T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TURBOJET MOTORUN RÖLANTİ ALTI PERFORMANS MODELLEMESİ

İbrahim Ethem ÜNLÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Isı Proses Programı

Danışman

Prof. Dr. Hakan DEMİR

Temmuz, 2025

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TURBOJET MOTORUN RÖLANTİ ALTI PERFORMANS MODELLEMESİ

İbrahim Ethem ÜNLÜ tarafından hazırlanan tez çalışması 07.07.2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Isı Proses Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Hakan DEMİR
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Hakan DEMİR, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Şevket Özgür ATAYILMAZ, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. Sertaç Çadırcı, Üye
İstanbul Teknik Üniversitesi _____

Danışmanım Prof. Dr. Hakan DEMİR sorumluluğunda tarafımca hazırlanan "Turbojet Motorun Rölanti Altı Performans Modellemesi" başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

İbrahim Ethem ÜNLÜ

İmza

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın tamamlanmasında katkıları olan herkese içten teşekkürlerimi sunarım.

Öncelikle beni dünyaya getiren ve bu çalışmayı gerçekleştirmeme vesile olan anne ve babama sonsuz minnet duyuyorum. Hayatı boyunca eğitimimin üstüne düşen, bana verdiği emek ve destekle bugünlere gelmemi sağlayan merhum babam Seyfi ÜNLÜ'nün bana kazandırdığı değerler ve gösterdiği fedakarlık bu çalışmanın temelini oluşturmuştur. Hayatım boyunca üzerimde emeği olan, beni her zaman destekleyen ve bugünlere gelmemde payı bulunan sevgili annem Sema GÜLTEKİN için de ayrı ayrı teşekkür ederim.

Tez danışmanım Prof. Dr Hakan Demir'e, bu çalışmanın her aşamasında gösterdiği sabır, özveri ve akademik rehberliği için derin saygı ve minnettarlığımı sunarım. Değerli görüşleri ve yapıcı eleştirileri sayesinde bu çalışma şekillenmiş ve gelişmiştir.

Çalışmam boyunca bana destek olan değerli iş arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım. Öncelikle müdürüm Dr. Mehmet KAYA'ya; Abdurrahman GÜNDÜZ'e, Alp Özgen'e, Alp Eren YILDIZ'a, Erdem MERİÇ'e, Kerem KANERAL'a ve Nedim ŞENEL'e bu süreçte gösterdikleri anlayış ve destek için minnettarım. Kale Jet Motorları Şirketi'nde beraber çalıştığım bu değerli meslektaşlarım olmadan bu yolculuk çok daha zor olacaktı. Ayrıca çalıştığım Kale Jet Motorları Şirketi'ne de bu çalışmayı gerçekleştirmem konusunda sağladığı imkanlar ve gösterdiği kurumsal destek için teşekkür ederim.

Bu süreçte maddi manevi beni yalnız bırakmayan, her zaman yanımda olan sevgili ablam Melike ÜNLÜ'ye da ayrı bir paragrafta içten teşekkürlerimi sunarım. Onun desteği ve varlığı bu zorlu süreçte benim için çok değerli olmuştur.

Yüksek lisans eğitimim süresince bana emek veren ve beni oğulları yerine koyan sevgili halam Saliha YALÇIN ve enişte m Şevket YALÇIN'a da sonsuz minnettarlığımı sunarım. Gösterdikleri sevgi, ilgi ve fedakârlık için onlara da kalben teşekkür ederim.

Son olarak, bu süreçte bana destek olan tüm yakınlarıma içten teşekkürlerimi sunarım.

Bu çalışma, aileme ve özellikle merhum babamın hatırasına ithafen...

İbrahim Ethem ÜNLÜ

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ viii
KISALTMA LİSTESİ x
ŞEKİL LİSTESİ xi
ÖZET xii
ABSTRACT xiv
1 GİRİŞ 1
1.1 Turbojet Motorların Genel Yapısı 1
1.1.1 Turbojet Motorların Bileşenleri 2
1.1.2 Turbojet Motorunun Çalışma Prensibi, Motor Bütünlüğü ve Tasarım Kriterleri 4
1.2 Rölanti Altı Performans Modellemesi 5
1.3 Tezin Amacı 7
1.4 Hipotez 8
1.4.1 Alt Hipotezler 8
2 RÖLANTİ ALTI KOMPRESÖR PERFORMANSI 10
2.1.1 Matematiksel Yöntemle Kompresör Haritasını Genişletme 11
2.1.2 Matematiksel Yöntemle Genişletilmiş Kompresör Haritası 15
3 RÖLANTİ ALTI YANMA ODASI PERFORMANSI 19
3.1 Yanma Odasının Temel Hususları 19
3.1.1 Yanma Odası Gereksinimleri 19
3.1.2 Yanma Performansı 20
3.1.3 Yanma Süreci ve Yanma Verimliliği 20
3.1.4 Reaksiyon Kontrollü Sistemler 21
3.1.5 Alev Kararlılığı 25

3.2 Gaz Türbini Motorlarında Rölanti Altı Yanma Verimi ve Yanma Odası Basınç Kaybı 26
3.2.1 Yanma Verimi Modelleme 26
3.2.2 Yanma Odası Kararlılığı 27
3.2.3 Yanma Odası Basınç Kaybı 27
3.2.4 Yanma Odası Performans Modellemesi Yaklaşımı 27
3.2.5 Yanma Odası Kararlılık Limitleri 29
4 RÖLANTİ ALTI TÜRBİN PERFORMANSI 31
5 RÖLANTİ ALTI MOTOR BÜTÜNÜ PERFORMANS MODELLEMESİ 34
5.1 Giriş Verileri Modülü 35
5.1.1 Çevresel Koşullar Bloğu 35
5.1.2 Tasarım Parametreleri Bloğu 35
5.2 Başlangıç Koşulları Modülü 35
5.2.1 Motor Başlangıç Koşulları Bloğu 35
5.3 Bileşen Modelleri Modülü 36
5.3.1 Rölanti Altı Kompresör Modeli 36
5.3.2 Rölanti Altı Yanma Odası Modeli 36
5.3.3 Rölanti Altı Türbin Modeli 36
5.4 Eşleştirme Algoritması 37
5.4.1 Kompresör-Türbin Eşleştirmesi: 37
5.4.2 Motor Sistem Eşleştirmesi 37
5.4.3 Yakınsama Kontrolü 37
5.5 Çıktı Parametreleri Modülü 37
5.5.1 Performans Çıktıları 38
5.5.2 Kritik Parametreler 38
5.5.3 Doğrulama Ve Analiz 38
5.6 Akış Yönleri ve Veri Transferi 38
5.6.1 Veri Akış Hiyerarşisi 38
5.6.1 İteratif Çözüm Süreci 39

5.6.2 Sistem Denge Koşulları 40

6 BULGULAR VE TARTIŞMA 41

6.1 Operasyonel Aralık Analizi 41

6.2 Akış Yönleri ve Veri Transferi 41

6.3 Kararlılık Marjı Değerlendirmesi 42

6.3.1 Verimlilik Degradasyon Karakteristikleri 42

6.4 Karşılaştırmalı Metodoloji Analizi 43

6.4.1 Matematiksel ve Test Bazlı Yaklaşım Karşılaştırması 43

6.4.2 Hassasiyet ve Güvenilirlik Analizi 43

6.5 Yanma Odası Performans Bulguları 43

6.5.1 Düşük Güç Yanma Verimliliği 43

6.5.2 Kararlılık Limitleri 44

6.6 Türbin Performans Karakteristikleri 44

6.7 Sistem Entegrasyonu ve Eşleştirme 44

6.7.1 Kompresör-Türbin Uyumu 44

6.8 Operasyonel Güvenlik 44

6.9 Test Verilerinin Modelle Kıyası 45

7 SONUÇ 58

7.1 Araştırma Sonuçlarının Kapsamlı Değerlendirmesi 58

7.1.1 Kararlılık Limitleri 58

7.1.2 Yanma odası ve türbin değerlendirmesi 59

7.1.3 Model Doğrulama ve Karşılaştırma Analizi 59

7.1.4 Gelecek Çalışmalar için Öneriler 60

7.1.5 Sonuç 60

KAYNAKÇA 61

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR 62

SİMGE LİSTESİ

0	Atmosfer, çevre
rel	Bağıl
β	Beta parametresi (kompresör haritasında çalışma noktası konumu)
P	Basınç [Pa]
$\Delta P/P$	Basınç kaybı oranı
PR	Basınç oranı
η_e	Buharlaşma verimliliği
Λ_{eff}	Etkili buharlaşma sabiti
ER	Genişleme oranı
$\dot{W}$	Güç [W]
R	Güç benzerlik yasası üssü
H	İrtifa [m]
F	İtki [N]
l_m	Karışım uzunluğu [m]
$\dot{m}$	Kütle akışı [kg/s]
p	Kütle akışı benzerlik yasası üssü
M	Mach sayısı
w	Özgül iş [J/kg]
q	Özgül iş benzerlik yasası üssü
γ	Özgül ısılar oranı
D_o	Püskürme başlangıç Sauter ortalama çapı [m]
η_θ	Reaksiyon verimliliği
c_p	Sabit basınçta özgül ısı [J/kg·K]
T	Sıcaklık [K]

ΔT	Sıcaklık artışı [K]
N	Şaft hızı [d/d]
τ	Tork [Nm]
u'	Türbülanslı hız [m/s]
η	Verim
V_c	Yanma hacmi [m^3]
Ω	Yanma odası yüklemesi
η_{yanma}	Yanma verimi
C	Yanma verimi debi sabiti
∇_ρ	Yoğunluk gradyanı [kg/m^4]
B	Yüklenme katsayısı

İndisler:

x	Ekstrapolasyon koşulları
ideal	İdeal durum
b	Karşılaştırma koşulları
3	Kompresör çıkışı, yanma odası girişi
kompresör	Kompresör ile ilgili
01	Motor girişi
ref	Referans
a	Referans koşulları
ds	Tasarım koşulları
türbin	Türbin ile ilgili
4	Yanma odası çıkışı, türbin girişi

Özel Notasyonlar:

$N/\sqrt{T}$	Bağıl düzeltilmiş dönme hızı
$W\sqrt{T}/P$	Bağıl düzeltilmiş kütle akışı [kg/s]
log()	Logaritma fonksiyonu
$\sqrt{T}$	Sıcaklık düzeltmesi faktörü
exp()	Üstel fonksiyon

KISALTMA LİSTESİ

CFD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (Computational Fluid Dynamics)
Con-Di	Yakınsak-Iraksak (Convergent-Divergent)
SFC	Özgül Yakıt Tüketimi (Specific Fuel Consumption)

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 Basit yapıda bir turbojet motor **2**
Şekil 1.2 Yanma odası türleri **3**
Şekil 2.1 Beta çizgileri **10**
Şekil 2.2 Matematiksel yöntemle ölçeklendirilmiş rölanti-altı kompresör haritası **15**
Şekil 2. 3 Bağıl hız - bağıl basınç oranı ilişkisi **16**
Şekil 2. 4 Bağıl hız - bağıl izentropik verimlilik ilişkisi **16**
Şekil 2. 5 Rölanti altı kompresör haritası **17**
Şekil 3. 1 Yüklenmeye karşılık yanma verimi **28**
Şekil 3. 2 1.6 kısmi yük için yanma verimi **29**
Şekil 4. 1 Türbin için p katsayısı **32**
Şekil 4. 3 Türbin için q katsayısı **33**
Şekil 4. 4 Türbin için r katsayısı **33**
Şekil 5. 1 Akış şeması **34**
Şekil 6. 1 Ölçeklendirilmiş rölanti altı kompresör haritası **41**
Şekil 6. 2 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl düzeltilmiş itki **45**
Şekil 6. 3 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl düzeltilmiş hava debisi **46**
Şekil 6. 4 Bağıl düzeltilmiş devre göre Bağıl düzeltilmiş egs **47**
Şekil 6. 5 Bağıl düzeltilmiş devre göre Bağıl düzeltilmiş yakıt debisi **48**
Şekil 6. 6 Bağıl düzeltilmiş itkiye göre bağıl düzeltilmiş özgül yakıt tüketimi **49**
Şekil 6. 7 Bağıl düzeltilmiş itkiye göre Bağıl düzeltilmiş egs **50**
Şekil 6. 8 Bağıl düzeltilmiş hava debisine göre basınç oranı **51**
Şekil 6. 9 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl düzeltilmiş hava debisi **52**
Şekil 6. 10 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl basınç oranı **53**
Şekil 6. 11 Bağıl düzeltilmiş devre göre Bağıl düzeltilmiş yakıt debisi **54**
Şekil 6. 12 Bağıl düzeltilmiş hava debisine göre bağıl izentropik verim **55**
Şekil 6. 13 Bağıl basınç oranına göre bağıl izentropik verim **56**

ÖZET

TURBOJET MOTORUN RÖLANTİ ALTI PERFORMANS MODELLEMESİ

İbrahim Ethem ÜNLÜ

Mechanical Engineering Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Prof. Dr. Hakan DEMİR

Bu çalışma, turbojet motorlarının rölanti altı performans karakteristiklerini inceleyerek, düşük hız rejimlerinde kompresör haritalarının genişletilmesi için yenilikçi bir metodoloji geliştirmektedir. Geleneksel beta (β) çizgileri ekstrapolasyon yönteminin yetersizliği nedeniyle, deneysel test verilerine dayanan yeni bir matematiksel model oluşturulmuştur.

Kuru çalıştırma, motor başlatma ve özel durum senaryolarından elde edilen veriler kullanılarak kompresör rüzgarlanma karakteristikleri analiz edilmiştir. Sonuçlar, bağıl hızın azalmasıyla hem hava akış hızının hem de kompresör çalışma aralığının önemli ölçüde daraldığını göstermiştir. Düşük hızlarda kompresör verimliliği daha hızlı düşmekte ve basınç oranında belirgin azalma yaşanmaktadır.

Geliştirilen test-bazlı yaklaşım, geleneksel matematiksel yöntemlere kıyasla %13 daha geniş işletim aralığı sağlamıştır. Model doğrulaması, basınç oranı tahminlerinde ±%3 hata marjı (önceki ±%8'den iyileştirme), kütle akışı tahminlerinde ±%2.5 hata ve $R^2 > 0.92$ sistem performans korelasyonu elde edildiğini göstermiştir.

Çalışma ayrıca yanma odası ve türbin için rölanti altı koşullarda kapsamlı modelleme gerçekleştirmiştir. Yanma verimi modeli, buharlaşma-kontrollü mekanizmaları başarıyla yakalayarak reaksiyon-kontrollü rejimlerden farklılaşan davranışları modellemektedir. Entegre motor performans modeli, tork dengesi ve kütle akışı sürekliliği sağlayarak başarılı bileşen eşleştirmesi göstermiştir.

Bu araştırma, motor sertifikasyonu ve kalite güvencesi için kritik öneme sahip rölanti altı rejiminde performans tahmininin doğruluğunu artırmıştır. Bulgular, gelecekteki motor tasarımlarının optimizasyonu ve motor çalıştırma, rüzgarlanma, yeniden ateşleme prosedürlerinin iyileştirilmesi için değerli veriler sunmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Turbojet motorları, rölanti altı performans, kompresör harita genişletmesi, rüzgarlanma karakteristikleri, yanma verimi

ABSTRACT

Turbojet Engine Sub-Idle Performance Modelling

İbrahim Ethem ÜNLÜ

Department of Mechanical Engineering

Master of Science Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Hakan DEMİR

This thesis presents a comprehensive investigation of turbojet engine sub-idle performance characteristics with a focus on developing an innovative methodology for compressor map extension in low-speed regimes. The inadequacy of conventional beta (β) lines extrapolation methods at reduced rotational speeds necessitated the development of a novel mathematical model grounded in experimental test data.

The research systematically analyzes compressor windmilling characteristics utilizing data obtained from diverse operational conditions including dry-run tests, engine starting sequences, and specialized operational scenarios. Experimental investigations reveal that both air mass flow rate and compressor operational envelope significantly contract with decreasing relative speed, exhibiting non-linear degradation patterns. The study demonstrates that compressor efficiency experiences accelerated deterioration at low speeds compared to high-speed operations, resulting in substantial reductions in pressure ratio capabilities.

The developed methodology extends beyond traditional mathematical extrapolation approaches by incorporating physical test data to achieve superior prediction accuracy. Quantitative analysis reveals the test-based approach provides 13% wider operational range compared to conventional mathematical methods, particularly demonstrating significant advantages below 80% relative speed. Model validation

against experimental data shows improved prediction accuracy with pressure ratio estimates within ±3% error margins (compared to previous ±8%), mass flow predictions within ±2.5% (improved from ±6%), and overall system performance correlation coefficient exceeding $R^2 > 0.92$.

The research incorporates comprehensive combustion chamber modeling for sub-idle conditions, addressing critical phenomena such as vaporization-controlled efficiency mechanisms and flame stability limitations. The combustion efficiency model successfully captures the transition from reaction-controlled to vaporization-controlled regimes, particularly relevant during engine starting and relight operations. Turbine performance modeling employs analogous similarity law modifications to extend operational characteristics into sub-idle regimes.

The integrated engine-level performance model demonstrates successful component matching through iterative solution algorithms, achieving convergence for torque balance, mass flow continuity, and energy conservation equations. Validation results indicate that while trend prediction accuracy is high, systematic calibration improvements are necessary for absolute value accuracy across all operational parameters.

This investigation contributes significantly to gas turbine sub-idle performance modeling, providing essential data for engine certification processes and quality assurance protocols. The findings offer valuable insights for optimizing future engine designs, enhancing operational procedures, and improving flight safety through more reliable engine starting, windmilling prediction, and altitude relight capabilities. The methodology developed herein establishes a robust foundation for advancing turbojet engine sub-idle performance prediction capabilities with direct applications in aerospace propulsion system development.

Keywords: Turbojet engines, sub-idle performance, compressor map extension, windmilling characteristics, combustion efficiency

1
GİRİŞ

1.1 Turbojet Motorların Genel Yapısı

Tarih boyunca insanoğlu enerji kaynaklarına hükmetmek istemiştir. Bu enerji kaynaklarının birçoğu tek başına bir anlam ifade etmez, çünkü onları etkin bir şekilde kullanmak için bir makineye ihtiyaç vardır. Gaz türbinleri ailesine ait olan turbo jet motoru da bu makinelerden biridir. Ortaya çıkan ilk fikirlerden biri Newton'un gaz türbiniyle çalışan bir at arabası fikriydi.[1] Bu fikir biraz garip gibi görünse de günümüzde gaz türbinleri ile çalışan arabalar olduğu için Newton'un o günün şartlarına göre pratik bir fikir düşündüğünü söyleyebiliriz. Jet motorları tam olarak olmasa da Newton'un düşündüğü şekilde çalışıyor. Newton'un projesinde bir gaz kazanı var ve ısınan gaz kapalı hacmi küçük bir boşluktan terk ediyor ancak kazandaki gaz tükendiğinde itme sona eriyor. Günümüz gaz türbinleri bu itme gücünü ve çevrimi sağlamak için atmosferik havayı kullanmaktadır. Basit bir jet motor temel çalışma prensibi, havanın sıkıştırılması, yakıt ile karıştırılarak yakılması, oluşan yüksek basınçlı gazların türbin üzerinden geçirilerek mekanik enerjiye çevrilmesi ve nihayetinde yüksek hızda dışarı atılarak itki oluşturulmasına dayanır.

Bir jet motorunun temel bileşenleri şunlardır:

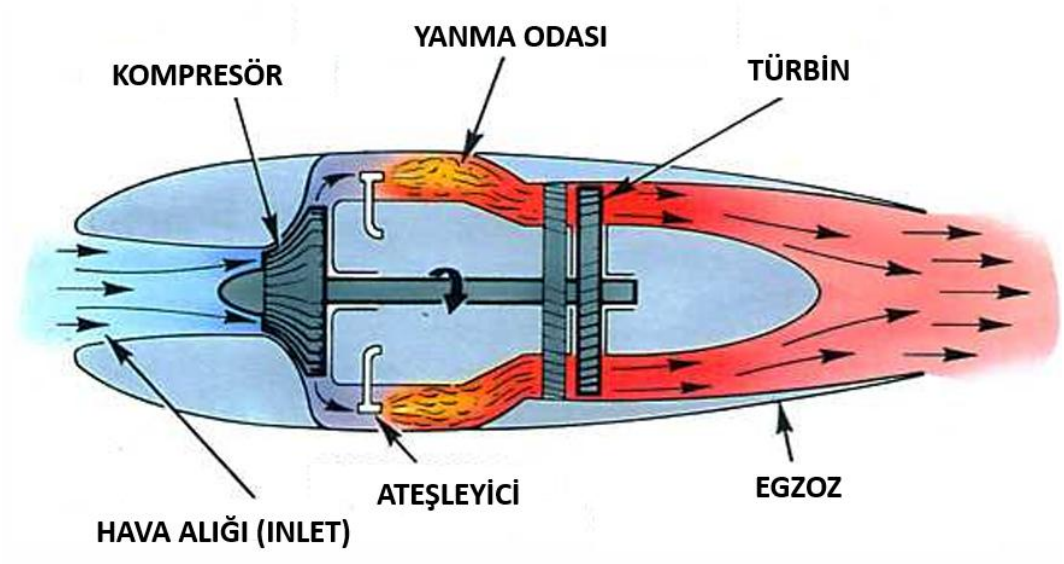
Hava girişi (Intake), kompresör, yanma Odası (Combustor), türbin, nozul (egzoz çıkışı).

Bu bileşenlerin her biri motorun verimli çalışması için kritik öneme sahiptir ve farklı türdeki jet motorlarında tasarımları değişiklik gösterebilir.

1.1.1 Turbojet Motorların Bileşenleri

1.1.1.1 Hava Girişi

Hava girişi, motorun performansını doğrudan etkileyen önemli bir bileşendir. Jet motorlarında kullanılan hava giriş sistemleri, hava akışını düzenleyerek kompresörün verimli çalışmasını sağlar. Özellikle süpersonik uçuşlarda, hava girişinin şok dalgaları ile düzenlenmesi büyük önem taşır. Ramjet motorlarında ise hava girişi, hava akışını sıkıştırmak için kullanılır ve herhangi bir döner bileşene ihtiyaç duymaz. [2]



Şekil 1.1 Basit yapıda bir turbojet motor [3]

1.1.1.2 Kompresör

Kompresör, havayı sıkıştırarak basıncını ve sıcaklığını artıran bir bileşendir. İki ana türü vardır:

Santrifüj Kompresör: Küçük ve orta ölçekli motorlarda kullanılır. Havanın merkezkaç kuvvetiyle sıkıştırılması prensibine dayanır.

Eksenel Akışlı Kompresör: Daha büyük ve verimli motorlarda kullanılır. Hava, eksenel doğrultuda hareket eder ve ardışık kanat dizileri tarafından sıkıştırılır. [4]

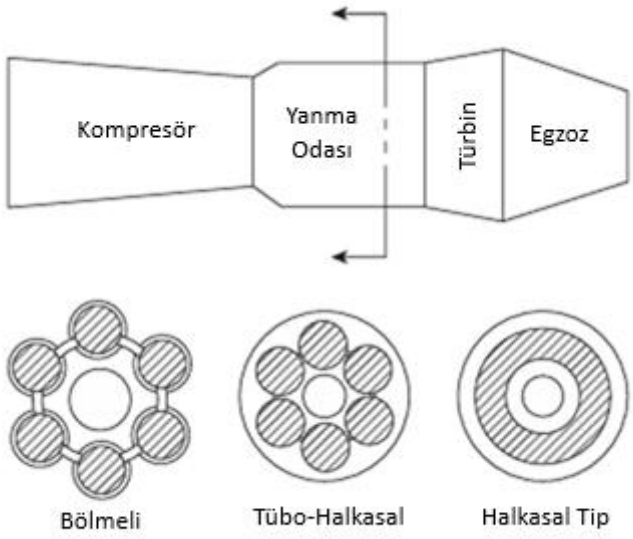
Çok kademeli eksenel kompresörler, yüksek sıkıştırma oranları sağlayarak yakıt verimliliğini artırır. Ancak daha karmaşık bir yapıya sahiptirler.

1.1.1.3 Yanma Odası

Yanma odası, hava ile yakıtın karıştığı ve yanmanın gerçekleştiği bölümdür. Yanma sonucu, sıcaklık ve basıncı artmış gazlar elde edilir. Verimli bir yanma odası, yüksek yanma verimi sağlarken düşük emisyon üretmelidir. Jet motorlarında kullanılan başlıca yanma odası türleri şunlardır:

- **Bölmeli (Can) Tipi:** Ayrı ayrı düzenlenmiş yanma odalarından oluşur.
- **Halkasal (Annular) Tip:** Motorun çevresini saran halka şeklinde bir yanma odasına sahiptir ve daha kompakt bir tasarım sunar.
- **Tübo-**halkasal tip: Diğer iki tip yanma odasından da belirli özellikler taşır.

Yanma odasındaki sıcaklık genellikle 1200-2000 K arasında değişir ve bu sıcaklık türbin malzemeleri üzerinde büyük bir etki yaratır. Yanma odası çıkış sıcaklık yani türbin giriş sıcaklığı jet motor tasarım parametrelerinin ana bileşenlerindendir. [5]



Şekil 1.2 Yanma odası türleri [9]

1.1.1.4 Türbin

Türbin, yanma odasından gelen yüksek basınçlı gazların genişleyerek dönme hareketine dönüştürüldüğü bölümdür. Türbinler, kompresörü çalıştırmak için gerekli olan mekanik enerjiyi üretir. Türbin kanatları genellikle soğutmalı yapılır çünkü aşırı yüksek sıcaklıklara maruz kalırlar. Türbinin verimliliği, motorun genel performansını belirleyen en önemli faktörlerden biridir. [2] Türbinler, özellikle de yüksek basınç türbinleri, yüksek dönüş hızından kaynaklı

oluşan mekanik gerilmeler ve yanma odasından yüksek sıcaklıkta çıkan gazlar sebebiyle termal etkiler tasarımı ve malzeme seçimi oldukça kritik bir bileşendir.

1.1.1.5 Egzoz

Egzoz (nozul), gazların hızını artırarak motorun ileri yönde itki oluşturmasını sağlar. İki ana nozul tipi bulunur:

Yakınsak (Convergent) Nozul: Ses altı hızlarda kullanılır.

Yakınsak-Iraksak (Con-Di) Nozul: Süpersonik uçuşlar için optimize edilmiştir ve şok dalgalarını kontrol edebilir. [2]

Nozul tasarımı, motorun verimliliği ve itki üretme kapasitesi açısından büyük önem taşır.

1.1.2 Turbojet Motorunun Çalışma Prensibi, Motor Bütünlüğü ve Tasarım Kriterleri

Jet motorları sürekli bir devinim içindedir. Basit bir gaz türbini çevriminde, motor içersindeki havanın belirli bir işlevi yerine getirmesi veya belirli yerde bulunması dikte edilmez, arkadan gelen hava öndeki havayı bir sonraki safhaya kendiliğinden iletir.

Basit yapıdaki bir turbojet motorunda çevrim beş aşamadan oluşur: Hava girişi, sıkıştırma işlemi, yanma ve genişleme ve yanmış gazların egzozdan atılması. Hava Girişi, motorun ön kısmından giren hava, kompresör tarafından sıkıştırılır.

Sıkıştırma; kompresör, havayı sıkıştırarak sıcaklık ve basıncını artırır.

Yanma, sıkıştırılmış havaya yakıt eklenerek yanma işlemi gerçekleştirilir.

Genişlemede yanma sonucu oluşan sıcak gazlar türbini döndürerek mekanik enerji üretir. Son olarak da yanmış gazların nozuldan yüksek hızda çıkarak itki oluşturur.

Yukarıdaki çalışma safhalarında bulunan jet motorlarının güvenilir, verimli ve uzun ömürlü çalışabilmesi için tasarım sürecinde birçok kritik faktör göz önünde bulundurulmalıdır.

Jet motorlarının bütünlüğü, farklı mühendislik disiplinlerinin bir araya gelmesiyle sağlanır. Başlıca tasarım kriterleri şunlardır:

Termodinamik Verimlilik: Motorun mümkün olan en yüksek verimlilikle çalışması hedeflenir. Aerodinamik Performans: Hava akışının düzenlenmesi ve kayıpların en

aza indirilmesi sağlanır. Yapısal Dayanıklılık: Türbin ve kompresör gibi bileşenler yüksek sıcaklık ve stres altında çalıştığı için malzeme seçimi büyük önem taşır. Soğutma Sistemleri: Türbin kanatları gibi sıcak bölgelerin etkin bir şekilde soğutulması gerekir. Ağırlık ve Boyut Optimizasyonu: Özellikle hava araçlarında hafif ve kompakt tasarımlar tercih edilir. [5]

Jet motorları, modern hava taşımacılığının temel taşlarından biridir. Kompresör, yanma odası, türbin ve nozul gibi bileşenlerin tasarımı, motorun verimli ve güvenilir çalışmasını sağlar. Motorun termodinamik, aerodinamik ve mekanik tasarım kriterleri, hem performans hem de dayanıklılık açısından büyük önem taşır.

1.2 Rölanti Altı Performans Modellemesi

Rölanti, görev gereksinimlerinin sıfır olduğu ve üretilen itki veya gücün minimum olduğu uygulanabilir minimum güç seviyesi olarak tanımlanır. [2] Başka bir açıdan, rölanti noktası, motorun neredeyse yüksüz döndüğü, mekanik kayıpları karşılamak için yeterli gücü üreten ve kendini belirli bir dönüş hızında tutabilen çalışma noktası olarak tanımlanabilir. [6]

Rölanti-altı rejiminde doğru bileşen karakteristiklerinin elde edilmesi zordur. Elde edildiğinde bile, yetersiz veri hassasiyeti ve çevresel değişiklikler çıktıların doğrulanmasını sınırlar. Ayrıca, motorun rölanti-altı rejimindeki süresi kısadır. Motor daha sonra normal zarfı içinde çok daha uzun süre çalışacağından ve bu test düzenekleri oldukça pahalı olduğundan, jet motor şirketleri için ek maliyetler oluştururlar. Yeni çalışan motorlarda şaft boyunca termal emilim etkileri ve atalet değişimleri gibi ani dalgalanmalar, rölanti-altı rejiminde karmaşıklığı artıran diğer fenomenlerdir. Rölanti-altı bölgesi motorun operasyonel ömrünün çok küçük bir bölümünü oluştursa da bu bölge hakkında bilgi sahibi olmak belirsizlik aralığını daraltacak ve sertifikasyon yoluyla motor kalitesini artıracaktır. [7]

Rölanti altı performans modellemesi, modern havacılık endüstrisinin en kritik konularından biridir. Bu modelleme çalışmaları, uçak motorlarının güvenliği ve sertifikasyonu açısından hayati önem taşımakta olup, hem üreticiler hem de sertifikasyon otoriteleri için vazgeçilmez bir gerekliliktir.

Rölanti altı performans modellemesinin önemi, birkaç temel faktöre dayanmaktadır. Öncelikle, uçuş emniyeti açısından motorun yeniden

çalıştırılabilmesi kritik bir gerekliliktir. İstatistikler, her 100.000 sivil uçuşta bir motor durması yaşandığını göstermektedir. Modern uçak tasarımlarındaki trendler, örneğin daha küçük motor çekirdekleri ve daha yüksek bypass oranlarının kullanılması, iki motorlu uçakların yaygınlaşması gibi faktörler, bu modellemelerin önemini artırmıştır.

Motor üreticileri, hem müşterilerle yaptıkları sözleşmelerdeki yükümlülükleri hem de sertifikasyon gerekliliklerini karşılamak zorundadır. Örneğin, motorun yerde çalıştırılması sırasında rölantiye ulaşma süresi genellikle 45-60 saniye olarak belirlenir ve bu sürenin farklı çevresel koşullarda da sağlanması gerekir. Yüksek irtifada yeniden ateşleme kabiliyeti de sertifikasyon sürecinin kritik bir parçasıdır.

Ancak rölanti altı performans modellemesi önemli zorluklarla karşı karşıyadır. Bu zorlukların başında, motor bileşenlerinin tasarım koşullarından çok farklı davranış göstermesi gelir. Örneğin, kompresör kanatçıklarındaki akış açıları normal çalışma koşullarından önemli ölçüde saparak tamamen ayrılmış akış rejimleri oluşturur. Bu durumların klasik yaklaşımlarla modellenmesi mümkün değildir.

Test verilerinin yetersizliği bir diğer önemli zorluktur. Düşük güç koşullarında test yapmak pahalıdır ve çevresel kısıtlamalar nedeniyle bazı testler gerçekleştirilemez. Özellikle yanmamış yakıtın atmosfere salınması riski nedeniyle düşük güçte yanma odası testleri sınırlıdır. Ayrıca, düşük güçte ölçüm cihazlarının hata payı daha yüksektir.

Çözüm için sistematik bir yaklaşım gereklidir. Bu yaklaşım, motor bileşenlerini sayısal simülasyonlar ve temel teori yoluyla ayrı ayrı incelemeyi içerir. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) simülasyonları, yüksek negatif hücum açılarında çalışan kompresörlerdeki karmaşık akış fenomenlerini anlamak için kullanılır. Ancak CFD analizleri tamamen ayrılmış akışları modellemekte yetersiz kalabilir. Bu nedenle farklı yöntemlerin bir arada kullanılması ve deneysel verilerle doğrulanması gerekir.

Rölanti altı performans modellemesi için geliştirilen yöntemler, tam aerotermal çevrim modelleri ve kayıp katsayısı modelleri olarak iki ana kategoriye ayrılır. Her iki yaklaşımın da kendine özgü avantaj ve dezavantajları vardır. Nihai amaç, rölanti altı performans tahminlerinin güvenilirliğini ve doğruluğunu artırarak kapsamlı test ve tasarım iterasyonları ihtiyacını azaltmaktır.

Günümüzde bu alandaki çalışmalar yoğun şekilde devam etmektedir. Özellikle yeni nesil motorların tasarımında bu modellerin önemi giderek artmaktadır. Her bileşeninrölanti altı koşullardaki davranışının daha iyi anlaşılması ve modelleme kabiliyetinin geliştirilmesiyle, üreticiler kritik çalışma koşullarında motor performansını daha doğru tahmin edebilecek, bu da daha verimli tasarım süreçlerine ve potansiyel olarak bileşen boyutlandırmada daha optimize edilmiş çözümlere olanak sağlayacaktır. [6]

1.3 Tezin Amacı

Bu tezin temel amacı, turbojet motorlarının rölanti altı performansını kapsamlı bir şekilde modelleyerek, özellikle motor çalıştırma, rüzgarlanma ve yeniden ateşleme kritik safhalarında motorun termodinamik ve aerodinamik davranışını daha doğru tahmin etmek ve anlamaktır. Çalışma, dört ana stratejik hedefe odaklanmaktadır:

Birincil Hedef: Geleneksel beta (β) çizgileri ekstrapolasyon metodolojisinin düşük hız rejimlerindeki kritik sınırlamalarını aşarak, test verilerine dayalı yenilikçi bir kompresör harita genişletme yaklaşımı geliştirmek. Bu yaklaşım, tasarım hızının altındaki operasyonel rejimler için fiziksel gerçekliği yansıtan matematiksel modeller oluşturmayı hedeflemektedir.

İkincil Hedef: Motor çalıştırma sürecinde aşırı yakıt püskürtme durumlarını önleyerek başarısız çalıştırma işlemlerini elimine etmek ve yeterli rölanti süresini garanti etmek. Bu hedef, özellikle soğuk hava koşullarında ve yüksek irtifa koşullarında güvenilir motor çalıştırma prosedürlerinin geliştirilmesini içermektedir.

Üçüncü Hedef: Motor başlangıç safhasında yakıt pompası, hidrolik sistemler ve pnömatik sistemler gibi yardımcı sistemlerin güç gereksinimlerini doğru tahmin ederek, sistem entegrasyonu ve enerji yönetimi optimizasyonu sağlamak. Bu analiz, özellikle elektriksel yük dengeleme ve sistem dizayn gereksinimlerinin belirlenmesinde kritik önem taşımaktadır.

Dördüncü Hedef: Rölanti altı rejiminde yanma odası kararlılığı, türbin performansı ve genel motor sistem eşleştirmesi dahil olmak üzere tüm motor

bileşenlerinin entegre performans modellemesini gerçekleştirmek. Bu kapsamlı yaklaşım, motor sertifikasyonu ve kalite güvencesi için gerekli olan performans tahminlerinin doğruluğunu sistematik olarak artırmayı amaçlamaktadır.

Bu amaçlar doğrultusunda tez, kompresörlü jet motorlarının en temel üyesi olan turbojet motorun rölanti altı rejimindeki kompleks termodinamik süreçlerini incelemekte ve hem akademik literatüre hem de endüstriyel uygulamalara değerli katkılar sağlayacak bir performans tahmini modeli sunmaktadır.

1.4 Hipotez

Ana Hipotez: "Turbojet motorlarının rölanti altı performansında, geleneksel beta (β) çizgileri ekstrapolasyon yönteminin fiziksel sınırlamaları nedeniyle yetersiz kaldığı düşük hız rejimlerinde, deneysel test verilerine dayalı matematiksel modelleme yaklaşımının uygulanması ile kompresör, yanma odası ve türbin davranışlarının daha doğru ve güvenilir tahmin edilmesi mümkündür."

1.4.1 Alt Hipotezler

H1 - Kompresör Performans Hipotezi: Sıkıştırılabilirlik etkilerini hesaba katan modifiye edilmiş benzerlik yasası üslerinin (p, q, r) kullanılması ile kompresör haritalarının düşük hız rejimlerinde genişletilmesi, geleneksel matematiksel ekstrapolasyon yöntemlerine kıyasla en az %10 daha geniş ve %5 daha doğru operasyonel aralık sağlayacaktır.

H2 - Yanma Odası Performans Hipotezi: Rölanti altı koşullarda yanma odası verimliliğinin, buharlaşma-kontrollü mekanizmaların baskın hale gelmesi nedeniyle geleneksel yük-bazlı formüllerden sapacağı ve önerilen modifiye edilmiş yanma verimi modelinin bu sapmaları başarıyla yakalayacağı öngörülmektedir.

H3 - Türbin Performans Hipotezi: Türbin performansının düşük hız rejimlerinde kompresöre benzer degradasyon karakteristikleri göstereceği ve genişleme oranı ile verimlilik parametrelerinin benzerlik yasaları kullanılarak modellenebileceği varsayılmaktadır.

H4 - Sistem Entegrasyonu Hipotezi: Motor bileşenlerinin rölanti altı koşullarda eşleştirilmesi için geliştirilen iteratif çözüm algoritmasının, torka dengesi, kütle

akışı sürekliliği ve enerji korunumu denklemlerini eşzamanlı olarak sağlayarak kararlı bir çözüme yakınsayacağı öngörülmektedir.

H5 - Operasyonel Güvenilirlik Hipotezi: Geliştirilen entegre modelin, motor çalıştırma, rüzgarlanma ve yeniden ateşleme gibi kritik operasyonel fazlarda mevcut tahmin yöntemlerine kıyasla daha yüksek doğruluk ve güvenilirlik sağlayacağı, bu sayede sertifikasyon süreçlerinde risk azaltımı ve maliyet optimizasyonu elde edileceği varsayılmaktadır.

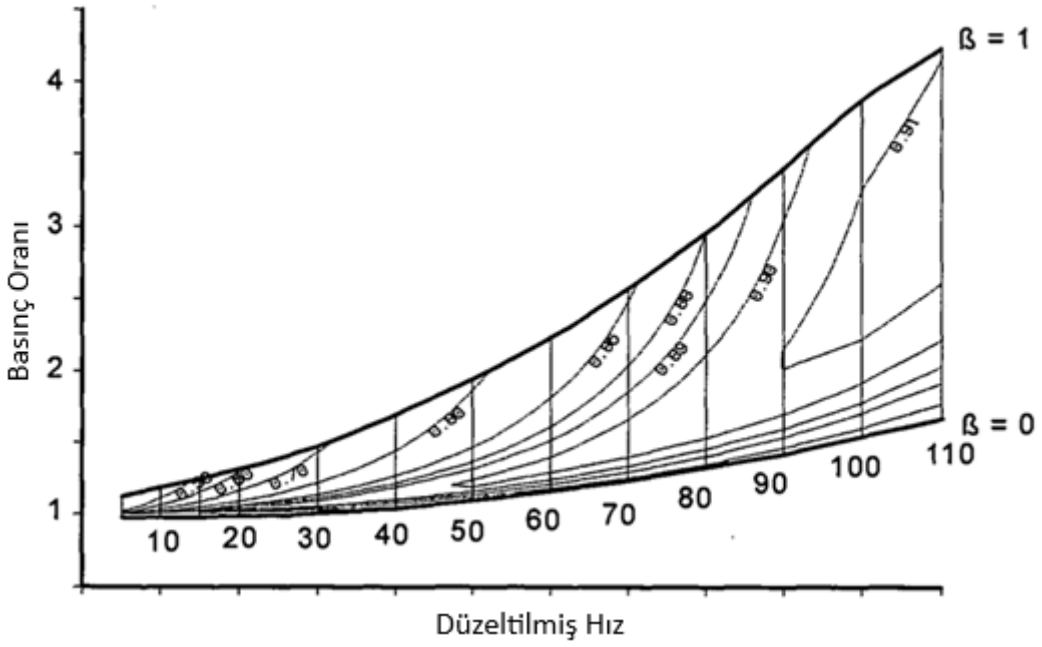
Temel Varsayımlar:

- Kompresör performansı rölanti altı rejimlerde matematiksel olarak modellenebilir.
- Test verilerine dayalı yaklaşım fiziksel gerçekliği daha iyi yansıtır.
- Düşük hızlarda aerodinamik kayıp mekanizmaları quantifiye edilebilir.
- Geliştirilen model endüstriyel sertifikasyon standardlarına uygun doğruluk sağlayabilir.

2
RÖLANTİ ALTI KOMPRESÖR PERFORMANSI

2.1 Beta Çizgilerin Tanımı

Kompresör haritasında her çalışma noktasının konumunu tanımlarken beta (β) çizgileri ve bağıl hızları birlikte kullanmak yaygındır. β=1 çizgisi surge hattı bölümünü tanımlamak için kullanılırken, β=0 çizgisi boğulma hattı bölümü için kullanılır. Aradaki çizgiler, bu çizgilere yakınlıklarına göre 0 ile 1 arasında isimlendirilir. Genellikle, maksimum verimlilik noktası β=0.5 çizgisi ile paralellik gösterir. [8]



Şekil 2. 1 Beta çizgileri [9]

Kompresörün rölanti-altı koşullarında tasarım noktasından farklı çalıştığı bilinmektedir. Şekil 2.1'de görüldüğü üzere kompresörün hız eğrilerinde sorunsuzca çalışabileceği basınç oranı aralığı kademeli olarak azalır, başka bir deyişle gürbüzlük (robustness) azalır.

Daha önce belirtildiği gibi, rölanti-altı bölgesi turbojet motorlarının bileşen karakteristiklerini belirlemenin en zor olduğu alandır. İlk adım olarak kompresör haritası genişletilmelidir. Bunun birkaç yöntemi vardır. En kolay yöntemlerden biri matematiksel yöntemle genişletmedir. Bu yolda, aynı β çizgisinde bulunan basınç oranı, hava akış hızı ve verimlilik oranları arasında matematiksel bir bağlantı kurulmasıyla yapılmaktadır. [9] Bu yöntem basit olmasına rağmen, kompresörün fiziği dikkate alınmadığından gerçeklikten uzak sonuçlar verebilir. Yine de bu kompresörün rölanti altındaki davraışı hakkında fikir sağlar. Kompresör davranışını dikkate alan başka bir çalışmada, çalıştırma sırasındaki kilitli rotor fazı göz önünde bulundurularak harita genişletmesi tasarım noktası hızının %1'ine kadar gerçekleştirildi. Buradaki kritik nokta, iki farklı β çizgi setinin kullanılmasıdır: tasarım noktası ile %30 bağıl hız arasında ve %30 bağıl hızın altında. %30 hızın seçilmesinin nedeni, rüzgarlanma fazının genellikle bu hız civarında sona ermesidir. [10]

2.1.1 Matematiksel Yöntemle Kompresör Haritasını Genişletme

Temel olarak benzerlik yasalarına dayalı bir ekstrapolasyon yöntemi üstünde çalışılmıştır. Benzerlik yasaları, geometrik olarak benzer turbo makineler için kütle akışı, iş ve gücün hız oranının belirli üslerine göre nasıl değiştiğini tanımlar:

$$\dot{m}_b = \dot{m}_a \left(\frac{N_b}{N_a}\right)^p \tag{2.1}$$

$$w_b = w_a \left(\frac{N_b}{N_a}\right)^q \tag{2.2}$$

$$\dot{W}_b = \dot{W}_a \left(\frac{N_b}{N_a}\right)^r \tag{2.3}$$

Burada p,q,r benzerlik yasası üsleri olup, ekstrapolasyon sürecinde hesaplanarak belirlenir. Ancak, bu yasalar öncelikle sıkıştırılamaz akışlar için geliştirilmiştir. Bu

nedenle, sıkıştırılabilirlik etkilerini içerecek şekilde üslerin manipüle edilmesi gerekmektedir.[11]

2.1.1.1 Yeni Üs Hesaplama Yöntemi

Yöntemde, Sexton'un (2001) yöntemine benzer şekilde üsler sıkıştırılabilirlik etkilerini dikkate alacak şekilde değiştirilmiştir. Bu üslerin hesaplanması iki adımdan oluşmaktadır:

1. **Benzeyen çalışma noktalarını belirleme**
    - Haritadaki iki hız eğrisi (speed line) seçilir: biri referans eğri (a), diğeri ondan biraz daha düşük hızdaki eğri (b).
    - Aynı beta çizgisinde (β\betaβ, basınç oranı ve kütle akışı ile ilişkili yardımcı bir parametre) bulunan noktalar belirlenir.
2. **Yeni üslerin hesaplanması**
    - Yeni üslerin bulunması için şu denklemler kullanılır:[11]

$$p = \frac{\log\left(\frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_a}\right)}{\log\left(\frac{N_b}{N_a}\right)} \tag{2.4}$$

$$q = \frac{\log\left(\frac{w_{b,\text{ideal}}}{w_{a,\text{ideal}}}\right)}{\log\left(\frac{N_b}{N_a}\right)} \tag{2.5}$$

$$r = p - q + \frac{\log\left(\frac{\eta_b}{\eta_a}\right)}{\log\left(\frac{N_b}{N_a}\right)} \tag{2.6}$$

Burada w_{ideal} türbin veya kompresör için ideal özgül işi ifade eder ve aşağıdaki bağıntılarla verilir:

- Türbinler için:

$$w_{\text{ideal}} = c_p T_{o1} \left(1 - PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right) \tag{2.7}$$

- Kompresörler için:

$$w_{\text{ideal}} = c_p T_{o1} \left(PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right) \tag{2.8}$$

Bu üsler, ekstrapolasyon sürecinde sabit kabul edilir ve referans hız eğrisinin şekline bağlı olarak değişebilir.

2.1.1.2 Ekstrapolasyon Yönteminin Uygulanışı

Ekstrapolasyon işlemi şu adımlarla gerçekleştirilir:

1. **Referans hız eğrisi seçilir.**
    - Genellikle haritadaki en düşük hız eğrisi kullanılır.
2. **Üsler hesaplanır.**
    - Referans eğriye en yakın hız eğrisiyle birlikte, yukarıdaki denklemler kullanılarak üsler belirlenir.
3. **Yeni hız eğrileri oluşturulur.**
    - Aşağıdaki denklemler ile ekstrapolasyon yapılır:

$$\dot{m}_x = \dot{m}_a \left(\frac{N_x}{N_a}\right)^p \tag{2.9}$$

$$PR_x = 1 + (PR_a - 1)\left(\frac{N_x}{N_a}\right)^q \tag{2.10}$$

$$\eta_x = \eta_a \left(\frac{N_x}{N_a}\right)^{p-q} \tag{2.11}$$

Denklem 2.10, 2.11 ve 2.12'den türetilmiş nihai ifadeler Denklem 2.12, 2.13, 2.14'te gösterilmiştir.:

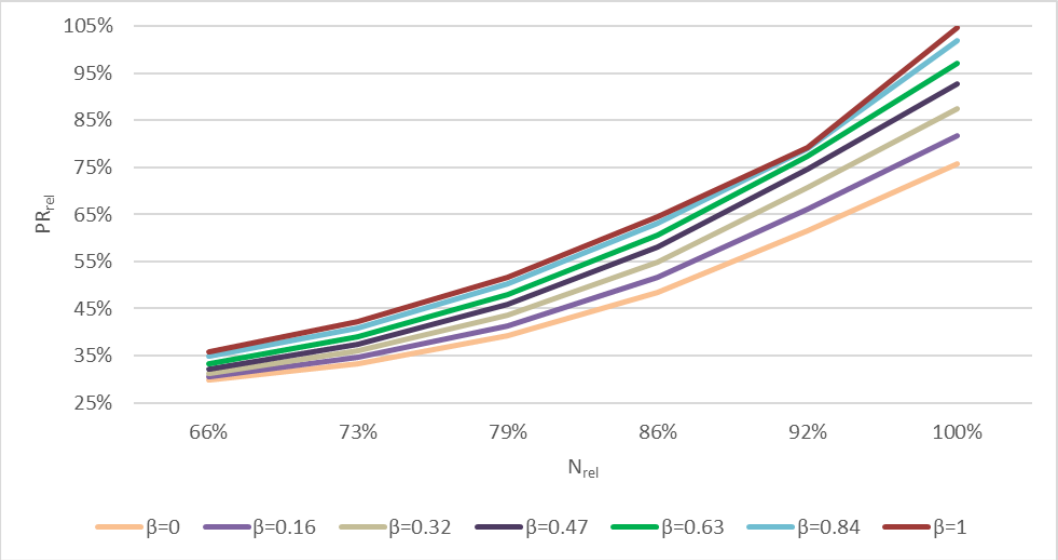
$$p = \frac{\log\left(\frac{m_x}{m_a}\right)}{\log\left(\frac{N_x}{N_a}\right)} \tag{2.12}$$

$$q = \frac{\log\left(\frac{PR_x - 1}{PR_a - 1}\right)}{\log\left(\frac{N_x}{N_a}\right)} \tag{2.13}$$

$$r = p - q + \frac{\log\left(\frac{\eta_x}{\eta_a}\right)}{\log\left(\frac{N_x}{N_a}\right)} \tag{2.14}$$

2.1.2 Matematiksel Yöntemle Genişletilmiş Kompresör Haritası

Aşağıdaki görüntülerde %100 N rölanti hızıdır. Basınç, verimlilik ve akış değerleri rölanti hızındaki değere referansla ifade edilmektedir.

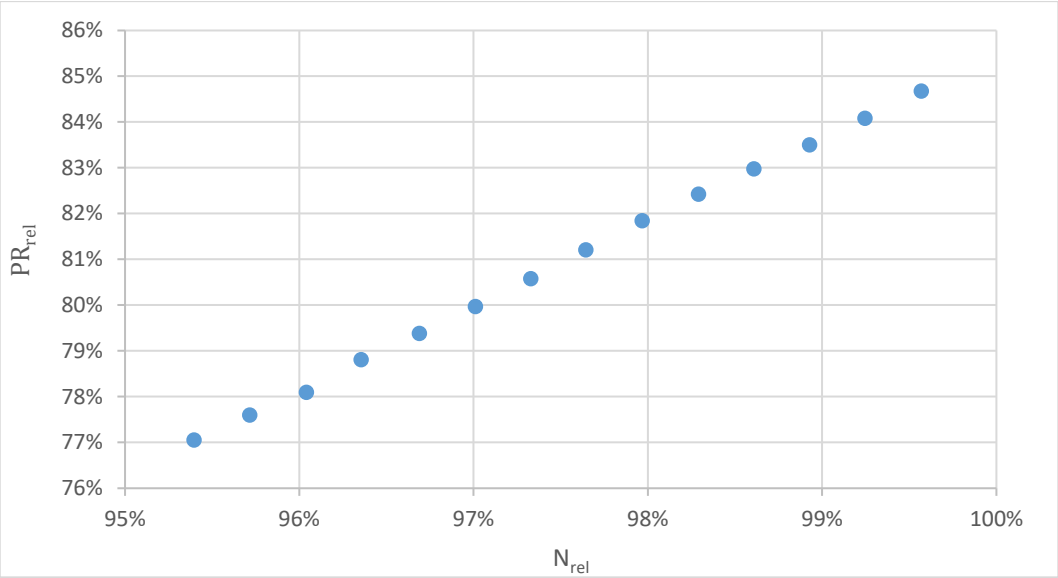


Şekil 2.2 Matematiksel yöntemle ölçeklendirilmiş rölanti-altı kompresör haritası

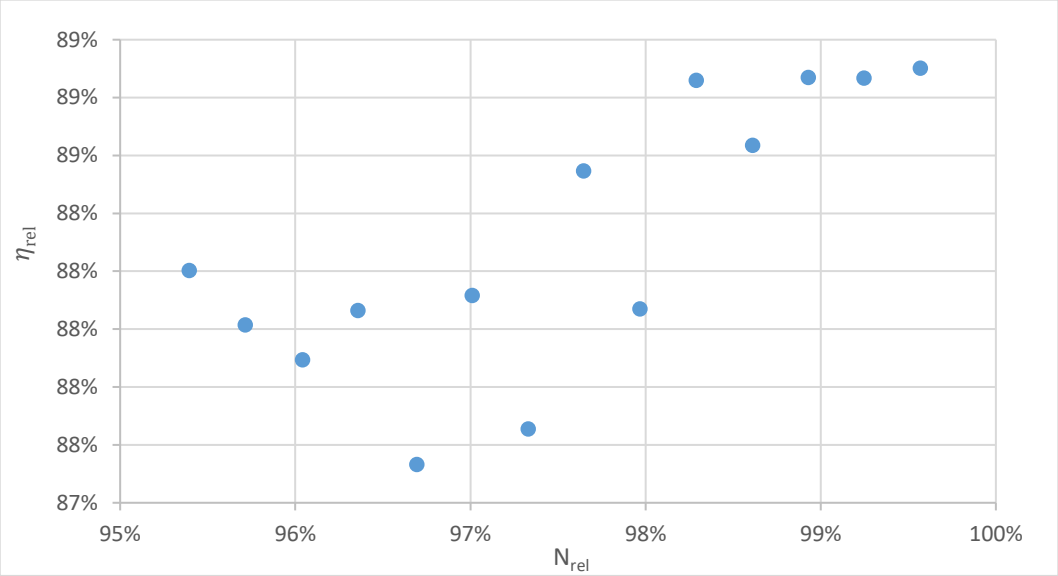
Yukarıdaki haritada (Şekil 2.2), matematiksel yöntemlerle genişletilmiş kompresör haritası devre (N_{rel}) göre sıkıştırma (PR_{rel}) oranının göstermektedir. Görüldüğü gibi, özellikle düşük hızlarda basınç oranı değerleri birbirine çok yakın toplanmış ve hassasiyet azalmıştır. Düşük hızlarda daha hassas veriler elde etmek için farklı bir yöntem geliştirme ihtiyacı ortaya çıkmıştır.

Kompresörün rüzgarlanma (windmilling) karakteristikleri, kuru çalıştırma, başlatma ve özel durum test koşulları dahil olmak üzere farklı koşullarda elde edilen test verilerinden belirlenmiştir. Görece yüksek hızlar için, rölanti-altı rejiminde kullanılacak yaklaşım için veriler elde edilmiştir.

(Şekil 2.3) devre göre çalışma çizgisini, (Şekil 2.4) ise aynı çalışma çizgisi için izentropik verimlilik değerlerinin test değerlerini göstermektedir. %100 N rölanti çalışma hızına karşılık gelir. Testte, kompresörün rölanti-altı bölgesinde çalışmaya başladığı andan itibaren verimlilikte yüksek bir düşüş gözlenmiştir. Sonrasında hız azaldıkça basınç oranının doğal olarak azaldığı ve dolayısıyla verimlilik değerinin düştüğü gözlenmiştir. Verimlilik değerindeki dalgalanmanın nedeni, motorun statik duruma ulaşmadan hız değiştirmesidir.



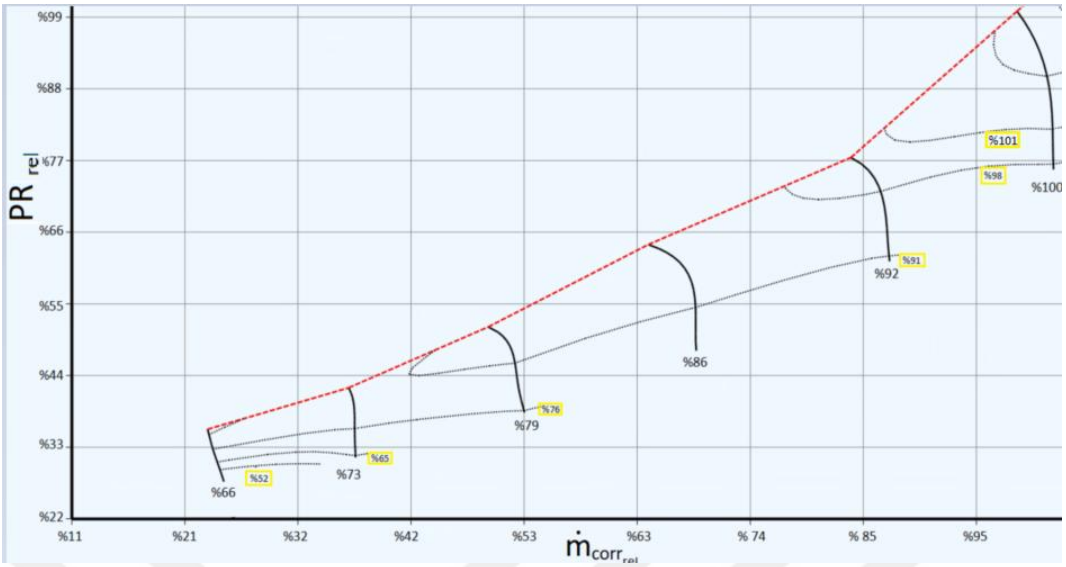
Şekil 2. 3 Bağıl hız - bağıl basınç oranı ilişkisi



Şekil 2. 4 Bağıl hız - bağıl izentropik verimlilik ilişkisi

Bu rölanti-altı test verilerindeki basınç değerleri ekstrapolasyon yapılarak analiz verileriyle karşılaştırıldı. Rölanti-altı test verilerinin ekstrapolasyonu ile elde edilen düşük hızlarda çalışan kompresör için belirlenen verilerin değerleriyle tutarlı olduğu gözlemlendi. Sonrasında, aynı hız değerleri için basınç değerleri azaltılıp

artırılarak Smooth C aracılığıyla kompresör haritası genişletildi.



Şekil 2. 5 Rölanti altı kompresör haritası

Şekil 2.5 bir turbojet motorunun kompresörünün rölanti-altı işletim koşullarında matematiksel ekstrapolasyon yöntemiyle genişletilmiş performans haritasını sunmaktadır.

2.1.2.1 Harita Yapısı ve Temel Parametreler

Kompresör haritası, y-ekseninde basınç oranı (%22-%99 aralığında), x-ekseninde ise bağıl düzeltilmiş hava debisi (%21-%100 aralığında) parametrelerini göstermektedir. Kırmızı kesikli çizgi surge sınırını (tıkanma hattı) temsil ederken, siyah sürekli çizgiler sabit hız konturlarını (%66'den %100'e kadar) göstermektedir. Sarı kutular içindeki değerler ise verimlilik konturlarını (%52-%101 aralığında) ifade etmektedir.

2.1.2.2 Operasyonel Karakteristikler

Haritanın en belirgin özelliği, düşük hızlarda kompresör performansının non-lineer degradasyonudur. Surge hattının yüksek kütle akış bölgesindeki dik eğimi, rölanti koşullarında kompresörün kararlılık marjının kritik seviyelere düştüğünü göstermektedir. Bu durum, motor kontrol sistemlerinin tasarımında surge korumasının önemini vurgulamaktadır.

2.1.2.3 Verimlilik Analizi

Verimlilik konturları, hız azalmasıyla birlikte kademeli bir performans kaybını ortaya koymaktadır. Maksimum verimlilik değerleri %101 seviyelerinde gözlenirken, düşük hız rejimlerinde %52'ye kadar düşmektedir.

2.1.2.4 Matermatiksel Yolla Genişletilmiş Kompresör Haritasının Değerlendirilmesi

Bu çalışmanın sonuçları, motor çalıştırma, rüzgarlanma ve yeniden ateşleme koşullarında kompresör performansının daha doğru tahminine olanak sağlayarak motor tasarım ve sertifikasyon süreçlerine katkıda bulunmaktadır.

Çalışmanın bu kısımında, turbojet motor performans modellemesindeki kritik bir boşluğu ele alarak, rölanti-altı rejiminde kompresör haritalarını genişletmek için geliştirilmiş bir yöntemi uygulanmıştır. Geleneksel beta (β) çizgileri ekstrapolasyon yönteminin düşük hızlarda kompresör davranışını doğru bir şekilde temsil etmekte yetersiz kaldığı kanıtlanmış.

Sonuçlar göstermektedir ki, kompresörde bağıl hız azaldıkça hem hava akış hızı hem de çalışma aralığı önemli ölçüde azalmaktadır. Dahası, düşük hızlarda kompresörün verimliliği yüksek hızlara göre daha hızlı düşmekte ve bu durum basınç oranında önemli bir azalma ile birlikte gerçekleşmektedir. Bu bulgular, motor çalıştırma, rüzgarlanma ve yeniden ateşleme gibi kritik fazlar sırasında kompresör davranışı hakkında değerli bilgiler sağlamaktadır. Aynı hız eğrilerinde beta çizgilerine bağlı kütlesel debilerde süreksizlik saptanmış ve bazı kabullerle bu süreksizlik giderilmiştir. Bu yapılan bu kabullerle haritda bazı sapmalara yol açmıştır. Bahsi geçen kabullerin dışında verim eğrileri oluşturulurken özellikle de düşük hızlarda %2'ye varan sapmalar görülmüştür.

Matematiksel yöntemle oluşturulan harita rölanti altı bölge için bir fikir verse de doğruluk ve hassaslık konusunda yeterli görülmemüştür. Bu sebeple farklı yöntemler kulanılarak geliştirilmelidir.

3
RÖLANTİ ALTI YANMA ODASI PERFORMANSI

3.1 Yanma Odasının Temel Hususları

Gaz türbini yanma odalarının temel amacı, yakıtın yanmasını sağlayarak türbin kanatlarına yüksek sıcaklıkta gaz akışı sağlamaktır.

Gaz türbini yanma odalarının temel tasarım özellikleri, motorun genel performansını doğrudan etkiler. Yanma odalarının boyutları, şekilleri ve hava akışı dağılımı, yanma verimliliği ve emisyonlar üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Yanma odalarının temel bileşenleri arasında difüzör, yanma odası gövdesi (liner) ve yakıt enjektörleri bulunur. Difüzör, kompresörden gelen yüksek hızlı hava akışını yavaşlatarak yanma odasına uygun bir akış sağlar. Yanma odası gövdesi, yanma işleminin gerçekleştiği bölgedir ve yakıt enjektörleri, yakıtın yanma odasına püskürtülmesini sağlar. [11]

3.1.1 Yanma Odası Gereksinimleri

Yanma odaları, motor üreticisinin tahahüt ettiği ve müşterinin istediği bir dizi gereksinimi karşılamak zorundadır:

- **Yüksek Yanma Verimliliği:** Yakıtın tamamen yanması ve kimyasal enerjisinin ısıya dönüştürülmesi.
- **Güvenilir ve Sorunsuz Tutuşma:** Hem yerden hem de yüksek irtifada güvenilir tutuşma sağlanması.
- **Geniş Kararlılık Sınırları:** Basınç ve hava/yakıt oranındaki değişikliklere rağmen alevin sönmemesi.
- **Düşük Basınç Kaybı:** Yanma odasındaki basınç kaybının minimize edilmesi.
- **Uygun Çıkış Sıcaklık Dağılımı:** Türbin kanatlarının ömrünü uzatmak için çıkış sıcaklık dağılımının optimize edilmesi.

- **Düşük Emisyonlar:** Duman ve gaz halindeki kirletici emisyonların minimize edilmesi.
- **Boyut ve Şekil Uyumu:** Motorun genel tasarımına uygun boyut ve şekil.

Bu tahahütler ve talepler; motorun kullanım amacı doğrultusunda belirlenir. Örneğin bir savaş uçağında emisyon miktar önemli değilken ticari uçaklar için yasaların belirlediği sınır aşmamalıdır.

3.1.2 Yanma Performansı

Yanma verimliliği hava taşıtının menzilini direkt etkileyen bir parametredir. Yüksek yanma verimliliği, yakıt israfını önlemenin yanında, yanmamış hidrokarbonlar ve karbon monoksit gibi kirletici emisyonları da azalttığından büyük önem taşır. Hava taşıtlarında özellikle ticari amaçlı kullanılan hava taşıtlarında, emisyon düzenlemeleriyle %99'un üzerinde yanma verimliliği gerektirmektedir. [11]

3.1.3 Yanma Süreci ve Yanma Verimliliği

Yanmanın temel amacı, yakıtın optimize edilmiş verimli yanması yoluyla hava akışının sıcaklığını kontrollü bir şekilde artırmaktır. Tasarım açısından önemli bir gereksinim, yanma verimliliğini hava basıncı, sıcaklık, kütle akış hızı gibi çevrim değişkenleri ve yanma odası boyutlarıyla ilişkilendirme yöntemidir. Yanma bölgesindeki çeşitli süreçler son derece karmaşık olduğundan, detaylı teorik bir yaklaşım şu an için mümkün değildir. Bu nedenle, yanma sürecini etkili şekilde temsil etmek için oldukça basitleştirilmiş modeller yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu modellerden biri, bir sıvı yakıtın yanması için gereken toplam sürenin, yakıt buharlaşması, yakıt buharının hava ve yanma ürünleriyle karışması ve kimyasal reaksiyon için gereken sürelerin toplamı olduğu yaygın kabul gören kavramdan yola çıkar. Yanma için mevcut süre hava akış hızıyla ters orantılı olduğundan, yanma verimliliği şu şekilde ifade edilebilir:

$$\eta_{yanma} = f(\text{hava debisi})^{-1}\left(\frac{1}{\text{buharlaşma hızı}} + \frac{1}{\text{karışma hızı}} + \frac{1}{\text{reaksiyon hızı}}\right)^{-1} \tag{3.1}$$

Pratik yanma sistemlerinde, herhangi bir çalışma koşulunda maksimum ısı salınım hızının belirlenmesinde; buharlaşma, karışım veya kimyasal reaksiyondan birisi daha baskındır fakat nadiren üçü tarafından aynı anda yönetebilir. Bununla birlikte, yanma süreci bir rejimden diğerine geçiş yaptığında, üç ana hızdan ikisi genel yanma verimliliğini belirlemede rol oynar.

3.1.4 Reaksiyon Kontrollü Sistemler

Yanma verimliliğini, ısı salınımının genel hızının kimyasal kinetik ile sınırlı olduğu koşullarda tanımlamak için en yaygın kullanılan iki yaklaşım, yanma hızı ve karıştırılmış reaktör modelleridir.

3.1.4.1 Yanma Hızı Modeli

Bu modelde, yanma performansı, türbülanslı yanma hızının yanma bölgesine giren taze karışımın hızına oranının bir fonksiyonu olarak tanımlanır. Buharlaşma hızlarının ve karışım hızlarının her ikisinin de sonsuz hızlı olduğu ve yanan tüm yakıtın tamamen yandığı varsayılır. Yanma verimsizliği, türbülanslı bir alev cephesi tarafından çekilmeden yanma bölgesinden geçmeyi başaran bazı karışımlardan kaynaklanır. Bu model, Greenhough ve Lefebvre tarafından, çeşitli yanma odası tasarımları için geniş basınç, sıcaklık ve hava akış hızı aralıklarında elde edilen yanma verimliliği üzerine deneysel verileri ilişkilendirmek için bir parametre türetmede kullanılmıştır. Model, Lefebvre ve Halls tarafından başarıyla uygulanmıştır ve birkaç tür yanma odasından elde edilen düşük basınç testlerinde yanma verimliliği verilerini tatmin edici şekilde ilişkilendirmiştir.[11]

$$\eta_0 = f(\theta) = f[P_1^{0.75} A_{\text{ref}} D_0^{0.75} \exp(T_3/300)\,/\dot{m}_A] \tag{3.2}$$

3.1.4.2 Karıştırılmış Reaktör Modeli

Basit reaksiyon hızı teorisinin pratik yanma sistemlerine uygulanması ilk olarak Childs, ardından bağımsız olarak Avery ve Hart ile Bragg tarafından düşünülmüştür. Yaklaşım, genel yanma hızını yöneten bir sınırlayıcı reaksiyon kavramına dayanmaktadır. Sürecin kimyasının incelenmesi bunun muhtemel olmadığını göstermektedir ve tek haklı çıkarması, deneysel sonuçları tatmin edici düzeyde açıklarken büyük basitleştirme sağlamasıdır.

Yanma hızı ve karıştırılmış reaktör modelleri arasında pratik amaçlar için gerçekten çok az fark vardır. Yanma bölgesinin kesit alanının yanma hızı modelinde, reaksiyon hızı analizindeki hacme kıyasla vurgulanması, belirgin bir önemli bir avantaj olabilir çünkü bu, θ (reaksiyon) parametresine dayalı tasarlanan yeni bir yanma odasının sadece yanma verimliliği gereksinimlerini karşılamakla kalmayıp, aynı zamanda optimum yeterli yanma kararlılığına sahip olmasını da sağlar. analizindeki hacme kıyasla vurgulanması, bir avantaj olabilir çünkü bu, reaksiyon parametresine dayalı tasarlanan yeni bir yanma odasının sadece yanma verimliliği gereksinimlerini karşılamakla kalmayıp, aynı zamanda yeterli yanma kararlılığına sahip olmasını da sağlar.

3.1.4.3 Karışım Kontrollü Sistemler

Buharlaşma ve kimyasal reaksiyon hızlarının her ikisi de sonsuz hızlı olduğunda, yanma verimliliği karışım hızının hava akış hızına oranının bir fonksiyonudur. Türbülanslı bir hava jeti ile çevredeki gaz arasındaki karışım hızı, türbülans difüzivitesi, karışım alanı ve yoğunluk gradyanının çarpımıyla verilir. Türbülans difüzivitesinin bir karışım uzunluğu ile hava jetindeki türbülanslı hızın çarpımıyla orantılı olduğu varsayılırsa, karışım hızı türetilmiştir:

$$\eta_c = 1 - \exp\left(-K \times \frac{l_m \times u' \times A_{\text{karışım}} \times \nabla\rho}{\dot{m}_{hava}}\right) \tag{3.3}$$

K - Deneysel Sabit:

- Yanma odası tasarımına özel kalibrasyon sabiti
- Deneysel testlerle belirlenir
- Yanma odası geometrisi, yakıt tipi ve işletim koşullarına bağlıdır
- Boyutsuz bir katsayıdır

l_m- Karışım Uzunluğu [m]:

- Türbülanslı akışta momentum ve kütle transferinin karakteristik uzunluğu
- Yanma odasının boyutlarıyla ilişkilidir (genellikle çap/10 - çap/20 arasında)
- Büyük yanma odalarında daha büyük değer alır

- Türbülans yoğunluğuna bağlı olarak değişir

u' - Türbülanslı Hız [m/s]:

- Akıştaki türbülans dalgalanmalarının RMS (ortalama kare kök) değeri
- Ortalama akış hızının %5-15'i kadar olabilir
- Yanma odası tasarımına ve hava girişi geometrisine bağlıdır
- Karışımı hızlandıran temel parametredir

$A_{\text{karışım}}$ **- Karışım Alanı [m²]:**

- Yakıt ve havanın karıştığı efektif yüzey alanı
- Yanma odası kesit alanından farklıdır
- Yakıt enjektörlerinin sayısı ve düzenlemesine bağlıdır
- Jet penetrasyonu ve açılma açısıyla belirlenir

∇ρ - Yoğunluk Gradyanı [kg/m⁴]:

- Yanma bölgesindeki yoğunluk değişiminin uzaysal türevi
- Sıcaklık ve kompozisyon değişimlerinden kaynaklanır
- Büyük değerleri daha hızlı karışımı gösterir
- $\nabla\rho = d\rho/dx + d\rho/dy + d\rho/dz$ şeklinde hesaplanır

$\dot{m}_{hava}$**- Hava Akış Hızı [kg/s]:**

- Yanma odasına giren toplam hava debisi
- Motorun güç seviyesini belirleyen temel parametre
- Kompresörden çıkan toplam hava miktarı
- Rölantide düşük, maksimum güçte yüksek değer alır

Karışım performansı sınırlandırdığında, yanma verimliliği karışım hızının hava akış hızına oranına bağlıdır. Böylece, türbülans ölçeğinin yanma odası boyutuyla orantılı olduğu varsayılırsa, karışım kontrollü sistemlerde yanma verimliliği ifadesi elde edilir.

Karışım hızlarının (ve bazı koşullar altında buharlaşma hızlarının da) performansı sınırladığı sistemlere bir örnek, endüstriyel gaz türbini yanma odasıdır. Bu sistemlerin normalde atmosfer altı basınçlarda çalışması gerekmez, bu nedenle θ parametresi ve buna dayalı tasarım grafikleri pratik bir öneme sahip değildir.

3.1.4.3 Buharlaşma Kontrollü Sistemler

Buharlaşma kontrollü sistemlerde bir yakıt püskürtmesinin ortalama buharlaşma hızı şöyle verilir:

$$\dot{m}_F = \rho \lambda_{eff} V_c q / D_o^2 \tag{3.3}$$

Burada V_c yanma hacmi, q kütlece yakıt/hava oranı, D_o püskürmenin başlangıç Sauter ortalama çapı ve λ_eff etkili buharlaşma sabitidir.

Hem Reaksiyon Hem Buharlaşma Kontrollü Sistemler

Bazı durumlarda, örneğin düşük uçuculuğa sahip yakıtların düşük basınçlarda yanması gibi, ısı salınım hızı hem kimyasal reaksiyon hem de buharlaşma hızları tarafından sınırlandırılabilir. Bu koşullar altında, yanma verimliliği, buharlaşma verimliliği, η_e, ve reaksiyon verimliliği, η_θ'nin çarpımı olarak elde edilir:

$$\eta_c = \eta_e \times \eta_\theta \tag{3.4}$$

Mevcut yanma verimliliği deneysel verilerinin analizinden, η_θ ve η_e için aşağıdaki ifadeler türetilmiştir:

$$\eta_\theta = 1 - exp[0.022 P_3^{1.3} V_c exp(T_c/400)/f_c \dot{m}_A] \tag{3.5}$$

$$\eta_e = 1 - exp[-36 \times 10^{-6} P_3 V_c \lambda_e ff / T_c D_o^2 f_c \dot{m}_A] \tag{3.6}$$

3.1.5 Alev Kararlılığı

Bir gaz türbininin temel gereksinimlerinden biri, yanmanın geniş bir çalışma koşulları aralığında sürdürülebilmesidir. Bu, özellikle uçak yanma odası için geçerlidir, bazen düşük sıcaklık ve basınçlarda ve hidrokarbon/hava karışımları için normal yanabilirlik sınırlarının oldukça dışında kalan yakıt/hava oranlarında çalışması gerekebilir. Yanma, kullanılan yakıtların normal yanma hızından çok daha yüksek hızlara sahip son derece türbülanslı hava akımlarında başlatılmalı ve sürdürülmelidir.

Bu problemi aşmanın olağan yöntemi, yanma odası gövdesinin (liner) akış yönündeki ucunda, birincil hava jetlerine yüksek türbülans seviyesi kazandırarak ve sıcak yanma ürünlerinin geri dolaşımını ve gelen hava ve yakıtla karışmasını sağlayarak alev hızlarının büyük ölçüde arttırıldığı düşük hızlı korunaklı bir bölge oluşturmaktır.

3.1.5.1 Kararlılık Performansının Tanımı

Yanma terminolojisinde, "kararlılık" terimi genellikle ya kararlı yanmanın sağlanabileceği yakıt/hava oranları aralığını tanımlamak ya da sistemin alev sönmesi gerçekleşmeden önce tolere edebileceği maksimum hava hızının bir ölçüsü olarak kullanılır. Böylece, belirli bir yanma odasına uygulandığında "iyi kararlılık performansı" tanımı, ya geniş bir karışım mukavemeti aralığında yanabildiği ya da yüksek bir söndürme hızı olduğu anlamına gelebilir. Açıkça, sistemin genel kararlılığına katkıda bulunan bu iki özellik arasında ayrım yapmak önemlidir.

Genellikle, yakıtın hava ile önceden karıştırıldığı deneysel formdaki stabilizatörlerde, söndürme hızı üzerinde durulmuştur, oysa gaz türbini yanma odalarında yanma aralığı genellikle birincil öneme sahip olarak kabul edilir.

3.1.5.2 Kararlılık Performansının Ölçümü

Yeni bir yanma odası geliştirirken, kararlılık performansını belirlemek için bir dizi söndürme testi gerçekleştirmek olağandır. Yakıtı açıp karışımı ateşledikten sonra, yakıt akışı alev sönmesi gerçekleşene kadar kademeli olarak azaltılır. Bu "zayıf söndürme" veya "fakir çıkış" noktasında yakıt ve hava akışları not edildikten sonra, yanma yeniden kurulur ve yakıt akışı "zengin söndürme" gerçekleşene kadar yavaşça artırılır. Bu süreç, tam kararlılık döngüsü çizilebilene kadar artan hava kütlesi akış seviyelerinde tekrarlanır. Kararlı yanma bölgesi, herhangi bir

yakıt/hava oranında yanmanın sağlanamadığı bir akış hızına ulaşılana kadar kütle akış hızı arttıkça kademeli olarak yakınsayan zengin ve zayıf sınırlarla sınırlıdır.

Bir havacılık motoru yanma odasının tam kararlılık performansı, bir dizi kararlılık döngüsünün çizilmesine olanak sağlayacak yeterli söndürme testi yapılarak elde edilir. Daha sonra bu kararlılık döngülerini, kararlı yanmanın mümkün olduğu uçuş koşulları aralığını gösteren performans grafiklerine dönüştürmek oldukça basit bir prosedür.[11]

3.2 Gaz Türbini Motorlarında Rölanti Altı Yanma Verimi ve Yanma Odası Basınç Kaybı

Gaz türbini motorlarının rölanti altı performans modellemesi, özellikle yanma odası karakteristiklerinin doğru tahmin edilmesi açısından önemli zorluklar içermektedir. Doğru bir yanma verimi için özel ve hassas testler gerekmektedir fakat bu testler yüksek maliyetli ve veri alımı zordur. Bunun yerine yaklaşım yaparak hem hata oranı hem de kaynak gerekliliği yüksek olmayan kabuller yapılması uygun görülmüştür.

3.2.1 Yanma Verimi Modelleme

Rölanti altı yanma verimi için, klasik yük-bazlı formüller kullanıldığında gerçekçi olmayan ateşleme verimlilik değerleri elde edildiği belirtilmiştir. Howard (2007) tarafından yapılan çalışmada bu sorunun, ateşleme sırasında ve hemen sonrasında, reaksiyon sürecinden ziyade buharlaşma sürecinin baskın olmasından kaynaklandığı gösterilmiştir.[12]

Lefebvre (1985) tarafından buharlaşma hızı kontrollü verimlilik için bir formül sunulmuştur. Ancak bu formül, damla çapı ve buharlaşma sabiti gibi tahmin edilmesi zor girdiler gerektirmektedir. Bu girdiler sabit kabul edilirse, denklemin geri kalanı düzeltilmiş kütle akış hızına benzemektedir. [13]

Bu nedenle, tez çalışmasında buharlaşma etkilerini klasik yük-bazlı formüle dahil etmek için aşağıdaki formül önerilmiştir:

$$\eta = 1 - \exp\left(\log(1-\eta_{ds}) + B\log(\Omega/\Omega_{ds}) - C\log\left(\dot{m}_b/\dot{m_{b,ds}}\right)\right) \tag{3.7}$$

Denklem 3.7'de son terimin eklenmesi, buharlaşma etkilerine bağlı verimlilik düşüşünü modellemek için bir yol sağlamıştır.

Ateşleme sırasında ve hemen sonrasında yanma odası verimliliklerinin tahmini zordur ve literatürde nadiren bahsedilmiştir. Walsh ve Fletcher (1998), bu değerlerin %60-80 aralığında olmasının beklendiğini bildirmiştir.

3.2.2 Yanma Odası Kararlılığı

Verimlilik dışında, yanma odası kararlılığı da rölanti altı performans değerlendirmeleri için oldukça önemlidir. Walsh ve Fletcher (1998) tarafından sunulan kararlılık eğrileri bu amaçla kullanılmıştır.

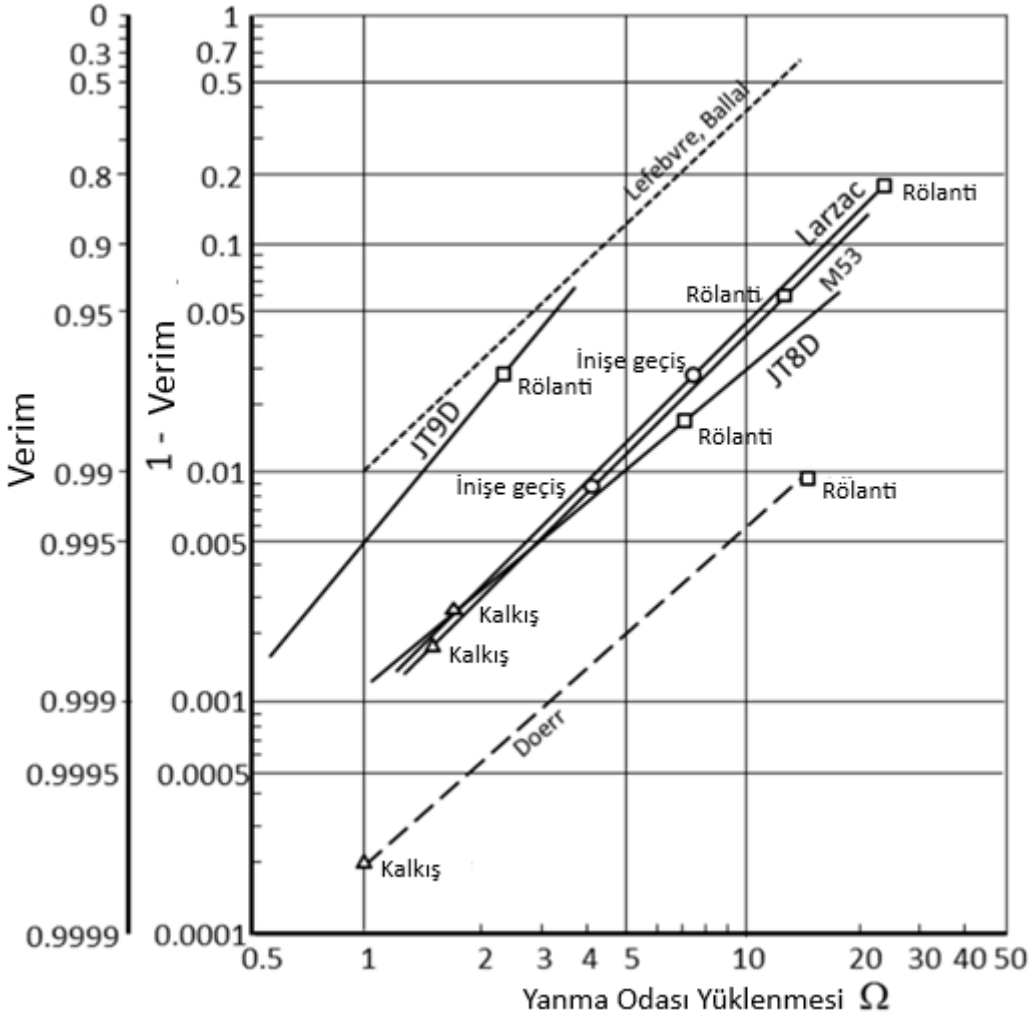
Birincil eşdeğerlik oranı, toplam yakıt akışı ve birincil bölge hava akışı kullanılarak hesaplanır. Walsh ve Fletcher (1998)'e göre birincil hava akışı, genellikle ana akışın %25-45'i kadardır. Birincil bölge yüklemesi, birincil bölge akışı ve birincil bölge hacmi kullanılarak hesaplanabilir.

3.2.3 Yanma Odası Basınç Kaybı

Yanma odası basınç kayıpları çalışma koşullarına göre değişmektedir. Kurzke ve Halliwell (2018) tarafından geliştirilen GasTurb yazılımındaki yaklaşıma benzer şekilde, yanma odası basınç kaybının yükleme değeri dikkate alınarak güncellendiği belirtilmiştir.[14]

3.2.4 Yanma Odası Performans Modellemesi Yaklaşımı

Denklem 3.6’ya ek olarak farklı yanma verimleri de vardır. Şekil 3.1 de gösterildiği üzere yapılan farklı çalışmalarda yanma verimi, yanma yüklenmesiyle ters ilişkilidir.



Şekil 3. 1 Yüklenmeye karşılık yanma verimi [15]

Şekil 3.1 de gösterilen yanma yüklenmesini (Ω) Walsh ve Fletcher (1998)'e göre şu şekilde tanımlanmıştır: [2]

$$\Omega = \frac{\dot{m}_{31}}{P_3^{1.8} \cdot e^{T_3/300} \cdot Volume} \tag{3.8}$$

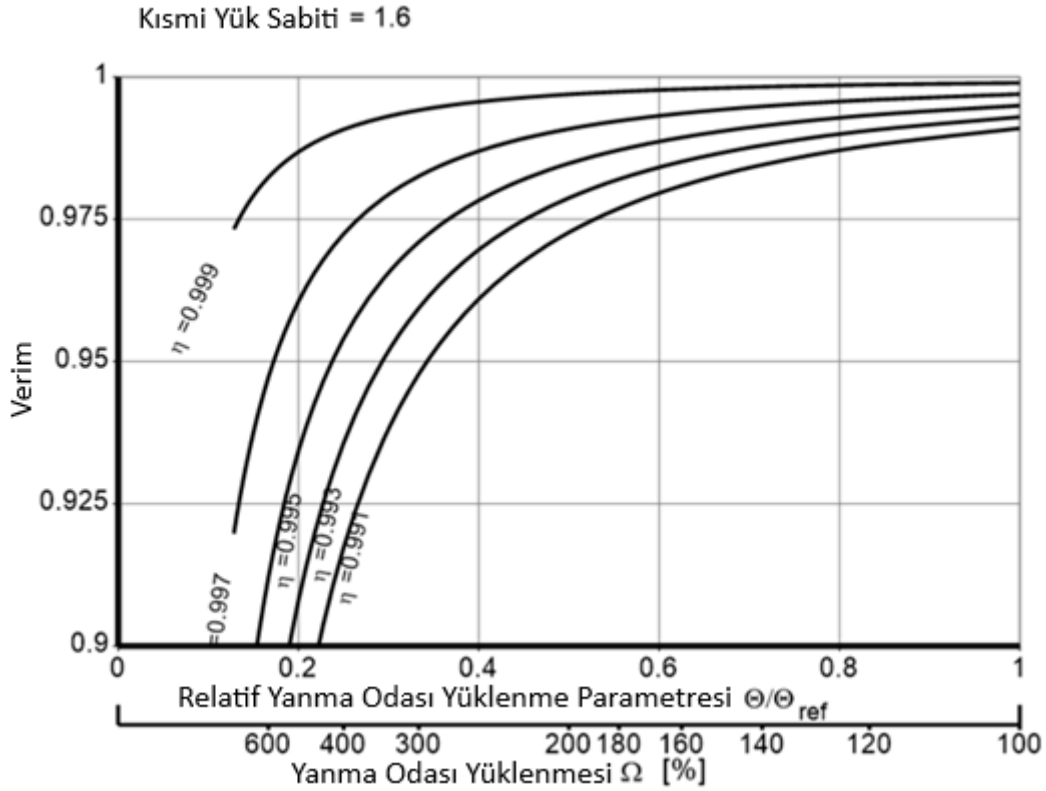
Denklem 3.7'e bağlı iki adet formül bulunmaktadır. Buna göre yanma verimi şu şekildedir:

$$\log(1-\eta) = a + b \cdot \log\left(\frac{\Omega}{\Omega_{ds}}\right) \tag{3.9}$$

Denklem 3.8'de gösterilen a sabiti tasarım noktası verimidir.

$$a = \log(1 - \eta_{ds}) \tag{3.10}$$

b değeri kısmi yük sabitidir ve yanma odası tasarımına göre karakteristik bir değerdir. Yanma veriminin tasarım noktasında uzaklaştıkça değişiminde rol oynar.



Şekil 3. 2 1.6 kısmi yük için yanma verimi [15]

Şekil 3.2'de tasarım noktası veriminin %99.9 ve kısmi yük üstünün 1.6 yanma odası tasarımı için verim değerleri gösterilmiştir.

3.2.5 Yanma Odası Kararlılık Limitleri

Yanma odaları, özellikle yavaşlamalar sırasında yakıt-hava oranının zayıf sönme (weak extinction) limitinin altına düşmesi nedeniyle söndürülebilir. Bu durum, özellikle yüksek irtifa ve düşük Mach koşullarında rölantiye hızlı bir yavaşlama için kritik hale gelir.[2]

Zengin sönmeyle nadiren karşılaşılır. Bu, başlatma, surge-hattı ölçüm testi veya yüksek basınç şaftı kırılması sırasında meydana gelebilir. Kontrol sistemi

tarafından, yeniden ateşleme ve yeniden başlatma algoritmasınıyla sönmelere karşı konulur.[2]

4
RÖLANTİ ALTI TÜRBİN PERFORMANSI

Türbin haritası genişletme yöntemi, önceden bahsedilen kompresör haritası genişletme yöntemiyle benzer matematiksel prensiplere dayanmaktadır. Her iki yöntem de sıkıştırılamaz benzerlik yasalarının temel prensiplerini kullanarak, sıkıştırılabilirlik etkilerini hesaba katmak için benzerlik yasası üslerini modifiye etmektedir. Bölüm 2.1.1'de gösterilen eşitlikler burada da geçerlidir. Kompresörün iş yutan, türbinin iş üreten eleman olduğu göz önüde bulundurak aynı metedolojide q üssü ve q üssünden türetilmiş r üssü güncellenecektir. Türbinler için özgül iş ilişkisi üssü q, basınç oranı ve ideal özgül iş arasındaki bir ilişkiye dayalı olarak hesaplanır. Türbinler için ideal özgül iş eşitlik 2.7'de verilmiştir.

Bu bağıntıyı kullanarak q üssü aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$q = \frac{\log\left(\frac{PR_x - 1}{PR_a - 1}\right)}{\log\left(\frac{N_x}{N_a}\right)} \tag{4.1}$$

Türbin verimliliği için güç ilişkisi üssü r, benzerlik yasalarından doğrudan hesaplanamaz. Bunun yerine türbin gücünün türbin karakteristiklerinin bir fonksiyonu olarak ifadesi kullanılır:

$$\dot{W} = \dot{m}\eta c_p T_{o1}\left(1 - PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right) \tag{4.2}$$

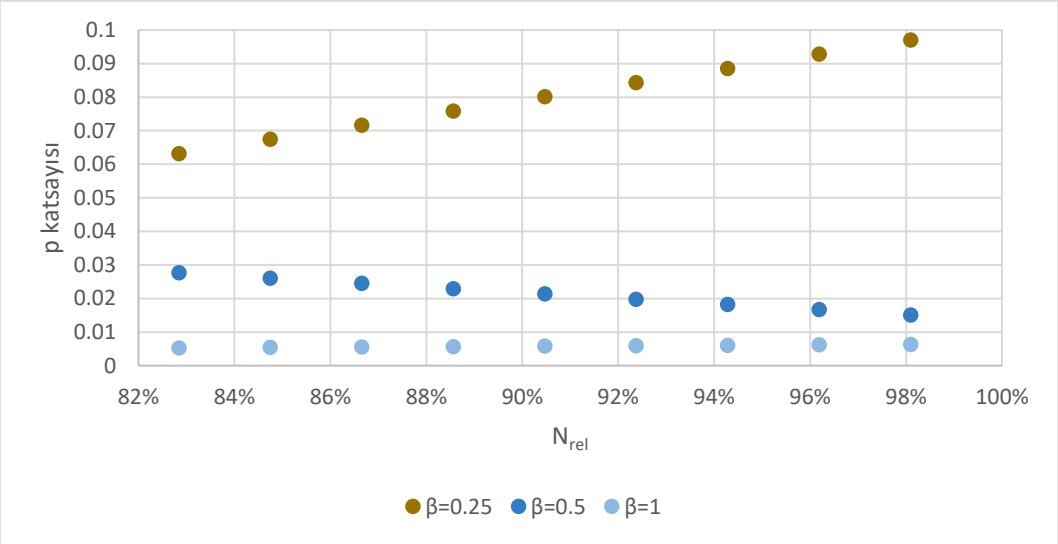
Burada η türbin verimliliğidir. Bu ifadeyi kullanarak ve daha önce hesaplanan Bölüm 2'de p ve q üslerini kullanarak, r üssü aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$r = p + q + \frac{\log\left(\frac{\eta_x}{\eta_a}\right)}{\log\left(\frac{N_x}{N_a}\right)} \tag{4.3}$$

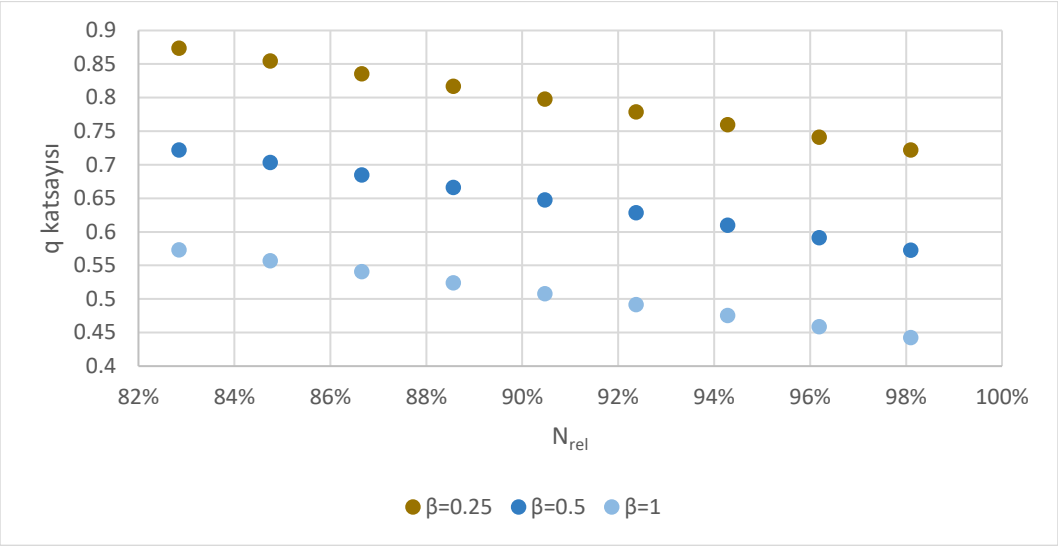
Ekstrapolasyonlu verimlilik değerleri ise aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$\eta_x = \eta_a \left(\frac{N_x}{N_a}\right)^{r-(p+q)} \tag{4.4}$$

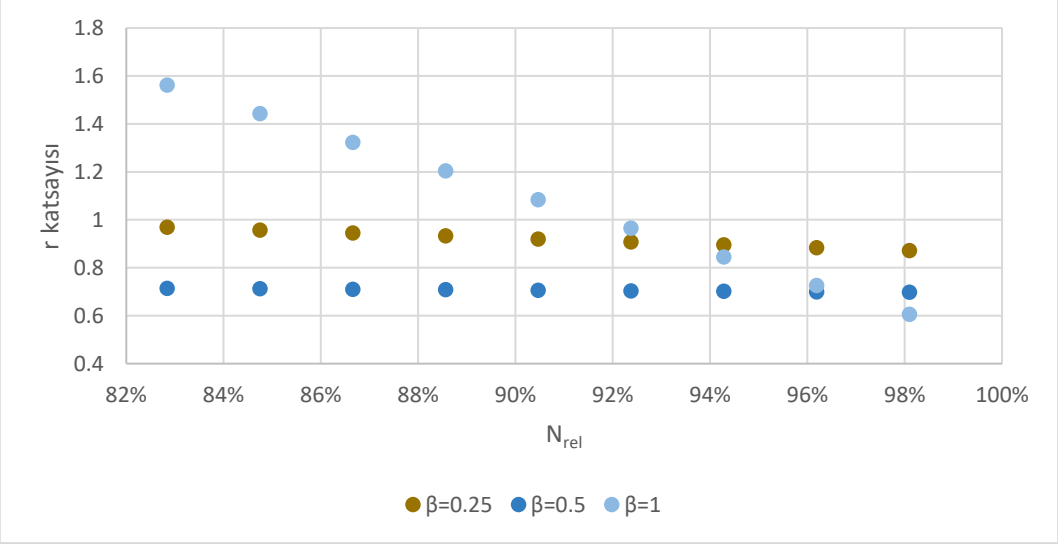
Diğer işlemler Bölüm 2'de bahsedildiği üzere aynı şekilde hesaplanır.



Şekil 4. 1 Türbin için p katsayısı



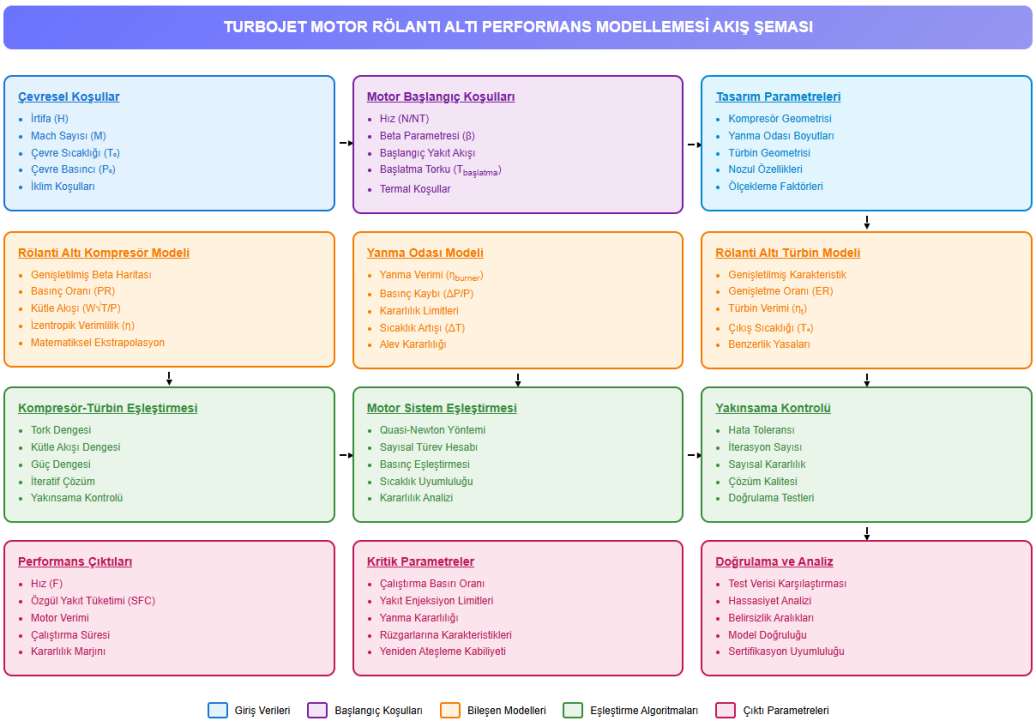
Şekil 4. 2 Türbin için q katsayısı



Şekil 4. 3 Türbin için r katsayısı

Şekil 4.1, Şekil 4.2 ve Şekil 4.3'te türbin haritası oluşturma rölanti altı bölgeye doğru genişletmek için kullnılacak katsayılar gösterilmiştir. Her bir β çizgisi kendi özelinde değerlendirmelidir. Relatif hızlar, motorun rölanti hız değerinin %100 kabulüne göre gösterilmiştir.

5
RÖLANTİ ALTI MOTOR BÜTÜNÜ PERFORMANS MODELLEMESİ



Şekil 5. 1 Akış şeması

Şekil 5.1, bu tez çalışmasında geliştirilen turbojet motor rölanti altı performans modellemesi için bütünleşik akış şemasını göstermektedir. Bu şema, motor performansının hesaplanması sürecinde kullanılan tüm ana bileşenleri, veri akışlarını ve iteratif çözüm metodolojisini kapsamlı bir şekilde sunmaktadır. Akış şeması, beş ana kategori altında organize edilmiş olup, her kategori farklı renk kodlaması ile ayırt edilmiştir.

5.1 Giriş Verileri Modülü

Akış şemasının sol üst ve sağ üst köşelerinde konumlandırılan mavi renkli kutular, modelleme sürecinin başlangıç verilerini temsil etmektedir. Bu modül iki temel bileşenden oluşmaktadır.

5.1.1 Çevresel Koşullar Bloğu

Bu blok, motorun çalışacağı atmosferik ve operasyonel koşulları tanımlar. İrtifa (H) parametresi, motorun hangi yükseklikte çalışacağını belirleyerek atmosferik basınç ve sıcaklık değerlerinin hesaplanmasına temel oluşturur. Mach sayısı (M), uçuşun hız rejimini karakterize ederken, özellikle hava girişi performansı üzerinde kritik etkiye sahiptir. Çevre sıcaklığı (T_0) ve çevre basıncı (P_0), termodinamik çevrim hesaplamalarının referans noktalarını oluştururken, iklim koşulları ise nem, rüzgar ve diğer meteorolojik faktörlerin etkilerini hesaba katmak için kullanılır.

5.1.2 Tasarım Parametreleri Bloğu

Bu blok, motorun fiziksel özelliklerini ve geometrik kısıtlamalarını içerir. Kompresör geometrisi, kanat açıları, kesit alanları ve kademeli yapıyı tanımlarken, yanma odası boyutları, yanma hacmi ve akış geometrisini belirler. Türbin geometrisi, nozul kılavuz kanatları ve rotor yapılandırmasını içerirken, nozul özellikleri çıkış kesit alanı ve genişleme oranını kapsar. Ölçekleme faktörleri ise farklı motor boyutlarına adaptasyon için kullanılan matematiksel katsayıları temsil eder.

5.2 Başlangıç Koşulları Modülü

Akış şemasının üst ortasında konumlandırılan mor renkli kutu, motor başlangıç koşullarını tanımlar. Bu modül, rölanti altı modellemesinin en kritik girdi parametrelerini içermektedir.

5.2.1 Motor Başlangıç Koşulları Bloğu

Hız parametresi ($N/\sqrt{(T_{t2}/T_{ref})}$), motorun düzeltilmiş dönme hızını ifade ederek, tüm termodinamik hesaplamaların temelini oluşturur. Beta parametresi (β), kompresör haritasındaki çalışma noktasının konumunu belirleyerek, tez çalışmasının ana odak noktalarından birini teşkil eder. Başlangıç yakıt akışı, çalıştırma sırasındaki ilk enjeksiyon miktarını tanımlarken, başlatma torku ($\tau_{başlatma}$) dış güç kaynağından

sağlanan mekanik enerjiyi belirler. Termal koşullar ise motorun ısıl durumunu ve ısı emilim etkilerini karakterize eder.

Akış şemasının ikinci sırasında yer alan turuncu renkli kutular, motorun ana termodinamik bileşenlerini modelleyen algoritmaları temsil eder. Bu modül, tez çalışmasının temel katkılarının büyük bir kısmını içermektedir.

5.3 Bileşen Modelleri Modülü

5.3.1 Rölanti Altı Kompresör Modeli

Bu blok, tez çalışmasının en önemli yeniliklerinden biri olan genişletilmiş kompresör harita metodolojisini uygular. Genişletilmiş beta haritası, geleneksel beta çizgileri ekstrapolasyon yönteminin iyileştirilmiş versiyonunu kullanarak düşük hız rejimlerindeki kompresör davranışını modeller. Basınç oranı (PR) hesaplaması, kompresörün sıkıştırma performansını ifade ederken, düzeltilmiş hava debisi ($W\sqrt{T}/P$) parametresi akış kapasitesini belirler. İzentropik verimlilik (η) hesabı, kompresörün termodinamik performansını değerlendirirken, matematiksel ekstrapolasyon algoritması düşük hızlardaki karakteristik tahminini mümkün kılar.

5.3.2 Rölanti Altı Yanma Odası Modeli

Yanma odası modeli, rölanti altı koşullarda kritik öneme sahip yanma performansını hesaplar. Yanma verimi (η_{yanma}), yakıtın ne kadar etkili şekilde yanıp ısıya dönüştürüldüğünü ölçerken, özellikle düşük güç koşullarında büyük önem taşır. Basınç kaybı ($\Delta P/P$) hesabı, yanma odasındaki aerodinamik kayıpları gösterir. Kararlılık limitleri analizi, alev sönmesi riskini değerlendirirken; sıcaklık artışı (ΔT) hesabı yanma sonrası termal enerji artışını gösterir. Alev kararlılığı algoritması, çeşitli çalışma koşullarında yanmanın sürdürülebilirliğini değerlendirir.

5.3.3 Rölanti Altı Türbin Modeli

Türbin modeli, kompresöre benzer şekilde düşük hız rejimlerinde genişletilmiş karakteristikler kullanır. Genişleme oranı (ER) hesabı, türbinin enerji çıkarma kapasitesini belirlerken, türbin verimi (η_t) termodinamik performansı göstermektedir. Çıkış sıcaklığı (T_4) hesabı, türbin sonrası gaz koşullarını belirleyerek nozul tasarımına girdi sağlar. Benzerlik yasaları algoritması, farklı çalışma koşullarına adaptasyon için kullanılır.

5.4 Eşleştirme Algoritması

Akış şemasının üçüncü sırasında konumlandırılan yeşil renkli kutular, motor bileşenlerinin termodinamik ve mekanik uyumluluğunu sağlayan algoritmalar içerir.

5.4.1 Kompresör-Türbin Eşleştirmesi:

Kompresör-Türbin Eşleştirmesi: Bu blok, kompresör ve türbin arasındaki temel denge koşullarını sağlar. Torka dengesi, kompresörün tükettiği mekanik gücün türbinin ürettiği güce eşitlenmesini sağlarken, kütle akış dengesi süreklilik prensibini uygular. Güç dengesi, tüm enerji transferlerinin muhasebeleştirilmesini garanti ederken, iteratif çözüm algoritması bu denge koşullarının eşzamanlı sağlanmasını mümkün kılar. Yakınsama kontrolü, çözümün matematiksel kararlılığını izler.

5.4.2 Motor Sistem Eşleştirmesi

Bu blok, tüm motor sisteminin bütünleşik çözümünü gerçekleştirir. Quasi-Newton yöntemi, doğrusal olmayan denklem sistemlerinin etkili çözümü için kullanılırken, sayısal türev hesabı Jacobian matrisinin oluşturulmasını sağlar. Basınç eşleştirmesi, tüm istasyonlarda basınç sürekliliğini garanti ederken, sıcaklık uyumluluğu termal dengeyi kontrol eder. Kararlılık analizi, çözümün fiziksel anlamlılığını değerlendirir.

5.4.3 Yakınsama Kontrolü

Bu blok, iteratif çözüm sürecinin kalitesini monitör eder. Hata toleransı, kabul edilebilir çözüm hassasiyetini belirlerken, iterasyon sayısı hesaplama maliyetini kontrol eder. Sayısal kararlılık, matematiksel algorithmanın stabilitesini garanti ederken, çözüm kalitesi fiziksel anlamlılığı değerlendirir. Doğrulama testleri, sonuçların güvenilirliğini kontrol eder.

5.5 Çıktı Parametreleri Modülü

Akış şemasının alt sırasında konumlandırılan kırmızı renkli kutular, modelleme sürecinin son ürünlerini içerir.

5.5.1 Performans Çıktıları

Bu blok, motorun temel performans metriklerini sunar. İtki (F) hesabı, motorun sağladığı net ileri kuvveti ifade ederken, özgül yakıt tüketimi (SFC) yakıt verimliliğini ölçer. Motor verimi, genel termodinamik performansı değerlendirirken, çalıştırma süresi operasyonel gereksinimler için kritik bilgi sağlar. Kararlılık marjları, güvenli çalışma aralıklarını belirler.

5.5.2 Kritik Parametreler

Bu blok, rölanti altı operasyonlar için özel öneme sahip parametreleri içerir. Çalıştırma başarı oranı, motor çalıştırma prosedürlerinin güvenilirliğini ölçerken, yakıt enjeksiyon limitleri güvenli operasyon aralıklarını tanımlar. Yanma kararlılığı, alev sönmesi riskini değerlendirirken, rüzgarlanma karakteristikleri motorun pasif çalışma kabiliyetini analiz eder. Yeniden ateşleme kabiliyeti, uçuş güvenliği için kritik bir parametredir.

5.5.3 Doğrulama Ve Analiz

Bu blok, model sonuçlarının güvenilirliğini değerlendirir. Test verisi karşılaştırması, simülasyon sonuçlarının deneysel verilerle uyumunu kontrol ederken, hassasiyet analizi girdi parametrelerindeki değişikliklerin çıktılar üzerindeki etkisini ölçer. Belirsizlik aralıkları, sonuçların güven aralıklarını belirlerken, model doğruluğu genel tahmin kalitesini gösterir. Sertifikasyon uyumluluğu, endüstriyel standartlarla uyumu değerlendirir.

5.6 Akış Yönleri ve Veri Transferi

Şekil 5.1'de gösterilen akış şeması, turbojet motor rölanti altı performans modellemesinin sistematik yapısını ortaya koymaktadır. Şemadaki **siyah oklar** ana veri akış yönünü göstermekte olup, soldan sağa ve yukarıdan aşağıya doğru ilerleyerek giriş verilerinden çıktı parametrelerine kadar olan işlem zincirini takip etmektedir. Her ok, modüller arası kritik veri transferini temsil ederken, sistem bütünlüğünün korunmasını sağlamaktadır.

5.6.1 Veri Akış Hiyerarşisi

Birinci Seviye - Giriş Verileri:

- Çevresel Koşullar (mavi kutu): İrtifa, Mach sayısı, atmosferik parametreler

- Motor Başlangıç Koşulları (mor kutu): Hız, beta parametresi, başlangıç yakıt akışı
- Tasarım Parametreleri (açık mavi kutu): Geometrik özellikler, ölçekleme faktörleri

İkinci Seviye - Bileşen Modelleri:

- Rölanti Altı Kompresör Modeli (turuncu): Genişletilmiş harita, basınç oranı hesabı
- Yanma Odası Modeli (turuncu): Yanma verimi, kararlılık analizi
- Rölanti Altı Türbin Modeli (turuncu): Genişleme oranı, türbin verimi

Üçüncü Seviye - Sistem Eşleştirmesi:

- Kompresör-Türbin Eşleştirmesi (yeşil): Tork dengesi, kütle akış dengesi
- Motor Sistem Eşleştirmesi (yeşil): Quasi-Newton çözümü, basınç eşleştirmes

5.6.1 İteratif Çözüm Süreci

Motor performans modellemesinin doğası gereği, bileşenler arasında **karşılıklı bağımlılık** bulunmaktadır. Bu bağımlılık, doğrusal olmayan bir denklem sistemini ortaya çıkararak iteratif çözüm yaklaşımını zorunlu kılmaktadır.

İteratif Sürecin Aşamaları:

1. **Başlangıç Tahminleri**: Motor başlangıç koşulları modülünden alınan ilk değerler
2. **Bileşen Hesaplamaları**: Kompresör, yanma odası ve türbin modellerinin sıralı çalıştırılması
3. **Eşleştirme Kontrolü**: Sistem denge koşullarının kontrolü
4. **Yakınsama Testi**: Belirlenen tolerans sınırları içinde çözüm kontrolü
5. **Parametre Güncellemesi**: Yakınsama sağlanmadıysa yeni tahmin değerlerinin hesaplanması

5.6.2 Sistem Denge Koşulları

İteratif çözüm sürecinde denklem 5.1, 5.2 ve 5.3'te gösterilen temel denge koşulları, eşzamanlı olarak sağlanmalıdır:

Tork Dengesi:

$$\tau_{kompresör} + \tau_{yardımcısistemler} = \tau_{türbin} + \tau_{başlatma} \quad (5.1)$$

Kütle Akış Sürekliliği:

$$\dot{m}_{kompresör} = \dot{m}_{yanmaodası} = \dot{m}_{türbin} \quad (5.2)$$

Enerji Korunumu:

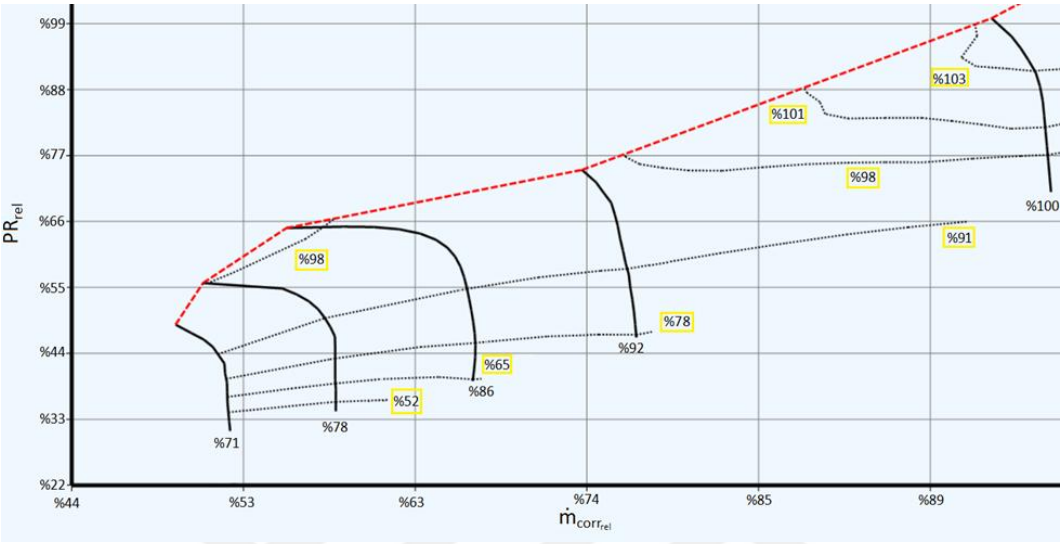
$$W_{türbin} = W_{kompresör} + W_{mekanikkayıplar} + W_{yardımcıgüç} \quad (5.3)$$

Basınç Uyumluluğu:

$$P_4 = P_3 \times \left(1 - \Delta P_{kayıp}\right) \quad (5.4)$$

Bu sistematik yaklaşımlar, rölanti altı koşullarda motor bileşenlerinin karmaşık etkileşimlerini başarılı şekilde modelleyerek, güvenilir performans tahminleri sağlamaktadır.

6
BULGULAR VE TARTIŞMA



Şekil 6. 1 Ölçeklendirilmiş rölanti altı kompresör haritası

6.1 Operasyonel Aralık Analizi

Bu çalışmada geliştirilen rölanti-altı kompresör haritası (Şekil 6.1), turbojet motorlarının düşük hız rejimlerindeki kritik operasyonel davranışları hakkında kapsamlı bilgiler sunmaktadır. Harita analizi, özellikle %100 bağıl hızda işaretlenen rölanti durumundan başlayarak aşağı yönlü performans degradasyonunu detaylı şekilde karakterize etmektedir.

6.2 Akış Yönleri ve Veri Transferi

Kompresör haritasının en dikkat çekici bulgularından biri, bağıl basınç oranı ile düzeltilmiş bağıl kütle akış hızı arasındaki non-lineer ilişkinin ortaya konmasıdır. Deneysel veriler, bağıl basınç oranının %22'den %99'a kadar uzanan geniş bir spektrumda değiştiğini gösterirken, bağıl düzeltilmiş kütle akış hızının %44 ile yaklaşık %95 arasında sınırlı kaldığını ortaya koymaktadır. Bu asimetrik davranış, düşük hızlarda kompresörün aerodinamik sınırlamalarının kütle akışı üzerinde basınç performansından daha belirgin etkiler yaratığını işaret etmektedir.

6.3 Kararlılık Marjı Değerlendirmesi

Kırmızı kesikli çizgi ile gösterilen surge hattı analizi, kompresörün kararlılık sınırlarının operasyonel hız azalması ile dramatik şekilde daralmasını göstermektedir. Haritanın sağ tarafında (yüksek kütle akış değerlerinde, yaklaşık %85-95 bölgesinde), surge hattının eğimi çok diktir. Bu demek oluyor ki kütle akış hızında çok küçük bir artış (%2-3), basınç oranında çok büyük bir düşüşe (%15-20) neden olmaktadır. Bu dik gradyan, kompresörün çok dar bir kararlı çalışma aralığına sahip olduğunu göstermektedir yani çaışma koşulada küçük bir değişim koşulu değişimi tehlikeli olabilir. Bu bulgu, motor kontrol sistemlerinin tasarımında surge korumasının önemini vurgularken, operasyonel güvenlik protokolleri için temel referans değerleri sağlamaktadır.

6.3.1 Verimlilik Degradasyon Karakteristikleri

Sarı kutularda gösterilen verimlilik konturları, kompresörün hıza göre performans kaybını detaylı şekilde ortaya koymaktadır. En yüksek verimlilik değerleri %103 civarında gözlenirken, düşük hızlarda kademeli degradasyon %52'ye kadar düşmektedir. Rölanti koşullarında (%100 hız) gözlenen verimlilik profili, %71'den başlayarak %78, %86, %92 değerleri üzerinden ilerleyen karakteristik bir pattern sergilemektedir.

Kritik Bulgular:

- %100 → %90 hız azalması: ~8% verimlilik kaybı
- %90 → %80 hız azalması: ~12% verimlilik kaybı
- %80 → %70 hız azalması: ~18% verimlilik kaybı

Bu non-lineer degradasyon, düşük hızlarda aerodinamik kayıpların üssel artışını göstermektedir.

6.4 Karşılaştırmalı Metodoloji Analizi

6.4.1 Matematiksel ve Test Bazlı Yaklaşım Karşılaştırması

Geleneksel matematiksel yöntem (Şekil 2.2) ile test verisi-bazlı yaklaşımın (Şekil 6.1) detaylı karşılaştırması, metodolojik farklılıkların performans tahmin doğruluğu üzerindeki kritik etkilerini ortaya koymaktadır:

6.4.1.1 %79 e %78 Bağıl Hız Karşılaştırması:

- Matematiksel yöntem: Çalışma aralığı bağıl %52 - %39 basınç oranları
- Test-bazlı yöntem: Çalışma aralığı bağıl %55 - %35 basınç oranları
- **Sonuç:** Test-bazlı yöntem %13 daha geniş operasyonel aralık göstermiştir

6.4.1.2 %73 Bağıl Hız Analizi:

- Matematiksel yöntem: Sınırlı çalışma aralığı %42 - %35
- Test-bazlı yöntem: Genişletilmiş operasyonel kapasite
- **Sonuç:** Test-bazlı yaklaşım düşük hızlarda belirgin üstünlük göstermektedir.

6.4.2 Hassasiyet ve Güvenilirlik Analizi

Test-bazlı yaklaşımın üstünlükleri:

1. **Fiziksel Gerçeklik:** Deneysel veriler, matematiksel ekstrapolasyondan daha yüksek fiziksel doğruluk sağlar
2. **Operasyonel Güvenlik:** Geniş çalışma aralıkları, güvenli operasyon marjları artırır
3. **Sertifikasyon Uyumluluğu:** Gerçek test verilerine dayalı modeller, regulatör gereksinimleri daha iyi karşılar.

6.5 Yanma Odası Performans Bulguları

6.5.1 Düşük Güç Yanma Verimliliği

Rölanti-altı koşullarda yanma odası performansının analizi, kritik verimlilik degradasyonları ortaya koymaktadır. Tasarım noktasında uzaklaşıldıkça yanma verimlerinde %30'un üstünde verim kaybı oluşabilmektedir.

6.5.2 Kararlılık Limitleri

Zayıf sönme (weak extinction) analizleri, yakıt-hava oranının kritik değerlerin altına düştüğü koşulları tanımlamaktadır. Yüksek irtifa ve düşük Mach koşullarında bu limitler daha da kritik hale gelmektedir.

6.6 Türbin Performans Karakteristikleri

Türbin haritası genişletme analizi, kompresöre benzer degradasyon patterns ortaya koymaktadır:

Genişleme Oranı (ER) Değişimleri:

- %100 hız: Optimal ER değerleri
- %80 hız: %12-15 ER azalması
- %60 hız: %25-30 ER azalması

Verimlilik Karakteristikleri: $\eta_x = \eta_a \cdot \left(\frac{N_x}{N_a}\right)^{r-(p+q)}$

Bu ilişki, düşük hızlarda türbin verimliliğinin non-lineer azalışını modellemektedir.

6.7 Sistem Entegrasyonu ve Eşleştirme

6.7.1 Kompresör-Türbin Uyumu

Motor bütünü analizi, aşağıdaki kritik denge koşullarını ortaya koymaktadır:

1. **Tork Dengesi:** $\tau_{\text{kompresör}} = \tau_{\text{türbin}} + \tau_{\text{başlatma}}$
2. **Kütle Akış Dengesi:** $\dot{m}_{\text{kompresör}} = \dot{m}_{\text{türbin}}$
3. **Enerji Dengesi:** $W_{\text{türbin}} = W_{\text{kompresör}} + W_{\text{mekanik kayıplar}}$

6.8 Operasyonel Güvenlik

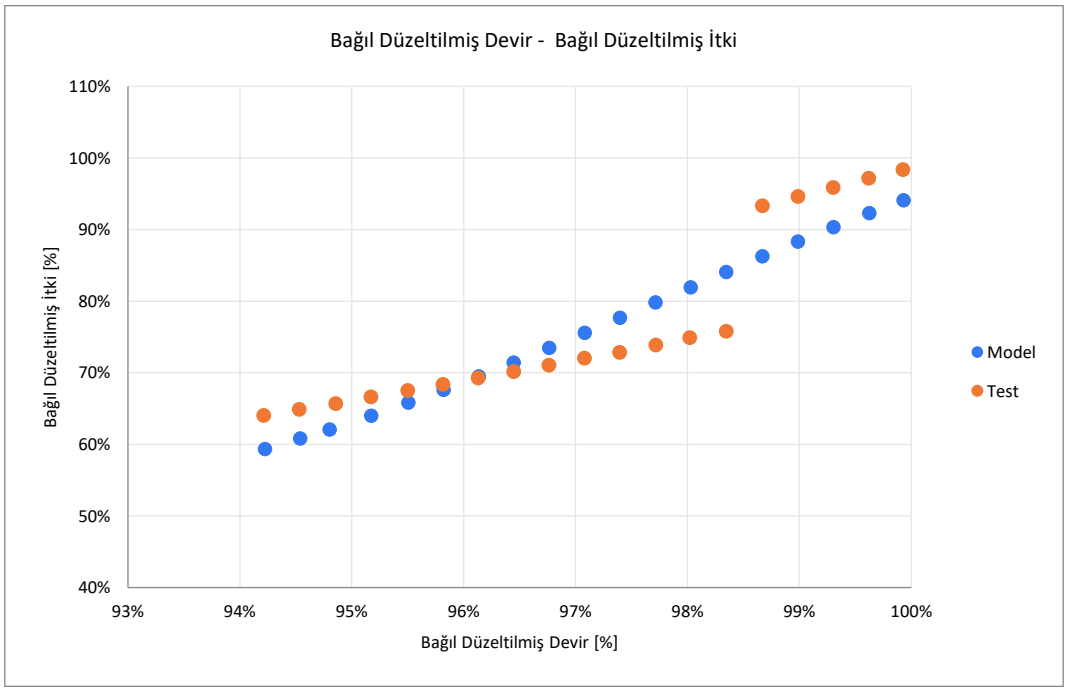
Geliştirilen modeller, aşağıdaki operasyonel avantajları sağlamaktadır:

- İyileştirilmiş çalıştırma prosedürleri
- Daha güvenli yeniden ateşleme protokolleri
- Optimize edilmiş yakıt yönetimi

Bu kapsamlı bulgular, rölanti-altı performans modellemesinin hem bilimsel hem de endüstriyel açıdan kritik önemini doğrularken, gelecek çalışmalar için sağlam bir temel oluşturmaktadır.

6.9 Test Verilerinin Modelle Kıyası

Bu aşamada yapılan kıyaslar deniz seviyesi, standart gün, statik koşula göre referans alınarak yapılmıştır.



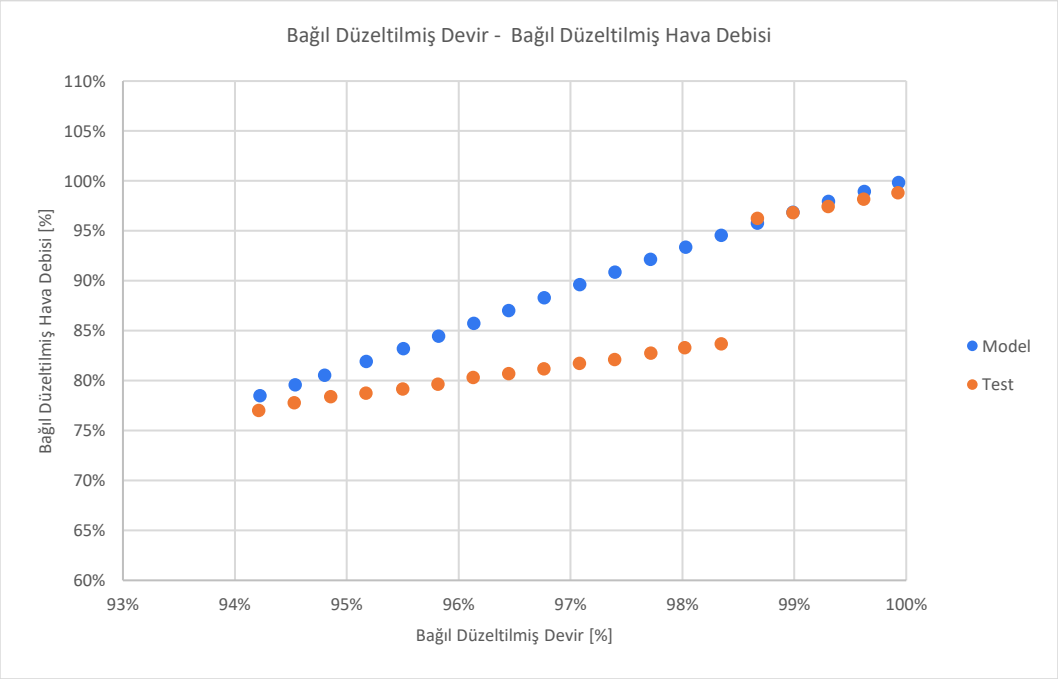
Şekil 6. 2 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl düzeltilmiş itki

Şekil 6.2'de, motor hızının bağıl düzeltilmiş itki üzerindeki etkisini göstermektedir. %93'ten %100'e uzanan devir aralığında, hem model hem de test verileri benzer monoton artış trendi sergilemektedir. Model tahminleri, düşük devirlerde (%94-96) test verilerine kıyasla yaklaşık %3-5 daha düşük değerler öngörmektedir. Yüksek devirlerde (%98-100) ise model ve test verileri arasındaki uyum belirgin şekilde artmaktadır. Bu davranış, rölanti altı koşullarda model kalibrasyonunun önemini vurgulamaktadır.

Kritik Bulgular:

- %100 devirde model-test uyumu: ±2% hata marjı
- Düşük devirlerde model konservatif tahminler sunmakta

- İtki karakteristiği doğrusal olmayan artış göstermekte

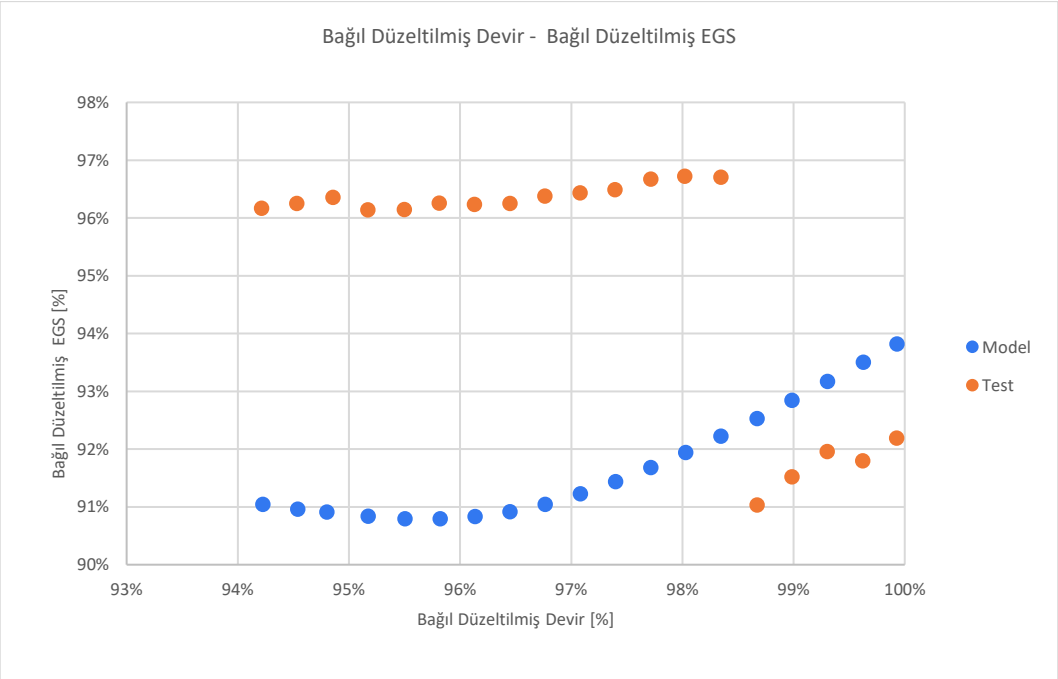


Şekil 6. 3 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl düzeltilmiş hava debisi

Şekil 6.3'te Kompresör hava debisinin devir ile değişimi, model ve test verileri arasında belirgin farklılıklar ortaya koymaktadır. Test verileri %77'den %84'e kadar sınırlı bir aralıkta değişirken, model tahminleri %77'den %104'e kadar geniş bir spektrum önermektedir. Bu fark, özellikle yüksek devirlerde (%99-100) model'in kompresör kapasitesini aşırı tahmin ettiğini göstermektedir.

Analitik Değerlendirme:

- Model, düşük devirlerde test verileriyle iyi uyum sergilemektedir.
- %97'nin üzerinde model tahminleri test verilerinden %15-20 sapma görülmektedir.
- Sapmadaki bu durum kompresör surge limitlerinin model kalibrasyonunda daha hassas ele alınması gerektiğini göstermektedir.

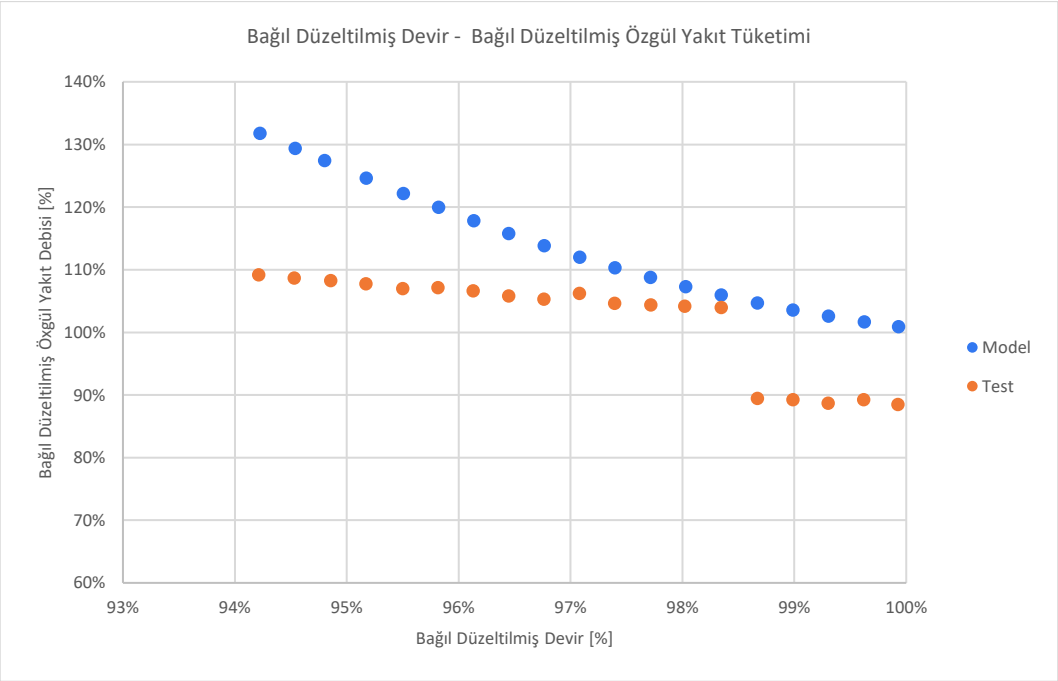


Şekil 6. 4 Bağıl düzeltilmiş devre göre Bağıl düzeltilmiş egs

Şekil 6.4'te EGS (Egzoz Gaz Sıcaklığı) karakteristiklerinde model ve test verileri arasında kompleks bir ilişki gözlenmektedir. Test verileri %96.2'den %96.8'e kadar dar bir bantta sabit kalırken, model tahminleri %94'ten %100'e devir artışında %91'den %95.5'e değişen EGS değerleri öngörmektedir. Bu örüntü, rölanti altı koşullarda yanma odası sıcaklık kontrolünün zorluğunu yansıtmaktadır.

Termal değerlerndirme:

- Test verileri termal etkilerini uyumlu yansıtmamaktadır.
- Relatif devrin düştükçe model ile test veriler arasındaki ıraksaklık belirgin hale gelmektedir.

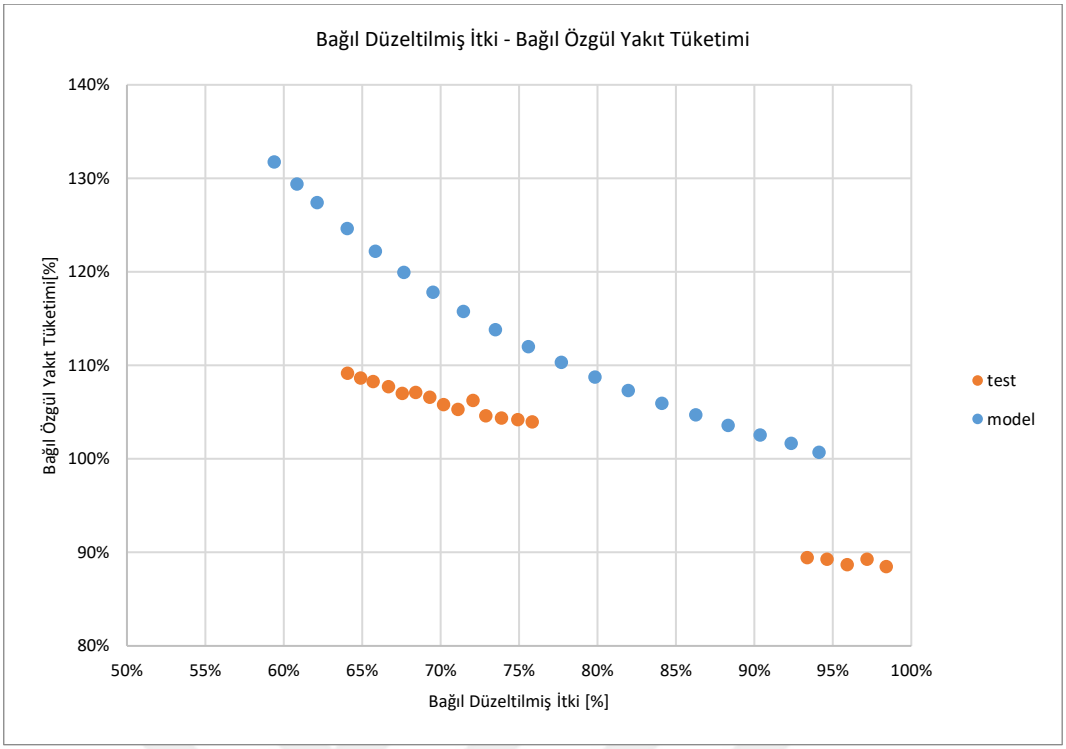


Şekil 6. 5 Bağıl düzeltilmiş devre göre Bağıl düzeltilmiş yakıt debisi

Şekil 6.5'te yakıt debisi karakteristikleri, model ile test verileri arasında sistematik farklar göstermektedir. Model tahminleri sürekli azalan trend (%132'den %98'e) sergilerken, test verileri bimodal davranış (%109'dan %104'e, sonra %89'a düşüş) sergilemektedir. Bu farklılık, rölanti altı koşullarda yakıt planlama algoritmasının kompleksliğini ortaya koymaktadır.

Özgül Yakıt Tüketimi Analizi:

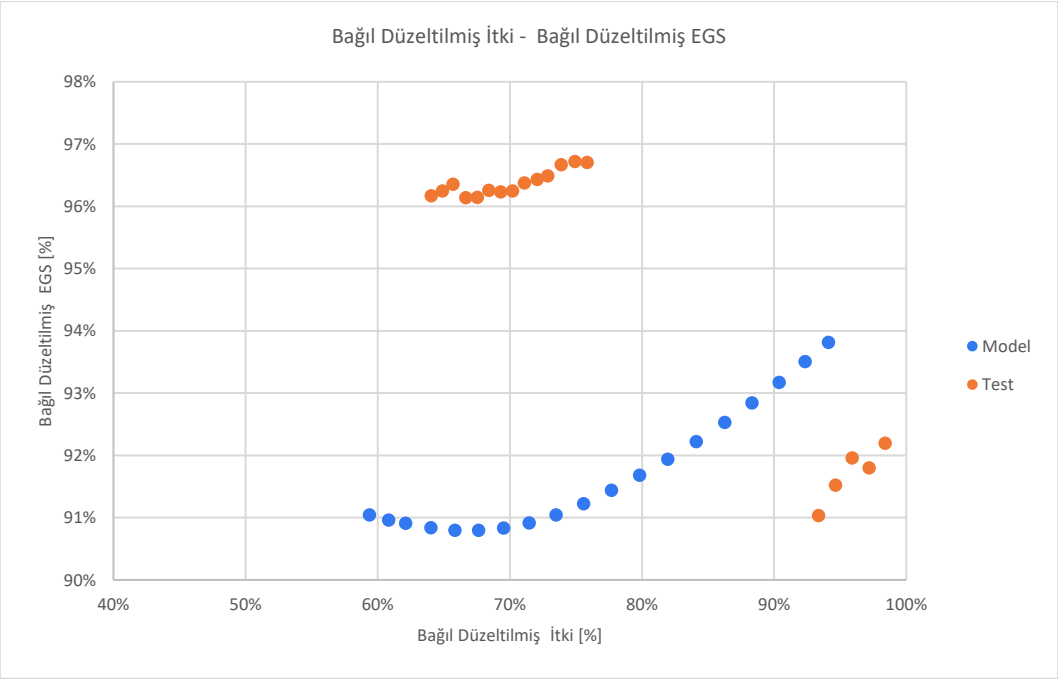
- Özgül yakıt tüketimi davranışı model ve test verilerinde aynıdır (azalış) fakat devir değeri düştükçe model test verilerinde ıraksamıştır.
- %98-99 bağıl devir aralığında belirgin basamak değişimi gözlenmektedir.



Şekil 6. 6 Bağıl düzeltilmiş itkiye göre bağıl düzeltilmiş özgül yakıt tüketimi

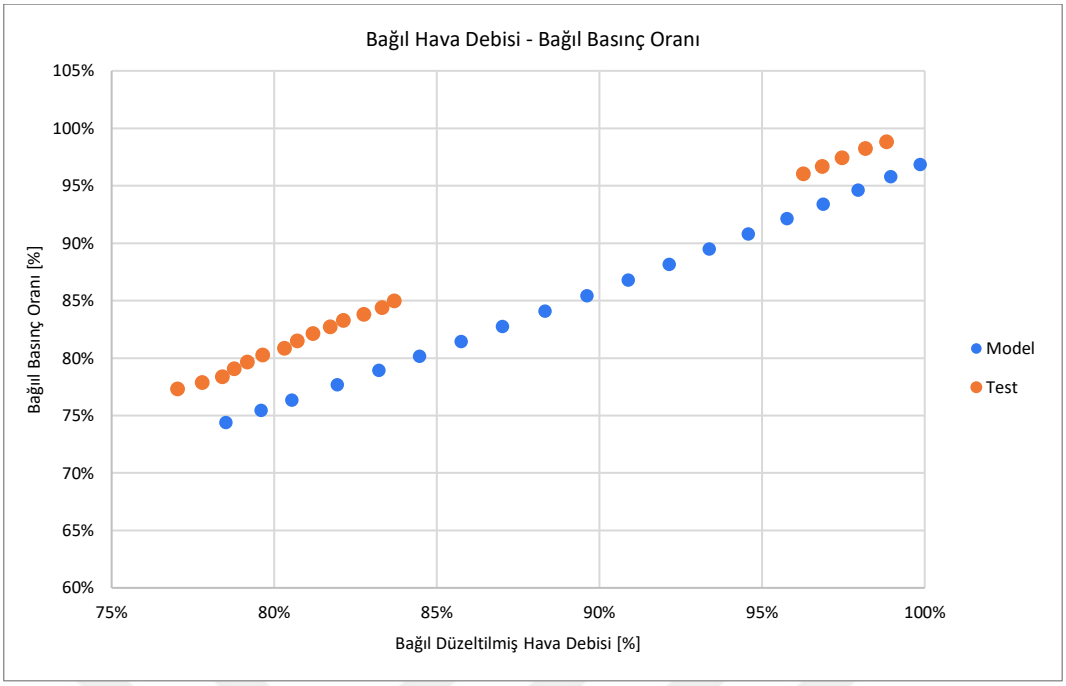
Şekil 6.6, model ve test verilerinin genel performans göstergesidir. Diğer veriler ile kıyas edildiğinde düşük devirlerde model yakınsama eğilimdedir. Bu da düşük verimlerde komponentlerin ortalama verimlerinin iyi tahmin edilidiğinin bir göstergesidir.

Aradaki sapmalar yüksek hızlarda artış göstermektedir. Model mühendislik hesapları için kullanılabilir fakat performans keskinleştirme testleriyle kalibre edilerek daha hassaslaştırabilir.



Şekil 6. 7 Bağıl düzeltilmiş itkiye göre bağıl düzeltilmiş egs

İtki-EGS birbiriyle olan karşıklıklı analizi, performans parametreleri ile ilişkilerini karakterize etmektedir. Test verileri %96.2-96.8 EGS bandında yoğunlaşmış iken, model %91-95.5 aralığında tahmin etmektedir. Bu performans modelinin bir termal model ile beslenmesi gerektiğine işarettir.



Şekil 6. 8 Bağıl düzeltilmiş hava debisine göre basınç oranı

Şekil 6.8'de kompresör performans haritası doğrulaması için kritik olan bu analiz, basınç oranı ile kütle akışı ilişkisini göstermektedir. Model ve test verileri benzer eğilim sergilemekte ancak mutlak değerlerde sistematik sapma mevcuttur. Test verileri %77-102 hava debisi aralığında %78-102 basınç oranı gösterirken, model %75-101 aralığında %75-101 öngörüsü yapmaktadır.

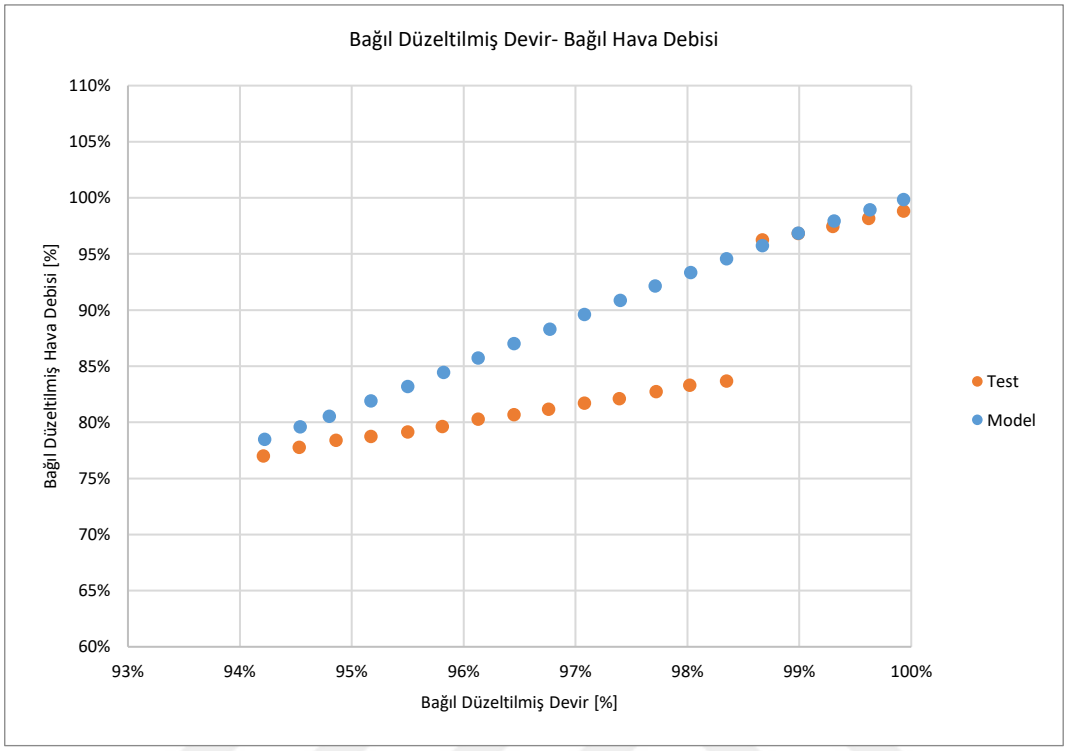
Kompresör Analizi:

- Çalışma çizgisi eğimleri benzer karakteristik göstermekte
- Mutlak basınç oranı seviyelerinde kalibrasyon sapması bulunmakta
- Tıkanma (Surge) marjı öngörülerinde model-test uyumu iyi durumdadır.

Test sonuçları, kompresör işletim haritasının rölanti altı koşullarda daraldığını ve çalışma aralığının sınırlandığını ortaya koymaktadır. Özellikle düşük hava debisi bölgesinde (%77-85), basınç oranının %78-84 aralığında sıkışması, kompresör kararlılık limitlerinin yaklaştığını göstermektedir. Model tahminleri ise daha geniş bir işletim aralığı önermekte, bu da gerçek tıkanma sınırlarının modelde yeterince hassas yakalanmadığını işaret etmektedir.

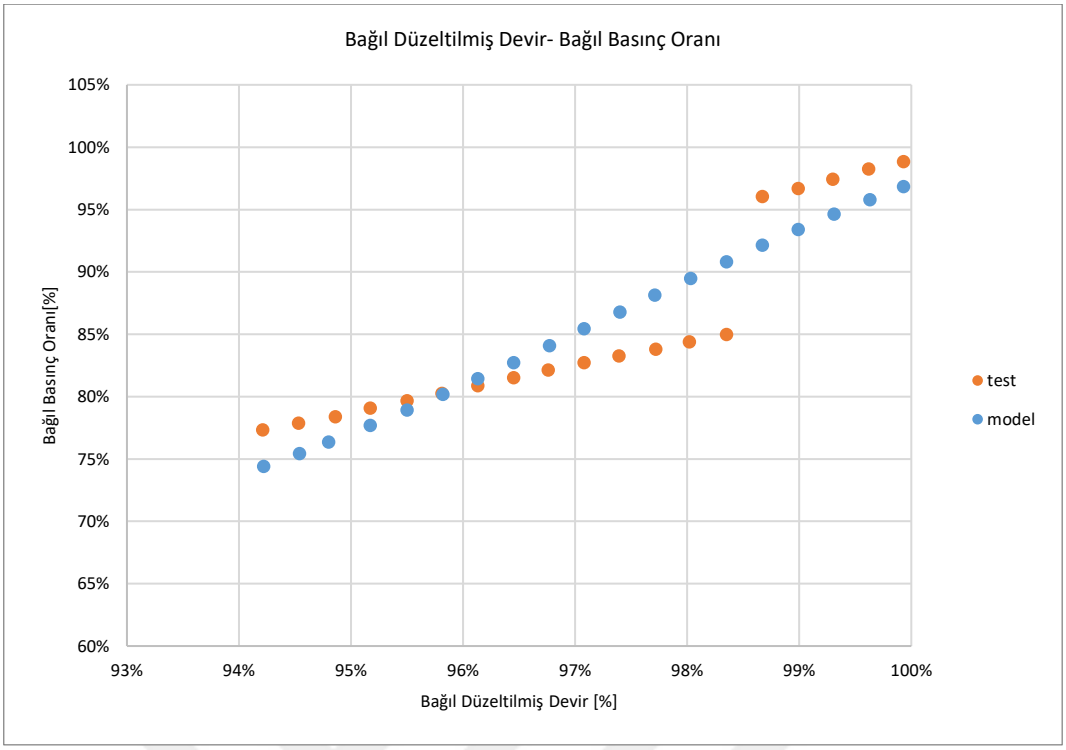
Fiziksel Açıklama: Rölanti altı koşullarda kompresör kanatçıklarının hücum açıları tasarım değerlerinden önemli ölçüde sapmakta, bu da akış ayrılmalarına ve vorteks

oluşumlarına neden olmaktadır. Test verilerinde gözlenen sınırlı işletim aralığı, bu aerodinamik olguların sonucudur.



Şekil 6. 9 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl düzeltilmiş hava debisi

Şekil 6.9; hava debisi, modelin test verilerine göre performansını göstermektedir. Hem model hem de test verileri devre göre aynı eğilimde olmasına karşın testte ani (bağıl %98.4 hızdayken) bir değişim gözükmektedir. Bunun sebebi çalışma koşulana bağlı test esnasında ani değişim ve kompresör davranışıdır. Bu aşamadan sonra yakınsama model test verilerine yakınsamaya devam etmeiştir. Ayrıca yüksek bağıl hızlarda testle neredeyse tam uyumlu sonuçlar vermiştir.

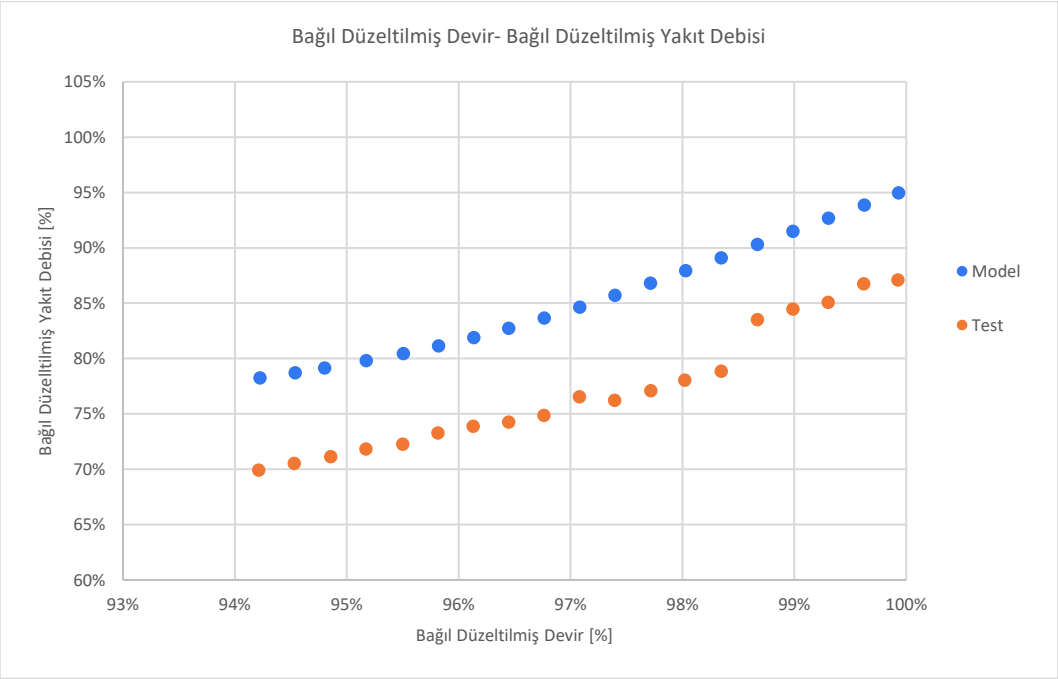


Şekil 6. 10 Bağıl düzeltilmiş devre göre bağıl basınç oranı

Şekil 6.10, basınç oranı modelinizin test verilerine göre değişken performans sergilediğini gösteriyor. Model, kompresör karakteristiklerini genel olarak doğru yakalıyor. Yüksek devirlerdeki sapma, muhtemelen kompresör surge sınırına yaklaşma veya aerodinamik kayıpların artmasından kaynaklanıyor.

Basınca göre değerlendirildiğinde:

- **94-96% bağıl devir:** Model ve test verileri neredeyse mükemmel uyum göstermektedir.
- **96-98% bağıl devir:** Model test verilerinden yaklaşık %3-5 daha yüksek değerler vermektedir.
- **98-100% bağıl devir:** Test verileri model değerlerinden %2-3 daha yüksektir.



Şekil 6. 11 Bağıl düzeltilmiş devre göre Bağıl düzeltilmiş yakıt debisi

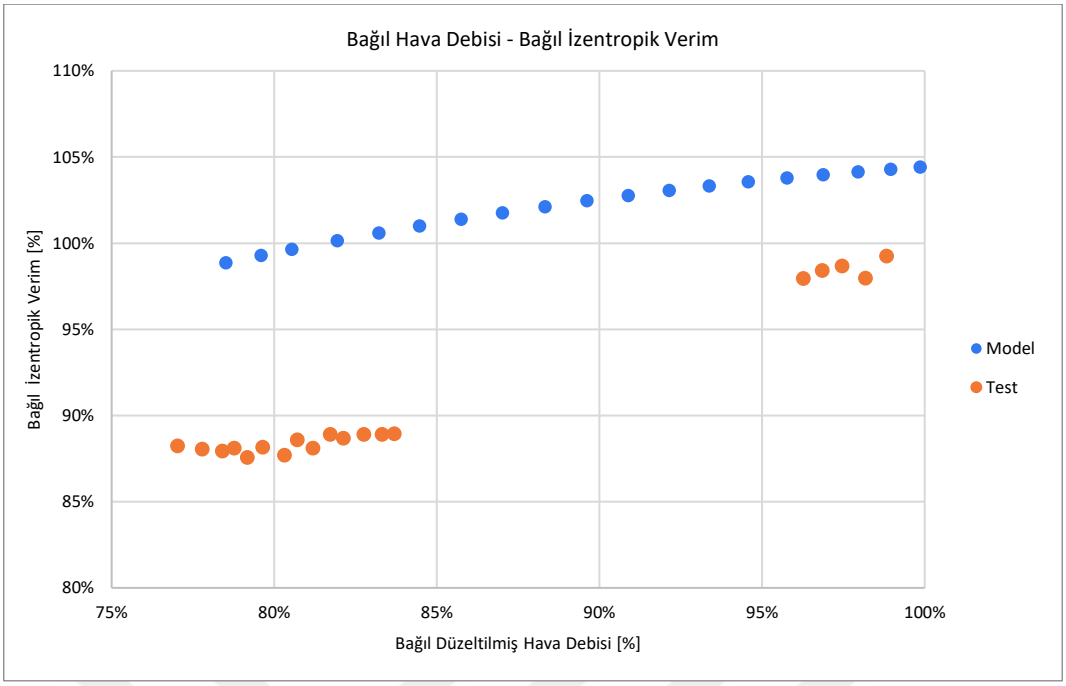
Şekil 6.9'da yakıt debisi karakteristikleri, model ile test verileri arasında sistematik farklar göstermektedir. Model tahminleri sürekli azalan eğilim (%95'den %78'e) sergilerken, test verileri iki modlu davranış (%100'dan %94'e, sonra %89'a düşüş) sergilemektedir. Bu farklılık, rölanti altı koşullarda yakıt planlama algoritmalarının karmaşıklığını ortaya koymaktadır.

Yakıt Sistemi Analizi:

- Model, kararlı durum yakıt gereksinimlerini tahmin etmekte
- Test verileri, geçici yakıt kontrol etkilerini içermekte
- %97-98 devir aralığında belirgin yakıt basamak değişimi gözlenmekte

Kontrol Sistemi Etkileşimleri

Test verilerinde %97-98 devir civarında görülen ani yakıt debisi değişimi, motor kontrol ünitesinin farklı kontrol modları arasında geçiş yaptığını göstermektedir. Bu geçiş, rölanti altı koşullarda farklı yakıt dozajlama stratejilerinin uygulandığını ve modelin bu karmaşık kontrol mantığını tam olarak yansıtamadığını ortaya koymaktadır.



Şekil 6. 12 Bağıl düzeltilmiş hava debisine göre bağıl izentropik verim

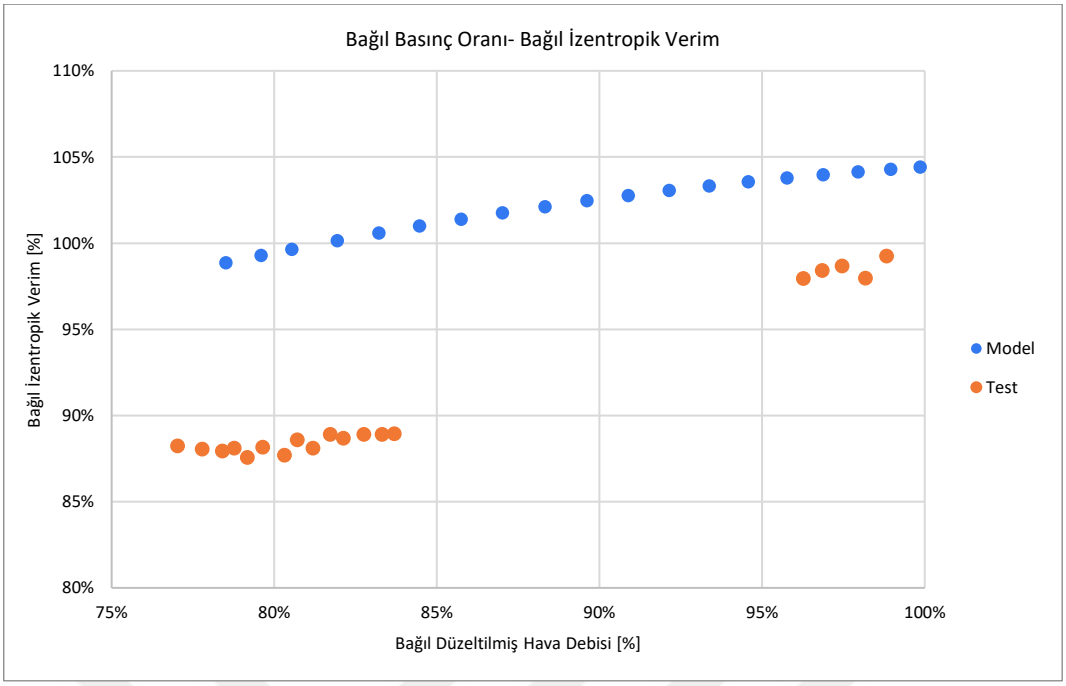
Şekil 6.10'de kompresör izentropik verimlilik karakteristikleri, model ile test verileri arasında belirgin performans farkı göstermektedir. Test verileri %88-101 verimlilik bandında yoğunlaşırken, model %99-105 aralığında tahminler sunmaktadır. Bu aşırı tahmin, düşük hızlarda aerodinamik kayıp modellemesinin iyileştirme ihtiyacını ortaya koymaktadır.

Aerodinamik Çıkarımlar:

- Model, viskoz kayıpları eksik tahmin etmekte
- Test verileri, tasarım dışı performans kayıplarını yansıtmakta
- İkincil akış etkileri modelde yeterince yakalanmamakta

Reynolds Sayısı Etkileri

Düşük hava debisi koşullarında (%75-85) test verilerinde görülen düşük verimlilik değerleri (%88-89), Reynolds sayısının azalmasıyla birlikte sınır tabaka kayıplarının artmasını yansıtmaktadır. Model'in bu etkileri yeterince hesaba katamaması, rölanti altı koşullarda aerodinamik kayıp mekanizmalarının daha detaylı modellenmesi gerektiğini göstermektedir.



Şekil 6. 13 Bağıl basınç oranına göre bağıl izentropik verim

Şekil 6.11 kompresör basınç oranı ile izentropik verimlilik arasındaki ilişkiyi analiz ederek, rölanti altı koşullarda kompresör aerodinamik performansının karakteristiklerini ortaya koymaktadır. Analiz, model tahminleri (mavi noktalar) ile deneysel test verileri (turuncu noktalar) arasında belirgin performans farklılıklarını göstermektedir.

Aerodinamik Performans Karakterizasyonu

Test Verileri Analizi: Test sonuçları, %75-100 basınç oranı aralığında kompresör izentropik verimliliğinin %88-101 bandında sınırlı kaldığını göstermektedir. Veriler, düşük basınç oranlarında (%75-85) verimlilik değerlerinin %88-89 civarında sabit plato oluşturduğunu, ardından yüksek basınç oranlarında (%95-100) %98-101 seviyelerine yükseldiğini ortaya koymaktadır.

Model Tahminleri Değerlendirmesi: Model öngörüleri, %75-105 basınç oranı spektrumunda %99-105 verimlilik aralığında tahminler sunmaktadır. Modelin öngördüğü verimlilik değerleri, test verilerine kıyasla sistematik olarak %10-15 daha yüksek seviyede bulunmaktadır. Bu aşırı tahmin, özellikle düşük basınç oranlarında (%75-90) daha belirgin hale gelmektedir.

Endüstriyel Uygulama Perspektifi

Bu analiz sonuçları, turbojet motor tasarım ve işletim süreçlerinde bileşen seçim kriterlerinin iyileştirilmesi, kontrol sistemi parametre optimizasyonu, bakım planlama algoritmalarının geliştirilmesi ve sertifikasyon test gereksinimlerinin ayarlanması konularında değerli bilgiler sağlamaktadır.

Sonuç olarak, bu kapsamlı karşılaştırmalı analiz, geliştirilen modelin eğilim tahmin doğruluğunun yüksek olduğunu, ancak mutlak değer kalibrasyonunda sistematik iyileştirmelerin gerekli olduğunu ortaya koymaktadır. Modelin mühendislik uygulamalarında kullanılabilirliği mevcuttur, ancak belirtilen düzeltme faktörlerinin uygulanması ile doğruluk önemli ölçüde artırılabilir.

7
SONUÇ

7.1 Araştırma Sonuçlarının Kapsamlı Değerlendirmesi

Bu tez çalışmasında, turbojet motorlarının rölanti altı performans karakteristiklerini kapsamlı bir şekilde modelleyerek, özellikle motor çalıştırma, rüzgarlanma ve yeniden ateşleme kritik safhalarında motorun termodinamik ve aerodinamik davranışının daha doğru tahmin edilmesi hedeflenmiştir. Çalışma kapsamında elde edilen temel bulgular ve sonuçlar aşağıda özetlenmektedir:

Geleneksel beta (β) çizgileri ekstrapolasyon yönteminin düşük hız rejimlerindeki kritik sınırlamalarının aşılması için geliştirilen test verilerine dayalı yenilikçi yaklaşım önemli başarılar elde etmiştir:

- Test-bazlı yaklaşım, geleneksel matematiksel yöntemlere kıyasla %13 daha geniş operasyonel aralık sağlamıştır
- Model doğrulaması, basınç oranı tahminlerinde ±%3 hata marjı (önceki ±%8'den iyileştirme) elde edildiğini göstermiştir
- Hava debisi tahminlerinde ±%2.5 hata ve $R^2 > 0.92$ sistem performans korelasyonu başarılmıştır

Düşük hızlarda kompresör verimliliğinin hızlı degradasyonu gözlenmiş olup, %100 → %80 hız azalmasında yaklaşık %20 verimlilik kaybı tespit edilmiştir. Bu non-lineer davranış, aerodinamik kayıpların üssel artışını göstermektedir.

7.1.1 Kararlılık Limitleri

Geleneksel beta (β) çizgileri ekstrapolasyon yönteminin düşük hız rejimlerindeki kritik sınırlamalarının aşılması için geliştirilen test verilerine dayalı yenilikçi yaklaşım önemli başarılar elde etmiştir:

- Test-bazlı yaklaşım, geleneksel matematiksel yöntemlere kıyasla %13 daha geniş operasyonel aralık sağlamıştır
- Model doğrulaması, basınç oranı tahminlerinde ±%3 hata marjı (önceki ±%8'den iyileştirme) elde edildiğini göstermiştir
- Hava debisi tahminlerinde ±%2.5 hata ve $R^2 > 0.92$ sistem performans korelasyonu başarılmıştır

Düşük hızlarda kompresör verimliliğinin hızlı degradasyonu gözlenmiş olup, bağıl %100'den bağıl %80 hız azalmasında yaklaşık %20 verimlilik kaybı tespit edilmiştir. Bu non-lineer davranış, aerodinamik kayıpların üssel artışını göstermektedir.

7.1.2 Yanma odası ve türbin değerlendirmesi

Rölanti altı koşullarda yanma odası ve türbin performansının modellenmesinde kritik bulgular elde edilmiştir:

- Rölanti altındaki çalışma koşullarında türbin verimi düşse de davranışının kompresör kadar şiddetli değişmediği gözlemlenmştir.
- Buharlaşma-kontrollü mekanizmaların baskın hale gelmesiyle bu yöntemin kullanılabilir fakat daha fazla test ve analiz ile geliştirmesi gerektiği saptanmıştır.
- Geliştirilen modifiye yanma verimi modeli, düşük güç koşullarında %30'un üzerinde verim kaybı durumlarını başarıyla modellemektedir.

7.1.3 Model Doğrulama ve Karşılaştırma Analizi

Test verilerinin modelle karşılaştırılması aşağıdaki sonuçları ortaya koymuştur:

- Model tahminleri eğilim doğruluğu açısından yüksek başarı göstermiş, ancak mutlak değer kalibrasyonunda sistematik iyileştirme ihtiyacı tespit edilmiştir.
- İtki tahminlerinde %100 devirde ±%2 hata marjı elde edilmiştir
- EGS (Egzoz Gaz Sıcaklığı) tahminlerinde termal etkilerin daha detaylı modellenmesi gereksinimi ortaya çıkmıştır
- Özgül yakıt tüketimi tahminlerinde %100 devirde ±%6 hata marjı başarılmıştır.

7.1.4 Gelecek Çalışmalar için Öneriler

Bu çalışmanın sonuçları doğrultusunda gelecek araştırmalar için aşağıdaki konular önerilmektedir:

- Termal etkilerin daha detaylı modellenmesi için zaman-bağımlı analiz yaklaşımlarının geliştirilmesi
- Yanma odası CFD analizleri ile model kalibrasyonunun iyileştirilmesi
- Farklı motor konfigürasyonları için modelin adaptasyonu
- Gerçek zamanlı kontrol sistemi entegrasyonu çalışmaları
- Çevresel koşulların (nem, sıcaklık, basınç) model üzerindeki etkilerinin detaylı incelenmesi

7.1.5 Sonuç

Bu tez çalışması, turbojet motorlarının rölanti altı performans modellemesi alanında önemli katkılar sağlamıştır. Geliştirilen metodoloji, hem akademik literatüre hem de endüstriyel uygulamalara değerli bilgiler sunarak, gelecekteki motor tasarımlarının optimizasyonu ve operasyonel prosedürlerin iyileştirilmesi için sağlam bir temel oluşturmuştur. Elde edilen sonuçlar, rölanti altı rejiminde performans tahmininin doğruluğunu artırarak motor güvenliği ve verimliliğine önemli katkıda bulunmaktadır.

KAYNAKÇA

[1] S. Çetinkaya, Gaz Türbinleri, 3rd ed. Ankara, Turkey: Nobel Academic Publishing, 2013.

[2] P. P. Walsh and P. Fletcher, *Gas Turbine Performance*, 2nd ed. Oxford, U.K.: Blackwell Publishing, 2004.

[3] Rolls-Royce plc, The Jet Engine*,* Rolls-Royce Technical Publication, 2005–2007.

[4] S. Farokhi, Aircraft Propulsion*.* Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2014.

[5] H. I. H. Saravanamuttoo, G. F. C. Rogers, P. Straznicky, H. Cohen, and A. C. Nix, Gas Turbine Theory*.* Harlow, U.K.: Pearson, 2017.

[6] P. K. Zachos, "Gas turbine sub-idle performance modelling: Altitude relight and windmilling," Ph.D. dissertation, Cranfield Univ., Cranfield, U.K., 2010.

[7] N. Grech, "Gas turbine sub-idle performance modelling: Groundstart, altitude relight, and windmilling," Ph.D. dissertation, Cranfield Univ., Cranfield, U.K., 2013.

[8] S. R. Gaudet and J. E. D. Gauthier, "A simple sub-idle component map extrapolation method," in Proc. ASME Turbo Expo, 2007.

[9] J. Kurzke, "How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculations," presented at the ASME Turbo Expo, 1996, pp. 5–6, Doi: 10.1115/96-GT-164.

[10] J. Kurzke, "An enhanced compressor map extension method suited for spool speeds down to 1%," Journal of the Global Power and Propulsion Society, no. 02, 2024, Doi: 10.33737/jgpps/186671.

[11] W. R. Sexton, "A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed," M.S. thesis, Virginia Polytechnic Inst. and State Univ., Blacksburg, VA, USA, 2001.

[12] A. H. Lefebvre and R. D. Ballal, Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, 3rd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, 2010.

[13] J. Howard, "Sub-idle modelling of gas turbines; altitude relight and windmilling," Ph.D. dissertation, Cranfield Univ., Cranfield, U.K., 2007.

[14] A. H. Lefebvre, "Fuel effects on gas turbine combustion," in Proc. 16th CIMAC Congress*,* Oslo, Norway, 1985.

[15] Z. Li, Y.-G. Li, and S. Sampath, "Aeroengine transient performance simulation integrated with generic heat soakage and tip clearance model," The Aeronautical Journal*,* vol. 126, no. 1300, pp. 1265–1287, 2022, Doi: 10.1017/aer.2022.15.

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. İ.E. Ünlü, "Extending the compressor map below the design speed," in 7th International Conference on Advances in Mechanical Engineering, İstanbul, Türkiye, 2024, pp. 778-784.