

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

**UÇAKLARIN İTKİ KUVVETİNİN YAPAY
SİNİR AĞLARI İLE TAHMİNİ**

**Hazırlayan
Mustafa TORAMAN**

**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Fatma YILDIRIM DALKIRAN**

Yüksek Lisans Tezi

**Temmuz 2019
KAYSERİ**

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

**UÇAKLARIN İTKİ KUVVETİNİN YAPAY
SİNİR AĞLARI İLE TAHMİNİ**

(Yüksek Lisans Tezi)

**Hazırlayan
Mustafa TORAMAN**

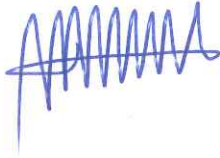
**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Fatma YILDIRIM DALKIRAN**

**Temmuz 2019
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.

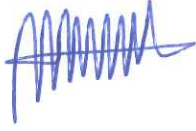
Mustafa TORAMAN



“Uçakların İtki Kuvvetinin Yapay Sinir Ağları İle Tahmini” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan

Mustafa TORAMAN

**Danışman**

Dr. Öğr. Üyesi Fatma YILDIRIM DALKIRAN

**Sivil Havacılık ABD Başkanı**

Prof. Dr. İlker YILMAZ

Dr. Öğr. Üyesi Fatma YILDIRIM DALKIRAN danışmanlığında Mustafa TORAMAN tarafından hazırlanan “Uçakların İtki Kuvvetinin Yapay Sinir Ağları İle Tahmini” adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

01/07/2019

JÜRİ:

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Fatma YILDIRIM DALKIRAN
Üye : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR
Üye : Dr. Öğr. Üyesi Fırat ŞAL

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 30/07/2019 tarih ve 2019/65-12 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

Mehmet Akkurt
10.07.2019
Prof. Dr. Mehmet AKKURT
Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla beni aydınlatan, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen kıymetli hocam Dr. Öğr. Üyesi Fatma Yıldırım Dalkıran' a teşekkürü bir borç bilirim. Tez sürecinde bana yol gösteren kıymetli kardeşim Dr. Öğr. Üyesi Ayşe TORAMAN' a ve yardımlarından dolayı kıymetli arkadaşım Arş. Gör. Metin UZUN' a çok teşekkür ederim.

Yoğun çalışma sürecimde ilgisi ve sabrından dolayı kıymetli eşime ve biricik kızıma minnettar olduğumu belirtmek isterim.

Ayrıca çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde en büyük katkı sahibi olan aileme canı gönülden teşekkür ederim.

Mustafa TORAMAN

Temmuz 2019, KAYSERİ

UÇAKLARIN İTKİ KUVVETİNİN YAPAY SİNİR AĞLARI İLE TAHMİNİ

Mustafa TORAMAN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi, Temmuz 2019

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Fatma YILDIRIM DALKIRAN

ÖZET

Günümüz ulaşımında uçaklar güvenli, kaliteli ve hızlı olmalarından dolayı önemli bir yere sahiptir. Uçakların güvenli bir şekilde uçuşu etkileyen parametrelerin başında motorların itki değeri gelmektedir. Bu itki değerinin optimum olarak belirlenmesi, araştırılması gereken konulardan birisidir. Bu nedenle bu tez çalışmada, uçakların seyrüseferi süresi boyunca bazı uçuş parametrelerinin itki kuvvetine etkisi incelenmiştir. İtki kuvvetinin incelenmesinde literatürde sıklıkla kullanılan ve zeki optimizasyon yöntemlerinden olan yapay sinir ağı (YSA) tercih edilmiştir. Bu tez çalışmada uçağın hızı, bulunduğu yükseklik ve ortam sıcaklık değerleri giriş değerleri olarak seçilerek, bu değerlere karşılık itki kuvvetinin değişiminin tahmini ele alınmıştır. Tahmin işleminde Airbus A319 uçağının kara kutusundan alınan gerçek uçuş verilerinden faydalanılmıştır. YSA ile tahmin sürecinde 8 farklı eğitim algoritması kullanılarak farklı model yapıları oluşturulmuştur. Oluşturulan modellerden elde edilen sonuçlar mukayese edildiğinde, LM algoritmasına dayanan model sonuçlarının diğer algoritmalara kıyasla daha iyi olduğu görülmüştür. Yapılan modellemelerden elde edilen sonuçlar, tablo ve şekiller vasıtasıyla sunulmuştur. Bu sonuçlar, YSA'ların hava araçlarının veri tahminlerinin yapılmasında alternatif bir yöntem olarak kullanılabileceğini göstermiştir.

Anahtar Kelimeler: YSA, İtki Kuvveti, Hava Aracı

ESTIMATION OF THRUST FORCE OF AIRCRAFTS USING ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS

Mustafa TORAMAN

Erciyes University, Institute of Natural and Applied Sciences

M. Sc. Thesis, July 2019

Supervisor: Dr. Fatma YILDIRIM DALKIRAN

ABSTRACT

In today's transportation, airplanes have an important place because of their safety, quality and speed. One of the most important parameters affecting the safe flying of the aircraft is the thrust value of the engines. Optimum determination of this thrust value is one of the issues that should be investigated. Therefore, in this thesis, the effect of some flight parameters on propulsion force during the navigation time of the aircraft was investigated. Artificial neural networks (ANNs), which are one of the intelligent optimization methods and frequently used in the literature, is preferred to analysis the thrust force. In this thesis, velocity, altitude and ambient temperature values of an aircraft are selected as input values and the variation of thrust force against these values is examined. The actual flight data taken from the black box of Airbus A319 aircraft is used while training ANN. During the training process of ANN, 8 different training algorithms is used to construct different model structures. Then the results obtained from the models is compared, it is found that the model results based on Levenberg - Marquet (LM) algorithm is better than the others. The results obtained from the models are presented through tables and figures. These results shows that ANNs can be used as an alternative method to estimate data of aircrafts.

Keywords: ANN, Thrust Force, Aircraft

İÇİNDEKİLER

UÇAKLARIN İTKİ KUVVETİNİN YAPAY SİNİR AĞLARI İLE TAHMİNİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK	i
YÖNERGEYE UYGUNLUK	ii
ONAY	iii
TEŞEKKÜR	iv
ÖZET	v
ABSTRACT	vi
İÇİNDEKİLER	vii
KISALTMALAR	x
TABLolar LİSTESİ	xii
ŞEKİLLER LİSTESİ	xiii
GİRİŞ	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Genel Bilgiler	3
1.1.1. Uçak Motoru Tanımı	3
1.1.2. İtki	5
1.1.2.1. Turbojet Motor	5
1.1.2.2. Turboprop Motor	7
1.1.2.3. Turbofan Motor	8
1.2. Literatür İncelemesi	11
1.3. Tezin Amacı ve Önemi	14

2. BÖLÜM

UÇUŞ KONTROL PARAMETRELERİ VE İTKİ İLE YAPAY SİNİR AĞLARI

2.1. Uçuş Kontrol Parametreleri ve İtki	17
2.1.1. Uçuşla İlgili Parametreler	17
2.1.1.1. Hava Hızı	17
2.1.1.2. İrtifa	19
2.1.1.3. Toplam Hava Sıcaklığı	19
2.1.1.4. İtki Ölçme Metotları	20

2.1.1.4.1. Motor-Basınç Oranı Yöntemi	20
2.1.1.4.2. Dakikadaki Devir Sayısı Yöntemi	21
2.1.2. Aerodinamik Kuvvetler	22
2.1.2.1. Atmosfer Basıncı	24
2.1.2.2. Sıcaklık	25
2.1.2.3. Yoğunluk	25
2.1.2.4. Viskozite	27
2.1.2.5. Ses Hızı	28
2.2. Uçaklardaki Kayıt Cihazları	28
2.3. Yapay Sinir Ağları	30
2.3.1. YSA' nın Özellikleri	31
2.3.1.1. Doğrusal Olmama	31
2.3.1.2. Öğrenme	31
2.3.1.3. Genelleme	32
2.3.1.4. Uyarlanabilirlik	32
2.3.1.5. Hata Toleransı	32
2.3.1.6. Paralel İşlem Yapma	32
2.3.2. YSA' ların Gruplandırılması	32
2.3.2.1. Ağ Mimarisine Göre YSA	33
2.3.2.1.1. İleri Beslemeli YSA	33
2.3.2.1.2. Geri Beslemeli YSA	33
2.3.2.2. Öğrenme Algoritmalarına Göre YSA	34
2.3.2.2.1. Danışmanlı Öğrenme	34
2.3.2.2.2. Danışmansız Öğrenme	34
2.3.2.2.3. Takviyeli Öğrenme	34
2.3.2.2.4. Karma Strateji	35
2.3.2.3. Öğrenme Biçimine Göre YSA	35
2.3.2.3.1. Çevrimiçi Öğrenme	35
2.3.2.3.2. Çevrimdışı Öğrenme	35
2.3.3. Öğrenme Algoritmaları	35
2.3.3.1. Levenberg Marquardt Geri Yayılım Algoritması	35
2.3.3.2. Bayesian Düzenleyici Geri Yayılım Algoritması	36

2.3.3.3. Broyden-Fletcher-Golgarb-Shanno Geri Yayılım Algoritması (BFGS)	37
2.3.4. YSA' ların Uygulama Alanları	37
3. BÖLÜM	
YSA KULLANARAK UÇAKLARDAKİ İTKİ KUVVETİNİN	
HESAPLANMASI	
3.1. Önerilen YSA Modeli	39
3.2. Eğitilen YSA Modellerinin Performanslarının Değerlendirilmesi	40
3.2.1. Ortalama Karesel Hata	40
3.2.2. Ortalama % Bağlı Hata	40
3.3. YSA İle Gerçekleştirilen Modelleme Sonuçları	41
4. BÖLÜM	
TARTIŞMA-SONUÇ ve ÖNERİLER	
4.1. Tartışma	47
4.2. Sonuç ve Öneriler	47
KAYNAKLAR	49
ÖZGEÇMİŞ	54

KISALTMALAR

<u>Sembol</u>	<u>Anlamı</u>	<u>Birimi</u>
RPM	Revolution per minute	
LPC	Low pressure compressor	
YSA	Yapay sinir ağıları	
LM	Levenberg Marquardt	
RMSE	Route Mean Square Error	
C_L	Taşıma katsayısı	
C_D	Sürükleme katsayısı	
F	Kuvvet	
m	Kütle	
a	İvme	
$^{\circ}\text{F}$	Fahrenheit derece	
$^{\circ}\text{C}$	Santigrat derece	
IAS	Endüklenen hava hızı	
EAS	Eşdeğer hava hızı	
CAS	Kalibre edilmiş hava hızı	
TAS	Gerçek hava hızı	
V_c	Kalibre edilmiş hava hızı	
A_0	Deniz seviyesindeki ses hızı	
q_c	Toplam basınç ve statik basınç arasındaki fark	
P_0	Standart deniz seviyesindeki standart hava basıncı	
ρ	Uçağın uçuğu irtifadaki hava yoğunluğu	
ρ_0	Deniz seviyesindeki hava yoğunluğu	
PSI	Pounds per square inch	
inch/hg	inch/civa	
mb	Milibar	
TAT	Toplam hava sıcaklığı	
EPR	Engine pressure ratio	

Pt ₇	Motorun 7 nolu istasyonundaki toplam basınç değeri
Pt ₂	Motorun 2 nolu istasyonundaki toplam basınç değeri
kN	Kilonewton
λ	Hata oranı
CVR	Cockpit Voice Recorder
FDR	Flight Data Recorder
ULB	Underwater Locator Beacon
MLP	Çok katmanlı perseptron
LVQ	Learning Vector Quantization
ART	Adaptif rezonans teorisi
SOM	Öz örgütlemeli haritalar
MSE	Ortalama Karesel Hata

TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 2.1. ABD standart atmosferi, 1962	23
Tablo 3.1. Kullanılan eğitim algoritmaları.....	422
Tablo 3.2. En iyi test sonuçları üreten ağ modellerinin yapıları.	42
Tablo 3.3. En iyi test sonuçlarını üreten modellerin eğitim algoritmaları.	43



ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1.	Lorin' e ait jet motoru.....	4
Şekil 1.2.	Whittle' a ait jet motoru.....	5
Şekil 1.3.	Turbojet motorun gösterimi	6
Şekil 1.4.	Turboprop motorun gösterimi	7
Şekil 1.5.	Turbofan motorun gösterimi	10
Şekil 2.1.	Motor üzerindeki istasyon numaraları.....	21
Şekil 2.2.	Hava aracına etki eden kuvvetler.	22
Şekil 2.3.	Cıvalı Barometre.	25
Şekil 2.4.	CVR.....	29
Şekil 2.5.	FDR.....	30
Şekil 3.1.	Eğitilen YSA modellerinin blok gösterimi.....	39
Şekil 3.2.	LM algoritması ile eğitilen ağ modelinin ürettiği çıkışlar ile gerçek çıkışların karşılaştırılması.	44
Şekil 3.3.	LM algoritması ile eğitilen ağ modelinin test çıkışlarına ait ortalama % bağıl hata değerleri.	44
Şekil 3.4.	BR algoritması kullanılarak eğitilen ağ modeline ait, (a) Çıkış verileri, (b) Ortalama % bağıl test hatası.	45
Şekil 3.5.	BFGS algoritması kullanılarak eğitilen ağ modeline ait, (a) Çıkış verileri, (b) Ortalama % bağıl test hatası.....	46

GİRİŞ

Uçaklar günümüz dünyasında oldukça fazla tercih edilen ve vazgeçilmez taşıma araçlarından biri haline gelmiştir. Hava yolu ile ulaşımın, mevcut şartlarda en emniyetli ve en hızlı ulaşım aracı olarak kabul edilmesi uçakların tercih nedenlerinin başında gelir [1]. Hayatımızda bu denli önemli yeri olan uçakların havada ilerleyebilmesi için yeterli itki kuvvetinin oluşması gerekir. İtki kuvveti, uçağın dış ortam koşullarından da etkilenir. Bir motorun itkisi sıcaklık, yoğunluk ve basınç gibi atmosferik özellikler ile değişir yani irtifanın bir fonksiyonudur. Ayrıca hava hızı ya da Mach sayısı ve gaz kolu ayarı ile de itki değişmektedir [2].

Emniyetli kalkış için gerekli itki değerini pilot seçer. Ancak bunu yapabilmesi için motorun vereceği gerçek itkiyi bilmesi gerekir. İtki kuvvetinin ölçüm metotlarından biri olan N1 önemli bir motor parametresidir. Uçağın havada tutunma sınırı olan stall' a girmesini önlemek için uçuşun başından sonuna kadar bu parametre dikkatle takip edilmelidir. İtki kuvvetinin oluşmasını sağlayan motorlar temel anlamda pistonlu tip motorlar ve gaz türbinli motorlar olarak sınıflandırılmaktadır. Gaz türbinli motorlar da turbojet, turboprop, turboşaft ve turbofan olarak alt kategorilere ayrılmaktadır. Ticari uçaklarda en yaygın olarak turbofan motorlar tercih edilmektedir.

Bu tez çalışmasında emniyetli uçuş için bir turbofan motordan elde edilen itki kuvvetinin uçuş kontrol parametrelerine bağlı olarak değişimi ve tahmini yapay sinir ağları (YSA) kullanılarak incelenmiştir. Bunun için itki kuvvetini etkileyecek başlıca uçuş kontrol parametreleri tespit edilmiş ve bu parametrelere göre güvenilir itki kuvvetinin tahmininde kullanılacak YSA modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan bu model farklı ağ yapıları ile denenmiş ve en uygun yapının bulunması sağlanmıştır.

Tez çalışması dört kısımdan meydana gelmektedir. İlk kısımda tezin amacına yönelik literatür araştırması ve genel bilgiler yer almaktadır. Literatür araştırmasında havacılıkta

fazlaca maruz kalınan problemlerin çözümünde YSA' ların kullanımına yönelik araştırmalar incelenmiştir.

İkinci kısımda, uçuş kontrol parametreleri ve itki hakkında kısaca bilgi verilmektedir. Ayrıca YSA' lar, çeşitleri ve genel özellikleri bu bölümde anlatılmaktadır [3].

Tezin üçüncü bölümünde, YSA' lar kullanılarak uçaklardaki itki değerinin tahmin edilmesinden bahsedilmektedir. Tahminden elde edilen sonuçlar da bu kısımda verilmiştir.

Tez çalışmasına ait sonuçlara, değerlendirmelere ve tartışmalara ise dördüncü kısımda yer verilmektedir.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Genel Bilgiler

Uçaklar günümüz dünyasında oldukça fazla tercih edilen taşıma araçlarından bir tanesidir. Hava yolu ile ulaşımın, mevcut şartlarda en emniyetli ve en hızlı ulaşım aracı olarak kabul edilmesi uçakların tercih nedenlerinin başında gelir [1].

Uçakların havada tutunabilmeleri kanatları sayesinde sağlanır. Kuyruk ile kanatlar dengede tutulup, kumanda yüzeyleri ile uçağın durum ve pozisyonu değiştirilir. Motor ve pervane gibi ekipmanlar ise ileri yönlü itki kuvvetini oluşturmaktadır [4].

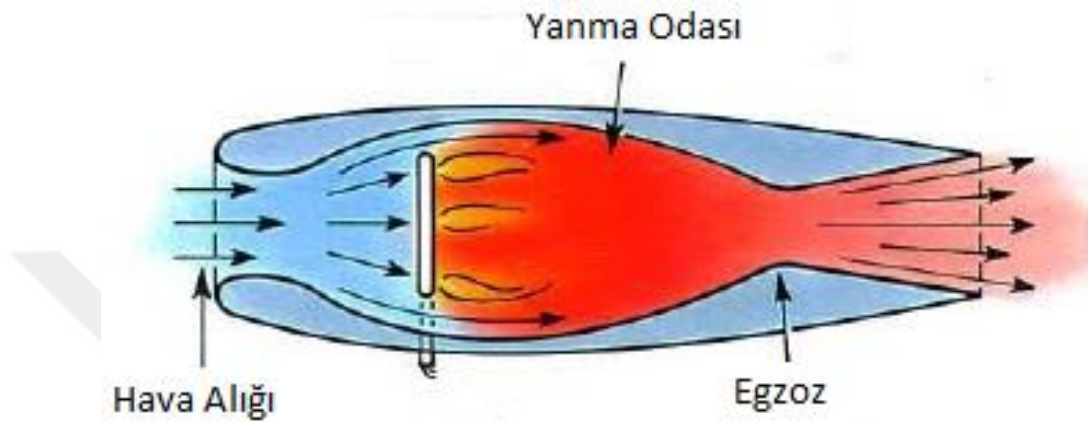
1.1.1. Uçak Motoru Tanımı

Uçakların havada tutunması için uçağın atmosfer içerisinde yeterli bir hızda hareket etmesi gerekmektedir. Uçak motorlarının temel fonksiyonu uçağa gereken hareketi sağlamaktır. Bunun yanı sıra uçak motorlarının başka fonksiyonları da vardır. Bunlar; hidrolik gücü, elektrik gücü ve besleme havası sağlamaktır [5].

Basit bir şekilde motor tarif edilecek olursa, kendisine verilen enerji girdisini işe çeviren cihazdır. Burada işten kastedilen dönü hareketidir. Dönü hareketini elde edebilmek için motora; kinetik enerji, potansiyel enerji, nükleer enerji, ısı enerjisi veya elektrik enerjisi verilebilir. Uçak motorları, yanma odasında hava-yakıt karışımı yakılarak ortaya çıkan gaz enerjisinin türbin kademelerine çarptırılarak dönü enerjisine çevrilmesini sağlayan cihazlardır.

Jet motorlar için söylenebilecek ilk tasarım, 1913 yılında Rene Lorin isminde bir araştırmacı tarafından oluşturulmuştur. Fakat Lorin' in tasarladığı ve patentini aldığı jet motoru birçok sebepten dolayı kullanılamamıştır. Bu sebeplerin en önemlisi yüksek ısıya

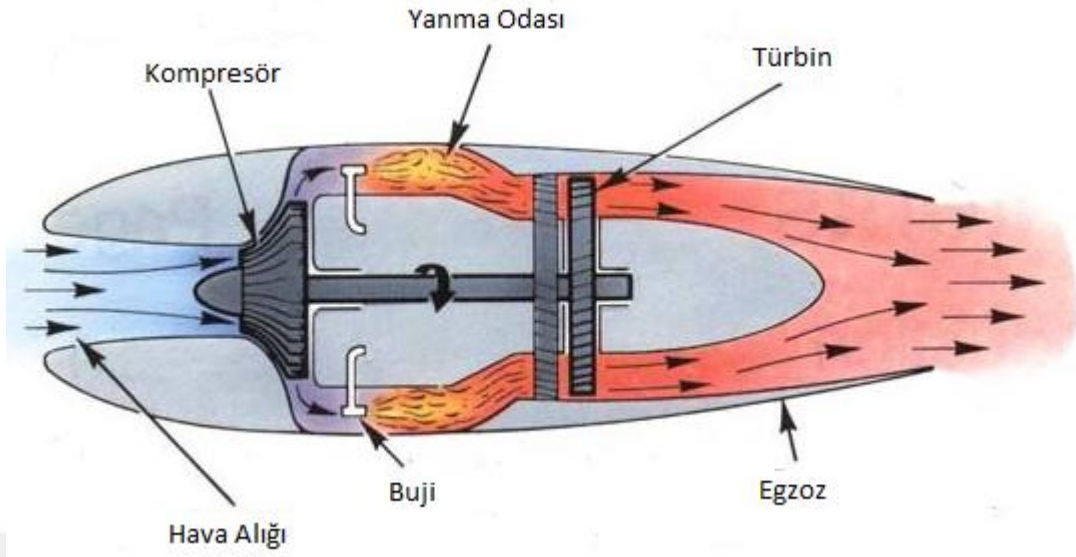
dayanımlı malzeme üretilmesinde metalürji biliminin o günlerde yetersiz kalması idi. Üstelik düşük süratli uçuşlar için jet motoru verimli değildi. Şekil 1.1' de Lorin' e ait jet motoru gösterilmektedir [6].



Şekil 1.1. Lorin' e ait jet motoru.

Konu ile ilgili yapılan araştırmalar, 1939 yılında uçuşulan H 178 uçağının ilk jet motorlu uçak olduğunu göstermektedir. Bunu 1940 yılında CC-2 uçağı takip etmiştir. Bugünkü dizaynı düşünüldüğünde modern denebilecek ilk gaz türbinli motoru Frank Whittle üretmiştir. Motor endüstrisine öncülük eden bu motoru sonraları Rolls Royce, Welland, Devent Dart ve Nen motorları takip etmiştir.

Şekil 1.2' de yer alan Whittle' a ait jet motorunda tek kademeli radyal akışlı bir kompresör, aksiyal akışlı bir türbin, onun önünde bir nozul kademesi ve standart bir yanma odası bulunmaktadır. İlk olarak Whittle' ın tasarladığı bu motoru, ilerleyen yıllarda ikincil yakma sistemli, çift şaftlı, bypass turbojet, turbofan, turboprop motorlar takip etmiştir. 1990' lardan sonra jet motorları gaz türbinli motor ekseninde geliştirilmesine rağmen ramjet, pulsjet, turboramjet tipi motorlar da geliştirilmiş olup, çeşitli uçaklarda kullanıldığı görülmüştür [6] .



Şekil 1.2. Whittle' a ait jet motoru.

1.1.2. İtki

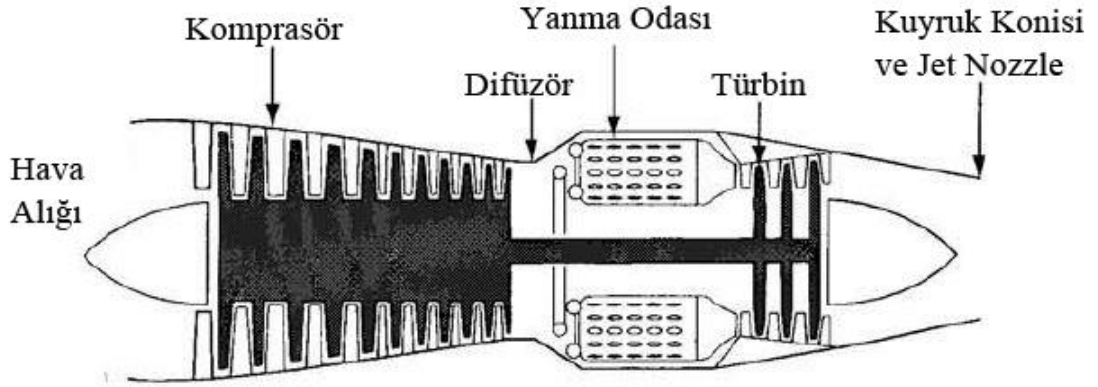
Uçağı etkileyen aerodinamik kuvvetlerden olan itkiyi oluşturmak amacıyla gaz türbinli motorlardan faydalanılır. Gaz türbinli uçak motorları üç kategoriye ayrılır; turbojet, turboprop ve turbofan. Her üç motor da temel anlamda Brayton çevrimine dayalı olarak çalışmaktadır [7].

Jet motorları atmosferden durağan veya hızlandırılmış havayı içine çekip sıkıştırarak onu ısıtır ve çok yüksek bir hızla egzoz kısmından dışarı atar. Egzozdan yüksek süratle çıkan bu gaz kütlesi, kendi doğrultusunun tam tersi yönünde bir itki kuvveti meydana getirir ve bu kuvvet, itki kuvveti olarak adlandırılır. Oluşturulan bu kuvvet, bağlı bulunduğu cismi ileri yönlü ivmelendirir ve uçağın ileri yönlü hareketi bu sayede sağlanmış olur. Turbojet motorların meydana getirdiği bu kuvvetin temeli Newton' un hareket yasaları ile yakından ilgilidir [6].

1.1.2.1. Turbojet Motor

Gaz türbinli motorlar kategorisinde, en yüksek yakıt tüketimine sahip olan turbojet motorun, itki kuvvetinin tamamı jet tepkisinden meydana gelmektedir. Ağırlık ve diğer ölçüleri dikkate alındığında yüksek düzeyde güç ürettiğinden oldukça yaygın kullanım alanı vardır. Pistonlu tip motorlar çalışma esnasında hava akışını sınırladığı için güç artışı da sınırlanmaktadır. Gaz türbinli motorlarda ise sürekli bir akış olduğundan dolayı,

kütlesel akış miktarı oldukça fazladır. Bundan dolayı böyle bir güç kesintisine maruz kalmazlar ve böylece tüketilen yakıt enerjisinden daha fazla fayda sağlarlar. Çekiş verimi açısından kıyaslandığında pervaneli, pistonlu tip motorlar turbojet motorlardan daha performanslıdır. Fakat yüksek irtifalarda ve yüksek hızlarda ise turbojet motorlar daha avantajlıdır. Turbojet bir motora giren küçük kütleye sahip hava, yüksek miktarda ivmelendirilerek tepki kuvvetine dönüştürülür [6]. Şekil 1.3'te temel bir turbojet motor görülmektedir.



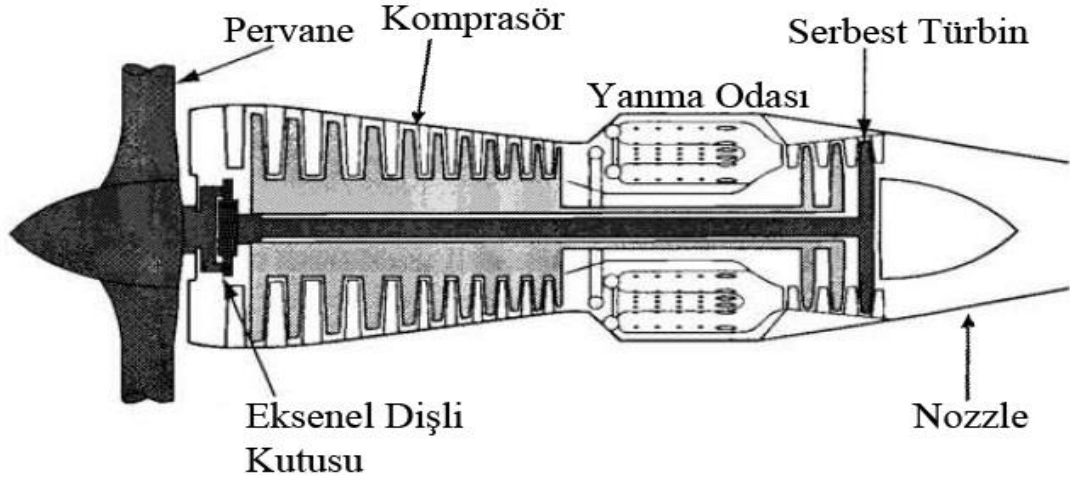
Şekil 1.3. Turbojet motorun gösterimi

Turbojet motorlar, yalın bir gaz türbinli motor çeşididir. Hava alığı, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz lülesi kısımlarından oluşmaktadır. Etraftan çekilen hava, ilk olarak hava alığı aracılığıyla kompresör girişine yönlendirilir. Kompresörde sıkıştırılarak basıncı ve buna bağlı olarak sıcaklığı artan hava, daha sonra yanma odasına doğru yönlendirilir. Basıncı arttırılmış ve sıcaklığı yükseltilmiş hava üzerine farklı şekillerde buharlaştırılmış yakıt püskürtülerek yanma sağlanır. Yüksek sıcaklıklara çıkan yanmış gazlar türbin kısmından geçerek güç elde edilmiş olur. Türbin kademelerinde elde edilen güç, kompresör ve diğer mekanik aksamaların gereksinimini karşılayacak düzeydedir. Türbinden çıkan yanmış gazlar, egzoz lülesi vasıtasıyla hızlandırılarak atmosfere atılır. Bu şekilde bir uçağın hareketi için ihtiyaç olan itki kuvveti elde edilmiş olur [8, 9].

Turbojet motorlu askeri uçaklarda manevra kabiliyetini yükseltmek ve süpersonik hızlara ulaşabilmek için ek itki kuvveti üretmek gerekir. Gerekli olan bu ek itki kuvvetini elde edebilmek için egzozdan çıkan gazların üzerine tekrar yakıt püskürtülerek ek bir yanma işlemi sağlanır. Ayrıca bir gaz ivmelenmesi oluşturulur. Böylece özgül yakıt sarfiyatı, gürültü seviyesi ve haliyle egzoz hareketi de çok fazla artar [6].

1.1.2.2. Turboprop Motor

Turboprop motorlar, kısa menzilli uçuşlar için kullanılan uçak tiplerinde fazlaca kullanılmaktadır. Temel bir gaz türbinli uçak motoruna bir pervane adapte edilerek oluşturulmuşlardır. Pervanenin amacı, havanın motora girmeden önce sıkıştırılmasını sağlayarak, motora giren havanın miktarını yükseltmektir. Tek şaftlı veya çift şaftlı olarak çeşitlendirilirler. Tek şaftlı turboprop motorların çalışması, turbojet motorlardaki gibi türbin kısmının yanmış gazları kullanarak elde ettiği gücü şaft vasıtası ile hem kompresöre hem de pervaneye iletmesi ile oluşur. İki şaftlı turboprop motorlarda ikinci bir türbin daha bulunur ki bu, serbest türbin veya güç türbini diye isimlendirilir. Şaftın biri türbinden elde edilen gücü kompresöre aktarırken, diğer şaft serbest türbinden alınan gücü direkt olarak pervaneye iletir [8-11]. Şekil 1.4' de turboprop motor görülmektedir.



Şekil 1.4. Turboprop motorun gösterimi

Turboprop motorlarda verim, pervaneden elde edilen verim ile sınırlıdır. Turboprop motorlarda, pervane mili ile kompresör mili arasına yerleştirilmiş olan devir düşürücü

dişli gurubu 1 / 8 ile 1 / 22 oranında pervane devrini kompresörün devrine göre düşürür. Radyal veya aksiyal tip kompresör kullanan turboprop motorlarda güç, 450 ile 10 000 şaft beygir gücü arasındadır. Pistonlu motorların ihtiyaç duyduğu yüksek oktanlı (100 / 130) özel üretim benzin yerine, turboprop motorlar, gazyağı özelliğine sahip ve tutuşma sıcaklığı benzinden daha fazla olan kerozen kullanırlar. Çekiş gücü, hem jet gazları, hem de pervane tarafından üretilir. Turboprop motorların meydana geldiği ana parçalar, turbojetlerle aynı olmasına karşılık, temel farklılık türbin dizaynındadır. Turbojet motorlarda türbin kısmı, bağlı bulunduğu kompresörü döndürmek ve ihtiyaç duyulan hızda egzoz gaz çıkışını meydana getirmek üzere dizayn edilmişken, turboprop motorlarda ise türbin, pervaneyi ve kompresörü döndürmek için planlanmıştır. Bundan dolayı turboprop motorlarda neredeyse tüm gaz enerjisi bu amaç için kullanılırken, çok küçük bir miktarı da jet tepkisi için kullanılır. Turboprop motorların dönme hızları turbojetlere oranla daha yüksektir ve 11000 ile 14000 RPM arasındadır. Pervane bu kadar yüksek devirlerde döndürülemeyeceği için, turboprop motorlarda pervane devrini oransal olarak azaltan reduction gear kısmı kullanılmıştır. İki farklı devirle dönen turboprop motor tiplerinde ise, türbinlerden biri kompresörü döndürürken diğer türbin gurubu da pervaneyi döndürür. Bu şekilde pervanenin kalkış ve tırmanışta yüksek hızlarda çalışmasına imkan oluşturarak daha fazla verim elde edilmiş olur.

Gaz türbinli motorlar kategorisinde turboprop motorlar yakıt sarfiyatı açısından en ekonomik tiplerdir. Turboprop motorlar temel anlamda güç üreten motorlar olduğundan dolayı, eşdeğer şaft beygir gücü ile ölçümlendirilirler. Elde edilen güç düşünüldüğünde ağırlık ve hacimleri oldukça küçüktür. Turboprop motorlardan elde edilen gücün ayarlanması pervanenin pal açısı ve yakıt akışının değiştirilmesi ile sağlanır. Yakıt akışı, motor gaz kolu açısının değiştirilmesi ile ayarlanır. Pervanenin pal açısı değiştirilerek pervane yükünün arttırılıp, azaltılması ile motor devri sabit tutulur. Aşırı devir; pervanede, türbinde ve dişli gurubu üzerinde gereğinden fazla gerilim meydana getirir [6].

1.1.2.3. Turbofan Motor

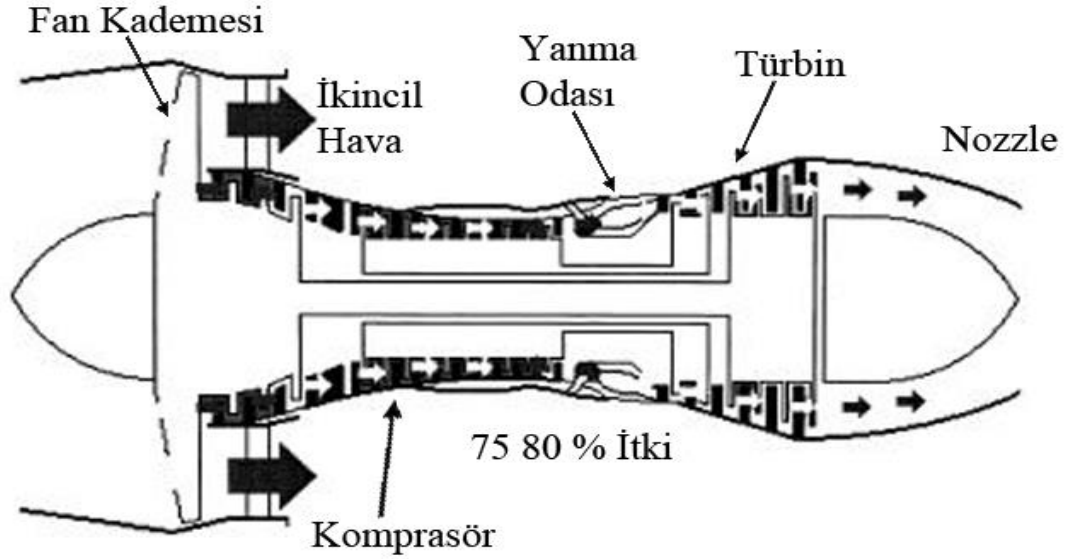
Jet motorların geliştirilmesi sürecinde; verimliliklerinin yükseltilmesi, özellikle deniz seviyesine yakın yerlerde düşük hızlarda itki kuvvetinin arttırılması ve yakıt sarfiyatının

düşürülmesi hedeflenmiştir. İtki kuvvetinin arttırılıp yakıt sarfiyatının azaltılması, motorun içerisinde geçen toplam hava akımını arttırmakla sağlanır [6].

Gaz türbinli motorların en gelişmiş hali günümüzde kullanılan turbofan motorlardır. Bu motorda turboprop motorlarda kullanılan pervanenin yerinde fan bulunmaktadır. Pervanede olduğu gibi fanın kullanılma amacı da kompresöre giren havanın önceden az da olsa basıncının arttırılması ve motor içerisine birim zamanda akan hava debisinin arttırılmasıdır [8, 9].

Yanmış gazlardan elde edilen enerjinin büyük bir kısmı fan ve kompresörü döndürecek torkun oluşmasında harcanır. Geriye kalan sıcak gazların oluşturduğu enerji ise fan havası ile beraber itkiye dönüştürülür. Toplam itki, core ve fan kısmından oluşan itkilerin toplamıdır. Turbofan motorlarda, fan kademesinin ivmelendirdiği hava akışı fazla olsa da çıkış hızı yavaştır. Core kısmında ise ivmelenen hava miktarı düşük olmasına karşın çıkış hızı yüksektir. Böylece fandan geçen havadan elde edilen itki, core kısmından geçen havadan elde edilen itkinin %80' i kadardır. Bu oran bypass oranı olarak adlandırılmaktadır. Bypass oranı, modern turbofan motorlarında 4:1 ile 9:1 arasındadır [5].

Türbinden elde edilen güç, iki farklı devirle dönen şaft sistemi ile iki ayrı kompresörü çevirir. Fanın emdiği hava bypass hattından yani core bölümünden akar. Fan, turboprop motorlardaki pervaneye benzetilebilir. Fakat pervanede olduğu gibi bağlandığı dişli gurubu ile değil de, bir menfez içerisinde motor ile birlikte döner. Bununla birlikte fan, düşük basınç kompresörünün (Low Pressure Compressor, LPC) ilk kademesini oluşturur. Şekil 1.5' te Turbofan motorun gösterimi verilmiştir.



Şekil 1.5. Turbofan motorun gösterimi

Turbofan motorlar aynı ağırlığa sahip bir turbojet motordan %30 daha fazla çekiş kuvveti oluşturur. Bu motorların yakıt sarfiyatı açısından turbojet ve turboprop motorlar arasında bir değeri vardır. Bir turbofan motorun çekiş kuvveti kapasitesine göre değişmekle birlikte %30-60' ı fan kademesi tarafından üretilir. Fan, alçak basınç kompresörüne bağlıdır ve alçak basınç türbini tarafından çevrilir. Yüksek basınç kompresörü ise türbinin ilk kademesini meydana getiren yüksek basınç türbini tarafından çevrilir.

Fanın motorun ön kısmına yerleştirilmesi, motorun havayı emme sırasında hava ile birlikte motor içerisine girebilecek yabancı maddeler tarafından hasarlanma ihtimalini de azaltmaktadır. Hava ile birlikte motor içine girebilecek katı maddeler, ağırlıklarından dolayı dışa doğru savrulurken core bölümüne girmeden bypass hattına yönelirler. Bu yönelmenin nedenlerinde birisi de, bypass hattından geçen havanın core kısmından geçen havaya göre hacimsel olarak daha yüksek debide olmasındandır. Motora giren yabancı maddeler fanı hasarlayabilir. Hasarlanan fan pallerini değiştirmek, kompresör ve türbin pallerini değiştirmekten çok daha kolaydır. Bypass oranlarına göre turbofan motorlar düşük, orta ve yüksek bypass' lı motorlar olarak isimlendirilirler. Egzoza kadar yönlendirilen bypass hava akışı, core kısmından gelen gazlarla birleşip atmosfere atılırlar. Bypass havası, motorun itki kuvvetini, akış hızı ve hacimle doğru orantılı olarak yükselterek, aynı zamanda soğutma işlevi gibi görevleri de yerine getirir. Üç şaftlı turbofan motorlar da bulunmaktadır [6].

1.2. Literatür İncelemesi

Uçakların ileri doğru gitmesini sağlayan itki kuvveti, uçağın hızı, uçağın bulunduğu yükseklik, ortam sıcaklığı gibi uçuş kontrol parametrelerinden etkilenir. Bu kısımda konu ile alakalı literatürde yapılan çalışmalar incelenmiştir. Literatürde havacılıkta fazlaca maruz kalınan problemler ile alakalı pek çok çalışma yer almasına karşın, bu tez çalışmasının konusu ile alakalı çok fazla bir kaynak bulunmamaktadır.

Literatürde yapılan çalışmalardan birisi Badalov [12] tarafından yapılmış olup, uçağa ait yanlama ve uzunlama devinim kontrolünü YSA' ları kullanarak simule etmiştir. Uçuş kontrol sistemlerine ait sensörlerin takip edilip, sensörlerde meydana gelebilecek arıza durumunda, eğitilmiş kontrolörün uçağın azami kontrolünü başarıyla sürdürülebileceği gösterilmiştir.

Konar [13], Boeing firmasının B-737-300 tipi uçağının hız ve yakıt problemlerini ayrı ayrı ele alırken, B-767-200 uçağındaki hız ve yakıt problemlerini birlikte incelemiştir. Bu problemler için, YSA kullanarak, farklı modeller oluşturmuştur. Ortaya koyduğu modellere ve gerçek değerlere ait sonuçları birbirleriyle karşılaştırılmalı olarak sunmuştur. Elde ettiği sonuçlara göre, kullandığı YSA modellerinin uçuş kontrol sistemlerinde etkili ve başarılı olduğunu ortaya koymuştur.

Fenar [14], uçaklarda uçuş esnasında meydana gelebilecek buzlanma risk derecesinin hesaplanması konusunda YSA' lar ile modelleme yapmıştır. Buzlanma risk derecesini doğru tahmin edebilen en uygun YSA modelini oluşturmak için farklı öğrenme algoritmaları ve farklı ağ yapılarını denemiştir. Yapılan denemeler sonunda en uygun öğrenme algoritmasının hızlı öğrenebilen ve iyi yakınsayabilme özelliğine sahip olan LM algoritması olduğu sonucuna varılmıştır. Modelin performans kriterleri arasında bulunan RMSE ve R2 değerleri de çok küçük bulunmuş, gerçek ve YSA tarafından tahmin edilen değerlerin birbirleri ile örtüştüğünü ortaya koymuştur.

Karatay [15], yaptığı çalışmasında farklı kanat profillerinin taşıma ve sürüklenme katsayılarını (C_L ve C_D) YSA ile tahmin etmiştir. Bu tahminlerden elde edilen veriler ile tasarım aşamasında olan herhangi bir kanat profilinin en uygun taşıma ve sürüklenme katsayılarının tespit edilmesi de amaçlanmıştır. YSA' nın eğitiminde kullanılacak olan veriler, kanat profilinin kamburluk oranı, kanat profilinin kalınlık oranı, Reynolds sayısı,

faklı hücum açıları, taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı olarak belirlemiştir. Yaptığı denemeler sonunda en uygun öğrenme algoritmasının hızlı öğrenebilen ve iyi yakınsayabilme özelliğine sahip olan LM algoritması olduğu sonucuna varmıştır. En uygun öğrenme algoritması belirlendikten sonra kaldırma ve sürüklenme katsayılarının hesaplanabilmesi için farklı hücum açılarında ve farklı Reynolds sayılarında dört giriş ve iki çıkışa sahip bir YSA modeli oluşturulmuştur. Modelin performans kriterleri arasında bulunan PE ve RMSE değerleri de çok küçük çıkmış ve gerçek ve YSA tarafından tahmin edilen değerlerin birbirleri ile örtüştüğü ortaya konmuştur.

Özer [16], insansız hava araçlarına yönelik motor sağlığı izleme konusunu, motor performans parametrelerinin mevcut durumundan yola çıkarak, gelecek durumları hakkında tutarlı tahminler ile yapabilmeyi amaçlamıştır. Matlab programında veri tabanlı bir yazılım geliştirerek küçük bir insansız hava aracında kullanılan turbojet motoru, performans parametreleri ile motor ömrünün uzatılması, erken söküm/takım işlemlerinin ve mekanik aşınmaların önlenmesi, bakım maliyetlerinin düşürülmesi, vb gibi süreçlere katkı sağlayarak zamansal ve mali tasarruflar elde edilmesini hedeflemiştir.

Ghorbanian ve Gholamrezaei yaptıkları çalışmada [17], kompresör performansının YSA' lar kullanılarak tahmin edilmesi üzerine çalışmışlardır. Genel regresyon sinir ağı, döndürülmüş genel regresyon sinir ağı, radyal temel fonksiyon ağı, çok katmanlı algılayıcı ağ gibi farklı YSA modellerini kullanarak kompresör verimliliğini hesaplamışlardır.

Bamberger ve Carolus ise [18], tasarım ve optimizasyon işlemlerinde temel gereklilik olan aksiyal fanların basınç artışı ve güç talebini güvenilir bir şekilde tahmin edilmesine yönelik çalışma gerçekleştirmişlerdir. Bu tahmin için YSA' ları kullanmışlardır. Örnek olarak iki fana uygulanan YSA' nın, simülasyon ve ölçümlerle iyi bir uyum gösterdiği görülmüştür.

Sayın vd [19], benzinli motorlara ait egzoz gaz sıcaklığını ve egzoz emisyonlarını YSA' ları kullanarak tahmin etmeye çalışmışlardır. Önerilen YSA' nın eğitimi ve test edilmesine ilişkin verileri elde etmek için, dört silindirli, dört zamanlı bir test motoru çeşitli oktan sayılarına (91, 93, 95 ve 95.3) sahip olan benzinle farklı motor hızlarında çalıştırılmıştır. Çalışmanın sonucunda, klasik modelleme tekniklerine alternatif olarak,

YSA yaklaşımının içten yanmalı motorların performansını ve emisyonlarını doğru bir şekilde tahmin etmek için kullanılabileceği kanaatine varmışlardır.

Şamlıoğlu [20], UH-60A ve OH-6A tipi düşük süratli helikopterler için hava hızı tahmini üzerine çalışmıştır. Bunun için geri yayılım sinir ağından yararlanmıştır. Uçuş simülatörü ile elde edilen veriler, UH-60A helikopterinin gerçek uçuşundan elde edilen veriler ile karşılaştırılmıştır. UH-60A düşük süratli helikopteri için deniz seviyesinde yer etkileri ve yer etkilerine sebep olabilecek koşullar dikkate alınmadığında $\pm 0,75$ knot ve $\pm 0,88$ knot hassasiyetinde hava hızı tahminleri yapılmıştır. OH-6A helikopteri için ise iki farklı irtifadaki basınca göre tahmin yapılmıştır. Deniz seviyesinde yer etkileri ile hava hızı $\pm 0,75$ knot hassasiyetle, yer etkileri dikkate alınmadığında ise $\pm 0,88$ knot hassasiyetiyle tahmin yapılmıştır. 6000 feet’ de ise her iki koşulda da hava hızı ± 0.64 hassasiyetiyle tahmin edilmiştir.

Baomar ve Bentley [21], YSA’ ları ve taklitte öğrenme yöntemlerini kullanarak gerçek pilot taklidi yapan, özerk seyrüsefer ve iniş kabiliyetine sahip büyük jetlerin akıllı otopilot sistemlerini tanıtmışlardır. Akıllı otopilot sistemleri, otomatik uçuş kontrol sistemlerinin bir havaalanından başlayıp diğer havaalanına kadar ki tam uçuşunu gerçekleştirememesi durumuna karşı olası bir çözüm sunar. Burada uçuş yönetim programı, uçuş yönünü oluştururken ve o anki uçuş fazında hangi YSA’ ların kullanılacağına karar verirken, kontrol modelleri, son yaklaşma ve iniş aşamasında iki nokta arasındaki seyrüsefer için gerçek bir pilotun becerilerini taklit eder. Önerilen akıllı otopilot sistemi, deneyimli gerçek pilotların becerilerine ve yeteneklerine uygun YSA modellerini kullanarak büyük jetlerin tam kontrol özerkliğini elde etmeye yönelik yeni bir yaklaşım sunmuştur.

Trani et al. [22], çalışmalarında YSA kullanarak uçak yakıt tüketimini tahmin etmek için basitleştirilmiş bir yöntem sunmayı hedeflemişlerdir. Uçak performans el kitabında verilen veriler kullanılarak temsili bir sinir ağı destekli yakıt tüketimi modeli geliştirmişlerdir. Çalışmada Rolls-Royce Tay 650 motorlarıyla çalışan Fokker 100 uçağına ve SAAB 2000 turboprop uçağına ait veriler kullanılmıştır. Bu çalışmada, doğrusal olmayan transfer işlevlerine sahip üç katmanlı bir YSA’ nın, uçuşun tırmanma, seyir ve iniş aşamaları için karmaşık uçak yakıt tüketim fonksiyonlarını kullanarak yakıt tüketimini doğru şekilde tahmin edebildiği görülmüştür.

1.3. Tezin Amacı ve Önemi

Uçakların hayatımızda büyük bir yeri ve önemi vardır. Önceden insanoğlu için uçmak bir hayal iken günümüzde uzak bir yere gitmek denilince ilk akıllara gelen taşıma aracı uçak olmaktadır. 100 yıla yakın bir mazisi olan havacılık, insanların kuşlara özenerek göklere hakim olma isteklerinden doğmuş ve günümüzde çok büyük boyutlara ulaşmış önemli bir çalışma alanıdır.

Uçakların havada ilerleyebilmesi için, kanadın üst bölgesindeki havanın basıncı altındaki basınçtan az olmalıdır. Bunun için kanadın alt bölgesinden geçen hava akımını yavaşlatmak ya da kanadın üst kısmından geçen hava akımının hızını arttırmak gerekir. Uçağın kanat yapısına bağlı olarak hava aracının ileri doğru itilmesi ile kanadın altından geçen havanın hızı azaltılabilir. Uçağın ileri doğru itilmesini sağlayan itki kuvveti yeterli olursa ve kanadın sahip olduğu hücum açısı uygun olduğunda uçak havalanır. Bu ileri doğru itilme kuvveti ise uçaklara monte edilen motorlar sayesinde olur. Motorlar öndeki havayı alıp yüksek hızla arkaya doğru iter ve itki kuvveti oluşturulmuş olur. Bu itki kuvveti motorun arkasından çıkan jet tepkisinin bir sonucudur.

Turbojet motorların meydana getirdiği bu tip kuvvetler, Newton yasaları ile yakından ilgilidir. Newton' un birinci kanunu atalet kanunudur ve denge kanunu olarak da bilinir. Bu eylemsizlik kanununa göre bir cisme dış kuvvet etki etmediği sürece duruyorsa durmaya, hareket halinde ise sabit hızla aynı hareketine devam eder. Cismin ağırlık merkezi etrafındaki tüm kuvvetlerin oluşturduğu momentlerin toplamının sıfır olması durumudur ve cismin dengede kalması demektir.

Newton' un ikinci kanunu ivmelenme kanunu olup, bir cisme bir kuvvet uygulandığında cismin hızlanması şeklinde açıklanır. İvmelenme, cisme uygulanan kuvvet ile doğru, cismin kütlesi ile ters orantılıdır ve yönü dengelenmiş kuvvetin yönündedir. Bu kanunun formülize hali Denklem 1.1' de verilmiştir.

$$F = m \times a \quad (1.1)$$

Burada F, kuvveti, m, kütleyi ve a ise ivmelenmeyi ifade etmektedir.

Uçağa uygulanan ileri doğru itme kuvveti, yani jet motorunun itkisi, kütleyi ileri itirmek ve sürüklenme kuvvetini aşmak için gereklidir. İleri yönlü bu itki kuvvetinin sürüklenme

kuvvetinden büyük olması halinde uçağa ivme kazandırılabilir. Kütle arttıkça itki kuvveti de arttırılamazsa cismin hızında yavaşlama meydana gelir. Formülde verilen elemanlardan ivmelenmenin artması için, uygulanan itkinin aynı değerde kalması durumunda, kütlenin azaltılması gerekir. Şayet kütlenin aynı kaldığını farz edersek bu defa, itkinin arttırılması ivmelenmenin de aynı oranda arttırılması anlamına gelecektir. Bundan dolayı aynı motor itkisine sahip iki uçaktan kütlesi daha büyük olan daha geç ivmelenme gösterecektir.

Newton' un üçüncü kanunu olan etki-tepki kuralına göre de, her kuvvetin kendisine eşit, aynı doğrultuda fakat kendisine zıt yönde bir tepki kuvveti vardır. Tepki, jet motorunun egzozundan hızla akan gazların etkisiyle elde edilir. Tepki ileri çekiş gücü, etki de itki olarak kabul edilebilir. Motorlar atmosferden çektiği durağan veya hızlandırılmış havayı emerek sıkıştırır, yanma odasında yakarak ısıtır ve çok yüksek bir hızla türbinlerine çarptırarak, egzozdan dışarı atar. Çalışma sırasında oluşan iç dengenin bozulması itkiyi oluşturur. İtki, sürüklenme kuvvetini yener ve uçağı ileri yönlü hareket ettirir [6].

İtki kuvvetinin değişmesinde dış ortam koşullarının da rolü bulunmaktadır. İtki modelinin oluşturulmasında bir motorun itkisinin sıcaklık, yoğunluk ve basınç gibi atmosferik özellikler ile değiştiği yani irtifanın bir fonksiyonu olduğu ve ayrıca hava hızı ya da Mach sayısı ve gaz kolu ayarı ile de değiştiği göz önünde bulundurulur [2].

Yükseklik ve sıcaklık değişimlerinin itki kuvvetine etkisini değerlendirecek olursak, yükseklik arttıkça hava basıncı azalır. 36000 feet yüksekliğe kadar hava sıcaklığı belirli oranda azalır, ancak bu yükseklikten 65000 feet' e kadar bu değer -70°F (-56.5°C)' de sabit kalır. Soğuk hava yüksek irtifalarda itki değerinde daha küçük artışlar sağlasa da bu koşulda oluşan düşük basıncın olumsuz etkisi daha fazla olacaktır. Uçak hızının hava akışının ivmelenmesine etkisi ters orantılıdır. Yani uçak hızı artarsa motordan çıkan ve motora giren hava hızları arasındaki fark azalacağından uçak hızının artmasının itkiye etkisi negatif olur [13].

Emniyetli kalkış için gerekli itki değerini pilot seçer. Ancak bunu yapabilmesi için motorun vereceği gerçek itkiyi bilmesi gerekir. Uçağın havada tutunma sınırı olan stall' a girmesini önlemek için uçuşun başından sonuna kadar itki kuvveti parametresinin dikkatle takip edilmesi gerekir.

Bu çalışmada, hava araçlarının hız, yükseklik, sıcaklık gibi uçuşa etki eden dış kontrol parametreleri kullanılarak itki kuvvetinin YSA ile tahmini üzerinde durulacaktır. Bu sayede, yolcu ve mürettebat için hava aracının güvenilirliği arttırılacaktır.



2. BÖLÜM

UÇUŞ KONTROL PARAMETRELERİ VE İTKİ İLE YAPAY SİNİR AĞLARI

2.1. Uçuş Kontrol Parametreleri ve İtki

Uçakların havada ilerleyebilmeleri için yeteri kadar itki kuvvetine sahip olması gerekmektedir. Motorlar tarafından üretilen bu itki kuvvetini hava hızı, irtifa, toplam hava sıcaklığı, atmosfer basıncı, yoğunluk, viskozite gibi etkenler etkilemektedir.

2.1.1. Uçuşla İlgili Parametreler

2.1.1.1. Hava Hızı

Uçağın havaya göre hızına hava hızı (airspeed) denir. Hava hızının değişik ölçüm şekilleri vardır [23].

- Endüklenen hava hızı (Indicated Airspeed, IAS)
- Eşdeğer hava hızı (Equivalent Airspeed, EAS)
- Kalibre edilmiş hava hızı (Calibrated Airspeed, CAS)
- Gerçek hava hızı (True Airspeed, TAS)

Uçaklarda burun tarafına yerleştirilmiş uç kısmından hava geçecek şekilde dizayn edilmiş çubuklara pitot tüpü denir. Genellikle uçakların burun kısmına yerleştirilen pitot tüpleri, uçağın dizaynına göre hava düzensizliğinin en az olduğu bölgelere ve uçuş yönüne doğru bakar. Bu tüpler, dikey stabilizenin hücum kenarında, ya da uçağın gövdesinin ön tarafında yanlara yerleştirilmiş olabilir. Uçakta seyir esnasında oluşan hava akımı pitot tüpünün iç kısmında basınç meydana getirir. Uçaktaki hava hızı göstergesi pitot tüpünden

elde edilen basınç ile pitot tüpünün etrafında veya uçağın gövdesinde yerleştirilmiş olan statik portlardan gelen basınç arasındaki farka göre değer gösterir [24].

Endüklenen hava hızı, pitot statik sisteme bağlı hava hızı göstergesinde okunan değerdir ve uçağın hızı demektir. Bu hız, alet pozisyonundan kaynaklı veya başka sebeplerden oluşabilecek hataların düzeltilmemiş şeklindedir.

Kalibre edilmiş hava hızı, endüklenmiş hava hızının cihaz hataları, pitot sistemin pozisyon ve montaj hatalarına göre düzenlenmiş halidir. Standart deniz seviyesinde (661.4788 knot) ses hızından daha düşük hızlarda kalibre edilmiş hava hızı değerleri Denklem 2.1 ile hesaplanır.

$$V_c = A_0 \sqrt{5 \left[\left(\frac{q_c}{P_0} + 1 \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]} \quad (2.1)$$

Burada V_c kalibre edilmiş hava hızı, q_c , toplam basınç ve statik basınç arasındaki fark, P_0 , standart deniz seviyesindeki statik hava basıncı, A_0 , deniz seviyesindeki ses hızıdır.

Eşdeğer hava hızı, kalibre edilmiş hava hızının sıkıştırılabilirlik özelliğine göre ayarlanmış şeklindedir. Denklem 2.2 ile formüle edilebilir.

$$\frac{1}{2} \rho_0 (EAS)^2 = \frac{1}{2} \rho (TAS)^2 \quad (2.2)$$

Burada ρ , uçağın uçtuğu irtifadaki hava yoğunluğu ve ρ_0 ise deniz seviyesindeki hava yoğunluğudur.

Standart deniz seviyesindeki basınçlarda 200 knot' a kadar kalibre edilmiş hava hızı ile eşdeğer hava hızı birbirine eşittir. Ancak daha yüksek hızlarda sıkıştırılabilirlik nedeniyle kalibre edilmiş hava hızı eşdeğer hava hızından ayrılır.

Gerçek hava hızı ise eşdeğer hava hızının hava yoğunluğuna göre ayarlanmış şeklindedir. Bir uçağın gerçek hava hızı ve yönü, atmosfere göre hızını oluşturur. Uçağın doğru seyrüseferi için önemli bir bilgidir ve uçağın performansının gerçek ölçüsüdür. Bu nedenle uçağın özelliklerinde, kılavuzlarında, performans karşılaştırmalarında, pilot raporlarında ve seyir veya dayanıklılık performansının ölçülmesi gereken her durumda

listelenen hızdır. Gerçek hava hızı, taksi, kalkış, tırmanma, alçalma, yaklaşma veya iniş sırasında uçağı kontrol etmek için kullanılmaz. Bu amaçlar için indüklenen hava hızı kullanılır [25].

2.1.1.2. İrtifa

İrtifa (altitude), bir nesnenin belirli bir yüzey veya referans merkezine göre yükselmesi ve alçalması ile elde ettiği başlangıç noktasına olan uzaklığıdır. Referans merkezi olarak havacılıkta genelde deniz seviyesi kullanılır. Deniz seviyesine göre uçakların yüksekliğini gösteren göstergeler altimetre olarak adlandırılır ve irtifa birimi olarak da feet tercih edilir [26].

İrtifa, atmosfer basıncının düşmesiyle ters orantılı olarak yükselir. Barometrik altimetrelerin çalışması bu mantığa dayanır. Barometrik altimetreler uçaklarda da kullanılır. Bu altimetreler statik basınç ile çalışır. Statik portlardan gelen hava basıncına göre yüksekliği ölçerler. Altimetre göstergesindeki bileşenlerden en hassas olanı aneroiddir. Aneroid içerisine standart bir gün basıncı hapsedilmiştir. Bu basınç değeri 14,7 PSI, 29,93 inch/hg, 1013,2 mb' dır. Deniz seviyesindeki bir uçakta aneroid içinde bulunan basınç ile statik basınç eşdeğer olacağından göstergede 0 feet okunacaktır. Uçağın yüksekliği arttıkça statik basınç düşecek ve aneroid genişleyerek irtifanın artışı göstergeden okunabilecektir [24].

Uçaklarda yüksekliğin hesaplandığı ikinci bir alet ise radyo altimetrelerdir. Radyo sinyallerine göre yükseklik ölçümü yapılır ve yaklaşık 2500 feet irtifaya kadar yüksekliği gösterirler. Radyo sinyali verici anten ile karaya gönderilir. Karaya çarpıp geri gelen sinyal, alıcı anten aracılığı ile uçağa aktarılır. Bu sinyalin gidiş geliş süresi hesaplanarak uçağın yerden olan yüksekliği tespit edilmiş olur [27].

2.1.1.3. Toplam Hava Sıcaklığı

Havacılıkta durgun sıcaklık, toplam hava sıcaklığı (Total Air Temperature, TAT) olarak bilinir ve uçağın yüzeyine monte edilmiş bir sıcaklık probu ile ölçülür. Özel bir şekilde tasarlanan proplar uçakta gövde altında burun kısmına yakın yerleştirilmiştir ve ortamdaki durağan havayı rahat bir şekilde alabilirler. Hareket halindeki uçakta sıcaklık probuna giren havanın kinetik enerjisi iç enerjiye dönüşür. Hava sıkıştırılır ve

sıcaklığında adyabatik bir artış görülür. Bu yüzden toplam hava sıcaklığı ortam hava sıcaklığından daha fazla olur [28]. Bu sıcaklığın kokpit göstergelerinde gösterilmesi gerekir. Bunun için prop, uçak üzerinden geçen havanın sıcaklığını, içerisinde bulunan iki adet sıcaklık hissedici kablo sayesinde hissederek bu sıcaklık bilgisini analog elektrik sinyaline çevirir [24]. Bu elektriki sinyaller, toplam hava sıcaklığının, statik hava sıcaklığının ve gerçek hava hızının hesaplanmasını sağlamak için hava veri bilgisayarına gider. Burada hesaplanarak elde edilen veriler pilotlara gösterilmek üzere kokpit göstergelerine gönderilir [28].

2.1.1.4. İtke Ölçme Metotları

Uçağın güvenli bir şekilde uçabilmesi için gerçek itke kuvvetinin bilinmesi gerekir. Bu yüzden itke kuvvetinin ölçülmesi önemlidir. Bu amaç için iki farklı yöntem kullanılır. İlk yöntemde motor, test bench' e bağlanarak ölçüm yapılır. Motor serbest stand üzerine yerleştirilir. İtkenin ölçüm yük hücrelerine uyguladığı baskı, elektrik sinyalleri ile kontrol odasına iletilir.

İkinci yöntemde ise motor uçak üzerine bağlanarak ölçüm yapılır. Bu ölçümde itke ile orantılı olan motor parametreleri kullanılır. Uçak üzerinde ölçüm için motor imalatçısına göre değişen iki farklı yöntem kullanılır.

- Motor basınç oranı yöntemi (Engine Pressure Ratio, EPR)
- Dakikadaki devir sayısı yöntemi (Revolution Per Minute, RPM)

2.1.1.4.1. Motor-Basınç Oranı Yöntemi

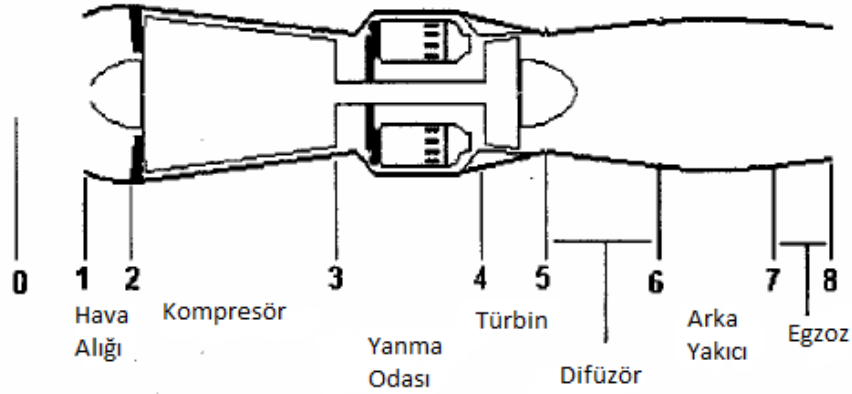
Motor basınç oranı yöntemi (Engine Pressure Ratio, EPR), türbinden çıkan toplam basıncın motora giren toplam basınca oranıdır. Motordan geçen havanın ivmelenmesi ile orantılı bir büyüklüktür. Kokpitte bulunan EPR indikatörü ile pilota itke kuvvetini gösterir [5]. Formülize edilecek olursa EPR' nin bulunması için kullanılan denklem aşağıda verilmiştir:

$$EPR = P_{t7} / P_{t2} \quad (2.3)$$

Burada EPR, motor basınç oranı, Pt_7 , motorun yedi nolu istasyonundaki toplam basınç değeri, Pt_2 , motorun iki nolu istasyonundaki toplam basınç değeridir. Şekil 2.1’ de motora ait tipik bir istasyon numaralandırması görülebilir.

Motor çalışmadığı zaman, EPR göstergesinde 1 değeri okunur. Deniz seviyesinde barometrik basıncın, PSI olarak değeri 14.7 PSI’ dir. Çalışmayan bir motorda motorun tüm istasyonlarında barometrik basınç değeri 14.7 olacağından dolayı kokpitte de 1 değeri okunacaktır.

Kokpitte EPR göstergesinde gözüken değer, pilot için o günkü atmosfer şartlarında motordan elde edilecek itki gücünü ifade eder [6].



Şekil 2.1. Motor üzerindeki istasyon numaraları.

2.1.1.4.2. Dakikadaki Devir Sayısı Yöntemi

Dakikadaki devir sayısı (Revolution Per Minute, RPM) şeklinde verilen N_1 değeri, birincil motor ana dönü değerlerinden olup, genellikle “high bypass” diye adlandırılan yüksek bypass hava akış özelliğine sahip motorlarda, fan kısmının dönü hareketini yüzde olarak ilgili göstergede gösterir. Bu gösterge de EPR gibi birincil göstergelerdendir. Turbofan motorlarda iki tane bağımsız dönen şaft bulunduğu için RPM değerleri de kokpitte N_1 ve N_2 olarak iki ayrı göstergede gösterilir. N_1 göstergesi bypass hattından akan havanın kütlesi ile doğru orantılı olan fan hızıdır, yani fanın RPM değerini gösterir. İkincil hava akışı olarak tanımlanan bypass havası, motordan geçen toplam hava akışının yaklaşık $3/4$ ünü oluşturduğu için, toplam itkinin de yaklaşık olarak %70-80’ ini sağlamaktadır. Bu yüzden N_1 RPM değeri, itkinin çok büyük bir bölümünü oluşturan

bypass hava kütlesini emen, fan kısmının devrini ölçümlendirdiğinden dolayı, itki değeri olarak kabul edilir.

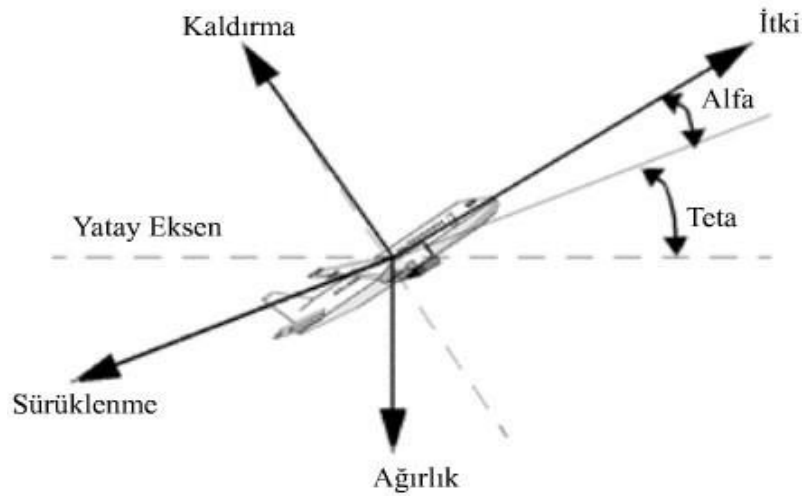
Bypass oranı, ikincil hava akışının birincil hava akışına oranı olarak ifade edilebilir. Bu değer, 2:1 değerinde ise alçak bypass, 4:1' den büyük ise yüksek bypass, bu değerlerin arasında ise orta bypass oranlı motorlar olarak isimlendirilirler [6].

2.1.2. Aerodinamik Kuvvetler

Bir hava aracının uçuşunu gerçekleştirebilmesi için temel hareket denklemlerini yerine getirmesi gerekir. Hava aracına uygulanan kaldırma kuvveti ile hava aracının ağırlığı dengede olmalıdır. Hava aracının, kanat seviyesi (sıfıra yakın hücum açısı) ve yan kuvvetlerin olmadığı bir duruma göre yeryüzünün kendi etrafında dönmediği hava içerisinde hareket ettiği farz edilir. Şekil 2.2' de bir hava aracına etki eden kuvvetler gösterilmiştir.

Bir hava aracının stabil uçuş boyunca hareketi;

- Ağırlığına,
- Motorlardan elde edilen itki gücüne,
- Hava içerisindeki hareketinde uçak üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetlere bağlıdır.



Şekil 2.2. Hava aracına etki eden kuvvetler.

Hava aracının dinamik atmosferik ortamda hareket etmesi hava aracının performansını etkilemektedir. Yeryüzü üzerinden bir uçağın dikey mesafesi irtifa olarak kabul edilir. Fakat hava aracının hareketi, geometrik yüksekliğe değil de uçuşun gerçekleştirildiği havanın özelliklerine bağlıdır. Bu şekilde irtifanın standart atmosferin bir terimi olduğu söylenebilir. Deniz seviyesinde atmosferin tüm özellikleri için bilinen değerleri içermesi, havanın standart olduğunun varsayılması ile gerçekleşir. Geçmişe bakılacak olursa bu durum neredeyse hiç oluşmaz. Hava belirli bir yükseklikte bazen olması gerektiğinden daha sıcak bazen de daha soğuktur. Hava durumu, sistemlerin atmosferik koşullarını değiştirir ve bu da belirli bir yüksekliği, standarttan daha yüksek veya daha düşük yapar. Atmosfer davranışlarının iyice anlaşılması hava aracının performansını analiz etmek için önemlidir.

Sıcaklık, basınç, yoğunluk, viskozite ve ses hızı hava için önemli fiziksel özelliklerdir. Atmosferik koşullar günden güne farklılık gösterdiği için, uçuş süresi boyunca bütün irtifalarda değişimleri belirlemek gerekir. Emniyetli uçuş için uçuş zarfı boyunca seyredilen yükseklikteki o güne ait atmosferik şartları bilmek gerekir. 1962 yılında Amerika’ da bir komite standart atmosferin özelliklerini oluşturmaya karar vermiştir. Buradaki amaç, tüm dünyada uçak sertifikalandırma kriterlerini sağlamaktır. Bu amaçla oluşturulan Amerika standart atmosferinin basitleştirilmiş hali Tablo 2.1’ de verilmiştir. Atmosferin sıcaklık, basınç, yoğunluk, viskozite, ses hızı gibi özelliklerinin yüksekliğe bağlı olarak nasıl değiştiği ilgili tabloda görülebilir.

Tablo 2.1. ABD standart atmosferi, 1962

Yükseklik (ft)	Sıcaklık (°F) (R)		Basınç (lb/ft ²)	Yoğunluk (slugs/ft ³)	Kinematik Viskozite (ft ² /s)	Ses hızı (ft/s)
0	59.0	518.69	2116.2	2.3769E-03	1.5723E-04	661.5
5,000	41.2	500.86	1760.9	2.0482E-03	1.7755E-04	650.0
10,000	23.3	483.04	1455.6	1.7556E-03	2.0132E-04	638.3
15,000	5.5	465.23	1194.8	1.4962E-03	2.2972E-04	626.4
20,000	-12.3	447.43	937.26	1.2673E-03	2.6234E-04	614.3
25,000	-30.2	429.64	786.33	1.0663E-03	3.0168E-04	601.9
30,000	-48.0	411.86	629.66	8.9068E-04	3.4884E-04	589.3
35,000	-65.8	394.08	499.34	7.3820E-04	4.0575E-04	576.4
40,000	-69.7	389.99	393.12	5.8727E-04	5.0560E-04	573.6
45,000	-69.7	389.99	309.45	4.6227E-04	6.4223E-04	573.6
40,000	-69.7	389.99	393.12	5.8727E-04	5.0560E-04	573.6
45,000	-69.7	389.99	309.45	4.6227E-04	6.4223E-04	573.6

Tablodaki R parametresi, evrensel gaz sabitidir. Tabloya göre deniz seviyesinden itibaren yükseklik arttıkça sıcaklık azalmakta ve basınç da ona göre azalmaktadır. Belli bir yükseklik değeri aşıldıktan sonra sıcaklık sabit kalmakta fakat basınç küçük de olsa değişiklik göstermektedir. Uçaklar arasındaki dikey mesafenin güvenli bir şekilde sağlanabilmesi için irtifayı gösteren bütün altimetreler standart bir değere kalibre edilirler [29].

2.1.2.1. Atmosfer Basıncı

Yeryüzünün etrafı yüksekliklere kadar giden ve yeryüzünün çekim alanı tarafından tutulan bir hava tabakası ile kuşatılmıştır. Bu hava kütlesi bütün akışkanlarda olduğu gibi, yoğunluğu ve yüksekliği ile belirli bir basınç uygular. Atmosfer basıncının değeri Şekil: 2.3' teki gibi bir civalı barometre ile ölçülebilir. Böyle bir aleti yapmak için, bir ucu kapalı uzun bir cam boru civa ile tamamen doldurulur ve bir civa kabına ters çevrilir. Borudaki civa, belli bir yüksekliğine kadar düşerek üstünde pek az miktarda civa buharı hariç, bir vakum bırakır.

Atmosfer basıncını göstermek için, genellikle sıvıların basıncının derinlik ile değişmesi prensibinden yararlanılır. Örneğin 760 mm civa veya 10 m su gibi. Bu çeşit kullanımların basınç birimi olarak ifadesi ise

$$760 \text{ mm} \times 1 \text{ m}^2 = 0,76 \text{ m}^3$$

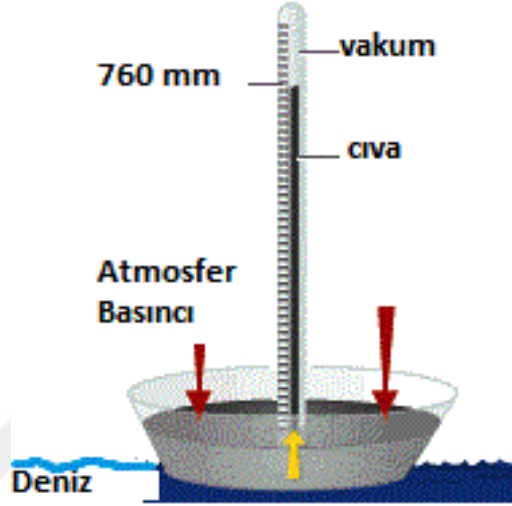
$$13,6 \times 9,81 = 133,4 \text{ kN/m}^3$$

Toplam ağırlık ise, $133,4 \times 0,76 = 101 \text{ kN/m}^2$ olur.

Burada 13,6 değeri civanın yoğunluğudur. Bulunan 101 kN/m^2 değeri deniz seviyesindeki atmosferik basınca karşılık gelir ve yaklaşık olarak 1 bar, 100 kN/m^2 değerine eşittir. Hava olaylarının tanımında kullanılmak üzere basınç değeri verilirken milibar birimi kullanılır [6].

Standart atmosfer basıncı deniz seviyesinde $2,116.22 \text{ lb/ft}^2$ ($1.01325 \times 10^5 \text{ N/m}^2$)' dir. Hareketsiz bir akışkanın herhangi bir noktasındaki basınç, akışkanın üzerindeki bu noktaya uyguladığı ağırlıktır. Yükseklik deniz seviyesinden itibaren arttıkça atmosferin tabakaları boyunca basınç yavaşça azalır. Troposfer tabakasının bitiminde basınç, deniz

seviyesindeki basıncın yaklaşık %20' si kadardır. Basıncıta meydana gelen değişim yoğunlukta meydana gelen değişim ile orantılı bir şekildedir [29].



Şekil 2.3. Cıvalı Barometre.

2.1.2.2. Sıcaklık

Standart atmosfer sıcaklığı deniz seviyesinde yaklaşık 59.0°F (15.0°C)' dir. Sabit bir değerden başlayarak yaklaşık olarak 36,000 feet (11 km) yüksekliğe kadar irtifa artarken sıcaklık azalır. Yükseklik ile sıcaklığın birbirlerine bağlı olarak değişim gösterdiği atmosferin bu tabakası troposfer olarak isimlendirilir. Bu tabakada seyreden bir uçak için sıcaklık farkı her 1000 feet' de yaklaşık olarak 2.0°F' dir. Troposfer tabakasını geçtikten sonra atmosferin diğer tabakası olan stratosfer bulunur ve bu katmanda sıcaklık -69.7°F (-56.5°C)' dir. Logaritmik değişiklik 75,500 feet (23 km) yüksekliğe kadar artsa da stratosferin alt kısımlarındaki sıcaklık hemen hemen sabittir. Atmosfer tabakasının üst limiti 45,000 feet (13.7 km)' dir ve bu seviyeden sonra stratosferin alt kısımlarında herhangi bir atmosferik özelliğe rastlanmaz [29].

2.1.2.3. Yoğunluk

Standart hava yoğunluğu deniz seviyesinde 0.0765 lb/ft³ (1.225 kg/m³)' tür. İrtifa yükseldikçe hava yoğunluğu azalır. Bu bağlantıyı anlayabilmek için, irtifaya bağlı olarak yoğunluğu düzenleyen iki temel denklem vardır. Hava bir gaz olarak işlenirken atmosfer

için ilk denklem yoğunluk (ρ), sıcaklık (T°) ve basınca (p) bağlı olarak Denklem 2.4 ile ifade edilebilir.

$$p = \rho RT^\circ \quad (2.4)$$

Burada R , evrensel gaz sabitidir. İkinci denklem, basınç değişim hızının, irtifa değişikçe atmosfer ağırlığına eşit olduğunu belirtir. Bu ifade Denklem 2.5' te verilmiştir.

$$\frac{dp}{dh} = -\rho g \quad (2.5)$$

Burada g , yer çekimi ivmesidir. Havanın durgun olduğu varsayıldığı için hava üzerindeki bütün kuvvetler dengede olmalıdır. Bu nedenle dikey kuvvetleri toplayarak statik basınç denklemi, Denklem 2.6' daki gibi verilebilir.

$$\frac{d\rho}{\rho} = \frac{dp}{p} - \frac{dT^\circ}{T^\circ} \quad (2.6)$$

Denklem 2.4 ve 2.5 birleştirilirse:

$$\frac{d\rho}{\rho} = - \left(\frac{g}{RT^\circ} + \frac{1}{T^\circ} \frac{dT^\circ}{dh} \right) dh \quad (2.7)$$

olur. Denklem 2.7 daha basit bir formda yazılabilir:

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\beta dh \quad (2.8)$$

β değeri Denklem 2.7' deki parantezli ifadeyi temsil etmektedir ve irtifanın karşılığıdır. Yoğunluk için bu diferansiyel form kullanılarak, atmosfer yerel olarak üssel bir atmosfer olarak gösterilebilir. β katsayısı, bazı küçük irtifa artışları üssünde sabit olarak kabul edilebilir. Stratosferik koşullar için entegre yoğunluk Denklem 2.9 ile bulunabilir.

$$\rho = \rho_0 e^{-\beta h} \quad (2.9)$$

Burada ρ_0 , referans seviyesindeki yoğunluktur ve h ise bu seviyede ölçülen irtifadır. Önceden belirtildiği gibi, stratosferin alt kısmında sıcaklık sabittir ve dolayısıyla g 'nin irtifaya göre değişimi ihmal edilirse $\beta = g/RT^\circ$ sabit kalır. Troposferde, T° irtifanın doğrusal bir fonksiyonudur ve β irtifanın fonksiyonudur.

1984 yılında Collins tarafından kullanılan atmosferik modeller, basınç ve yoğunluk arasındaki yukarıda bahsedilen ilişki ile yakından alakalıdır. Sabit sıcaklık gradyanı için Denklem 2.8’ de verilen dT°/dh değeri, deniz seviyesindeki değerler ile birleştirilirse troposfer modeli:

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{T_0}{T_0} h \right)^{-\frac{1}{T_0}(g/R+T_0)} \quad (2.10)$$

olur.

Bu denklem, standart atmosfere göre troposferdeki irtifa ile ilişkili yoğunluk değişmesi yasası olarak adlandırılır [29].

2.1.2.4. Viskozite

Viskozitenin anlaşılabilmesi, sıvıların akışkanlığını irdelemekle kolaylaşır. Bir sıvıya ait viskozite değeri yüksek ise o sıvının hareket kabiliyeti zayıf, yapışkan ve katı karakteristiği vardır denebilir. Viskozitesi düşük sıvıların hareket kabiliyeti daha iyidir ve daha az yapışkandır. Viskozite, akışkanın içerisine dağılmış bağıl hareket olarak yüzeysel stres şeklindedir. Dolayısıyla bir sıvının taşıyıcı yüzeyi üzerinde hareket ettiği bir hız gradyanı mevcuttur. Dinamik viskozite ile ölçülen μ değeri viskoz geriliminin hız gradyanına oranıdır. Havanın deniz seviyesindeki standart viskozite katsayısı 1.2024×10^{-5} lb/ft.sec (1.7894×10^{-5} N.s/m²)’ dir. μ katsayısı, sadece sıcaklığa bağlıdır ve troposferdeki irtifaya bağlı olarak sıcaklık azalırsa bu değerde azalır. Stratosferde bu değer sabittir [29]. μ ’ nün değerini hesaplamak için Denklem 2.11 kullanılır.

$$\frac{\mu}{\mu_0} = 0.081480723 \frac{T_0^{3/2}}{T_0 + 110.4} [N.s/m^2] \quad (2.11)$$

Burada μ_0 değeri deniz seviyesindeki standart viskozite katsayısını ifade etmektedir. μ değerinin havanın yoğunluğuna oranı kinematik viskozite olarak adlandırılır ve Denklem 2.12 ile bulunur.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.12)$$

2.1.2.5. Ses Hızı

Ses hızı, havada yolculuk ederken ortam koşullarında küçük bozulmanın derecesidir. Ses hızı, irtifa ve hata oran modeli ile ilişkilidir. Hız yaklaşık olarak 36,000 feet (11 km) irtifaya kadar sabit bir oranla azalır ve ardından stratosfer tabakasının alt kısımları boyunca sabit kalır. Ses hızı a ile ifade edilir ve a' 'nın başlangıç koşulu a_0 'dan hata oranı (λ) ile irtifanın çarpımının çıkarılmasına eşittir. Ses hızının bulunması ile ilgili denklem aşağıda verilmiştir [29]:

$$a = a_0 - \lambda(h) \quad (2.13)$$

Burada a , ses hızı ve a_0 deniz seviyesindeki ses hızıdır. λ hata oranını, h da irtifayı ifade etmektedir.

$$\lambda = \frac{6615 - 573.6}{36089} \quad (2.14)$$

Ses, rüzgarın arkadan esmesiyle aşağıya doğru yönelir. Önden esen rüzgar ise sesi yukarı doğru yönlendirir. Gündüz zeminin ısınmasıyla ses dalgaları ısının etkisiyle yukarı doğru yönelir. Gece ise soğuyan zemin tam tersi etki oluşturarak ses dalgalarının aşağı doğru yönelmesini sağlar ve ses dalgaları daha uzak noktalara ulaşır. Hareketli ses kaynağının hızı sesin yayılma hızını geçtiğinde ses, patlama şeklinde duyulur. Böyle bir ortamda ses dalgası konik bir alana yayılır ve bu durum şok dalgası olarak isimlendirilir. Cismin hızının ses hızına oranı ise Mach sayısı olarak bilinir [30].

2.2. Uçaklardaki Kayıt Cihazları

Halk arasında kara kutu olarak bilinen ve havayolu taşımacılığında kullanılan uçaklarda bulunması zorunlu olan iki farklı kayıt cihazı vardır. Bunlardan biri, kokpit ve etrafındaki sesler ile uçuş mürettebatı arasında veya uçuş mürettebatı ile kabin ekibi arasında gerçekleşen sesli iletişimin kayıt edildiği kokpit ses kayıt cihazı (Cockpit Voice Recorder, CVR), diğeri ise uçağın durum ve performans parametrelerinin kayıt edildiği uçuş veri kayıt cihazıdır (Flight Data Recorder, FDR). Kaza ve kırım hadiselerinden sonra bu cihazların bulunup analiz edilmesi, kazanın nedenlerini araştırma ve inceleme sürecinin en önemli bilgi kaynağını oluşturur. Meydana gelen uçak kazalarından sonra kazanılan

tecrübeler neticesinde kayıt cihazları, en az hasar alabilecekleri yer olan kuyruk bölümüne yerleştirilirler [31].

Eski nesil CVR' lar uçuşun son 30 dakikasını kaydederken, modern bir CVR son 2 saatlik süreyi kaydetme kapasitesine sahiptir. Bilgilerin kaydedildiği bellek dolunca yeni bilgiler, ilk baştaki veriler silinerek sonsuz döngü şeklinde bunların üzerine yazılır. Şekil 2.4' de ticari yolcu taşımacılığı yapan uçaklarda kullanılan CVR cihazı görülmektedir [31]. Uçak kazalarının yaklaşık %80' ini oluşturan insan faktörleri açısından, CVR' dan elde edilecek bilgiler, kaza araştırmaları sırasında kazanın neden oluştuğuna dair insan performansının değerlendirilmesi için paha biçilemez bilgiler sağlamaktadır.



Şekil 2.4. CVR

Motor durumu, yakıt durumu, hava hızı, yükseklik, konum, kontrol yüzeylerinin durumu gibi uçağın pek çok durum ve performans parametrelerinin kayıt edildiği FDR cihazı, uçağın operasyonunun tamamını kapsayacak şekilde 25 saatlik kaydetme kapasitesi ile üretilirler. CVR' da olduğu gibi kapasite dolunca yeni bilgiler eski bilgilerin üzerine yazılır. FDR cihazları kaza kırım durumunda kazaya hangi etkenin sebep olduğunu bulmaya yardımcı olurlar. Uçak operatörleri FDR verilerini belirli zaman aralıklarında toplayarak analiz eder ve uçak sistemleri ile motor performansını değerlendirme şansı bulurlar. Şekil 2.5' te tipik bir FDR cihazı görülmektedir [31].



Şekil 2.5. FDR

FDR ve CVR cihazlarının üzerinde bulunan sualtı konumlama vericisi (Underwater Locator Beacon, ULB), aktif hale geldiğinde belirli bir frekansta akustik sinyal yayar. Okyanus, deniz, göl gibi bölgelere düşen uçakların kayıt cihazlarının su altındaki yerlerinin tespit edilmesi amacıyla tasarlanmışlardır. ULB cihazlarının yaymış olduğu akustik sinyalleri algılayabilmek amacıyla arama kurtarma ekipleri özel cihazlar kullanırlar. ULB' lerin yer tespitinin yapılması demek uçak enkazının da yerinin bulunması anlamına gelir [31].

2.3. Yapay Sinir Ağları

İnsanoğlu bulunduğu ortamda ve çevresinde meydana gelen değişimlerle sürekli etkileşim halindedir. İnsan vücudu dış dünyadaki değişimlere adapte olabilmek için gelen değişiklikleri ve uyarıları sinirler tarafından algılamakta, karar mekanizması olan beyine aktarmaktadır. Beyin ise algıya karşılık en uygun tepkiyi oluşturmak için vücuttaki gerekli alt sistemleri aktive etmektedir. Bilim insanları işte bu karar mekanizması ve algıya karşı üretilen tepkileri uyarma sistemini matematiksel olarak formülasyona döküp, bu özellikleri taşıyan makinalar üretmeye çalışmışlardır. Bu özellikleri taşıyan sisteme de yapay zeka denir [3, 32, 33].

Yaygın olarak “sinir ağları” olarak adlandırılan YSA’ lar üzerindeki çalışmalar, insan beynindeki hesaplamaların geleneksel dijital bilgisayarlarla tamamen farklı bir şekilde hesaplanmasıyla meydana gelmiştir. YSA’ nın temeli ilk olarak 1940’ lı yıllardan sonra

atılmıştır. Hebb, McCulloch ve Pitts yaptıkları araştırmalarla her türlü mantıksal ifadeyi formülize etmenin yapay sinir hücreleri ile sağlanabileceğini göstermişlerdir [34].

1980' li yıllarda bilgisayar teknolojisinde meydana gelen ilerlemelerle birlikte YSA' daki çalışmalar ve gelişmeler de hız kazanmıştır [35]. 1991 ve sonrası içinse YSA' nın gelişim süreci devam etmektedir. Özellikle kompleks ve doğrusal olmayan çok değişkenli sistemler ile ilgili problemlerin çözülmesinde YSA etkili sonuç vermiştir [36].

2.3.1. YSA' nın Özellikleri

YSA' lar hesaplama ve bilgi işleme gücünü, paralel dağılmış yapısından, öğrenebilme ve genelleme yeteneğinden almaktadır. YSA' lar pek çok farklı disiplinde pek çok karmaşık problemi çözebilme imkanı sağlamaktadır. YSA' ların çok farklı alanlarda uygulama alanları bulmalarının nedeni yine kendilerine özgü özelliklerinden dolayıdır. Bu özellikler aşağıda verilmiştir.

2.3.1.1. Doğrusal Olmama

Ağın temelini oluşturan hücreler doğrusal olmadığından, bu hücrelerin birleşiminden meydana gelen YSA' lar da doğrusal değildir. Doğrusal olmama özelliği ağın tümüne yayılmıştır. Bu özelliğinden dolayı YSA' lar doğrusal olmayan karmaşık problemlerin çözümünde ve giriş çıkışı doğrusal olmayan sistemlerin modellenmesinde oldukça başarılı sonuçlar verir [3, 32].

2.3.1.2. Öğrenme

Modellenen sistemde istenen davranışın elde edilebilmesi için hücreler arasında doğru bağlantıların yapılması ve bağlantıların uygun ağırlıklara sahip olması gerekir. Bu amaçla YSA' nın ağırlıkları değiştirilir ki bu işlem öğrenme olarak tanımlanır. YSA' nın girişlerine uygulanan değerlere karşılık ürettiği çıkışlarla üretmesi istenen çıkışlar arasındaki eşleşme bu öğrenmeye bağlıdır ve çok küçük hataların olması beklenir [3, 32].

2.3.1.3. Genelleme

YSA, öğrenme aşamasında karşılaştığı giriş değerlerinin yanında karşılaşmadığı giriş değerlerine de uygun çıkışlar üretir. Daha önce karşılaşmadığı bir problem için uygun çözüm üretebilmesi YSA' nın genelleme özelliğine bağlıdır [3, 32].

2.3.1.4. Uyarlanabilirlik

YSA çözmek için eğitildiği problemde meydana gelen değişikliklere göre yeniden eğitilebilmekte ve ağırlıkları yeniden ayarlanabilmektedir [3, 32].

2.3.1.5. Hata Toleransı

Eğitim esnasında YSA' nın girişine uygulanan her türlü bilgi ağdaki tüm bağlantılara dağıtılmaktadır. Bu nedenle YSA' nın bazı bağlantıları ya da hücrelerinin işlevsiz kalması durumunda ağda istenen bilginin üretilmesi önemli oranda etkilenmez. Bu özelliklerinden dolayı bilinen tekniklere göre hatayı tolere etme kabiliyetleri oldukça yüksektir [3, 32].

2.3.1.6. Paralel İşlem Yapma

YSA' lar paralel yapılarından dolayı hızlı bilgi işleme yeteneğine sahiptirler. Bu nedenle YSA' lar gerçek zamanlı uygulamalarda tercih edilmektedirler [32, 33].

2.3.2. YSA' ların Gruplandırılması

YSA' lar kendisini oluşturan çok sayıda yapay sinir hücresinin ara bağlantısından meydana gelmektedir. Bu ara bağlantılar ağın yapısını belirler. Eğitim esnasında kullanılan algoritmalar bağlantıların nasıl kurulacağını belirler. YSA' lar ağın mimari yapısına, eğitimde kullanılan öğrenme algoritmasına ve öğrenme biçimine göre aşağıdaki gibi gruplandırılırlar:

- Ağın mimari yapısına göre YSA
 - İleri beslemeli (feed-forward) YSA
 - Geri beslemeli (feed-back) YSA
- Öğrenme algoritmalarına göre YSA

- Danışmanlı öğrenme
- Danışmansız öğrenme
- Takviyeli öğrenme
- Karma Strateji
- Öğrenme biçimine göre YSA
 - Çevrimiçi (on-line) öğrenme
 - Çevrimdışı (off-line) öğrenme

2.3.2.1. Ağ Mimarisine Göre YSA

2.3.2.1.1. İleri Beslemeli YSA

İleri beslemeli bir ağ yapısı katmanlar şeklinde düzenlenmiştir. Giriş, ara ve çıkış birimlerinden oluşur. Bu ağ yapısında ilk katman olan giriş katmanı, dış ortamdan aldığı bilgileri üzerinde herhangi bir değişiklik yapmadan ara katman aracılığıyla en son katman olan çıkış katmanına iletir. Yani ilk tabakalardan son tabakalara doğru ilerleyen tek yönlü bağlantılar mevcuttur. Geriye dönük bir bağlantı kurulması mümkün değildir. Bu yapısı nedeniyle ileri beslemeli YSA' lar, doğrusal olmayan statik bir davranış göstermekte ve statik sistemleri modellemek için kullanılmaktadır. Bu model özellikle nesne tanıma ve sinyal işleme gibi alanlarda yaygın olarak kullanılmaktadır. Çok katmanlı perseptron (Multi Layer Perceptron, MLP) ve LVQ (Learning Vector Quantization) ağları bu ağlara örnek gösterilebilir [32, 33].

2.3.2.1.2. Geri Beslemeli YSA

Geri beslemeli ağ yapısında girişten çıkışa doğru besleme olduğu gibi, çıkıştan da girişe doğru besleme vardır. Bu geri besleme, bir katmandaki hücreler arasında olduğu gibi katmanlar arasındaki hücreler arasında da olabilir. Geri beslemenin mevcudiyeti ağ üzerinde dinamik bir hafızanın olmasını mümkün kılar. Bu özelliği nedeniyle geri beslemeli YSA' lar, önceden tahmin uygulamalarında ve optimizasyon problemlerinin çözümünde tercih edilmektedir. Bu ağlara örnek Hopfield, Elman ve Jordan ağları gösterilebilir [32, 33].

2.3.2.2. Öğrenme Algoritmalarına Göre YSA

2.3.2.2.1. Danışmanlı Öğrenme

Bu tip öğrenmede, öğrenmesi için ağı girişine uygulanan girişe karşılık üretmesi istenen çıkış değerleri için veriler ağı sunulur. Ağın ürettiği çıktılar ile elde edilmesi istenen çıktılar arasındaki fark hata olarak tanımlanmaktadır. Bu hata miktarı hesaplanarak ağı ağırlıkları bir öğrenme algoritmasıyla sonradan düzenlenmektedir. Danışman, hata miktarının kontrol edilmesinde devreye girer ve değerlendirme yapar. Danışmanlı öğrenmeye örnek olarak geri yayılım (back propagation) algoritması ya da delta kuralı verilebilir [32, 33, 37].

2.3.2.2.2. Danışmansız Öğrenme

Bu öğrenmede ağı sadece giriş verileri tanımlanır ve elde edilmesi istenen çıktılar ile ilgili veriler girilmez. Ağ bağlantı ağırlıkları aynı özellikleri gösteren desenleri ayırabilecek şekilde düzenlenerek ya da girişlere bakılarak sonuç çıkarılmasıyla ağı öğrenmesi tamamlanır. Üretilen çıkışlarla, üretilmesi istenen gerçek çıkışları karşılaştırmak için danışmana ihtiyaç yoktur. Öğrenme işlemi bittikten sonra çıktılarının ne anlama geldiği kullanıcı tarafından etiketlenilmektedir [32, 33]. Adaptif rezonans teorisi (ART) ve öz-örgütlemeli haritalar (SOM) danışmansız öğrenmeye örnek gösterilebilir [32, 33, 37].

2.3.2.2.3. Takviyeli Öğrenme

Takviyeli öğrenmede ağı girilen girdilere karşılık bir çıktı üretilir. Yani beklenen çıktı değeri tam olarak bilinmez. Girdiler ile üretilen çıktının birbirleriyle uyumluluğu danışman (öğretmen) tarafından kontrol edilerek doğru veya yanlış şeklinde ağı bir sinyal gönderilir. Gelen bu sinyallerin değerlendirilmesi sonucu ağırlıklar güncellenir ve ağ öğrenme sürecini devam ettirir. Takviyeli öğrenmeye Boltzmann kuralı örnek verilebilir [38, 39].

2.3.2.2.4. Karma Strateji

Burada danışmanlı, danışmansız ve takviyeli öğrenme türlerinden birkaçını birlikte kullanarak öğrenme gerçekleştirilmektedir. Karma stratejiye radyal tabanlı YSA' lar ve olasılık tabanlı ağlar örnek verilebilir [37].

2.3.2.3. Öğrenme Biçimine Göre YSA

2.3.2.3.1. Çevrimiçi Öğrenme

Gerçek zamanda çalışan ağ, bir yandan fonksiyonları yerine getirmekte diğer yandan öğrenmeye devam etmektedir. ART ve Kohonen öğrenme kuralı, çevrimiçi öğrenme yöntemine örnek verilebilir [37, 38].

2.3.2.3.2. Çevrimdışı Öğrenme

Ağ kullanılmadan önce örnekler üzerinden eğitime alınmaktadır. Ağ gerçek zamanda çalışırken öğrenme olmamaktadır. Sisteme öğretilmesi gereken yeni bilgiler olduğu zaman ağ devreden çıkarılır ve çevrimdışı olarak ağ, yeniden eğitilir. Sonra sistem tekrar devreye sokulur. Bu tür öğrenmeye örnek olarak Delta öğrenme kuralı verilebilir [37, 38].

2.3.3. Öğrenme Algoritmaları

Bu tez çalışmasında en iyi 3 sonucu veren ve YSA' ların eğitiminde yaygın olarak kullanılan, Levenberg Marquardt (LM), Bayesian düzenleyici (BR) ve Broyden – Fletcher – Golgfarb – Shanno (BFGS) geri yayılım algoritmalarından aşağıda kısaca bahsedilmiştir.

2.3.3.1. Levenberg Marquardt Geri Yayılım Algoritması

Gauss-Newton ve Steepest-Descent (adım azaltmalı) algoritmalarının birleşiminden ortaya çıkmış algoritmadır. Birinci dereceden türev (Hessian) yaklaşımı üzerine dayanan oldukça hassas bir tekniktir. Oldukça başarılı bir optimizasyon metodu olan Levenberg Marquardt (LM) algoritması, öğrenmede kullanılan geri yayılım algoritmasının farklı öğrenme tekniklerinden birisidir [37, 38, 40]. Hızlı öğrenme ve iyi yakınsayabilme özelliği bu öğrenme algoritmasının seçilme sebeplerindendir.

Performans fonksiyonu kareler toplamı biçimine sahip olduğunda Hessian matrisi;

$$H = J^T J \quad (2.15)$$

ile tahmin edilir ve gradyan ise,

$$g = J^T e \quad (2.16)$$

olarak hesaplanır [37]. Denklem 2.15 ve 2.16' daki J ağda yer alan ağırlık ve biaslara ait hataların ilk türevlerini içeren Jacobian matrisini, e ağ hata vektörünü ve T matris transpozisini temsil eder. Bu metot ile performans fonksiyonu algoritmanın her iterasyonunda azalan bir eğim gösterir ve J matrisini (Hessian matrisi yerine) kullanır. Buna göre LM algoritmasında hesaplama işlemi;

$$X_{k+1} = X_k - [J^T J + \mu I]^{-1} J^T e \quad (2.17)$$

ile ifade edilir. Burada μ , Marquardt parametresi ve I da birim matristir. Eğer μ büyükse, minimum yaklaşım adımı küçük olur. Bu yüzden, her başarılı adımda μ değeri azaltılmalıdır. Eğer performans değeri artıyorsa μ artırılmalıdır.

2.3.3.2. Bayesian Düzenleyici Geri Yayılm Algoritması

Bayesian düzenleyici (Bayesian Regularization, BR) algoritması, LM algoritmasını kullanarak ağırlıkların ve kutuplama özelliklerini değerlendirerek yenileyen bir algoritmadır. Ağırlıkların ve karesel hataların doğrusal birleşimini düşüren BR algoritması, ardından en az hata ile çıkış bilgisi oluşturacak ağ yapısını üretmek üzere ağırlıklar ve karesel hatalar arasındaki doğru birleşimini tayin eder. Aşağıda BR algoritmasının kullandığı çözüm denklemleri verilmiştir:

$$J_J = J_X * J_X$$

$$J_E = J_X * E \quad (2.18)$$

$$dX = -(J_J + I * \mu) / J_E$$

Burada X ağırlıklar ve kutuplama değerleri, E ağ hatası, I özdeş matrisi ifade etmektedir. Denklemden yer alan μ parametresine farklı değerler verilerek algoritmanın hız ve hafıza kullanımı arasında bir uygunluk aranır. BR algoritması kullanılırken istenilen değere ulaşıncaya kadar yeterli sayıda parametrenin eğitilmesine devam etmek gerekir. Adım büyüklüğünün en yüksek noktaya ulaşması, karesel hataların toplamalarının birkaç

iterasyondan sonra aynı kalması gibi durumlar, algoritmanın en optimum çözümü bulduğunun delilidir [32, 33].

2.3.3.3. Broyden-Fletcher-Golgarb-Shanno Geri Yayılım Algoritması (BFGS)

Sayısal optimizasyonda Broyden - Fletcher - Goldfarb - Shanno (BFGS) algoritması, Quasi Newton yöntemine benzemekte olup sınırlandırılmamış doğrusal olmayan optimizasyon problemlerini çözmek için yinelemeli bir yöntemdir ve fonksiyonun durağan bir noktasını arar. Bu tür problemlerde optimizasyon için gerekli olan koşul gradyanın sıfır olmasıdır. BFGS algoritması birinci ve ikinci dereceden türevlere göre işlemler yaparlar.

BFGS algoritması, birleşik gradyan algoritmalarına nazaran daha fazla hesaplama yapar ve haliyle daha fazla hafızaya ihtiyaç duyar, böylece çok daha çabuk sonuç bulur. BFGS algoritmasının kullandığı çözüm denklemi Denklem 2.19 ile verilmiştir.

$$X = X + a * dX \quad (2.19)$$

Burada X , ağırlıklar ve kutuplama değerleri ile gösterilecek olursa BFGS algoritması kullanılarak X' in türevleri hesaplanır. dX değeri, araştırma yönü olarak isimlendirilirken, a parametresi, araştırma yönündeki performansı en küçük değerde tutmak için kullanılmıştır [32, 33].

2.3.4. YSA' ların Uygulama Alanları

YSA' lar çok boyutlu, doğrusal ve kesin olmayan, hata olasılığı yüksek, karmaşık, eksik verilerin bulunduğu, çözümde matematiksel modele ve algoritmaya ihtiyaç duyulmayan uygulamalarda yaygın olarak kullanılmaktadır [37]. YSA' ların uygulandığı alanlardan en yaygın olanları aşağıdaki gibi listelenebilir [41].

a) Yapay Sinir Ağlarının Kullanıldığı Teorik Uygulamalar

- Doğrusal olmayan sistem modelleme
- Akıllı kontrol
- Sinyal filtreleme ve doğrusal olmayan sinyal işleme

- Optimizasyon
- Probabilistik fonksiyon kestirimleri
- Sınıflandırma
- Örüntü tanıma, ilişkilendirme ve eşleştirme

b) Yapay Sinir Ağlarının Kullanıldığı Pratik Uygulamalar

- Kimyasal proseslerin modellenmesi
- Akıllı araçlar ve robotlar için optimum rota belirleme
- Robotlarda görme sistemlerinin ve hareket mekanizmalarının kontrol edilmesi
- Makina, sistem ve süreçler için arıza tespiti
- İletişim kanallarındaki ekoların filtrelenmesi, anahtarlama ve yoğunluğun kontrolü
- Hedef tanıma ve takip sistemleri
- Radar ve sonar sinyallerinin sınıflandırılması
- Radar ve görüntü sinyalleri işleme
- Güvenlik sistemlerinde konuşma ve parmak izi tanıma
- Mekanik parçaların ömürlerinin ve kırılmalarının tahmin edilmesi
- Endüstriyel ürünlerin görsel kalite kontrolü ve imalatta meydana gelen hataların tespiti
- Kredi kartı hilelerinin tespiti
- Döviz kuru tahminleri, risk analizleri

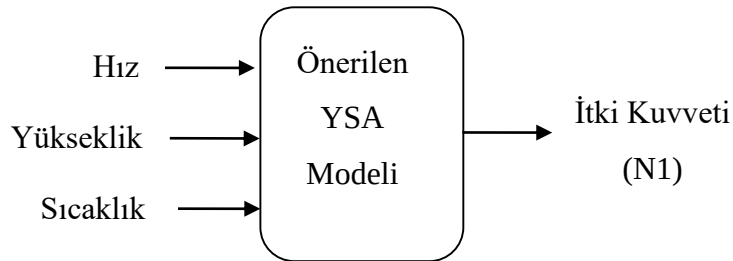
3. BÖLÜM

YSA KULLANARAK UÇAKLARDAKİ İTKİ KUVVETİNİN HESAPLANMASI

3.1. Önerilen YSA Modeli

Bu tez çalışmasındaki amaç, uçağın kontrol parametreleri kullanılarak itki kuvveti olan N1 değerinin tahmin edilmesidir. Bu doğrultuda ilk olarak tahmin için zeki optimizasyon yöntemlerinden literatürde en çok kullanılan ve tatmin edici sonuçlar üreten YSA tercih edilmiştir. İkinci aşamada Airbus A319 uçağına ait uçuş verileri derlenmiş ve itki kuvvetini etkileyen uçuş kontrol parametrelerinden hız, yükseklik ve sıcaklık değerleri YSA için giriş parametreleri olarak seçilmiştir. Daha sonra bu giriş parametrelerindeki değişimlere karşılık itki kuvvetinin değişimleri belirlenmiştir. Sonuç olarak eğitilecek YSA modelleri için Şekil 3.1’ de görüldüğü üzere uçuş sırasında kaydedilmiş olan hız, yükseklik ve sıcaklık değerleri giriş, bunlara karşılık gelen itki kuvveti olan N1 değerleri de çıkış verisi olarak belirlenmiştir.

Airbus A319 uçağının kara kutusundan elde edilen toplam 15670 veri setinin 12889 adeti eğitim verisi olarak 2781 adeti de test verisi olarak kullanılmış olup, bu eğitim ve test verileri veri seti içerisinde rastgele seçilmiştir.



Şekil 3.1. Eğitilen YSA modellerinin blok gösterimi.

3.2. Eğitilen YSA Modellerinin Performanslarının Değerlendirilmesi

Herhangi bir tahmin modelinin performansı, tahmin edilen değer ile gerçek değer birbirine ne kadar yakın ise o kadar iyidir. Diğer bir deyişle gerçek değer ile tahmini değer arasındaki fark küçük olmalıdır. Bu fark, hata olarak tanımlanır. Eğitim sonunda bu hatanın kabul edilebilir düzeye indirilebilmesi, ağırlık ve eşik değerlerinin iteratif olarak değiştirilmesi ile mümkündür. Böylece başlangıçta rastgele atanan ağ modeli içerisindeki bağlantı ağırlıkları, hata istenen sınırlara ulaşıncaya kadar güncellenmektedir [42]. YSA modellerinde bu hata, performans fonksiyonu ile gerçekleştirilmektedir. Bu çalışmada performans fonksiyonu olarak ortalama karesel hata (Mean Squared Error, MSE) ve ortalama % bağıl hata seçilmiştir.

3.2.1. Ortalama Karesel Hata

Ortalama karesel hata (Mean Squared Error, MSE), regresyon çizgisinin uyum iyiliği hakkında bilgi sağlayan bir değerdir. MSE değeri ne kadar küçük olursa, o kadar iyi uyum sağlar. Tüm veri noktalarının tam olarak regresyon çizgisinde olduğu düşünülürse bu, tüm noktalar için 0 artık hata değerini verecek ve MSE hesaplaması da en küçük MSE değeri olan 0 olacaktır [43].

Çıkış katmanındaki nöronların hepsine ait genel bir hata değerini ifade eden MSE aşağıdaki şekilde tanımlanmaktadır.

$$MSE = E(w) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (O_k^d - O_k)^2 \quad (3.1)$$

Bu ifadede verilen O_k^d , istenilen çıkış değeri, O_k , tahmini çıkış değeri ve N ise örnek sayısıdır. Hata değeri olan $E(w)$, hedef çıktı ile ağ çıkışı arasındaki fark olarak hesaplanır. Bu hataların toplamının ortalamasının en aza indirilmesi istenir [42].

3.2.2. Ortalama % Bağıl Hata

Ortalama bağıl hata, ölçülen büyüklüğün gerçek değerine ne kadar yaklaştığını gösteren bir hata çeşididir. Genelde çoğu problemde ortalama bağıl hata, ortalama mutlak hatadan daha fazla anlam ifade etmektedir. Ortalama bağıl hata, Denklem 3.2' deki gibi ifade edilir.

$$\mathcal{E}_b = \frac{|y_g - y_y|}{y_g} \quad (3.2)$$

Bu ifadede verilen $\mathcal{E}_b$, ortalama bağıl hata, y_g , gerçek değer, y_y ise yaklaşık değerdir.

Ortalama % bağıl hata, ortalama bağıl hatanın 100 ile çarpılmasıyla bulunur. Örneğin, bir füzenin menzilin gerçek değeri 5000 km ise ve yapılan hesaplamalarda bu 4999 km olarak bulunuyorsa, buradaki gerçek hata, $5000 - 4999 = 1$ ' dir. Ancak daha iyi bir değerlendirme yapabilmek için yüzde olarak hataya bakıldığında bu değer % 0.02 olarak çıkmaktadır ve bu değer, hatanın büyüklüğünü daha net ortaya koymaktadır [42, 44].

3.3. YSA İle Gerçekleştirilen Modelleme Sonuçları

Bu tez çalışmasında kullanılan YSA modeli, ileri beslemeli çok katmanlı YSA modelidir. Bu model, giriş katmanı, 2 ara katman ve çıkış katmanından oluşmaktadır. Ara katman olarak her bir ara katman için en çok 20 nöron olmak üzere toplam en çok 40 nöron kullanılmıştır. Eğitimde 3 farklı aktivasyon fonksiyonu kullanılmış olup, bunlar gizli katman için hiperbolik tanjant sigmoid (tansig) ile logaritmik sigmoid (logsig) fonksiyonlarıdır. Bu fonksiyonlar, eğitimde kullanılan 8 farklı algorithmada tek tek tekrarlanmıştır. Çıkış fonksiyonu ise doğrusal (purelin) fonksiyondur. Kullanılan algoritmaların listesi Tablo 3.1' de verilmiştir.

Bu tez çalışmasında 8 eğitim algoritması kullanılarak en iyi sonuçların hangi aktivasyon fonksiyonundan, kaç nöron ile ve hangi algorithmadan elde edildiği Tablo 3.2' de verilmiştir. Tablo 3.3' de ise her algorithmadan elde edilen en iyi test MSE hatası, eğitim MSE hatası ve ortalama % bağıl hata değerleri yer almaktadır. Tabloya göre en iyi sonuç, Levenberg-Marquardt Geri Yayılım Algoritması ile eğitilen ağ modeline aittir. Bu model ile yapılan tahmin işleminde en küçük MSE hatası 1,2948 olarak, en küçük ortalama % bağıl hata da %1,3502 olarak bulunmuştur. Şekil 3.2' de LM ile eğitilen modele ait çıkışlar ile gerçek çıkışların karşılaştırmalı grafiği verilmiştir.

Tablo 3.1. Kullanılan eğitim algoritmaları.

Matlab Algoritması	Açıklama	Kısaltması
trainbfg	Broyden, Fletcher, Goldfarb ve Shanno Algoritması	BFGS
trainbr	Bayesyen Regülerizasyon Algoritması	BR
traincgb	Eşleştirmeli Eğitim Algoritması (Powell-Beale)	CGB
traincgf	Eşleştirmeli Eğitim Algoritması (Fletcher-Reeves)	CGF
traincgp	Eşleştirmeli Eğitim Algoritması (Polak-Ribiere)	CGP
trainlm	Levenberg-Marquardt Geri Yayılım Algoritması	LM
trainrp	Esnek Yayılım Algoritması	RP
trainscg	Ölçeklendirilmiş Eşleştirmeli Eğitim Algoritması	SCG

Hız, yükseklik ve sıcaklığa bağlı olarak itki kuvveti N1' in tahmini için eğitilecek YSA modelleri için hazırlanan eğitim ve test verileri ilk olarak (-1)-(+1) aralığı için normalize edilmiştir. Bu normalize değerler kullanılarak eğitilen YSA modellerinin ürettiği çıkışlar tekrar denormalize edilmiştir. Denormalize edilen değerlerle hatalar hesaplanmıştır. MSE hatasının yüksek olmasının sebebi, veri setindeki verilerin genliklerinin yüksek olmasıdır.

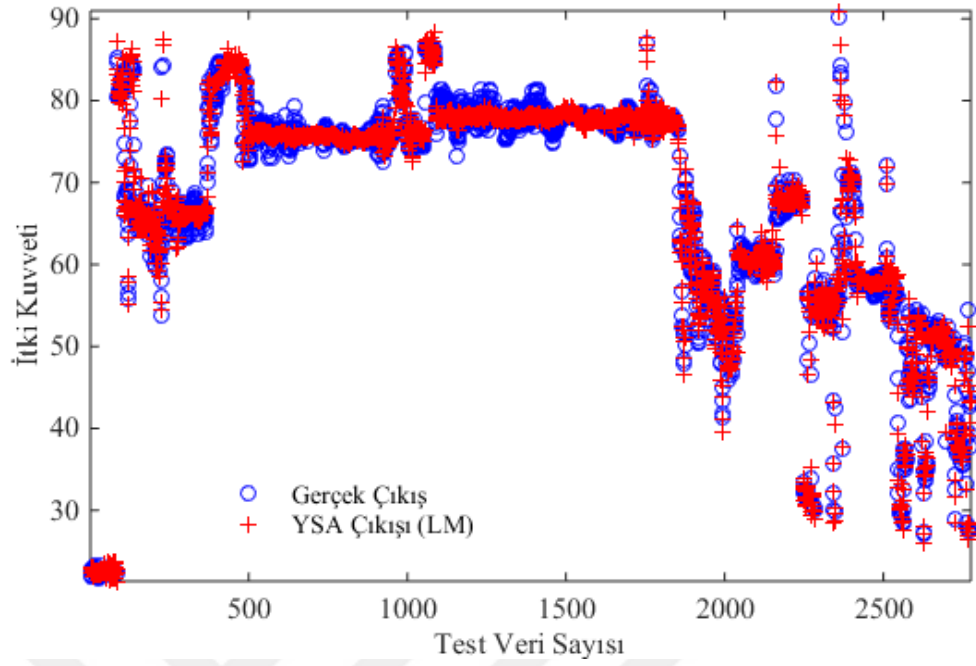
Tablo 3.2. En iyi test sonuçları üreten ağ modellerinin yapıları.

Algoritma	Katmanlardaki Nöron Sayısı	Katmanlardaki Aktivasyon Fonksiyonları
LM	20x20	Tansig x Logsig
BR	20x20	Tansig x Logsig
BFGS	20x20	Tansig x Tansig
CGP	20x13	Tansig x Tansig
CGB	20x10	Tansig x Logsig
SCG	17x20	Tansig x Tansig
CGF	19x9	Tansig x Tansig
RP	19x17	Tansig x Tansig

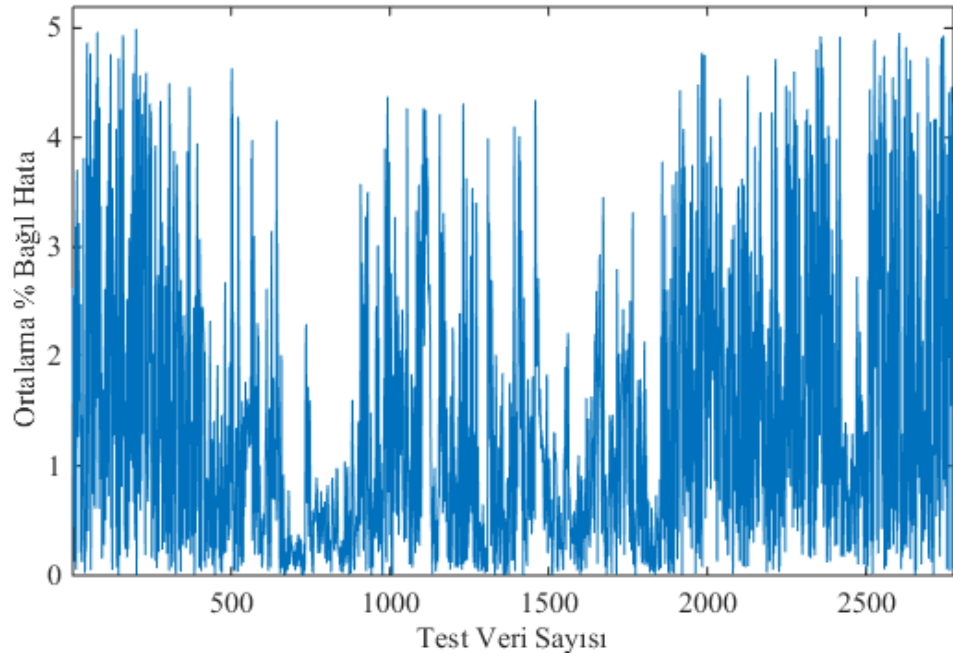
Eğitim sonucunda ortalama yüzde bağıl hata %5'in altında bulunmuş olup, en iyi sonuç %1,3502 ile LM algoritmasıyla eğitilen modelden elde edilmiştir ve grafiği Şekil 3.3' de gösterilmiştir. Şekil 3.4 ve Şekil 3.5' de LM' den sonra en iyi sonuçları veren BR ve BFGS algoritmalarıyla eğitilen modellerin ürettiği sonuçların karşılaştırmalı grafikleri ile ortalama % bağıl hata grafikleri verilmiştir. Bu grafikler ile Şekil 3.2 ve Şekil 3.3 karşılaştırıldığında LM algoritmasıyla eğitilen modelin en iyi sonucu ürettiği açıkça görülmektedir.

Tablo 3.3. En iyi test sonuçlarını üreten modellerin eğitim algoritmaları.

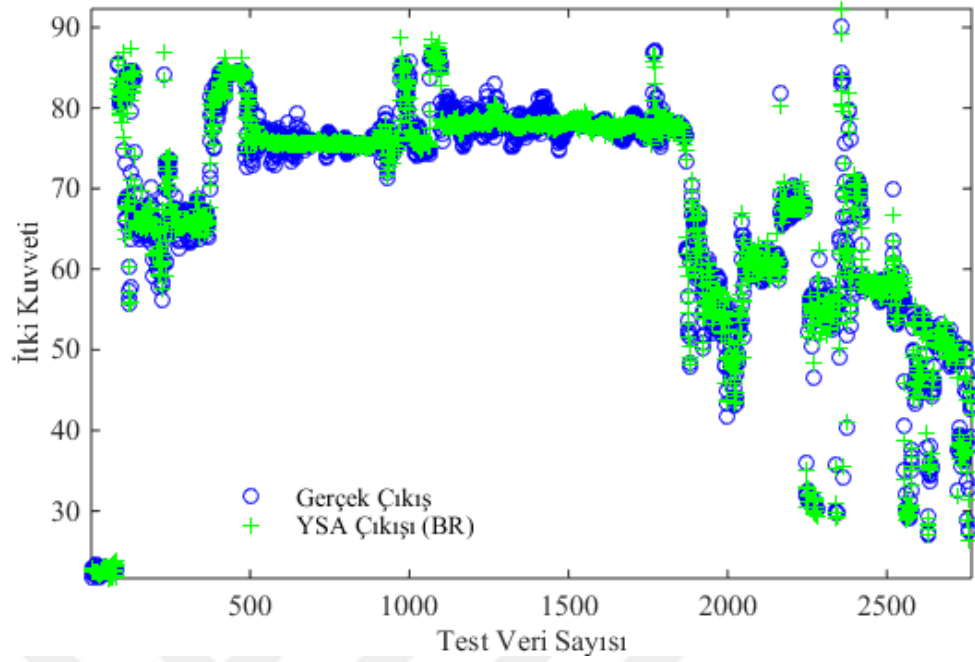
Algoritma	Test MSE Hata Oranı	Eğitim MSE Hata Oranı	Ortalama % Bağıl Hata Oranı
LM	1,2948	0,008219	1,3502
BR	1,3677	0,007676	1,3981
BFGS	1,6803	0,019289	1,5091
CGP	1,8149	0,026506	1,5357
CGB	1,8819	0,02489	1,5917
SCG	1,8867	0,025461	1,5997
CGF	1,9434	0,026515	1,6248
RP	2.0199	0,024181	1,6626



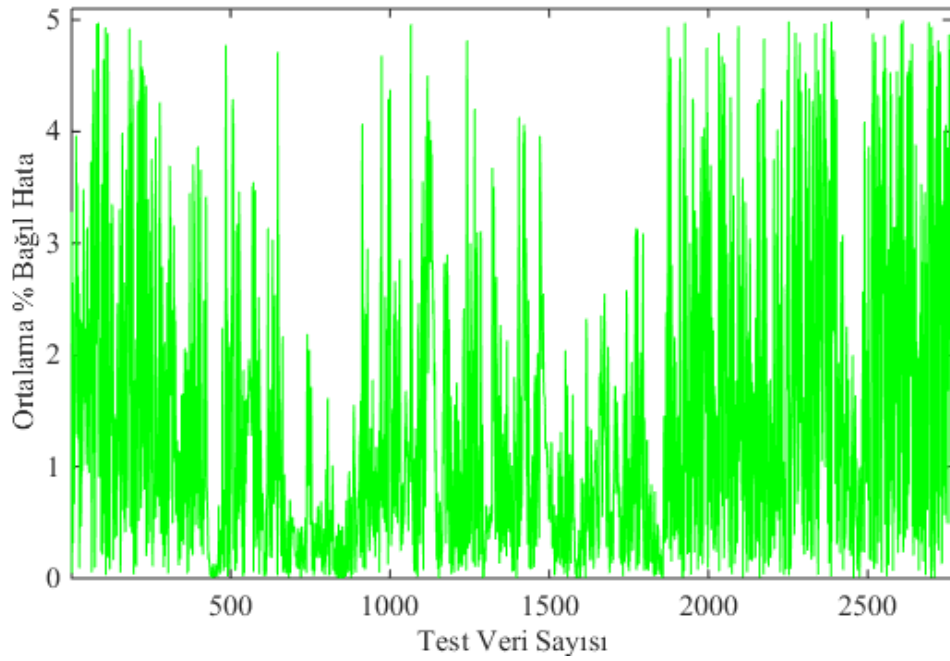
Şekil 3.2. LM algoritması ile eğitilen ağ modelinin ürettiği çıkışlar ile gerçek çıkışların karşılaştırılması.



Şekil 3.3. LM algoritması ile eğitilen ağ modelinin test çıkışlarına ait ortalama % bağıl hata değerleri.

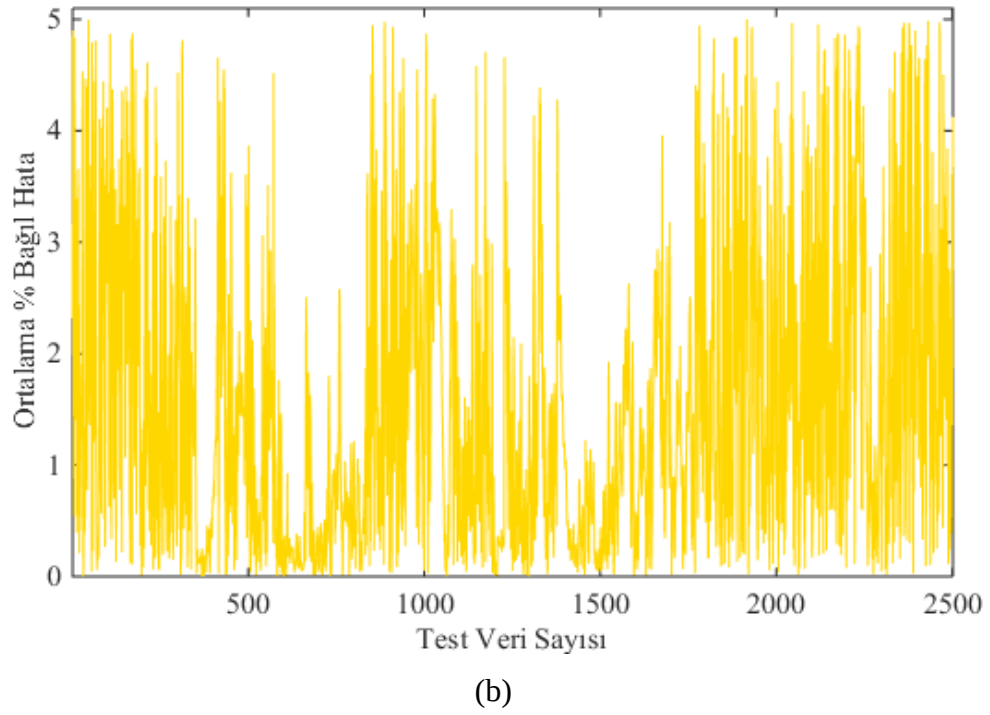
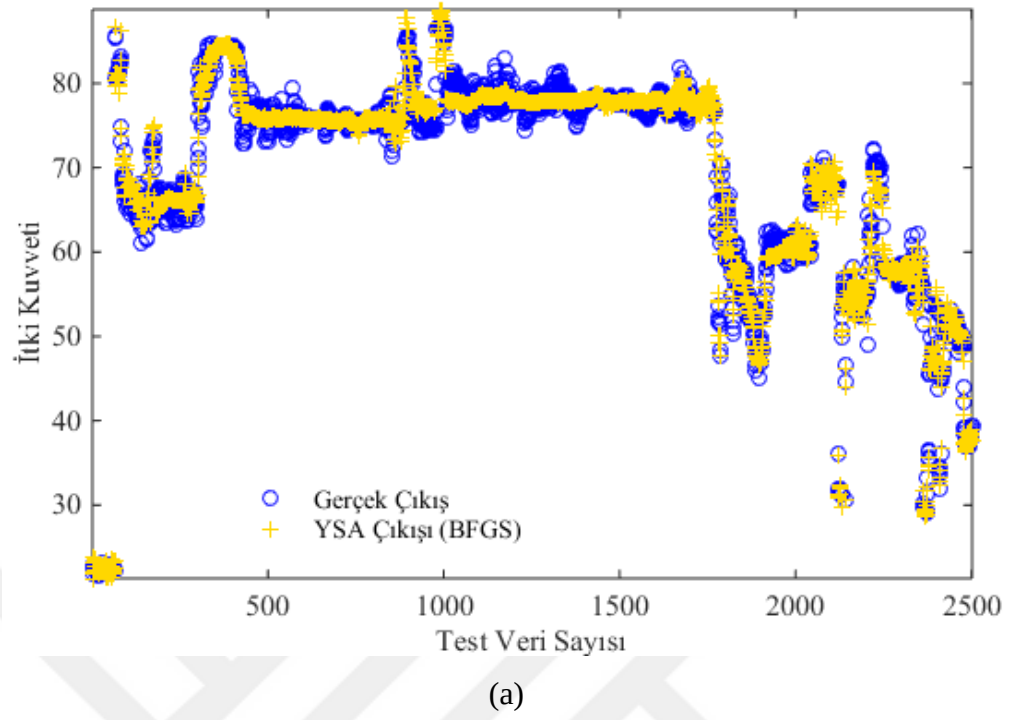


(a)



(b)

Şekil 3.4. BR algoritması kullanılarak eğitilen ağ modeline ait, (a) Çıkış verileri, (b) Ortalama % bağlı test hatası.



Şekil 3.5. BFGS algoritması kullanılarak eğitilen ağ modeline ait, (a) Çıkış verileri, (b) Ortalama % bağlı test hatası.

4. BÖLÜM

TARTIŞMA-SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1. Tartışma

Gelişen dünyada iletişim ve ulaşım insanlar için önem kazanmıştır. İletişim teknolojileri ve farklı seyahat araçları sayesinde uzak mesafeler artık kısalmıştır. Hem hızlı hem de güvenli seyahat açısından uçaklar ön plana çıkmaktadır. Uçağın uçabilmesi için ileri doğru bir itki kuvvetine ve uygun bir hücum açısına sahip olması gerekmektedir. Bu itki kuvvetini ise uçak motorları sağlamaktadır. Uçak motorlarının itki kuvvetini üretmesini ise sıcaklık, yükseklik, yoğunluk, basınç, hız, Mach sayısı gibi faktörler etkilemektedir. Uçağın emniyetli bir şekilde kalkması için itki değerini pilot belirler. Ama bunun için de pilotun motorun gerçek itki değerini bilmesi gerekmektedir. Bu yüzden itki kuvveti, uçağın havada stall' a girmesini önlemek ve uçuşun güvenli bir şekilde yapılabilmesi için dikkatle takip edilmelidir.

4.2. Sonuç ve Öneriler

Bu tez çalışmasında, uçuş kontrol parametrelerinden hız, yükseklik, sıcaklık incelenerek, bu parametre değerlerinin uçağın itki kuvvetini nasıl etkilediği ve bu kuvvet değerinin zeki optimizasyon yöntemlerinden YSA kullanılarak tahmin edilmesi üzerinde durulmuştur. YSA' nın eğitiminde ve testinde Airbus A319 uçağının kara kutusundan alınan gerçek verilerle çalışılmıştır. İtki kuvvetinin YSA ile tahmin edilmesinde 8 farklı eğitim algoritması kullanılmış ve bu algoritmaların listesi Tablo 3.1' de verilmiştir. Bu algoritmalar, her birinde en çok 20 nörondan oluşan 2 ara katmandan oluşan yapılarda aktivasyon fonksiyonları değiştirilerek en iyi sonuç elde edilmeye ve en iyi model bulunmaya çalışılmıştır. Bunun için 12889' si eğitim verisi, 2781' i test verisi olmak üzere toplam 15670 veri seti ile çalışılmıştır.

8 farklı eğitim algoritması ile yapılan çalışmada en iyi sonucu, LM algoritması ile eğitilen ağ modeli vermiştir. LM algoritması, hızlı öğrenme kabiliyetine, daha iyi yakınsama özelliğine sahiptir. Tablo 3.2’ de görüldüğü gibi LM algoritması ile eğitilen ağ modeli, ilk ara katman-ikinci ara katmanda 20x20 nöron sayılarına ve tanjant sigmoid ve logaritmik sigmoid aktivasyon fonksiyonlarına sahiptir. Tablo 3.3’ de görüldüğü gibi bu modele ait test MSE hatası 1,2948 ve ortalama % bağıl hatası %1,3502 olarak bulunmuştur.

İtke kuvvetinin YSA ile tahmininde en iyi ikinci sonuç, BR algoritması ile eğitilen ağ modelinden elde edilmiştir. Bu modelden elde edilen sonuç, önceki modelde olduğu gibi 20x20 nöron sayılarına ve tanjant sigmoid ve logaritmik sigmoid aktivasyon fonksiyonlarına sahiptir. Bu modelden elde edilen hata değerleri Tablo 3.3’ de verilmiş olup, test MSE hatası 1,3677 ve ortalama % bağıl hatası ise %1,3981’ dir.

İtke kuvvetinin YSA ile tahmininde kullanılan diğer eğitim algoritmaları sırayla, BFGS, CGP, CGB, SCG, CGF ve RP şeklindedir.

Şekil 3.2’ deki tahmini çıkışları üreten ve LM algoritması ile eğitilen ağ modeli ile Şekil 3.4’ deki ikinci en iyi sonucu veren modelden elde edilen grafikler karşılaştırıldığında LM modelinden elde edilen YSA çıkışı ile gerçek itke kuvvet çıkışının sonuçlarının birbirlerine daha iyi yakınsadığı görülmektedir. Önerilen bu YSA modeli ile itke kuvvetinin kolayca tahmin edilerek, uçağın havada stall’ a girmesinin önlenilebileceği ve uçuşun güvenli bir şekilde yapılabilmesine yardımcı olacağı açıkça görülmektedir.

İtke kuvvetinin tahmin edilmesi konusunda gelecekte yapılacak çalışmalarda aşağıdaki iyileştirmeler yapılabilir;

- Farklı zeki optimizasyon yöntemleri kullanılarak sonuçlar irdelenebilir.
- Bu tez çalışmasında ağ modellerinin eğitimi sırasında tanjant sigmoid ve logaritmik sigmoid aktivasyon fonksiyonları kullanılmıştır. Diğer aktivasyon fonksiyonları da kullanılabilir.
- Bu tez çalışmasında YSA’ nın eğitimi sırasında 3 giriş değişkeni kullanılmıştır. Bu giriş değişkenlerinin sayısı artırılarak daha iyi sonuçlara ulaşılabilir.

KAYNAKLAR

1. Kılıç, E., 2017. Türkiye' nin Orta Ve Kısa Menzilde Yer Alan Ülkelerle Olan Mevcut Hava Yolu Ulaştırma Ağı; Bu Ağın Türk Dış Politikalarına Ve Ticaretine Etkisi. İstanbul Üniversitesi, Sosyal Bilimler Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul, 199 s.
2. Akbulut, U., 2011. Uçaklar nasıl uçar. (Web sayfası: <http://www.uralakbulut.com.tr/wp-content/uploads/2009/11/U%C3%87AKLAR-NASIL-U%C3%87UYOR-ARALIK-2011.pdf>), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
3. Zurada, J. M., 1992. Introduction to Artificial Neural Networks. West Publishing Company, USA, 764 pp
4. Boyne, W. J., Vance, J. E., Airplane (Web page: <https://www.britannica.com/technology/airplane>), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
5. Türk HavaYolları Eğitim Merkezi, 2003. Uçak Teknik Temel Motor Kitabı. Türk Hava Yolları Eğitim Akademisi Yayınları No: TEK 101(8), İstanbul, 188s,
6. MNG Teknik Eğitim Merkezi, 2005. Uçak Teknik Temel Motor Kitabı. MNG Teknik Eğitim Merkezi Yayınları, İstanbul, 227s.
7. Şöhret, Y., Karakoç, T. H., 2014. Gaz türbinli uçak motorlarının termodinamik modellenmesi. **Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi**, 1 (2): 29-36.
8. Mattingly, J. D., 2006. Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets. AIAA Education Series, Virginia, 869 pp
9. Kerrebrock, J. L., 1992. Aircraft Engines and Gas Turbines. MIT Press, Cambridge, 494 pp.
10. Lange, R. H., 1986. A review of advanced turboprop transport aircraft. **Progress in Aerospace Science**, 23 (2): 151-166.

11. Saravanamuttoo, H. I. H., 1987. Modern turboprop engines. **Progress in Aerospace Science**, **24** (3): 225-248.
12. Badalov, M., 2004. Yapay Sinir Ağları Temelinde Uçağın Yanlamasına ve Uzunlamasına Hareket Kontrolü. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul, 76 s.
13. Konar, M., 2010. Bulanık Mantık ve Yapay Sinir Ağları Kullanılarak Uçuş Kontrol Sistemlerine Ait Bazı Parametrelerin Hesaplanması. Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri, 80 s.
14. Fenar, S., 2016. Uçaklarda Uçuş Esnasında Meydana Gelebilecek Buzlanma Risk Derecesinin YSA Kullanılarak Tahmin Edilmesi. Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri, 87 s.
15. Karatay, E., 2015. Çeşitli Kanat Profillerinin Aerodinamik Parametrelerinin Yapay Sinir Ağları İle Belirlenmesi. Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri, 81 s.
16. Özer, N. F., 2015. Küçük Bir İHA Turbojet Motoruna Ait Çeşitli Parametrelerin Performans Takibi ve Analizi. Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Eskişehir, 111 s.
17. Ghorbanian, K., Gholamrezaei, M., 2009. An artificial neural network approach to compressor performance prediction. **Applied Energy**, **86** (7-8): 1210-1221.
18. Bamberger, K., Carolus, T., 2013. Performance prediction and optimization of low pressure axial fans by artificial neural networks, 1-11. *10th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics & Thermodynamics*, April 15-19, 2013, Lappeenranta, Finland.
19. Sayin, C., Ertunc H. M., Hosoz, M., Kilicaslan, I., Canakci, M., 2007. Performance and exhaust emissions of gasoline engine using artificial neural network. **Applied Thermal Engineering**, **27** (1): 46-54.

20. Şamlıoğlu, O., 2002. A Neural Network Approach for Helicopter Airspeed Prediction. University Circle Monterey, Naval Postgraduate School, California USA, 138 pp.
21. Baomar, K., Bentley, P. J., 2017. Autonomous navigation and landing of airliners using artificial neural networks and learning by imitation. *2017 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence (SSCI)*, Nov. 27 Nov.-Dec. 1, 2017, Honolulu USA.
22. Trani, A. A., Wing-Ho, F. C., Schilling, G., Baik, H., Seshadri, A., 2004. A neural network model to estimate aircraft fuel consumption. *AIAA 4th Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Forum 20*, September 20-22, 2004, Chicago.
23. Airspeed. (Web sayfası:
<http://www.wikizeroo.net/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvQWlyc3BlZWQ>), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
24. Megep, 2011. Uçak Bakım, Alet sistemleri-I. T. C. Milli Eğitim Bakanlığı, Ankara, 78 s.
25. Airspeed. (Web sayfası:
<http://www.wikizeroo.net/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvQWlyc3BlZWQ>), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
26. Altitude. (Web sayfası:
<http://www.wikizeroo.net/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvQWx0aXR1ZGU>), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
27. Radyo altimeter. (Web sayfası:
<http://www.wikizeroo.net/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvUmFkYXJfYWx0aW1ldGVy>), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
28. Total air temperature. (Web sayfası:
<http://www.wikizeroo.net/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWE>

- ub3JnL3dpa2kvVG90YWxfYWlyX3RlbXBldmF0dXJl**), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
29. Schilling, G. D., 1997. Modeling Aircraft Fuel Consumption With A Neural Network. Virginia Polytechnic Institute And State University, Master Of Science In Civil Engineering, Virginia, 123 pp.
 30. Ses hızı. (Web sayfası: **<http://www.wikizero.biz/index.php?q=aHR0cHM6Ly90ci53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvU2VzX2jEsXrEsQ>**), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
 31. Australian Transport Safety Bureau, 2014. Black box flight recorders. (Web sayfası: **<https://www.atsb.gov.au/publications/2014/black-box-flight-recorders/>**), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
 32. Dalkıran, İ., 2003. Yapay Zeka Teknigi Kullanan Bilgisayar Tabanlı Yüksek Hassasiyetli Sıcaklık Ölçme Birimi Tasarımı. Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri, 80 s
 33. Ham, F. M., Kostanic, I., 2001. Principles of Neurocomputing for Science and Neurocomputing. Mcgraw-Hill Higher Education, New York, 672 pp.
 34. Anderson, D., McNeill, G., 1992. Artificial Neural Networks Technology. A DACS (Data & Analysis Center for Software) State-of-the -Art Report, Contract Number F30602-89-C-0082. New York, 87 pp.
 35. Efe, M. Ö., Kaynak Ö., 2004. Yapay Sinir Ağları ve Uygulamaları. Boğaziçi Üniversitesi Yayınevi, İstanbul, 148 s.
 36. Aykan, R., Hacıyev, Ç., Çalışkan, F., 2006. EKF ve yapay sinir ağları ile uçak kanat buzlanmalarının tespiti ve yeniden şekillendirilebilir kontrol. **İTÜ Dergisi**, 5 (2): 122-132.
 37. Öztemel, E., 2003. Yapay Sinir Ağları. Papatya Yayıncılık Eğitim Bilgisayar Sis. San. ve Tic. A. Ş., İstanbul, 232 s.

38. Sağiroğlu, Ş., Beşdok, E., Erler, M., 2003. Mühendislikte Yapay Zeka Uygulamaları-I:Yapay Sinir Ağları. Ufuk Kitap, 426 s.
39. Yao, X., 1999. Evolving artificial neural networks. **Proceedings of the IEEE**, **87** (9): 1423-1447.
40. Jang, J. S. R., Sun, C. T., Mizutani, E., 1997. Neuro Fuzzy and Soft Computing A Computational Approach to Learning and Machine Intelligence, Prentice Hall, USA, 640 pp.
41. Ögücü, M. O., 2006. Yapay Sinir Ağları ile Sistem Tanıma. İstanbul Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul, 97 s.
42. Kantardzic, M., 2003. Data Mining: Concepts, Models, Methods, and Algorithms. John Wiley & Sons Inc. USA, 480 pp.
43. Bruner, B., 2019. Mean squared error: definition & examples. (Web sayfası: <https://study.com/academy/lesson/estimation-of-r-squared-variance-of-epsilon-definition-examples.html>), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).
44. Ortakçı, Y., 2019. Sayısal analiz. (Web sayfası: http://web.karabuk.edu.tr/yasinortakci/dokumanlar/say%C4%B1sal_analiz/turkce/2.pdf), (Erişim tarihi: Temmuz 2019).

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER:

Adı, Soyadı: Mustafa TORAMAN

Uyruğu: Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri: 01 Mart 1988, Pasinler/ERZURUM

Medeni Durumu: Evli

Tel: +90 538 312 01 18

Email: mustafa_toraman025@hotmail.com

Yazışma Adresi: Şeyhli Mah. Safa Cad. Hilal Konutları B1-Blok Daire: 7
Pendik/İSTANBUL

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Er. Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü	Devam ediyor
Lisans	Er. Ü. Sivil Havacılık Yüksekokulu	2011
Lise	Kazım Karabekir Anadolu Meslek Lisesi	2005

İŞ DENEYİLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2011-Halen	THY TEKNİK AŞ.	Uçak Teknisyeni

YABANCI DİL

İngilizce