



**MOTOR PERFORMANS VE
KARAKTERİSTİK AÇISINDAN DAR
GÖVDELİ YOLCU UÇAKLARI İÇİN AHP
METODU İLE TURBOFAN MOTOR SEÇİMİ**

Yüksek Lisans Tezi

Kerem YILMAZ

Eskişehir 2024

**MOTOR PERFORMANS VE KARAKTERİSTİK AÇISINDAN DAR GÖVDELİ
YOLCU UÇAKLARI İÇİN AHP METODU İLE TURBOFAN MOTOR SEÇİMİ**

Kerem YILMAZ

Yüksek Lisans Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Birsen AÇIKEL

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Aralık 2024

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Kerem YILMAZ'ın MOTOR PERFORMANS VE KARAKTERİSTİK AÇISINDAN DAR GÖVDELİ YOLCU UÇAKLARI İÇİN AHP METODU İLE TURBOFAN MOTOR SEÇİMİ başlıklı çalışması 30/12/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek “Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği”nin ilgili maddeleri uyarınca, Sivil Havacılık Anabilim dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Birsen AÇIKEL

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Tarık GÜNEŞ

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

30/12/2024

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Yüksek Lisans ğrencisi Kerem YILMAZ, MOTOR PERFORMANS VE KARAKTERİSTİK AÇISINDAN DAR GÖVDELİ YOLCU UÇAKLARI İÇİN AHP METODU İLE TURBOFAN MOTOR SEÇİMİ başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı

Dr. Öğr. Üyesi Birsen AÇIKEL

ÖZET

MOTOR PERFORMANS VE KARAKTERİSTİK AÇISINDAN DAR GÖVDELİ YOLCU UÇAKLARI İÇİN AHP METODU İLE TURBOFAN MOTOR SEÇİMİ

Kerem YILMAZ

Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Aralık 2024

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Birsen AÇIKEL

Ticari yolcu uçağının en kritik ve değerli bileşeni olan uçak motoru, önemli bir pazar potansiyeline sahiptir. Havacılık sektörünün büyümesi ile artan talebi karşılamak için düşük emisyonlu, düşük ağırlıklı yeni nesil motorlar ve geliştirilen yeni teknolojilerle yakıt verimliliği ve dolayısıyla havayolu işletmeleri için maliyet ve verimlilik sağlamaktadır. Uçak motoru pazarındaki şirketler, katkı maddesi üretimi ve kompozit teknolojileri gibi en son teknolojileri kullanan yeni motor modellerinin araştırma ve geliştirilmesine yatırım yapmaktadır. Ancak tüm bu gelişmelere rağmen yeni nesil uçak motorları da arızalanmakta ve uçuş emniyetini etkilemektedir. Bu çalışmada dar gövdeli yolcu uçakları için üç geleneksel CFM56-5B, CFM56-7B, V2500 ve iki modern CFM LEAP-1A/CFM LEAP-1B ve PW1100 motorları olmak üzere beş motor seçilmiştir. Belirlenen motorların operasyonel limitleri ve karakteristikleri ile çok kriterli karar verme yöntemlerinden olan Analitik Hiyerarşi Süreci (Analytic Hierarchy Process: AHP) kullanılarak sıralama yapılmıştır. Kriterler belirlenirken hem literatür taraması hem de uzman görüşleri göz önünde bulundurulmuştur. Bunlar maksimum çalışma sıcaklıkları, izin verilen maksimum rotor hızları, basınç limitleri, üretilen güç, yakıt tüketimi ve karbon emisyonları, güvenilirlik, bakım kolaylığı, düşük maliyet, düşük maliyet, komponentlere erişim hızı, motor ağırlığıdır. AHP analizi sonucunda motor seçim sırası öncelik sırasına göre CFM LEAP-1A/B, V2500, CFM56-7B, PW1100 ve son olarak ise CFM56-5B şeklindedir.

Anahtar Sözcükler: Uçak motoru, Geleneksel uçak motorları, Modern uçak motorları, Analitik hiyerarşi süreci (AHP), Turbofan motorlar, Dar gövdeli yolcu uçağı

ABSTRACT

TURBOFAN ENGINE SELECTION BY AHP METHOD FOR NARROW BODY PASSENGER AIRCRAFT IN TERMS OF ENGINE PERFORMANCE AND CHARACTERISTICS

Kerem YILMAZ

Department of Civil Aviation

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, December 2024

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Birsen AÇIKEL

As the most critical and valuable component of a commercial passenger aircraft, the aircraft engine has significant market potential. New generation engines with low emissions, low weight and new technologies are being developed to meet the increasing demand with the growth of the aviation industry, resulting in fuel efficiency and hence cost and efficiency for airline operators. Companies in the aircraft engine market are investing in research and development of new engine models utilizing the latest technologies such as additive manufacturing and composite technologies. However, despite all these advancements, new generation aircraft engines also fail and affect flight safety. In this study, five engines were selected: three conventional CFM56-5B, CFM56-7B, V2500 and two modern CFM LEAP-1A/CFM LEAP-1B and PW1100 engines. The operational limits and characteristics of the engines were ranked using the Analytic Hierarchy Process (AHP), a multi-criteria decision making method. While determining the criteria, both literature review and expert opinions were taken into consideration. These are maximum operating temperatures, maximum allowable rotor speeds, pressure limits, power generated, fuel consumption and carbon emissions, reliability, ease of maintenance, low cost, low cost, speed of access to components, engine weight. As a result of the AHP analysis, the order of engine selection was CFM LEAP-1A/B, V2500, CFM56-7B, PW1100 and finally CFM56-5B in order of priority.

Keywords: Aircraft engine, Traditional aircraft engines, Modern aircraft engines, Analytic hierarchy process, Turbofan engine, Narrow body passenger aircraft

TEŞEKKÜR

Tez çalışmamda planlanmasında, araştırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen, engin bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım, yönlendirme ve bilgilendirmeleriyle çalışmamı bilimsel temeller ışığında şekillendiren sayın hocam Dr.Öğr.Üyesi Birsen AÇIKEL’e sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca, akademik hayatım boyunca bana her zaman destek olan, gösterdikleri sabır ve verdikleri cesaretle yol almamı sağlayan kıymetli aileme ve arkadaşlarıma minnettarlığımı iletmek isterim.

Kerem YILMAZ



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Kerem YILMAZ

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	II
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	III
DANIŞMAN ONAYI	IV
ÖZET	V
ABSTRACT.....	VI
TEŞEKKÜR	VII
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VIII
İÇİNDEKİLER.....	IX
TABLolar DİZİNİ.....	XII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	XIV
GÖRSELLER DİZİNİ	XV
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	XVI
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Çalışmanın Amacı	6
1.2. Problemin Tanımı	6
1.3. Çalışmanın Önemi.....	7
1.4. Çalışma ile İlgili Sınırlılıklar.....	7
1.5. İlgili Çalışmalar ve Literatür Taraması.....	7
1.6. Tezin Ana Hattı	12
2. GÜÇ SİSTEMLERİ.....	14
2.1. Turbojet Motorlar.....	14
2.2. Turboprop Motorlar	15
2.3. Turboşaft Motorlar	17
2.4. Turbofan Motorlar	18
3. TURBOFAN MOTORLAR	20
3.1. Turbofan Motorun Bileşenleri.....	20

3.1.1. Hava girişi	20
3.1.2. Kompresör	21
3.1.2.1. Yüksek basınç kompresörü.....	22
3.1.2.2. Alçak basınç kompresörü	22
3.1.3. Yanma odası.....	22
3.1.3.1. Ayrılmış/bölünmüş dairesel yanma odası ve kavisli yanma odası.....	23
3.1.4. Türbin.....	24
3.1.5. Egzoz.....	25
3.2. Geleneksel Turbofan Motorlar	25
3.2.1. CFM56-5B (A320FAM)	26
3.2.2. CFM56-7B (B737NG).....	28
3.2.3. V2500 (A320FAM)	30
3.3. Modern Turbofan Motorlar	31
3.3.1. CFM LEAP 1A ve CFM LEAP 1B	31
3.3.2. PW1100.....	34
4. MOTOR PERFORMANS GÖSTERGELERİ	36
4.1. Egzoz Gaz Sıcaklığı (EGT).....	36
4.2. Yakıt Akışı ve Özgöl Yakıt Sarfıyatı.....	37
4.3. Kompresör Basınç Oranı.....	37
4.4. Motor Basınç Oranı	38
4.5. N1 ve N2 Rotorları (Şaftları).....	39
4.6. Kompresör Giriş Hava Isısı.....	41
5. MOTORUN OPERASYONEL LİMİTLERİ/KARAKTERİSTİKLERİ.....	43
5.1. Maksimum Çalışma Sıcaklıkları	43
5.2. İzin Verilen Maksimum Rotor Hızları.....	47
5.3. Basınç Limitleri	50
5.4. Üretilen Güç (Thrust Değeri).....	52
5.5. Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları	54
5.6. Güvenilirlik.....	55
6. UYGULAMA	58

6.1. Analitik Hiyerarşı Prosesi (AHP)	58
6.2. Motor Seçiminde Analitik Hiyerarşı Sürecinin Uygulanması	60
6.2.1. İkili karşılaştırma süreci.....	61
7. BULGULAR.....	80
8. SONUÇLAR	83
KAYNAKÇA.....	85
ÖZGEÇMİŞ	



TABLÖLER DİZİNİ

Sayfa

Tablo 1.1. Boeing ve Airbus'ın büyük uçakları için motor seçimlerinin özeti (Chen, vd., 2024)	5
Tablo 1.2. AHP'nin kullanıldığı makaleler (Değerlendirme temalı)	10
Tablo 1.3. AHP'nin kullanıldığı makaleler (Seçim temalı)	11
Tablo 1.4. AHP'nin kullanıldığı makaleler (Sıralama temalı)	12
Tablo 1.5. AHP'nin kullanıldığı makaleler (Ölçüm temalı)	12
Tablo 6.1. Belirlenen kriterler	61
Tablo 6.2. Kriterler için karşılaştırmalı üstünlük matrisi	61
Tablo 6.3. Normalize karar matrisi	62
Tablo 6.4. Özvektörü ve özdeğerler	62
Tablo 6.5. Rastgele indeks (RI) tablosu (Karagiannidis vd., 2010.)	63
Tablo 6.6. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Maksimum çalışma sıcaklıkları)	63
Tablo 6.7. Normalize karar matrisi (Maksimum çalışma sıcaklıkları)	64
Tablo 6.8. Özvektörü ve özdeğerler	64
Tablo 6.9. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (İzin verilen maksimum rotor hızları)	65
Tablo 6.10. Normalize karar matrisi (İzin verilen maksimum rotor hızları)	65
Tablo 6.11. Özvektörü ve özdeğerler	66
Tablo 6.12. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Basınç limitleri)	67
Tablo 6.13. Normalize karar matrisi (Basınç limitleri)	67
Tablo 6.14. Özvektörü ve özdeğerler	67
Tablo 6.15. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Üretilen güç (Thrust değeri))	68
Tablo 6.16. Normalize karar matrisi (Üretilen güç (Thrust değeri))	69
Tablo 6.17. Özvektörü ve özdeğerler	69
Tablo 6.18. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Yakıt tüketimi ve karbon emisyonları)	70
Tablo 6.19. Normalize karar matrisi (Yakıt tüketimi ve karbon emisyonları)	70
Tablo 6.20. Özvektörü ve özdeğerler	71
Tablo 6.21. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Güvenirlilik)	72

Tablo 6.22. Normalize karar matrisi (Güvenilirlik)	72
Tablo 6.23. Özvektörü ve özdeğerler	72
Tablo 6.24. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Bakım kolaylığı).....	73
Tablo 6.25. Normalize karar matrisi (Bakım kolaylığı).....	74
Tablo 6.26. Özvektörü ve özdeğerler	74
Tablo 6.27. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Düşük maliyet)	75
Tablo 6.28. Normalize karar matrisi (Düşük maliyet)	75
Tablo 6.29. Özvektörü ve özdeğerler	76
Tablo 6.30. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Komponentlere erişim hızı)	76
Tablo 6.31. Normalize karar matrisi (Komponentlere erişim hızı).....	77
Tablo 6.32. Özvektörü ve özdeğerler	77
Tablo 6.33. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Motor ağırlığı)	78
Tablo 6.34. Normalize karar matrisi (Motor ağırlığı)	78
Tablo 6.35. Özvektörü ve özdeğerler	79
Tablo 7.1. Özvektörlerin kriterlere ve alternatiflere göre tablo oluşumu	80
Tablo 7.2. Kriterlerin birbiri arasındaki matris özdeğer tablosu	81
Tablo 7.3. Matrislerin çarpım tablosu	82

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Yıllara göre yayın sayısı.....	8
Şekil 1.2. Doküman çeşitlerine göre sayılar	8
Şekil 1.3. Konu başlarına göre yayın sayıları	9



GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 1.1. 2020 yılında dünya çapında önde gelen ticari uçak motoru üreticilerinin pazar payı (http-3)	2
Görsel 1.2. Uçak motoru pazarı: Ticari uçak filo dağılımı (http-2)	2
Görsel 2.1. Turbojet motor (Rolls-Royce, The Jet Engine, 1986)	15
Görsel 2.2. Turboprop motor (Türkmen, 2010)	16
Görsel 2.3. Turboşaft motor (Bakır, 2010)	17
Görsel 2.4. Turbofan motorlar (El-Sayed, 2016)	19
Görsel 3.1. Hava giriş alığı, fan ve trust reverser bölümleri (http-9)	20
Görsel 3.2. Alçak basınç kompresörü (Garcia, 2011)	21
Görsel 3.3. CFM56-5B motoru (http-15)	27
Görsel 3.4. CFM56-7B motoru (http-15)	29
Görsel 3.5. CFM LEAP bileşen teknolojileri (Ranasinghe, K., Guan, K., Gardi, A., & Sabatini, R. (2019).	32
Görsel 3.6. CFM LEAP-1A motoru (http-15)	32
Görsel 3.7. CFM LEAP-1B Motoru (http-15)	34
Görsel 5.1. Birincil motor parametreleri göstergesindeki EGT gösterimi (http-8)	44
Görsel 5.2. V2500 motorunu kullanan bir A320 birincil motor parametre göstergesi (http-17)	45
Görsel 5.3. LEAP-1A motorunun EGT gösterimi (http-17)	45
Görsel 5.4. LEAP-1B motorunun EGT gösterimi (http-8)	46
Görsel 5.5. PW1100 motorunun EGT gösterimi (http-17)	47
Görsel 5.6. Maksimum çalışma sıcaklık aşım gösterimi (amber kırmızı) (http-17)	47

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

ABD	: Amerika Birleşik Devletleri
AD	: Airworthiness Directive
AEM	: Advanced Emission Model
AHP	: Analytic Hierarchy Process
AMM	: Aircraft Maintenance Manual
AOG	: Aircraft On Ground
AWACS	: Airborne Warning and Control System
AEW&C	: Airborne Early Warning and Control
CO ₂	: Carbon dioxide
COMAC	: Commercial Aircraft Corporation of China
CFM	: Commercial Fan Motor
CI	: Consistency Index
CR	: Consistency Ratio
DAC	: Dome Annular Combustor
EASA	: European Aviation Safety Agency
EEC	: Electronic Engine Control
EGT	: Exhaust Gas Temperature
FAA	: Federal Aviation Administration
FC	: Flight Cycle
FCOM	: Flight Crew Operational Manual
FF	: Fuel Flow
GE	: General Electric
GTF	: Geared Turbo Fan
HPC	: High Pressure Compressor
HPT	: High Pressure Turbine
hr	: Hour
IAE	: International Aero Engines
IATA	: The International Air Transport Association
ICAO	: International Civil Aviation Organisation

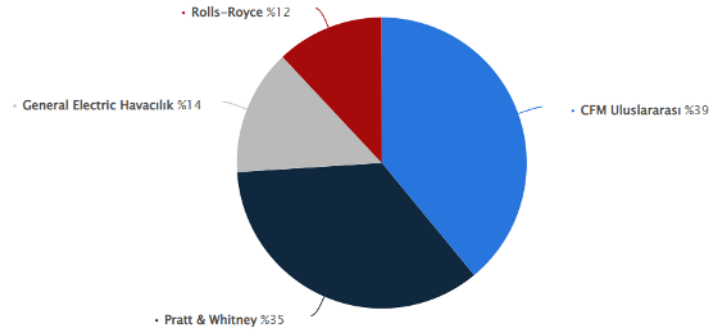
KLM	: Koninklijke Luchtvaart Maatschappij
LEAP	: Leading Edge Aviation Propulsion
LLPs	: Limited Life Parts
LPC	: Low Pressure Compressor
lb	: libre (pound)
lbf	: libre-Force
lb/hr	: pound per hour
lb/hp/hr	: pound per horsepower per hour
kg/hr	: kilogram per hour
kg/kN/hr	: kilogram per kilonewton per hour
LPT	: Low Pressure Turbine
MTBF	: Mean Time Between Failure
MTOW	: Maximum Take-Off Weight
NEO	: New Engine Option
NG	: Next Generation
NTSB	: National Transportation Safety Board
P&W	: Pratt & Whitney
PR	: Pressure Ratio
RI	: Random Index
RPM	: Revolutions Per Minute
SAC	: Split Annular Combustor
SAF	: Sustainable Aviation Fuel
SB	: Service Bulletin
SFC	: Specific Fuel Consumption

1. GİRİŞ

Ticari havacılık sektörü büyük ölçüde yolcu ve kargo uçağı olmak üzere iki endüstriden oluşmaktadır. Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliğine (The International Air Transport Association: IATA) göre her yıl 2 milyardan fazla insan ulaşım aracı olarak uçağı kullanmaktadır. Covid-19 pandemisi nedeniyle olumsuz etkilenen sektör pandemi sonrası tekrar ivme kazanmıştır. Devam eden jeopolitik çatışmalar ve pandeminin neden olduğu önemli etkilere rağmen, hava taşımacılığı pazarı konusunda rakamlar iyimserdir, örneğin Çin Ticari Uçak Şirketi (Commercial Aircraft Corporation of China: COMAC), küresel hava yolcu trafiğinin önümüzdeki yirmi yılda ortalama yıllık %3.73 oranında artacağını beklemektedir (Chen, vd., 2024). Bu bağlamda, artan sayılarla birlikte bir ticari yolcu uçağının en kritik ve değerli bileşeni olan uçak motoru önemli bir pazar potansiyeline sahiptir. Küresel uçak motoru pazarı büyüklüğü 2023'te 75.1 Milyar ABD Doları değerindedir (http-1) ve 2024-2029 tahmin döneminde %6.06'lık bir bileşik yıllık büyüme oranıyla 2029 yılına kadar 111.32 milyar ABD Dolarına ulaşması beklenmektedir (http-2).

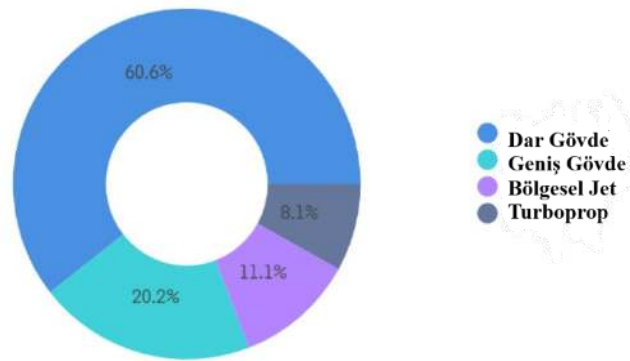
Sektörün büyümesi düşük emisyonlu ve daha düşük ağırlıklı yeni nesil motorlara olan talebi artırmak ve geliştirilen yeni teknolojilerle yakıt verimliliğini sağlamaktadır. Bu eğilim nedeniyle pazardaki en büyük şirketler, katkı maddesi üretimi ve kompozit teknolojileri gibi en son teknolojileri kullanan yeni motor modellerinin araştırma ve geliştirilmesine yatırım yapmaktadır. Ancak uçak motorlarının operasyon sırasında arızalanması ve teslimatlarda yaşanan gecikmelere ilişkin artan endişeler, sektörün büyümesini engelleyen faktörler arasındadır.

Uçak motoru üreticilerine bakıldığında CFM International, Aralık 2019 itibarıyla dünya çapında uçak motor pazarının %39'una sahip olan önde gelen ticari uçak motoru üreticisidir. Bunu Pratt & Whitney, General Electric Aviation ve Rolls-Royce takip etmektedir. Bu dört şirket birlikte küresel motor pazarının %99'unu oluşturmaktadır. 31 Aralık 2019 itibarıyla, 4.900'den fazla Airbus uçağında CFM International yapımı motorlar bulunmaktadır. Öte yandan, aynı dönemde Boeing uçaklarına 2.854 adet General Electric Aviation yapımı motor takılmıştır (http-2).



Görsel 1.1. 2020 yılında dünya çapında önde gelen ticari uçak motoru üreticilerinin pazar payı (<http-3>)

Ticari havayolu taşımacılığına iki tip uçak konsepti vardır. Bunlar dar gövde ve geniş gövdedir. Bu iki uçak konsepti göz önüne alındığında, motor üreticileri arasındaki pazar payı dağılımı değişmektedir. Mayıs 2019 itibarıyla, CFM International küresel dar gövdeli uçak motoru pazarının %71'ini sağlamıştır. CFM International, genel pazar payı açısından ticari uçak motoru pazarına liderlik etse de General Electric Aviation, dünya çapında geniş gövdeli uçak motoru pazarının %51'ini elinde bulunduran geniş gövdeli uçak motorlarının birincil üreticisidir. Geniş gövdeli uçak motoru pazarında, General Electric Aviation'ı küresel pazar payının %30'uyla Rolls-Royce takip etmektedir (<http-2>).



Görsel 1.2. Uçak motoru pazarı: Ticari uçak filo dağılımı (<http-2>)

Görsellerde de belirtildiği gibi sektöre hâkim olan az sayıda uçak motoru üreticisi vardır. Ticari yolcu uçaklarında kullanılan uçak motorunun çok yüksek irtifalarda ve çok yüksek hızlarda çalışması, yüksek dönüş hızlarına ve çok düşük ve yüksek sıcaklıklara da dayanması beklenmektedir. Bunları sağlarken en uzun menzil için en az yakıtı harcamalı ve motor güvenilirliğinin yüksek olması istenmekte ve bunları sağlamak için yeni teknolojiler geliştirilmektedir. Geleneksel motorlar olan CFM56-5B (A320

FAM), CFM56-7B (B737NG), V2500 (A320 FAM) motorları daha da geliştirilerek bu motorları yerlerini CFM LEAP-1A ve CFM LEAP-1B, PW1100 motorları almaktadır. Ancak bu motorlarında kullanılmaya başlanmasından itibaren çok sayıda soruna karşılaşılmıştır.

17 Nisan 2018'de New York-LaGuardia Havalimanı'ndan kalkan Southwest Airlines Flight 1380 sayılı 737NG tipi bir uçak fan blade arızası nedeniyle bir yolcunun ölümüne ve Philadelphia Uluslararası Havalimanına acil iniş yapmasına neden olmuştur. Olay, hem Federal Havacılık İdaresinin (FAA) hem de Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı'nın (EASA), tüm CFM56-7B motorları için Acil Durum Uçuşa Elverişlilik Direktifleri (AD'ler) yayınlanmasına neden olmuştur. Ayrıca, CFM56-7B motorlarının üreticisi CFM International, motor çevrim sayımı sırasında farklı noktalarda kapsamlı fan kanadı muayeneleri öneren bir Servis Bülteni yayınlamıştır. Motor çevrimi, motorun ilk çalıştırılmasından uçuşa ve son kapatmaya kadar olan tüm çalışması olarak tanımlanır ve bakım ve motor muayene aralıklarının belirlenmesinde birincil faktördür. Bu durum, CFM56-7B motoru uçak kullanan filoların bakım gereksinimlerinde ciddi bir artışa neden olmuştur. Dünyanın her yerindeki filolarda 14.000'den fazla CFM56-7B motor hizmet vermektedir. Filolar bu yeni bakım gerekliliklerinden etkilenmiştir ([http-4](http://4)). Ulusal Ulaşım Güvenliği Kurulu (National Transportation Safety Board: NTSB) Başkanı bu olayla ilgili olarak arızalı motorun yerinde yapılan ön incelemede 24 fan kanadından birinin göbeğinden koptuğunu ve ayrıca metal yorgunluğuna dair kanıtlar olduğunu da ifade etmiştir ([http-5](http://5)).

FAA, CFM International LEAP-1A motorlarını seçen Airbus A320NEO ailesi uçak operatörlerine, potansiyel olarak emniyetli olmayan yüksek basınç türbini rotor ara kademe contalarını servis edilebilir parçalarla değiştirmelerini önermiştir. FAA, motor üreticisinin düzenleyiciyi yüksek basınç türbininin kütüklerinin (billet) üretim süreci sırasında gelişen yüzey altı anomalileri hakkında bilgilendirmesinin ardından önerilen kural koyma bildirimini yayınlamıştır. FAA'ya göre, CFM International, "kütükte (billet), belirli HPT rotor ara kademe contalarının ömrünü azaltabilecek eriyikle ilgili lekeler" tespit ettiğini bildirmiştir. Üretici tarafından yapılan bir araştırmanın ardından CFM International, bu parçaların "üretim süreci sırasında gelişen ve daha düşük bir ömür kapasitesine yol açan yüzey altı anomalilerine sahip olabileceğini" tespit etmiştir. Sonuç olarak, operatörler durumu ele almazsa, HPT rotor ara kademe contasının arızalanması ve ardından "kontROLSÜZ döküntülerin serbest kalması, motorun zarar görmesi ve uçağa

zarar gelmesi" ile sonucu çıkmıştır. CFM International, Nisan 2023'te etkilenen HPT rotor ara kademe contalarının seri numaralarını ve HPT rotor ara kademe contalarını değiştirmek için özel prosedürleri sağlayan bir servis bülteni (SB), (LEAP-1A-72-00-0492-01A-930A-D, Sayı 001-00) yayınlamıştır. FAA'nın tahminleri, SB'ye uymak için operatörlerin motor başına 187.125 dolar harcaması gerekliliği idi. HPT rotor ara kademe contasını çıkarma maliyeti 225 çalışma saati, bu da saat başına 85 dolardan 19.125 dolarlık işçilikle ilgili masraflara ve 168.000 dolarlık parçayla ilgili maliyetlere denk gelmektedir. Kasım 2023'te EASA, HPT rotor ara kademe contalarının değiştirilmesi için kendi AD'sini yayınladı ve direktifi 14 Aralık'ta istişareye kapattı. EASA, belirli LEAP-1A motorları için contaların, etkilenen parça yeni olduğundan beri 5.000 uçuş döngüsünden (Flight Cycle: FC) önce değiştirilmesi gerektiğini, LEAP-1A26CJ ve LEAP-1A29CJ motorları için ise eşiğin 4.500 döngü olduğunu ayrıntılı olarak açıkladı (http-6).

Yeni teknoloji ile geliştirilmiş dişli turbofanlarıyla Pratt & Whitney PW1000G motorları oyunun kurallarını değiştiren olarak adlandırıldı. Motor ailesi, önceki nesil modellere kıyasla önemli ölçüde iyileştirilmiş yakıt verimliliği ve azaltılmış emisyonları nedeniyle A320NEO, A220, E-190/195 E2, MC-21 ve SpaceJet dahil olmak üzere bazı önemli uçak modellerine güç vermek üzere seçildi. Ancak, 2017'de hizmete girmesi ile teknik sorunlar yaşandı. KLM'nin yaz programını değiştirdiğini duyurması özellikle PW1000G sorunlarını bir kez daha vurguladı. Pratt & Whitney'nin tedarik sorunları ve yetersiz bakım kapasitesi nedeniyle etkilenen motorlar kullanılamadı. Diğer operatörlere ait bazı uçaklar da benzer nedenlerle yere indirildi (http-7).

Tablo 1.1. *Boeing ve Airbus'ın büyük uçakları için motor seçimlerinin özeti (Chen, vd., 2024)*

İlk uçuş zamanı		1990'dan önce	1990–1999	2000–2009	2010'dan sonra
Dar gövde	Airbus	A320 ailesi -A320	-A321 -A319	-A318	A320neo -A320neo -A319neo -A321neo A220 ailesi
	Motor seçenekleri nin sayısı	2(IAEV2500/ CFM56-5)	2(IAEV2500/ CFM56-5) 2(IAEV2500/ CFM56-5)	2(PW600/CFM 565)	2(CFMLEAP/ PW1100G) 2(CFMLEAP/ PW1100G) 2(CFMLEAP/ PW1100G) 1(PW1500G)
	Boeing	737 Original 737Classic 757family 200 300	737NG 600-700- 800	-900	737Max 7-8-9-10
	Motor seçenekleri nin sayısı	1(PWJT8D) 1(CFM56-3) 2(PW2000/RR RB211) 2(PW2000/RR RB211)	1(CFM56-7)	1(CFM56-7)	1(CFMLEAP-1B)
Geniş gövde	Airbus	A300 family 200 600	A330 family 200– 300 A340 family 200–300 500 600	A380 family	A330neo A350 family
	Motor seçenekleri nin sayısı	2(GECF6/PW JT9D) 2(GECF6/ PW4000)	3(GECF6/PW/RR) 1(CFM56-5) 1(RRTrent553) 1(RRTrent556)	2(RRTrent900/ EA GP7000)	1(RRTrent700) 1(RRTrentXWB)
	Boeing	747family 100-200- 300 400 767family 200 300	777family 200 300	767family 400 777family 300ER 200LR	747–8 787 777X
	Motor seçenekleri nin sayısı	3(PWJT9D/RRRB2 11/GE CF6) 3(PW4000/GECF6/ RR RB211) 3(PWJT9D/RRRB2 11/GE CF6) 4(PWJT9D/RRRB2 11/GE CF6/RRRB211)	3(PW4000/GE90/ RR Trent800) 2(PW4000/RRTre nt800)	2(PW4000/GE CF6) 1(GE90)	1(GEnX-2B) 2(RRTrent1000/G EnX-1B) 1(GE9X)

1.1. Çalışmanın Amacı

Bu çalışma kapsamında geleneksel ve modern turbofan uçak motorlarından beş motor seçilmiş ve yine belirlenen motorların operasyonel limitleri ve karakteristikleri çok kriterli karar verme yöntemlerinden olan Analitik Hiyerarşi Süreci (Analytic Hierarchy Process: AHP) ile analiz edilmiştir. Bu çalışmada modern ve geleneksel turbofan motorlara sahip kısa menzil uçabilen ya da dar gövdeli uçaklardaki motor seçiminin nasıl yapılabileceği ile alakalı fikir vermektedir (yol göstermektedir).

Çalışma, AHP yönteminin karar verme sürecindeki etkinliğini ve uçak motoru seçiminde sistematik bir yaklaşım sağlama potansiyelini incelemektedir. Bu sayede, havacılık sektöründeki motor seçim süreçlerinde daha objektif ve daha veri odaklı bir karar verme aracı olarak önerilmektedir.

1.2. Problemin Tanımı

Kısa menzil yol kat edebilen dar gövdeli uçaklarda kullanılan pek çok motor tipi bulunmaktadır. Bu uçaklarda yaygın olarak kullanılan motorların tercih edilme sebepleri bu tezin konusudur. Havacılıktaki değişiklerin büyük problemlere yol açabileceği varsayılarak, son zamanlarda tasarlanan yeni nesil motorların tercih edilme sebepleri seçilen kriterlerin uzman görüşleri ile karar verme sürecinden geçirilerek anlatılmaya çalışılmıştır.

Dar gövdeli uçaklarda kullanılan turbofan motorlarının seçim süreci, birçok faktörün göz önünde bulundurulmasını gerektiren karmaşık bir karar verme sürecidir. Bu karar, uçakların operasyonel verimliliğini, maliyet etkinliğini, çevresel etkilerini ve uzun vadeli sürdürülebilirliğini doğrudan etkileyebilir. Modern ve geleneksel turbofan motorları, farklı performans özelliklerine, teknolojiye, yakıt verimliliğine ve bakım gereksinimlerine sahip olup, bu çeşitlilik motor seçim sürecini daha da zorlaştırmaktadır.

Bu çalışmada, dar gövdeli uçaklarda kullanılacak motorları seçerken dikkate alınması gereken on farklı kriter belirlenmiştir. Seçilen kriterler, motorların performansını, maliyet etkinliğini, çevresel etkilerini, bakım gereksinimlerini ve diğer önemli faktörleri kapsamaktadır. Bu kriterler, motorların karşılaştırılması ve en uygun seçimin yapılabilmesi için temel bir referans oluşturacaktır.

Bu çalışmadaki problemin amacı hem modern hem de geleneksel turbofan motorlarının özelliklerini dikkate alarak, her bir kriter için en iyi çözümü elde etmek ve havacılık sektöründeki motor seçim süreçlerine bilimsel bir yaklaşım sunmaktır.

1.3. Çalışmanın Önemi

Bu çalışma da daha önce hiç yapılmamış modern ve geleneksel turbofan motorların seçimi konusu ele alınmıştır. Seçilen 5 adet geleneksel ve modern turbofan motorlar, Dünya çapında ticari maksatlı kullanılan dar gövdeli uçaklarda en çok tercih edilmiş ve halihazırda en çok tercih edilmeye devam eden motor çeşitleri olmuştur. Bu durumla ilgili alan yazında da başka bir çalışmaya rastlanmamıştır.

Belirlenmiş olan 10 adet kriter (maksimum çalışma sıcaklıkları, izin verilen maksimum rotor hızları, basınç limitleri, üretilen güç, yakıt tüketimi ve karbon emisyonları, güvenilirlik, bakım kolaylığı, düşük maliyet, düşük maliyet, komponentlere erişim hızı, motor ağırlığı) performans karakteristiğine göre tercih edilmiştir. 10 kriterin birlikte değerlendirme yapıldığı bir çalışma olmasıyla alan yazınına katkı sağlayacak ve farkındalık yaratacaktır.

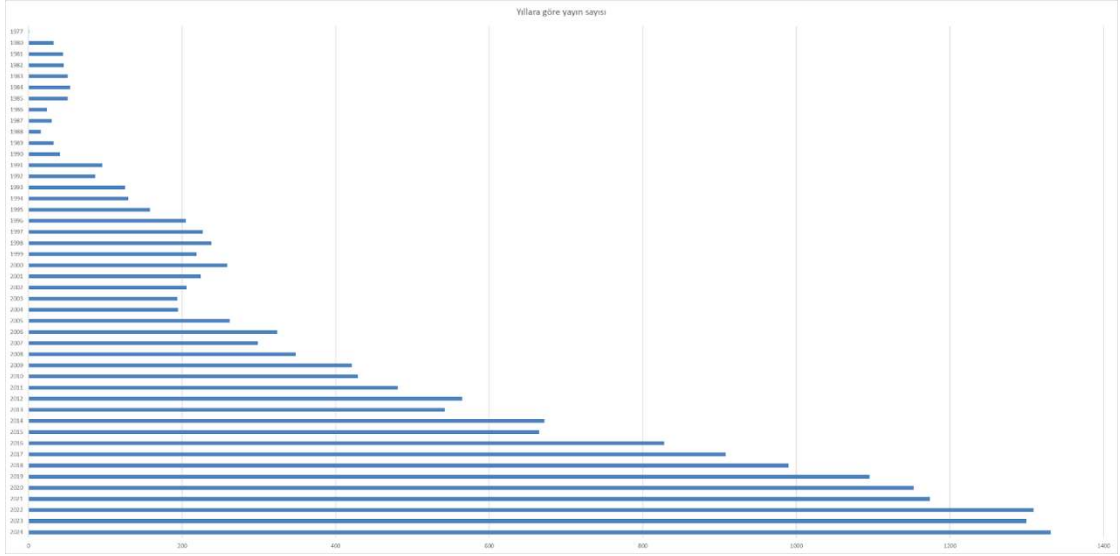
Seçim sıralaması yaparken belirli kriterler göz önünde bulundurularak işle alakalı uzmanların değerlendirmeleri baz alınarak yapılmıştır. Değerlendirmeleri alınan uzmanlar Türkiye’deki en kapsamlı Hava Aracı Bakım Merkezlerinden birinde en az 10 yıllık tecrübeye sahip, çalışma için seçilmiş olunan motorlar konusunda uzun yıllar deneyime sahip olan ve bu motorlar hakkında eğitmen olarak çalışan kişilerdir. Analitik Hiyerarşi Prosesi, belirlenmiş 10 adet kriter doğrultusunda uygun olan motorun tercih edilme konusunda bizlere yol göstermiştir.

1.4. Çalışma ile İlgili Sınırlılıklar

Uçak motorları ve kriterler ile ilgili literatürde pek fazla çalışmaya yer verilmemiştir. Bu durum ilgili kısımlarda yeterli miktarda bilgi aktarımına engel durum oluşturmıştır. Ele alınan motorlar hakkında literatürde özellikleri, çalışma prensipleri, katalog özellikleri gibi bilgileri bulmakta zorlanılmıştır. Bu bilgileri daha çok üreticilerin eğitim dokümanlarından, bakım el kitaplarından ve kendi dergilerinden edinilmiştir.

1.5. İlgili Çalışmalar ve Literatür Taraması

Web of Science’da “aircraft engine”, “aircraft propulsion”, “turbofan” ve “turbofan engine” anahtar kelimeleri ile yapılan taramada 18.103 yayın olduğu görülmüştür. Grafikte 1977 ve 2024 yılları arasındaki yayın sayıları verilmiştir. 2025 yılına ait 19 yayın grafiğe dahil edilmemiştir. Grafikten de anlaşılabileceği gibi uçak motorları ile ilgili çalışmalar her geçen sene daha fazla sayıda yapılmaktadır.



Şekil 1.1. Yıllara göre yayın sayısı

Doküman çeşitlerine göre aynı anahtar kelimelerle sayılara bakıldığında 11.770 ile makaleler en fazla doküman çeşididir (Görsel 1.3). Alt konu başlıklarına bakıldığında modelleme ve simülasyon, sürtünme ve titreşim ve metalürji mühendisliği en çok yayının yapıldığı gruptur (Görsel 1.4).



Şekil 1.2. Doküman çeşitlerine göre sayılar



Şekil 1.3. Konu başlıklarına göre yayın sayıları

2002 yılından 2024 yılına kadar yapılan değerlendirme, seçim ve sıralama temaları ile yazılmış makaleler incelendiğinde genellikle uçak seçimi ile ilgili olan göze çarpmaktadır. Bu çalışmalarla ilgili detaylar Tablo 1.2, 1.3, 1.4 ve 1.5’ te verilmiştir.

Tablo 1.2. *AHP'nin kullanıldığı makaleler (Değerlendirme temaları)*

Dergi Adı	Yazar	Konu Başlığı
Tourism management	<u>Tsaur ve diğerleri (2002)</u>	Hizmet kalitesi
Journal of Air Transport Management	Liou ve Tzeng (2007)	Hizmet kalitesi
Expert Systems with Applications	Wang, J. <u>ve diğerleri (2010)</u>	Uçak motoru
Journal of Modelling in Management	<u>Beauchamp-Akatova ve Curran (2013)</u>	Risk
Journal of Air Transport Management	Lu ve Liu (2014)	Rota seçimi
Expert Systems with Applications	<u>Bruno ve diğerleri (2015)</u>	Uçak
Journal of Air Transport Management	<u>Yoon ve Park (2015)</u>	Rekabet gücü
MANAS Journal of Social Studies	Göleç ve diğerleri (2016)	Askeri kargo uçakları
Benchmarking: An International Journal	Singh, vd. (2019)	Yakıt tüketimi
Engineering Applications of Artificial Intelligence	Sánchez-Lozano ve diğerleri (2022)	Askeri amaçlı uçaklar
Computational intelligence and neuroscience	Wang ve diğerleri (2022)	Uçak Emniyet Tasarımı
Complex System Design and Management	Shao, C., & Yu, J. H. (2023)	Uçak motoru tedarik zinciri
Sustainability	Qu ve diğerleri (2024)	Uçak motoru performans değerlendirme

Tablo 1.3. *AHP'nin kullanıldığı makaleler (Seçim temalı)*

Dergi Adı	Yazar	Konu Başlığı
J. Mech. Des.	See ve diğerleri (2004)	Uçak
Transportation Research Procedia	Dožić ve Kalić (2014)	Uçak
Transportation Research Procedia	Dožić ve Kalić (2015a)	Uçak
Journal of Air Transport Management	Yoon ve Park (2015)	Rekabet gücü
Journal of Marine Engineering & Technology	Balın ve diğerleri (2016)	Gaz türbinli motor
Journal of Air Transport Management	Dozic ve diğerleri (2017)	Yolcu uçağı seçimi
Manisa Celal Bayar Üniversitesi Sosyal Bilimler Dergisi	Kıracı ve Bakır (2018)	Uçak seçimi
Decision Making: Applications in Management and Engineering	Petrović ve Kankaraš (2018)	Hava trafiğı için uçak seçimi
In IOP Conference Series: Materials Science and Engineering	Kumar ve diğerleri (2019)	Otomobil motoru
Technium Soc. Sci. J.	Bimo ve diğerleri (2022)	Askeri amfibik uçak
International Journal of Materials and Product Technology	Boyacı ve Tüzemen (2022)	Uçak malzemesi
Journal of Air Transport Management	Martínez-Gutiérrez ve diğerleri (2024)	Uçak-motor çiftleri

Tablo 1.4. *AHP'nin kullanıldığı makaleler (Sıralama temalılar)*

Dergi Adı	Yazar	Konu Başlığı
Journal of Air Transport Management	Berrittella ve diğerleri (2009)	İşletme maliyetleri
Journal of Air Transport Management	Delbari ve diğerleri (2016)	FS seçimini etkileyen faktörler
Journal of Air Transport Management	Karaman ve Akman (2018)	CSR programları

Tablo 1.5. *AHP'nin kullanıldığı makaleler (Ölçüm temalılar)*

Dergi Adı	Yazar	Konu Başlığı
International Journal of System Assurance Engineering and Management	Singh (2016)	Hizmet kalitesi
Production Planning & Control	Ayu Nariswari, ve diğerleri (2019)	Uçak yedek parçası

1.6. Tezin Ana Hattı

Bu tez çalışmasının birinci bölümünde çalışmanın amacı, tanımı, önemi, çalışma ile ilgili sınırlılıklar ve ilgili çalışmalar ve literatür taramasına yer verilmiştir. Tezin ikinci bölümde ise önce güç sistemleri ile ilgili genel bir giriş yapılmış ve sonrasında turbojet, turboprop, turboşaft ve turbofan motorlarla ilgili bölümler anlatılmıştır. Üçüncü bölüm ise turbofan motor bileşenleri, geleneksel ve modern turbofan motorlarla ilgilidir. Dördüncü bölümde egzoz gaz sıcaklığı (EGT), yakıt akışı ve özgül yakıt sarfıyatı, kompresör basınç oranı, motor basınç oranı, N1 ve N2, kompresör giriş hava ısısı gibi motor performans göstergeleri açıklanmıştır. Beşinci bölüm motorun operasyonel limitleri ve karakteristiklerini belirleyen maksimum çalışma sıcaklıkları, izin verilen maksimum rotor hızları, basınç limitleri, üretilen güç (thrust değeri), yakıt tüketimi ve karbon emisyonları ve güvenilirlikle ilgilidir. Altıncı bölüm tezin uygulama bölümüdür. Bu bölümde öncelikle seçilen AHP yöntemi anlatılmış sonrasında seçilen kriterler ve

motor seçenekleri için yapılan uygulama adımları anlatılmıştır. Yedinci ve son bölümde ise çalışmanın bulguları ve sonuçları verilmiştir.



2. GÜÇ SİSTEMLERİ

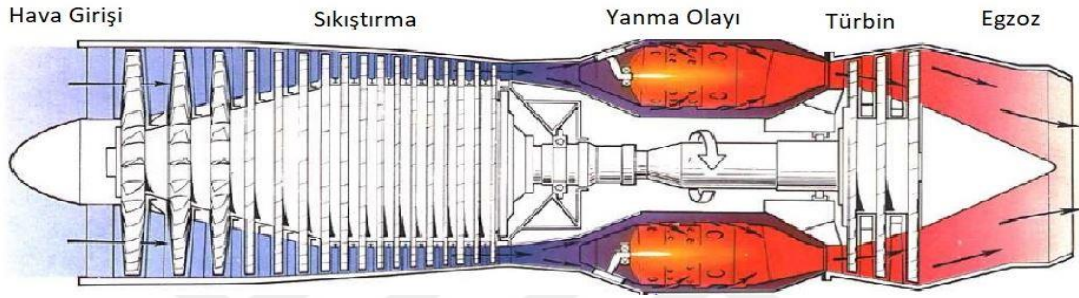
Uçak motorları, uçaklara itki gücü sağlamak ve uçakların havada tutunabilmelerine yardımcı olmak amacıyla mekanik güç üreten sistemlerdir. Wright Kardeşlerin 1903'teki ilk uçuşundan İkinci Dünya Savaşı'nın sonuna kadar uçuşa katkı sağlayan yaygın motor türü piston pervaneli motor olarak bilinmektedir. Fakat pervaneli motorun performansının ileride yeterli olmayacağı varsayılarak daha yüksek uçuş hızlarına ulaşabilme amacıyla Birleşik Krallık'ta Whittle tarafından, 1930'lu yılların başında, bir gaz türbini ile bir difüzör birleştirilerek jet motorunun patenti alınmıştır. 1936 yılında ise turbojet adıyla da bilinen bu motorun geliştirilmesi ve üretilmesi için bir şirket kurulmuştur. Süreç aşamaları ile güven kazanan jet motorlar, 1950'li yıllarda ticari uygulamalarda kullanılmaya başlanmıştır. Yine aynı zaman dilimi içerisinde turbojet motora bağlı olarak tasarlanan turboşaft ve turboprop dediğimiz motorlar, itme gücü yerine şaft gücü üretmek üzere tasarlanmış ve arkasında çalışan turbojet motordan almış olduğu güç ile de bir pervaneyi çevirebilen bir gaz türbinli motor türüdür. Turbojet motorların yüksek yakıt sarfiyatı, çevreye olan gürültü seviyelerinin ve karbon salınımının fazla olmasından dolayı yerini 1960'lı yıllarda turbofan motorlar almıştır. Turbojet motorlara nazaran optimal düzeyde yakıt verimliliği sağlaması, daha az karbon salınımı, verimliliği, güvenilirliği gibi özelliklerinden dolayı havacılık sektöründe "Dar Gövdeli ve Geniş Gövdeli" uçak şeklinde kavramlar ortaya çıkarmıştır.

2.1. Turbojet Motorlar

Turbojet motorlar gaz türbinli motorların ilk hali olarak Birleşik Krallık'tan Frank Whittle ve Almanya'dan Von Ohain tarafından tasarlanmıştır. Bu motorların ilk hayat buluşu 27 Ağustos 1939'da HE 178 Alman tipi uçakta olmuştur. Alman tasarımcı Von Ohain'in çalışmalarıyla Junker Jumo 004 geliştirilmiş ve bu motor operasyonel kullanımda ve üretimde ilk başarılı aksel kompresörlü jet motoru olarak tarihe geçmiştir. 2. Dünya Savaşı'nın sonlarına doğru Almanya'da bu Junker motorlardan yaklaşık 8000 adet üretilmiştir (El-Sayed, 2016).

Turbojet motorlar yüksek gürültü eşikleri ve ciddi manada yakıt sarfiyatları gibi dezavantajlara rağmen günümüzde halen uçmaktadır. Dönemin sivil ulaşım ve askeri anlamda savaşa güç veren ve halen uçmakta olan motorlara örnek olarak GE-CJ610-Learjet Serisi, P&W JT12 Sabre 40 ve JetStar Dash 8 gibi motorları saymak mümkündür (El-Sayed, 2016). Motora giren hava düşük oranda sıkıştırılarak kompresöre verilir ve burada hava atmosfer basıncının üstüne çıkartılarak sıkıştırılır ve daha sonra bu sıkışan

hava yanma odasına gönderilerek yakıtla birlikte ateşlenir ve yanma odasında sürekli bir yanma olayı gerçekleşmektedir. Buradaki yanma olayı çok yüksek derecelere kadar çıkmaktadır. Buradan çıkan gazlar türbin kademesine gelir ve buradan ters akış üreterek itki gücü üretmektedir (El-Sayed, 2016; Bakır, 2010; Şahinoğlu, 2019). Egzoz kısmı art yanma (afterburner) ya da art yanmasız (non-afterburner) dediğimiz yapılardan oluşmaktadır. Art yanma sistemi türbin ile egzoz arasına eklenen, sürekli yanmayı sağlayarak motorun kalkışta, tırmanışta ve savaş manasında gücünü artırmasına %40' a kadar ek destek sağlamaktadır (El-Sayed, 2016).



Görsel 2.1. Turbojet motor (Rolls-Royce, *The Jet Engine*, 1986)

Turbojet motorların üçüncü sınıflandırılması ise shaft sayılarına göre olmaktadır. Turbojet motorlar bazen tek bazen çift shaftlı olabilir. Tek shaftlı olan turbojet motorlar, bir kompresör ve bir adet shafta sahiptirler. Çift shaftlı turbojet motorlar ise iki kompresör ve bir türbin bulunmaktadır (Bakır, 2010).

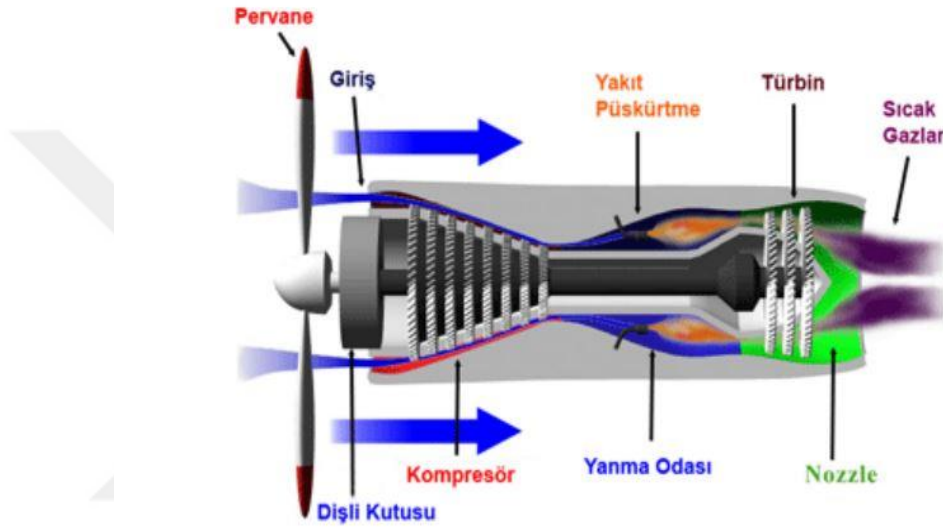
2.2. Turboprop Motorlar

Birçok eğitim uçağında, düşük hızlı kargo uçaklarında ve az kişili taşımacılıklarda turboprop motorlar kullanılmaktadır. Bununla birlikte bazı büyük askeri ve sivil uçaklarda da bu motorlar kullanılmaktadır (El-Sayed, 2016). Turboprop motorların bir pervaneyi döndürebilmek için gaz türbin çekirdeğini kullanmaktadır (Bakır, 2010). Bu pervaneli motorlar, büyük bir hava kütesini pervane döndükçe hareket ettirir ve itki kuvvetinin oluşmasına imkân sağlar (Şöhret, vd., 2016; Taşçı, 2023). Pervaneler küçük bir hava akımıyla birlikte dönecek kadar verimlidir ve redüksiyon dişlisi aracılığıyla dönmektedir. Redüksiyon dişli kutusu, yüksek RPM – düşük tork çıkışını düşük RPM – yüksek torka dönüştürmektedirler. Turboprop motorların gücünün çok büyük kısmını pervaneler, kalan kısmını ise egzoz gazları oluşturmaktadır (Şahinoğlu, 2019).

Turboprop motorlar, yaklaşık 30.000 feet irtifanın altındaki değerlerde turbojet ve turbofan motorlara göre daha yüksek itki kuvveti gücüne sahiptir. Bunun sebebi hem

pervane hem de egzoz çıkış hızlarının düşük olmasıdır. Uçağın hızı arttıkça pervanelerin verimi (değeri) azalmaktadır (El-Sayed, 2016).

Turboprop motorlar tek, çift ya da üç şaftlı olabilmektedir. Tek şaftlı turboprop motorlar tek bir türbin ve tek bir kompresör, tek bir pervaneyi çalıştırmaktadır. İki şaftlı turboprop motorlar bir ya da iki kompresör ve iki türbinden oluşmaktadır. Son olarak üç şaftlı turboprop motorlar ise üç türbin ve iki kompresörden oluşmaktadır (El-Sayed, 2016).

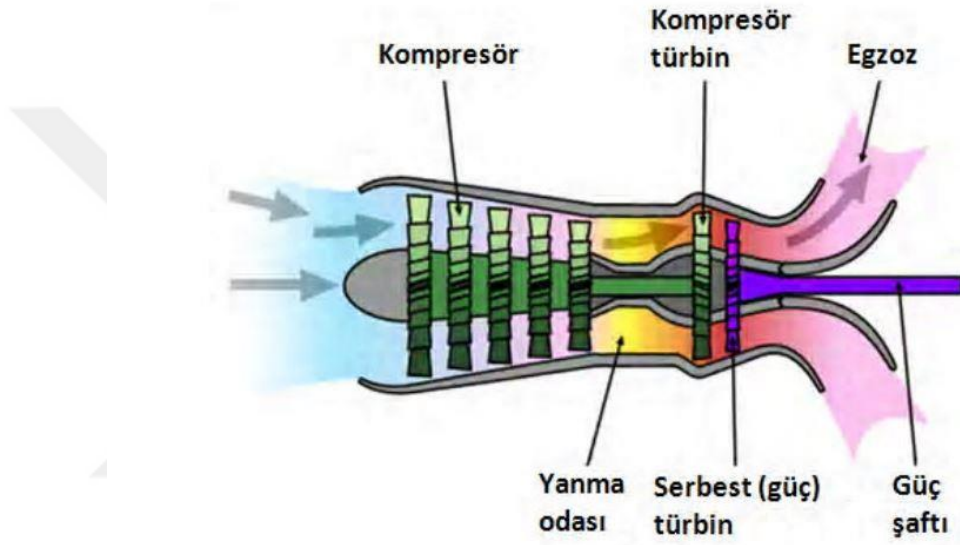


Görsel 2.2. Turboprop motor (Türkmen, 2010)

Turboprop motorların uçakta monte edildiği yerler genellikle kanatların altları, gövdenin yanları ya da kuyruk kısmındadır (El-Sayed, 2016). Kanat altına monte edilen motorlar genellikle kanat köküne yakın olacak şekilde yerleştirilir. Bu dizayn, motorun uçak ağırlık merkezine yakın bir yerde olmasını sağlamakla birlikte uçağın aerodinamik dengesini korumasına olanak sağlamaktadır. Gövde yanlarına monte edilen motorlar ise genellikle uzun menzil kat edebilecek uçaklarda tercih edilmektedir ve kanat altındaki dizayna göre daha az sürüklenme kuvveti oluşmasını sağlamaktadır. Bir başka dizayn şekli olan kuyruğa monte ise aslında pek tercih edilmemektedir. Bunun sebebi kuyruk kısmı genellikle uçağın stabilitesini ve dengesini sağlamak için tasarlanmış bir bölgedir. Buna rağmen Fairchild Metro III ve Beechcraft King Air 350 gibi küçük iş jeti olarak bahsi geçen uçaklarda kuyruk kısmına monte edilmiş turboprop motorlarda bulunmaktadır. Bu tür küçük uçaklarda motorun kuyruğa monte edilmesi, uçağın denge ve stabilitesini sağlamak adına tasarlanmıştır. Bu dizayn şekli büyük uçaklarda tercih edilmemektedir.

2.3. Turboşaft Motorlar

Turboşaft motorlar, itki üretmeden çok şaft gücü üretme odaklı bir motordur. Turboşaft motorlar iki ana bölümden oluşmaktadır. Bunlar gaz jeneratörü ve güç bölümüdür. Gaz jeneratörü bir ya da daha fazla kompresör, yanma odası ve bir ya da daha fazla türbinden oluşmaktadır. Güç kısmı ise bir redüksiyon dişlisi ve şaft çıkışından oluşmaktadır. Gaz jeneratörü, güç kısmının çalışabilmesi için sıcak basınçlı gazları üretmektedir. Gaz jeneratörü ve güç kısımları birbirinden farklı yapılardır ve buna bağlı olarak da farklı dönüş hızları ile dönmektedir (El-Sayed, 2016).



Görsel 2.3. Turboşaft motor (Bakır, 2010)

Turboşaft motorlar, turboprop motorlara benzemektedirler fakat buradaki sıcak gazlar türbinde daha düşük basınç ile genişler ve daha fazla şaft gücünü elde etmemizi sağlamaktadır. Yani düşük hızlarda yüksek itiş sağlamak için optimize edilmişlerdir. Diğer bir fark ise türbin işlevsellikleridir. Türbin, direk olarak pervaneyi hareket ettirmek yerine iletim sistemine bağlıdır. Turboşaft motorlar helikopterlerde, bazı uçaklarda, insansız hava araçlarında olduğu gibi aynı çalışma prensibi ile sanayi endüstrisinde de kullanılmıştır. Kullanım alanlarına elektrik jeneratörleri, kompresörler, pompalar, yardımcı güç üniteleri bunlara örnek olarak verilebilir (El-Sayed, 2016). Turboşaft motorlar da tek ve çift şaftlı olmak üzere iki çeşittir. Tek şaftlı turboşaft motorlar, tek bir ana şaft üzerinde çalışan ve genellikle helikopterlerde kullanılan yaygın bir çeşididir. Çift şaftlı turboşaft motorlar ise, genellikle birbirine bağlı iki şaftı olan ve genellikle uçaklarda

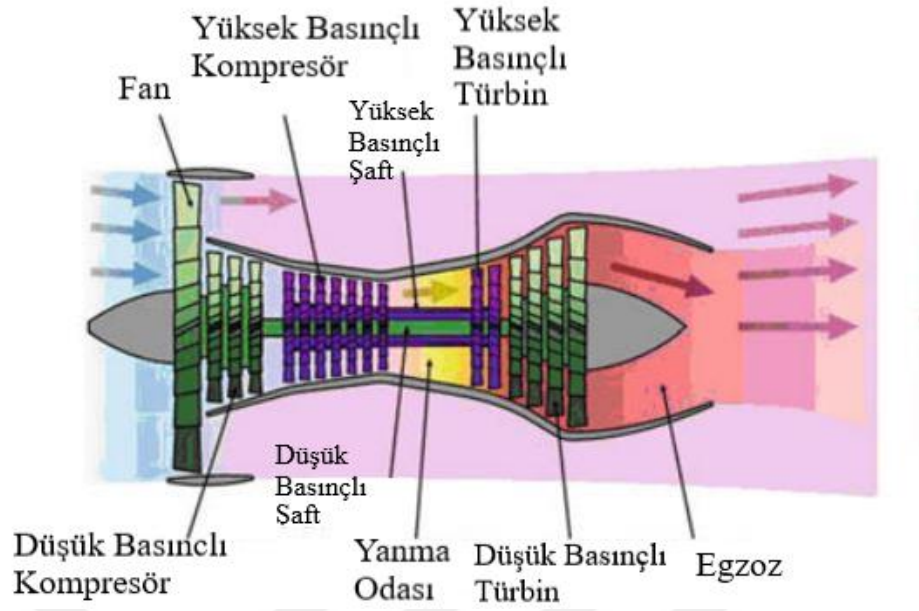
kullanılan bir çeşididir. Birinci şaft genellikle güç üretirken; ikinci şaft ise itiş kuvveti üretmek için kullanılmaktadır (El-Sayed, 2016; Bakır, 2010; Şahinoğlu 2019).

2.4. Turbofan Motorlar

Turbofan motorlar, ticari anlamda hem yolcu hem de kargo taşımacılığında son yılların en çok tercih edilen motor türü olmuştur (Şöhret, vd., 2016). Turbofan motorlar şimdiye kadar en güvenilir motor olmayı başarmışlardır. Bu motorlar ilk olarak Rolls Royce şirketi tarafından ‘bypass turbojet’ olarak adlandırılırken, Boeing şirketi tarafından ise ‘fanjet’ olarak adlandırılmıştır (El-Sayed, 2016).

Turbofan motorlarda çekilen havanın bir kısmı kompresöre girerken kalan kısmı ise itki kuvveti oluşturmak için motor ile kaporta arasındaki kısımdan geçmektedir. Kompresörden yanma odasına, oradan da türbine giren havanın çıkışı ile dış taraftan gelen hava karışarak itki kuvvetini oluşturmaktadırlar. Fan, ortamdaki havayı içeri çekerek basınçlandırır ve havayı arka tarafa doğru yönlendirir. Havanın bir kısmı kompresör kademesine girer ve burada sıkıştırılarak basıncı ve sıcaklığı arttırılmaktadır. Basıncı ve sıcaklığı arttırılmış hava yanma odasına gönderilir ve yakıt ile birleşerek yanma olayı gerçekleşmektedir. Burada oluşan enerji türbin kademesine çarparak türbini hareket ettirir ve motorun sağlıklı bir şekilde dönmesini sağlamaktadır (El-Sayed, 2016; Şöhret, vd., 2016; Taşçı, 2023).

1950’li yıllarda Dünya’nın ilk düşük bypass oranlı turbofan motoru olan RB.80 Conway Rolls Royce tarafından tanıtılmıştır. Bu motorun tasarımı ve süreç geliştirilmesi 1940’lı yıllarda başlamıştır, ancak 1950’li yılların sonlarına doğru sektörde yer edinmeye başlamıştır. Tüm bunlara rağmen, 1964 yılında Rolls Royce tarafından yüksek bypass oranına sahip turbofan motoru üretilmiştir. Daha sonrasında sektöre yüksek bypass oranına sahip motorlar kazandıran firmalar General Electric, CFM ve Pratt and Whitney olmuştur (El-Sayed, 2016; http-8).



Görsel 2.4. *Turbofan motorlar (El-Sayed, 2016)*

Gelişen Dünya’da var olan uçakların sahip oldukları avantajlara en büyük katkı sağlayan unsur Turbofan motorlardır. Yüksek bypass oranı anlamında verimleri oldukça yüksek olan bu motorlar yüksek uçuş hızlarında ve yüksek irtifalarda kullanılmak için son derece uygundur. Turbofan motorlar aslında turbojet motorların geliştirilmiş şeklidir. Turbojet motorların ön kısmına döner bir fan grubu konularak üretilen motor çeşididir (Şahinoğlu, 2019). Turbofan motorların gelişimindeki asıl amaç; verimliliği arttırmak, yakıt tasarrufu sağlayarak ekonomik uçuşlar elde etmek ve her türlü hava koşulunda en yüksek oranda itki gücünü sağlıyor olmasıdır. Yakıt sarfiyatının azaltılmasına karşın itki kuvvetinin korunması ya da artırılması için motor tarafından çekilen hava miktarının artırılması gerekmektedir. Günümüzde ticari amaçla kullanılan uçaklarda kullanılan jet motorlarının tamamı turbofan motorlardan oluşmaktadır. Turbofan motorlarının yakıt tasarrufu açısından oldukça verimli olmasının yanında daha az gürültü ile çalışıyor olması da tercih edilme sebeplerindendir. Daha az yakıt sarfiyatı daha az karbondioksit salınımı sağlamaktadır (<http://8>). Güvenilirlik, performans, uzun menzil, yüksek hız, daha sessiz olması, daha verimli olması ve itki kuvvetinin fazla olması gibi etkenlerden dolayı turbojet motorların yerini almışlardır. Tüm bunlara ek olarak, genellikle daha az parça ve daha az karmaşıklık sağlayarak arıza oluşma olasılığını ve arıza bulmadaki zorluk durumunu ortadan kaldırmıştır.

3. TURBOFAN MOTORLAR

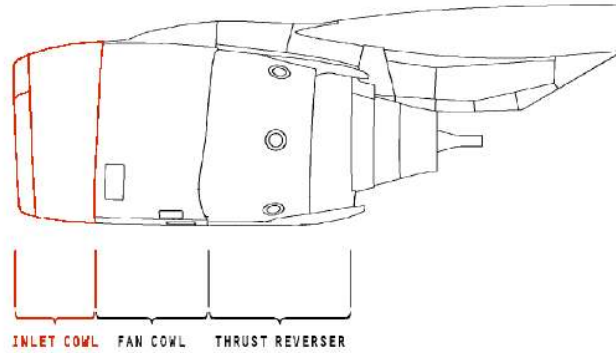
Havacılık sektörünün uzun menzil ve yüksek irtifalarda uçabilme talepleri yüksek bypass oranı, yüksek yanma sıcaklığı ve yüksek sıkıştırma oranları teknolojileri ile tasarlanan turbofan motorlar sayesinde karşılanmıştır. İlerleyen zamanla birlikte çevresel etkiler ve sürdürülebilir havacılık önem kazanmış ve turbofan motorlarda tasarım değişikliklerine gidilmiştir. Bu bölümde turbofan motorların bileşenleri, geleneksel ve modern turbofan motorlar anlatılmıştır.

3.1. Turbofan Motorun Bileşenleri

Turbofan motorların ön kısmı büyük, arka kısmı koni şeklinde ön kısma göre daha küçüktür ve hava girişi, kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz bileşenlerinden oluşur.

3.1.1. Hava girişi

Motor hava giriş alığı diye adlandırdığımız kısım (inlet=intake) aslında uçak üzerinde takılı olan motorun ana parçası değildir. Motor hava giriş alığı motor çalışırken dış ortamda bulunan değişken basınçlı havanın, fan blade'ler vasıtasıyla motor içerisine sabit basınçlı ve düzgün nominal aksenal akış sağlayacak şekilde alındığı ve havanın belirli ölçüde sıkıştırılıp bir miktar havanın fan blade arkasında bulunan kanatçıklar aracılığıyla ilk olarak kompresöre gönderildiği ve kalan hava ile de itki (thrust) dediğimiz kuvvetin oluştuğu kısımdır (Şöhret, vd., 2016; http-8).



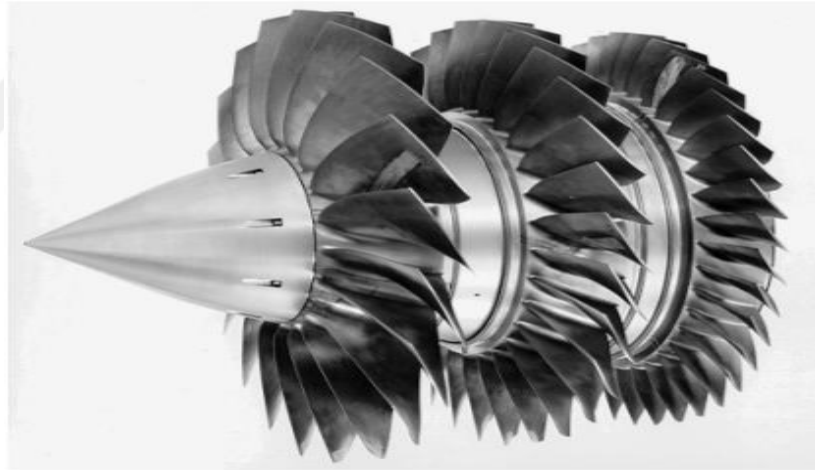
Görsel 3.1. Hava giriş alığı, fan ve trust reverser bölümleri (http-9)

Yüksek sıkıştırma oranına sahip motorlarda itki kuvvetinin oluşması için fandan gelen havanın oranı, ortalama 5:4 şeklinde kabul edilmektedir (http-8). Hava giriş alığından girip egzozdan atılınca dek devam eden akışın düzgün olması veya bozulmaması gibi şartlar hava giriş alığının tasarımı ile doğrudan ilgilidir. Bu sebeple hava giriş alığının aerodinamik tasarımı motorun diğer bölümlerinin sağlıklı çalışabilmesi

için hayati öneme sahiptir. Motor hava giriş alığındaki yapısal hasarlar, limit dışı yapılan tamirler, ısıtma problemleri ve buna bağlı olarak oluşan buzlanmalar motor içerisine giren havanın akışının bozulmasına neden olur ve bu da sonuç olarak düzgün akış ve verimli bir itki kuvveti oluşmasına engel olacaktır.

3.1.2. Kompresör

Kompresör kademesi aslında fan kısmını da içerisine alan motorun ön bölgesinde yer alan önemli bir bölümdür. Kompresör kademesi dışarıdan, fanlar vasıtasıyla alınan havanın bir kısmını kullanarak motorun emiş kuvvetini artırmak için kullanılan rotor ve statorlara (kanatçıklara) sahiptir. Bu kanatçıklar motorun içerisine giren havayı sıkıştırarak daha yüksek hız ve basınç sağlamaya yardımcı olmaktadır. Kompresörün temel görevi, hızı ve basıncı arttırılmış havanın bir sonraki kademe olan yanma odasına aktarılmasını sağlamaktır. Böylelikle etkili ve verimli bir yanma ve buna bağlı olarak da daha güçlü bir itki üretilmesine katkıda bulunmuş olur (http-8).



Görsel 3.2. Alçak basınç kompresörü (Garcia, 2011)

Kompresör kademesi, bir rotor ve bir stator olarak adlandırılan pek çok kademedен oluşmaktadır. Hava, fan kısmından geçtikten sonra bahsi geçen bu kanatçıklara çarparak motorun içerisine yönlendirilir ve hava arka tarafa doğru ilerledikçe giren havanın hızı ve basıncı artmaktadır (Bakır, 2010; http-8; Eren, 2023).

Hava hareketine bağlı olarak kompresör kademesinde istenmeyen “Stall” ve “Surge” gibi durumlar olabilmektedir. Stall, kompresördeki hava akışının düzensizleştiği ve kesintiye uğradığı bir durumdur. Genellikle yüksek hızlarda veya çok düşük hızlardaki akışlarda meydana gelmektedir. Kompresördeki kanatçıkların havayı tutma kapasiteleri yetersiz kalırsa gerekli olan havayı sıkıştırıramaz, hava akışı bozulur ve kompresörde ters

akışa sebep olur. Bu durum motor performansını düşürmekte ve motorun ciddi zarar görmesine neden olur. Surge ise kompresördeki hava akışının ani ve ters yönde geriye doğru bir patlama ile geri dönmesi durumudur. Genellikle çok yüksek akış hızlarında veya düşük yük durumlarında meydana gelmektedir (Türkmen, 2010). Surge, stall durumundan daha tehlikeli olup motorun durmasına sebep olabilir. Her iki durum göz önünde bulundurularak, motorların tasarımında ve çalışması esnasında stall ve surge durumlarını önlemek veya en aza indirmek için önlemler alınmıştır. Bu önlemler arasında hava giriş, hava giriş çıkış düzenlemeleri, servo sistem ile çalışan sistemler ve operasyon sırasındaki prosedürleri sıralamak mümkündür (http-8).

3.1.2.1. Yüksek basınç kompresörü

Turbofan motorların fan kısmı düşük basınç kompresörünün (Low-Pressure Compressor: LPC) ilk kısmını oluşturmaktadır. Fan havası dediğimiz kısım, motor içerisine hava girişi sağlayarak birincil ve ikincil olarak hava akışını ayırmaktadır. Birincil hava akışı (Primary Air Flow) motorun çekirdeğine giderek bu havanın basıncını artırır ve yüksek basınç kompresörüne (High-Pressure Compressor: HPC) gönderir. İkincil hava akışı (Secondary Air Flow) ise motorun dış kısmına hava göndererek itki kuvvetinin oluşmasına büyük oranda katkı sağlamaktadır (Taşçı, 2023; http-8). LPC, dış ortamdaki havayı fanlar aracılığıyla alır daha sonrasında rotor ve stator olarak adlandırdığımız kanatçıklarda sıkıştırma işlemi yapmaktadır.

3.1.2.2. Alçak basınç kompresörü

Yüksek basınçlı kompresör rotor, ön stator ve arka statordan oluşmaktadır. LPC, sıkıştırılarak gelen havanın bu bölümde yanma odasına gitmeden önce rotorlar aracılığıyla hızı artırılır; statorlar aracılığıyla da kompresörün son kademelerinde sıcaklığı ve basıncı artırılır. HPC'den çıkan hava, yanma odasında etkili bir yanma sağlamak için hazırdır. Ayrıca yüksek basınçlı kompresörde üretilen hava, motorda hava ihtiyacı olan sistemlere ve pnömatik kullanıcılara hava kaynağı sağlamaktadır (http-8; Taşçı, 2023; Uysal, 2014).

3.1.3. Yanma odası

Yanma odası, yüksek basınçlı kompresör tarafından sıkıştırılan hava ve yakıt enjektörlerinden gelen yakıtın karıştırıldığı ve ateşleme ile beraber yanma olayının gerçekleştiği yerdir. Yanma odasında, hava ve yakıtın doğru oranlarda karıştırılması optimum düzeyde bir yanma olayı ve daha yüksek bir verimlilik sağlaması, motorun

uygun itki kuvveti oluşturabilmesi için son derece önemlidir (Taşçı, 2023; Türkmen, 2010; http-10; http-11).

Yanma odasının iç tasarımı yakıt enjektör sistemleri, ateşleme (buji) sistemleri ve yanma odasının kaplamasından oluşmaktadır (http-8). Bu tasarım özellikleri yanma odasının verimliliğini arttırmaya ve karbondioksit emisyonlarını sürekli olarak azaltmaya yönelik iyileştirmelerle desteklenmektedir. Yanma odası, çok yüksek sıcaklık ve basınç altında güvenilir bir şekilde çalışabilmesi için özel malzemeler kullanılarak tasarlanmıştır. Bu malzemeler genellikle yüksek sıcaklık dayanımı olan, korozyon direnci ve hafiflik gibi özelliklere sahip özel alaşımlardan oluşmaktadır.

Modern gaz türbinli motorların yanma odaları yakıtın verimli bir şekilde yanabilmesi için tasarlanmıştır. Bu da motorun daha yüksek bir ivme üretebilme ve yakıt tasarrufunda yardımcı olmaktadır. Yanma odası tasarımı, motorun daha yüksek performans sergilemesine zemin hazırlar, bu da uçağın daha hızlı gidebilmesini ve daha hızlı irtifa kat etmesine yardımcı olur (http-12). Yanma odasının tasarımında kullanılan malzeme seçimi, motorun daha az emisyon üretmesine yardımcı olmaktadır. Böylelikle çevreye olan zararlı etkileri azalır. Yanma odası, çok yüksek basınç ve sıcaklıklarda güvenilir bir şekilde çalışabilmesi için özel malzemelerden yapılmıştır. Bu özelliğiyle de motorun uzun ömürlü olmasına katkı sağlamaktadır.

Yanma odasının tasarımında kullanılan malzemeler herhangi bir arıza ya da işlevselsizlik durumunda motorun maliyetini artırabilmektedir. Karmaşık sistem ihtiva eden yanma odası, bakım anlamında düzenli olarak inceleme ya da yenisiyle değiştirme gereksinimlerini karşımıza çıkarmaktadır. Fazladan koruma kaplama malzemesi ile donatılmış yanma odaları motorun ağırlığını artıracak olup uçağın kalkışına büyük oranda etken olmaktadır. Modern gaz türbinli uçaklarda geçmişten süregelen iyileştirmelere bağlı olarak yanma odası iki tasarım çeşidinden oluşmaktadır. Bunlar ayrılmış/bölünmüş dairesel yanma odası ve kavisli dairesel yanma odasıdır.

3.1.3.1. Ayrılmış/bölünmüş dairesel yanma odası ve kavisli yanma odası

Modern gaz türbinli motorlarda, ayrılmış/bölünmüş dairesel yanma odası (Split Annular Combustor: SAC) ve kavisli dairesel yanma odası (Dome Annular Combustor: DAC) terimleri motorun yanma odasının tasarımlarını belirtmektedir. Bu tasarımlar aslında yanma odasının iç yapısı ve hava-yakıt karışımının nasıl gerçekleştiğini tanımlamaktadır (http-8).

SAC ve DAC tasarımları, yanma odasının içinin iki bölgeye ayrıldığını ifade etmektedir. Birinci bölge ‘DOME’ olarak adlandırılan kavisli alanı içerir ve süper etkili yanma için belirli açılarla konumlandırılmış yakıt enjektörlerini üzerinde taşımaktadır. Bu bölge yakıt ve hava belirli oranlarda karıştırıldığı kısımdır. İkinci bölge ise asıl yanmanın gerçekleştiği dairesel alanı ifade etmektedir. Bu tasarım ile daha iyi yanma sağlanarak verimlilik artışı sağlanır. ‘SPLIT’ olarak adlandırılan bölgede ise hava-yakıt karışımı istenilen ölçüde hazırlanır ve daha sonrasında dairesel alana gönderilmektedir. Aslında burada yanma işlemi için ön hazırlık yapılmaktadır (http-8). Modern gaz türbinli motorlarda stall/surge ya da havada motor susması durumunu en aza indirebilmek için en verimli olan tasarım olan DAC tercih edilmektedir. SAC tasarımında yakıt, yanma odasına tekli yakıt enjektörleri ile püskürtülürken; DAC tasarımında ise yakıt, yanma odasına çiftli yakıt enjektörleri ile daha kuvvetli bir şekilde püskürtülmektedir.

3.1.4. Türbin

Türbin kısmı yanma odasından sonra yer alır. Yüksek sıcaklıkta ve basınç altında çalışan bileşenlerden oluşur. Bu bileşenler arasında birinci ve ikinci aşama türbin kanatları, yüksek basınç türbini (High Pressure Turbine: HPT) ve düşük basınç türbini (Low Pressure Turbine: LPT) bulunur. Türbinler, yanma odasından gelen gazların enerjisini kullanarak motorun dönüş hareketine dönüştürür. Türbin kademesine giren sıcak gazların soğutulması yüksek basınç kompresörün kademeleri vasıtasıyla olmalıdır. Bu sayede motor etkin şekilde güç üretir ve uçak ileri hareket eder (http-8; http-10).

HPT, yanma odasından gelen yüksek basınçlı ve yüksek sıcaklıkta olan gazları kullanarak motorun çalışmasını sağlamaktadır. Bu türbin yüksek hızlarda dönmektedir ve ilk türbin olarak bilinmektedir (http-8).

LPT, yüksek basınçlı türbinden gelen gazların basıncını düşürerek ve onların enerjisini kullanarak motora dönüş hareketi sağlar. İlk türbine göre daha düşük hızlarda döner ve ikinci türbin olarak bilinmektedir (http-8).

Modern gaz türbinli motorlarda türbin kademesinde iki çeşit mevcuttur. Bunlar radyal akışlı ve eksenel akışlı türbinlerdir. Her türbin çeşitlerin de stator ve rotor kanatçıkları mevcuttur. Modern gaz türbinli motorlarda en fazla kullanılan türbin çeşidinin eksenel akışlı türbin olduğunu söylemek mümkündür. Pek çok kademeye sahip olması, kompresörün, aksesuarların ve yüksek bypass gaz türbinli motorlarda fanın hareketini sağlayabilmesi açısından oldukça önemlidir. Bu durumda aynı zamanda

yüksek hava akışı sağlayarak, modern gaz türbinli motorlarda yüksek itki elde edilmesine imkân sağlar (Bakır, 2010).

3.1.5. Egzoz

Modern gaz türbinli motorların son bölümü olan egzoz bölümü, motor içerisindeki yanmış gazların belirli bir hız ve basınç altında dışarı doğru yönlendirerek itki oluşumunu sağlamaktadır (Şöhret, vd., 2016). Bu bölüm motorların stall/surge durumunu önlemek amacıyla performans artırma ve aerodinamik bütünlük sağlama odaklı olarak tasarlanmıştır (http-10; http-11). Ayrıca tasarım gereği egzozlar, motorların çıkarmış olduğu gürültüyü düşürücü özelliklere de sahiptir, bu sebeple çevresel etkileri minimize etmeye yardımcı olurlar ve havaalanı çevresindeki gürültü seviyelerinin azalmasına yardımcı olmaktadır. Egzoz bölümü gürültü azaltmanın yanında ayrıca egzoz bölümü karbondioksit emisyonlarını minimize etmek için tasarlanmıştır (Alam, vd., 2023). Tasarımsal olarak, yüksek sıcaklığa dayanabilecek çelik ya da çelik-titanyum alaşımlarından imal edilmektedir. Bakım açısından ise erişim kolaylığı olacak şekilde dizayn edilmiştir. Bu bölüm motorun verimli ve güvenli bir şekilde çalışması için son derece önemlidir. Egzoz kısmı motor tasarımına göre üç farklı tipte tasarlanmıştır. Bunlar;

Kısa Egzozlu Turbofan Motorlar: Kısa egzozlu diye adlandırılmasının sebebi, yüksek bypass havasının çıkış noktasının kısa olduğu tiptir. Bu tip motorlarda bypass havası ile egzoz havası ayrı ayrı egzozlardan karışmadan çıkmaktadır (Şahinoğlu, 2019; http-8).

Uzun Egzozlu Turbofan Motorlar: Uzun egzozlu diye adlandırılmasının sebebi, yüksek bypass havasının motor boyunca uzanan bir metal boru içerisinde geçerek çıkış noktasındaki egzoz gazlarını ile aynı olan tipidir. Bu tip motorlarda yüksek bypass havası ile egzoz havası aynı noktadan çıkmaktadır (Şahinoğlu, 2019; http-8).

Karışık Egzozlu Turbofan Motorlar: İkincil hava, birincil havayla birleşerek ve motor egzozundan dışarı atıldığı tiptir (Şahinoğlu, 2019; http-8).

3.2. Geleneksel Turbofan Motorlar

Geleneksel bir turbojet motorda fan, düşük basınçlı kompresör ve düşük basınçlı (düşük hızlı) türbinin tümü tek bir şaft ile birleştirilir. Bu, tüm N1 şaftının dönme hızının fan kanatlarının maksimum uç hızı ile sınırlandırılmasına neden olur. Yüksek bypass oranlı hava akışı, nispeten düşük bir fan hızı gerektirir ve bu da optimum kompresör ve

türbin hızından daha düşük bir hız gerektirebilir. Bu düşük hız, verimliliği korumak için ek kompresör ve türbin aşamalarının gerekli olduğu anlamına gelir ([http-13](#)). Bu bölümde CFM56-5B, CFM56-7B, V2500 turbofan motorları anlatılmıştır.

3.2.1. CFM56-5B (A320FAM)

CFM56 motor ailesi, 22.000 ile yaklaşık 34.000 lbf arasındaki itki gücü sağlayan bir tasarım özelliği göstermektedir. CFM56 motorları Airbus A320 uçaklarında, ilk nesil A340-200/-300 uzun mesafeli nakliye uçaklarını ve Boeing 737'ler de yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Dünya çapında toplamda 30.000'den fazla teslim edilmiş motor ve 550 farklı müşteri ile CFM56, 2019 tarihinde ulaştığı 115 yıla denk gelen 1 milyar uçuş saati rekoru dünyanın en başarılı ve en güvenilir motor programı olduğunu kanıtlamıştır. 30 yılı aşkın servis pazarına dayanarak ticari taşımacılık alanında en çok satan motor olmuştur ([http-14](#); [http-15](#)).

Motor birleştirme işlemleri, GE Aerospace ve Fransız Safran Aircraft Engines'in (eski adıyla Snecma) yüzdesel olarak 50-50 ortak girişimiyle üretilmektedir. Airbus A320 ailesinde kullanılan CFM56-5B'nin genel bakımları MTU Maintenance Zhuhai'de, CFM56-7B'nin genel bakımları ise MTU Maintenance Berlin-Brandenburg, MTU Maintenance Hannover ve MTU Maintenance Zhuhai'de yapılmaktadır ([http-16](#)). 1974 yılında imzalanan CFM International ortaklık anlaşması 2008 yılında yenilenerek 2040 yılına kadar uzatılmıştır ([http-18](#)).

CFM şirketi tarafından üretilen bu motorlar, mükemmel güvenilirlik ve ekonomik performans sağlamaktadır. Üretilen dönemdeki şartlara ve ihtiyaçlara bağlı olarak her biri yaklaşık olarak 22.000 ile 34.000 lbf itme gücü sağlamaktadır. Bu aralık ise uçağın boyutuna ve taşıdığı ağırlığa bağlı olarak dizayn edilmiştir. Turbofan motorlarının ilklerinden olan bu motorlar bazı özellikleri bakımından tercih edilme sebebi olmuştur. Bunlar özellikler özelleştirilmiş servis uygulamaları ve bireysel onarım çözüm desteklemeleri, gelişen teknolojiye bağlı olarak modifikasyon, güçlendirme, onarım ve revizyon işlemleri, tüm motorlar için son teknoloji onarım hizmeti, yenilikçi yüksek teknoloji onarım süreçleri, daimî AOG yardım destek hattı ve AOG acil durumlarında yedek parça temini, motor performans izleme, mühendislik desteği, kiralık motor sağlayabilme imkânı, söküm işlemleridir ([http-16](#); [http-17](#); EASA, 2018).



Görsel 3.3. CFM56-5B motoru (<http-15>)

Ek olarak CFM56-5B, Airbus A320 ailesi için ilk tasarım yıllarında tercih edilen motordur ve büyük havayolları, düşük maliyetli taşıyıcılar hem de kiralama şirketleri arasında popüler olmuş durumdadır. Motorun geniş çaplı kabul görmesinin ardındaki temel faktörler sektörün en iyi güvenilirliğini sağlamış olması, dayanıklılık, düşük maliyete sahip olması ve yakıt ekonomisinin başarılı olmasıdır. CFM56-5B küçük A318'den A321'e kadar A320 ailesinin her modeline aynı malzeme listesiyle güç verebilen motorlardır (<http-19>; <http-17>).

Eastman Aviation Solutions, Aralık 2006'da motorun hizmete girmesinden bu yana yalnızca Eastman Turbo Oil 2197'nin kullanıldığı bir havayoluna ait şirketin uçağı, CFM56-5B'nin yağ sistemleri incelemesine katılmıştır. Motor yeniliğinden bu yana 30.312 saat ve 15.080 döngü biriktirmiş ve planlı performans restorasyonu ve çekirdek bölümü ömrü sınırlı parçaların (Limited Life Parts: LLPs) değiştirilmesi için çıkarılmıştır ve motorda geçirilen olağanüstü yüksek süre ve 2:1 saat/devir oranı kullanımı göz önüne alındığında motor yağı sistemi son derece temiz olduğu ve yağdan kaynaklanan tortulardan arındığı görülmüştür. Ek olarak uçak işleticileri tarafından büyük ölçüde sorun haline gelen motordaki yağlama sistemi incelenmiştir. Motor için özel kullanılması önerilen bir yağ çeşidi ile CFM56 motorunun tüm modellerinde yatak bölmelerinde ve özellikle No:5 yatak besleme borusunda birikintiyi azalttığı veya tamamen ortadan

kaldırdığı görülmüştür. Böylece bakım verimliliğini artırdığı ve ilgili maliyetleri düşürdüğü kanıtlanmıştır ([http-20](#)).

3.2.2. CFM56-7B (B737NG)

Bir önceki başlıkta bahsi geçen GE (General Electric) Aerospace ve Fransız Safran Aircraft Engines'in (eski adıyla Snecma) şirketleri motor bileşenlerinin üretiminden sorumludur ve her birinin kendi nihai montaj hattı mevcuttur. GE yüksek basınç kompresörü, ateşleme sistemi ve yüksek basınç türbinlerini üretirken; Safran şirketi ise fan, dişli kutusu, egzoz ve alçak basınç türbinlerini üretmekte olup ve bazı bileşenler için ise İtalyan Avio şirketinden destek alınmaktadır.

Motorların montajı GE tarafından Evendale, Ohio'da ve Safran tarafından Villaroche, Fransa'da yapılmaktadır. Tamamlanan motorlar CFM şirketi tarafından sektöre pazarlanmaktadır. Başlangıçtaki ihracat kısıtlamalarına rağmen, Dünyadaki en yaygın turbofan uçak motorlarından birisidir ([http-21](#)).

Boeing tarafından Yeni Nesil olarak adlandırılan 737NG serisi uçaklar için tek kaynaklı güç üretici olarak seçilen CFM56-7B motorları, 19.500 ila 27.300 pound itme gücü sağlamaktadır. Çekirdek (core) ve alçak basınç türbininde yapılan iyileştirmeler sayesinde en yeni CFM56-7BE tasarımı, bu motorları tercih eden operatörler için yakıt tüketimini %1 azaltması, bakım maliyetlerinde %4 düşüş göstermesi, karbon emisyonlarında %2'lik bir azalma sağlamasının yanı sıra daha uzun ömürlü parçaları dahil ederek önemli performans iyileştirmelerini sağlamaktadır. CFM56-7BE, diğer CFM56-7B motorları ve tüm komponentler tamamen birbirleriyle değiştirilebilir ve kolayca takılarak birbirlerinin yerine takılabilmesi konusunda operatörler için maksimum esneklik sağlamaktadır ([http-22](#)).

Sağlamış olduğu dayanıklılık, güvenilirlik ve işletme maliyetlerini düşürme açısından üretildiği tarihten bu yana yaklaşık 1000 iyileştirmenin ardından Dünya çapında en çok tercih edilen CFM56 motorları kısa bir süre önce 30.000nci motor teslimatını gerçekleştirirken, son elli yılda gerçekten "büyüyen" en popüler ticari uçak motoru olma konumundadır. CFM56-7B motorları; her 2500 kalkışta yalnızca bir kez gecikme ya da havada motor kapatma denilen iptale denk gelen, sektörde kullanılan diğer motorlara kıyasla %99,96'lık motor güvenilirlik oranıyla yüksek uçuş performans ve emniyeti sergilemektedir.



Görsel 3.4. CFM56-7B motoru (<http-15>)

Ayrıca CFM56 motorları, CFM Filo Veri Depo Yönetimi sisteminden elde edilen verilere göre ilk ağır bakımına kadar üretici tarafından verilen ortalama değerde 20.000 saykıl kanatta takılı kalma süresi vardır. Bahsi geçen bu ortalama değer ağır bakım için motoru kanattan sökmeden yaklaşık dokuz yıl boyunca hizmet vermesi anlamına gelmektedir (<http-23>).

CFM56 motorlar 1982'de ilk kez hizmete girmesi ve ardından sektörden gelen geri bildirimler sayesinde yapılan iyileştirmelerle üretilen CFM56-7B model motorları 1997'de hizmete girmiştir. 2011'in başlarında tasarlanan ve 2016'da CFM şirketinin yeni nesil LEAP (Leading Edge Aviation Propulsion) motorlarını piyasaya sürmesine kadar ticari havacılık tarihindeki en hızlı yükselişi yaşamıştır. Geçtiğimiz 40 yıl boyunca CFM şirketi, Boeing ve Airbus uçaklarına güç sağlamak adına CFM56 motorlarını teslim etmiştir. CFM şirketi, diğer motor üreticilerine kıyasla daha önce hiçbir havacılık girişimcisinin başaramadığı bir başarıya ulaşmış ve 1 milyar uçuş saati kaydetmiştir (<http-24>; <http-15>).

Uçak üreticisi Boeing, 1993 yılında Yeni Nesil 737NG ailesini piyasaya sürmüş ve CFM şirketi bir kez daha tek motor tedarikçisi seçilmiştir. CFM56-3 ile karşılaştırıldığında gelişmiş CFM56-7B; %25 daha fazla itiş gücü, %5 daha iyi yakıt tüketimi ve %15 daha düşük bakım maliyetinin sağlandığı gözlemlenmiştir (<http-8>). Ayrıca tüm müşteriler için en üst düzeyde sevkiyat güvenilirliği sağlamak amacıyla CFM

şirketi, geniş miktarda yedek motor ve parça üretmeye devam etmektedir. CFM56'nın güvenilirliği ve dayanıklılığı askeri uygulamalarda da sıklıkla kullanılmasını sağlar. Örnek olarak, ABD Hava Kuvvetleri 2.500'den fazla CFM56 motor kullanan CFM şirketinin önde gelen müşterilerinden birisidir. İngiliz ve Fransız hava kuvvetleri de bir dizi CFM ile çalışan uçakları kullanmaktadır. Bu motorlar özellikle KC-135 ve C-135FR tankerlerine, E-3 ve E-6 AWACS ve erken uyarı uçaklarında, Boeing 737 AEW&C, C-40 nakliye araçlarına ve P8-A Poseidon deniz uçaklarına güç sağlamaktadır (http-25).

3.2.3. V2500 (A320FAM)

V2500 motor adı tasarım ve üretimi sağlamak için 1983'te kurulmuş olan International Aero Engines (IAE) üreticisinin, Pratt & Whitney, Pratt & Whitney Aero Engines International GmbH, Japanese Aero Engines Corporation, MTU Aero Engines ve Rolls-Royce gibi havacılık liderlerinin ortaklığı sonucunda beş üyeyi temsil eden Roma rakamı V'den gelmektedir. 2500 rakamı ise motor tarafından üretilen ortalama gücün 25.000 lbf olduğunu temsil etmektedir (http-25;_http-26).

V2500 motoru, genellikle Airbus A320 ailesi olduğu gibi McDonnell Douglas MD-90 ve Embraer KC-390 gibi ticari uçaklarda kullanılan yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motordur. Motorun tasarımı 1980'li yıllarda yapılmasına rağmen ilk olarak piyasaya sürümü 1980'li yılların ortaları olmuştur. V2500 motorları International Aero Engines (IAE) tarafından üretilmektedir (http-25). Airbus A320 ailesi için tercih edilen bu motoru üretme konusundaki uzmanlığı ile teknik anlamda mükemmeliyetçiliği yakalaması motorun geniş bir alanda kullanılmasını beraberinde getirmektedir.

V2500 motoru Airbus A320 ailesi için %3'ten fazla daha iyi yakıt sarfıyatı, hedeflenen en düşük karbon salınımı ve en az gürültü seviyesinde çalışma gibi durumları sağlarken önemli bir menzil avantajı ile en sessiz, en yakıt verimli motor olma hedefindedir (http-26). Tüm bunlara rağmen Airbus A320'de kullanılan motorların en son varyantı A-5 modeli için kanatta asılı kalma süresini en üst düzeye çıkarmak için tasarlanmıştır. Güvenilirlik standardını belirleyen V2500 motoru, devam eden üretimi ve istikrarlı malzeme ve komponent tedarik zinciri kullanıcıların ihtiyaçlarını operasyon aksamadan devam ettirme hedefindedir (http-26).

V2500 motoru ticari, kargo ve askeri platformlara güç sağlayan çok yönlü uygulamalara sahiptir. 33.000 lbf kadar itme gücüne sahip V2500 motoru günümüzde seksenden fazla ülkede iki yüze yakın müşteriyle yaklaşık 3.000 uçağa güç sağlamaktadır

ve 250 milyondan fazla motor uçuş saatiyle 60 milyondan fazla uçuşa güç vermiştir (http-26).

Bu motorlar CFM56 motorları ile büyük benzerlik gösterir ancak yakıt tüketimi CFM56'ya göre daha düşüktür. Bu olumlu etkiye karşı V2500'ün ağır bakımları CFM56'ya göre daha yüksek bakım maliyetlere sahiptir. Bu dezavantaj olarak görünse de V2500'ün teknolojisi, onu sınıfında tercih edilen motor haline getirmekte ve teknolojik olarak gelişmiş tasarımı sayesinde benzersiz verimlilik ve güvenilirlik sağlamaktadır. V2500 motorları bugüne kadar 280 milyon uçuş saatini tamamlamıştır. V2500 modellerinin onarımı, tüm bakım ve revizyon hizmetlerini sunan MTU Maintenance tarafından gerçekleştirilmektedir (http-27; http-28).

3.3. Modern Turbofan Motorlar

Turbofan motorlarda geliştirilmeye çalışılan temel konu mevcut uçaklarda harcanan yakıtla, yolcu başına daha fazla menzile sağlayarak yakıt verimliliği elde etmektir. Bunu yapmak için daha hafif ve yüksek dayanımlı alaşım malzemeler, dijital kontrol sistemleri, yüksek sıkıştırma oranları için çok kademeli kompresörler geliştirilmiştir. Bu bölümde CFM LEAP-1A/CFM LEAP-1B ve PW1100 motorlarına yer verilmiştir.

3.3.1. CFM LEAP 1A ve CFM LEAP 1B

Bilindiği üzere motor üreticisi olan CFM şirketi General Electric (GE) ve Safran (eski adıyla Snecma) tarafından ortaklaşa kurulmuştur. Safran firmasının LEAP-X (Leading Edge Aviation Propulsion: LEAP) motorları için sorumlu olduğu kısımlar hava giriş kısmı, düşük basınçlı türbin, yağlama sistemi, dişli kutusu, motor parametreleri iken General Electric (GE) firmasının sorumlu olduğu kısımlar yüksek basınçlı kompresör, yüksek basınçlı türbin, yanma odası kısmı, yakıt ve kontrol sistemi, hava ateşleme ve başlatma (start) sistemleridir.

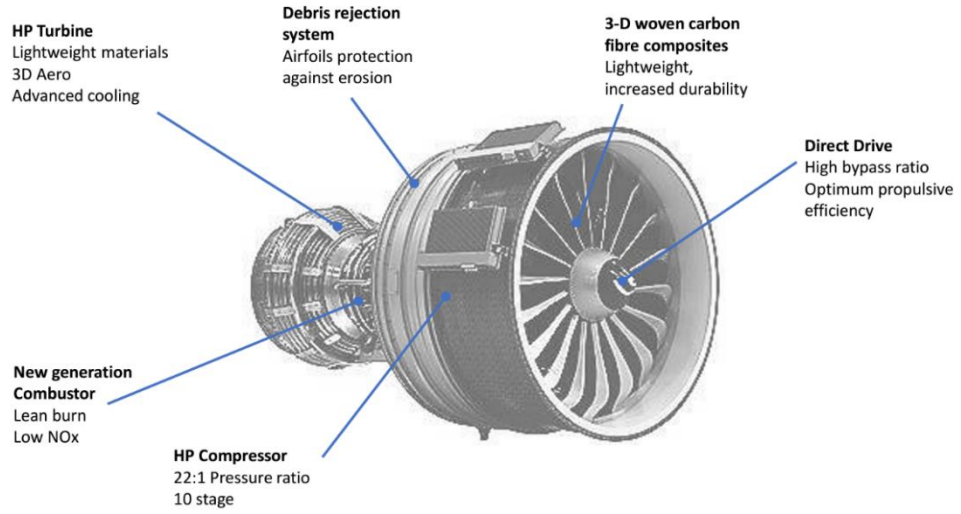


Fig. 7. CFM International LEAP component technologies (adapted from [37]).

Görsel 3.5. CFM LEAP bileşen teknolojileri (Ranasinghe, K., Guan, K., Gardi, A., & Sabatini, R. (2019).

2000’li yılların başlarında yeni bir motor geliştirme hedefi ile yola çıkan CFM şirketi 2010’lu yıllarda Airbus A320NEO, Boeing B737MAX ve COMAC C919 tipindeki yeni nesil uçaklar için birer motor seçeneği olarak sunulmuştur. LEAP-1A motorları A320NEO ailesi için; LEAP-1B motorları B737MAX ailesi için; son olarak ise LEAP-1C motorları ise C919 tipindeki uçaklar için tasarlanmıştır. 2016 yılında A320NEO ailesinin uçuşa elverişlilik sertifikalarının tamamlanmasıyla (servise verilmeye başlanması ile) birlikte bu motorlar ticari uçuşlarda yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır.



Görsel 3.6. CFM LEAP-1A motoru (<http-15>)

CFM şirketinin üretmiş olduğu motorlardan biri olan LEAP-1A ise Airbus A320NEO ailesinde kullanılan yüksek itiş gücüne (sıkıştırma oranı yaklaşık 11:1) ve yakıt verimliliğine sahip olma özellikleri ile ön plana çıkan bir turbofan motordur. Ayrıca LEAP-1A ve LEAP-1B motorları havacılık sektöründe çevreye karşı olan zararları azaltma hedefini de göz önünde bulundurularak tasarlanmıştır. LEAP-1A, çift döngü teknolojisi yani karşı yönden gelen hava akışını motorun içinde iki ayrı şekilde yönlendirerek daha verimli bir yanma sağlaması ile birlikte yüksek bypass oranına sahip olması (11:1), motorlarının giriş kısmındaki parçaların karbon fiber yapılar kullanılarak ağırlığın azaltılmasına karşın dayanıklılığın artırılması ve daha verimli fanlar gibi yenilikçi özelliklere sahip olup; CFM 56'ya göre tasarımsal açıdan ve dayanıklılık olayını başka bir boyuta taşıyarak aerodinamik yapıya yenilikçi katkı sağlamıştır. Turbofan motorların verimliliği, üretilmiş olan itki başına tüketilen yakıt cinsinden ölçülmektedir. LEAP-1A motorlarının üretmiş olduğu itki gücü yaklaşık 35.000 pound'tur.

LEAP, CFM 56'dan daha verimli olması için daha yüksek bir basınçta çalışacak şekilde tasarlanırken, motorun hizmet ömrünü ve güvenilirliğini en üst düzeye çıkarmak için çalışma basıncı maksimumdan daha düşük bir seviyede tutulmuştur. Yüksek basınç kompresöründe (HPC), "bladed disk" dediğimiz "blisk" teknolojisini kullanmaktadır. Bu sayede LEAP motorlarını kullananların önceden kullanmış oldukları CFM motorlarına nazaran yaklaşık %15 seviyelerinde daha az yakıt sarfıyatı sağlayarak işletme maliyetlerini azaltmış olduğu ve çevresel etki olan karbon salınım etkilerini azalttığı görülmüştür. Motorların gürültü seviyelerinin %50 oranında azalması ile daha verimli ve daha konforlu uçuş sağlayan bir turbofan motor haline gelmiştir. LEAP motorlarının tüm bu özelliklerine ek olarak, LEAP-1B motorlar ise 8.6:1 oranında yaklaşık bir bypass'a ve yaklaşık olarak 28.000 pound'luk bir güç üretimine sahiptir.



Görsel 3.7. *CFM LEAP-1B Motoru* (<http-15>)

3.3.2. PW1100

PW1100 motoru, Pratt & Whitney tarafından tasarımı yıllar boyunca süren yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motordur. Bu motorlara bazı yerlerde özellikle GTF (Geared Turbofan) motorlar da denilmektedir. Ticari taşımacılıkta kullanılmak üzere tasarlanan bu motor genellikle Airbus A320NEO serisi uçaklarında kullanılmaktadır. Airbus A320NEO serisi uçaklar, PW1100 motorunu kullanan önemli uygulamalardır. Bu motorlar, A320NEO'nun daha yakıt verimli ve çevre dostu bir versiyonu olan NEO (New Engine Option: NEO) modeline güç sağlamaktadır.

Tasarım ve performans olarak PW1100 motoru kullanıcılara yüksek itki gücü sağlarken yakıt verimliliği, çevreye olan zararlı etkilerini azaltan ve motor performansını ön planda tutan bir tasarıma sahiptir. Bu motorlar, günümüz şartlarına ve gelecekte taleplere göre modern teknolojiler ile donatılmış ve çeşitli optimizasyonlarla, yazılımlarla güçlendirilmiştir. İleri teknoloji malzemeleri, aerodinamik tasarım ve motor sistemleri bu motorların performansını artırırken güvenilirliğini ve dayanıklılığını da arttırmaktadır.

PW1100 motorlarında itki gücü, operasyonu yürüten şirketlerin talep ve tercihlerine göre çeşitli versiyonlara ayarlanabilir ve bu farklı versiyonlara bağlı olarak da farklı itme güçleri sağlanabilmektedir. Bu itki güçleri uçakların maksimum kalkış ağırlıklarını da hesaba katarak uçuş emniyetini tehlikeye atmayacak şekilde genellikle 24.000 ile yaklaşık 35.000 pound şeklindedir. Yakıt verimliliği açısından, son derece modern tasarım özelliklerinden kaynaklanan PW1100 motorları %25 daha az yakıt tüketerek daha

uzun menzil ve daha ekonomik uçuşlar sağlamaktadır. Bu özellikler ise bu motorları havayolu şirketleri tarafından cazip hale getirmektedir. Gürültü ve karbon emisyonu açısından, PW1100 motorları çevresel etkileri azaltmak için tasarlanmıştır. Önceki nesil motorlara kıyasla sürdürülebilir bir yaşam için %75'e varan daha az gürültü ve daha düşük karbon emisyonları gibi özelliklerle çevresel projelere katkı sağlar ve hava kirliliğini azaltma yönünde son derece önemlidir. Geleneksel uçak yakıtı (kerozen) ile çalışan motorlar, aynı şirketin üretmiş olduğu V2500 motorlarında olduğu gibi önceki motorlara kıyasla %17'ye kadar daha düşük karbon emisyonu sunmaktadır. Ayrıca 100'ün üzerinde sürdürülebilir havacılık yakıtıyla (Sustainable Aviation Fuel=SAF) denenen testlerden başarı ile geçmiş ve daha düşük karbon emisyon döngüsü sunabileceğini göstermiştir (Ranasinghe, vd., 2019).

4. MOTOR PERFORMANS GÖSTERGELERİ

Egzoz gaz sıcaklığı, yakıt akışı ve özgül yakıt sarfiyatı, kompresör basınç oranı, motor basınç oranı, N1 ve N2 rotorları (şaftları) ve kompresör giriş hava ısısı motor performans göstergeleridir. Bu performans göstergeleri, motorun optimum verimlilikte ve güvenilir şekilde çalışmasını sağlamak için sürekli izlenir. Havayolu işletmeleri ve mühendisler, motorların performans verilerini analiz ederek motorun bakım ihtiyaçlarını belirler ve operasyonel maliyetleri düşürmek için çalışır.

4.1. Egzoz Gaz Sıcaklığı (EGT)

Gaz türbinli motorlar havacılık merkezli olarak geniş bir alanda kullanılmaktadır. Uçak gaz türbinli motorlarında egzoz gazı sıcaklığı, egzoz gazı sıcaklığının birincil ölçüsüdür ve dikkat edilmesi gereken önemli parametrelerdendir. Motor sağlığı açısından daha yüksek EGT, motorun daha fazla aşınmasına neden olur ve dolayısıyla motorun performansı ve ömrünü kötüleştirir. Havacılık sektöründe kullanılan her bir uçak motoru için belirli EGT limit değerleri mevcuttur. Bu değerler motor üreticileri tarafından uçakların tasarımı ve sertifikasyonu sürecinde belirlenmektedir. Yanma işlemi sonucunda oluşan sıcak gazlar, motorun arkasındaki egzoz bölgesinden dışarı atılır. Bu egzoz gazlarının sıcaklığı, motorun performansı ve güvenliği açısından izlenmektedir. EGT'nin belirli bir aralıkta olması, motorun en iyi şekilde çalıştığını göstermektedir. Eğer egzoz gazı sıcaklığı çok düşükse, bu motorun verimli çalışmadığını ve performansının düşük olduğunu gösterebilir. Öte yandan egzoz gazı sıcaklığı çok yüksekse, motorun aşırı ısındığı veya yanma işleminin kontrolsüz bir şekilde gerçekleştiği anlamına gelebilir. Bu da motorun zarar görmesine veya hatta arızalanmasına neden olabilir. Böylelikle EGT değeri, yanma odasında oluşan gazların motoru terk etmeden önceki sıcaklıklarının ölçülmesi ile elde edilmektedir. Bu sıcaklık ölçümleri genellikle türbin kademesinden sağlanmaktadır. Bir turbofan motorun çalışması esnasında EGT limitine ulaştığında, burada oluşan sıcaklık türbin kanatlarını erime noktasına kadar yükseltmektedir. Türbinlerde oluşacak yapısal hasarlar türbin içerisindeki pallerin uzamasından kaynaklı oluşan hasarlardır. Bir başka hasar ise aşırı gerilme ve sıcaklıktan dolayı malzemedeki yorgunluk hasarıdır (Türkmen, 2010; Bakır, 2010). Tahmini oluşacak hasar, yüksek bir bakım maliyetini beraberinde getirecektir. Bu sebeple oluşacak bakım maliyeti tahmini gaz türbinli bir motorun EGT değeri operatörler için hem performans hem de ekonomik açıdan son derece önemli bir parametredir. Tüm bunlara rağmen operatörler pilotlara kalkış esnasında EGT limitlerini aşmamaları adına en fazla 5 dakika motorun en son

üretebileceği itki kuvvetini kullanabilmeleri için izin vermiş olup, motorların emniyetli sınırlar içinde çalıştığından emin olmak için EGT değerlerini izlemeleri beklenmektedir (http-8).

4.2. Yakıt Akışı ve Özgül Yakıt Sarfıyatı

Yakıt akışı (Fuel Flow-FF), bir uçak motorunun birim zamanda kullanılan yakıt miktarını ifade eder. Bu, motorun ürettiği güce ve itki gücüne bağlı olarak değişmektedir. Yakıt akışı genellikle saat başına pound (pound per hour: lb/hr) veya saat başına kilogram (kilogram per hour: kg/hr) cinsinden ölçülmektedir. Yakıt akışı, uçuş esnasında pilotlar tarafından izlenir ve kontrol edilmektedir. Bu izleme ve kontrol işlemi, motorun verimli bir şekilde çalıştığından ve uçağın planlanan uçuş süresi boyunca yakıt tüketiminin belirlenen sınırlar içinde olduğundan emin olmak için önemlidir.

Özgül yakıt sarfıyatı (Specific Fuel Consumption: SFC), bir uçak motorunun ürettiği birim güç başına tüketilen yakıt miktarını ifade eder. Genellikle maksimum kalkış ağırlığına veya kuvvet başına düşen yakıt akışı olarak ifade edilmektedir. Özgül yakıt sarfıyatı genellikle pound per horsepower per hour (lb/hp/hr) veya kilogram per kilonewton per hour (kg/kN/hr) gibi birimlerle ölçülmektedir. Özgül yakıt sarfıyatı, bir motorun verimliliğini değerlendirmek için kullanılır. Daha düşük SFC değerleri, motorun daha verimli olduğunu ve birim güç başına daha az yakıt tükettiğini göstermektedir. Bu da uçağın daha uzun menzilli uçuşlar yapmasını veya daha düşük maliyetle aynı mesafeyi almasını sağlamaktadır.

Hem yakıt akışı hem de özgül yakıt sarfıyatı, uçak tasarımı ve motor teknolojisi gibi faktörlere bağlı olarak değişkenlik göstermektedir. Uçak üreticileri ve motor üreticileri, uçakların ve motorların verimliliğini artırmak için sürekli olarak çalışır ve yeni teknolojiler geliştirirler. Bu da pek çok operatörün kullanmaya başladığı daha az yakıt tüketen ve daha uzun menzilli uçak motorlarının araştırılmasına ve geliştirilmesine imkân tanımaktadır.

4.3. Kompresör Basınç Oranı

Gaz türbinli uçak motorlarında kompresör basınç oranı motorun performansını ve verimliliğini belirleyen kritik bir parametredir. Diğer bir ifade ile basınç oranı, kompresörün giriş ve çıkış basınçları arasındaki orandır. Kompresör, hava akışını sıkıştırarak yanma odasını veya yanma odalarını besler. Bu sıkıştırma, daha yüksek yanma verimliliği ve daha fazla itme kuvveti üretmek için gereklidir. Özet olarak, gaz

türbinli uçak motorlarında kompresör basınç oranı, motorun önemli bir performans parametrelerinden biridir ve genellikle "bypass" veya "ana" kompresör basınç oranları olarak ifade edilmektedir.

Bypass (çevresel) kompresör basınç oranı, motorun bypass (çevresel) hava akışını sıkıştıran kompresörün basınç oranını ifade etmektedir. Bypass motorlarında, bir kısmı motorun içinden değil dışından (bypass kanalları aracılığıyla) hava akışı sağlanmaktadır. Bu operatörler için daha yüksek verimlilik ve yakıt tasarrufu sağlayabilmektedir. Bypass kompresör basınç oranı, bypass kanalındaki hava akışının sıkıştırılma derecesini göstermektedir. Daha yüksek bir basınç oranı, daha fazla sıkıştırma ve daha yüksek verimlilik anlamına gelebilir.

Ana kompresör basınç oranı, motorun ana (core) hava akışını sıkıştıran kompresörün basınç oranını ifade etmektedir. Ana kompresör, motorun içine giren hava akışını sıkıştırır ve yanma odasına iletmek üzere hazırlamaktadır. Ana kompresör basınç oranı, motorun içindeki hava akışının sıkıştırılma derecesini göstermektedir. Daha yüksek bir basınç oranı, daha fazla sıkıştırma ve daha yüksek verimlilik sağlayabilmektedir.

Genel olarak hem bypass hem de ana kompresör basınç oranları, motorun performansını etkileyen önemli faktörlerdir. Basınç oranları, havanın motor girişindeki ve kompresör çıkışındaki değerler olup, kompresörün çeşidine ve kompresör kademesine bağlı olarak değişim göstermektedir. Kompresördeki var olan kademe sayısı arttıkça kompresör basınç oranı artmaktadır (Bakır, 2010). Daha yüksek basınç oranları genellikle daha yüksek verimlilik, daha iyi performans ve daha düşük yakıt tüketimi anlamına gelmektedir. Ancak, bu yüksek basınç oranları daha fazla mekanik yük ve ısı üretebilmekte, bu durumda motor tasarımında dikkate alınması gereken diğer faktörler konumuna gelmektedir.

4.4. Motor Basınç Oranı

Modern ve geleneksel gaz türbinli motorlarda motor basınç oranı, motorun içindeki hava veya gazın sıkıştırılma oranını ifade etmektedir. Bu oran itki kuvvetinin oluşması, motorun verimliliği ve performansı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Ayrıca motor basınç oranı genellikle PR (Pressure Ratio) şeklinde kısaltılır ve havanın sıkıştırma işlemi sonrası basınç seviyesini, başlangıçtaki basınç seviyesine bölerek hesaplanır.

Gaz türbinli motorlarda motor basınç oranı 5.6:1 veya daha yüksek olabilir. Bu emilen havanın çıkış basıncının, giriş basıncına göre 5 kat veya daha fazla arttığını gösterir. Yüksek basınç oranları daha yüksek verimlilik daha iyi yakıt ekonomisi ve daha

fazla güç üretimi sağlar, ancak aynı zamanda motorun tasarımı, malzeme dayanıklılığı ve termal yönetimi gibi teknik zorlukları da beraberinde getirebilmektedir.

Motor basınç oranı, motor tasarımında önemli bir parametre olarak dikkate alınmakta ve genellikle motorun itki kuvveti denilen performans potansiyelini belirleme konusunda ve motorun çalışma karakteristiğini belirlemede kritik bir faktör olarak karşımıza çıkmaktadır. Tüm bunlara rağmen yüksek basınç oranları daha yüksek termal verimlilik sağlar. Bu, daha fazla güç ve daha düşük yakıt tüketimi anlamına gelir. Aynı zamanda motorun daha kompleks yapıda olmasını sağlar ve genellikle daha hafif bir yapıya imkân tanımaktadır. Malzeme gereksinimi olarak, yüksek basınç oranlarına sahip motorların kompresör ve türbin kademelerindeki malzemelerin daha dayanıklı bir nevi daha özel yapıda olması gerekmektedir. Yüksek basınç oranlarıyla elde edilen motor performans avantajlarına rağmen, motorun fiziksel ve termal sınırları vardır. Özellikle yanma odasından çıkan sıcak gazların kontrol edilmesi ve soğutulması, motor ve egzoz tasarımında önemli bir rol oynamaktadır.

Uçak motoru üreticileri sürekli olarak basınç oranlarını artırmak ve motorların verimliliğini optimize etmek için çalışmalar yapmakta ve yeni malzemelerin kullanımı, aerodinamik tasarım iyileştirmeleri ve soğutma teknolojilerindeki ilerlemeler, bu yönde önemli adımlar atmalarını sağlamaktadır.

4.5. N1 ve N2 Rotorları (Şaftları)

Turbofan motorlar genellikle çift rotorlu motorlardır; birinci rotor fan rotoru (N1 olarak bilinir) ve ikinci rotor ise türbin rotorudur (N2 olarak bilinir). Modern uçak motorlarında "N1" terimi, genellikle turbofan motorlarda kullanılmaktadır ve motorun birinci yani dış rotorunun (fan bladelerin, fan rotorunun) dönüş hızını ifade etmekte olup modern turbofan motorlarda önden arkaya kadar uzanan; uzun şaft diye adlandırılan yerdir.

N1, turbofan motorlarda fan rotorunun dönüş hızını belirtmektedir. Fan rotoru denilen kısım, genellikle motorun önünde bulunan büyük çaplı bir fan grubunu ifade etmektedir. Bu fan grubu, motorun içine giren hava akışını yönlendirir ve uçak için itki gücünü oluşturmaktadır. N1, bu fan rotorunun devir sayısını RPM (devir/dakika) cinsinden ifade edilmektedir.

Uçak kokpitindeki motor göstergeleri arasında "N1", genellikle motorun önemli bir parametresi olarak yer alır. Pilotlar, N1 göstergesinden motorun fan rotorunun dönüş hızını birincil motor göstergesi denilen ekrandan takip ederler. Bu, motorun çalışma

durumunu ve güç çıkışı değerlendirilmelerine ve izlemelerine yardımcı olmaktadır. Aynı zamanda N1 değerini belirli sınırlar içinde tutarak motorun verimli ve güvenli bir şekilde çalışmasını sağlamaktadır.

Farklı uçak motorları ve motor üreticileri, N1 değerlerini motor tasarımına, üretebileceği maksimum itki gücüne ve performans gereksinimlerine göre ayarlarlar. Dolayısıyla, farklı uçak tipleri ve motor modelleri arasında N1 değerleri değişiklik göstermektedir. Yani fan rotorunun daha yüksek bir N1 değeri, motorun daha fazla hava emişine ve dolayısıyla daha yüksek itiş gücüne sahip olmasını sağlayacaktır. Bu da uçağın daha iyi performans göstermesini sağlamakta, özellikle hızlanma ve tırmanma sırasında önemli bir parametre olarak karşımıza çıkmaktadır.

Özetle N1 terimi, turbofan uçak motorlarında fan rotorunun dönüş hızını ifade eden önemli bir terimdir. Bu değer, uçak operasyonlarında motor gücünün yönetiminde ve performansının izlenmesi konusunda önemli bir rol oynamaktadır.

Uçak motorlarında "N2", genellikle turbofan motorlarda kullanılmaktadır ve motorun ikinci rotorunun (türbin rotoru) dönüş hızını ifade etmekte olup modern turbofan motorlarda motorda bulunan önemli komponentlerin çalışmasında doğrudan bağlantılı olan ve kısa şaft diye adlandırılan yerdir.

N2, turbofan motorlarda türbin rotorunun dönüş hızını ifade etmektedir. Türbin rotoru, motorun içindeki yanma odasında yakıtın yanması sonucunda ortaya çıkan sıcak gazların enerjisini alarak dönen bir rotordur. Bu rotor, genellikle motorun iç kısmında bulunur ve yüksek hızlarda dönmektedir. Rotor, genellikle fan rotoruna (N1) göre daha çok içeride yer almakta ve genellikle daha yüksek RPM (devir/dakika) değerleri üretmektedir. Uçak kokpitindeki motor göstergeleri arasında N2, pilotlara motorun türbin rotorunun dönüş hızını göstermektedir. Bu, pilotların motorun güç seviyelerini kontrol etmelerine ve motorun çalışma durumunu izlemelerine yardımcı olmaktadır.

N2 değeri, motorun güç çıkışı ve itme gücüyle doğrudan ilişkilidir. Türbin rotorunun daha yüksek bir dönüş hızı, motorun daha fazla enerjiyi dönüştürmesini ve daha yüksek itiş gücü sağlamasını sağlamaktadır. N2 değeri, motor kontrol sistemleri tarafından sürekli olarak izlenir ve yönetilir. Bu sistemler, motorun güvenli ve verimli çalışmasını sağlamak için N2 değerini uygun sınırlar içinde tutmaktadırlar. Aşırı dönüş hızı veya aşırı yüklenme durumlarında motor güvenliği için otomatik koruma sistemleri devreye girmektedir.

Farklı turbofan motor modelleri ve üreticileri, motorun tasarımına ve performans gereksinimlerine göre N2 değerlerini ayarlar. Bu, motorun aerodinamik özellikleri, yakıt tüketimi ve genel performansı üzerinde önemli bir rol oynamaktadır.

Sonuç olarak N2 terimi, turbofan uçak motorlarında türbin rotorunun dönüş hızını belirten kritik bir göstergedir. Bu değer, uçağın güç gereksinimlerini karşılamak ve operasyonel gereksinimleri yerine getirmek için motorun doğru şekilde çalışmasını sağlayan önemli bir parametredir.

4.6. Kompresör Giriş Hava Isısı

Geleneksel ve modern turbofan motorlarda, kompresör girişindeki hava ısısı motorun verimliliği ve performansı açısından önemli bir etkidir. Havanın ısısı, yoğunluğu ve basıncı kompresör kademesindeki sıkıştırma olayına direkt etki etmektedir. Motorların hava giriş alığı üzerinde bulunan sıcaklık sensörü dış ortam sıcaklığını ölçerken, motorun hareketlerini izleyen ve yeri geldiğinde komut veren EEC denilen yapı üzerindeki P0 dediğimiz dış ortam basıncını ölçerek etkin bir sıkıştırma ve daha sonrasında etkin bir yanma olayının gerçekleşmesi için oldukça önemlidir. Düşük hava giriş sıcaklıklarında (yüksek irtifalarda), hava sıcaklığı oldukça düşüp havanın yoğunluğu arttığı için bu durum motor performansını olumlu yönde etkilemektedir. Her ne kadar düşük sıcaklıklar motor için olumlu gibi gözükse de çok düşük sıcaklık değerlerine maruz kalmak motoru bazı bölümlerinde buzlanma riskini ortaya çıkarmaktadır. Buzlanma riski hava akışını ve kompresör performansını olumsuz yönde etkileyebilmektedir. Bu nedenle, turbofan motorlarda genellikle buzlanmayı önlemek için gereken zamanlarda kompresör kademesindeki sıcak hava kullanılmaktadır. EEC dediğimiz yapı farklı irtifalarda ve farklı sıcaklıklarda motorun maksimum performansı için yüksek basınç kompresör girişindeki hava sıcaklığını T25 denilen sensörleri kullanarak sıcaklık değerlerini sürekli olarak izler ve gerekli ayarlamaları yapar. Sonrasında kompresör kademelerinde sıkıştırılıp basınçlandırılan hava yanma odasına doğru ilerler. Buradan yanarak çıkan yüksek sıcaklık ve yüksek basınçlı hava ilk olarak alçak basınçlı türbine nazaran daha dar bir çember yapısına sahip olan yüksek basınçlı türbin kademesine gönderilmektedir. Burada ilk olarak yanmış gazların kinetik enerjisi türbin kademesi içerisindeki dönen kanatçıklar vasıtasıyla dönü hareketine çevrilmektedir ve N2 olarak adlandırılan yüksek basınçlı şaftın (HP şaft, kısa şaft) verimli bir şekilde dönmesini sağlamaktadır. Yüksek basınç türbininden geçen gazlar daha geniş bir çember yapısına sahip düşük basınç türbinine gelmektedir. Bu bölümde gazların hem kinetik enerjisi

azaltmakta hem de EGT değerlerini aşmaması için sıcaklığı fan havası kullanılarak dūřurlerek egzoz bölmesine verilmektedir. Dūřuk basınç türbinlerinde ya da yüksek basınç türbinlerin tasarımında kullanılan malzemelerin ergime sıcaklık değerleri ve genleşme katsayıları çok önemlidir. Bu sebeple, N₂ şaftının etkin ve verimli bir şekilde dönebilmesi türbin içerisindeki dönen rotorun kanatçıkları ile etrafındaki çember arasındaki mesafenin (boşluğun) minimumda olmasıyla alakalı bir durumdur. Kompresör sıkıştırma oranı, modern günümüz motorlarında, 5.6:1'den 24:1'e kadar yüksek değerlere ulaşmaktadır. Motorların üretebildikleri maksimum güce göre ağırlık ve özgül yakıt tüketim konusunda iyileştirmeler yapılmıştır.

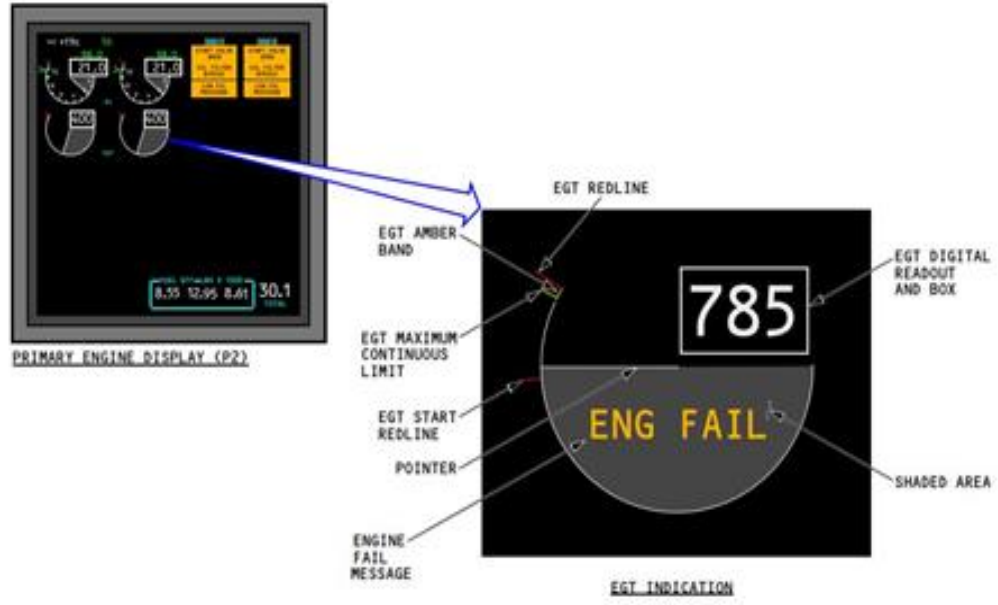


5. MOTORUN OPERASYONEL LİMİTLERİ/KARAKTERİSTİKLERİ

Turbofan motorların operasyonel limitleri ve karakteristikleri motorun güvenilir, verimli ve uzun ömürlü bir şekilde çalışmasını sağlamak için belirlenmiş sınır değerleri ve özellikleri içerir. Bu limit ve karakteristikler uçak operasyonlarında dikkate alınması gereken çeşitli koşullara göre belirlenmiştir. Bunlar maksimum çalışma sıcaklıkları, izin verilen maksimum rotor hızları, basınç limitleri, üretilen güç (thrust değeri) ve yakıt tüketimi ve karbon emisyonlarıdır.

5.1. Maksimum Çalışma Sıcaklıkları

Motorlarının maksimum çalışma sıcaklık değerleri; hava-yakıt zengin karışım oranı ya da hava-yakıt fakir karışım oranı, uçağın yüklenmiş ağırlığı ve uçağın kalkışı için istenilen kalkış itki gücüne bağlı olarak değişmektedir ve bu değerler EGT ile ifade edilmektedir. Motor üreticileri tarafından verilen bu limitler motorun verimli ve emniyetli bir şekilde çalışmasını sağlamak içindir. Herhangi bir limit aşımı olması durumunda motorun performansı etkilenebilir ve istenmeyen hasarlara yol açabilir. Bu sebeple, CFM56-5B ve CFM56-7B motorlarında motorun ilk çalışma esnasındaki maksimum çalışma sıcaklık limiti 725 C°'dir. Motorun çalışma performansını izleyen EEC (Electronic Engine Control), motorun ilk çalışma esnasındaki sıcaklığın 725 C°'den fazla olduğunu veya olacağını hissederse motor çalıştırma işlemini iptal edebilmektedir. Kalkış esnasında maksimum itki gücü kullanarak kalkış yapılan motorlar için verilen maksimum çalışma sıcaklık değeri maksimum 5 dakika süre için 925 C°'dir ve pilotlar bu dereceye ulaştıkları zaman kokpitte ilgili motor parametrelerinde “amber” renkli EGT yazısını görmektedir. CFM motor üreticisi bu değerın kısa süreliğine 950 C°'ye kadar çıkmasına izin vermiştir. 950 C°'nin aşılması durumunda kokpitte motor parametrelerinde “kırmızı” EGT uyarısı çıkmaktadır (http-8; http-17).



Görsel 5.1. Birincil motor parametreleri göstergesindeki EGT gösterimi (http-8)

V2500 motorlarında ilk motor çalıştırma esnasındaki maksimum çalışma sıcaklık limiti yaklaşık 410 C°'dir. Fakat motor üreticisi ilk motor çalıştırmada bu düşük limiti maksimum 2 dakika olacak şekilde 635 C° olarak belirlemiştir. İlk çalıştırma esnasında 635 C°'yi geçmesi durumunda EEC motor çalıştırmayı iptal edebilmektedir. Kalkış esnasında maksimum itki gücü kullanarak kalkış yapılan motorlar için verilen maksimum çalışma sıcaklık değeri maksimum 5 dakika süre için 650 C°'dir ve pilotlar bu dereceye ulaştıkları zaman kokpitte ilgili motor parametrelerinde “amber” renkli EGT yazısını görmektedir. Motor üreticisi bu değerın kısa süreliğine 680 C°'ye kadar çıkmasına izin vermiştir. 680 C°'nin aşılması durumunda kokpitte motor parametrelerinde “kırmızı” EGT uyarısı çıkmaktadır (http-17).

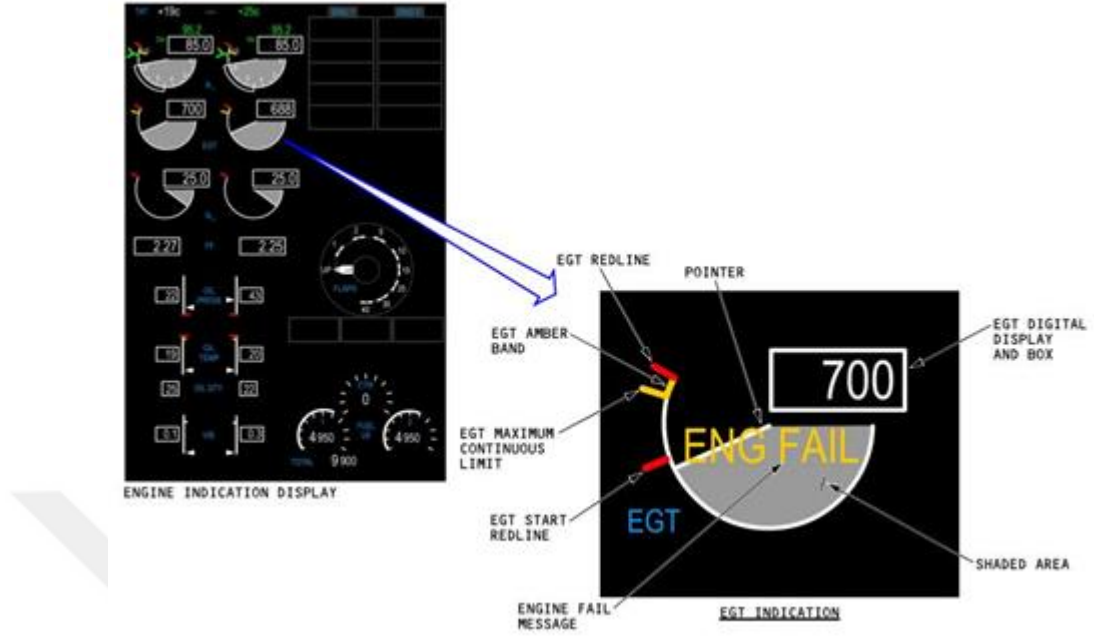


Görsel 5.2. V2500 motorunu kullanan bir A320 birincil motor parametre göstergesi (<http-17>)

Yeni nesil olan CFM LEAP-1A ve LEAP-1B motorlarında, ilk motor çalıştırma esnasındaki maksimum çalışma sıcaklık limiti yaklaşık 753 C°'dir. İlk çalıştırma esnasında 753 C°'yi geçmesi durumunda EEC motor çalıştırmayı iptal edebilmektedir. Kalkış esnasında maksimum itki gücü kullanarak kalkış yapılan motorlar için verilen maksimum çalışma sıcaklık değeri maksimum 5 dakika süre için yaklaşık 1013 C°'dir ve pilotlar bu dereceye ulaştıkları zaman kokpitte ilgili motor parametrelerinde "amber" renkli EGT yazısını görmektedirler. Motor üreticisi bu değerin kısa süreliğine yaklaşık 1038 C°'ye kadar çıkmasına izin vermiştir. 1038 C°'nin aşılması durumunda kokpitte motor parametrelerinde "kırmızı" EGT uyarısı çıkacaktır (<http-8>; <http-17>; Hensey ve Magdalina, 2018).



Görsel 5.3. LEAP-1A motorunun EGT gösterimi (<http-17>)

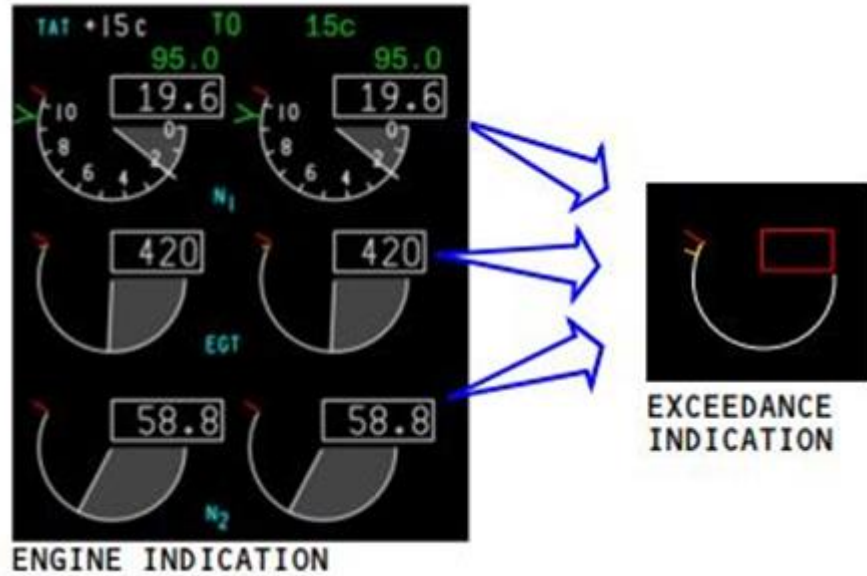


Görsel 5.4. LEAP-1B motorunun EGT gösterimi (<http-8>)

Son olarak ise PW100 motorlarında motorun ilk çalışma esnasındaki maximum çalışma sıcaklık limiti yaklaşık olarak 610 C°'dir. Motorun çalışma performansını izleyen EEC (Electronic Engine Control) motorun ilk çalışma esnasındaki sıcaklığın 610 C°' den fazla olduğunu veya olacağını hissederse motor çalıştırma işlemini iptal edebilmektedir. Kalkış esnasında maksimum itki gücü kullanarak kalkış yapılan motorlar için verilen maksimum çalışma sıcaklık değeri maksimum 5 dakika süre için 1018 C°'dir ve pilotlar bu dereceye ulaştıkları zaman kokpitte ilgili motor parametrelerinde “amber” renkli EGT yazısını görmektedir. Motor üreticisi bu değerın kısa süreliğine 1080 C°'ye kadar çıkmasına izin vermiştir. 1080 C°' nin aşılması durumunda kokpitte motor parametrelerinde “kırmızı” EGT uyarısı çıkacaktır (<http-17>).



Görsel 5.5. PW1100 motorunun EGT gösterimi (<http-17>)



Görsel 5.6. Maksimum çalışma sıcaklık aşım gösterimi (amber kırmızı) (<http-17>)

5.2. İzin Verilen Maksimum Rotor Hızları

Modern ve geleneksel uçak motorları için izin verilen maksimum rotor (şaft) hızları, motorların güvenli, verimli ve uzun ömürlü bir şekilde çalışmasını sağlamak için büyük öneme sahiptir. Bu limitler, motorun performans sınırlarını belirlerken aynı zamanda yapısal bütünlüğünü de korumaktadır. Rotor hızlarının belirlenmiş maksimum değerlere kadar çıkmasına izin verilirken motorun aşırı ısınması, mekanik hasar ya da olası arızalardan kaçınılması hedeflenmektedir. Örneğin, modern ve geleneksel turbofan

motorlar, düşük basınçlı fan rotorları (N1) için nominal hızlarının %104'üne kadar çıkabilen limitler sunar ve yüksek basınçlı türbin rotorları (N2) içinse benzer şekilde performans sınırları belirlenmiştir. Bu limitler, motorların tasarımına uygun olarak optimum performans ve güvenliği sağlayacak şekilde uzun denemeler sonucunda belirlenmiştir. Uçuş operasyonları ve bakım süreçlerinde limitlere özenle dikkat edilmesi, motorların güvenli ve daha verimli bir şekilde çalışmasını sağlayacaktır. Motorlardaki N1 rotor hızı itki kuvvetini hesaplamak için kullanılan önemli bir parametre olurken; N2 rotor hızı ise yüksek basınçlı fan rotoruna bağlı elektrik üretici, yakıt pompası, hidrolik pompası gibi hayati komponentlerin bağlı olduğu rotordur (şafttır).

CFM56-7B motorları özellikle Boeing 737NG serisi uçaklarda kullanılan bir turbofan motordur. Bu motorun maksimum rotor hızları, uçuş güvenliğini sağlamak ve motorun performansını optimize etmek amacıyla belirlenmiştir. Düşük basınçlı fan rotorunun hızına genellikle N1 denilmektedir ve CFM56-7B motorlarında N1, %100 hızda yaklaşık 5.700 RPM (Devir/Dakika) olarak ölçülmüştür. Fakat motorun operasyonel limitleri arasında bu değerin %104'e kadar çıkabildiği gözlemlenmiştir. Maksimum olarak ölçülen bu değer motorun maksimum performans sınırlarını göstermektedir. Yüksek basınçlı türbin rotorlarının hızı N2 ile ifade edilir. CFM56-7B motorunda N2'nin maksimum hızı, %100'de yaklaşık 10.400 RPM olarak belirlenmiştir. N2'nin maksimum sınırı yine %104 civarında olduğu gözlemlenmiştir. Bahsi geçen N1 ve N2 değerleri motorun tasarımı, uçuş güvenliği ve verimliliği açısından büyük önem arz etmektedir. Motoru maksimum hızda çalıştırmak, motor ömrünü kısaltabilir ya da güvenlik problemlerine sebep olabilir. Uçuş boyunca ve bakım esnasında motorların bu limitler içinde çalıştığından emin olmak için uçak bakım teknisyenleri ve pilotlar, motor üreticisinin sağladığı güncel dokümanlar ve limitleri önemsemeleri gerekmektedir (http-8).

CFM56-5B motorları genellikle Airbus A320 ailesi uçaklarında kullanılan bir turbofan motordur. Bu motorun maksimum rotor hızları, uçuş güvenliğini sağlamak ve motorun performansını optimize etmek amacıyla belirlenmiştir. CFM56-5B motorlarında fan rotor hızı (N1) hızı, nominal %100 hızda yaklaşık olarak 5.000 RPM olarak ölçülmüştür fakat motorların çıkabildiği N1 hızı için izin verilen maksimum değer %104 olarak belirlenmiştir ve bu değer nominal hızın biraz üstünde seyretmektedir ve 5.200 RPM'e denk gelmektedir. Yüksek basınçlı türbin rotorlarının hızı N2 ise nominal olarak %100 değerinde yaklaşık olarak 10.000 RPM'e denk gelmektedir. N2 değerine bu

motorlarda da %104'e kadar izin verilmektedir ve yaklaşık 10.400 RPM hıza denk gelmektedir. CFM56-5B motorunun rotor hız limitleri, motorun performansını optimize etmek ve emniyetini sağlamak amacıyla belirlenmiştir. Belirtilen limitlerin içinde kalmak, motorun sağlıklı ve güvenli bir şekilde çalışması için son derece önemlidir (http-17).

V2500 motorları da yine yeni nesil diyebileceğimiz Airbus A320 ailesi uçaklarında kullanılan modern turbofan motorlardır. V2500 motorlarında fan rotor hızı (N1) denilen hız, nominal %100 hızda yaklaşık olarak 5.000 RPM olarak ölçülmüştür fakat motorların çıkabildiği N1 hızı için izin verilen maksimum değer %104 olarak belirlenmiştir ve bu değer nominal hızın biraz üstünde seyretmektedir ve 5.200 RPM'e denk gelmektedir. Yüksek basınçlı türbin rotorlarının hızı N2 ise nominal olarak %100 değerinde yaklaşık olarak 10.000 RPM'e denk gelmektedir. N2 değerine bu motorlarda da %104'e kadar izin verilmektedir ve yaklaşık 10,400 RPM hıza denk gelmektedir (http-17).

CFM LEAP-1A ve LEAP-1B motorları, CFM International tarafından üretilen ve modern ticari uçaklarda kullanılan turbofan motorlarıdır. Her iki motor da LEAP serisinin bir parçası olup daha iyi yakıt verimliliği ve çevre dostu performans sunmak için tasarlanmıştır. Yeni nesil her iki motorda da fan rotor hızı (N1) hızı, nominal %100 hızda yaklaşık olarak 5.500 RPM olarak ölçülmüştür fakat motorların çıkabildiği N1 hızı için izin verilen maksimum değer %104 olarak belirlenmiştir ve bu değer nominal hızın biraz üstünde seyretmektedir ve 5.720 RPM'e denk gelmektedir. Yüksek basınçlı türbin rotorlarının hızı N2 ise nominal olarak %100 değerinde yaklaşık olarak 11.000 RPM'e denk gelmektedir. N2 değerine bu motorlarda da %104'e kadar izin verilmektedir ve yaklaşık 11.440 RPM hıza denk gelmektedir (http-8; http-17; Hensey ve Magdalina, 2018).

PW1100 yeni nesil bu motorların fan rotor hızı(N1) hızı, nominal %100 hızda yaklaşık olarak 5.500 RPM olarak ölçülmüştür fakat motorun çıkabildiği N1 hızı için izin verilen maksimum değer %104 olarak belirlenmiştir ve bu değer nominal hızın biraz üstünde seyretmektedir ve 5.720 RPM'e denk gelmektedir. Yüksek basınçlı türbin rotorlarının hızı N2 ise nominal olarak %100 değerinde yaklaşık olarak 10.500 RPM'e denk gelmektedir. N2 değerine bu motorlarda da %104'e kadar izin verilmektedir ve yaklaşık 10.900 RPM hıza denk gelmektedir (http-17).

Üretici tarafından verilen uyulması beklenen bu limitler; motorun güvenli, verimli ve uzun ömürlü bir şekilde çalışmasını sağlamak amacıyla tasarlanmıştır. Rotor hızlarının belirtilen limitler içinde tutulması, motorun performansını ve güvenliğinin en iyi şekilde

elde edilmesini sağlar. Ayrıca Uçak Bakım Teknisyenleri tarafından kullanılan uçak bakım el kitaplarında (Aircraft Maintenance Manual: AMM) ve operasyon esnasında pilotlar tarafından kullanılan Uçuş Ekibi Operasyon El Kitaplarında (Flight Crew Operational Manual: FCOM) motorun doğru limitlerde çalıştırılması açıklanmıştır.

5.3. Basınç Limitleri

Modern turbofan motorlar, uçakların genel performansını artırmak ve yakıt verimliliğini sağlamak adına yüksek basınçlarda çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Bu motorlarda genel olarak iki ana basınç seviyesinden söz etmek mümkündür. Bunlar düşük basınç ve yüksek basınçtır.

Düşük basınç olayı fan kademesinde başlar ve motorun ön kısmında yer almaktadır. Genellikle bu kısımda basınç 1.5 ila 3.0 PSI arasında değişkenlik göstermektedir. Düşük basınçlı hava, motorun itki gücünü artırmakta ve toplam verimliliği yükseltmektedir. Yüksek basınç ise yüksek basınç kompresörü, motorun en önemli kilit noktası niteliğinde ve genellikle 20 ila 50 PSI aralığında çalışmaktadır. Bu kompresör, havayı yoğunlaştırarak yanma odasına göndermektedir. Yüksek basınçlı hava, motorun itki gücünü artırmakla birlikte yanma verimliliğini en iyi şekilde tutturmayı hedeflemektedir.

Modern turbofan motorlardaki basınç limitleri; kullanılan malzemelere, motor tasarımına ve tasarımda kullanılan teknolojiye bağlı olarak değişkenlik göstermektedir. Genel olarak, yüksek basınç kompresörlerindeki basınç değeri 50 PSI'a kadar ulaşan motorlar bulunmaktadır. Motor üreticileri, motorun aşırı basınçlara karşı dayanıklı olmasını sağlamak için çeşitli testler yaparlar ve bu testler motorun güvenli çalışma aralığını belirlemek için kritik öneme sahiptir. Olması gerekenden daha çok basınç ilgili motorun mekanik sistemlerine zarar verebilir.

Kompresörlerin bulunduğu yerler yüksek sıcaklık ve basınçlara karşı dayanabilecek şekilde tasarlanmış özel alaşımlar ve kompozit malzemelerden meydana gelmektedirler. Bu malzemeler, motorun dayanıklılığını artırırken, ağırlığını da azaltmaktadırlar. Kompresör kanatları ve yanma odası tasarımları, hava akışını optimize etmek için aerodinamik olarak şekillendirilmiştir. Bu durum hem verimliliği artırır hem de istenmeyen basınç kayıplarını büyük oranda azaltmaktadır (Bakır, 2010).

CFM56-7B motorları, dünya çapında yaygın olarak kullanılan bir turbofan motordur ve Boeing 737 serisi uçaklarda sıkça tercih edilmektedir. CFM56-7B, geniş bir hava akışı sağlamak için tasarlanmış düşük basınç fanına sahiptir. Bu fan, yaklaşık 5:1 ila 6:1 arasında bir bypass oranına sahiptir. Motorun yüksek basınç kompresörü, 9

kademedden oluşur ve genellikle ortalama 42 PSI'a kadar basınç üretebilmektedir. Bu, motorun yüksek performans ve verimlilik sağlayabilmesi için önemlidir. Düşük basınç fanı, normalde 1.5 ile 2.5 PSI arasında bir basınç aralığında çalışmaktadır. CFM56-7B motorunda, yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı alaşımlar ve kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Sonuç olarak CFM56-7B motorları hem düşük hem de yüksek basınçta gelişmiş bir performans sunarak, havacılık alanında önemli bir yer edinmiştir. Yüksek basınç limitleri ve gelişmiş yakıt verimliliği, bu motoru popüler kılan unsurlardan birisi olmuştur. Ayrıca, güvenlik ve dayanıklılık konularındaki sürekli geliştirmeler, CFM56-7B'nin uzun süreli kullanımı için büyük avantajlar sunmaktadır ([http-8](http://8)).

CFM56-5B, Airbus A320 ailesinde yaygın olarak kullanılan bir turbofan motordur. Bu motor, özellikle yüksek verimlilik ve güvenilirlik ile tanınmaktadır. CFM56-5B motorları da düşük basınç fanına sahiptir. Bu fan, yüksek bypass oranıyla (yaklaşık yine 5:1 ila 6:1) geniş bir hava akışı sağlamaktadır. Motorun yüksek basınç kompresörü, genellikle 9 kademedden oluşur ve yaklaşık 42 PSI'a kadar yüksek basınç üretebilir. Bu basınç, motorun performansını ve yakıt verimliliğini artırmak için önemlidir. Düşük basınç fanı, genellikle 1.5 ile 2.5 PSI arasında bir basınç aralığında çalışmaktadır ve bu da motorun toplam itki gücünü desteklemektedir. Motor, yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı özel alaşımlar kullanılarak üretilmiştir. Bu, motorun uzun ömürlü ve güvenilir olmasını sağlamaktadır. Sonuç olarak CFM56-5B motorları, yüksek basınç limitleri ve gelişmiş yakıt verimliliği ile havacılık endüstrisinde önemli bir yere sahiptir. Düşük emisyon değerleri ve güvenilir performansı, bu motorun Airbus A320 ailesi için tercih edilmesinin başlıca nedenlerindendir ([http-17](http://17)).

V2500 büyük bir düşük basınç fanına sahiptir. Bu fan, 4.4:1 ila 5:1 arasında bir bypass oranına sahiptir, bu da yüksek itki ve yakıt verimliliği sağlar. Yüksek basınç kompresörü, genellikle 5-6 kademedden oluşur ve havayı yoğunlaştırarak yanma odasına gönderir. Bu aşamalar, motorun verimliliğini artırmak için tasarlanmıştır. V2500 motorunun yüksek basınçlı kısmı, yaklaşık 30-35 PSI arasında çalışabilir. Bu, motorun performansını artıran önemli bir özelliktir. Düşük basınç fanı, genellikle 1.5 ile 2.5 PSI aralığında bir basınçta çalışır. Bu basınç, itki gücünü destekler ve motorun genel verimliliğini artırır. Sonuç olarak V2500 motorları, yüksek basınç limitleri ve yakıt verimliliği ile havacılık endüstrisinde önemli bir yere sahiptir. Güvenilir performansı, düşük emisyon değerleri ve uzun ömürlü tasarımı, bu motoru Airbus A320 ailesi için cazip kılmaktadır. Sürekli gelişmeler, V2500'ün performansını ve dayanıklılığını

arttırmaya devam etmektedir (http-17; Hensey ve Magdalina, 2018). CFM LEAP-1A ve LEAP-1B, sırasıyla Airbus A320NEO ve Boeing 737MAX serisi uçaklarında kullanılır. Hem LEAP-1A hem de LEAP-1B, yüksek bypass oranına sahip büyük bir düşük basınç fanına sahiptir. Genellikle bypass oranı 8:1 civarındadır, bu da itki verimliliğini artırır. Her iki motorun da yüksek basınç kompresörü, 10 kademedan oluşur. Bu aşamalar, havayı sıkıştırarak yanma odasına yönlendirir ve yüksek verimlilik sağlar. LEAP-1A ve LEAP-1B motorları, yaklaşık 40 PSI'a kadar yüksek basınç üretebilir. Bu basınç, motorun performansını artırmak ve daha yüksek itki sağlamak için kritiktir. Düşük basınç fanı, normalde 1.5 ile 2.5 PSI arasında bir basınçta çalışır. Bu, motorun genel itki gücünü ve verimliliğini destekler. LEAP motorlarında, yüksek sıcaklık ve basınca dayanıklı kompozit malzemeler ve alaşımlar kullanılır. Bu malzemeler, motorun dayanıklılığını artırırken, ağırlığını da azaltır. Sonuç olarak CFM LEAP-1A ve LEAP-1B motorları, yüksek basınç limitleri ve gelişmiş yakıt verimliliği ile modern havacılığın önemli parçalarıdır. Hem düşük emisyon değerleri hem de güvenilir performansları, bu motorları Airbus A320NEO ve Boeing 737 MAX serisi için cazip kılmaktadır. Sürekli gelişmeler, LEAP motorlarının performansını ve dayanıklılığını arttırmaya devam etmektedir (Hensey ve Magdalina, 2018; http-17; http-8).

PW1100 motoru Airbus A320NEO ailesinde kullanılır. Bu motor, modern havacılıkta yüksek performans ve yakıt verimliliği sunmak üzere tasarlanmıştır. PW1100, yüksek bypass oranına sahip büyük bir düşük basınç fanına sahiptir. Genellikle bypass oranı 8:1 civarındadır, bu da motorun verimliliğini artırır. Yüksek basınç kompresörü, genellikle 10 aşamadan oluşur. Bu aşamalar, havayı sıkıştırarak yanma odasına yönlendirir ve yüksek performans sağlar. PW1100 motoru, yaklaşık 40 psi'a kadar yüksek basınç üretebilir. Bu basınç, motorun performansını ve yakıt verimliliğini artırmak için kritiktir. Düşük basınç fanı, genellikle 1.5 ile 2.5 bar arasında bir basınçta çalışır. Bu basınç, motorun itki gücünü destekler ve verimliliği artırır. Sonuç olarak PW1100 motorları, yüksek basınç limitleri ve yakıt verimliliği ile modern havacılığın önemli bir parçasıdır. Düşük emisyon değerleri ve güvenilir performansı, bu motoru Airbus A320NEO ailesi için cazip kılmaktadır. Sürekli gelişmeler, PW1100'ün performansını ve dayanıklılığını arttırmaya devam etmektedir (http-17).

5.4. Üretilen Güç (Thrust Değeri)

Modern turbofan motorlarda üretilen itki gücü (thrust) motorun tasarımına, boyutuna, kullanılan teknolojilere, talep edilen taşıma şartına ve motorun sağlığına bağlı

olarak değişiklik göstermektedir. Modern turbofan motorların itki gücü (thrust değeri) genellikle 10.000 pound ile 125.000 pound arasındadır. B737NG serisi uçaklarda kullanılan CFM56-7B motorları 22.000 pound ile 27.000 pound arasında güç üretirken; Boeing 777'de kullanılan GE90 motorları ile 115.000 pound itki gücü mümkün olmaktadır. Yine Boeing 787'de kullanılan Rolls-Royce Trent 1000 motorları yaklaşık 74.000 pound itki gücüne sahiptir. Bu motorlar, aerodinamik tasarım ve malzeme mühendisliği sayesinde yüksek verimlilik sağlamaktadırlar. Bu durum uçakların daha az yakıtla daha uzun mesafelerde uçuşına elverişli bir ortam sağlamaktadır. Düşük gürültü ve emisyon değerleri ile birlikte, modern turbofan motorlar çevresel sürdürülebilirlik açısından da önemli bir konuma sahiptir.

CFM56-7B motorları, CFM International tarafından üretilen ve Boeing 737 serisi uçaklarda yaygın olarak kullanılan bir turbofan motor modelidir. CFM56-7B, yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motordur. Bu, motorun daha fazla hava akışını etkili bir şekilde kullanılmasını sağlamaktadır. CFM56-7B motorları, farklı versiyonları ile 22.000 pound ile 27.300 pound arasında çeşitli itki gücü üretebilmektedir. Bu, uçak yüküne ve belirli uçuş koşullarına bağlı olarak değişkenlik göstermektedir. Sonuç olarak CFM56-7B motorları, güvenilirliği, yakıt verimliliği ve yüksek itme gücü ile tanınan, modern havacılığın vazgeçilmezlerinden olmuştur. Bu özellikler, ticari havacılıkta geniş bir uygulama yelpazesine sahip olmasını sağlamıştır ([http-8](#)).

CFM56-5B motorları, CFM International tarafından üretilen ve özellikle Airbus A320 ailesindeki uçaklarda kullanılan bir turbofan motor modelidir. CFM56-5B motorları, çeşitli versiyonları ile 22.000 pound ile 33.000 pound arasında çeşitli itki gücü üretebilmektedirler. Uçak modeli ve uçuş koşullarına bağlı olarak bu değerler değişiklik gösterebilmektedir ([http-17](#)).

V2500 motorları, International Aero Engines (IAE) tarafından üretilen bir turbofan motor serisidir. Bu motorlar, özellikle Airbus A320 ailesindeki uçaklarda yaygın olarak kullanılmaktadır. V2500 motorları, farklı versiyonları ile 23.000 pound ile 31.000 pound arasında çeşitli itki gücü üretebilmektedir. Genellikle, V2500-A5 versiyonu 25.000 pound ile 30.000 pound arasında itki gücü sunmaktadırlar. Yüksek itki gücü, kalkış ve tırmanma performansını artırarak, uçakların daha kısa mesafelerde kalkış yapabilmesine olanak tanır. Sonuç olarak V2500 motorları, yüksek verimlilik, güvenilirlik ve güçlü itme gücü ile modern havacılığın önemli bir parçasıdır. Ticari havacılıkta geniş bir uygulama

yelpazesine sahip olan bu motorlar, performansları ve yakıt verimlilikleri ile havayolu işletmeleri için cazip bir seçim olmuştur (<http-17>).

PW1100 motorları, Pratt & Whitney tarafından üretilen bir turbofan motor serisidir ve özellikle Airbus A320NEO ailesindeki uçaklarda kullanılmaktadır. PW1100 motorları, farklı versiyonları ile 24.000 pound ile 35.000 pound arasında çeşitli itki gücü üretebilmektedir. Genellikle, PW1100G-JM versiyonu 24.000 pound ile 33.000 pound arasında itme gücü sunmaktadır. Yüksek itme gücü, uçakların kalkış ve tırmanma performansını artırarak daha verimli bir şekilde uçuş yapmalarına olanak tanımaktadır. Sonuç olarak PW1100 motorları, yüksek verimlilik, güvenilirlik ve yüksek itki gücü ile modern havacılığın önemli bir parçasıdır. Airbus A320NEO ailesindeki kullanımıyla, havayolu işletmeleri için performans ve maliyet açısından cazip bir seçim oluşturmaktadır (<http-17>).

CFM LEAP-1A ve LEAP-1B motorları, CFM International tarafından üretilen modern turbofan motor serileridir ve özellikle yeni nesil ticari uçaklarda kullanılır. LEAP-1A motorları genellikle A320NEO serisi uçaklarda kullanılmakta olup 24.000 pound ile 35.000 pound arasında çeşitli itki gücü üretebilmektedir. Genellikle, 27.000 pound civarında itme gücü sağlayan versiyonları bulunur. LEAP-1B motorları ise genellikle B737MAX uçaklarında kullanılmakta olup, yine yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motordur. LEAP-1B motorları, 23.000 pound ile 28.000 pound arasında itki gücü üretebilmektedir. Her iki motorda, modern havacılıkta yüksek verimlilik, düşük gürültü ve emisyon standartlarına uygunluk sunarak, havayolu işletmeleri için önemli bir seçim oluşturmaktadır. CFM LEAP motorları, gelişmiş tasarımları ve performansları ile günümüzde kullanılan ticari uçaklar için tercih sebebi olmuşlardır (<http-8>; <http-17>).

5.5. Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları

Uçaklar genellikle jet yakıtı denilen bir yakıt kullanır ve bu yakıtın tüketimi çeşitli faktörlere göre değişkenlik göstermektedir. Uçaklar uçuş mesafesi için kalkış ve iniş aşamalarında daha fazla yakıt tüketirken, yüksek irtifalarda yakıt tüketimi daha verimli hale gelmektedir. Günümüzde kullanılan modern uçaklar, eski modellere göre daha az yakıt tüketmekte ve aerodinamik tasarımları ile daha verimli yakıt kullanımı sunmaktadır. Öte yandan yolcu ve yük sayısına bağlı olarak daha fazla yük ve yolcu almak yakıt tüketimini arttırmaktadır. Uçakların azami kalkış ağırlığına (Maksimum Take Off Weight=MTOW) ulaşmaları, yakıt verimliliğini etkileyen önemli parametrelerdendir. Rüzgâr, yağmur ve diğer meteorolojik faktörler uçuş sırasında yakıt tüketimini olumsuz

etkileyebilmektedir. Özellikle ters rüzgarlar, daha fazla yakıt harcanmasına sebebiyet verecektir. İster geleneksel olsun ister modern olsun uçaklarda kullanılan motorların harcamış olduğu yakıt miktarını etkileyen pek çok etken vardır.

Uçak motorlarından atmosfere salınan gazlar yanma işlemi sırasında karbondioksit (CO₂) ve diğer sera gazları olarak ortaya çıkmaktadır. Uçakların karbon emisyonlarını yakıt tüketimi ile ilgilidir. Örnek olarak her bir kilogram yakıt yaklaşık olarak 3,15 kilogram CO₂ emisyonuna neden olmaktadır. Uçaklar bir noktadan bir noktaya seyir edecekleri zaman büyük miktarlarda yakıt tüketir ve haliyle ciddi karbon emisyonlarına sebep olurlar. Gelişen Dünya ve teknoloji ile birlikte son dönemlerde biyoyakıt diye adlandırılan bitki bazlı karışımli yakıtlar tercih edilmekte ve karbon emisyonlarını azaltma konusunda istikrarlı adımlar atılmaktadır. Uçakların bu karbon emisyonlarını azaltma hedefleri, çeşitli uluslararası anlaşmalar ve standartlar tarafından desteklenmektedir. Örneğin, ICAO, 2050 yılına kadar emisyonların yarı yarıya indirilmesini hedeflemektedir. Uçakların çevresel etkilerini azaltmak için sürekli araştırmalar ve geliştirmeler yapılmaktadır (ICAO, Doc 9646: ICAO Engine Exhaust Emissions Data Bank, 2013; Carlier ve Smith, 2002).

5.6. Güvenilirlik

Geleneksel ve modern uçak motorlarını seçerken "güvenilirlik" kavramı; motorun tasarımı, üretimi ve işletilmesi sırasında uzun vadeli, kesintisiz ve güvenli bir şekilde çalışabilme yeteneğini (özellikliğini) ifade etmektedir. Güvenilirlik kavramı, uçak motorlarının en kritik ve en önemli özelliklerinden birisidir. Bunun sebebi havacılıkta motor arızası ciddi sonuçlar doğurabilir aynı zamanda uçuş güvenliğini tehlikeye atabilmektedir. Bu bağlamda güvenilirlik, uçak motorlarının sağlıklı bir şekilde çalışmaya devam etmesini ve olası arıza veya sorunları minimize etmesini sağlamayı amaçlamaktadır (Girgin ve Zalluhoğlu, 2022.) Ayrıntılı olarak güvenilirlik kavramı içerisinde arıza oranı, dizayn ve test süreci, bakım ve servis desteği, orijinal malzeme ve malzeme kalitesi, çevresel koşullar ve operasyonel koşullar, uzun vadeli performans ve yaşam süresi, hata toleransı ve yedek sistemler unsurları bulunmaktadır.

Arıza Oranı: Uçak motorlarının güvenilirliğini belirleyen temel faktörlerden biri arıza oranıdır. Bu, motorun belirli bir süre zarfında (Uçuş saati ya da uçuş sortisi) arıza yapma ihtimalini göstermektedir. Arıza oranı düşük olan motorlar, alışlagelmiş olarak daha güvenilir olarak kabul görmektedir. Bu oran genellikle Arızalar Arası Ortalama Süre

(Mean Time Between Failure=MTBF) ile belirlenmektedir. Arızalar arası ortalama süre ne kadar fazla ise, ilgili motorun daha güvenilir olduğu anlamına gelmektedir.

Dizayn ve Test Süreci: Motorların tasarımı, güvenilirliğin sağlanmasında kritik bir rol oynamaktadır. Uçak motorları, aşırı zorlanmış koşullar altında çalışabilmeli ve sürekli yüksek performans sağlayabilmelidir. Bu nedenle, motorların tasarım aşamasında neredeyse birkaç yıl süre alan mühendislik çalışmaları, testleri ve simülasyonlar yapılmaktadır. Tasarım aşamasında kullanılan malzemeler, kullanılan mühendislik çözümleri ve hesaplamaları motorun güvenilirliğini etkilemektedir. Ayrıca, motorlar piyasaya sürülmeden önce çok fazla sayıda test uçuşuna tabii tutulmaktadırlar.

Bakım ve Servis Desteği: Motorların güvenilirliği, mutlaka bakım ve servis sürecine de doğrudan bağlıdır. İyi bir bakım planı, motorun ömrünü uzatmakta ve arıza yaratma durumunu azaltmaktadır. Uçak motorları, düzenli aralıklarla bakıma alınmalı, değiştirilmesi gereken parçalar tespit edilmeli ve kontrol takibi yapılmalıdır. Motor üreticilerinin, kullanıcılarına sağladığı bakım talimatları, özel olarak verilen eğitimler motorun güvenilirliğini artırmaya yardımcı olmaktadır.

Orijinal Malzeme ve Malzeme Kalitesi: Uçak motorlarında kullanılan her bir parçanın kalitesi, motorun genel güvenilirliğini etkilemektedir. Kullanılacak yedek parçaların, orijinal motor tasarımına uygun olarak orijinal bir şekilde üretilmesi gerekmektedir. Ayrıca bu parçaların daha uzun süre dayanacak şekilde tasarlanması, motorun yüksek güvenilirlik seviyelerini sürdürmesini sağlamaktadır. Malzeme temini ve takibi yapılan malzemelerin değişim süreleri de uçak motorunun güvenilirliğini doğrudan etkileyebilmektedir.

Çevresel Koşullar ve Operasyonel Koşullar: Uçak motorları; farklı hava koşulları, farklı irtifalarda ve farklı sıcaklık değişimleri gibi zor çevresel koşullarda çalışmaya elverişli olmalıdırlar. Motorların tasarımı ve güvenilirliği, bu tür koşullara dayanacak şekilde dizayn edilmelidir. Uçak motorları ayrıca çeşitli operasyonel koşullarda da güvenli bir şekilde çalışabilmelidir. Örneğin; yüksek irtifalarda uzun süreli uçuşları yapabilme kabiliyeti gibi.

Uzun Vadeli Performans ve Yaşam Süresi: Motorun ömrü, güvenilirliğin bir göstergesidir. Motorun tasarımı, parçaların aşınmaya ve korozyona karşı dayanıklı olmasını sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır. Ayrıca, motor kullanım ömrü boyunca performans kaybı veya performans dalgalanmaları yaşatmamalıdır.

Hata Toleransı ve Yedek Sistemler: Uçak motorları, hata toleransını ve yedek sistemleri içerecek şekilde tasarlanmaktadır. Bu, motorun arızalanması durumunda uçuşun güvenliğini devam ettirebilmesi adına önemli bir özellik olarak karşımıza çıkmaktadır. Örneğin; pek çok uçakta iki motor tercih edilmektedir. Bir motorun arızalanması durumunda (havada susması ya da devir kaybı durumlarında) diğer motor ile uçuşa devam etmeyi sağlayacak kabiliyete sahip olması beklenmektedir. Motorların hemen hemen bütün sistemlerde bir yedeğinin olması durumu genel anlamda güvenilirliği artırmaktadır.

Uçak motorlarının güvenilirliği, uçuş güvenliğini doğrudan etkileyen bir faktördür ve çok sayıda mühendislik, tasarım, bakım ve test sürecini içermektedir. Düşük arıza oranları, kaliteli tasarım ve kaliteli malzemeden oluşum, etkili bakım sistemleri ve çevresel dayanıklılık gibi konular motorun güvenliğini artırmaktadır. Havacılık sektöründe, bir motorun güvenilirliği uzun süreli operasyonlar ve uçuş güvenliği açısından büyük önem taşımaktadır.

6. UYGULAMA

Çalışmanın bu bölümünde belirlenen kriterler doğrultusunda alternatifler arasında yapılacak seçimde uygulanacak olan Analitik Hiyerarşi Prosesi hakkında genel bilgi, temel süreçlerine yer verilmiştir.

6.1. Analitik Hiyerarşi Prosesi (AHP)

İnsanoğlu yaşamın her aşamasında çeşitli sorunlarla ya da problemlerle karşılaşır. Bu sorun ya da problemlere çözüm bulma sürecinde pek çok alternatif ve kriterle dayanarak hem somut hem de soyut yönden bir değerlendirme yapmaktadır. Karar verme sürecinden önce bu alternatif ve kriterleri en uygun bir şekilde belirlemelidir (Uzun ve Kazan, 2016). Bu çalışmada, Çok Kriterli Karar Verme yöntemlerinden olan AHP (Analitik Hiyerarşi Proses) metodunu ele alınacaktır. AHP yöntemini, ilk defa Myers ve Alpert 1968 yılında ortaya koymuş ve daha sonra Profesör Thomas Lorie Saaty 1977’de AHP yöntemini günümüzde var olan şekliyle karar problemlerinin çözümünde kullanılan popüler bir yöntem haline getirmiştir (Yaraloğlu, 2001). Saaty geliştirdiği bu yöntemle matematik ve yöneylem araştırması alanlarına fazlasıyla katkı sağlamış aynı zamanda yaşadığımız dönemde önem kazanan ve her alanda kullanılmaya başlanan modern karar verme yöntemlerinden birini literatüre fayda amaçlı kazandırmıştır. Saaty, yöneylem araştırması ve matematik alanlarına çeşitli katkılarda bulunmuş bir bilim insanıdır. Son yıllarda AHP yöntemi olarak bilinen, önemi giderek artan ve geniş bir kullanım alanına sahip modern bir karar verme yöntemini geliştirmiştir (Gülenç ve Bilgin, 2010).

AHP yöntemi, karar verme sürecinde birey ya da toplulukların önceliklerini gözetken ve ayrıca somut-soyut değişkenleri birlikte değerlendirme imkânı sunan matematiksel bir yöntemdir (Dağdeviren, vd., 2004). Somut değişkenler; maliyet, zaman, performans olabilirken; soyut değişkenler ise: memnuniyet duygusu, kişisel tercihler, güven vb. olarak örneklendirile bilmektedir. AHP yöntemi, soyut değişkenlerin kullanılması sebebiyle sorgulamalarda bazı küçük tutarsızlıklara izin vermektedir. Bunun başlıca sebebi, insanın doğası gereği her zaman tutarlı ve kararlı olmayabilir veya soyut değişkenlerin önem sıralaması bireyler arası farklılık gösterebilmektedir.

AHP yöntemi, bireysel temel problemlerden daha karmaşık yapıdaki problemlere geniş bir alanda karar verme yöntemi olarak tercih edilmektedirler. Yöntemde problemin çözümü için dört aşama bulunmaktadır (Vargas, 1990).

Aşama 1 (Karşılıklı Karşılaştırma): Karar alıcı, çeşitli seçenekleri karşılaştırma yeteneğine sahip olmalı ve tercihlerini belirgin bir şekilde ifade edebilmelidir. Bu

tercihlerin etkisi, karşılıklı koşulları tatmin ediyor olmalıdır. Eğer A, B'den x kere daha çok tercih edilirse; B, A'dan $1/x$ kat daha fazla tercih edilir anlamına gelmektedir.

Aşama 2 (Homojen): Tercihler, sınırlı bir şekilde temsil edilmeli ve bir karar matrisi oluşturulmalıdır.

Aşama 3 (Bağımsızlık): Tercihleri dile getirirken, kriterleri özellikleri var olan alternatiflerin özelliklerinden bağımsız olacak şekilde kabul edilmelidir.

Aşama 4 (Beklentiler): Doğru bir karar vermek için hiyerarşik yapının tamamlanmış olduğu ve sonucun çelişkisiz olduğu görülmelidir. Bir diğer ifadeyle AHP, karar vericinin tutarlılığını değerlendirmek için bir tutarlılık oranı (CR) hesaplar. Bu oran, yapılan karşılaştırmaların ne derece tutarlı olduğunu gösterir (Hafeez, vd., 2007). CR değeri 0,1'den küçükse, karşılaştırmaların kabul edilebilir olduğu düşünülür (Xu ve Wang, 2008).

AHP yöntemine başlarken izlenmesi gereken ilk adım bir hiyerarşik yapının oluşturulması olup daha sonra izlenecek adımlar ise sırası ile; karşılaştırmalar matrisinin oluşturulması, elde edilen matrisin öncelikler vektörüne dönüştürülmesi ve son olarak uyum oranının hesaplanması şeklinde olacaktır (Şimşek, vd., 2015; Dağdeviren, vd., 2004).

AHP yöntemini uygulanmasında ikili karşılaştırmalara yer verilmektedir. Karar verici olarak bizler, her değerlendirme kriteri için ikili karşılaştırma izleyerek bir ağırlık oluşturmalıyız ve kriterin ağırlık değeri ne kadar fazla ise ilgili kriter/kriterler bizler için önemli sayılmaktadır. AHP yönteminde, ikili karşılaştırmalar uzman kişilerin görüşleri alınarak yapılmakta olup Saaty'nin geliştirmiş olduğu 1-9 sıklık ölçeği kullanılmaktadır (Saaty, 1980; Saaty, 1987). Bir başka ifadeyle;

Hiyerarşik Yapının Oluşturulması: AHP, karar problemini hiyerarşik bir yapı içinde organize etmektedir. Bu yapı, genel bir hedefin belirlenmesi ile başlar ve sonrasında kriterler ve alternatifler ile devam etmektedir.

Karşılaştırmalar: Karar verici(ler), kriterler ve alternatifler arasında ikili karşılaştırmalar yapmakta; bir kriterin diğerine göre ne kadar daha önemli olduğunu belirlemek için 1-9 arasında bir ağırlıklandırma kullanılır. (1 en az, 9 en fazla gibi) (Saaty, 2008).

Ağırlıkların (Önceliklerin) Hesaplanması: İkili karşılaştırmalardan elde edilen veriler kullanılarak, her kriter ve alternatif için ağırlıklar hesaplanmaktadır. Bu işlem genellikle matris yöntemleriyle gerçekleştirilir. Herhangi iki kriterin karşılaştırılmasında

karşılaştırma değerimiz X ise bunun tersi karşılaştırma değerimiz $1/X$ olacaktır (Ömürbek vd., 2014).

Tutarlılık Analizi: AHP, karar vericinin tutarlılığını değerlendirmek için bir tutarlılık oranı (CR) hesaplar. Bu oran, yapılan karşılaştırmaların ne derece tutarlı olduğunu gösterir. CR değeri 0.1'den küçükse, karşılaştırmaların kabul edilebilir olduğu düşünülmektedir.

Uygulama Aşamaları:

Problemin Tanımlanması: Problemin net bir şekilde tanımlanması gerekmektedir.

Hiyerarşinin Kurulması: Kriterler ve alternatifleri içeren bir hiyerarşi oluşturulması gerekmektedir.

Karşılaştırmaların Yapılması: Kriterler ve alternatifler arasındaki ikili karşılaştırmaların yapılması gerekmektedir.

Ağırlıkların (Önceliklerin) Hesaplanması: Karşılaştırmalardan elde edilen verilerle ağırlıkları hesaplanması gerekmektedir.

Sonuçların Değerlendirilmesi: Ağırlıklar ve alternatiflerin performansına göre en iyi seçeneği belirlemek bizi olası en doğru tercihe götürecektir.

Tutarlılık Kontrolü: Karşılaştırmaların tutarlılığını analiz etmeliyiz. (CR oranı)

AHP karmaşık problemlerin daha anlaşılır hale gelmesini sağlaması nedeniyle dinamik bir yaklaşımdır. İşletme, havacılık, sağlık, inşaat gibi farklı alanlarda uygulanabilmesi nedeniyle esnektir. Hem sayısal hem de sayısal olmayan verilerin değerlendirilmesinde göz önüne serdiği için nitel ve nicel kriterlerin değerlendirilmesinde uygun bir yöntemdir. Diğer taraftan kriter ve alternatif sayısına bağlı olarak ikili karşılaştırmaların yapılması epeyce zaman alabilir. Karar vericilerin kişisel yargılarına dayanır, bu da bazı durumlarda yanıltıcı olabilir. Karar vericinin tutarlılık oranı yüksek olsa bile, öznel yargılar hatalı sonuçları doğurabilir buda tutarlılık sorunlarına neden olabilmektedir.

6.2. Motor Seçiminde Analitik Hiyerarşi Sürecinin Uygulanması

Bu bölümde seçilen üç geleneksel CFM56-5B, CFM56-7B, V2500 ve iki modern CFM LEAP-1A/CFM LEAP-1B ve PW1100 motorları için belirlenen on kriterle AHP modeli kullanılmıştır. Kriterler belirlenirken hem literatür taraması hem de uzman görüşleri göz önünde bulundurulmuştur. Görüşleri alınan uzmanlar Türkiye’de bulunan bir havayolu şirketinde yıllarca teknisyen olarak tecrübe edinmiş ve bu tecrübelerini de

şu an eğitmen rolü ile paylaşmaktadır. Bahsi geçen uzmanlar uçak motorları, uçak gövde ve yapıları alanlarında uzmandırlar. Belirlenen kriterler Tablo 6.1’de verilmiştir.

Tablo 6.1. Belirlenen kriterler

Kriter Sayısı	Kriterler
C1	Maximum Çalışma Sıcaklıkları
C2	İzin Verilen Maximum Rotor Hızları
C3	Basınç Limitleri
C4	Üretilen Güç (Thrust Değeri)
C5	Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları
C6	Güvenilirlik
C7	Bakım Kolaylığı
C8	Düşük Maliyet
C9	Komponentlere Erişim Hızı
C10	Motor Ağırlığı

6.2.1. İkili karşılaştırma süreci

Kriterlerin belirlenmesinden sonra karşılaştırmada kullanılacak olan kriterler kendi aralarında birbirine göre ikili olarak karşılaştırılmış, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur (Tablo 6.2.).

Tablo 6.2. Kriterler için karşılaştırmalı üstünlük matrisi

Karşılaştırmalı Üstünlük Matrisi	C1	C2	C3	C4	C5	C6	C7	C8	C9	C10
C1	1	3	3	1/5	1/7	1/7	1/3	1/3	1	3
C2	1/3	1	1	1/5	1/9	1/9	1/7	1/5	1/3	1
C3	1/3	1	1	1/7	1/9	1/9	1/7	1/5	1/3	1
C4	5	5	7	1	1/3	1/3	1	3	3	7
C5	7	9	9	3	1	1	3	3	5	9
C6	7	9	9	3	1	1	3	3	5	9
C7	3	7	7	1	1/3	1/3	1	3	3	7
C8	3	5	5	1/3	1/3	1/3	1/3	1	3	5
C9	1	3	3	1/3	1/5	1/5	1/3	1/3	1	3
C10	1/3	1	1	1/7	1/9	1/9	1/7	1/5	1/3	1

Her matris hücre değerinin sütunlar toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Buna normalize karar matrisi denir. Tablo 6.3’te normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.3. *Normalize karar matrisi*

Normalize Karar Matrisi	C1	C2	C3	C4	C5	C6	C7	C8	C9	C10
C1	0,04	0,07	0,07	0,02	0,04	0,04	0,04	0,02	0,05	0,07
C2	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03	0,03	0,02	0,01	0,02	0,02
C3	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03	0,03	0,02	0,01	0,02	0,02
C4	0,18	0,11	0,15	0,11	0,09	0,09	0,11	0,21	0,14	0,15
C5	0,25	0,20	0,20	0,32	0,27	0,27	0,32	0,21	0,23	0,20
C6	0,25	0,20	0,20	0,32	0,27	0,27	0,32	0,21	0,23	0,20
C7	0,11	0,16	0,15	0,11	0,09	0,09	0,11	0,21	0,14	0,15
C8	0,11	0,11	0,11	0,04	0,09	0,09	0,04	0,07	0,14	0,11
C9	0,04	0,07	0,07	0,04	0,05	0,05	0,04	0,02	0,05	0,07
C10	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03	0,03	0,02	0,01	0,02	0,02

Normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü satır toplamalarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.4’de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamalarının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.4. *Özvektörü ve özdeğerler*

Özvektörü		Özdeğer
c1	0,05	0,4490476174
c2	0,02	0,196616983
c3	0,02	0,1908722209
c4	0,14	1,454666665
c5	0,24	2,632
c6	0,24	2,632
c7	0,14	1,546666665
c8	0,09	0,8919999974
c9	0,05	0,4930666659
c10	0,02	0,1907441259
toplam	1,00	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 10.54109723 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})’i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)’nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) ise;

$$CI = \frac{\lambda_{max} - n}{n - 1} \quad (6.1.)$$

formülü ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.06012191444 olmaktadır. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio)’nın hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık Oranı (CR) ise;

$$CR = \frac{CI}{RI} \quad (6.2)$$

formülü ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.04035027815 olmaktadır. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0,10’den küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10’den büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10’den küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapılabilmektedir. Ek olarak, burada n ile ifade edilen şey matristeki kriter sayısını bize göstermektedir. Bununla birlikte Rastgele İndeksi (RI=Random Index) ise matristeki kriter sayısına göre bizlerin hazır olarak elde edebileceği sabit değerleri içermektedir (Tablo 6.5).

Tablo 6.5. Rastgele indeks (RI) tablosu (Karagiannidis vd., 2010.)

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
RI	0	0	0.58	0.90	1.12	1.24	1.32	1.41	1.45	1.49	1.51	1.53	1.56	1.57	1.59

Belirlenen 10 kriterden ilki olan ‘Maksimum Çalışma Sıcaklıkları’ için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.6).

Tablo 6.6. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Maksimum çalışma sıcaklıkları)

	Maksimum Çalışma Sıcaklıkları				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.11	0.2	0.14	3
CFM56-7B	9	1	3	1	9
V2500	5	0.33	1	1	9
CFM LEAP-1A/B	7	1	1	1	9
PW1100	0.33	0.11	0.11	0.11	1
Sütun Toplamları	22.33	2.55	5.31	3.25	31

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.7’de normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.7. *Normalize karar matrisi (Maksimum çalışma sıcaklıkları)*

	Maksimum Çalışma Sıcaklıkları				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.0447828034	0.0431372549	0.03766478343	0.04307692308	0.09677419355
CFM56-7B	0.4030452306	0.3921568627	0.5649717514	0.3076923077	0.2903225806
V2500	0.223914017	0.1294117647	0.1883239171	0.3076923077	0.2903225806
CFM LEAP-1A/B	0.3134796238	0.3921568627	0.1883239171	0.3076923077	0.2903225806
PW1100	0.01477832512	0.0431372549	0.02071563089	0.03384615385	0.03225806452

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamlarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.8’de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.8. *Özvektörü ve özdeğerler*

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.2654359584	0.05308719167	0.270370493
CFM56-7B	1.958188733	0.3916377466	2.112140055
V2500	1.139664587	0.2279329174	1.181528163
CFM LEAP-1A/B	1.491975292	0.2983950584	1.550099837
PW1100	0.1447354293	0.02894708585	0.1474420886
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5.191601644 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})’i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)’nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) ise Denklem 6.1 ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.04790041095 olmaktadır. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio)’nın hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık Oranı (CR) ise Denklem 6.2. hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.04315352338 olmaktadır. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0.10’dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10’dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu

yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapılabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden ikincisi olan 'İzin Verilen Maksimum Rotor Hızları' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.9).

Tablo 6.9. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (İzin verilen maksimum rotor hızları)

	İzin Verilen Maksimum Rotor Hızları				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.11	0.14	0.11	0.14
CFM56-7B	9	1	3	1	3
V2500	7	0.33	1	0.33	1
CFM LEAP-1A/B	9	1	3	1	3
PW1100	7	0.33	1	0.33	1
Sütun Toplamları	33	2.77	8.14	2.77	8.14

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.10'da normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.10. Normalize karar matrisi (İzin verilen maksimum rotor hızları)

	İzin Verilen Maksimum Rotor Hızları				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.0303030303	0.03971119134	0.0171990172	0.03971119134	0.0171990172
CFM56-7B	0.2727272727	0.3610108303	0.3685503686	0.3610108303	0.3685503686
V2500	0.2121212121	0.119133574	0.1228501229	0.119133574	0.1228501229
CFM LEAP-1A/B	0.2727272727	0.3610108303	0.3685503686	0.3610108303	0.3685503686
PW1100	0.2121212121	0.119133574	0.1228501229	0.119133574	0.1228501229

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamalarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.11'de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamalarının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.11. Özvektörü ve özdeğerler

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.1441234474	0.02882468947	0.1440070369
CFM56-7B	1.73184967	0.3463699341	1.7874684
V2500	0.6960886058	0.1392177212	0.7088124252
CFM LEAP-1A/B	1.73184967	0.3463699341	1.7874684
PW1100	0.6960886058	0.1392177212	0.7088124252
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5.099980768 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})'i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)'nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) ise Denklem 6.1 ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.02499519195 olmaktadır. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio)'nın hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık Oranı (CR) ise Denklem 6.2. hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.02251819095 olmaktadır. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0.10'dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10'dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0,10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden üçüncüsü olan 'Basınç Limitleri' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.12)

Tablo 6.12. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Basınç limitleri)

	Basınç Limitleri				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.2	0.2	0.11	0.2
CFM56-7B	5	1	1	0.33	1
V2500	5	1	1	0.33	1
CFM LEAP-1A/B	9	3	3	1	3
PW1100	5	1	1	0.33	1
Sütun Toplamları	25	6.2	6.2	2.1	6.2

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.13'te normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.13. Normalize karar matrisi (Basınç limitleri)

	Basınç Limitleri				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.04	0.03225806452	0.03225806452	0.05238095238	0.03225806452
CFM56-7B	0.2	0.1612903226	0.1612903226	0.1571428571	0.1612903226
V2500	0.2	0.1612903226	0.1612903226	0.1571428571	0.1612903226
CFM LEAP-1A/B	0.36	0.4838709677	0.4838709677	0.4761904762	0.4838709677
PW1100	0.2	0.1612903226	0.1612903226	0.1571428571	0.1612903226

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamlarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.14'de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.14. Özvektörü ve özdeğerler

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.1891551459	0.03783102919	0.1890843625
CFM56-7B	0.8410138249	0.168202765	0.8447584639
V2500	0.8410138249	0.168202765	0.8447584639
CFM LEAP-1A/B	2.287803379	0.4575606759	2.311864823
PW1100	0.8410138249	0.168202765	0.8447584639
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max})

5.02350065 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})'i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)'nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) ise Denklem 6.1 ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.005875162496 olmaktadır. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduğundan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio)'nın hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık Oranı (CR) ise Denklem 6.2. hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.005292939186 olmaktadır. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0.10'dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10'dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden dördüncüsü olan 'Üretilen Güç (Thrust Değeri)' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.15).

Tablo 6.15. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Üretilen güç (Thrust değeri))

	Üretilen Güç (Thrust Değeri)				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.2	0.14	0.14	0.14
CFM56-7B	5	1	0.33	0.33	0.33
V2500	7	3	1	1	1
CFM LEAP-1A/B	7	3	1	1	1
PW1100	7	3	1	1	1
Sütun Toplamları	27	10.2	3.47	3.47	3.47

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.16'da normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.16. Normalize karar matrisi (Üretilen güç (Thrust değeri))

	Üretilen Güç (Thrust Değeri)				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.03703703704	0.01960784314	0.04034582133	0.04034582133	0.04034582133
CFM56-7B	0.1851851852	0.09803921569	0.09510086455	0.09510086455	0.09510086455
V2500	0.2592592593	0.2941176471	0.288184438	0.288184438	0.288184438
CFM LEAP-1A/B	0.2592592593	0.2941176471	0.288184438	0.288184438	0.288184438
PW1100	0.2592592593	0.2941176471	0.288184438	0.288184438	0.288184438

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamlarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.17’de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.17. Özvektörü ve özdeğerler

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.1776823442	0.03553646883	0.1773836871
CFM56-7B	0.5685269945	0.1137053989	0.5721379267
V2500	1.41793022	0.2835860441	1.440629611
CFM LEAP-1A/B	1.41793022	0.2835860441	1.440629611
PW1100	1.41793022	0.2835860441	1.440629611
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5.052696995 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})’i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)’nin hesaplanması gerekmektedir. Denklem 6.1. ile Tutarlılık İndeksi hesaplanmış ve elde edilen sonuç 0.01317424887 olmuştur. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR) ise Denklem 6.2. ile hesaplanarak 0.01186869268 bulunmuştur. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0.10’dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10’dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere

sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden beşincisi olan 'Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.18).

Tablo 6.18. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Yakıt tüketimi ve karbon emisyonları)

	Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.14	0.14	0.11	0.11
CFM56-7B	7	1	1	0.2	0.33
V2500	7	1	1	0.2	0.33
CFM LEAP-1A/B	9	5	5	1	3
PW1100	9	3	3	0.33	1
Sütun Toplamları	33	10.14	10.14	1.84	4.77

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.19'da normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.19. Normalize karar matrisi (Yakıt tüketimi ve karbon emisyonları)

	Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.0303030303	0.01380670611	0.01380670611	0.0597826087	0.02306079665
CFM56-7B	0.2121212121	0.09861932939	0.09861932939	0.1086956522	0.06918238994
V2500	0.2121212121	0.09861932939	0.09861932939	0.1086956522	0.06918238994
CFM LEAP-1A/B	0.2727272727	0.4930966469	0.4930966469	0.5434782609	0.6289308176
PW1100	0.2727272727	0.2958579882	0.2958579882	0.1793478261	0.2096436059

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Özvektörü, satır toplamalarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.20'de özvektör verilmiştir. Özvektörde değerlerin toplamalarının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.20. Özvektörü ve özdeğerler

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.1407598479	0.02815196957	0.1421021079
CFM56-7B	0.587237913	0.1174475826	0.611938827
V2500	0.587237913	0.1174475826	0.611938827
CFM LEAP-1A/B	2.431329645	0.486265929	2.66617029
PW1100	1.253434681	0.2506869362	1.369207915
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5.282615744 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})'i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)'nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) ise Denklem 6.1 ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0.0706539359 olmaktadır. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı Denklem 6.2'den 0.0636521945 bulunmuştur. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0,10'dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10'dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapılabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden altıncısı olan 'Güvenilirlik' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.21).

Tablo 6.21. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Güvenilirlik)

	Güvenilirlik				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.14	0.14	0.2	1
CFM56-7B	7	1	1	3	7
V2500	7	1	1	3	7
CFM LEAP-1A/B	5	0.33	0.33	1	5
PW1100	1	0.14	0.14	0.2	1
Sütun Toplamları	21	2.61	2.61	7.4	21

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.22’de normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.22. Normalize karar matrisi (Güvenilirlik)

	Güvenilirlik				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.04761904762	0.05363984674	0.05363984674	0.02702702703	0.04761904762
CFM56-7B	0.3333333333	0.3831417625	0.3831417625	0.4054054054	0.3333333333
V2500	0.3333333333	0.3831417625	0.3831417625	0.4054054054	0.3333333333
CFM LEAP-1A/B	0.2380952381	0.1264367816	0.1264367816	0.1351351351	0.2380952381
PW1100	0.04761904762	0.05363984674	0.05363984674	0.02702702703	0.04761904762

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamlarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.23’de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.23. Özvektörü ve özdeğerler

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.2295448158	0.04590896315	0.2293338067
CFM56-7B	1.838355597	0.3676711194	1.896587228
V2500	1.838355597	0.3676711194	1.896587228
CFM LEAP-1A/B	0.8641991745	0.1728398349	0.8745924052
PW1100	0.2295448158	0.04590896315	0.2293338067
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değerin, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5.073539798 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})'i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)'nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi Denklem 6.1 ile hesaplanmış ve elde edilen sonuç 0.01838494954 olmuştur. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR) ise denklem 6.2'den 0.0165630176 bulunmuştur. Bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapılabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden yedincisi olan 'Bakım Kolaylığı' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.24).

Tablo 6.24. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Bakım kolaylığı)

	Bakım Kolaylığı				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.2	0.14	0.11	0.11
CFM56-7B	5	1	0.33	0.2	0.2
V2500	7	3	1	0.33	0.33
CFM LEAP-1A/B	9	5	3	1	1
PW1100	9	5	3	1	1
Sütun Toplamları	31	14.2	7.47	2.64	2.64

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.25'te normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.25. *Normalize karar matrisi (Bakım kolaylığı)*

	Bakım Kolaylığı				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.03225806452	0.01408450704	0.0187416332	0.04166666667	0.04166666667
CFM56-7B	0.1612903226	0.07042253521	0.04417670683	0.07575757576	0.07575757576
V2500	0.2258064516	0.2112676056	0.1338688086	0.125	0.125
CFM LEAP-1A/B	0.2903225806	0.3521126761	0.4016064257	0.3787878788	0.3787878788
PW1100	0.2903225806	0.3521126761	0.4016064257	0.3787878788	0.3787878788

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamlarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.26’da öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.26. *Özvektörü ve özdeğerler*

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.1484175381	0.02968350762	0.1490372639
CFM56-7B	0.4274047161	0.08548094323	0.4322101057
V2500	0.8209428658	0.1641885732	0.8662294582
CFM LEAP-1A/B	1.80161744	0.360323488	1.90776898
PW1100	1.80161744	0.360323488	1.90776898
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5.188423129 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})’i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)’nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) Denlem 6.1 ile hesaplanmış ve elde edilen sonuç 0.04710578215 olmuştur. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduğundan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR) ise Denklem 6.2. ile hesaplanarak sonuç 0.04243764157

bulunmuştur. Bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden sekizincisi olan 'Düşük Maliyet' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.27).

Tablo 6.27. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Düşük maliyet)

	Düşük Maliyet				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	1	0.33	1	1
CFM56-7B	1	1	0.33	1	1
V2500	3	3	1	3	3
CFM LEAP-1A/B	1	1	0.33	1	1
PW1100	1	1	0.33	1	1
Sütun Toplamları	7	7	2.32	7	7

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.28'de normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.28. Normalize karar matrisi (Düşük maliyet)

	Düşük Maliyet				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.1428571429	0.1428571429	0.1422413793	0.1428571429	0.1428571429
CFM56-7B	0.1428571429	0.1428571429	0.1422413793	0.1428571429	0.1428571429
V2500	0.4285714286	0.4285714286	0.4310344828	0.4285714286	0.4285714286
CFM LEAP-1A/B	0.1428571429	0.1428571429	0.1422413793	0.1428571429	0.1428571429
PW1100	0.1428571429	0.1428571429	0.1422413793	0.1428571429	0.1428571429

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamalarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.29'de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamalarının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.29. Özvektörü ve özdeğerler

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.7136699507	0.1427339901	0.7125270936
CFM56-7B	0.7136699507	0.1427339901	0.7125270936
V2500	2.145320197	0.4290640394	2.141871921
CFM LEAP-1A/B	0.7136699507	0.1427339901	0.7125270936
PW1100	0.7136699507	0.1427339901	0.7125270936
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değerin, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 4.99198713 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})'i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)'nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) ise Denklem 6.1. ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0 olmaktadır. Tutarlılık İndeksi (CI) Denklem 6.2. ile hesaplanmakta ve elde edilen sonuç 0 olmaktadır. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0.10'dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10'dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden dokuzuncusu olan 'Komponentlere Erişim Hızı' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.30).

Tablo 6.30. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Komponentlere erişim hızı)

	Komponentlere Erişim Hızı				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	0.11	0.2	0.2	0.33
CFM56-7B	9	1	5	5	7
V2500	5	0.2	1	1	3
CFM LEAP-1A/B	5	0.2	1	1	3
PW1100	3	0.14	0.33	0.33	1
Sütun Toplamları	23	1.65	7.53	7.53	14.33

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.31’de normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.31. *Normalize karar matrisi (Komponentlere erişim hızı)*

	Komponentlere Erişim Hızı				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.04347826087	0.06666666667	0.02656042497	0.02656042497	0.0230286113
CFM56-7B	0.3913043478	0.6060606061	0.6640106242	0.6640106242	0.4884856943
V2500	0.2173913043	0.1212121212	0.1328021248	0.1328021248	0.2093510119
CFM LEAP-1A/B	0.2173913043	0.1212121212	0.1328021248	0.1328021248	0.2093510119
PW1100	0.1304347826	0.08484848485	0.0438247012	0.0438247012	0.06978367062

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamlarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.32’de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.32. *Özvektörü ve özdeğerler*

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.1862943888	0.03725887775	0.1888480329
CFM56-7B	2.813871897	0.5627743793	3.04702453
V2500	0.8135586871	0.1627117374	0.8479025438
CFM LEAP-1A/B	0.8135586871	0.1627117374	0.8479025438
PW1100	0.3727163405	0.07454326809	0.3724980612
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5,18040894 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI) ise denklem 6.1. ile hesaplanmış ve elde edilen sonuç 0.04510223502 olmuştur. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR) ise Denklem 6.2. ile 0.04063264416

bulunmuştur. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0,10'dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10'dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapabilmektedir.

Belirlenen 10 kriterden sonuncusu olan 'Motor Ağırlığı' için ele alınan 5 motor kendi aralarında ikili olarak karşılaştırılmış olup, karşılaştırmalı üstünlük matrisi oluşturulmuştur ve sütun toplamaları ayrı ayrı gösterilmiştir (Tablo 6.33).

Tablo 6.33. Kriter için karşılaştırmalı üstünlük matrisi (Motor ağırlığı)

	Motor Ağırlığı				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	1	1	0.2	0.11	0.14
CFM56-7B	1	1	0.2	0.11	0.14
V2500	5	5	1	0.14	0.33
CFM LEAP-1A/B	9	9	7	1	3
PW1100	7	7	3	0.33	1
Sütun Toplamları	23	23	11.4	1.69	4.61

Her matris hücre değerinin ilgili sütun toplamına bölünmesiyle yeni bir matris oluşturulur. Bu matrise de normalize karar matrisi denilmektedir. Tablo 6.34'de normalize karar matrisi verilmiştir.

Tablo 6.34. Normalize karar matrisi (Motor ağırlığı)

	Motor Ağırlığı				
	CFM56-5B	CFM56-7B	V2500	CFM LEAP-1A/B	PW1100
CFM56-5B	0.04347826087	0.04347826087	0.01754385965	0.0650887574	0.03036876356
CFM56-7B	0.04347826087	0.04347826087	0.01754385965	0.0650887574	0.03036876356
V2500	0.2173913043	0.2173913043	0.08771929825	0.08284023669	0.0715835141
CFM LEAP-1A/B	0.3913043478	0.3913043478	0.6140350877	0.5917159763	0.6507592191
PW1100	0.3043478261	0.3043478261	0.2631578947	0.1952662722	0.2169197397

İlgili kriter için normalize karar matrisi oluşturulduktan sonra öz vektörü bulunur. Öz vektörü, satır toplamalarının kriter sayısına bölünmesi ile elde edilmektedir. Tablo 6.35'de öz vektör verilmiştir. Öz vektörde değerlerin toplamalarının 1 olması gerekmektedir.

Tablo 6.35. Özvektörü ve özdeğerler

Özvektörü			
	Satırlar Toplamı	Bölü Ortalaması	Özdeğer
CFM56-5B	0.1999579023	0.03999158047	0.2010739124
CFM56-7B	0.1999579023	0.03999158047	0.2010739124
V2500	0.6769256577	0.1353851315	0.6939428785
CFM LEAP-1A/B	2.639118979	0.5278237958	2.9657919
PW1100	1.284039559	0.2568079118	1.397027286
Toplam		1	

En büyük özdeğer (λ_{max}) bulunur. Bu hesaplama; özdeğerler sütunundaki her bir değer, özvektörler tablosunda yer alan eş satırdaki değere bölüm toplamalarının toplam kriter sayısına bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Bu matris için En büyük özdeğer (λ_{max}) 5.248076443 olarak hesaplanmıştır. Ardından Tutarlılık İndeksi (CI=Consistency Index) ve Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio) hesaplanması yapılarak ilgili matrisin tutarlı olup olmaması konusunda değerlendirme yapabilmemizi sağlayacaktır. En büyük özdeğer (λ_{max})'i bulduktan sonra öncelikli olarak Tutarlılık İndeksi (CI)'nin hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık İndeksi (CI) ise Denklem 6.1. ile 0.06201911072 olmaktadır. Tutarlılık İndeksi (CI) bulunduktan sonra son olarak Tutarlılık Oranı (CR=Consistency Ratio)'nın hesaplanması gerekmektedir. Tutarlılık Oranı (CR) ise Denklem 6.2. ile 0.05587307272 olmaktadır. Burada Tutarlılık Oranı (CR) eğer 0.10'dan küçük ise tutarlı; tutarlılık oranı (CR) eğer 0.10'dan büyük ise ilgili matris tutarsızdır yorumunu yapabilmeyi bizlere sağlayacaktır. Görüldüğü üzere bu matris için Tutarlılık Oranı (CR) 0.10'dan küçük olup tutarlı kategorisinde değerlendirme yapabilmektedir.

7. BULGULAR

Çalışma kapsamında geleneksel ve modern turbofan uçak motorlarından CFM56-5B (A320 FAM), CFM56-7B (B737NG), V2500 (A320 FAM), CFM LEAP-1A / CFM LEAP-1B ve PW1100 seçilmiştir. Seçilen motorların maksimum çalışma sıcaklıkları, izin verilen maximum rotor hızları, basınç limitleri, üretilen güç, yakıt tüketimi ve karbon emisyonları, güvenilirlik, bakım kolaylığı, düşük maliyet, düşük maliyet, komponentlere erişim hızı, motor ağırlığı operasyonel limitleri ve karakteristikleri çok kriterli karar verme yöntemlerinden olan Analitik Hiyerarşi Süreci (Analytic Hierarchy Process: AHP) ile analiz edilmiştir. Bu analiz yapılırken kriterler bu motorlar konusunda uzun yıllar deneyime sahip olan uzmanlar tarafından belirlenmiş ve önceliklendirilmiştir. Yapılan analiz sonucunda, Tablo 7.1'de her bir kriter için bulunmuş olan özvektör tablosu verilmiştir.

Tablo 7.1. Özvektörlerin kriterlere ve alternatiflere göre tablo oluşumu

	Özvektörlerin Kriterlere ve Alternatiflere Göre Tablo Oluşumu									
	Maximum Çalışma Sıcaklıkları	İzin Verilen Maximum Rotor Hızları	Basınç Limitleri	Üretilen Güç	Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları	Güvenilirlik	Bakım Kolaylığı	Düşük Maliyet	Komponentlere Erişim Hızı	Motor Ağırlığı
CFM 56-5B	0,0530871 9167	0,0288246 8947	0,0378310 2919	0,0355364 6883	0,0281519 6957	0,0459089 6315	0,0296835 0762	0,142733 9901	0,0372588 7775	0,0399915 8047
CFM 56-7B	0,3916377 466	0,3463699 341	0,1682027 65	0,1137053 989	0,1174475 826	0,3676711 194	0,0854809 4323	0,142733 9901	0,5627743 793	0,0399915 8047
V2500	0,2279329 174	0,1392177 212	0,1682027 65	0,2835860 441	0,1174475 826	0,3676711 194	0,1641885 732	0,429064 0394	0,1627117 374	0,1353851 315
CFM LEAP-1A/B	0,2983950 584	0,3463699 341	0,4575606 759	0,2835860 441	0,4862659 29	0,1728398 349	0,3603234 88	0,142733 9901	0,1627117 374	0,5278237 958
PW1100	0,0289470 8585	0,1392177 212	0,1682027 65	0,2835860 441	0,2506869 362	0,0459089 6315	0,3603234 88	0,142733 9901	0,0745432 6809	0,2568079 118

Aynı zamanda Tablo 7.2'de verilen 10 kriterin birbirlerine olan normalize karar matrislerindeki özvektör değerleri verilmiştir.

Tablo 7.2. *Kriterlerin birbiri arasındaki matris özdeğer tablosu*

Kriter	Özdeğer
Maksimum Çalışma Sıcaklıkları	0.05
İzin Verilen Maksimum Rotor Hızları	0.02
Basınç Limitleri	0.02
Üretilen Güç (Thrust Limitleri)	0.14
Yakıt Tüketimi ve Karbon Emisyonları	0.24
Güvenilirlik	0.24
Bakım Kolaylığı	0.14
Düşük Maliyet	0.09
Komponentlere Erişim Hızı	0.05
Motor Ağırlığı	0.02

Burada iki matrisin matris çarpımı geleneksel ve modern turbo fan motor seçiminde öncelikli seçimin nasıl yapılabileceğini göstermektedir. Matris çarpımlarından elde edilen sonuç Tablo 7.3’de gösterilmiş olup motor seçim sırası öncelikli olarak CFM LEAP-1A/B, V2500, CFM56-7B, PW1100 ve son olarak ise CFM56-5B şeklindedir.

Tablo 7.3. *Matrislerin arpım tablosu*

Motor	Yüzde Oranı (%)
CFM56-5B	0,04584131012 (%5)
CFM56-7B	0,2122762047 (%21)
V2500	0,2443204479 (%24)
CFM LEAP-1(A/B)	0,3097764262 (%31)
PW1100	0,190785611 (%19)

8. SONUÇLAR

Havayolu ulaşımına artan talebi karşılamak için havayolu işletmeleri arasındaki rekabet ortamında uzun menzil uçabilen ve operasyon maliyetleri düşük olan dar gövdeli yolcu uçaklarını daha popüler hale getirmiştir. Havayolu işletmeleri doluluk oranlarını ve uçuş frekanslarını yeni nesil dar gövdeli uçaklarla arttırmaktadır. Diğer taraftan havayolu işletmelerinin tercih sebepleri verimlilik, çevre dostu ve güvenilir uçaklar olmaktadır. Havayolu taşımacılığında dar gövdeli uçakların güç sistemleri de bu istekleri ve tercih edilme sebeplerini de şekillendirmektedir. Güç sistemleri kaynaklı pek çok kaza ve olay meydana gelmekte bundan da hem yolcular hem de işletmeler olumsuz etkilenmektedir. Bu nedenle yolcu uçakları için motor seçimi her açıdan çok kritik bir karardır.

Çalışmada kriterler belirlenirken güvenilirlik ve yakıt tüketimi ve karbon emisyonları diğerlerine göre daha önemli olarak nitelendirilmiştir. Bu iki kriteri üretilen güç (Thrust Değeri) ve bakım kolaylığı takip etmektedir. Bu dört kriterden sonra düşük maliyet tercih edilmiştir. Maksimum çalışma sıcaklıkları ve komponentlere erişim hızı orta derecede önemli olarak değerlendirilmiştir. İzin verilen maksimum rotor hızları, basınç limitleri ve motor ağırlığı son tercihler olmuştur.

Çalışma kapsamında üç geleneksel CFM56-5B, CFM56-7B, V2500 ve iki modern CFM LEAP-1A/CFM LEAP-1B ve PW1100 motorları seçilmiştir ve bu motorlar için belirlenen on kriter için yapılan önceliklendirmede şu sonuçlar elde edilmiştir. Maksimum çalışma sıcaklığında CFM56-7B ilk sırada tercih edilen motor olurken onu takiben CFM LEAP 1A/B, V2500 ve CFM-5B motorları olmuştur. Bu kriter için en son tercih edilen motor CFM-5B olmuştur. İzin verilen maksimum rotor hızları için tercih sıralaması CFM56-7B ve CFM LEAP 1A/B, V2500 ve PW1100 ve CFM-5B şeklinde olmuştur. Basınç limitleri için CFM LEAP 1A/B en çok tercih edilen motor olurken sıralamada CFM56-7B, CFM LEAP 1A/B ve PW1100 aynı puanı almıştır. Basınç limitleri kriteri için CFM56-5B en son tercih edilen motor olmuştur. Üretilen Güç (Thrust Değeri) kriterinde V2500, CFM LEAP-1A/B ve PW1100 aynı puanı almış ve bu motorlardan sonra CFM-7B tercih edilmiş ve en son tercih edilen motor ise yine CFM56-5B olmuştur. Yakıt tüketimi ve karbon emisyonları kriterinde CFM LEAP -1A/B motoru en çok tercih edilen motor olmuştur. Bu motoru PW1100 takip etmiştir. PW1100'den sonra sırasıyla V2500 ve CFM56-7B gelmiştir. Yine bu kriter için de son tercih CFM-5B olmuştur. Güvenilirlik kriterinde CFM56-7B ve V2500 tercih edilirken bu iki motoru CFM LEAP -1A/B takip etmiştir. PW1100 bu kriterde CFM56-5B ile diğerlerine göre

daha aza tercih edilmiştir. Bakım kolaylığı CFM56-7B ve V2500 başı çerken bu iki motoru CFM LEAP 1A/B takip etmiştir. Bu üç motordan sonra sıralamada PW1100 ve CFM56-5B son sırada yer almıştır. Düşük maliyet kriterinde V2500 diğerlerinden 1 puan fazla ile en maliyetli motor seçilirken, diğer motor seçenekleri birbirleri ile aynı puanı almıştır. Komponentlere erişim hızında CFM56-7B diğerlerinden fazla puan alarak en iyi motor seçilmiştir. Bu motoru CFM LEAP-1A/B ve V2500 takip etmiştir. Bu motorlardan sonra sıralama PW1100 ve CFM56-5B şeklindedir. Motor ağırlığı kriterinde CFM LEAP 1A/B en yüksek puanı alırken onu sırasıyla PW1100, V2500, CFM56-7b ve CFM56-5B takip etmiştir.

Geleneksel uçak motorlarından CFM56-5B en son tercih edilen motor olurken, CFM56-7B maksimum çalışma sıcaklığı, izin verilen maksimum rotor hızları, komponentlere erişim, güvenilirlik kriterlerinde öne çıkmıştır. Yine geleneksel motorlardan olan V2500 motoru ise üretilen güç, güvenilirlik ve özellikle düşük maliyet kriterinde ilk sıradadır. Modern uçak motorlarından olan PW1100 üretilen güç ve bakım kolaylığı açısından tercih edilmiştir. Tüm kriterlerin değerlendirilmesi ve yapılan AHP sonrasında en çok tercih edilen motor CFM LEAP 1A/B olmuştur.

LEAP motorları CFM56 (5B/7B)'dan daha yüksek bir basınçta çalışacak şekilde tasarlanmıştır. CFM56'nın yüksek basınç kompresörüne karşılık gelen değerin yaklaşık iki katı olan 22:1 sıkıştırma oranına kadar çalışmaktadır. PW1100'e göre kompresör ve türbin kademesinde kullanılan malzeme ısıya daha elverişlidir. Güvenirliliği de yine PW1100'e göre daha iyidir. V2500 motoru ile karşılaştırıldığında da ise motor üzerinde bulunan komponentlere bakım maksatlı erişimi daha kolaydır. Bu da LEAP motorlarının bakım kolaylığını ön plana çıkarmaktadır. CFM LEAP-1(A/B) motorunda ilk defa 3D yazıcı (additive manufacturing) ile basılan yakıt nozulları kullanılmıştır. Bu nozullar da yaklaşık %25 daha hafiftir. Türbin shroudları için seramik matrisli kompozitler kullanılmıştır. Seramik matrisli kompozit malzemeler klasik malzemelere göre yüksek sıcaklıklara daha dayanıklıdır. Ayrıca bu malzemelerin kullanımı soğutma havası akış ihtiyacını da azaltmaktadır. CFM LEAP-1(A/B) motoru bu nedenlerle ortaya çıkmış arızalar ve sorunlara rağmen günümüzde ticari yolcu uçağı operatörleri tarafından öncelikli olarak tercih edilen modern turbofan motorlardır.

KAYNAKÇA

- Alam, J. A. R., Altarazi, Y. S. M., Yusaf, T., Azami, M. H., & Mohd, N. A. R. N. (2023). Experimental investigation on gas turbine engine performance using alternative fuel. *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*, 55(3S), 479-483.
- Ayu Nariswari, N. P., Bamford, D., & Dehe, B. (2019). Testing an AHP model for aircraft spare parts. *Production Planning & Control*, 30(4), 329-344.
- Balin, A., Demirel, H., & Alarcin, F. (2016). A novel hybrid MCDM model based on fuzzy AHP and fuzzy TOPSIS for the most affected gas turbine component selection by the failures. *Journal of Marine Engineering & Technology*, 15(2), 69-78.
- Bakır, O. (2010). *Gaz türbinli motor performans parametrelerinin incelenmesi* (Master's thesis, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Beauchamp-Akatova, E., & Curran, R. (2013). From initial risk assessments to system risk management. *Journal of Modelling in Management*, 8(3), 262-289.
- Berrittella, M., La Franca, L., & Zito, P. (2009). An analytic hierarchy process for ranking operating costs of low cost and full service airlines. *Journal of Air Transport Management*, 15(5), 249-255.
- Bimo, E. A., Prabawa, E., Sembiring, E. K., Ramsi, O., Sjamsoeddin, S., Yusgiantoro, P., & Midhio, I. W. (2022). The Application of AHP and PESTEL-SWOT Analysis on the Study of Military Amphibious Aircraft Acquisition Decision-Making in Indonesia. *Technium Soc. Sci. J.*, 27, 837.
- Boyacı, A. Ç., & Tüzemen, M. Ç. (2022). Multi-criteria decision-making approaches for aircraft-material selection problem. *International Journal of Materials and Product Technology*, 64(1), 45-68.
- Bruno, G., Esposito, E., & Genovese, A. (2015). A model for aircraft evaluation to support strategic decisions. *Expert Systems with Applications*, 42(13), 5580-5590.
- Carlier, S., & Smith, J. (2002). Advanced Emission Model (AEM3) v1. 5-Validation Exercise# 2. *Fuel*, 310(182), 0-90.
- Chen, C. J., Yang, S. M., & Chang, S. C. (2014). A model integrating fuzzy AHP with QFD for assessing technical factors in aviation safety. *International Journal of Machine Learning and Cybernetics*, 5, 761-774.
- Chen, R., Jiang, C., Wang, K., & Yang, H. (2024). Engine option in aircraft purchase: Company strategies and policy implications. *Transport Policy*, 159, 266-283.
- Dağdeviren, M., Akay, D., & Kurt, M. (2004). İş Değerlendirme Sürecinde Analitik Hiyerarşi Prosesi Ve Uygulaması. *Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 19(2).
- Delbari, S. A., Ng, S. I., Aziz, Y. A., & Ho, J. A. (2016). An investigation of key competitiveness indicators and drivers of full-service airlines using Delphi and AHP techniques. *Journal of Air Transport Management*, 52, 23-34.
- Dožić, S., & Kalić, M. (2014). An AHP approach to aircraft selection process. *Transportation Research Procedia*, 3, 165-174.

- Dožić, S., & Kalić, M. (2015). Comparison of two MCDM methodologies in aircraft type selection problem. *Transportation Research Procedia*, 10, 910-919.
- Dozic, S., Lutovac, T., & Kalic, M. (2017). Fuzzy AHP approach to passenger aircraft type selection. *Journal of Air Transport Management*, 30, 1e11.
- El-Sayed Ahmed F. (2016). *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Department of Mechanical Engineering, Zagazig University
- Eren, Y.C. (2023). *Gaz Türbinli Motorların Rotor Dinamik Analizlerinin Esnek Modellerle İncelenmesi*. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makina Mühendisliği Ana Bilim Dalı.
- Garcia, A. M. (2011). BLISK fabrication by linear friction welding. *Advances in gas turbine technology*, 411-434.
- Girgin, K. Ç., & Zalluhoğlu, C. (2022). Öznitelik Odaklı Sensor Verisi Bazlı Uçak Motorları Geriye Kalan Faydalı Ömür Tahminleme. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (37), 21-27.
- Göleç, A., Gürbüz, F., & Şenyiğit, E. (2016). Determination of best military cargo aircraft with multi-criteria decision-making techniques. *MANAS Journal of Social Studies*, 5(5), 87-101.
- Gülenç, İ. F., & Bilgin, G. A. (2010). Yatırım kararları için bir model önerisi: AHP yöntemi-a model proposal for investment decisions: AHP method. *Öneri Dergisi*, 9(34), 97-107.
- Hafeez, K., Malak, N., & Zhang, Y. (2007). Outsourcing non-core assets and competencies of a firm using analytic hierarchy process. *Computers & Operations Research*, 34(12), 3592-3608.
- Hensey, R., & Magdalina, A. (2018). A320 NEO vs. CEO comparison study. *FPG Amentum*, 1-15.
- (http-1:<https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/aircraft-engine-market-14300744.html>) (Erişim Tarihi: 05.11.2024)
- (http-2:<https://www.mordorintelligence.com/industry-reports/aircraft-engines-market>) (Erişim Tarihi: 05.11.2024)
- (http-3:<https://www.statista.com/statistics/1099835/global-aircraft-engine-manufacturer-market-share/>) (Erişim Tarihi: 05.11.2024)
- (http-4:<https://www.aersale.com/media-center/addressing-cfm56-7b-engine-inspections>) (Erişim Tarihi: 05.11.2024)
- (http-5:<https://flightsafety.org/faa-to-order-inspections-of-cfm56-7b-engines/>) (Erişim Tarihi: 04.11.2024)
- (http-6:<https://simpleflying.com/cfm-airbus-a320neo-leap-engine-defect/>). (Erişim Tarihi: 06.11.2024)
- (http-7:<https://www.cirium.com/thoughtcloud/ascend-by-cirium-weekly-team-perspective-pratt-whitney-pw1000g-engine-technical-issues/>) (Erişim Tarihi: 06.11.2024)

- (http-8:<https://auth.boeingservices.com/idp/SSO.saml2>) (Erişim Tarihi: 02.03.2024)
- (http-9:http://www.b737.org.uk/incident_n766sw.htm) (Erişim Tarihi: 10.05.2024)
- (http-10:<https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/1621.pdf>.) (Erişim Tarihi: 24.03.2024)
- (http-11:<https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/2478.pdf>.) (Erişim Tarihi:24.04.2024)
- (http-12:<https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/1622.pdf>.) (Erişim Tarihi:08.07.2024)
- (http-13:<https://skybrary.aero/articles/geared-turbofan-engine>) (Erişim Tarihi: 26.04.2024)
- (http-14:<https://www.tei.com.tr/urunler/uluslararası-motrlara-imalat-katkilari/cfm56>) (Erişim Tarihi: 05.06.2024)
- (http-15:<https://www.cfmaeroengines.com/engines/cfm56/>) (Erişim Tarihi: 06.06.2024)
- (http-16:<https://www.mtu.de/engines/commercial-aircraft-engines/narrowbody-and-regional-jets/cfm56-2/-5b/-7/>) (01.07.2024)
- (http17:https://w3.airbus.com/H380/world/airbusworld/forms/airbus.sfcc?TYPE=33554433&REALMOID=06-2c93f4bb-1103-4238-98fa-62ca07aab930&GUID=&SMAUTHREASON=0&METHOD=GET&SMAGENTNAME=-SM-t%2fTX88CtTFIPqQ15ugBfOME66PQGCWGuAAOSByMZUiVIJPozo431pS4LE4YuSGzU&TARGET=-SM-HTTPS%3a%2f%2fw3%2eairbus%2ecom%2fU980%2fU980_redirect_world%2ehtml%3fresumePath%3d-%2Fidp-%2FBlrtx6gCMB-%2FresumeSAML20-%2Fidp-%2FSSO%2eping-%3FpfLoginRedirect-%3Dtrue) (Erişim Tarihi: 10.07.2024)
- (http-18:<https://www.safran-group.com/products-services/cfm56-best-selling-engine-commercial-aviation-history>) (Erişim Tarihi: 12.05.2024)
- (http-19:<https://www.geaerospace.com/news/press-releases/joint-ventures/uzbekistan-airways-selected-cfm56-5b-power-new-a320-aircraft>) (Erişim Tarihi: 12.05.2024)
- (http-20:<https://www.gracoroberts.com/brands/eastman/content/2197-cfm56-5b-case-study/>) (Erişim Tarihi: 13.05.2024)
- (http-21:<https://global-engine.com/cfm56-7b/>) (17.05.2024)
- (http-22:<https://www.geaerospace.com/news/press-releases/joint-ventures/cfm-logs-orders-more-160-cfm56-7b-engines-power-boeing-next>) (Erişim Tarihi:19.08.2024)

- (http-23:<https://www.geaerospace.com/news/articles/product/did-you-know-cfm56-engines-performance-extended-time-wing-advantage>) (Erişim Tarihi: 19.08.2024)
- (http-24:<https://www.geaerospace.com/news/articles/manufacturing-paris-airshow-people-product/1-billion-flight-hours-world-class-experience>) (Erişim Tarihi:20.08.2024)
- (http-25:https://tr.wikipedia.org/wiki/IAE_V2500) (Erişim Tarihi: 23.07.2024)
- (http-26:<https://www.prattwhitney.com/en/products/commercial-engines/v2500>) (Erişim Tarihi: 23.07.2024)
- (http-27:<https://www.mtu.de/en/engines/commercial-aircraft-engines/narrowbody-and-regional-jets/v2500/>)(Erişim Tarihi: 23.07.2024)
- (http-28:<https://links.prattwhitney.com/i-a-e/products.html>) (Erişim Tarihi: 30.07.2024)
- ICAO, Doc 9646: ICAO Engine Exhaust Emissions Data Bank, 2013
- Liou, J. J., & Tzeng, G. H. (2007). A non-additive model for evaluating airline service quality. *Journal of Air Transport Management*, 13(3), 131-138.
- Lu, H. A., & Liu, R. R. (2014). Market opportunity analysis and evaluation of the expansion of air transport services across the Taiwan Strait. *Journal of Air Transport Management*, 37, 10-19.
- Karagiannidis, A., Papageorgiou, A., Perkoulidis, G., Sanida, G., & Samaras, P. (2010). *A multi-criteria assessment of scenarios on thermal processing of infectious hospital wastes: A case study for Central Macedonia. Waste management*, 30(2), 251-262.
- Karaman, A. S., & Akman, E. (2018). Taking-off corporate social responsibility programs: An AHP application in airline industry. *Journal of Air Transport Management*, 68, 187-197.
- Kiracı, K., & Bakır, M. (2018). Application of commercial aircraft selection in aviation industry through multi-criteria decision making methods. *Manisa Celal Bayar Üniversitesi Sosyal Bilimler Dergisi*, 16(4), 307-332. <https://doi.org/10.18026/cbayarsos.505987>
- Kumar, V. N., Raja, R. P., Sanjeevi, K. S., Anbuudayasankar, S. P., & Srihari, S. (2019, November). *Multi-Criteria engine selection for unique purpose using AHP*. In IOP Conference Series: Materials Science and Engineering (Vol. 577, No. 1, p. 012118). IOP Publishing.
- Martínez-Gutiérrez, A., Sánchez-Calleja, I., Ferrero-Guillén, R., & Díez-González, J. (2024). On the selection of aircraft-engine pairs for medium-haul Low-Cost Carriers operations. *Journal of Air Transport Management*, 120, 102657.

- Ömürbek, N., & Şimşek, A. (2014). Analitik hiyerarşi süreci ve analitik ağ süreci yöntemleri ile online alışveriş site seçimi. *Journal of Management and Economics Research*, 12(22), 306-327.
- Petrović, I., & Kankaraš, M. (2018). DEMATEL-AHP multi-criteria decision making model for the selection and evaluation of criteria for selecting an aircraft for the protection of air traffic. *Decision Making: Applications in Management and Engineering*, 1(2), 93-110.
- Prabowo, L. P., & Zagloel, T. Y. M. Aircraft Selection for Cargo Purposes in Air Charter Company Using the Fuzzy AHP–TOPSIS Method.
- Qu, G., Yang, X., Yuan, Q., Liu, Z., & Si, Y. (2024). Research on Comprehensive Performance Evaluation Method for Frontier Fundamental Research Project for Future Aircraft Engines. *Sustainability* (2071-1050), 16(14).
- Ranasinghe, K., Guan, K., Gardi, A., & Sabatini, R. (2019). Review of advanced low-emission technologies for sustainable aviation. *Energy*, 188, 115945.
- Royce, R. (1986). The Jet Engine—A complete overview of the modern gas turbine.
- Saaty, T. (1980, November). The analytic hierarchy process (AHP) for decision making. In *Kobe, Japan* (Vol. 1, p. 69).
- Saaty, R. W. (1987). The analytic hierarchy process—what it is and how it is used. *Mathematical modelling*, 9(3-5), 161-176.
- Saaty, T. L. (2008). Decision making with the analytic hierarchy process. *International journal of services sciences*, 1(1), 83-98.
- Sánchez-Lozano, J. M., Correa-Rubio, J. C., & Fernández-Martínez, M. (2022). A double fuzzy multi-criteria analysis to evaluate international high-performance aircrafts for defense purposes. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 115, 105339.
- Shao, C., & Yu, J. H. (2023, September). Risk Assessment Method of Aircraft Engine Product Supply Chain Based on AHP Analysis. In *International Conference “Complex System Design and Management”* (pp. 231-244). Singapore: Springer Nature Singapore.
- Singh, J., Sharma, S. K., & Srivastava, R. (2019). AHP-Entropy based priority assessment of factors to reduce aviation fuel consumption. *International Journal of System Assurance Engineering and Management*, 10, 212-227.
- Şahinoğlu, C. (2019). *Bypass oranının turbofan motor karakteristiklerine etkisi* (Master's thesis, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- See, T. K., Gurnani, A., & Lewis, K. (2004). Multi-attribute decision making using hypothetical equivalents and inequivalents. *J. Mech. Des.*, 126(6), 950-958.

- Singh, A. K. (2016). Competitive service quality benchmarking in airline industry using AHP. *Benchmarking: An International Journal*, 23(4), 768-791.
- Şimşek, A., Çatır, O., & Ömürbek, N. (2015). TOPSIS ve MOORA yöntemleri ile tedarikçi seçimi: Turizm sektöründe bir uygulama. *Balikesir Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü Dergisi*, 18(33), 133-161.
- Şöhret, Y., Ekici, S., Altuntaş, Ö., Hepbaslı, A., & Karakoç, T. H. (2016). Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engines: A key review. *Progress in Aerospace Sciences*, 83, 57-69.
- Taşçı, M. (2023). *Hava Aracı Motor Sağlığı İzlenmesi için Veri Madenciliği Yöntemleri ile EGTt ve N1 Parametresi Tahmini*. Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı.
- Tsaur, S. H., Chang, T. Y., & Yen, C. H. (2002). The evaluation of airline service quality by fuzzy MCDM. *Tourism management*, 23(2), 107-115.
- Türkmen, M. (2010). *Motor Performans ve Emisyon Parametrelerinin Yapay Sinir Ağları Kullanılarak Belirlenmesi*. Erciyes Üniversitesi. Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri.
- Uysal, S. C. (2014). *High by-pass turbofan engines aerothermodynamic design and optimization* (Master's thesis, Middle East Technical University).
- Uzun, S., & Kazan, H. (2016). Çok kriterli karar verme yöntemlerinden AHP TOPSIS ve PROMETHEE karşılaştırılması: Gemi inşada ana makine seçimi uygulaması. *Journal of Transportation and Logistics*, 1(1), 99-113.
- Vargas, L. G. (1990). An overview of the analytic hierarchy process and its applications. *European journal of operational research*, 48(1), 2-8.
- Wang, J., Fan, K., & Wang, W. (2010). Integration of fuzzy AHP and FPP with TOPSIS methodology for aeroengine health assessment. *Expert Systems with Applications*, 37(12), 8516-8526.
- Wang, M., Xue, Y., & Wang, K. (2022). Modeling and simulation in an aircraft safety design based on a hybrid AHP and FCA algorithm. *Computational intelligence and neuroscience*, 2022(1), 6424057.
- Xu, J. Z., Wang, L. J., & Lu, J. (2008, September). A study of AHP-fuzzy comprehensive evaluation on the development of eco-enterprise. In *2008 International Conference on Management Science and Engineering 15th Annual Conference Proceedings* (pp. 219-224). IEEE.
- Yaraloğlu, K. (2001). Performans değerlendirmede analitik hiyerarşi proses. *Dokuz Eylül Üniversitesi İktisadi İdari Bilimler Fakültesi Dergisi*, 16(1).

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0009-0004-3732-8832

Ad Soyad : Kerem YILMAZ

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2023-2025, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Sivil Havacılık, Sivil Havacılık Anabilim Dalı