılmalıdır. Pilot veya otomatik pilot, uçağın uçuş durumunda meydana gelen bir bozulmayı, ancak bozulma başladıktan sonra

anlayabilir. Bu yüzden uçağın uçuş doğrultusundaki bozulma anlaşılmadan önce, uçakta bir miktar sapma olacaktır. Bundan başka, mekanik sınırlamalar, kumanda yüzeyinin derhal harekete geçirilmesini gerektireceğinden, sola yönelmiş sağanak sapma momentini karşılayacak olan, kumanda yüzeyinin sağa hareketinin etkisi başlayıncaya kadar da bir süre geçecektir. Uçak ilk uçuş doğrultusuna gelmeden önce, bu durumu asmaması için kumanda yüzeyleri bir süre sonra zıt tarafa oynatılmalıdır. Herhangi bir anda, düşey eksen etrafında uçağı etkileyen net sapma momenti, sağanak momenti ve kumanda yüzeyi momentinin cebirsel toplamına eşittir. Burada, basitlik düşüncesiyle, aerodinamik dirençten doğan söküm momentini ihmal etmek sureti ile uçağın bu sapma hareketindeki açısal ivmenin, dinamik kanunlarına göre, her an net sapma momenti ile orantılı olduğu söylenebilir. Böylece, zamanın fonksiyonu olarak çizilen net sapma momenti eğrisi, sapma hareketindeki açısal ivmenin değişimini gösterecektir. İvme eğrisinin zamana bağlı olarak integrali alınırsa, herhangi bir andaki açısal hız elde edilir. İkinci bir integral ile de uçak doğrultusundaki açısal sapmanın derecesi bulunabilir [21].

3.3. Otopilot'un Pilotun Çalışma Prensibi

Daha önce de söylediğimiz gibi, bir otomatik pilot, bir pilotun görevlerini başarabilmelidir. Buna göre de otomatik pilot, en az üç temel birime sahip olmalıdır:

Alıcı: Bu birim, insan beyninin görevini yapan, uçağın durumunu tespit etmek üzere yere bağlı sabit referans doğrultular veren ve bu referans doğrultulardan itibaren uçak eksenlerinin ayrılışını fark eden veya alan cihazlardır. Yapay ufuk tipi bir düşey jiroskop, uçağın uzunlamasına ve yanlama eksenlerinin yatay durumdan ayrılışını alır. Ayrıca bir yön jiroskobu da, uçak uzunlamasına eksen ve meridyen doğrultusu arasındaki açıyı, yani uçak rotasının değişimini alır. Jiroskoplar, donanımın yapısına bağlı olarak, pnömatik veya elektrik enerjisiyle çalışır. Daha yeni otomatik pilot donanımında, bu iki alıcı cihaza ek olarak, uçağın her üç eksen etrafındaki açısal hızını ölçen, jiroskoplu üç tane açısal hız göstergesi de bulunmaktadır.

İletici devre, amplifikatör ve röle: Bu birim, alıcı tarafından saptanan, uçağın durumundaki değişimi düzeltmek için üçüncü birim servo-motora uygun komutu iletir. Jiroskopta tepkinin küçük olması istendiğinden, alıcıdan gelen sinyal genellikle

zayıftır. Bu sinyal, yükseltici veya röle ile büyütülür ve işletici ile kumanda edilir. İletici birim, donanımın özelliğine göre, pnömatik, hidrolik veya elektrikli olabilir.

İşletici, servo-motorlar: Bu sonuncu birim, donanımın yapısına bağlı olarak, pnömatik, hidrolik veya elektrikli motordan oluşur. Servo-motorların sayısı, her eksene ait kumanda yüzeyi (kanatçıklar, yatay ve düşey kontrol yüzeyleri) olarak üç tanedir ve her birine uygun yönde ve büyüklükte kuvvetler uygulanır.

Bütün otomatik pilot donanımı, uçağın durumundaki bozulmayı karşılamak üzere, uçak kumanda yüzeylerini çalıştırmak için bir komut oluşturan araç olarak, kararlı bir referanstan itibaren meydana gelen açısal değişimi esas almaktadır veya kullanmaktadır. Sönümün gerçekleşmemesi halinde, açısal değişim kumandası, denge durumunun asılmasına veya ortalama bir doğrultu etrafında devamlı salınıma sebep olabilir. Genellikle, uçağın aerodinamik sönümü bunu önlemeye yeterlidir. Özel bazı otomatik pilot donanımları, açısal değişim kontrolüne ek olarak, açısal hız veya açısal ivme kontrollerinden birini veya her ikisini de kullanmaktadır. Uçağın, her üç ekseninin referans doğrultulardan ayrılışını ve durumunda meydana gelen bozulmayı daha çabuk anlamak ve kumanda yüzeylerinin daha çabuk karşılık vermesini sağlamak için, özellikle yüksek hızlı yeni uçaklarda, açısal hız göstergeleri tercih edilmektedir.

Bundan başka, otomatik pilot; uçuş hızı, lineer ivmeler, yükseklik gibi büyüklüklerin değişimlerinden sorumlu olmak üzere de üretilebilir ve böylece daha sıkı bir kontrol sağlanabilir. Otomatik pilot donanımının kendi iç kontrolü için, dördüncü bir birim daha gereklidir. Bu birim, denge durumunun asılmasını önlemek ve kumanda yüzeyinin etkisini durdurmak üzere, yüzey hareketini alıcı birime bildiren ve ileticiyi tarafsız kılan "gözetleyici" bir devreden ibarettir.

Uçak, sağanak momenti etkisi ile düşey eksen etrafında sola doğru bir açısal hız kazanarak sola dönüş yapmakta iken, basınç etkisiyle, jiroskobun çemberi sağa yatar ve çembere bağlı bulunan ibre sola doğru hareket eder. Böylece ibre, ya bir elektrik devresini açar ya da bir ayarlı direncin kontak kolu olarak, iletici birimde voltajı, açısal hız ile orantılı olarak elektrik akımı üretir. Bu akım amplifikatörde büyütüldükten sonra, düşey kumanda yüzeyini hareket ettiren servo-motorun devresini açar ve çalıştırır. Kumanda yüzeyinin hareketi, onun miline bağlı bir ayarlı dirençte, yüzeyin açısal

hareketi ile orantılı zıt bir akım oluşturur ve bu zıt akım, gözetleyici birim aracılığı ile kontak kolunu tarafsız duruma getirir ve kumanda yüzeyini durdurur.

3.4. Kontrol Sistemi

İHA'nın değişik modlarda nasıl davrandığının belirleyicisi olan karakteristik denklemleri inceledikten sonra kontrol sistemi tasarımına başlanmıştır. Kontrol sistemi tasarımında birden fazla yol kullanılacağından daha evvel bahsedilmişti. Tasarıma klasik kontrol sistemi ile başlanmış, P-I-D yapılarında kontrolörler kullanılmış, uzunlamasına ve yanlamasına denklemler köklerin yer eğrisi analizi metodu kullanılarak incelenmiştir. Uzunlamasına ve yanlamasına olmak üzere 2 ayrı kontrol sistemi tasarlanmıştır.

3.4.1. PID Kontrolör Yapısı

Kontrol organı olarak kullanılan yapılar $G(s)$ transfer fonksiyonlarına göre belirlenir ve farklı karakteristiklere sahiplerdir. Çeşitli kontrol tiplerini oluşturan 3 etki mevcuttur [22]:

- ✓ Orantı etki
- ✓ İntegral etki
- ✓ Diferansiyel etki

3.4.1.1. Orantı Etki (P)

Orantı etki kontrol organına giren hata değerinin bir kazanç katsayısı ile çarpılarak çıkış olarak beslenmesinden oluşur. O halde; $c(t) = Ke(t)$ dir. K değerine orantı sayısı veya kazanç adı verilir.

3.4.1.2. İntegral Etki (I)

İntegral etki giriş değeri olan hatanın integralini alır ve böylelikle;

Yükselme zamanını azaltır.

Kararlı hal hatasını ortadan kaldırır.

3.4.1.3. Diferansiyel Etki (D)

Diferansiyel etki hatanın türevini alır ve böylece:

Aşımı ve oturma zamanını azaltır.

Diferansiyel etki hatanın türevini alır, sabit kalan hataya etki etmez. Diferansiyel etki hatanın türevini bularak bir değişim halinde harekete geçer ancak sabit hata üzerinde etkisi yoktur. Bu nedenle D etki tek başına bir kontrol sisteminde kullanılmaz. Kontrol organı tipleri P, I ve D etkilerinin beraberce kullanılması ile oluşturulabilir.

3.5. Zanka-1'in Otopilot Sistemi

Tezin bu bölümünde İHA'mızda kullandığımız otopilot sistemi ve elektronik sistemler tanıtılacaktır.

3.5.1. Zanka-1'in Donanım Sistemi

Bizim özgün, hazır otopilot sistem donanımımız, tahmin ve kontrol için kullanılan bütünleşik işlemciler için ve durum saptaması yapabilmek için sensör paketleri (GPS, alıcı, ivmeölçer, mıknatıs ölçer, gyro, pitot tüpü vb.) içerir.

3.5.2. Zanka-1'in Yazılım Sistemleri

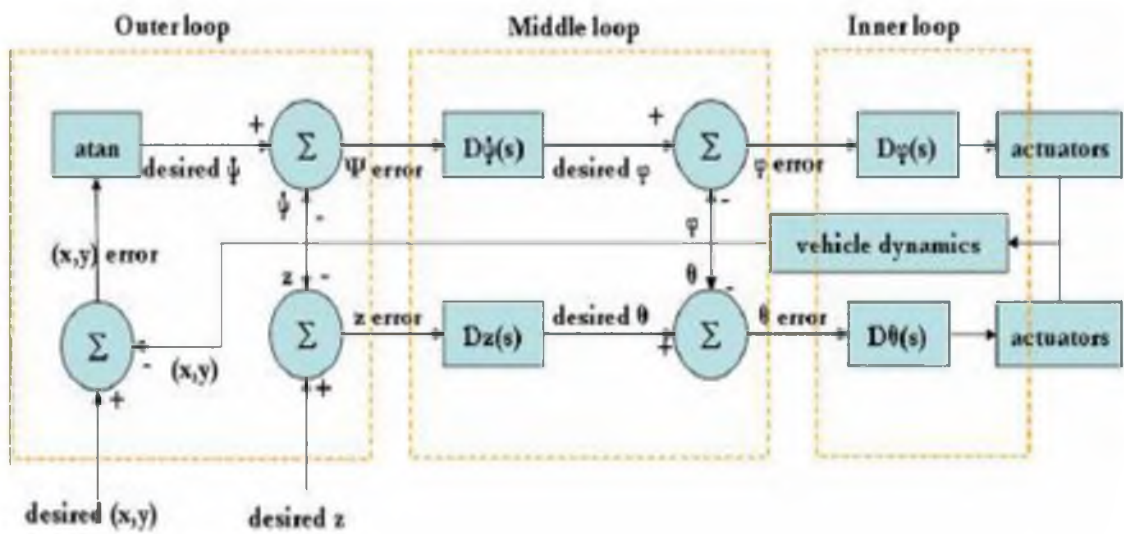
Bizim özgün, hazır otopilot sistemimizin yazılım sistemi, durum tahmincisi(yani Kalman Filtresi) ve yol takip kontrolcüsünden oluşmaktadır. Bu kontrolcüler üç farklı tabana ayrılabilirler.

- ✓ İç döngü: iç döngü hava aracının yuvarlanma kararlılığı için ve yunuslama hareketini kontrol için oluşturulmuştur.
- ✓ Orta döngü: orta döngü hava aracının baş istikamet kararlılığı ve irtifa kontrolü için oluşturulmuştur.

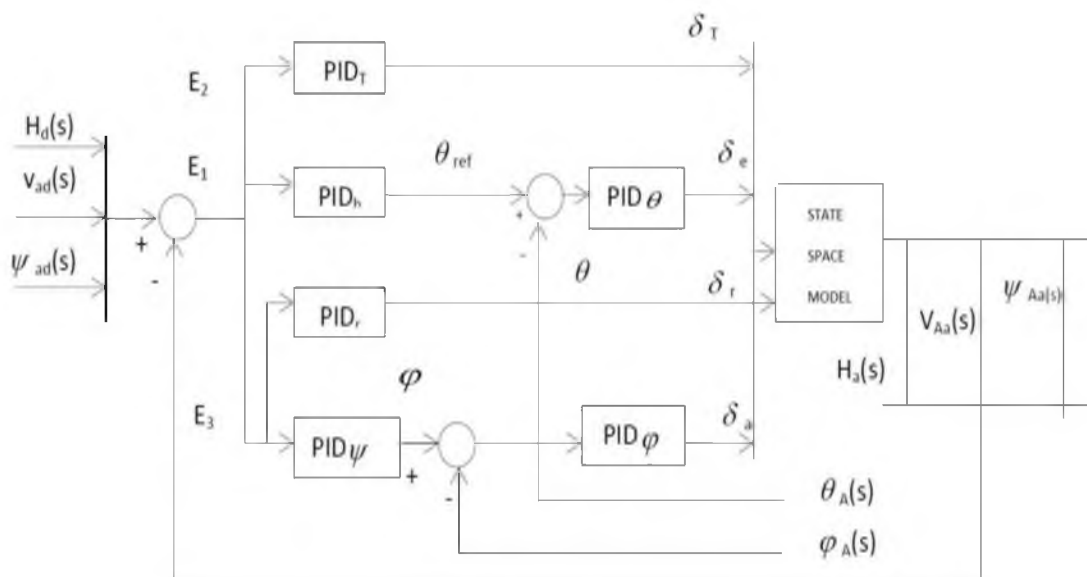
✓ Dış döngü: dış döngü hava aracının x ve y eksenindeki kayma miktarını kontrol etmek için oluşturulmuştur.

3.5.3 Zanka-1'in Otopilot Sisteminin Yapısı

P-I-D tabanlı otopilot sistemimiz figürde gösterilmiştir. Belirlenen mesafeler arası seferi kontrol edebilmek için üç tabanlı P-I-D kontrolcü kullanılmıştır.



Şekil 3.1. Zanka-1'in Hiyerarşik Kontrol Yapısı ([23])



Şekil 3.2. Zanka-1'in Hiyerarşik Detaylı Otopilot Yapısı

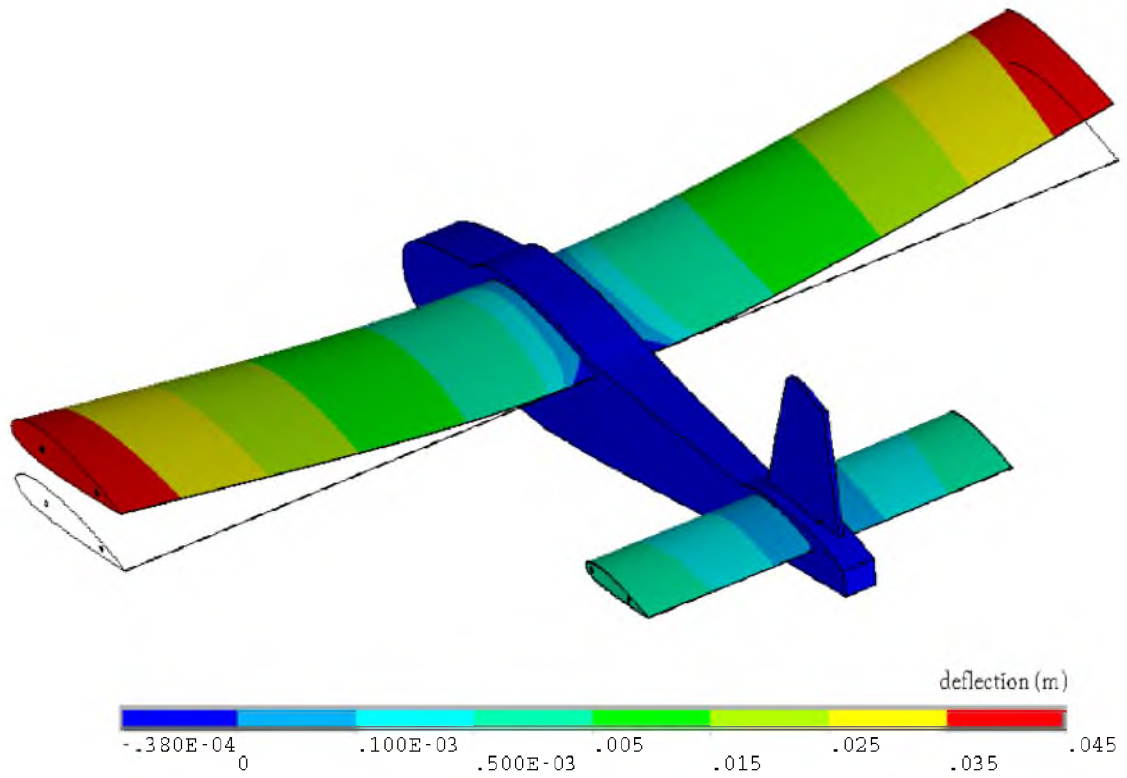


Şekil 3.3. Otopilot ile Donatılmış Zanka-1[24]

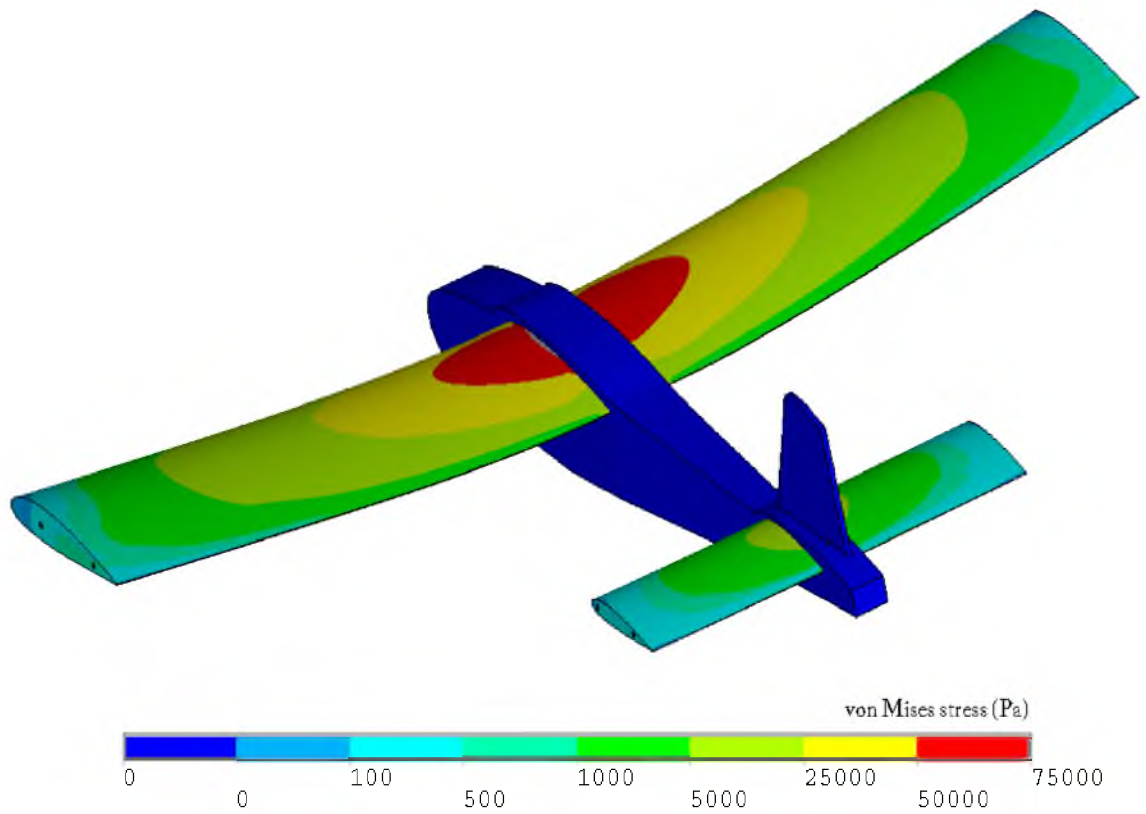
3.5.4. Zanka-1'in Yapısal Analizleri

Zanka-1'in yapısal analizinde ANSYS sonlu yazılım elemanları kullanıldı. Analizler, 2.5 Ghz hızında ve 32 GB RAM'e sahip 16 işlemcili bir iş istasyonu tarafından gerçekleştirildi.

Modelleme için 20 ağırlıklı 3D elemanlar kullanıldı ve deneysel şartlar olabildiğince belirlendi. Şekil 3.3'te İHA'nın kanat üzerindeki sapma gösteriliyor. Sapma kanat ucuna doğru gidildikçe artıyor ve kanadın uç kısmına ulaşıldığında en yüksek değerine ulaşıyor. Şekil 3.4'te İHA'nın kanat üzerindeki Von Mises gerilme değerleri gösteriliyor. Von Mises gerilme değerleri, bükülme direncindeki değişikliğe göre kant boyunca değişiklik gösteriyor. Sonuç olarak, en büyük Von Mises gerilme değerine kanat kökünde rastlanıyor. Karbon tüpler için en iyi yer, köpük ve karbon tüplerin ürettiği gerilimin, maksimum gerilim değerinin altında olduğu yerlerdir.



Şekil 3.4. Zanka-1'in Sapma Sonuçları (60 km/s Hız Değeri İçin)



Şekil 3.5. Von Mises Gerilme Sonuçları (60 km/s Hız Değeri İçin) [24]

3.6. Optimizasyon

Deneysel olarak rüzgâr tüneline yerleştirilen bir İHA gövdesinin üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler bir kuvvet ölçüm sistemi ile elde edilebilir. Ancak bu kuvvetlerin hesabını her bir gövde şeklini ayrı ayrı rüzgâr tüneline inceleyerek yapmak oldukça masraflı olmaktadır. Ayrıca aerodinamik kuvvetlerin içerdiği doğrusal olmayan karmaşık bileşmeler nedeniyle analitik olarak hesaplanması mümkün değildir. Bu nedenle rassal tahmine dayalı yöntemler kullanılmaktadır.

Rassal tahmine dayalı yöntemlerden biri olan Eşzamanlı Dağılım Rassal Yaklaşım (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation - SPSA) problemin çözümünün bulunduğu değeri her bir adımda çözüm civarında sadece iki rastgele nokta seçerek hesapladığından çok hızlı işlem yapan ve sonuç bulan bir yöntemdir [25]. Yapılan birçok çalışmada da SPSA'nın genetik ve ısıtım işlemi gibi en iyileme algoritmalarına göre daha iyi sonuçlar verdiği gösterilmiştir ki bu algoritmaların SPSA'ya nispeten hesaplama maliyetleri daha yüksektir [26]. Ayrıca SPSA bu çalışmadaki gibi kısıtlı en iyileme problemleri için de oldukça başarılı sonuçlar vermektedir [27]. SPSA'nın bir diğer özelliği de tahmine dayalı bir yöntem olduğundan doğal bir rasgelelik içermesidir. Böylece SPSA belirli bir yerel noktaya takılı kalmadan birkaç adımda en iyi çözümü bulabilmektedir.

Genel bir SPSA'da x en iyileme değişkenlerini içeren bir vektör ve $x_{[k]}$ ise k nıncı adımda hesaplanan x değeri olduğunda

$$x_{[k+1]} = x_{[k]} - a_k g_{[k]} \quad (3)$$

olur. Burada a_k pozitif sayıların bulunduğu azalan bir dizi, $g_{[k]}$ ise $x_{[k]}$ 'daki hedef çözümün eğim hesabıdır. Bu hesabı yapmak için $\Delta_{[k]} \in R^p$ belirli şartları sağlayan

$\{ \Delta_{[k]1} \Delta_{[k]2} \dots \Delta_{[k]p} \}$ bağımsız sıfır ortalamalı rastgele değişkenleri içeren p 'nin

bir vektörü olsun [28, 29]. Bu durumda

$$\{ \Delta_{[k]1}$$

$$\mathbf{g}_{[k]} = \left[\frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k \Delta_{[k]1}} \dots \frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k \Delta_{[k]p}} \right]^T \quad (4)$$

olur. Burada Γ_+ ve Γ_- sırasıyla $x_{[k]} + d_k \Delta_{[k]}$ ve $x_{[k]} - d_k \Delta_{[k]}$ noktalarındaki hedefin hesabıdır. Bu çalışmada SPSA'ya ayrıca kısıtlar getirilerek bulunduğu çözümlerin $x_{i_{\min}} \leq x_i \leq x_{i_{\max}}$ gibi bir aralıkta olması sağlanmıştır. $x_{[k]} + d_k \Delta_{[k]}$ ve $x_{[k]} - d_k \Delta_{[k]}$ ile dağılan vektörün tüm değerlerinin de belirlenen alt ve üst sınırlara uyması sağlanmış, [23]'den de yararlanılarak d_k ve a_k dizilerinin seçimi şu şekilde

$$d_k = \min \left\{ d/k^\ominus, 0.95 \min_i \left\{ \min\{\eta_l\}, \min\{\eta_u\} \right\} \right\} \quad (5)$$

yapılmıştır. Burada η_l ve η_u sırasıyla her pozitif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{\min_i}) / \Delta_{[k]i}$ ve her negatif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{\max_i} - x_{[k]i}) / \Delta_{[k]i}$ olan bileşenlerin vektörleridir. Benzer şekilde

$$a_k = \min \left\{ a/(S+k)^2, 0.95 \min_i \left\{ \min(\mu_l), \min(\mu_u) \right\} \right\} \quad (6)$$

dir. Burada da μ_l ve μ_u sırasıyla her pozitif $\mathbf{g}_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{\min_i}) / \mathbf{g}_{[k]i}$ ve her negatif $\mathbf{g}_{[k]i}$ için $(x_{\max_i} - x_{[k]i}) / \mathbf{g}_{[k]i}$ olan bileşenlerin vektörleridir.

4. BÖLÜM

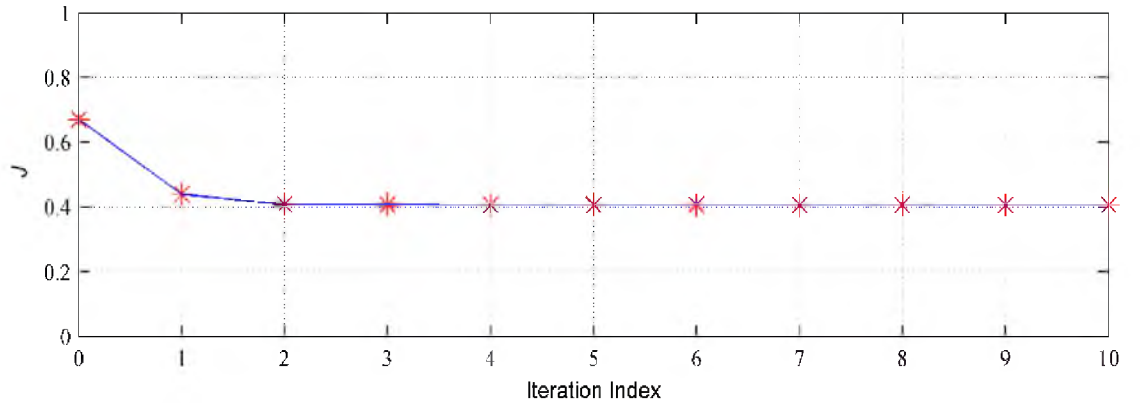
SONUÇLAR ve YORUMLAR

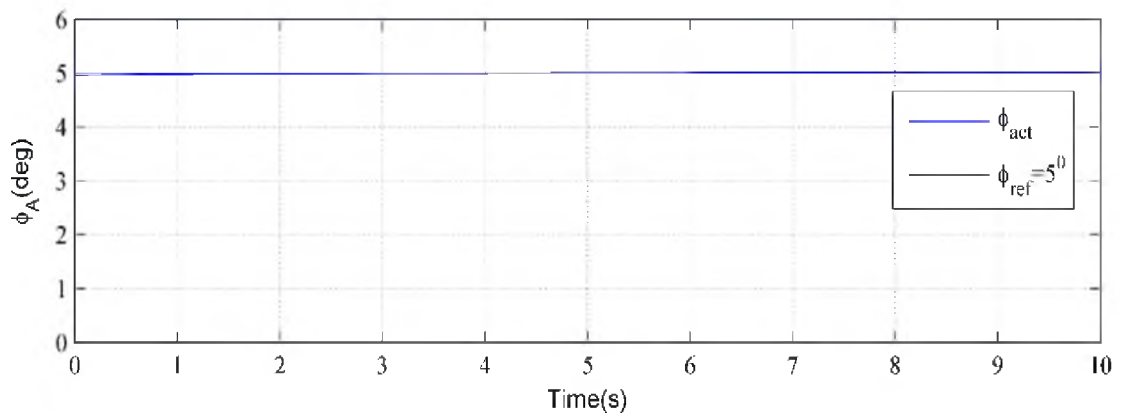
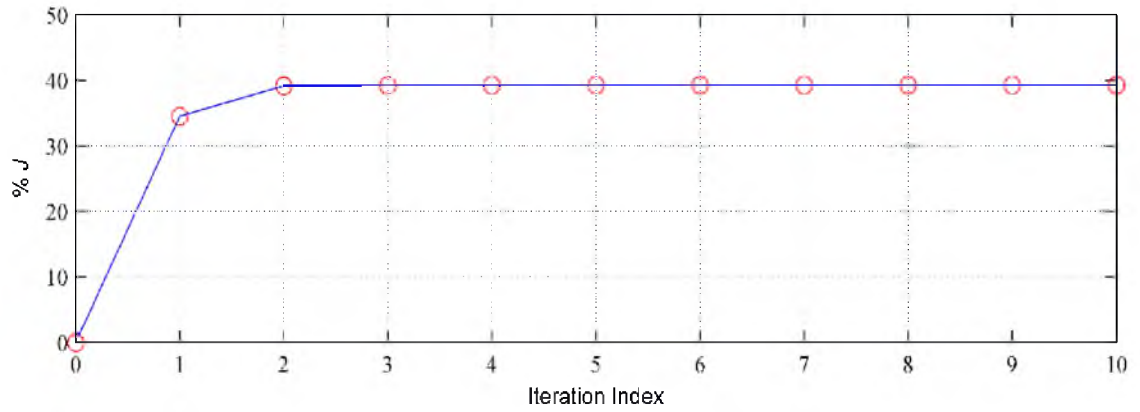
Bu bölümde SPSA optimizasyon yöntemi kullanılarak eş zamanlı tasarım sonucunda yanlamasına hareketin simülasyon sonuçları sunulmuştur.

4.1. Sonuçlar

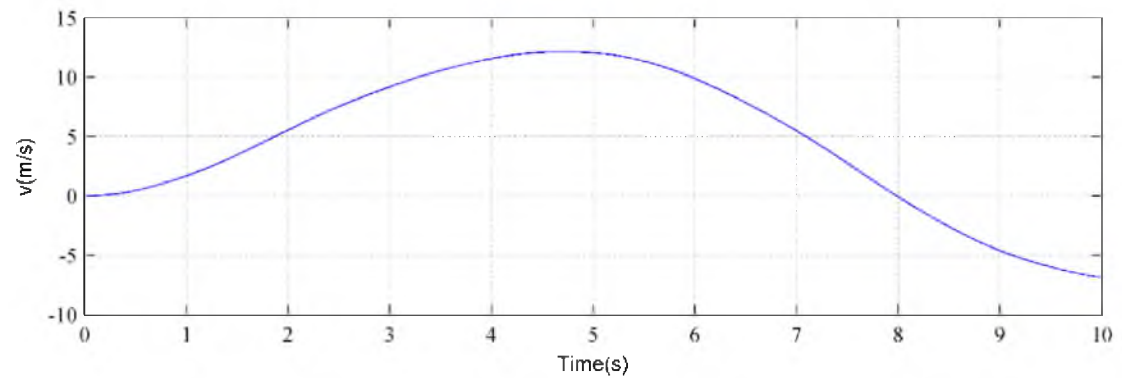
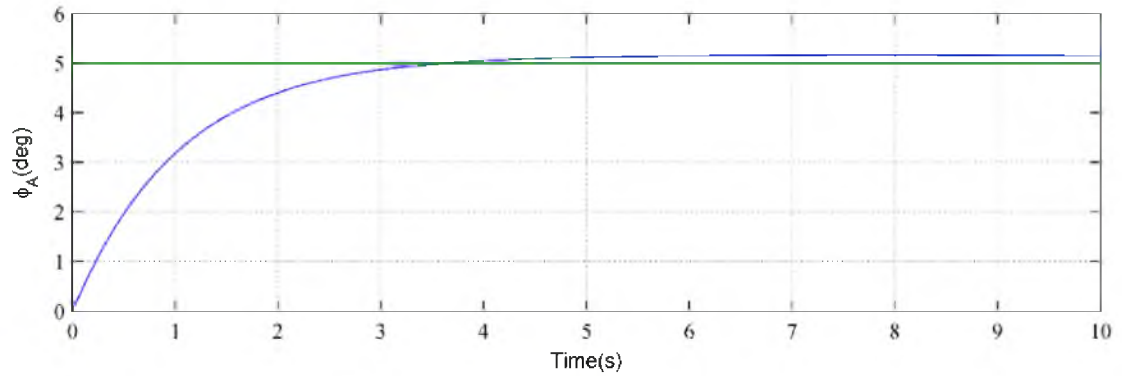
Şekil 4.1 de maliyet fonksiyonunun minimizasyonu, izafi enerji tasarrufu ve nihai yörünge takibi sonuçları verilmiştir. Şekil 4.2 de ise türbülanslı ortamda yörünge takibi ve diğer durum değişkenleri ve kontrol yüzeyinin (Aileron) kapalı çevrim cevapları sunulmuştur.

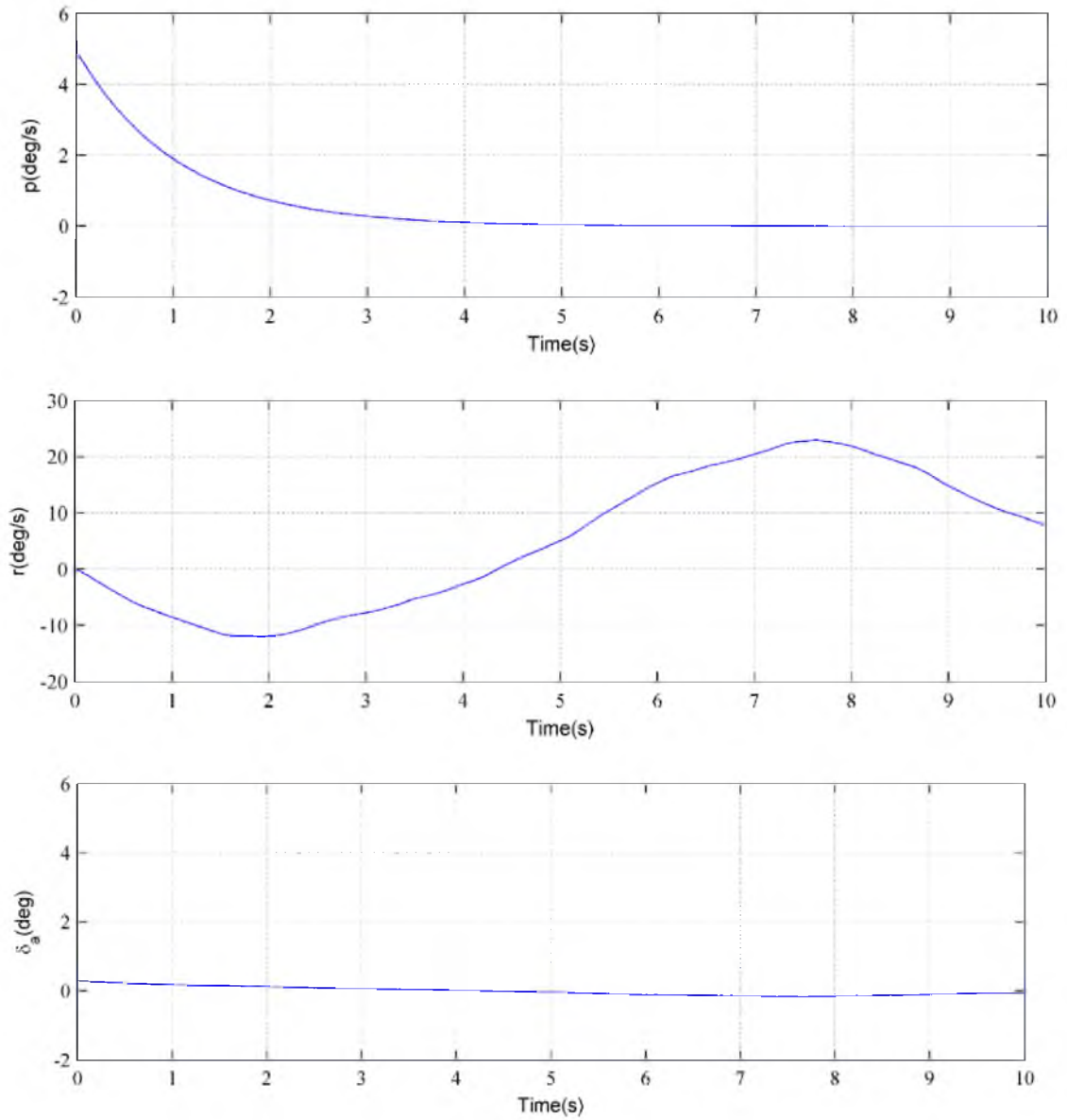
Eş zamanlı tasarım sonucunda oturma zamanı, yükselme zamanı ve maksimum aşımından oluşan otonom performans indeksinde çok önemli ölçüde iyileşme (yaklaşık %40) elde edilmiştir. Bu oran yaklaşık %40 dolaylarındadır ve eş zamanlı tasarım hesabına geçilmeden elde edilen değer ile eş zamanlı hesap sonucu elde edilen değer arasındaki göreceli ilişkiden elde edilmiştir.





Şekil 4.1. Maliyet Minimizasyonu, İzafi Enerji Tasarrufu ve Yörünge Takibi





Şekil 4.2. Türbülanslı Ortamda Yörünge Takibi ve Diğer Durum Değişkenleri ve Kontrol Yüzeyinin Kapalı Çevrim Cevapları

İHA geometrisinde çok ufak değişiklikler ile önemli otonom performans iyileşmesi elde edilmiştir.

4.2. Yorumlar

Bu tez kapsamında incelenen örnekte problem basitleştirilmiştir ve sadece yuvarlanma kontrolü ile ilgili bir alt örneğe dönüştürülmüştür. Bu spesifik problem için optimizasyon değişkenleri kanat ve kuyruk takımının gövdeye montaj pozisyonları ile

yuvarlanma açısının ilgili PID kontrolcüsünün kazanç parametreleridir. İzlenilmesi talep edilen yörünge birim-basamak şeklinde 5 derecelik bir yuvarlanma açısıdır. Bunu sağlayan kontrol yüzeyi ise ailerondur. Türbülans ortamı da göz önünde bulundurulmuştur ve ayrıca aileron kontrol yüzeyi üzerinde 1 derecelik bir doyum fonksiyonu mevcuttur. Eş zamanlı tasarım sonucunda Şekil 4.1 deki sonuçlar bulunmuştur ve ayrıca kapalı çevrim cevapları Şekil 4.2 de atmosferik türbülansın var olduğu durumda verilmiştir.

Tez kapsamında uygulanan ve geliştirilen eş zamanlı tasarım yöntemi sonucunda otonom performans çok önemli ölçüde iyileştirilmiştir. Ayrıca türbülansın var olduğu simülasyon ortamında bile yörünge takibinde başarı elde edilmiştir. Ayrıca farklı İHA'lar içinde bu yöntem uygulanabilir.

KAYNAKLAR

1. Akyürek, S., Yılmaz, M. A., & Taşkiran, M. (2012). İnsansız Hava Araçları Muharebe Alanında ve Terörle Mücadelede Devrimsel Dönüşüm. Bilge Adamlar Stratejik Araştırmalar Merkezi Yayınları, İstanbul, 2.
2. Zagola, S., (2008). Unmanned Aerial Vehicles, Osprey Publishing, New York, 48 s.
3. Kurtdarcan, B. (2010). İnsansız hava araçlarının kısa tarihi, <http://www.ntv.com.tr/dunya/insansiz-hava-araclarinin-kisa-tarihi,efc3S3RrUE-hs4FKUStNgQ> (Erişim, Eylül 2015)
4. <http://www.naturaltopwonders.com> (Erişim, Eylül 2015)
5. Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control (Vol. 2). WCB/McGraw Hill.
6. Oktay, T. (2012). Constrained control of complex helicopter models, PhD Dissertation, Virginia Tech, USA.
7. Greenwood, D. T. (2003). Advanced Dynamics, Cambridge University Press. ISBN 0-521-82612-8.
8. Padfield, G. D. (2007). Helicopter Flight Dynamics, AIAA Education Series.
9. Etkin, B., & Reid, L. D. (1996). Dynamics of flight: stability and control (Vol. 3). New York: Wiley.
10. Perkins, C. D., & Hage, R. E. (1949). Aircraft performance, stability and control. John Wiley.
11. Blakelock, J. H. (1991). Automatic control of aircraft and missiles. John Wiley & Sons.
12. Flight Dynamics Laboratory (Dayton, Ohio). Flight Control Division, & Hoak, D. E. (1978). USAF Stability and Control-DATCOM.: Sections 5 & 6. Global Engineering Documents.
13. Hajiyev, C., & Vural, S. Y. (2013). LQR controller with Kalman estimator applied to UAV longitudinal dynamics. Positioning, 4(01), 36.
14. Staples, G. (2013). <http://electricrcaircraftguy.blogspot.com>. (Erişim, Kasım 2015)
15. Jeni, S. D. and Budiyono, A. (2006). Automatic Flight Control System, Lecture notes for Malaysian Institute of Aviation Technology.
16. Raymer, D. P. (1992). Aircraft Design: A Conceptual Approach, 2nd Edition, AIAA Education Series.

17. Prof. Dr. Süleyman Tolun, Uçak Tasarımı Ders Notları, İTÜ.
18. Prof. Dr. Mehmet Şerif Kavsaoglu, Uçak Tasarımı Prensipleri Ders Notları, İTÜ.
19. U.S. Military Handbook MIL-HDBK-1797, 19 December 1997.
20. Vural, S. Y. and Hajiyev, C. (2008). Autopilot system design for a small unmanned aerial vehicle, MS Thesis, Istanbul Technical University, Istanbul, Turkey.
21. Zagi-The original R/C EPP foam wing homepage (2015), <http://www.zagi.com>. (Erişim, Kasım 2015)
22. Uçuş Göstergeleri ve Aviyonik Sistemler (2006), Uçak Bakım, Milli Eğitim Bakanlığı Megep Ders Notları, Ankara.
23. Kuo, B. C. (1963). Analysis and synthesis of sampled-data control systems. Prentice-Hall.
24. Chao, H., Cao, Y., and Chen, Y. Q. (2007). Autopilots for small fixed-wing unmanned aerial vehicles: A Survey, paper presented at IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, Harbin, China.
25. Oktay, T., Konar, M., Mohamed, M. A., Aydin, M., Sal, F., Onay, M., & Soylak, M. Autonomous Flight Performance Improvement of Load-Carrying Unmanned Aerial Vehicles by Active Morphing. World Academy of Science, Engineering and Technology, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, 10(1), 123-132.
26. Spall, J. C., (1992) "Multivariate stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation," IEEE Trans. Autom. Control, 37 (3), 332–341.
27. Maryak, J. L., & Chin, D. C. (2001). Global random optimization by simultaneous perturbation stochastic approximation. In American Control Conference, 2001. Proceedings of the 2001, 2:756-762.
28. Wang, I. J., & Spall, J. C. (2003, December). Stochastic optimization with inequality constraints using simultaneous perturbations and penalty functions. In *Decision and Control, 2003. Proceedings. 42nd IEEE Conference on* (Vol. 4, pp. 3808-3813). IEEE.
29. He, Y., Fu, M. C., Marcus, S. I., (2003) "Convergence of Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation for Non-Differentiable Optimization", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 48 (8):1459–1463.

30. Sadegh, P., Spall, J. C., (1998) "Optimal Random Perturbations for Multivariable Stochastic Approximation Using a Simultaneous Perturbation Gradient Approximation", IEEE Transactions on Automatic Control, 43 (10):1480–1484.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: İsmail EKİNCİ

Uyruğu: Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri: 30 Aralık 1988, ANKARA

Medeni Durumu: Bekâr

Tel: +90 505319 02 45

E-mail: iekinci@thy.com

Yazışma Adresi: Kuşcağız Mah. Kartaltepe Cad. 20/3 Keçiören/ANKARA

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisans	ERÜ S.H.Y.O Uçak Gövde-Motor	2014
Lise	Fethiye Mumcu Anadolu Lisesi, ANKARA	2007

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2014- Halen	Türk Hava Yolları Teknik AŞ	Hat Bakım Teknisyeni
2014–2014	Aydın Üniversitesi	Öğretim Görevlisi

YABANCI DİL

İngilizce