



**SÜPERSEYİR YETENEĞİNE SAHİP
DÜŞÜK GÖRÜNÜRLÜKLÜ
UÇAKLAR İÇİN MOTOR
TASARIMI VE PERFORMANS
OPTİMİZASYONU**

Doktora Tezi

Mustafa KARABACAK

Eskişehir 2024

**SÜPERSEYİR YETENEĞİNE SAHİP DÜŞÜK GÖRÜNÜRLÜKLÜ UÇAKLAR
İÇİN MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS OPTİMİZASYONU**

Mustafa KARABACAK

Doktora Tezi

Uçak Gövde-Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Önder TURAN

(İkinci Danışman: Doç. Dr. Aziz KABA)

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Mayıs 2024

**SÜPERSEYİR YETENEĞİNE SAHİP DÜŞÜK GÖRÜNÜRLÜKLÜ UÇAKLAR
İÇİN MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS OPTİMİZASYONU**

Mustafa KARABACAK

DOKTORA TEZİ
UÇAK GÖVDE MOTOR BAKIM Anabilim Dalı
Danışman: Prof.Dr. ÖNDER TURAN
(İkinci Danışman: Doç. Dr. AZİZ KABA)

Eskişehir
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Mayıs 2024

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

MUSTAFA KARABACAK'ın SÜPERSEYİR YETENEĞİNE SAHİP DÜŞÜK GÖRÜNÜRLÜKLÜ UÇAKLAR İÇİN MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS OPTİMİZASYONU başlıklı çalışması 02/05/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek “Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği” nin ilgili maddeleri uyarınca, UÇAK GÖVDE MOTOR BAKIM Anabilim dalında Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

<u>Jüri Üyeleri</u>	<u>Unvan Adı Soyadı</u>	<u>İmza</u>
Üye (Tez Danışmanı)	: Prof. Dr. Önder TURAN	
Üye	: Doç. Dr. Işıl YAZAR	
Üye	: Doç. Dr. Halil Yalçın AKDENİZ	
Üye	: Dr. Öğr. Üy. Alper ULUDAĞ	
Üye	: Dr. Öğr. Üy. Nevzet KAYA	

Prof. Dr. Semra KURAMA
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

02/05/2024

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Doktora ğrencisi MUSTAFA KARABACAK, SÜPERSEYİR YETENEğİNE SAHİP DüşüK GÖRÜNÜRLÜKLÜ UÇAKLAR İÇİN MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS OPTİMİZASYONU başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun grlmştir.

Tez Danişmanı
Prof. Dr. ÖNDER TURAN

ÖZET

SÜPERSEYİR YETENEĞİNE SAHİP DÜŞÜK GÖRÜNÜRLÜKLÜ UÇAKLAR İÇİN MOTOR TASARIMI VE PERFORMANS OPTİMİZASYONU

MUSTAFA KARABACAK

UÇAK GÖVDE MOTOR BAKIM Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Mayıs 2024

Danışman: Prof. Dr. ÖNDER TURAN

(İkinci Danışman: Doç.Dr. AZİZ KABA)

Hipersonik uçuş ve süperseyir yeteneğine sahip gelecek nesil bir savaş uçağı veya bombardıman uçağı için motor tasarımı bu çalışmanın konusunu oluşturmaktadır. Yapılan inceleme sonucunda Mach sayısı arttıkça optimum kompresör basınç oranının düştüğü ve 2.43 Mach'ın üzerindeki uçuş hızlarında optimum kompresör basınç oranının 1'in altına düştüğü görülmüştür. Yapılan literatür araştırması sonucu kompresör basınç oranının 1'in altına düştüğü konseptin ters Brayton çevrimli motor konsepti olduğu belirlenmiştir. Ters Brayton çevrimli bir motor, bir ramjet motora kıyasla 5 uçuş Mach sayısında yaklaşık %45.2 ve 5.5 uçuş Mach sayısında yaklaşık %95.4 oranında daha yüksek bir özgül itki ürettiği görülmüştür. Hipersonik uçuş performansı için ters Brayton çevrimli motorun bir diğer üstünlüğü, itkinin üretilmediği uçuş Mach sayısının ters Brayton çevrimli bir motor için 6.2950 ve bir ramjet için 5.9160 olmasıdır. 3 farklı kompresör basınç oranına (10, 20 ve 50) sahip turbojet motorları, ters Brayton çevrimli motora kıyasla 1 ila 4 uçuş Mach sayısı arasında yaklaşık %30-60 daha düşük özgül yakıt tüketimine sahip olduğu gözlemlenmiştir. Bu nedenle, ters Brayton çevrimli motor süperseyir için uygun olmadığı görülmüştür. Ancak bu konsept değişken çevrimli motor konseptine uygulanmasıyla, süperseyir ve hipersonik uçuş kabiliyetine sahip uçaklar için uygun hale gelmektedir. Bu çalışmada ters Brayton çevrimli motorun hava araçlarına hipersonik uçuş kabiliyeti kazandırmak için uygun bir konsept olduğu sonucuna varılmıştır

Anahtar Sözcükler: Ters Brayton çevrimi, Değişken çevrimli motor, Düşük görünürürlüklü motor, Hipersonik uçuş

ABSTRACT

ENGINE DESIGN AND PERFORMANCE OPTIMIZATION FOR AIRCRAFT SUPERCruise AND LOW OBSERVABILITY CAPABILITY

MUSTAFA KARABACAK

Department of AIRFRAME AND POWERPLANT MAINTENANCE
Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, May 2024

Supervisor: Prof. Dr. ÖNDER TURAN
(Co-Supervisor: Assoc. Prof. Dr. AZİZ KABA)

Engine design for a next-generation fighter or bomber with hypersonic flight and supersonic capability is the subject of this study. As a result of the investigation, it is observed that the optimum compressor pressure ratio decreases as the Mach number increases and the optimum compressor pressure ratio drops below 1 at flight speeds above Mach 2.43. As a result of the literature research, it is determined that the concept in which the compressor pressure ratio drops below 1 is the inverted Brayton cycle engine concept. A inverted Brayton cycle engine is found to generate a specific thrust approximately 45.2% higher at Mach 5 and 95.4% higher at Mach 5.5 compared to a ramjet engine. Another superiority of the inverted Brayton cycle engine for hypersonic flight performance is that the flight Mach number at which thrust cannot be generated is 6.2950 for a inverted Brayton cycle engine and 5.9160 for a ramjet. Turbojet engines with 3 different compressor pressure ratios (10, 20 and 50) are observed to have approximately 30-60% lower specific fuel consumption between 1 and 4 flight Mach numbers compared to the inverted Brayton cycle engine. Therefore, the inverted Brayton cycle engine is not suitable for the supercruise. However, by applying this concept to the variable cycle engine concept, it becomes suitable for aircraft with supersonic and hypersonic flight capability. In this study, it is concluded that the inverted Brayton cycle engine is a suitable concept to provide hypersonic flight capability to aircraft.

Keywords: Inverted Brayton cycle, Variable cycle engine, Low observable engine, Hypersonic flight

TEŞEKKÜR

Tezimi hazırlarken bana yardımcı olan sevgili meslektaşlarım Dr. Öğr. Üyesi Hakan AYĞÜN ve Öğr. Gör. Mehmet KIRMIZI'ya ve beni her ihtiyacım olduğunda destekleyen ve akademisyenliği sevmemde en önemli faktörlerden biri olan danışmanım Prof.Dr. Önder TURAN'a teşekkürlerimi sunarım.

MUSTAFA KARABACAK



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

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

MUSTAFA KARABACAK

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
BAŞLIK SAYFASI.....	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
DANIŞMAN ONAYI.....	iii
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vii
İÇİNDEKİLER.....	viii
TABLolar DİZİNİ.....	xii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xx
1. GİRİŞ.....	1
1.1.Hipersonik Uçuş	1
1.2. Ters Brayton Çevrimli Motor Kavramı Hakkında Literatür Taraması.....	4
1.3. Tezin Amacı ve Kapsamı.....	6
1.4. Tezin Özgünlüğü.....	6
2. BU TEZDE ÖNERİLEN YENİ MOTOR KONSEPTİ	7
2.1. Süperseyir ve Hipersonik Uçuş Kabiliyetine Sahip Uçaklar İçin İtki Sistemi Konseptinin Araştırılması.....	7
2.2. Tasarım Amaçları.....	9
2.2.1. Yüksek menzilde süperseyir.....	10
2.2.2. Hipersonik uçuş kabiliyeti.....	10
2.2.3. Tasarım amaçları değerlendirmesi	10
2.3. Motor Performans Tahmin Yöntemi.....	10
2.4. Kullanılan Denklemler.....	11
2.4.1. Ters Brayton çevrimli motorun denklemleri.....	12
2.4.2. Ramjet motorunun matematiksel denklemleri.....	17
2.4.3. Turbojet motor matematiksel denklemleri.....	19

2.5. Tezde Önerilen Yeni Bir Motor Konseptinin Gerekliliği.....	22
2.5.1. Hipersonik uçuş için turbomakine tasarımı	27
2.6. Ters Brayton Çevrimli Motorun Performans Analizi.....	29
2.7. Ters Brayton Çevrimli Motorunun Fizibilitesi.....	33
2.7.1. Yöntem 1: Ters Brayton çevrimli motor konseptinin değişken çevrimli motor konseptine entegre etme.....	33
2.7.2. Yöntem 2: Soğutma bölümünde gaz akışının kısa süreli soğutulması...38	
2.8. Ters Brayton Çevrimli Motor Konsepti Uygunluk İncelemesi.....	40
3. TERS BRAYTON ÇEVİRİMLİ MOTOR VE TURBOFAN MOTOR OPTİMİZASYONU	43
3.1. Motor Tasarım Süreci.....	43
3.2. Tasarım Parametrelerinin Ters Brayton Çevrimli Motor Performansına Etkisi	44
3.2.1. Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığının motor performansına etkisi.....	44
3.2.2. Türbin toplam basınç oranının motor performansına etkisi	46
3.2.3. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşünün motor performansına etkisi.....	47
3.2.4. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığının motor performansı üzerindeki etkisi.....	49
3.2.5. Birleştirilmiş parametrelerin motor performansına etkisi.....	50
3.3. Optimizasyon Yöntemi.....	52
3.3.1. Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonu.....	52
3.3.1.1. <i>Ters Brayton çevrimli motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonu.....</i>	<i>53</i>
3.3.1.2. <i>Ters Brayton çevrimli motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu.....</i>	<i>56</i>
3.3.1.3. <i>Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyon sonuçları.....</i>	<i>58</i>
3.3.2 Turbofan Motor Optimizasyonu.....	59

3.3.2.1. <i>Turbofan motorun tavlama algoritması ile optimizasyonu</i>	60
3.3.2.2. <i>Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonu</i>	62
3.3.2.3. <i>Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu</i>	63
3.3.2.4. <i>Turbofan motorun optimizasyon sonuçları</i>	65
4. TERS BRAYTON ÇEVİRİMLİ MOTOR ANALİZİ	67
4.1. Tasarım Dışı Nokta	67
4.2. Tasarım Dışı Nokta Hesaplamaları	67
4.2.1. Tasarım dışı noktada kompresör toplam sıcaklık oranı değişiminin hesaplanması	67
4.2.2. Tasarım dışı noktada hava debisi değişiminin hesaplanması	68
4.3. Ters Brayton Çevrimli Motor Performans Analizi	69
4.3.1. İrtifa ile motor performansının değişimi	69
4.3.1.1. <i>Standart atmosfer modeli</i>	69
4.3.1.2. <i>İrtifa değişiminin motor performansına etkisi</i>	71
4.3.2. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile motor performansının değişimi	73
4.3.3. Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile motor performansının değişimi	75
4.3.4. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile motor performansının değişimi	78
5. TERS BRAYTON ÇEVİRİMLİ MOTOR T-s VE P-v DİYAGRAMI	81
6. KOMPONENT KAVRAMSAL TASARIMI	84
6.1. Hava Alığı Tasarımı	84
6.2. Ön Yakıcı	89
6.2.1. Yakıt ateşleme gecikme süresi	91
6.3. Turbomakine Tasarımı	94
6.4. Soğutma Bölümü	99
6.5. Art Yakıcı	99
6.6. Yakınsak-İraksak Lüle	103
6.6.1. Lüle akım ayrılması	110
7. DÜŞÜK GÖRÜNÜRLÜKLÜ LÜLE TASARIMI	112

	<u>Sayfa</u>
7.1.Düşük Görünürlük.....	112
7.2.Lüle Tasarımı.....	114
8. SONUÇLAR VE TARTIŞMA.....	122
9. GELECEK ÇALIŞMA.....	126
Kaynakça.....	127
EKLER	
ÖZGEÇMİŞ	



TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 1.1. Ters Brayton çevrimli motor ile ilgili tezdeki yenilikler.....	5
Tablo 2.1. Tasarım amaçları.....	9
Tablo 2.2. Atmosfer özellikleri.....	11
Tablo 2.3. Gaz özellikleri.....	11
Tablo 2.4. Kabuller.....	11
Tablo 2.5. Yakıt özelliği.....	11
Tablo 2.6. Ters Brayton çevrimli motor tasarım parametreleri.....	17
Tablo 2.7. Değişken çevrimli motor konseptinde farklı uçuş koşullarında jet motor modu seçimi.....	36
Tablo 2.8. Özgül yakıt tüketiminin ters Brayton çevrimli motor ile diğer jet motoru konseptlerinin farklı uçuş Mach sayılarında karşılaştırılması.....	40
Tablo 2.9. Özgül itkinin ters Brayton çevrimli motor ile diğer jet motoru konseptlerinin hipersonik uçuş Mach sayılarında karşılaştırılması.....	40
Tablo 3.1. Temel motor tasarım parametreleri.....	44
Tablo 3.2. Tasarım koşullarının değerleri	44
Tablo 3.3. Tasarım parametreleri.....	53
Tablo 3.5. Tasarım parametrelerine bağlı parametreler.....	53
Tablo 3.6. Tasarım amacı	53
Tablo 3.7. Optimizasyon kısıtlamaları.....	54
Tablo 3.8. Optimizasyon parametreleri aralığı.....	54
Tablo 3.9. Parçacık sürüşü optimizasyon algoritması kontrol parametresi aralığı.....	54
Tablo 3.10. Parçacık sürüşü optimizasyon algoritması kontrol parametreleri değerleri.....	55
Tablo 3.11. Ters Brayton çevrimli motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu parametreleri.....	57
Tablo 3.12. Ters Brayton çevrimli motor optimizasyonunda farklı optimizasyon algoritmaları kullanılarak elde edilen optimum değerler.....	59
Tablo 3.13. Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyon sonuçları.....	59

Tablo 3.14. Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda tasarım parametrelerinin optimum değerleri.....	59
Tablo 3.15. Optimizasyon amacı.....	60
Tablo 3.16. Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan tasarım parametreleri.....	60
Tablo 3.17. Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan tasarım koşulları değerleri.....	60
Tablo 3.18. Turbofan motor optimizasyon kısıtlamaları.....	61
Tablo 3.19. Turbofan motor optimizasyon parametreleri aralığı.....	61
Tablo 3.20. Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan optimizasyon parametreleri....	61
Tablo 3.21. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu optimizasyon parametreleri.....	63
Tablo 3.22. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu parametreleri.....	64
Tablo 3.23. Turbofan motor optimizasyonunda farklı optimizasyon algoritmaları kullanılarak elde edilen optimum değerler.....	66
Tablo 3.24. Turbofan motorun optimizasyonunda tasarım parametrelerinin optimum değerleri.....	66
Tablo 3.25. Turbofan motorun optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin optimizasyon başlangıcı ve optimizasyon bitişindeki değeri.....	67
Tablo 4.1. Tasarım dışı nokta hesaplamalarında kullanılan parametreler.....	68
Tablo 4.2. Ters Brayton çevrimli motorun kontrol parametreleri.....	68
Tablo 4.3. Standart atmosfer modelleri.....	70
Tablo 6.1. Hava aracı özelliği.....	86
Tablo 6.2. Motor tasarım parametreleri.....	89
Tablo 6.3. Hava alığı şok kayıpları modeli.....	89
Tablo 6.4. Hava alığı tasarım parametreleri.....	90
Tablo 6.5. Yanma için gerekli süre katsayıları (mol/cc cinsinden sonuç elde etmek için)..	93
Tablo 6.6. Turbo makine başlangıç tasarım parametreleri.....	97
Tablo 6.7. Turbo makine tasarım parametreleri.....	97
Tablo 6.8. Turbo makine kademe yüklemesi sınırları.....	97

Tablo 6.9. Kompresör kademeleri tasarım parametreleri.....	98
Tablo 6.10. Türbin kademeleri tasarım parametreleri.....	100
Tablo 6.11. Art yakıcıya akışın giriş hızına bağlı olarak izin verilen art yakıcı ateşleyici sayısı.....	103
Tablo 6.12. Art yakıcı tasarım parametrelerinin belirlenmesi.....	103
Tablo 6.13. Art yakıcı optimizasyonu.....	104
Tablo 6.14. Lülenin çalıştığı koşullarda lüle boğaz alanının belirlenme süreci.....	107
Tablo 6.15. Verili lüle giriş koşullarına bağlı olarak itkinin elde edildiği denklemlerin işlem sırasına göre gösterimi.....	108
Tablo 6.16. S-şekilli lüle deformasyonun itkideki oluşturduğu kayıp (farklı açıklık oranlarında) (Açıklık oranının oluşturduğu itkideki kayıp ayrı incelenecektir).....	108
Tablo 6.17. İki farklı akım ayrılması modeline göre akım ayrılmasının gerçekleşti noktanın (lüle koşullarının) belirleme sürecinin gösterimi.....	112
Tablo 7.1. Kızıl ötesi ısımanın cisim sıcaklığına bağlı olarak özellikleri.....	116
Tablo 7.2. Isı arayıcı sistem tasarım parametreleri.....	119
Tablo 7.3. Atmosfer sönümleme katsayılarının hava koşullarına bağlı olarak değerleri...	121
Tablo 7.4. Füze takip mesafesinin hava koşullarına bağlı olarak farklı lüle tasarımında değerleri.....	121

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. İtke sistemi tiplerinin farklı uçuş Mach sayılarındaki performansı	1
Şekil 1.2. PAK-DA hipersonik bombardıman uçağı.....	3
Şekil 1.3. Lockheed Martin SR-72 hipersonik uçağı.....	4
Şekil 2.1. Gelecek nesil bombardıman uçağı konsepti.....	9
Şekil 2.2. Gelecek nesil savaş uçağı konsepti.....	9
Şekil 2.3. Ters Brayton çevrimli motor şeması ve numaralandırılması.....	12
Şekil 2.4. Ramjet motor şeması ve numaralandırılması.....	17
Şekil 2.5. Turbojet motor şeması ve numaralandırılması.....	19
Şekil 2.6. Bir ramjet motoru ile turbojet motorları arasında uçuş Mach sayısına bağlı özellik itke değişiminin karşılaştırılması.....	23
Şekil 2.7. İtkinin üretilmeyeceği uçuş Mach sayısının malzeme sıcaklık sınırı ile farklı motor tiplerinde değişimi.....	25
Şekil 2.8. İtke üretilmeyen uçuş Mach sayısı sınırının scramjet yanma odası akış Mach sayısı ile değişimi.....	26
Şekil 2.9. İtkinin üretilmediği uçuş Mach sayısının kompresör toplam basınç oranı ile farklı malzeme sıcaklık sınırlarında değişimi.....	27
Şekil 2.10. Optimum basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimini gösteren grafikğin çizilmesinde kullanılan algoritma.....	28
Şekil 2.11. Optimum kompresör basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi.....	29
Şekil 2.12. Uçuş Mach sayısına bağlı olarak ters Brayton çevrimli motorda özgül itke değişimi.....	30
Şekil 2.13. Uçuş Mach sayısına bağlı olarak ters Brayton çevrimli motorda özgül yakıt tüketimi değişimi	30
Şekil 2.14. Ters Brayton çevrimli motor ile diğer motor türlerinin uçuş Mach sayısı ile özgül itkinin değişimi.....	31
Şekil 2.15. Ters Brayton çevrimli motor ile diğer motor türlerinin uçuş Mach sayısı ile özgül itkinin değişimi	32

Şekil 2.16. Ters Brayton çevrimli motor ile diğer motor türlerinin uçuş Mach sayısı ile özgül yakıt tüketimlerinin değişimi	33
Şekil 2.17. Turbojet motorun her uçuş Mach sayısında optimum kompresör basınç oranının uyarlanması ile optimum özgül itki değerinin uçuş Mach sayısı ile değişimi.....	34
Şekil 2.18. Değişken çevrim motor şeması örneği.....	35
Şekil 2.19. Değişken çevrimli motor uçuş modları açıklaması.....	37
Şekil 2.20. Isı kuyusu soğutma teknolojisi.....	38
Şekil 2.21. Isı kuyusu soğutma teknolojisi	39
Şekil 2.22. Deniz seviyesi kalkış koşullarında ters Brayton çevrimli soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile özgül itkinin değişimi.....	39
Şekil 3.1. Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül itkinin değişimi.....	45
Şekil 3.2. Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül yakıt tüketiminin değişimi.....	45
Şekil 3.3. Türbin toplam basınç oranı ile özgül itkinin değişimi.....	46
Şekil 3.4. Türbin toplam basınç oranı ile özgül yakıt tüketiminin değişimi.....	47
Şekil 3.5. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile özgül itkinin değişimi.....	48
Şekil 3.6. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile özgül yakıt tüketiminin değişimi.....	48
Şekil 3.7. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül itkinin değişimi.....	49
Şekil 3.8. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül yakıt tüketiminin değişimi.....	50
Şekil 3.9. Türbin toplam basınç oranına ve soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşüne bağlı olarak özgül itkinin değişimi	51
Şekil 3.10. Türbin toplam basınç oranına ve soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşüne bağlı olarak özgül yakıt tüketiminin değişimi.....	51
Şekil 3.11. Parçacık sürü algoritması kullanılarak yapılan optimizasyon ile elde edilen optimum tasarım hedefinin iterasyona göre değişimi.....	55
Şekil 3.12. Parçacık sürü algoritması kullanılarak yapılan optimizasyondan elde edilen optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi.....	55

Şekil 3.13. Diferansiyel gelişim algoritması kullanılarak yapılan optimizasyon ile elde edilen optimum tasarım hedefinin iterasyona göre değişimi.....	56
Şekil 3.14. Diferansiyel gelişim algoritması kullanılarak yapılan optimizasyondan elde edilen optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi.....	57
Şekil 3.15. Turbofan motor optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi.....	61
Şekil 3.16. Turbofan motor optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin iterasyona göre değişimi.....	61
Şekil 3.17. Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi.....	62
Şekil 3.18. Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin iterasyona göre değişimi.....	63
Şekil 3.19. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi.....	64
Şekil 3.20. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin iterasyona göre değişimi.....	64
Şekil 4.1. Atmosfer sıcaklığının irtifa ile değişimi.....	70
Şekil 4.2. Atmosfer basıncının irtifa ile değişimi.....	70
Şekil 4.3. Hava debisinin irtifa ile değişimi.....	71
Şekil 4.4. İtkinin irtifa ile değişimi.....	72
Şekil 4.5. Özgül yakıt tüketiminin irtifa ile değişimi.....	73
Şekil 4.6. İtkinin art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi.....	74
Şekil 4.7. Özgül yakıt tüketiminin art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi.....	74
Şekil 4.8. Hava debisinin kompresör toplam basınç oranı ile değişimi.....	75
Şekil 4.9. Kompresör toplam basınç oranının ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile Değişimi.....	76
Şekil 4.10. Hava debisinin ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi.....	76
Şekil 4.11. İtkinin ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi.....	77
Şekil 4.12. Özgül yakıt tüketiminin ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi.....	78

Şekil 4.13. Kompresör toplam basınç oranının soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile değişimi.....	79
Şekil 4.14. İtkinin soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile değişimi.....	80
Şekil 4.15. Özgül yakıt tüketiminin soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile Değişimi.....	80
Şekil 5.1. 4 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun T-s diyagramı.....	82
Şekil 5.2. 4 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun P-v diyagramı.....	82
Şekil 5.3. 5 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun P-v diyagramı.....	83
Şekil 5.4. 5 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun T-s diyagramı.....	83
Şekil 6.1. Hipersonik uçuş Mach sayısı aralığında aerodinamik verimliliğin uçuş Mach sayısı ile değişimi.....	84
Şekil 6.2. İtke gereksiniminin uçuş Mach sayısı değişimi.....	85
Şekil 6.3. Hava debisi gereksiniminin uçuş Mach sayısı ile değişimi.....	86
Şekil 6.4. Hava alığı gereksinimi alanının uçuş Mach sayısı ile değişimi.....	87
Şekil 6.5. Art yakıcı tasarım parametreleri şeması.....	90
Şekil 6.6. Ön yakıcı toplam basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi.....	93
Şekil 6.7. Yakıt debisi oranı gereksinimin uçuş Mach sayısı ile değişimi.....	94
Şekil 6.8. Ters Brayton çevrimli turbo makine şeması.....	95
Şekil 6.9. Kompresör kademelerinde toplam basınç oranı değerleri.....	98
Şekil 6.10. Kompresör kademelerinde toplam sıcaklık oranı değerleri.....	98
Şekil 6.11. Isı kuyusu soğutma teknolojisi.....	99
Şekil 6.12. Art yakıcı tasarım parametreleri.....	100
Şekil 6.13. Değişken geometrili lüle uygulaması.....	104
Şekil 6.14. Dikdörtgen lüle toplam basınç oranının açıklık oranına bağlı olarak değişimi ($\pi_{\text{dairesel}}=0.97$).....	105
Şekil 6.15. Farklı lüle konfigürasyonlarında lüle çıkış basıncına bağlı olarak itkinin değişimi.....	108
Şekil 6.16. Lüle giriş toplam basıncı ile lüle çıkış statik sıcaklığının değişimi.....	107
Şekil 6.17. Lüle giriş toplam basıncı ile füze takip mesafesinin değişimi.....	109
Şekil 6.18. Lülede akım ayrılması.....	109

	<u>Sayfa</u>
Şekil 7.1. Savaş uçağında kızıl ötesi ısımanın kaynakları.....	112
Şekil 7.2. Dikdörtgen kesitli lüle ve dairesel lüle.....	113
Şekil 7.3. S-şekilli lüle uygulamaları.....	113
Şekil 7.4. Farklı yükselme açılarında lüle tasarımının görünürlüğe etkisi.....	116
Şekil 7.5. Farklı azimut açılarında lüle tasarımının görünürlüğe etkisi.....	117
Şekil 7.6. Farklı açıklık oranlı ve deformasyona sahip lülelerin şeması.....	117
Şekil 7.7. Değişik açıklık oranlarına sahip dikdörtgen lüle şemaları	118
Şekil 7.8. Dairesel ve düşük görünürlüklü lüle tasarımının takip mesafesinin hedef sıcaklığına (lüle sıcaklığına bağlı olarak) bağlı olarak değişimi ($\alpha=1 \times 10^{-6}$ görece bulutlu bir havada).....	119
Şekil 7.9. Dairesel ve düşük görünürlüklü lüle tasarımının takip mesafesinin lüle çıkış sıcaklığına bağlı olarak değişimi ($\alpha=0.4 \times 10^{-6}$ görece bulutsuz bir havada).....	119

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

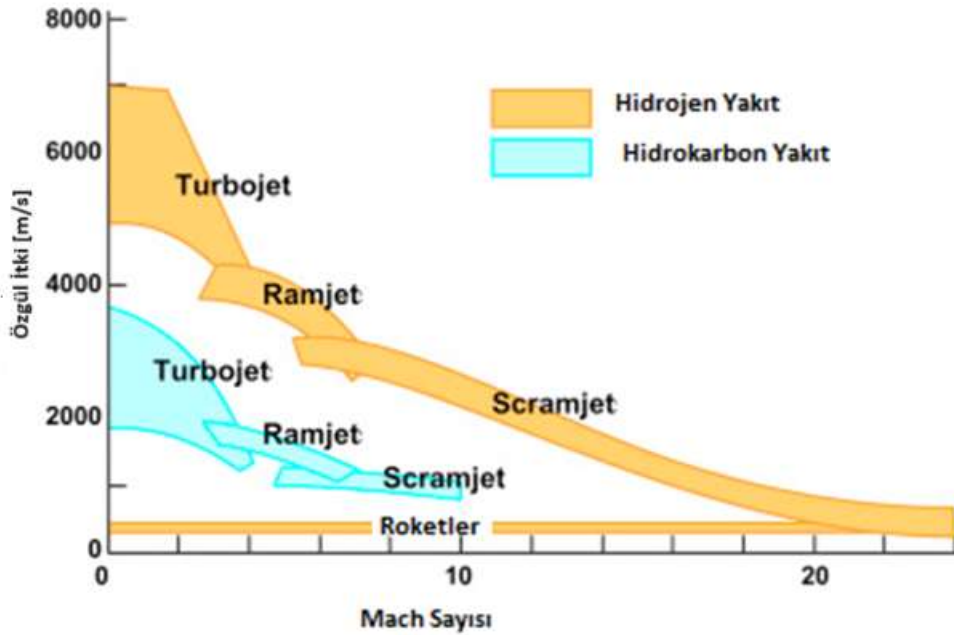
A	: Alan [m^2]
a	: Ses hızı [m/s]
AB	: Art yakıcı
AR	: Dikdörtgen lüle açıklık oranı [-]
A_t	: Lüle boğaz alanı, ısı güdümlü füze hedef alanı [m^2]
B	: Blokaj oranı [-]
c	: Kompresör
C_D	: Art yakıcı sürüklenme katsayısı [-]
c_p	: Isı sığası [$J/(kg.K)$]
D	: Art yakıcı geometrik parametresi [m]
M	: Uçuş Mach sayısı [-]
M_1	: Art yakıcı giriş Mach sayısı [-]
M_2	: Art yakıcı çıkış Mach sayısı [-]
MFP	: Akış debisi parametresi [-]
M_{sep}	: Lüle akım ayrılmasının gerçekleştiği nokta akış Mach sayısı [-]
$M_{uçuşsınır}$	: Maksimum uçuş Mach sayısı sınırı [-]
$\dot{m}$	: Hava debisi [kg/s]
$\dot{m}_{f_{art\ yakıcı}}$	: Art yakıcı yakıt debisi [kg/s]
$\dot{m}_{f_{ön\ yakıcı}}$	: Ön yakıcı yakıt debisi [kg/s]
$\dot{m}_{f_t}$	: Toplam yakıt debisi [kg/s]
NA	: Bilgiye ulaşmak mümkün değil
P	: Basınç [Pa]
P_{sep}	: Lüle akım ayrılmasının gerçekleştiği nokta akış statik basıncı [Pa]
π	: Toplam basınç oranı [-]
R	: Molar gaz sabiti [$J/(kg.K)$]
τ	: Toplam sıcaklık oranı [-]
sfc	: Özgül yakıt tüketimi [$g/(kN.s)$]
sT	: Özgül itki [m/s]

t	:	Türbin, Toplam
t_{BO}	:	Kimyasal reaksiyon süresi [s]
t_r	:	Yakıt-hava karışımının art yakıcıda kalış süresi
T	:	Sıcaklık [K]
$T_{soğutma}$	:	Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü [K]
TTKÇ	:	Türbin tabanlı bir kombine çevrim
Θ	:	Vee-gutter açısı
V	:	Uçuş hızı [m/s]
W	:	Art yakıcı geometrik parametresi [m]
y	:	Isı sığaları oranı [-]
α	:	Atmosfer sönümleme katsayısı [cm^{-1}]
ε_b	:	Arka planın geçirgenliği [-]
ε_t	:	Hedefin geçirgenliği [-]
Δf	:	Elektriksel band aralığı [Hz]
τ_0	:	Optiğin yayılımı [-]
ω	:	Görüş açısı [sr], Atalet ağırlığı
σ	:	Stephan-Boltzmann sabiti [$\text{W/m}^2\text{K}^4$]
π_{dairesel}	:	Dairesel lüle toplam basınç oranı [-]
$\pi_{\text{dikdörtgen}}$	:	Dikdörtgen lüle toplam basınç oranı [-]
$\pi_{S\text{-şekil}}$	:	S-şekilli lüle itki kaybı katsayısı [-]
1,2,3...	:	Motor istasyonu
c_1	:	Bilişsel öğrenme hızı
c_2	:	Sosyal öğrenme hızı
N	:	Parçacık Sayısı

1.GİRİŞ

1.1.Hipersonik Uçuş

Şekil 1.1’de uçuş Mach sayıları ile itki sistemlerinin uyumları görülmektedir. Turbojet motorlar hava aracını süpersonik hızlara çıkarma konusunda yetenekli görülse de hava aracını hipersonik hızlara çıkarabilecek kabiliyete sahip değildir. Ramjet motorlar ses üstü hızlarda çalışan turbojet motorlara göre düşük özgül itki değerlerine sahip olmasına rağmen turbojet motorlara göre daha yüksek süpersonik hızlara ulaştırma yeteneğine sahiptir. Ancak ramjet motorlar da ses altı hızlarda itki üretme yeteneğine sahip değildir. Scramjet motorlar hipersonik hızlarda hava aracına itki üretme yeteneğine sahiptir ancak özgül itki değerleri düşüktür. Roketler hava solunmalı bir motor olmadığı için geniş bir uçuş Mach sayısı aralığında itki üretme yeteneğine sahip olmasının yanı sıra uçuş Mach sayısından üreteceği itki etkilenmez ancak hava solunmalı motorlara nazaran daha düşük özgül itki değerlerine sahiptir.



Şekil 1.1. İtki sistemi tiplerinin farklı uçuş Mach sayılarındaki performansı [1]

Hipersonik uçuşun uygulama alanı çoğunlukla askeri araçlar olsa da sivil amaçlı kullanımı üzerinde de çalışılmaktadır. Mevcut sivil amaçlı hipersonik uygulamalar arasında acil durum ulaşımı ve kısa zaman gereksinimi olan iş seyahati sayılabilir [1]. Örneğin tipik bir hipersonik ulaşım aracıyla Tokyo Los Angeles arasındaki mesafe yalnız 110 dakikada aşılabilecektir [2].

Askeri amaçlı kullanılacak hipersonik hava aracına örnek olarak Şekil 1.2’de genel şeması gösterilen PAK-DA bombardıman uçağı Tupolev Tasarım Ofisi tarafından tasarlanmakta olup hipersonik uçuş kabiliyetine sahip olması beklenmektedir [1].

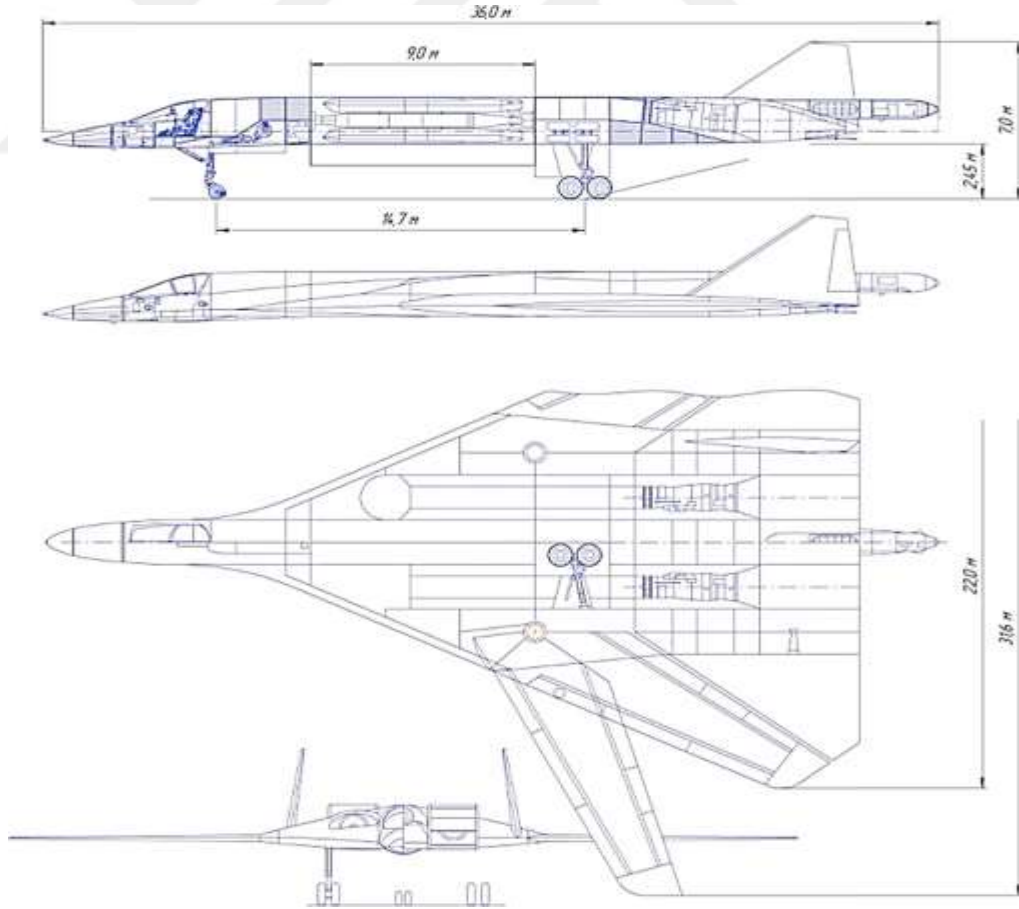
Halk arasında "Blackbird'ün Oğlu" olarak anılan Lockheed Martin SR-72 (Şekil 1.3’te gösterilmektedir), 2013 yılında Lockheed Martin tarafından emekli Lockheed SR-71 Blackbird'ün halefi olarak özel olarak önerilen istihbarat, gözetleme ve keşif amaçlı bir Amerikan hipersonik İHA konseptidir [3]. Şirket yöneticileri 2018 yılında bir SR-72 test aracının 2025 yılına kadar uçabileceğini ve 2030'larda hizmete girebileceğini ifade etmişlerdir [5].

SR-71 Blackbird 1998 yılında Birleşik Devletler Hava Kuvvetleri tarafından emekliye ayrılmış ve böylece faydalı bir istihbarat, gözetleme ve keşif kabiliyeti ortadan kaldırılmıştır [4]. Beşinci nesil jet avcı uçaklarının ve düşman hava sahasında görev yapması öngörülen insansız hava araçlarının çoğu radara yakalanmama teknolojilerine sahip olsa da, bazıları anti-erişim taktiklerinin ve karşı-gizlilik teknolojilerinin gelişmesiyle birlikte, korunan hava sahasına nüfuz etmek için en umut verici yaklaşımın gizlilik değil hız olduğuna inanmaya başlamıştır [5].

SR-72 hakkındaki ilk doğrulanmamış raporlar 2007 yılında, çeşitli kaynakların Lockheed Martin'in Hava Kuvvetleri için ses hızının altı katı veya Mach 6 (6400 km/saat) hızında uçabilen bir uçak geliştirdiğini açıklamasıyla ortaya çıkmıştır. Lockheed Martin Skunk Works'ün SR-72 üzerindeki geliştirme çalışmaları ilk olarak 1 Kasım 2013 tarihinde başlamıştır [3].

Lockheed Martin, tasarım hızlarına ulaşmak için 2006 yılından beri Aerojet Rocketdyne ile uygun bir motor üzerinde işbirliği yapmaktadır [6]. Şirket sistemi 2008 yılında iptal edilen scramjet motorlu HTV-3X'ten geliştirmektedir. SR-72, aynı motoru kullanarak durma noktasından Mach 6'ya kadar hızlanabilen ve SR-71'den yaklaşık iki kat daha hızlı hale getiren hava soluyan bir hipersonik tahrik sistemi ile tasarlanmaktadır [3].

Buradaki zorluk, ses altı, ses üstü ve hipersonik hızların uçuş rejimlerini idare edebilecek bir motor tasarlamaktır. Türbin sıkıştırması kullanan turbojet motorlar sıfır hızda çalışabilir ve genellikle Mach 2.2'ye kadar en iyi performansı gösterir [6]. Ses altı yanma ile aerodinamik sıkıştırma kullanan Ramjetler, Mach 0.5'in altında zayıf performans gösterir, Mach 3 civarında en verimlidir ve Mach 6 civarına kadar çıkabilir [8]. SR-71'in özel olarak tasarlanmış motorları, Mach 2.5' den daha yüksek hızlar için hava akışını çekirdeğin etrafına ve art yakıcıya yönlendirerek düşük hızlı ramjetlere dönüşmüştür [7]. Son olarak, süpersonik yanmalı scramjetler yüksek süpersonik ile hipersonik hız aralığını kapsar. SR-72, düşük hızlarda bir türbin motoru ve yüksek hızlarda bir scramjet motoru kullanmak için türbin tabanlı bir kombine çevrim (TTKÇ) sistemi kullanacaktır [6] Türbin ve ramjet motorları ortak hava alığı ve lüleyi paylaşır, ancak ayrı hava akış yollarına sahiptir [6].



Şekil 1.2. PAK-DA hipersonik bombardıman uçağı [1]



Şekil 1.3. Lockheed Martin SR-72 hipersonik uçağı [1]

1.2. Ters Brayton Çevrimli Motor Kavramı Hakkında Literatür Taraması

Ara soğutmalı turbofan konsepti ile özgül yakıt tüketiminin azaltılması ve termal verimliliğin artırılması beklenmektedir [9,10]. ATREX [11], SABRE [12] ve Scimitar [13] gibi ön soğutmalı çevrimler yeni nesil düşük maliyetli ulaşım vizyonu için geliştirilmiştir [14]. Murray ve arkadaşları [15] tarafından son teknoloji ısı eşanjörü ve üretim teknolojisi incelenmiş ve mevcut teknoloji seviyesine dayalı ısı eşanjörünün havacılık endüstrisi için yeterli olmadığı sonucuna varılmıştır [14]. Egzoz gazından termal enerjiyi geri kazanmak için ters Brayton çevriminin kullanılması, yaygın olarak tartışılmayan yeni bir teknolojik seçenektir [16]. Kennedy ve arkadaşlarının [17] araştırmasında, pistonlu bir içten yanmalı motorda ters Brayton çevrimine dayalı uygulama, benzinli motor için bir ön deney düzeneği üzerinde çalışılmıştır; ancak bu, bu konsept için geliştirilen tek deneysel uygulamadır [16]. Ayrıca, ifade edilen bu konsept süpersonik ve hipersonik itiş gücü üretmek için de kullanılmaktadır. Ramjet motoru ve scramjet motorlarının süpersonik ve hipersonik itki üretmek için kullanımı yaygın olarak araştırılmıştır. Süpersonik hızlarda ısı ilavesi yoluyla yeterli itiş gücünün üretilmesi, scramjet yakıcılarında süpersonik hızın kalma süresinin yalnızca birkaç milisaniye olması nedeniyle hala zorlu bir görevdir [18,19]. Şok dalgaları ve yakıt sürüklenmesinin birleşik etki fenomenleri, birçok durumu verimli bir şekilde gerçekleştirmek [20,21,22] ve bunun gibi birçok durumdan fazlasını keşfetmek [23] için gereklidir. Bu birleşik etki fenomeni geçişlerinin çok azı süpersonik akış motorları araştırmacıları tarafından analiz edilmiştir. Scramjet alanında uzun süredir çalışılmasına

rağmen, bu alanda gerekli olgunluğun olmaması hala yeni motor konseptlerinin araştırılması gerektiğini göstermektedir. Bu çalışmada, gerekli olgunluğa ulaşması için literatürde yeterince araştırılmamış yeni bir teknolojik seçenek olan yüksek hızlı hava aracı için ters Brayton çevrim motoru incelenmiştir. Zhang ve arkadaşları [24], ters Brayton çevriminin ekserji analizi ve optimizasyonu üzerine çalışmış ve çevrimdeki yanma ekserji kaybının en büyük olduğunu ve bunu ısı eşanjörünün takip ettiğini belirtmiştir.

Ters Brayton çevrimli motor ile ilgili tezdeki yenilikler Tablo 1.1’de verilmektedir.

Tablo 1.1. *Ters Brayton çevrimli motor ile ilgili tezdeki yenilikler*

Konu	Literatürdeki durumu	Tezdeki durumu
T-s ve P-V diyagramı	T-s diyagramı literatürde bulunmaktadır ancak P-V diyagramı literatürde bulunmamaktadır.	T-s diyagramı ve literatürde ilk defa P-V diyagramı tezde gösterilmiştir..
Tasarım noktası analizi	Literatürde tasarım noktası genel performans analizi yapılmıştır ancak tasarım parametreleri ile performans parametreleri arasında ilişki kurulmamış ve tasarım noktası analiz denklemleri ifade edilmemiştir.	Tezde literatürde ilk defa tasarım parametreleri ile performans parametreleri arasında ilişki kurulmuş ve grafiklerle bu ilişki gösterilmiştir. Tasarım noktası analiz denklemleri literatürde ilk defa ifade edilmiştir.
Tasarım dışı nokta analizi	Literatürde tasarım dışı nokta analizi yapılmamıştır.	Literatürde ilk defa tasarım dışı nokta analizi yapılarak grafiklerle ifade edilmiştir. Tasarım dışı nokta denklemleri ilk defa bu tezde çıkarılmış ve ifade edilmiştir.
Optimizasyon	Literatürde bu motor tipiyle ilgili bir optimizasyon çalışması bulunmamaktadır.	Literatürde ilk defa bu motor tipinin hipersonik uçuş koşulları için yapay zeka optimizasyon algoritması ile optimizasyonu gerçekleştirilmiştir.

1.3. Tezin Amacı ve Kapsamı

Tezin amacı geliştirilme aşamasında olan 5. Nesil savaş uçaklarının ve gelecekte geliştirilmesi beklenen 6. Nesil savaş uçaklarının itki sistemlerini tasarım beklentileri doğrultusunda kavramsal olarak tasarlamaktır. Bunun için aşağıdaki çalışmalar yapılmıştır.

- 5. nesil ve 6. Nesil savaş uçaklarının gereksinimleri doğrultusunda tasarım amaçlarını belirlemek ve belirlenen tasarım amaçlarına ulaşabilmek için yeni nesil motor konsepti arayışı gerçekleştirilmiştir.
- Belirlenen tasarım amaçlarına ulaşabilmek için model oluşturup kavramsal tasarım aşamasında tasarım parametrelerini belirlenmiştir.
- Geliştirilen itki sisteminin farklı uçuş koşulları ve yakıt debisinde analizini yapılmıştır.
- Parametrik olarak tasarlanan motorun komponentlerinin kavramsal tasarımının gerçekleştirilmesi ve düşük görünürlüklü motor kavramsal tasarımının gerçekleştirilmiştir.

1.4. Tezin Özgünlüğü

➤ Ters Brayton çevrimli jet motor konseptinin değişken çevrimli jet motor konsepti ile birleştirilerek yeni bir motor konsepti geliştirilmesi ilk kez bu çalışmada gerçekleştirilmektedir.

➤ Ters Brayton çevrimli motor tasarım parametrelerine bağlı olarak performans analizinin yapılması ilk kez bu çalışmada gerçekleştirilmektedir.

➤ Ters Brayton çevrimli motorun tasarım dışı nokta denklemlerinin oluşturulması ve tasarım dışı nokta analizinin yapılması ilk kez bu çalışmada gerçekleştirilmektedir.

➤ Geliştirilmesi beklenen yeni bir jet motor konseptinin teorik olarak performansı incelenerek geliştirilmesi beklenen 6. nesil savaş uçakları için uygulanabilirliğinin araştırılması ilk kez bu çalışmada gerçekleştirilmektedir.

➤ Geliştirilen bir motorun düşük görünürlük tasarımının analizi ilk kez bu çalışmada gerçekleştirilmektedir.

2. BU TEZDE ÖNERİLEN YENİ MOTOR KONSEPTİ

2.1. Süperseyir ve Hipersonik Uçuş Kabiliyetine Sahip Uçaklar İçin İtki Sistemi Konseptinin Araştırılması

Son 50 yılda daha yüksek hızlı hava taşıtı teknolojisinin uygulanmasının potansiyel faydalarını gösteren birçok çalışma yapılmıştır [25].

Roketler, daha yüksek uçuş Mach sayılarında itki üretebilir. Roket motorları yakıtın yanı sıra oksitleyiciler ve bağlayıcılar da taşır, bu nedenle roket tüm uçuş Mach sayılarında ve atmosfer dışında itki üretebilir, oksitleyiciler ve bağlayıcılar roket motoru tarafından taşınır ve bu da özgül yakıt tüketimini artırır ve özgül itkiyi azaltır [26]. Örneğin, 7 uçuş Mach sayısında bir scramjet, bir roketten yaklaşık 7 kat daha verimlidir [25]. Bu nedenle, hava soluyan motor kavramları hipersonik uçuş için bir aday olarak göz önünde tutulmalıdır.

Bir turbojet ve turbofan gibi hava soluyan motor konseptleri, düşük Mach sayısı uçuşunda verimli çalışır, ancak hipersonik uçuşta itki üretemezler.

Ramjet konsepti hipersonik uçuşta itki üretebilir, ancak Ramjet 3 ile 4 uçuş Mach sayısında verimli bir şekilde çalışır ve ne yazık ki bu hava soluyan motor konsepti hipersonik uçuş sürüklemesi sebebiyle için yeterli itki üretemez.

Scramjet özel bir ramjet türü olup bu konsept süpersonik hava akışı yakıtla karıştırılır ve yanma birkaç milisaniyede tamamlanır [27]. Yanmanın birkaç milisaniyede tamamlanması gerekliliği, tasarımı diğer hava soluyan motor konsepti tasarımlarına göre çok karmaşık hale getirir. Scramjet konseptinde, statik sıcaklık yüksek Mach sayılı akış ile azaltılır, böylece hipersonik uçuş sürüklemesinin üstesinden gelebilmek için yanma odası çıkışı toplam sıcaklık sınırı yüksek seviyeye çıkar.

Scramjet performansı, teorik araştırma ile hipersonik uçuş için bir aday olarak yeterlidir, ancak pratikte, scramjet tasarımı süpersonik yanma nedeniyle mevcut teknoloji seviyesi ile başarılı bir şekilde gerçekleştirilemeyecek kadar karmaşıktır [28]. Bu nedenle, son 50 yılda scramjet konseptinin gerçekleştirilmesi için çalışmalar yapılmıştır, ancak henüz başarılı bir şekilde tasarlanmış scramjetin itki ürettiği bir hava aracı yoktur.

Brayton çevrimi gaz türbini çalışmasında sıkıştırma, ısı ilavesi ve genişleme ile başlar ancak ters Brayton çevrimli motorda süreç ısı ilavesi ile başlar, önce genişleme meydana gelir,

soğutucu gazı soğutur, sıkıştırma soğutmadan sonra gerçekleşir ve tekrar sıkıştırmadan sonra ısı ilavesi meydana gelir.

Ters Brayton çevrimli motor, gelecekte hipersonik uçuş için uygun aday motor olabilir. Bununla birlikte, süpersonik uçuşta özgül yakıt tüketimi performansı, bir süperseyir motoru adayı için yetersizdir.

Yeni nesil bombardıman uçakları ve avcı uçakları ile ilgili beklentiler, halihazırda kullanılan itki sistemi tipleri ile karşılanamamaktadır. Yeni nesil bombardıman ve avcı uçak tasarımlarının hipersonik uçuş Mach sayısına ulaşması ve yüksek menzilli süperseyir kabiliyeti sağlaması beklenmektedir, bu nedenle şu anda kullanılan jet motor tipleri bu tasarım gereksinimlerini karşılamak için yeterli değildir [29-32].

Motor literatüründe tasarım hedeflerine ulaşmaya uygun bir motor konsepti yoksa, yeni bir motor konsepti oluşturularak tasarım gereksinimlerinin karşılanması gerekmektedir [28]. Daha sonra kavramsal tasarım süreci ve bununla ilgili çok disiplinli tasarım optimizasyonu yapılabilir. Çok disiplinli tasarım optimizasyonu sonuçları, konseptin tasarım gereksinimlerini karşılamadaki yeterliliği hakkında daha iyi bir fikir verebilir [33,34].

Ters Brayton çevrimli motorun, yeni nesil hipersonik bombardıman uçağı ve 6. nesil avcı uçağı performans gereksinimini karşılamaya uygun bir konsept olması beklendiğinden, tez çalışmasında bu motor konseptinin hipersonik performansı incelenmektedir.

Ters Brayton çevrimli motor konsepti daha önce araştırılmıştır, ancak bu konseptle ilgili çalışmalar, uygulanabilirlik güçlükleri nedeniyle yeterli sayıda değildir. Bu çalışmanın özgün yönü, daha önce çalışılan, ancak çalışma döneminde uygulanabilir bir kavram olarak kabul edilmeyen turbomakine kavramlarından biri olan ters turbomakineyi değişken çevrimli motor kavramına uyarlayarak yeni bir jet motoru konseptini ortaya çıkarmaktır. İfade edilen yeni motor konsepti, değişken çevrimli motor konseptine entegre edilerek uygulanabilir hale getirilmektedir. Bu tez çalışmasında oluşturulan konsept, mevcut teknoloji düzeyinde uygulanabilir olmasa bile, gelecekte geliştirilmesi beklenen yeni teknolojilerle uygulanabilir olacağı bir dönem için bilimsel literatüre kazandırılmaktadır.

Yeni nesil askeri uçak konseptlerinin hipersonik ve uzun menzilli süper seyir kabiliyetine sahip olması beklenmektedir. Yeni nesil bombardıman uçağı konsepti ve 6. nesil avcı uçağı konsepti Şekil 2.1 ve Şekil 2.2’de gösterilmektedir [36,37]. Bu askeri uçak konseptleri için yeni jet motoru konseptlerinin geliştirilmesi gerekmektedir.



Şekil 2.1. *Gelecek nesil bombardıman uçağı konsepti [36]*



Şekil 2.2. *Gelecek nesil savaş uçağı konsepti [37]*

2.2.Tasarım Amaçlar

Kavramsal olarak tasarlanması beklenen motorun tasarım amaçları Tablo 2.1'de ifade edilmiştir.

Tablo 2.1. *Tasarım amaçları*

Tasarım Amaçları
Hipersonik uçuş kabiliyeti
Yüksek menzilde süperseyir kabiliyeti
Düşük görünürlük

2.2.1. Yüksek menzilde süperseyir

Yüksek menzilli süperseyir elde etmek için, bir jet motorunun yüksek Mach sayılı uçuşta itki üretebilmesi gerekir, ancak birçok jet motoru tipi tarafından üretilen itki kuvveti, daha yüksek Mach sayılı uçuşa maruz kalan hava araçlarının sürüklemesini yenemeyecek kadar düşük değerlere düşer. Bu nedenle, jet motoru konsepti, yüksek Mach sayısında uçuşu sağlayabilmek için yeterli itki üretebilmelidir. Bu nedenle, süperseyirde uçuş sağlamak için yeterli itki üreten bir jet motoru konsepti gereklidir.

Tüm bunların yanı sıra motor konsepti, daha düşük yakıt tüketimi ile süperseyir kabiliyeti sağlamalıdır. Bu nedenle, uzun menzilli süperseyir kabiliyeti olarak tanımlanan tasarım gereksinimlerini karşılamak için motorun düşük özgül yakıt tüketimine sahip olması gerekir.

2.2.2. Hipersonik uçuş kabiliyeti

Hipersonik uçuşa ulaşmak için jet motoru konsepti, hava aracının maruz kaldığı sürüklenmenin üstesinden gelmek için yeterli itki üretmelidir. Ancak, birçok jet motoru tipi hipersonik uçuş sırasında itki veya yeterli itki üretememektedir.

2.2.3. Tasarım amaçları değerlendirmesi

Hâlihazırda kullanılan jet motoru tipleri arasındaki tüm motor tipleri, tüm tasarım hedeflerini gerçekleştirmek için yeterli değildir. Tüm tasarım hedeflerini gerçekleştirebilecek yeni bir jet motoru konseptinin gerekliliği bu çalışmada açıklanmaktadır.

2.3. Motor Performans Tahmin Yöntemi

Tüm motor tiplerini mümkün olduğunca objektif bir şekilde karşılaştırabilmek için, tüm motor tiplerinin performans hesaplamalarının mümkün olduğunca benzer koşullarda yapılması gerekmektedir. Bu nedenle, tüm motor tiplerinin performansları aynı atmosfer koşullarında aynı kabuller altında hesaplanır, tüm motor tiplerinden geçen gaz akışı aynı özelliklere sahiptir ve tüm motor tipleri aynı özelliklere sahip yakıt kullanır. Bu atmosfer koşulları, kabuller, gaz özellikleri ve yakıt özellikleri Tablo 2.2, 2.3, 2.4 ve 2.5'te ifade edilmiştir.

Tablo 2.2. Atmosfer özellikleri

Atmosfer özellikleri	Değer
Atmosfer sıcaklığı	250 K
Atmosfer basıncı	50 kPa

Tablo 2.3. Gaz özellikleri

Gaz Özellikleri	Değer
Özgül Isılar Oranı	1.4
Molar Gaz Sabiti	287 J/kg.K
Özgül Isı	1000 J/kg.K

Tablo 2.4. Kabuller

Kabuller
İdeal Motor
Sabit Gaz Özellikleri
Lülede Optimum Genişleme

Tablo 2.5. Yakıt özelliği

Yakıt Özelliği	Değer
Yakıt Isıl Değeri	42 MJ/kg

2.4. Kullanılan Denklemler

Motor tiplerinin denklemleri (ters Brayton çevrimli motor, turbojet ve ramjet) bu bölümde açıklanmaktadır. Genel kabuller aşağıda ifade edilmiştir:

- Motor akışından alınan ikincil akış, bazı motor bölümlerinin (lüle, yanma odası, türbin vb.) soğutmasında ve kabini basınçlandırmak ve ısıtmak için kullanılır ve bu çalışmada ikincil akış kütle debileri ihmal edilmiştir.

edilmiş ve basınç kaybı olmadığı kabulüyle hava alığı çıkışındaki toplam basınç aşağıdaki denklemde kullanılmıştır:

$$P_{t_2}=P_{t_0} \quad (2.3)$$

Hava alığı duvarı ve atmosfer arasındaki ısı akışı sebebiyle toplam sıcaklık kayıplarının meydana gelmesi beklenir, ancak ideal motor kabulüyle, aşağıdaki denklemde ifade edildiği gibi hava alığında toplam sıcaklık kaybı yoktur:

$$T_{t_2}=T_{t_0} \quad (2.4)$$

Türbülans, havanın ve yakıtın karıştırılması gereksinimi nedeniyle yanma odası için istenen bir durumdur ama diğer yandan, yanma esnasında meydana gelen türbülanslı akış toplam basınç kayıplarına yol açar, ancak bu çalışmada aşağıdaki denklemde ifade edildiği gibi kayıplar ihmal edilmiştir:

$$P_{t_3}=P_{t_2} \quad (2.5)$$

Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı, aşağıda tanımlandığı gibi türbin bölümü toplam sıcaklık dayanım sınırı ile sınırlıdır;

$$T_{t_3}=T_{t_{limit}} \quad (2.6)$$

Türbin toplam sıcaklık oranı, aşağıda ifade edildiği gibi izantropik türbin varsayımı uygulanarak izantropik ilişkilerle tanımlanır:

$$\zeta_t = \pi_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.7)$$

Türbin çıkış toplam sıcaklığı, toplam sıcaklık oranına bağlıdır, aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$T_{t_4}=T_{t_3} \times \zeta_t \quad (2.8)$$

Soğutma bölümündeki toplam basınç kayıplarının aşağıdaki denklemle ifade edildiği gibi ihmal edilir:

$$P_{t_5}=P_{t_4} \quad (2.9)$$

Kompresör çıkışında daha yüksek bir toplam basınca ulaşmak için soğutma bölümünde soğutma uygulanmaktadır. Kompresör giriş toplam sıcaklığı, Denklem (2.10)'da ifade edildiği gibi soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşüne bağlıdır.

$$T_{t5} = T_{t4} - T_{t\text{soğutma}} \quad (2.10)$$

Yakıt akış debisinin ihmal edildiği ve özgül ısıнын, c_p , sabit olduğu varsayımları uygulanarak türbin ve kompresör arasındaki enerji dengesi aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$\dot{m} \times c_p \times (T_{t3} - T_{t4}) = \dot{m} \times c_p \times (T_{t6} - T_{t5}) \quad (2.11)$$

Türbin ve kompresör arasındaki enerji dengesine göre kompresör çıkış toplam sıcaklığı şu şekilde ifade edilir:

$$T_{t6} = (T_{t3} - T_{t4}) + T_{t5} \quad (2.12)$$

Kompresör toplam sıcaklık oranı, τ_c , kompresör çıkış toplam sıcaklığına, T_{t6} ve kompresör giriş toplam sıcaklığına, T_{t5} , bağlı olarak aşağıda ifade edildiği gibi belirlenir:

$$\tau_c = \frac{T_{t6}}{T_{t5}} \quad (2.13)$$

Kompresör toplam basınç oranı, π_c , izantropik kompresör varsayımı uygulanarak, izantropik ilişkilerle şu şekilde ifade edilir:

$$\pi_c = \tau_c^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.14)$$

Kompresör çıkış toplam basıncı, P_{t6} , kompresör toplam basınç oranına ve kompresör giriş toplam basıncına bağlıdır, aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$P_{t6} = P_{t5} \times \pi_c \quad (2.15)$$

$$T_{t6} < T_{c\text{limit}} \quad (2.16)$$

Ön yakıcıya benzer şekilde, aşağıda verilen art yakıcı çıkış toplam basıncı, gösterildiği gibi art yakıcı giriş toplam basıncına eşittir:

$$P_{t7} = P_{t6} \quad (2.17)$$

Ön yakıcıya benzer şekilde, ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı, Denklem (2.18)'de ifade edildiği gibi lüle komponenti toplam sıcaklık sınırı ile sınırlandırılır:

$$T_{t_7} = T_{n_{limit}} \quad (2.18)$$

Girişte olduğu gibi, lüle duvarı ile atmosfer arasında ısı akışı ve şok oluşumu nedeniyle ısı kayıpları vardır, bu nedenle toplam sıcaklık kayıplarının gerçekleşmesi beklenir, ancak ideal motor varsayımına göre toplam sıcaklık kaybı olmadığı için Denklem (2.19)'da gösterildiği gibi ifade edilir:

$$T_{t_9} = T_{t_7} \quad (2.19)$$

Hava alığında olduğu gibi, hava akışı ile lüle katı tabakası arasında sürtünme ve havanın viskozitesi nedeniyle ve lüle süpersonik ve hipersonik akış sebebiyle şok oluşumu nedeniyle lüle akışı basınç kayıpları meydana gelir ancak bu çalışmada, basınç kaybı olmayan ideal bir motor, Denklem (2.20)'de ifade edildiği gibi kullanılmıştır:

$$P_{t_9} = P_{t_7} \quad (2.20)$$

Denklem (2.21)'de ifade edildiği gibi, lülede optimum genişlemenin olduğu, böylece lüle çıkış statik basıncının atmosfer basıncına kadar genişleyeceği kabul edilir:

$$P_9 = P_a \quad (2.21)$$

Lüle çıkış akışı Mach sayısı ve statik sıcaklığı, izantropik bağıntılar ile Denklem (2.22) ve (2.23)'de ifade edildiği gibi belirlenir,

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \times \left(\frac{P_{t_9}}{P_9}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (2.22)$$

$$T_9 = \frac{T_{t_9}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M_9^2} \quad (2.23)$$

Lüle çıkış koşullarında ve atmosfer koşullarındaki ses hızı ve ses hızına bağlı olarak lüle çıkışındaki gazın akış hızı ve motor girişindeki hava akış hızı Denklem (2.24), (2.25), (2.26) ve (2.27)'de ifade edildiği gibi hesaplanır,

$$a_9 = \sqrt{\gamma \times R \times T_9} \quad (2.24)$$

$$V_9 = a_9 \times M_9 \quad (2.25)$$

$$a_a = \sqrt{y \times R \times T_a} \quad (2.26)$$

$$V_0 = M_0 \times a_a \quad (2.27)$$

Özgül itki lüle çıkışındaki ve giriş girişindeki akış hızına göre ve lülede optimum genişlemenin uygulandığı kabul edilerek, aşağıdaki gibi belirlenir:

$$sT = V_9 - V_0 \quad (2.28)$$

Yanma odası girişi ve çıkışı arasında artan motor akış enerji seviyesi, yakıtın yanmasından kaynaklandığı için bir enerji dengesi uygulanarak yakıt kütle akış hızı tahmin edilmiştir. Yanma odasında kimyasal reaksiyon ve sıcaklık artışı nedeniyle özgül ısının değişmediği kabul edilmiştir. Yakıt kütle akış hızı, toplam kütle akış hızına göre çok düşük seviyededir ve bu nedenle ihmal edilir. Hava ile karışan tüm yakıtlar, eksik karışım nedeniyle tam olarak yakılamaz, ancak bu çalışmada, püskürtülen tüm yakıtın hava ile mükemmel karıştırılarak yakıldığı varsayılmıştır. Ön yakıcı, art yakıcı ve toplam yakıt kütle debisi şu şekilde belirlenir:

$$\dot{m}_{f_{preburner}} = \frac{\dot{m} \times c_p \times (T_{t_3} - T_{t_2})}{Q_R} \quad (2.29)$$

$$\dot{m}_{f_{afterburner}} = \frac{\dot{m} \times c_p \times (T_{t_7} - T_{t_6})}{Q_R} \quad (2.30)$$

$$\dot{m}_{f_t} = \dot{m}_{f_{afterburner}} + \dot{m}_{f_{preburner}} \quad (2.31)$$

Yakıtın ısı değeri birim yanma sonucu yakıt kütlesi başına açığa çıkan ısı enerjisi miktarıdır. Birim ısı salınımının yakıtın yanmasından kaynaklandığı ve yakıt kütle debisinin yakıcı giriş ve çıkış akış enerji seviyesi ve yakıtın ısı değeri ile belirlenmektedir.

İtke özgül itkiye ve akış kütle debisine bağlıdır. Özgül yakıt tüketimi, toplam yakıt kütle debisine ve itkiye bağlıdır. Bunlar şu şekilde ifade edilir,

$$T = sT \times \dot{m} \quad (2.32)$$

$$sfc = \frac{\dot{m}_{f_t}}{T} \quad (2.33)$$

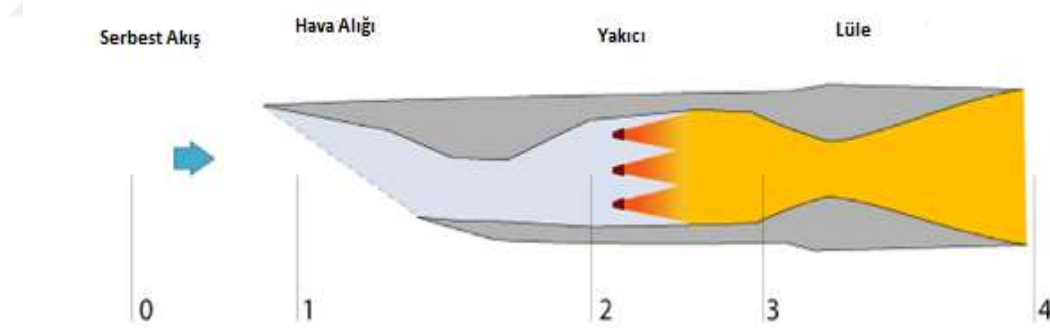
Ters Brayton çevrimli motor performansını belirlemek için kullanılan tasarım parametreleri ve değerleri Tablo 2.6'da verilmektedir.

Tablo 2.6. *Ters Brayton çevrimli motor tasarım parametreleri*

Ters Brayton çevrimli motor tasarım parametreleri	Değer
Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı	2000 K
Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı	2200 K
Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü	400 K
Türbin toplam basınç oranı	0.1

2.4.2. Ramjet motorunun denklemleri

Ramjet motor konseptinin bileşenleri ve motor konseptinin numaralandırılması Şekil 2.4'te ifade edilmiştir.



Şekil 2.4. *Ramjet motor şeması ve numaralandırılması [39]*

Ters Brayton çevrimli motora benzer şekilde, motora hava akışı giriş Mach sayısının, uçuş Mach sayısına eşit olduğu kabulüyle ve motora girişteki toplam sıcaklık ve toplam basınç izantropik bağıntılar uygulanarak aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$P_{t_0}=P_a \times (1 + \frac{y-1}{2} \times M^2)^{\frac{y}{y-1}} \quad (2.34)$$

$$T_{t_0}=T_a \times \left(1 + \frac{y-1}{2} \times M^2 \right) \quad (2.35)$$

Bu çalışmada ters Brayton çevrimli motora benzer şekilde, Denklem (2.36)'da ifade edildiği gibi hava alığında basınç kaybı olmayan ideal motor varsayılmıştır.

$$P_{t_2}=P_{t_0} \quad (2.36)$$

Bu çalışmada ideal motor kabulüne göre hava alığında toplam sıcaklık kaybı yoktur ve aşağıdaki gibi denklemde gösterilir:

$$T_{t_0} = T_{t_2} \quad (2.37)$$

Lüle girişi (yanma odası çıkışı) toplam sıcaklığı, lüle malzeme sıcaklık direnç sınırı ile sınırlanır ve aşağıda ifade edildiği gibi tasarım parametresi olarak verilir,

$$T_{t_3} = T_{\text{lüle sınır}} \quad (2.38)$$

Ters Brayton çevrimli motora benzer şekilde, yanma odasındaki toplam basınç kayıpları ihmal edilir ve yanma odası çıkışındaki toplam basınç aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilir:

$$P_{t_3}=P_{t_2} \quad (2.39)$$

Ters Brayton çevrimli motora benzer şekilde, lüle çıkış koşullarındaki ve ortam koşullarındaki ses hızı ve lüle çıkışındaki gaz akış hızı ve ses hızına bağlı olarak motor girişindeki akış hızı, aşağıdaki denklemlerde ifade edildiği gibi hesaplanır:

$$M_4 = \sqrt{\frac{2}{y-1} \times \left(\frac{P_{t_4}}{P_4}^{\frac{y-1}{y}} - 1 \right)} \quad (2.40)$$

$$T_4 = \frac{T_{t_4}}{1 + \frac{y-1}{2} \times M_4^2} \quad (2.41)$$

$$a_4 = \sqrt{y \times R \times T_4} \quad (2.42)$$

$$V_4 = a_4 \times M_4 \quad (2.43)$$

$$a_a = \sqrt{\gamma \times R \times T_a} \quad (2.44)$$

$$V_0 = M_0 \times a_a \quad (2.45)$$

$$sT = V_4 - V_0 \quad (2.46)$$

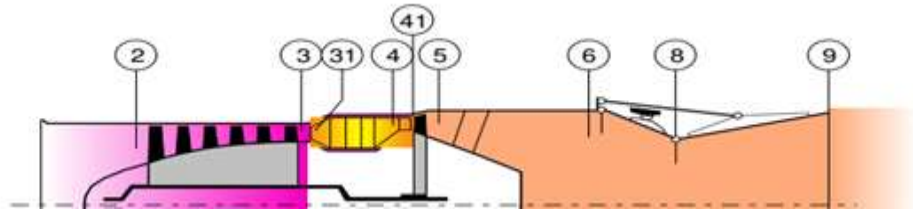
Ters Brayton çevrimli motor itki belirlenmesine benzer şekilde itki özgül itkiye ve hava akış debisine bağlıdır. Özgül yakıt tüketimi, yakıt akış debisine ve itkiye bağlıdır. Bunlar şu şekilde ifade edilir:

$$T = sT \times \dot{m} \quad (2.47)$$

$$sfc = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad (2.48)$$

2.4.3. Turbojet motor denklemleri

Turbojet motor konseptinin bileşenleri ve motor konseptinin numaralandırılması Şekil 2.5'te ifade edilmektedir.



Şekil 2.5. Turbojet motor şeması ve numaralandırılması [40]

Ters Brayton çevrimli motor ve ramjet motora benzer şekilde, giriş akışının Mach sayısının uçuş Mach sayısına eşit olduğu kabul edilir ve izantropik ilişkiler uygulanarak motorun girişindeki toplam sıcaklık ve basınç aşağıda gösterildiği gibi ifade edilir:

$$P_{t_0} = P_a \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.49)$$

$$T_{t_0} = T_a \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M^2 \right) \quad (2.50)$$

Bu çalışmada basınç kaybı olmayan ideal motorun olduğu kabul edilmiştir. Bunlar denklem olarak şu şekilde tanımlanır:

$$P_{t_2} = P_{t_0} \quad (2.51)$$

İdeal motor kabulüne göre girişte toplam sıcaklık kaybı yoktur. Bunlar denklemlerle şu şekilde gösterilir:

$$T_{t_0} = T_{t_2} \quad (2.52)$$

Kompresör giriş ve çıkışındaki toplam basınçların oranı, π_c , tasarım parametresi olarak verilmiştir. Kompresör çıkışındaki toplam basınç şu şekilde belirlenir:

$$P_{t_3} = P_{t_2} \times \pi_c \quad (2.53)$$

Kompresör giriş ve çıkışındaki toplam sıcaklığın oranı, izantropik ilişkiler uygulanarak belirlenir ve kompresör basınç oranına bağlıdır. Kompresör çıkışındaki toplam sıcaklık şu şekilde ifade edilir:

$$T_{t_3} = T_{t_2} \times \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.54)$$

Türbin giriş (yanma odası çıkışı) toplam sıcaklığı, türbin malzemesi sıcaklık direnç sınırı ile sınırlıdır ve aşağıda ifade edildiği gibi tasarım parametresi olarak verilir:

$$T_{t_4} = T_{t_{\text{turbine limit}}} \quad (2.55)$$

Ters Brayton çevrimli motor ve ramjet motora benzer şekilde, aşağıdaki denklemde ifade edildiği gibi, yanma odasındaki toplam basınç kayıplarının ihmal edildiği ve yanma odası çıkışındaki toplam basıncın kompresör çıkışındaki toplam basınca eşit olduğu varsayılır.

$$P_{t_4} = P_{t_3} \quad (2.56)$$

Yakıt debisi yanma odası giriş akışı ile yanma odası çıkış akışı arasında bir enerji dengesi uygulanarak belirlenir. Yanma odası boyunca özgül ısının sabit olduğu ve enerji dengesinde yakıt kütle akış debisinin ihmal edilmiştir. Yanma odası giriş akışı ile yanma odası çıkış akışı arasındaki enerji dengesine dayalı olarak ve yakıt debisi varsayımlar altında şu şekilde ifade edilir:

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m} \times c_p \times (T_{t_4} - T_{t_3})}{Q_R} \quad (2.57)$$

Kompresör türbin tarafından çalıştırılır ve türbin ile kompresörün enerji dengesi şu şekilde ifade edilir:

$$\dot{m} \times c_p \times (T_{t_3} - T_{t_2}) = \dot{m} \times c_p \times (T_{t_4} - T_{t_5}) \quad (2.58)$$

Yakıt debisi ihmal edilir ve akış özgül ısısının sabit olduğu kabul edilerek türbin çıkış sıcaklığı aşağıdaki gibi bulunur:

$$T_{t_5} = T_{t_4} - (T_{t_3} - T_{t_2}) \quad (2.59)$$

Türbin toplam sıcaklık oranı, türbin giriş toplam sıcaklığına ve türbin çıkış toplam sıcaklığına bağlı olarak şu şekilde belirlenir:

$$\tau_t = \frac{T_{t_5}}{T_{t_4}} \quad (2.60)$$

Türbin toplam basınç oranı ve türbin çıkış toplam basıncı, türbinin toplam sıcaklık oranına bağlı olarak izantropik ilişkiler uygulanarak aşağıdaki gibi belirlenir:

$$\pi_t = \tau_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.61)$$

$$P_{t_5} = P_{t_4} \times \pi_t \quad (2.62)$$

Lüle adyabatik kabul edilir ve aşağıdaki denklemde gösterildiği gibi basınç kayıpları ihmal edilir:

$$T_{t_9} = T_{t_5} \quad (2.63)$$

$$P_{t_9} = P_{t_5} \quad (2.64)$$

Lüle çıkış koşullarındaki ve ortam koşullarındaki ses hızı ve ses hızına bağlı olarak lüle çıkışındaki gazın akış hızı ve motor girişindeki akış hızı, aşağıdaki denklemlerde ifade edildiği gibi hesaplanır:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \times \left(\frac{P_{t_9}}{P_9}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (2.65)$$

$$T_9 = \frac{T_{t_9}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M_9^2} \quad (2.66)$$

$$a_9 = \sqrt{\gamma \times R \times T_9} \quad (2.67)$$

$$V_9 = a_9 \times M_9 \quad (2.68)$$

$$a_a = \sqrt{\gamma \times R \times T_a} \quad (2.69)$$

$$V_0 = M_0 \times a_a \quad (2.70)$$

$$sT = V_9 - V_0 \quad (2.71)$$

İtke özgül itke ve hava debisine bağlıdır. Özgül yakıt tüketimi, toplam yakıt debisine ve itkiye bağlıdır. Bunlar şu şekilde ifade edilebilir:

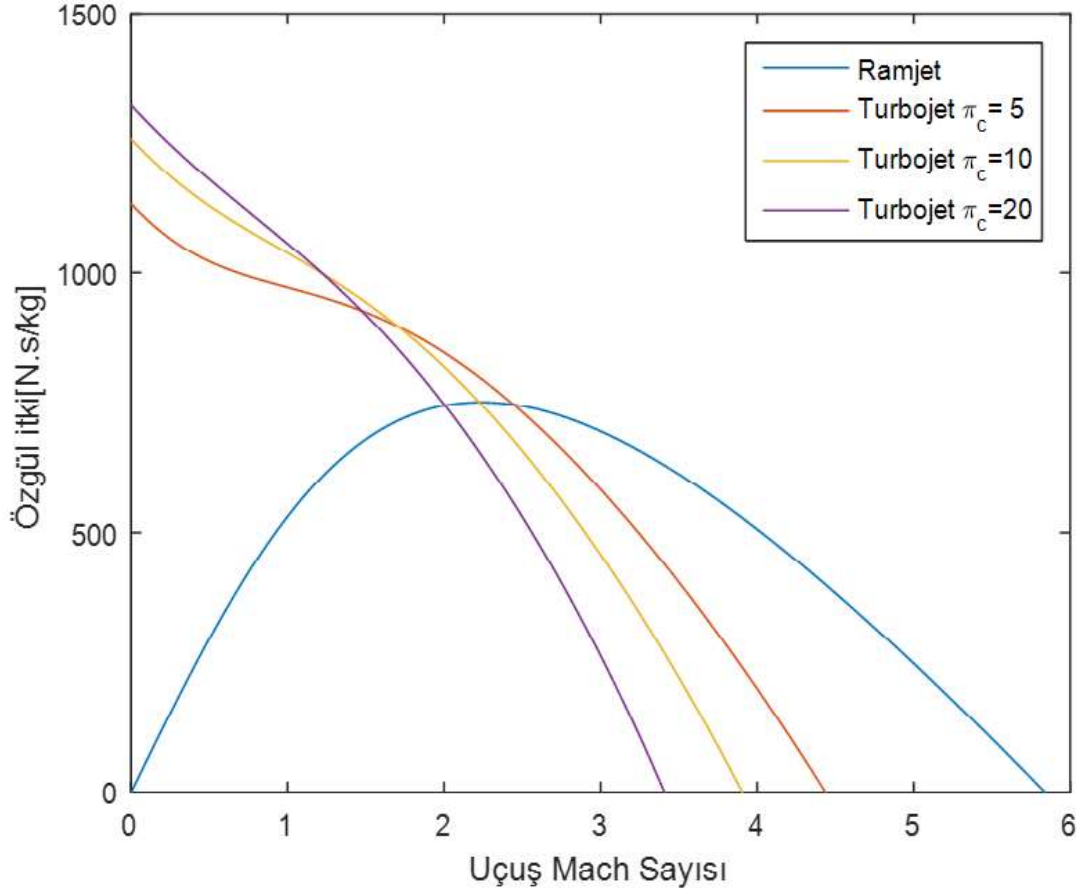
$$T = sT \times \dot{m} \quad (2.72)$$

$$sfc = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad (2.73)$$

2.5. Tezde Önerilen Yeni Bir Motor Konseptinin Gerekliliği

Motorun belirli bir uçuş Mach sayısında olması beklenen tasarım hedeflerinden birisi de itke üretmesidir ancak Şekil 2.6'da gözlemlendiği gibi belirli bir uçuş Mach sayısının üzerinde motor itke üretemez, çünkü yanma odası çıkışındaki gaz akış sıcaklığı malzeme sıcaklık direnç sınırına yaklaşır. Hava solunmalı itke sistemi yanma odasında meydana gelen yanma işleminden itke üretmek için enerji kullanır, ancak uçuş Mach sayısındaki artışla yanma odası girişindeki havanın sıcaklığı artar ve yanma odası çıkışında gaz sıcaklığı sınırına yaklaşır, yani malzeme sıcaklık direnci sınırı ile sınırlanır. Yanma ünitesinin giriş ve çıkışındaki sıcaklık farkı azaldıkça yanma enerjisi salınımı azalır. Dolayısıyla uçuş Mach sayısı arttıkça itke üretimi azalır ve bu olay hava aracının belirli bir uçuş Mach sayısı değerini aşamamasına neden olur.

Şekil 2.6'da görüldüğü gibi, turbojet motorlar hipersonik uçuş sırasında itke üretemez ve bir ramjet motor da hipersonik sürüklemeyi yenmek için yeterli itke üretemez. Ek olarak, ramjet, düşük uçuş Mach sayılarında yeterli itke üretemez.



Şekil 2.6. Bir ramjet motoru ile turbojet motorları arasında uçuş Mach sayısına bağlı özgül itki değişimi

Yüksek uçuş Mach sayılarına ulaşmak için kompresör bileşeni olmayan (ve dolayısıyla türbin bileşeni olmayan) motor konsepti uygulanabilir. Bu tip motor konsepti, ramjet motor konsepti olarak tanımlanır. Ancak ramjet motor konseptinde belirli bir uçuş Mach sayısı aşıldığında itki üretimi azalmaya başlamakta, dolayısıyla uçuş Mach sayısı artışı ile artan hava araçlarının sürüklemesini yenmek için üretilen itki yetersiz kalmaktadır. Yani, itki üretimi azalırken, itki gereksinimi hipersonik hızlarda artar ve ramjet konsepti ile uçağın hipersonik hızlara ulaşmasını zorlaştırır. Yanma odası çıkış sıcaklığının artırılması, ramjet motor konsepti ile hipersonik hızlara ulaşmanın bir yolu olarak düşünülebilir. Ancak yanma odası çıkış toplam sıcaklığındaki artış, malzeme sıcaklığı direnç sınırı ile sınırlıdır.

Malzeme sıcaklık direnci ile itkinin üretilmediği uçuş Mach sayısı sınırı arasındaki ilişki, malzeme direnç sıcaklığındaki artışla hipersonik hızlara ulaşıp ulaşılamayacağı

konusunda fikir vermektedir. Malzeme sıcaklığı direnç sınırı ile itkinin üretilmediği uçuş Mach sayısı sınırı arasındaki ilişki, temel bir yaklaşım kullanılarak belirlenebilir. Ramjet motorun itki üretimi için kullandığı enerji kaynağının yanma enerjisi olduğu düşünüldüğünde, yanma enerjisi salınımı ile uçuş Mach sayısı arasındaki ilişki bu konudaki yaklaşımımızın temelini oluşturmaktadır. Uçuş Mach sayısı arttıkça yanma odasına giren hava akışının toplam sıcaklığı artar ve yanma odası giriş toplam sıcaklığı malzeme toplam sıcaklık sınırı ile sınırlanan yanma odası çıkış toplam sıcaklığına yaklaşır. Yanma odasında açığa çıkan yanma enerjisi, yanma odası giriş toplam sıcaklığını yanma odası çıkış toplam sıcaklığına yükseltmektedir. Bu nedenle, yanma odası giriş akışının toplam sıcaklığı, uçuş Mach sayısının artmasıyla yanma odası çıkış akışı toplam sıcaklık sınırına ulaştığında yanma enerjisi serbest bırakılamaz, dolayısıyla itki üretilmez. Dolayısıyla, malzeme sıcaklık dayanım sınırı ile itkinin üretilmediği uçuş Mach sayısı arasındaki ilişki Denklem (2.74)'te ifade edilir.

$$M_{uçuşsınır} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \times \left(\frac{T_{t\text{yanma odası çıkış sınırı}}}{T_a} - 1 \right)} \quad (2.74)$$

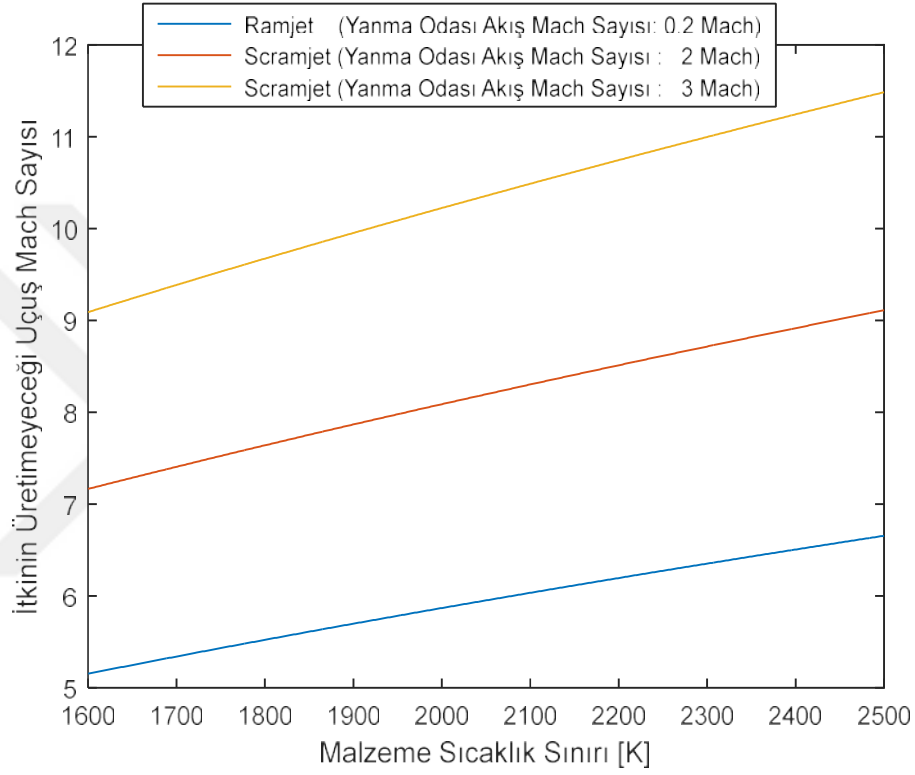
Scramjet konsepti, süpersonik hızlarda yanma odasına giren hava akışının enjekte edilen yakıtla yakıldığı ramjet konseptinin özel bir alt konseptidir. Scramjet konseptinde, süpersonik hızlarda motordaki hava akış hızı, motor malzemesinin maruz kaldığı hava akışı statik sıcaklığını azaltır. Fiziksel sıcaklık olan hava akışının statik sıcaklığı, motor malzeme sıcaklığı sınırı için önemli olduğundan, Scramjet konsepti ile aynı malzeme sıcaklık direncine sahip bir motor, daha yüksek toplam sıcaklıkta hava akışına izin verebilir ve böylece daha yüksek uçuş Mach sayılarına ulaşılabilir. Buna göre, scramjet konsepti için itki üretilmeyen uçuş Mach sayısı Denklem (2.75), (2.76) ve (2.77) 'de ifade edilmektedir.

$$T_{t\text{akış sınırı}} = T_{\text{malzeme sınırı}} \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M_y^2 \right) \quad (2.75)$$

$$T_{t\text{yanma odası çıkış sınırı}} = T_{t\text{akış sınırı}} \quad (2.76)$$

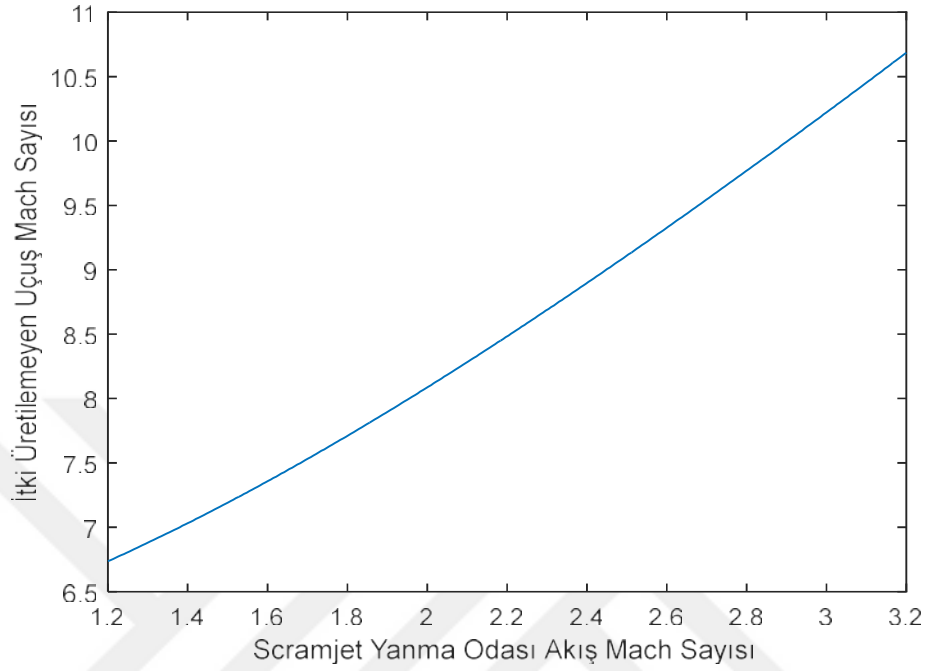
$$M_{uçuşsınır} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \times \left(\frac{T_{t\text{yanma odası çıkış sınırı}}}{T_a} - 1 \right)} \quad (2.77)$$

Şekil 2.7'de görüldüğü gibi itkinin üretilmeyeceği uçuş Mach sayısı sınırı incelendiğinde hipersonik hızlara ulaşmak için scramjet motoru, ramjet motorundan çok daha uygun bir konsepttir.



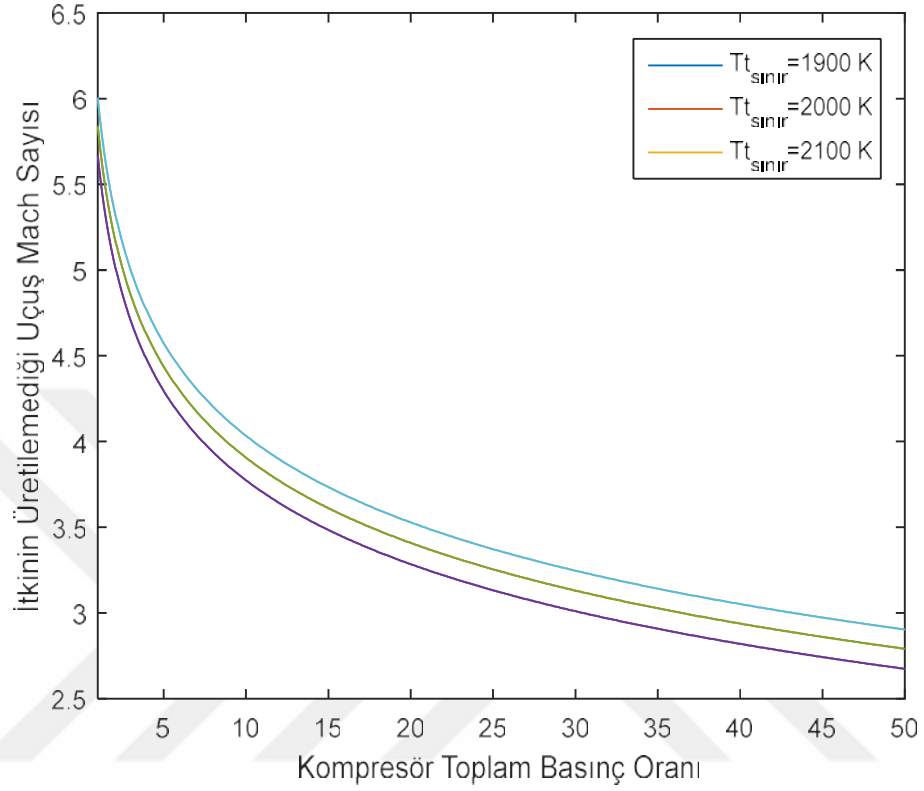
Şekil 2.7. İtkinin üretilmeyeceği uçuş Mach sayısının malzeme sıcaklık sınırı ile farklı motor tiplerinde değişimi

Şekil 2.8'de görüldüğü gibi, artan scramjet yanma odası akışı Mach sayısı, itkinin üretilmeyeceği uçuş Mach sayısı sınırını artırır, ancak scramjet yanma odası akışı Mach sayısı arttıkça motor tasarımı daha zor hale gelir.



Şekil 2.8. İtici üretilmeyen uçuş Mach sayısı sınırının scramjet yanma odası akış Mach sayısı ile değişimi

Scramjet, yanma odasına süpersonik bir hızla giren hava akımı nedeniyle milisaniyeler mertebesinde ifade edilen bir süre boyunca hava akışının yanma odasında kaldığı özel bir ramjet konsepti olarak tanımlanmaktadır [41-42]. Bu nedenle yakıtın milisaniyeler içinde yanma odasına püskürtülmesi, karıştırılması, ateşlenmesi ve yakılması gerekir ve bu tasarım için büyük bir meydan okumadır. Bu meydan okumaya yanıt verebilmek için günümüze kadar yeterli bir çözüm geliştirilmemiştir ve bu konseptin, karşı karşıya kalması beklenen büyük meydan okuma nedeniyle yakın vadede uygulanabilir bir jet motor konsepti olarak gerçekleştirilemeyeceği tahmin edilmektedir [28,42-44]. Bu durum, hipersonik uçuş gerçekleştirmek için uygun bir seçenek olarak yeni jet motoru konseptlerinin araştırılması için bir neden oluşturmaktadır. Bu nedenle 6. Nesil savaş uçakları ve yeni nesil bombardıman uçağı konsepti için hipersonik Mach sayılarında uçuş gerçekleştirebilecek yeni motor konseptlerinin araştırılmasına odaklanılmalıdır.



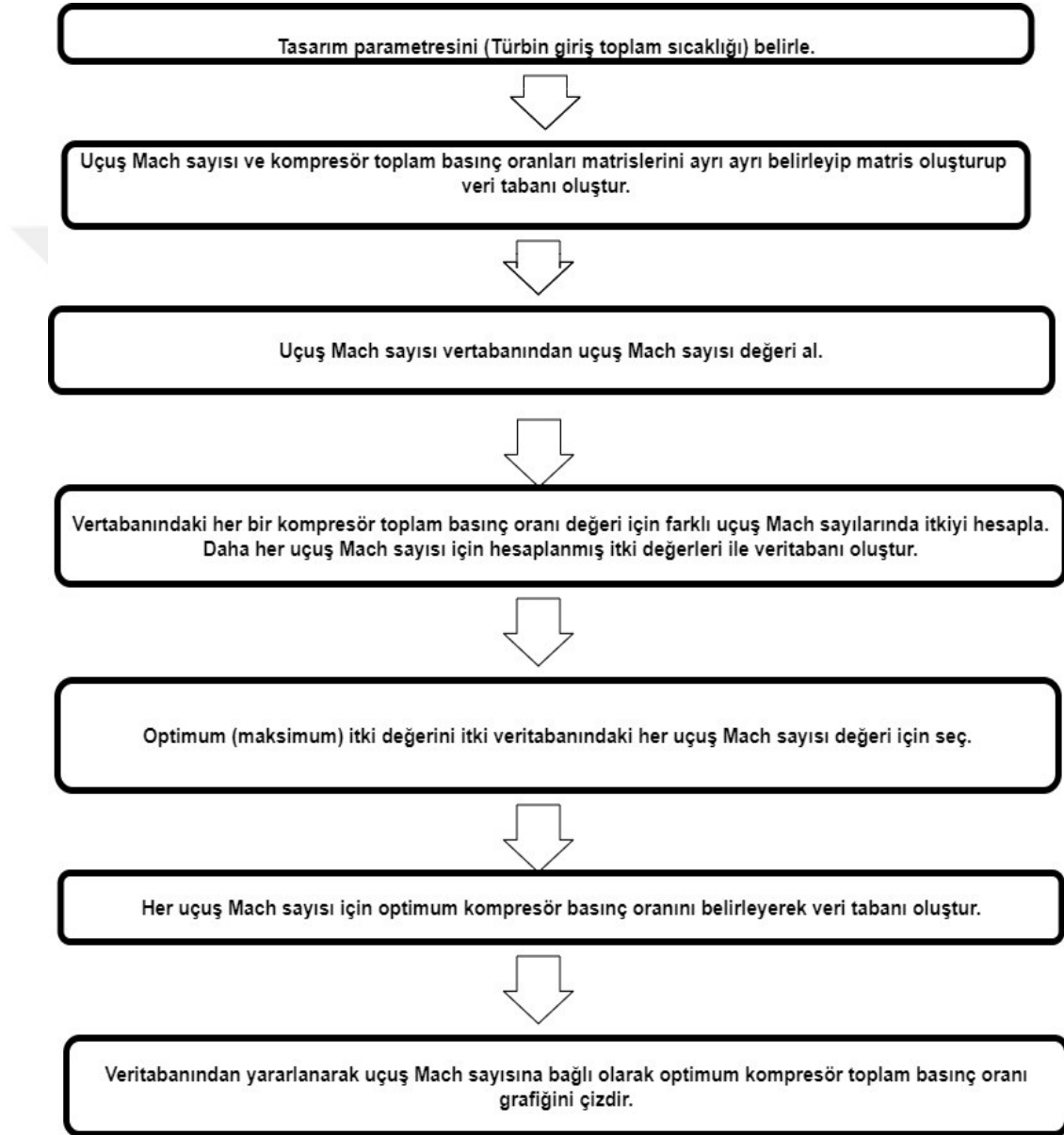
Şekil 2.9. *İtkinin üretilmediği uçuş Mach sayısının kompresör toplam basınç oranı ile farklı malzeme sıcaklık sınırlarında değişimi*

Şekil 2.9'da hem kompresör toplam basınç oranı hem de malzeme toplam sıcaklık sınırının itki üretilmeyen uçuş Mach sayısı sınırını etkilediği gözlemlenmektedir. Daha spesifik olarak, kompresör toplam basınç oranının, malzemenin toplam sıcaklık dayanım sınırından daha fazla itki üretilmeyen uçuş Mach sayısı sınırını etkilediği görülmektedir. Bu durum, uçağın hipersonik uçuşu gerçekleştirebilmesi için ihtiyaç duyduğu yeni bir motor konseptinin geliştirebilmesi için turbomakine tasarımına odaklanması gerektiğini göstermektedir.

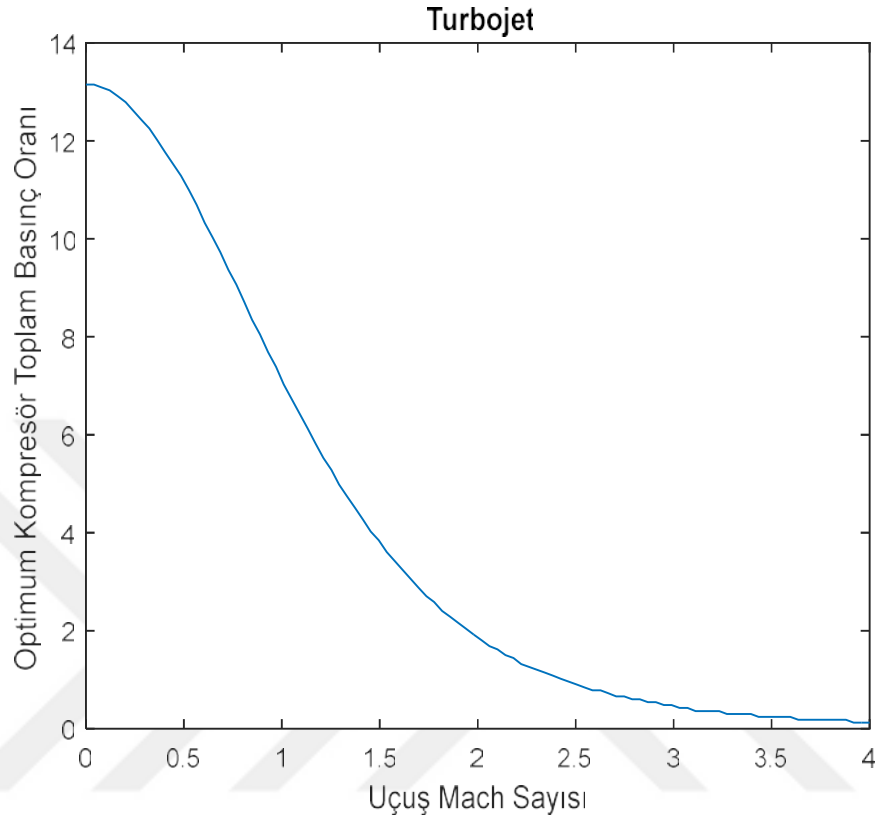
2.5.1. Hipersonik uçuş için turbomakine tasarımı

Maksimum itki için optimum kompresör toplam basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi Şekil 2.11'de gösterilmiştir. Şekil 2.11'de gösterilen grafiği çizmek için kullanılan algoritma Şekil 2.10'da açıklanmıştır. Optimum toplam basınç oranı uçuş Mach sayısı

arttıkça azalır ve Şekil 2.11'de gösterildiği gibi 2.42 uçuş Mach sayısından sonra optimum kompresör basınç oranı 1'in altına düşer. Kompresör basınç oranının 1'in altına düşmesi tasarımı ters çevrimli turbomakineye yöneltir. [45]



Şekil 2.10. Optimum basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimini gösteren grafiğin çizilmesinde kullanılan algoritma

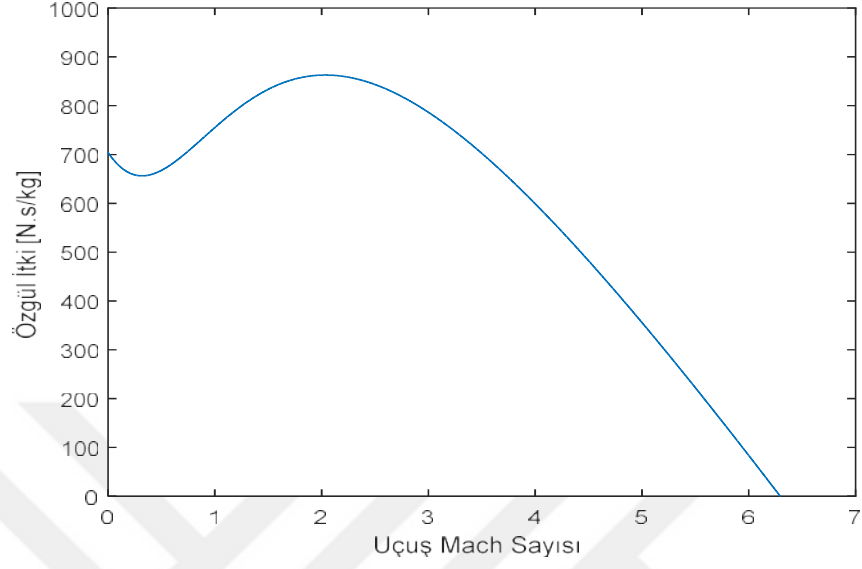


Şekil 2.11. *Optimum kompresör basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi*

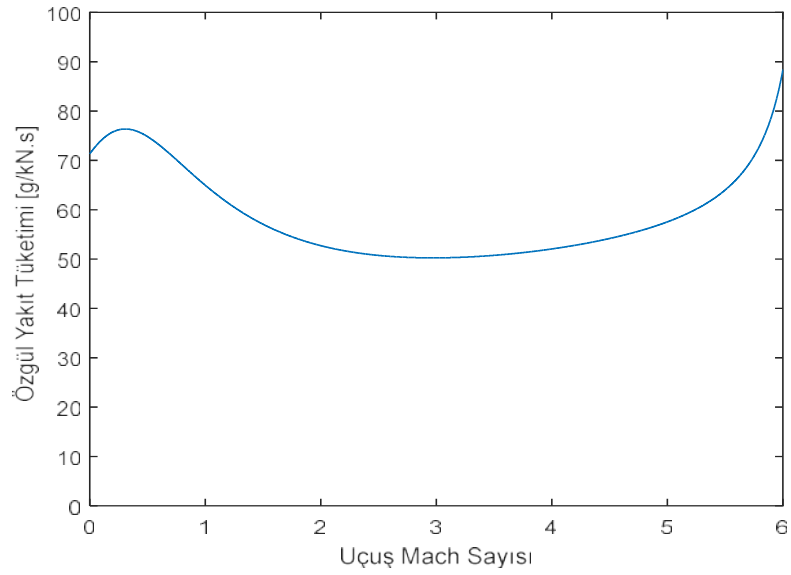
Ters turbo makine konseptini kullanan jet motoru konsepti, ters Brayton çevrimli motor konsepti olarak tanımlanmaktadır [46,47]. Bu nedenle, hipersonik uçuş Mach sayılarında uçuşu gerçekleştirebilmek için ters Brayton çevrimli jet motoru konsepti kullanılmalıdır.

2.6. Ters Brayton Çevrimli Motorun Performans Analizi

Uçuş Mach sayısına bağlı olarak ters Brayton çevrimli motorun özgül itkisindeki değişim Şekil 2.12'de gösterilmektedir. Şekil 2.12'de de görüldüğü gibi, motor konseptinin kalkıştan hipersonik uçuşa kadar geniş bir uçuş Mach sayısı aralığında itki üretmeyi sürdürdüğü sonucuna varılmıştır. Ancak, bir diğer yüksek öncelikli tasarım hedefi olan süperseyirde özgül yakıt tüketimi de incelenmelidir.

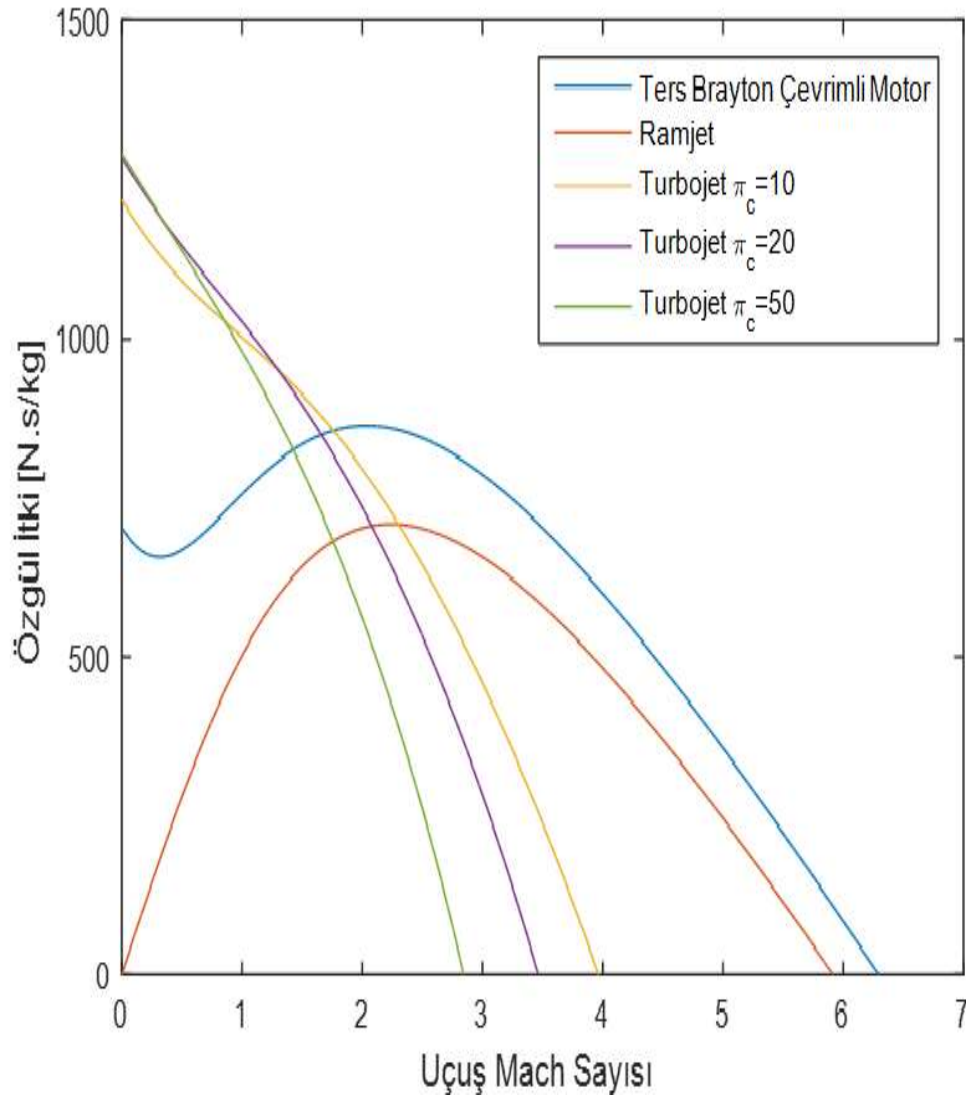


Şekil 2.12. *Uçuş Mach sayısına bağlı olarak ters Brayton çevrimli motorda özgül itki değişimi*

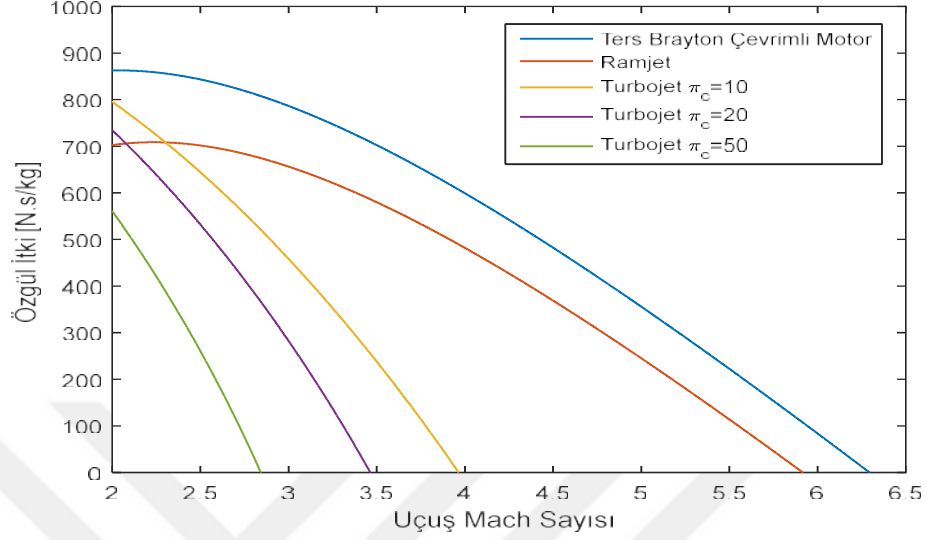


Şekil 2.13. *Uçuş Mach sayısına bağlı olarak ters Brayton çevrimli motorda özgül yakıt tüketimi değişimi*

Özgöl yakıt tüketiminin Şekil 2.13'te gösterilen uçuş Mach sayısına bağlı değişimi incelenmiş ve minimum özgöl yakıt tüketiminin 3 uçuş Mach sayısı civarında gerçekleştiği ve bu yeni konseptin diğer jet konseptlerine (turbomakineye sahip jet motor konseptlerine) göre süpersonik uçuşta çok daha yüksek özgöl yakıt tüketimi gerçekleştirdiği gözlenmiştir. Böylelikle, Ters Brayton çevrimli motor konseptinin süperseyir için uygun bir konsept olmadığını göstermektedir.



Şekil 2.14. Ters Brayton çevrimli motor ile diğer motor türlerinin uçuş Mach sayısı ile özgöl itkinin değişimi

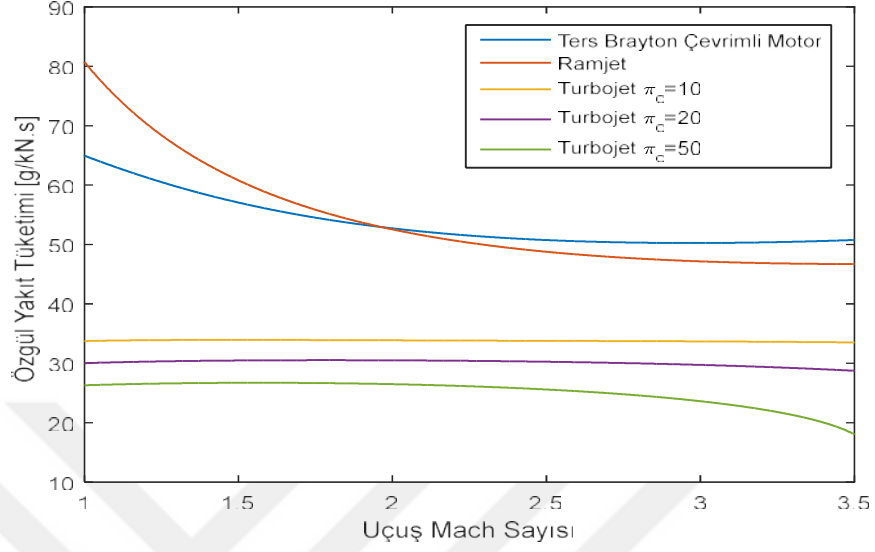


Şekil 2.15. Ters Brayton çevrimli motor ile diğer motor türlerinin uçuş Mach sayısı ile özgül itkinin değişimi

Lüle çıkış akış hızının artmasıyla özgül itki artar. Lüle çıkış akış hızı, lüle çıkış akışındaki Mach sayısına ve lüle çıkış koşullarındaki ses hızına bağlıdır. Şekil 2.14 ve 2.15'te görüldüğü gibi, uçuş Mach sayısı arttıkça, ram sıkıştırması artar ve böylece lüle çıkışı Mach sayısı artar ve bu da itkiyi arttırır. Öte yandan, lüle çıkış Mach sayısındaki artıştan kaynaklanan izantropik bağıntılar uygulanarak statik sıcaklık düşüşü nedeniyle lüle çıkış ses hızı azalır ve bu da itkiyi azaltır. Bu iki ters eğilime bağlı olarak, uçuş Mach sayısına bağlı itki grafiğinin, tasarım parametrelerine bağlı olarak belirli bir noktada zirve yaptığı gözlemlenmiştir.

Grafiklerde görüldüğü gibi, Şekil 2.14 ve 2.15'te, ters Brayton çevrimli motor konsepti, yüksek uçuş Mach sayılarında diğer jet motoru türlerine göre daha yüksek özgül itki değerine sahiptir. Ancak, bu konseptin performansını daha iyi anlamak için özgül yakıt tüketimi karşılaştırması gerekmektedir.

Ters Brayton çevrimli motor konseptinin özgül yakıt tüketiminin diğer motor konseptleri ile karşılaştırılması Şekil 2.16'da gösterilmektedir. Bu grafik ters Brayton çevrimli motor konseptinin süperseyir yapmak için uygun olmadığını göstermektedir.



Şekil 2.16. Ters Brayton çevrimli motor ile diğer motor türlerinin uçuş Mach sayısı ile özgül yakıt tüketimlerinin değişimi

Yukarıdaki grafiklere göre, ters Brayton çevrimli motor konseptinin hipersonik uçuş gerçekleştirmek için yeterli olduğunu, ancak süperseyir için uygun olmadığını görülmektedir.

Yeni nesil askeri uçak konseptleri için ters Brayton çevrimli motor konseptinin yeterliliği hakkında daha iyi fikir edinmek için konseptin fizibilitesi bu çalışmada yapılmıştır.

2.7. Ters Brayton Çevrimli Motorunun Fizibilitesi

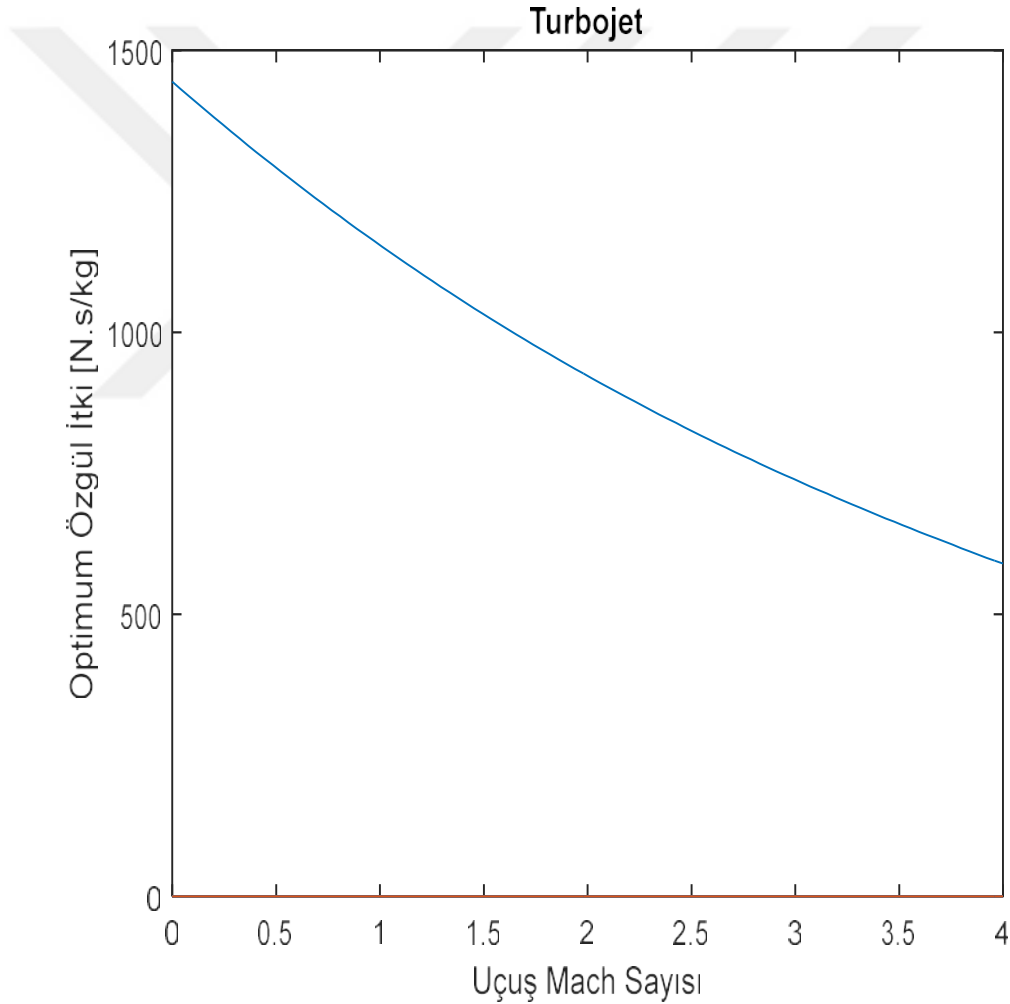
Ters Brayton çevrimli motor konseptinin, soğutma bölümünde soğutma uygulaması yapılmadan kalkışta itki üretememesi ve süperseyirde daha kötü özgül yakıt tüketimi performansı göstermesi, bu konseptin uygulanabilirliğini sağlayacak yöntemlerin aranmasını zorunlu kılmaktadır.

Bu çalışmada, ters Brayton çevrimli motor konseptinin uygulanabilirliğini sağlamak için kullanılması beklenen iki yöntem kavramsal olarak incelenmektedir.

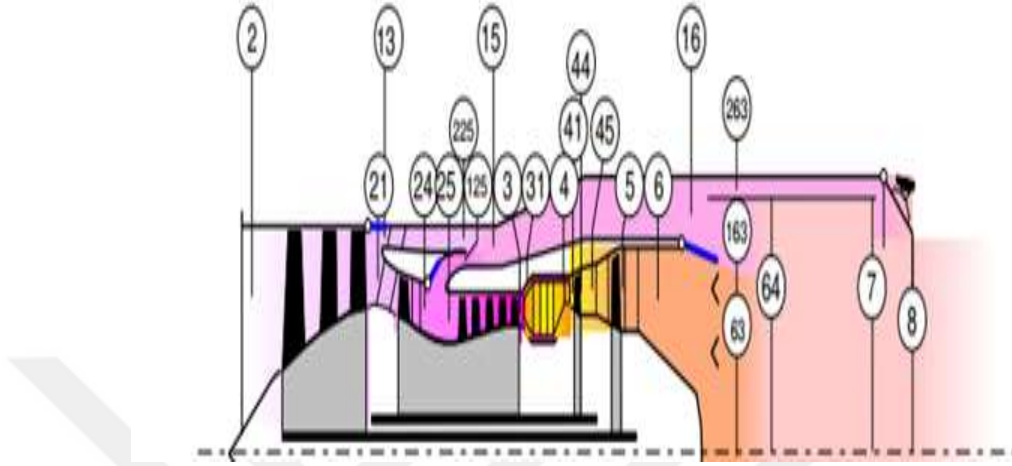
2.7.1. Yöntem 1: Ters Brayton çevrimli motor konseptinin değişken çevrimli motor konseptine entegre etme

Şekil 2.17'de görüldüğü gibi kompresör toplam basınç oranının uçuş Mach sayısı ile uyumlu olması durumunda, sabit toplam kompresör basıncını seçimi durumuna göre itkinin uçuş Mach sayısından çok daha az olumsuz etkilenmektedir. Bu nedenle farklı uçuş Mach

sayılarına uyumlu turbomakine kullanımının matematiksel açıdan avantajlı olduğu görülse de bu mevcut teknoloji düzeyinde uygulanabilir bir çözüm değildir. Ancak yeni bir konsept olarak ortaya çıkan ve Şekil 2.18’de şema örneği gösterilen değişken çevrimli motor ile farklı uçuş Mach sayılarına uyum sağlayabilecek bir konsept üzerine çalışmalar yoğunlaşmaktadır [48,49]. Bu tez çalışmasında motor içindeki hava akışını kanalize ederek uçuş Mach sayısına [50] uyum sağlayacak şekilde 2 turbomakine tasarımı kullanılması öngörülmektedir.



Şekil 2.17. Turbojet motorun her uçuş Mach sayısında optimum kompresör basınç oranının uyarlanması ile optimum özgül itki değerinin uçuş Mach sayısı ile değişimi



Şekil 2.18. *Değişken çevrim motor şeması örneği [49]*

Turbofan modu ve ters Brayton çevrim modu olmak üzere iki modu olan bir değişken çevrimli motor, ters Brayton çevrimli motor konseptini gerçekleştirmek için kullanılabilir.

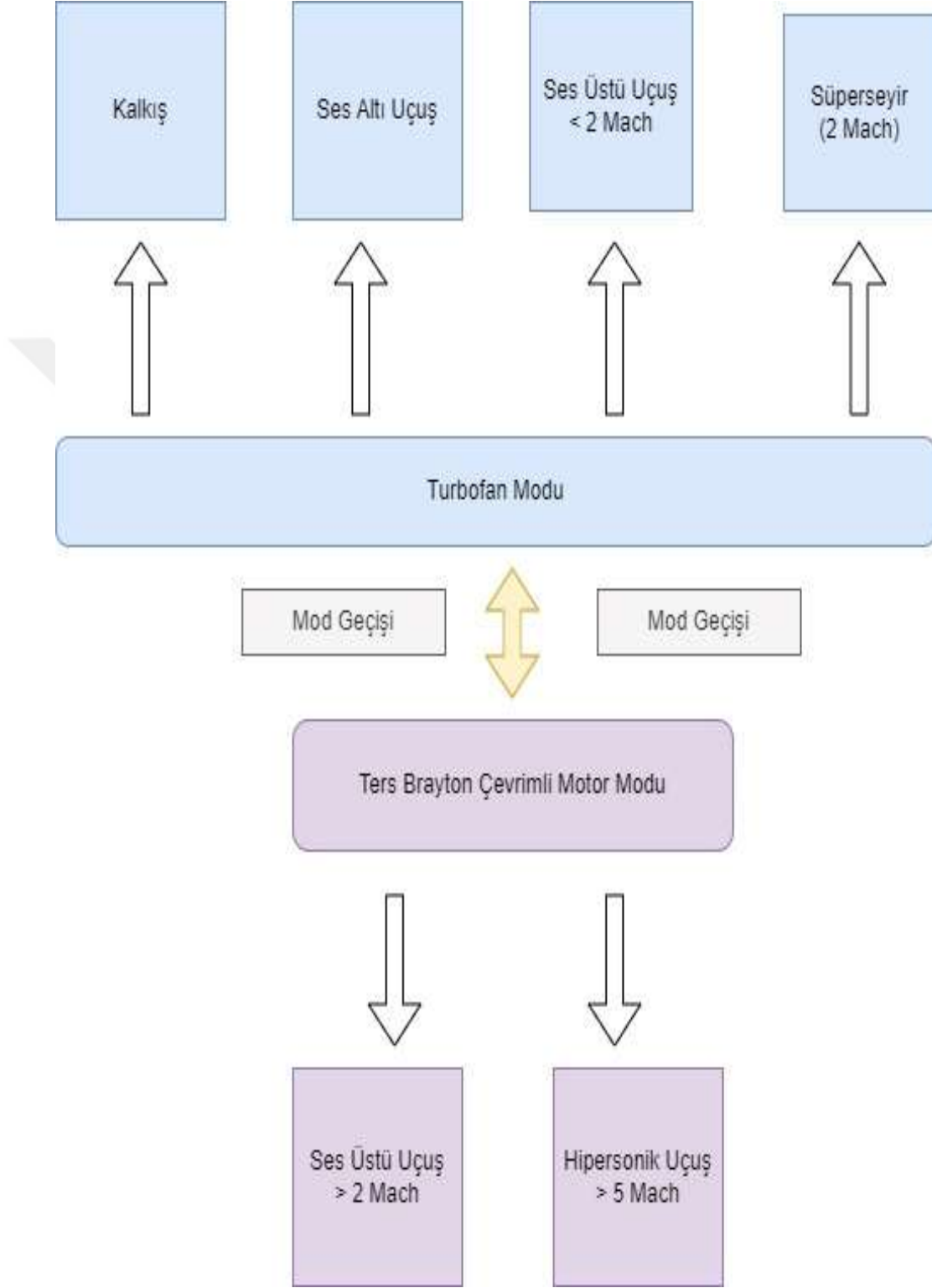
Turbofan motor modunun kalkışta, ses altı uçuşta, 2 Mach uçuş hızına kadar ses üstü hızda ve süperseyirde çalıştırılması ve Şekil 2.19'da ifade edildiği gibi ters Brayton çevrim modunun 2 Mach üzerindeki ses üstü uçuştan hipersonik uçuşa kadar çalıştırılması bu tez çalışmasında planlanmaktadır.

Değişken çevrimli motor konseptinde farklı uçuş koşullarında jet motor modu seçimi Tablo 2.7'de açıklanmaktadır.

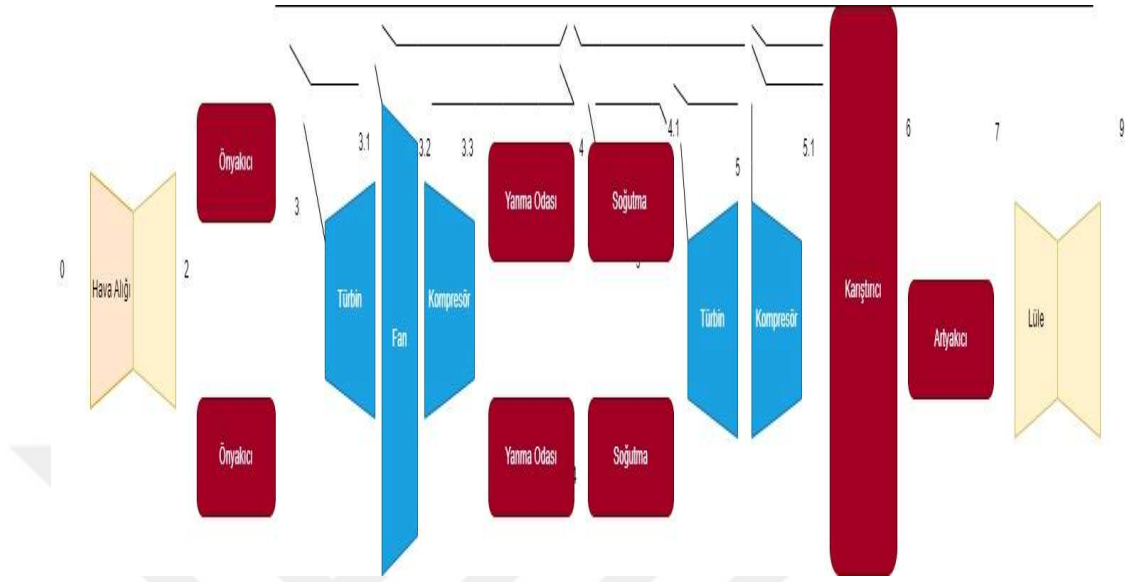
Şekil 2.20'de ters Brayton çevrimli motor-turbofan motor değişken çevrimli motor şeması görülmektedir. Şekil 2.20'deki kapakçıklar açılıp kapatılarak ters Brayton çevrimli motor modu ile turbofan motor modu arasında geçişler meydana getirilmektedir.

Tablo 2.7. *Değişken çevrimli motor konseptinde farklı uçuş koşullarında jet motor modu seçimi*

Uçuş Modu	Jet Motor Modu
Kalkış	Kalkış koşullarında turbofan motorun ve ters Brayton çevrimli motorun itki ürettiği görüldüğü halde düşük basınçlarda türbini çalıştırmak tehlikeli olabileceği düşünüldüğü için turbofan motor kalkışta kullanılmaktadır.
Ses Altı Uçuş	Ses altı uçuş koşullarında turbofan motorun ve ters Brayton çevrimli motorun itki ürettiği görüldüğü halde düşük basınçlarda türbini çalıştırmak tehlikeli olabileceği düşünüldüğü için turbofan motor ses altı uçuş koşullarında kullanılmaktadır.
Ses Üstü Uçuş (< 2 Mach)	Ses üstü uçuş koşullarında turbofan motorun ve ters Brayton çevrimli motorun itki ürettiği görüldüğü halde turbofan motorun bu koşullarda daha verimli çalışması sebebiyle 2 Mach uçuş hızına kadar turbofan motor kullanılmaktadır.
Süperseyir (2 Mach)	Süperseyir koşullarında her iki motor tipinin itki üretebileceği bilindiği halde 2 Mach hızdaki süperseyir koşullarında daha düşük yakıt tüketimine sahip turbofan motor kullanılmaktadır.
Ses Üstü Uçuş (>2 Mach)	2 Mach hızdan yüksek hızlarda yüksek Mach sayılarında verimli çalışan ve turbofanın itki üretemediği yüksek Mach sayılarında itki üretebilen ters Brayton çevrimli motor kullanılmaktadır.
Hipersonik Uçuş (>5 Mach)	Hipersonik uçuş koşullarında uygulanabilirlik ve verim göz önünde bulundurulduğunda en uygun jet motor konsepti olan ters Brayton çevrimli motor kullanılmaktadır.



Şekil 2.19. Değişken çevrimli motor uçuş modları açıklaması



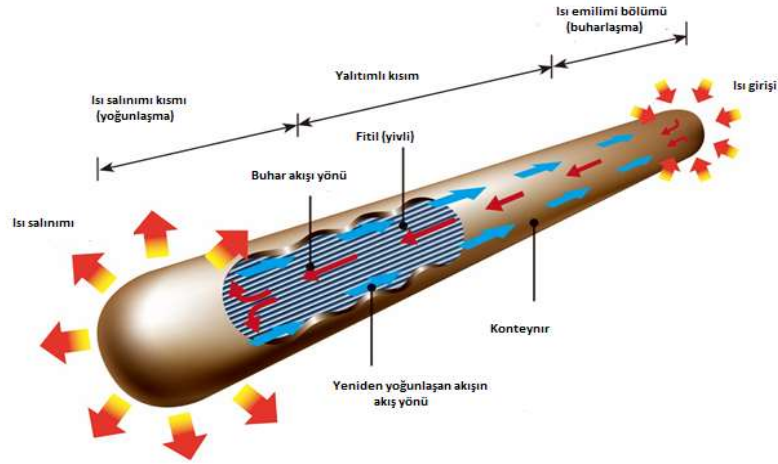
Şekil 2.20. Ters Brayton çevrimli motor-turbofan motor değişken çevrimli motor şeması

2.7.2. Yöntem 2: Soğutma bölümünde gaz akışının kısa süreli soğutulması

Soğutma sistemi, hava aracının 2 Mach uçuş hızından hipersonik uçuşa ulaşana kadar ve hipersonik uçuş sırasında çalışacak şekilde planlanmaktadır. Bu durumda, soğutma sistemi uçuş süresinin belirli bir kısmında kullanılır, bu nedenle soğutma bölümünde kullanılan kapalı çevrim soğutma sistemi uygulanabilir bir çözüm olmaktadır.

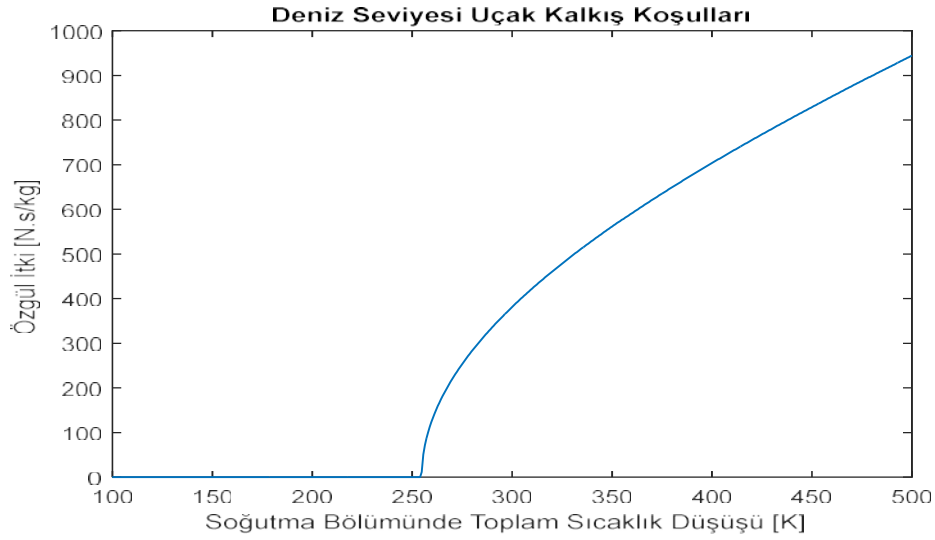
Gaz akışının toplam sıcaklığını düşürmede en önemli faktör soğutma teknolojisinin gelişmesidir. 1980'li yıllardan beri kullanılan film soğutma teknolojisinin (Nispeten soğuk kompresör havasının alındığı soğutma kanallarında aynı akışkanın dolaşmadığı uygulamadır. Kompresör havasının türbin havası ile karıştırıldıktan ve lüleden boşaltılarak soğutma işlevi yerine getirilir) yerine kapalı çevrim soğutma, farklı bir uygulama olarak öne çıkmaktadır [51].

2025 yılında kullanılması beklenen Şekil 2.21'de gösterilen ısı kuyusu soğutma teknolojisi ile soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşünün daha yüksek değerlere ulaşması beklenmektedir [51].



Şekil 2.21. *Isı kuyusu soğutma teknolojisi [51]*

Şekil 2.22'de görüldüğü gibi, soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşü belirli bir değerin üzerine çıktıktan sonra kalkışta itki üretilebilir ve bu değere ulaşıldıktan sonra soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşü arttıkça itki artmaktadır.



Şekil 2.22. *Deniz seviyesi kalkış koşullarında ters Brayton çevrimli motor soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile özgül itkinin değişimi*

Ancak hava araçlarında kullanılan kapalı çevrim-soğutma sistemi ağırlığı, maliyeti ve hava aracı boyutlarını arttırdığı için bu yöntem genel uçak tasarımını olumsuz yönde etkilemektedir.

2.8. Ters Brayton Çevrimli Motor Konsepti Uygunluk İncelemesi

Diğer motor konseptleri ile karşılaştırılarak incelenen ters Brayton çevrimli motorun performansı ve bu araştırma ile ilgili sonuçları, farklı uçuş Mach sayısı değerleri için Tablo 2.8 ve 2.9'da verilmiştir.

Tablo 2.8. *Özgül yakıt tüketiminin ters Brayton çevrimli motor ile diğer jet motoru konseptlerinin farklı uçuş Mach sayılarında karşılaştırılması*

Motor tipi	Görelî Özgül Yakıt Tüketimi Farkı						
	Uçuş Mach sayısı						
	1	1.50	2	2.5	3	3.5	4
Ramjet	% 24.3	% 6.6	%-0.3	%-3.9	%-6.1	%-8.0	%-11.0
Turbojet ($\pi_c = 10$)	%-48.0	%-40.5	%-35.7	%-33.4	%-33.0	%-34.0	NA
Turbojet ($\pi_c = 20$)	%-53.8	%-46.6	%-42.1	%-40.4	%-40.8	NA	NA
Turbojet ($\pi_c = 50$)	%-59.5	%-53.2	%-49.8	%-47.6	NA	NA	NA

Table 2.9. *Özgül itkinin ters Brayton çevrimli motor ile diğer jet motoru konseptlerinin hipersonik uçuş Mach sayılarında karşılaştırılması*

Motor Tipi	Özgül İtke [N.s/kg]		
	Uçuş Mach sayısı		
	5	5.5	6.0
Ters Brayton Çevrimli Motor	7115	4447	1670
Ramjet	4901	2275	NA
Turbojet ($\pi_c = 10$)	NA	NA	NA
Turbojet ($\pi_c = 20$)	NA	NA	NA
Turbojet ($\pi_c = 50$)	NA	NA	NA

3 farklı kompresör basınç oranına sahip turbojet motorlar, Tablo 2.8'de belirtildiği gibi ters Brayton çevrimli motora göre 1 ile 4 uçuş Mach sayısı arasında yaklaşık % 30-60 daha düşük özgül yakıt tüketimine sahiptir.

Bu çalışmada yapılan analizler sonucunda, ters Brayton çevrimli motor, Ramjet'e kıyasla hipersonik uçuşta daha iyi özgül itki performansı göstermektedir. Ters Brayton çevrimli motor, 5 uçuş Mach sayısında yaklaşık % 45.2 ve 5.5 uçuş Mach sayısında yaklaşık % 95,4 daha yüksek özgül itki sağlamaktadır. Ayrıca itki üretilmeyen uçuş Mach sayısının, ters Brayton çevrimli motor için 6.2950 ve bir ramjet motor için 5.9160 hesaplanmaktadır.

Ancak geçerli sonuçlar elde etmek için özgül itki performansı yerine hava kütle akış debisi performansı ve hava kütle akış debisi performansına bağlı itki performansı ters Brayton çevrimli motor ve ramjet için karşılaştırılarak araştırılması gerekmektedir.

Analizlerde ters Brayton çevrimli motorun uçağa hipersonik uçuş kabiliyeti kazandırmak için uygun bir kavram olduğu sonucuna varılmıştır.

Ters Brayton çevrimli motor, iki yöntemin (soğutma bölümü akışındaki gazın hipersonik uçuş süresi için soğutulması ve ters Brayton çevrimli motor konseptinin değişken çevrimli motor konseptine entegrasyonu) birlikte kullanılmasıyla uygulanabilir bir konsept olabilmektedir.

6. nesil savaş uçağı konsepti ve yeni nesil bombardıman uçağı konsepti için hipersonik uçuş gerçekleştirmek için ters Brayton çevrimli motorun kullanılması öngörülmektedir.

Bu bölümdeki analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:

- a) Ters Brayton çevrimli motor, 2.42'den daha yüksek uçuş Mach sayısı için itki oluşturmak için en uygun motor tipi olduğu görülmüştür.
- b) Ters Brayton çevrimli motor, bir ramjet motora kıyasla 5 uçuş Mach sayısında yaklaşık % 45.2 ve 5.5 uçuş Mach sayısında yaklaşık % 95.4'lük daha yüksek bir özgül itki üretmektedir.
- c) Hipersonik uçuş performansı, itki üretilmeyen uçuş Mach sayısının, ters Brayton çevrimli motor için 6.2950 ve bir ramjet için 5.9160 olduğu hesaplanmıştır.
- d) Bu nedenlerle ters Brayton çevrimli motor, hipersonik uçuş için ramjet motordan daha uygun olduğu görülmüştür.

- e) 3 farklı kompresör basınç oranına (10, 20 ve 50) sahip turbojet motorları, ters Brayton çevrimli motora kıyasla 1 ile 4 uçuş Mach sayısı arasında yaklaşık % 30-60 daha düşük özgül yakıt tüketimine sahip olduğu hesaplanmıştır. Bu nedenle, ters Brayton çevrimli motor, süperseyir için uygun olmadığı görülmüştür. Ancak bu konseptin değişken çevrimli motor konseptine uygulanmasıyla süperseyir ve hipersonik uçuş kabiliyetine sahip uçaklar için uygun hale gelebileceği öngörülmektedir.



3.TERS BRAYTON ÇEVİRİMLİ MOTOR VE TURBOFAN MOTOR OPTİMİZASYONU

3.1. Motor Tasarım Süreci

Mühendislik tasarım kavramları, mühendislik disiplini ile ilgili gereksinimleri karşılamaya yönelik beklentilerle oluşturulur. Bazı mühendislik tasarım kavramları tasarım döneminde başarıya ulaşırken, birçok mühendislik tasarım kavramı, kendi disiplini ile ilgili mühendislik dünyasında kullanılacak olan zamana kadar beklemek zorundadır.

Bununla birlikte, mühendislik tasarım kavramları ister kendi zamanında başarıya ulaşsın ister mevcut hayata uygulanacak zamanı beklesin, başarıya ulaşmak için mühendislik tasarımının olgunlaşma sürecine ihtiyaç duymaktadır.

Ters Brayton çevrimi motor konsepti başarıya ulaşabilmesi için olgunlaşma sürecine ihtiyaç duyulan konseptlerden biridir.

Mühendislik tasarımının olgunlaşma sürecinde, tasarım şartlarına bağlı olarak tasarım gereksinimini daha yeterli karşılamak için konseptin optimize edilmesi gerekmektedir. Havacılık ile ilgili tasarım konseptleri, olgunluk süreci gereksinimlerine göre diğer alanlardan farklı değildir [52]. Uygulanabilir tasarımı sağlamak için jet motoru konseptleri gibi havacılık tasarım konseptlerini de en uygun şekle sokma yoluna gidilir [32].

Tasarım koşulları, havacılık motorları için uçuş koşullarıdır ve hipersonik uçuş tahriki için ters brayton çevrimli motorun kullanılması ve süperseyir için turbofan motor konseptinin kullanılması öngörülmektedir [31,53].

Bu nedenle, ters Brayton çevrimli motor hipersonik uçuş gereksinimini, turbofan motor konsepti de süperseyir uçuş gereksinimini karşılayacak şekilde optimize edilmelidir. Hipersonik uçuş gereksinimini karşılamak için, Ters brayton çevrimli motor konseptinden hipersonik uçuşun neden olduğu muazzam sürüklemenin üstesinden gelmek için yeterli itki sağlaması beklenir.

Süperseyir uçuş gereksinimini karşılaması için turbofan motor konseptinden ses üstü hızlarda düşük yakıt tüketimine sahip olması gerekmektedir [53].

Bu çalışmada, hipersonik uçuş sağlamak için ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonu ve süperseyir sağlamak için turbofan motorun optimizasyonunu yapılmıştır.

3.2. Tasarım Parametrelerinin Ters Brayton Çevrimli Motor Performansına Etkisi

Baz motor tasarım parametreleri değerleri ve tasarım koşulları sırasıyla Tablo 3.1 ve Tablo 3.2’de ifade edilmektedir.

Tablo 3.1. *Temel motor tasarım parametreleri*

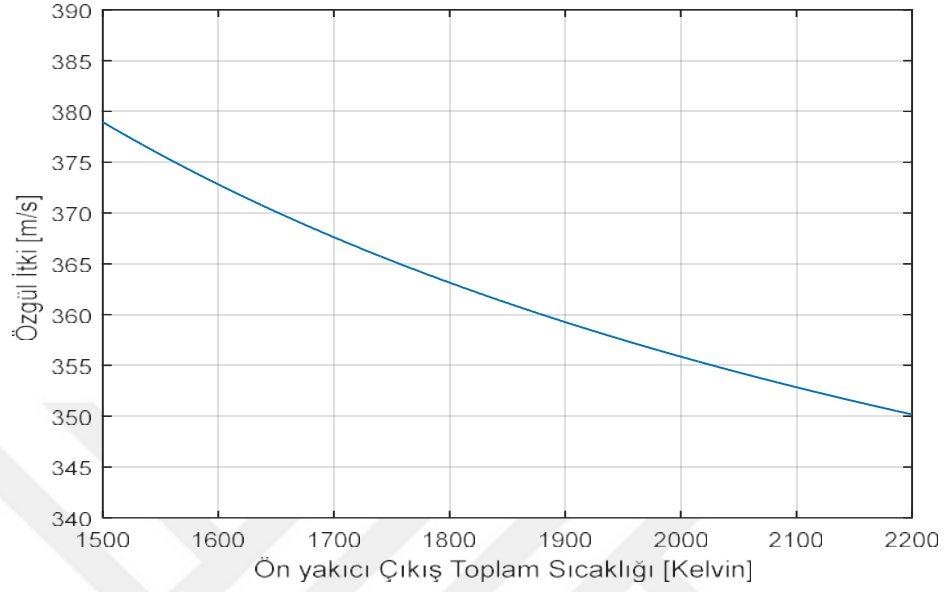
Tasarım parametreleri	Parametre değeri
Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı	2050 K
Türbin Toplam Basınç Oranı	0.1
Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü	400 K
Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklık	2200 K

Tablo 3.2. *Tasarım koşullarının değerleri*

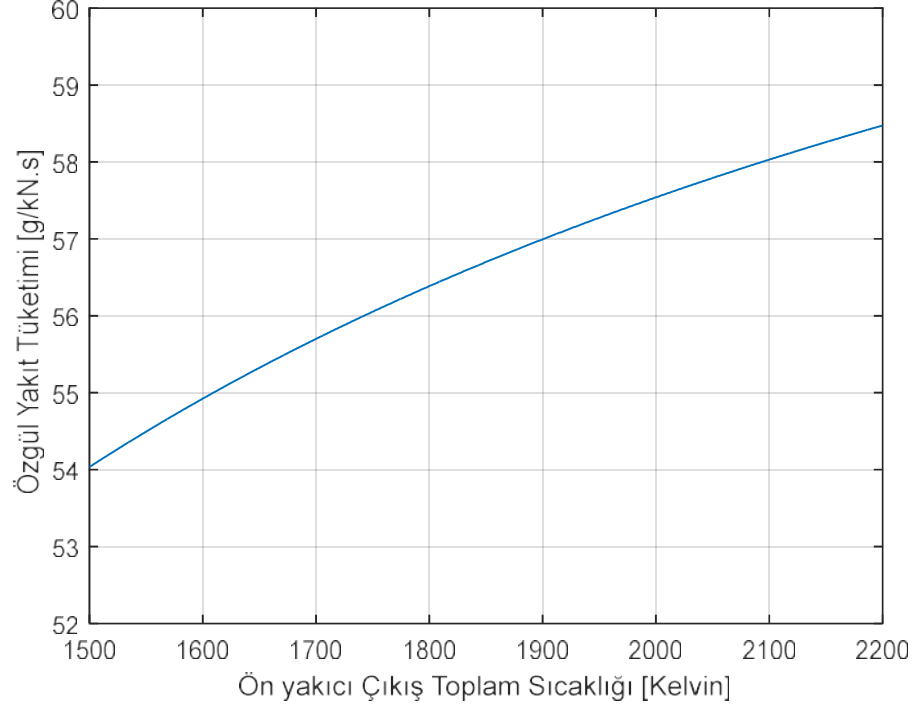
Tasarım Koşulları	Değer
Uçuş Mach sayısı	5 Mach
Atmosfer Basıncı	50 kPa
Atmosfer Sıcaklığı	250 K

3.2.1. Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığının motor performansına etkisi

Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül itkinin ve özgül yakıt tüketiminin değişimi Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de görülmektedir. Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de görüldüğü gibi ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı artışı ile özgül yakıt tüketimi artmakta ve özgül itki düşmektedir. Bu durum ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığının düşürülmesinin performansı artırdığını göstermektedir.



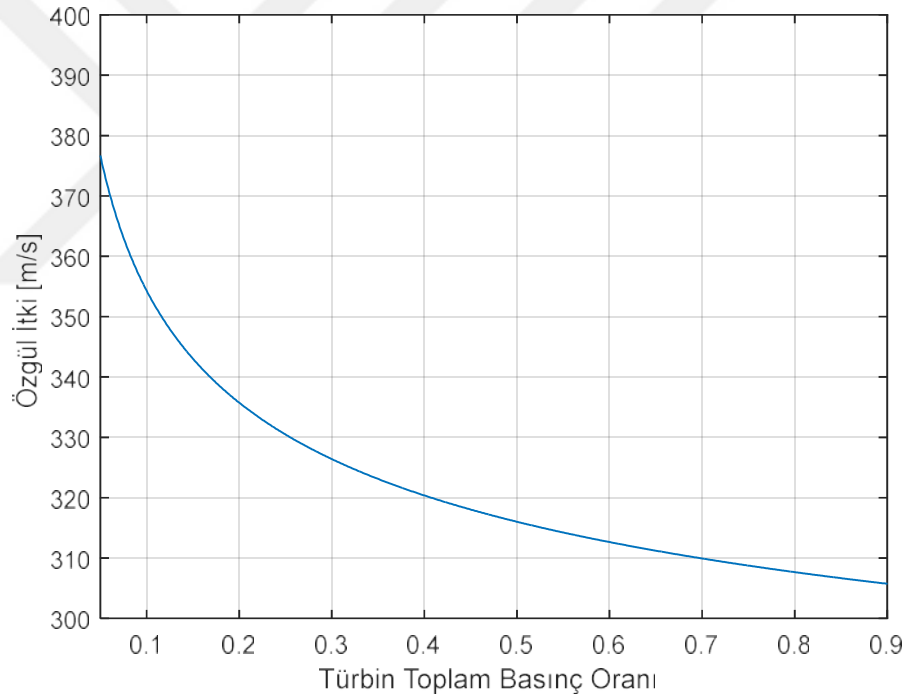
Şekil 3.1. *Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgöl itkinin değişimi*



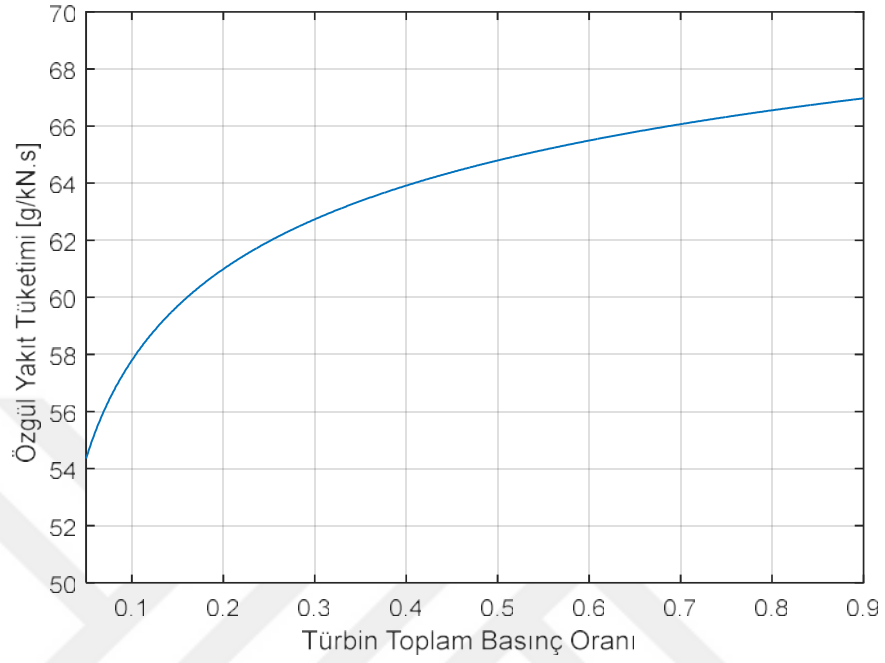
Şekil 3.2. *Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgöl yakıt tüketiminin değişimi*

3.2.2. Türbin toplam basınç oranının motor performansına etkisi

Türbin toplam basınç oranı ile özgül itkinin ve özgül yakıt tüketiminin değişimi Şekil 3.3 ve Şekil 3.4'te görülmektedir. Şekil 3.3 ve Şekil 3.4'ten anlaşıldığı gibi türbin toplam basınç oranı düşüşü ile özgül yakıt tüketimi düşmekte ve özgül itki artmaktadır. Bu durum türbin toplam basınç oranını düşürmenin performansı artırdığını göstermektedir. Ancak türbin toplam basınç oranını azaltmak için, daha fazla kademeli ve dolayısıyla daha ağır ve daha karmaşık tasarıma sahip turbo makineler gereklidir. Bu durum motor tasarımı için istenmeyen bir durumdur.



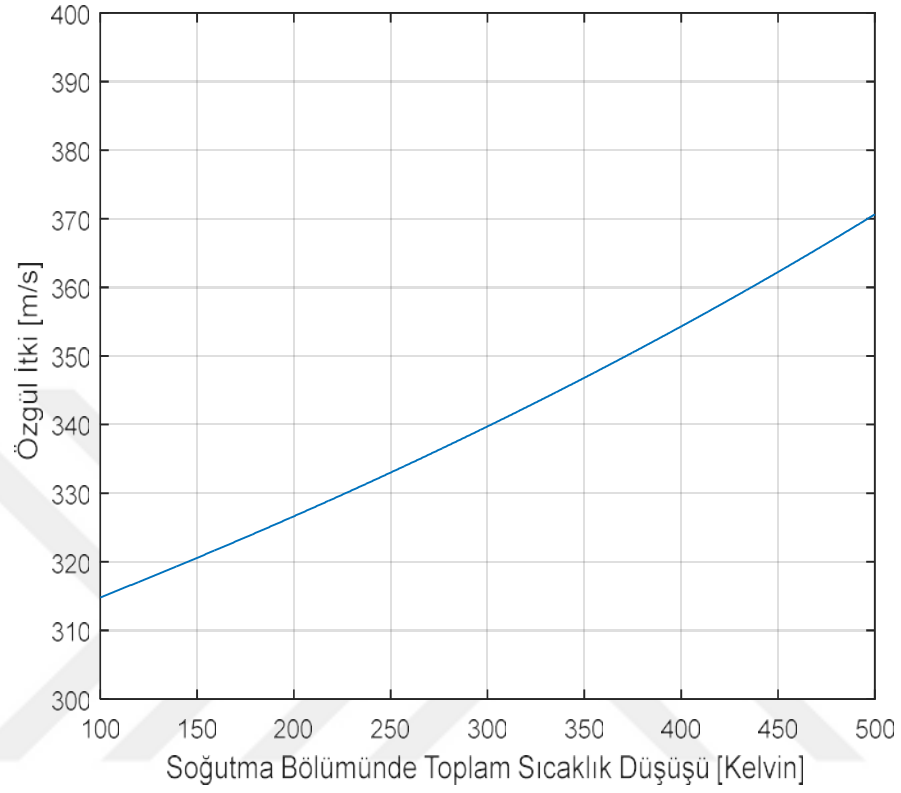
Şekil 3.3. Türbin toplam basınç oranı ile özgül itkinin değişimi



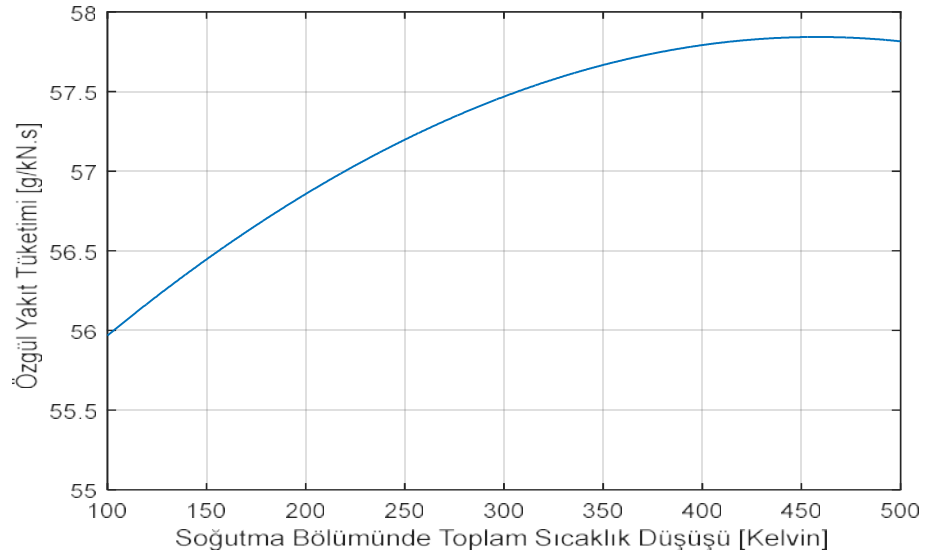
Şekil 3.4. *Türbin toplam basınç oranı ile özgül yakıt tüketiminin değişimi*

3.2.3. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşünün motor performansına etkisi

Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile özgül itkinin ve özgül yakıt tüketiminin değişimi Şekil 3.5 ve Şekil 3.6’da görülmektedir. Şekil 3.5 ve Şekil 3.6’dan anlaşıldığı gibi soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşündeki artış ile özgül yakıt tüketimi ve özgül itki artmaktadır.



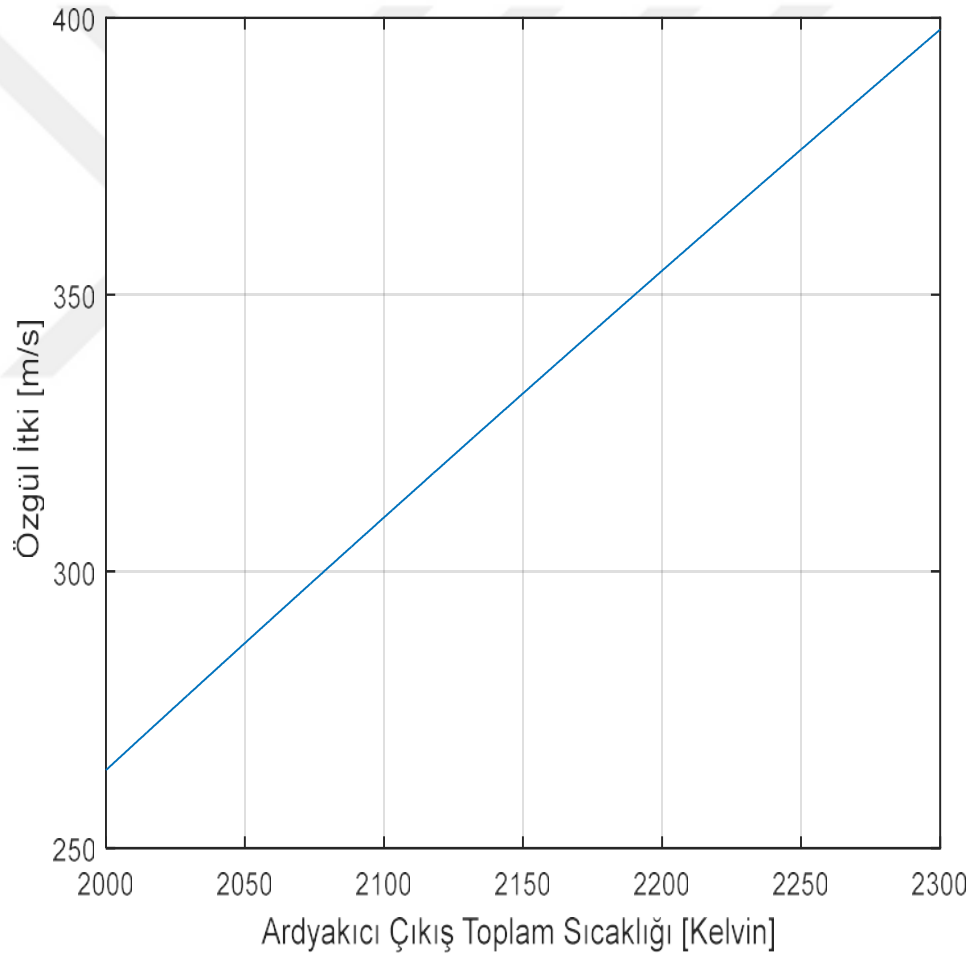
Şekil 3.5. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile özgül itkinin değişimi



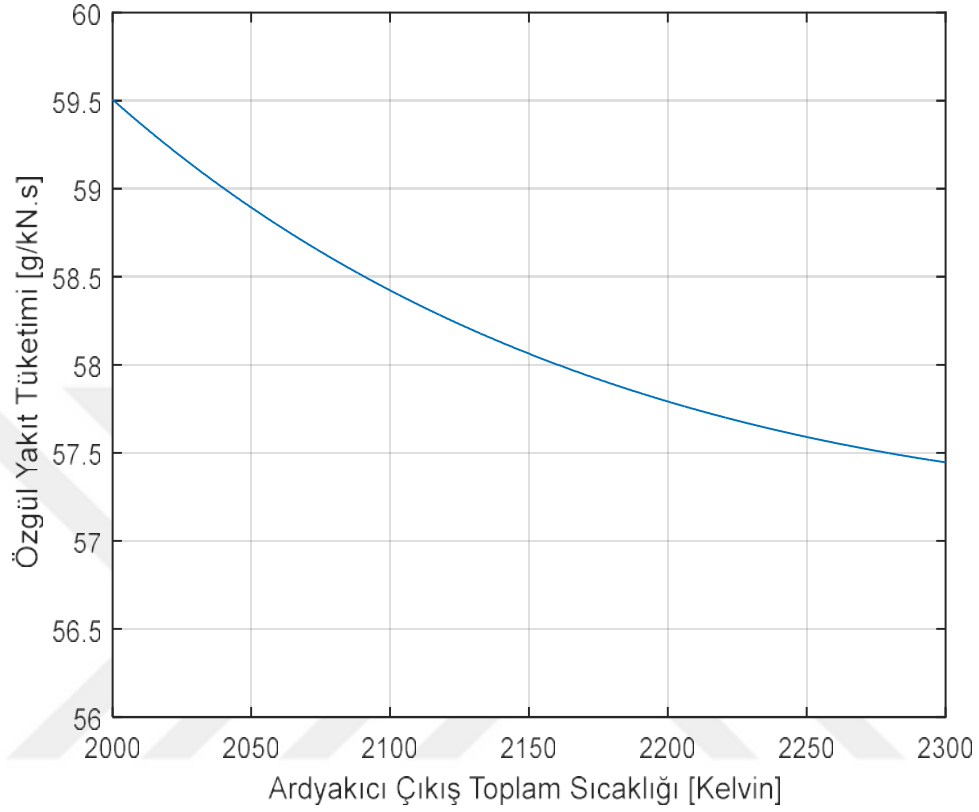
Şekil 3.6. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile özgül yakıt tüketiminin değişimi

3.2.4. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığının motor performansı üzerindeki etkisi

Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül itkinin ve özgül yakıt tüketiminin değişimi Şekil 3.7 ve Şekil 3.8’de görülmektedir. Şekil 3.7 ve Şekil 3.8’den anlaşıldığı gibi art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı artışı ile özgül yakıt tüketimi düşmekte ve özgül itki artmaktadır. Bu durum, art yakıcı sonrası toplam çıkış sıcaklığının artmasının performansı artırdığını göstermektedir



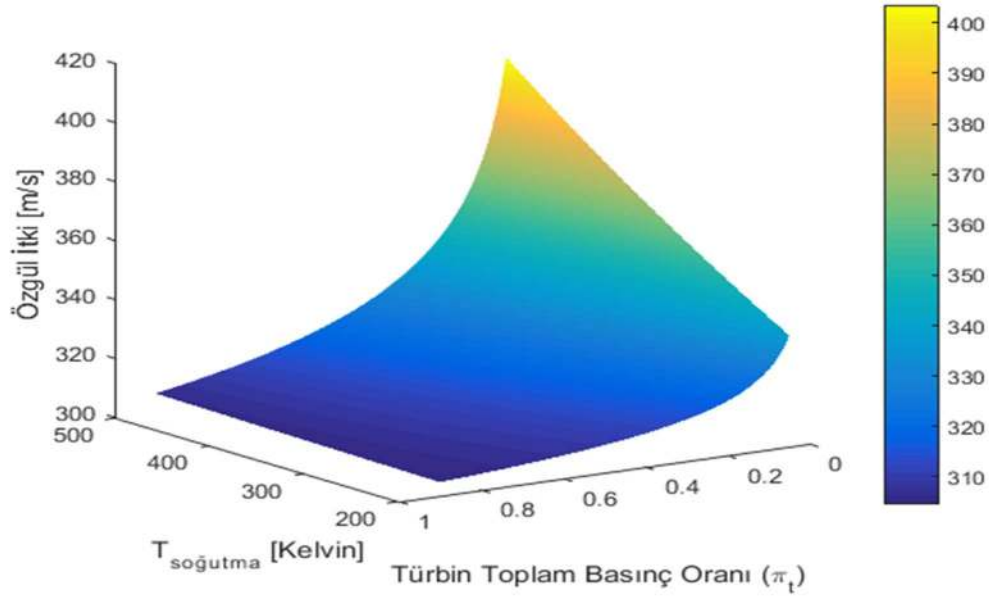
Şekil 3.7. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül itkinin değişimi



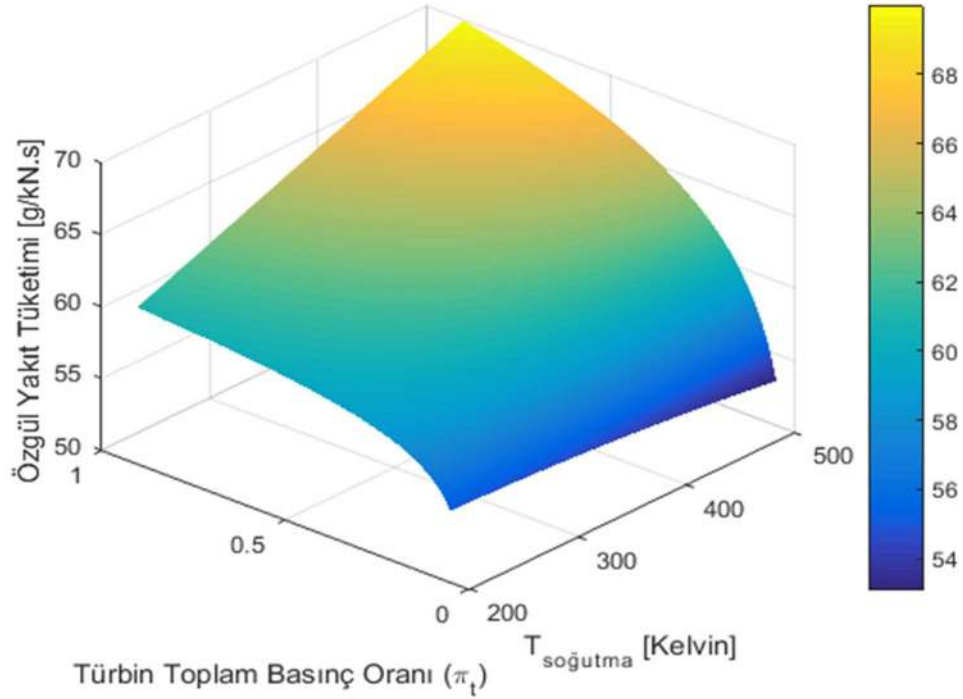
Şekil 3.8. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile özgül yakıt tüketiminin değişimi

3.2.5. Birleştirilmiş parametrelerin motor performansına etkisi

Türbin toplam basınç oranına ve soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşüne bağlı olarak özgül itkinin ve özgül yakıt tüketiminin değişimi sırasıyla Şekil 3.9 ve 3.10’da görülmektedir. Buna göre yüksek soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ve düşük türbin toplam basınç oranı değerleri özgül itki açısından avantajlı olduğu görülmüştür. Diğer yandan düşük soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü değeri ve düşük türbin toplam basınç oranı değerleri özgül yakıt tüketimi açısından avantajlı olduğu görülmüştür.



Şekil 3.9. Türbin toplam basınç oranına ve soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşüne bağlı olarak özgül itkinin değişimi



Şekil 3.10. Türbin toplam basınç oranına ve soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşüne bağlı olarak özgül yakıt tüketiminin değişimi

3.3. Optimizasyon Yöntemi

3.3.1. Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonu

Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda kullanılacak tasarım parametreleri Tablo 3.3'te ifade edilmektedir. Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonundaki tasarım koşulları Tablo 3.4'de ifade edilmektedir. Bu tez çalışmasında ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda Tablo 3.7'de ifade edilen kısıtlamalar altında optimum özgül itki değerinin elde edilmesine amaçlanmıştır.

Tablo 3.3. *Tasarım parametreleri*

Tasarım parametreleri
Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı
Türbin Toplam Basınç Oranı
Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü
Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı

Tablo 3.4. *Tasarım koşulları*

Tasarım Koşulları	Değeri
Uçuş Mach sayısı	5 Mach
Atmosfer Basıncı	50 kPa
Atmosfer Sıcaklığı	250 K

Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda kullanılan tasarım parametrelerine bağlı parametreler Tablo 3.5'te ifade edilmektedir. Tasarım parametrelerine bağlı parametrelerden özgül itki hipersonik uçuştaki itki gereksiniminin önemine bağlı olarak Tablo 3.6'da ifade edildiği gibi tasarım amacı olarak seçilmiştir. Tasarım parametrelerine bağlı parametrelerden özgül yakıt tüketimi ve kompresör çıkış toplam sıcaklığı Tablo 3.7'de ifade edildiği gibi optimizasyon kısıtlamaları olarak seçilmiştir.

Tablo 3.5. Tasarım parametrelerine bağlı parametreler

Tasarım Parametrelerine Bağlı Parametreler
Özgül İtki
Özel yakıt tüketimi
Kompresör Basınç Oranı

Tablo 3.6. Tasarım amacı

Tasarım Amacı
Özgül İtki

Tablo 3.7. Optimizasyon kısıtlamaları

Kısıtlamalar
Özgül Yakıt Tüketimi <55 g / kN. s
Kompresör Çıkış Toplam Sıcaklığı <1000 K

Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda Tablo 3.7’de ifade edilen kısıtlamalar altında optimum özgül itki değerinin elde edilmesi hedeflenmiştir.

Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda kullanılan optimizasyon parametrelerinin optimizasyondaki değer aralığı Tablo 3.8’de ifade edilmektedir.

Tablo 3.8. Optimizasyon parametreleri aralığı

Optimizasyon Parametreleri	Parametre Aralığı
Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı	1500 – 2200 K
Türbin Toplam Basınç Oranı	0.1 – 0.9
Soğutma Bölümde Toplam Sıcaklık Düşüşü	100 - 500 K
Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı	2000 - 2300 K

3.3.1.1. Ters Brayton çevrimli motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonu

Bu bölümde ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda parçacık sürü optimizasyon yöntemi kullanılacaktır. Parçacık sürü optimizasyon yöntemi kontrol parametrelerinin aralığı Tablo 3.9’da ifade edilmektedir [54,55].

Tablo 3.9. Parçacık sürüş optimizasyonu algoritması kontrol parametresi aralığı [56]

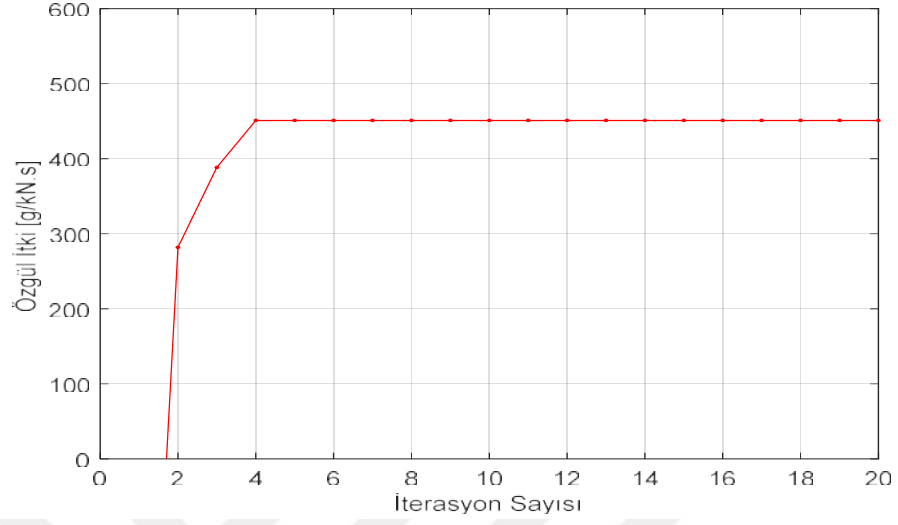
Parametre	Anlamı	Tipik Aralık
ω	Atalet Ağırlığı	0.8 – 1.2
c_1	Bilişsel Öğrenme Hızı	0 - 4
c_2	Sosyal Öğrenme Hızı	0 - 4
N	Parçacık Sayısı	20 - 40

Parçacık sürüş optimizasyonu yöntemi kontrol parametrelerinin Tablo 3.9’da ifade edilen aralığının ortasındaki değerler kullanılarak Tablo 3.10’da ifade edilen optimizasyon parametresi değerleri elde edilmiştir. Ters brayton çevrimli motorun parçacık sürüş optimizasyonunda Tablo 3.10’da ifade edilen optimizasyon kontrol parametreleri kullanılacaktır.

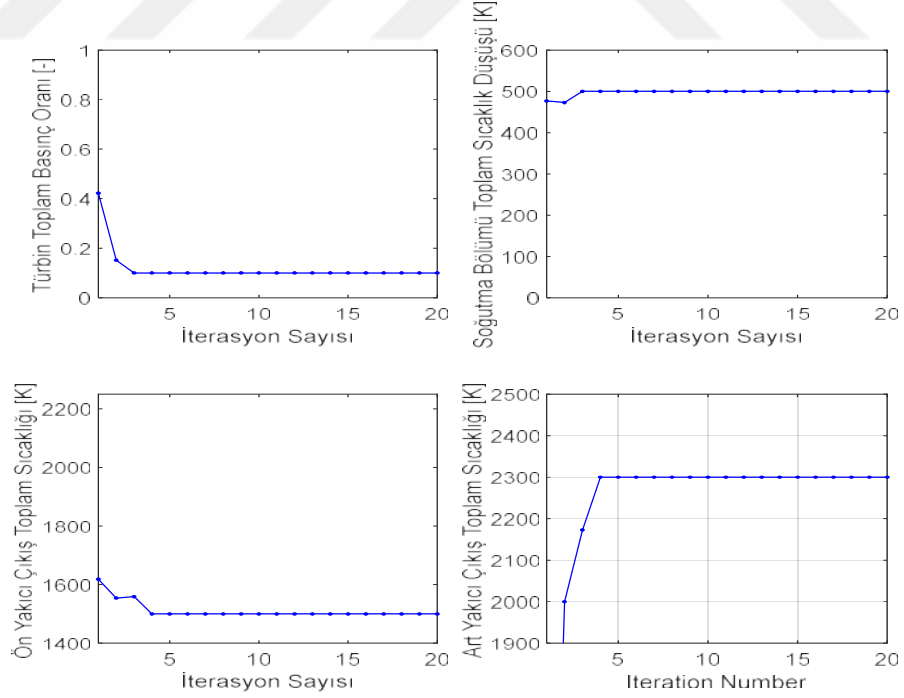
Tablo 3.10. Parçacık sürüş optimizasyonu algoritması kontrol parametreleri değerleri

Parametre	Anlamı	Değer
ω	Atalet Ağırlığı	1
c_1	Bilişsel Öğrenme Hızı	2
c_2	Sosyal Öğrenme Hızı	2
N	Parçacık Sayısı	30

Tasarım amacının optimum değerinin, özgül itkinin ve optimizasyondaki optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi sırasıyla Şekil 3.11 ve Şekil 3.12’de verilmektedir.



Şekil 3.11. Parçacık sürü algoritması kullanılarak yapılan optimizasyon ile elde edilen optimum tasarım hedefinin iterasyona göre değişimi



Şekil 3.12. Parçacık sürü algoritması kullanılarak yapılan optimizasyondan elde edilen optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi

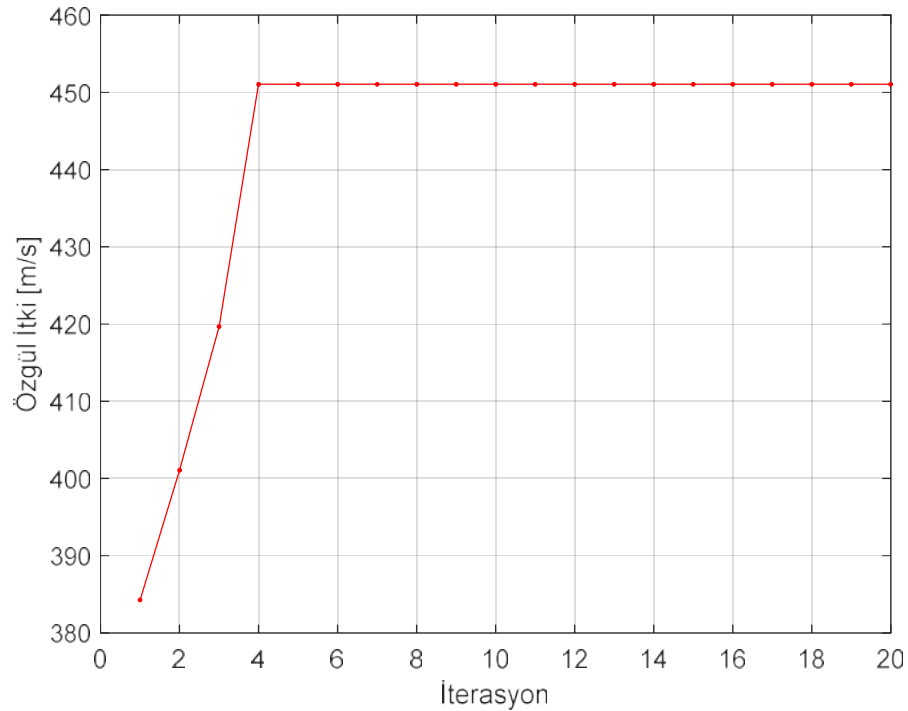
3.3.1.2. Ters Brayton çevrimli motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu

Ters Brayton çevrimli motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu parametreleri Tablo 3.11’de ifade edilmektedir.

Tablo 3.11. Ters Brayton çevrimli motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu parametreleri

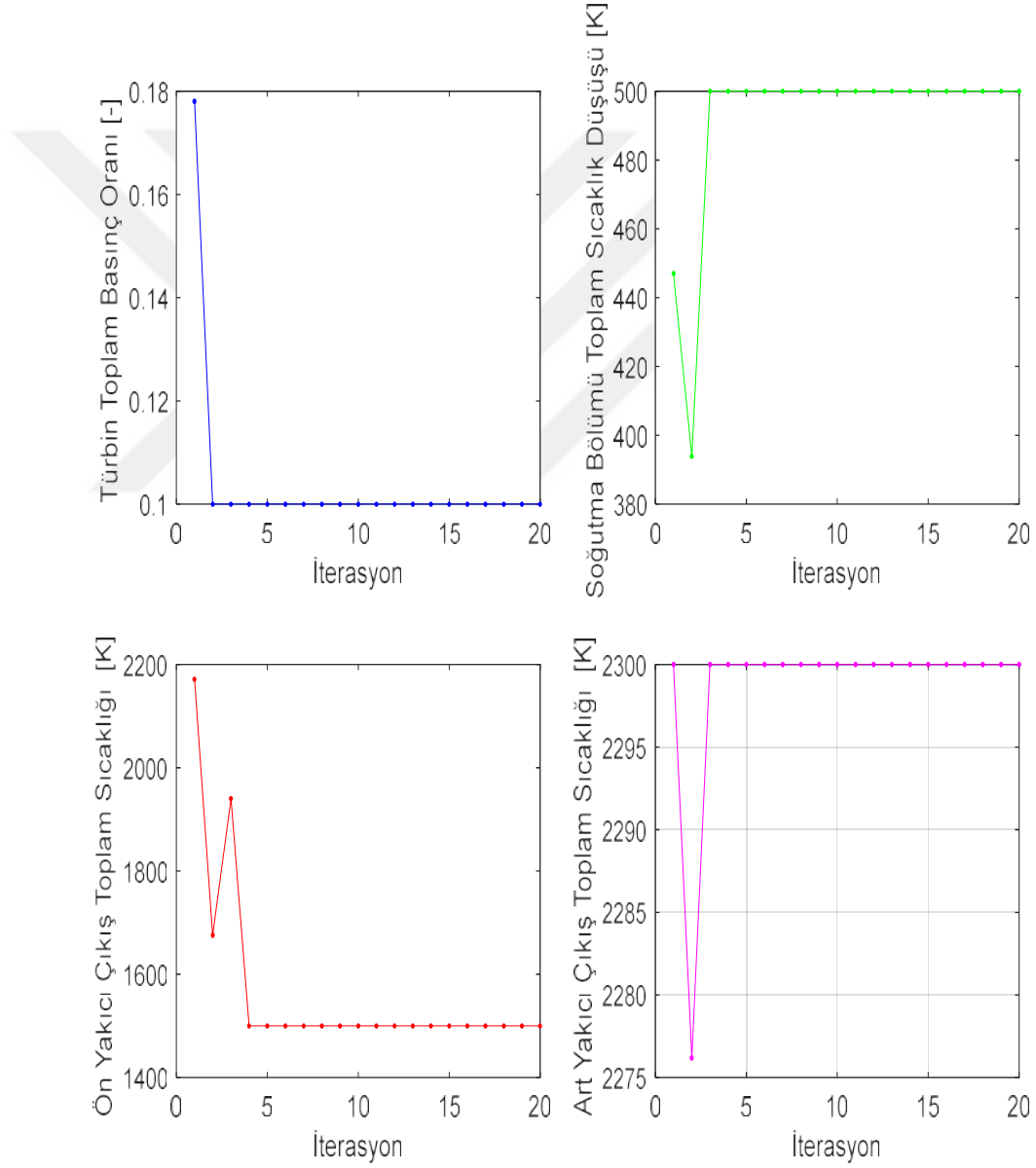
Optimizasyon Parametresi	Değer
İterasyon Sayısı	20
Popülasyon Büyüklüğü	30
Çaprazlama Oranı	0.5
Ölçekleme Faktörü	1

Ters Brayton çevrimli motorun diferansiyel gelişim algoritması kullanılarak yapılan optimizasyon ile elde edilen optimum tasarım hedefinin iterasyona göre değişimi Şekil 3.13’de gösterilmektedir.



Şekil 3.13. Diferansiyel gelişim algoritması kullanılarak yapılan optimizasyon ile elde edilen optimum tasarım hedefinin iterasyona göre değişimi

Ters Brayton çevrimli motorun diferansiyel gelişim algoritması kullanılarak yapılan optimizasyondan elde edilen optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi Şekil 3.14’te gösterilmektedir.



Şekil 3.14. Diferansiyel gelişim algoritması kullanılarak yapılan optimizasyondan elde edilen optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi

3.3.1.3. Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyon sonuçları

Farklı optimizasyon algoritmaları kullanılarak elde edilen optimum değerler Tablo 3.12’de özetlenmektedir. Tablo 3.12’de görüldüğü gibi her iki optimizasyon algoritmasında da aynı optimum değere ulaşılmaktadır.

Tablo 3.12. *Ters Brayton çevrimli motor optimizasyonunda farklı optimizasyon algoritmaları kullanılarak elde edilen optimum değerler*

Optimizasyon Algoritması	Optimum Değer
Parçacık Sürü Algoritması	451.052 m/s
Diferansiyel Gelişim Algoritması	451.052 m/s

Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyon sonuçları Tablo 3.13 ‘te verilmektedir. Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyon sonucu elde edilen optimum tasarım parametreleri Tablo 3.14’te verilmektedir.

Tablo 3.13. *Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyon sonuçları*

Optimizasyon Özellikleri	Parametre	Değer
Optimizasyon Hedefi	Özgül İtki [m/s]	451.052
Optimizasyon Kısıtlamaları	Özgül Yakıt Tüketimi [g/kN.s]	52.787
	Kompresör Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]	1000
	Soğutma Bölümü Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]	276.9

Tablo 3.14. *Ters Brayton çevrimli motorun optimizasyonunda tasarım parametrelerinin optimum değerleri*

Optimizasyon Parametreleri	Optimum Değer
Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı	1500 K
Türbin Toplam Basınç Oranı	0.1
Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü	500 K
Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı	2300 K

Tablo 3.13'te görüldüğü gibi optimizasyon kısıtlamaları içerisinde kalınarak optimum özgül itki değeri hesaplanmıştır. Soğutma bölümü çıkış toplam sıcaklığı incelendiğinde havanın donma sıcaklığının üzerinde bir sıcaklık elde edildiği görülmektedir. Yapılan hesaplamalarda hipersonik uçuş Mach sayısında (5 Mach) oldukça yüksek bir özgül itki değeri elde edilmiştir.

3.3.2 Turbofan motor optimizasyonu

Turbofan motorun optimizasyon amacı Tablo 3.15'te verilmektedir.

Tablo 3.15. *Optimizasyon amacı*

Optimizasyon Amacı
Özgül Yakıt Tüketimi

Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan tasarım parametreleri Tablo 3.16'da verilmektedir.

Tablo 3.16. *Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan tasarım parametreleri*

Tasarım Parametreleri
Türbin Giriş Toplam Sıcaklığı
Fan Toplam Basınç Oranı
Kompresör Toplam Basınç Oranı
Hava Kütle Debisi

Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan tasarım koşulları değerleri Tablo 3.17'de verilmektedir.

Tablo 3.17. *Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan tasarım koşulları değerleri*

Tasarım Koşulları	Parametre Değerleri
Uçuş Mach sayısı	2 Mach
Atmosfer Basıncı	50 kPa
Atmosfer Sıcaklığı	250 K

Turbofan motorun optimizasyonunda Tablo 3.18’de ifade edilen kısıtlamalar altında optimum özgül yakıt tüketimi değerinin elde edilmesine çalışılmıştır.

Turbofan motorun optimizasyonunda kullanılan optimizasyon parametrelerinin optimizasyondaki değer aralığı Tablo 3.19’da ifade edilmektedir.

Tablo 3.18. *Turbofan motor optimizasyon kısıtlamaları*

Kısıtlamalar
İtki > 60 kN

Tablo 3.19. *Turbofan motor optimizasyon parametreleri aralığı*

Optimizasyon Parametreleri	Parametre Aralığı
Kompresör Toplam Basınç Oranı	5 -30
Fan Toplam Basınç Oranı	1.4 - 6
Türbin Giriş Toplam Sıcaklığı	1300 - 2200 K
Hava Debisi	30 – 100 kg/s

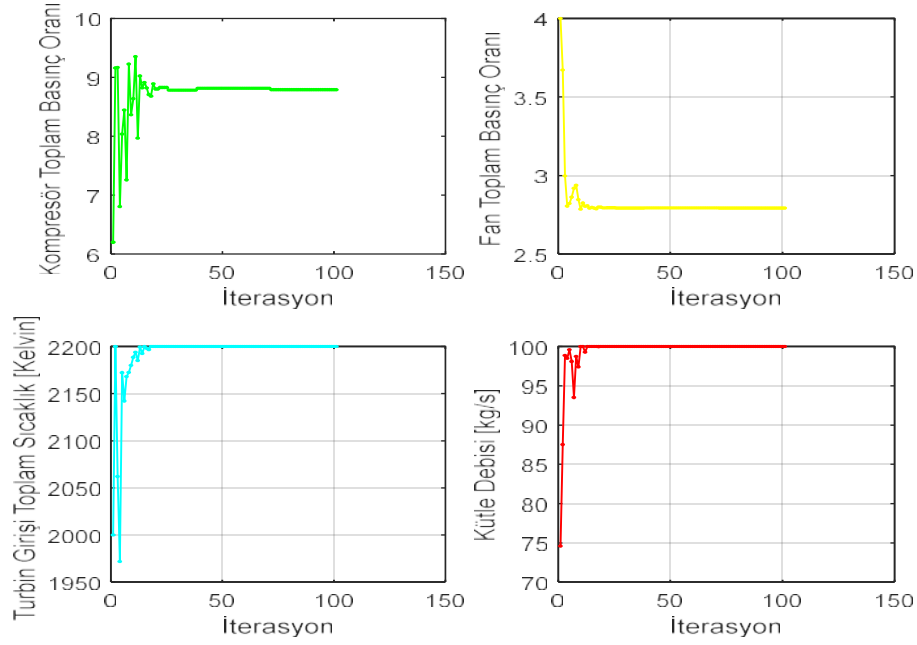
3.3.2.1. Turbofan motorun tavlama algoritması ile optimizasyonu

Turbofan motor optimizasyonunda bu bölümde tavlama yöntemi kullanılmaktadır. Tavlama optimizasyon yönteminin optimizasyon parametreleri Tablo 3.20’de ifade edilmektedir.

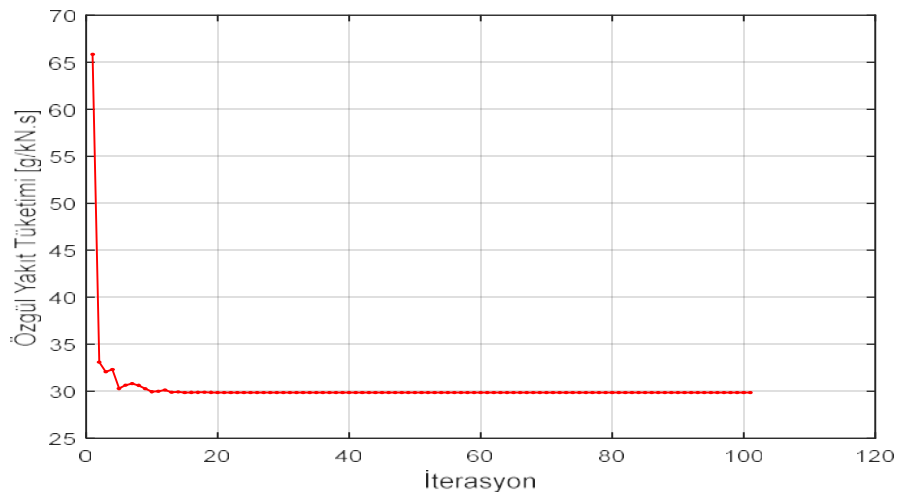
Tablo 3.20. *Turbofan motor optimizasyonunda kullanılan optimizasyon parametreleri*

Optimizasyon Parametresi	Parametre Değeri
İterasyon Sayısı	100
Deneme Sayısı	5000
Başlangıç Sıcaklığı	1
Bitiş Sıcaklığı	0.00000000000001
Hesaplama Süresi	20.991443 saniye

Turbofan motor optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin, optimum özgül yakıt tüketimi her iterasyonda değişimi sırasıyla Şekil 3.15 ve Şekil 3.16’da verilmektedir.



Şekil 3.15. Turbofan motor optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi



Şekil 3.16. Turbofan motor optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi iterasyona göre değişimi

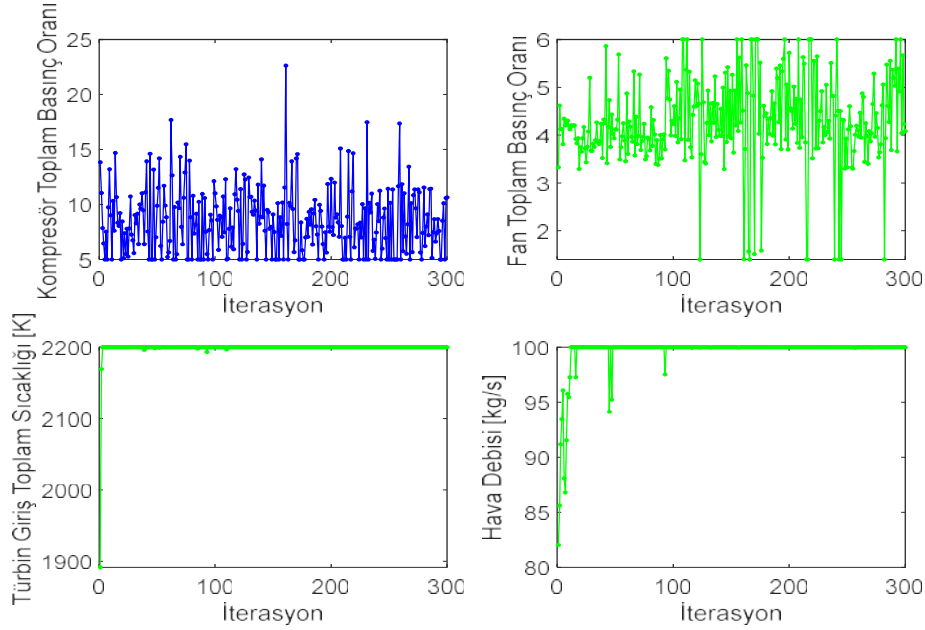
3.3.2.2. Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonu

Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu optimizasyon parametreleri Tablo 3.21’de verilmektedir.

Tablo 3.21. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu optimizasyon parametreleri

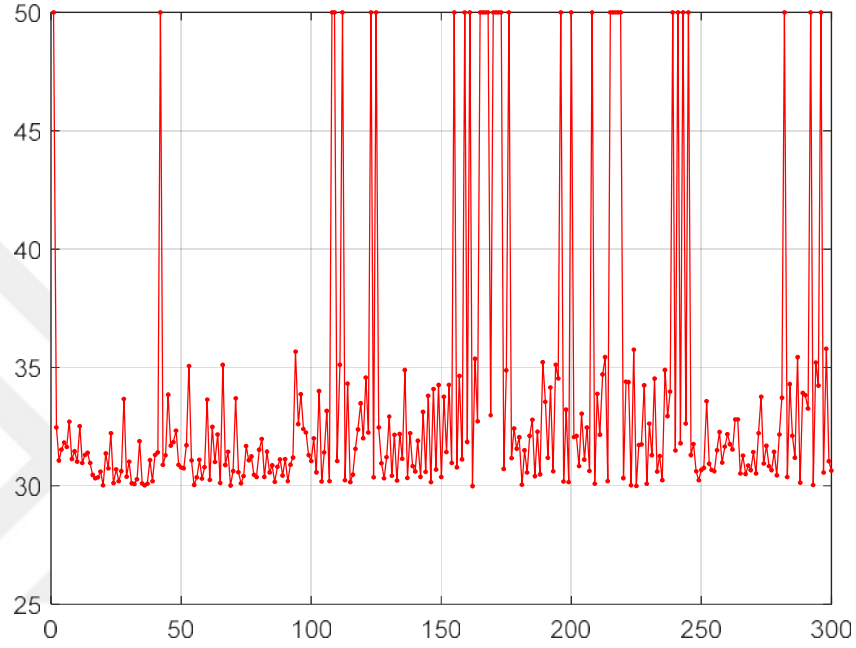
Optimizasyon Parametresi	Değer
İterasyon Sayısı	200
Parçacık Sayısı	20
Öğrenme Faktörü (c_1)	2
Öğrenme Faktörü (c_2)	2
Atalet Ağırlığı	1

Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin her iterasyonda değişimi Şekil 3.17’de gösterilmektedir.



Şekil 3.17. Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi

Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin her iterasyonda değişimi Şekil 3.18’te gösterilmektedir.



Şekil 3.18. Turbofan motorun parçacık sürü algoritması ile optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin iterasyona göre değişimi

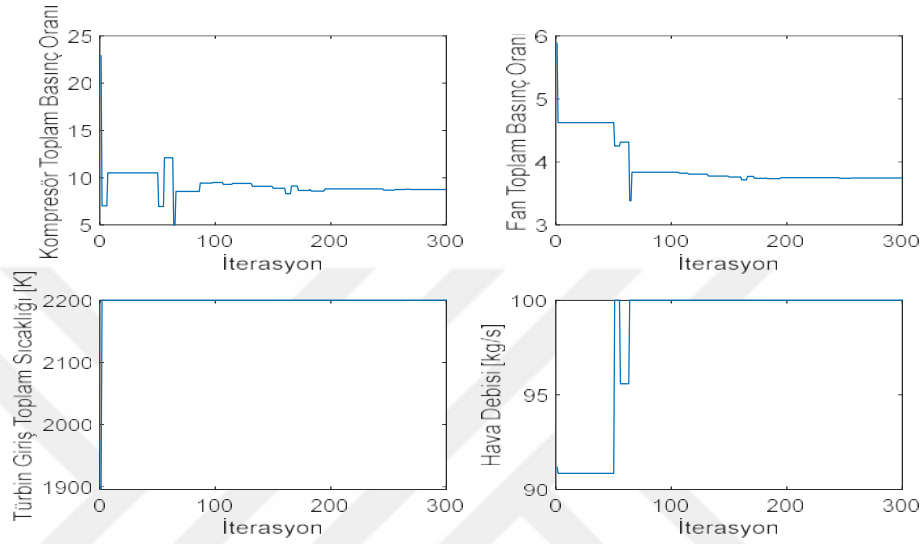
3.3.2.3. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu

Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu parametreleri Tablo 3.22’de ifade edilmektedir.

Tablo 3.22. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonu parametreleri

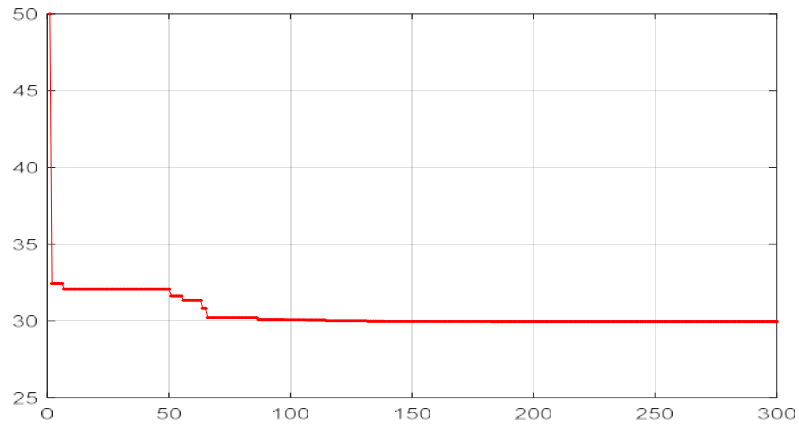
Optimizasyon Parametresi	Değer
İterasyon Sayısı	300
Popülasyon Büyüklüğü	20
Çaprazlama Oranı	0.5
Ölçekleme Faktörü	1

Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin her iterasyonda değişimi Şekil 3.19’da gösterilmektedir.



Şekil 3.19. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonunda optimum tasarım parametrelerinin iterasyona göre değişimi

Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin her iterasyonda değişimi Şekil 3.20’de ifade edilmektedir.



Şekil 3.20. Turbofan motorun diferansiyel gelişim algoritması ile optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin iterasyona göre değişimi

3.3.2.4. Turbofan motorun optimizasyon sonuçları

Turbofan motor optimizasyonunda Farklı optimizasyon algoritmaları kullanılarak elde edilen optimum değerler Tablo 3.23'te ifade edilmektedir. Tablo 3.23'te görüldüğü gibi en optimum sonuca ulaşan algoritma tavlama algoritmasıdır.

Tablo 3.23. *Turbofan motor optimizasyonunda farklı optimizasyon algoritmaları kullanılarak elde edilen optimum değerler*

Optimizasyon Algoritması	Optimum Değer
Tavlama Algoritması	29.8607 g/kN. s
Parçacık Sürü Algoritması	29.9889 g/kN. s
Diferansiyel Gelişim Algoritması	29.9651 g/kN. s

Turbofan motorun optimizasyonunda tasarım parametrelerinin optimum değerleri Tablo 3.24'te ifade edilmektedir.

Tablo 3.24. *Turbofan motorun optimizasyonunda tasarım parametrelerinin optimum değerleri*

Optimizasyon Parametresi	Optimum Parametre Değeri
Kompresör Toplam Basınç Oranı	8.7909147
Fan Toplam Basınç Oranı	2.7928711
Türbin Girişi Toplam Sıcaklık	2200 K
Kütle Debisi	100 kg/s
Bypass Oranı	0.7139

Turbofan motorun optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin optimizasyon başlangıcı ve optimizasyon bitişindeki değeri Tablo 3.25'te verilmektedir.

Turbofan motorun optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değeri rastgele tasarım parametreleri ile belirlenmiş başlangıç değerine göre optimizasyon sonucunda oldukça düşük bir değere düştüğü Tablo 3.25'te görülmektedir.

Tablo 3.25. *Turbofan motorun optimizasyonunda optimum özgül yakıt tüketimi değerinin optimizasyon başlangıcı ve optimizasyon bitişindeki değeri*

Parametre	Parametre Değeri
Başlangıç Özgül Yakıt Tüketimi Değeri	65.8465 g/kN. s
Optimum Özgül Yakıt Tüketimi Değeri	29.8607 g/kN. s

4.TERS BRAYTON ÇEVİRİMLİ MOTOR ANALİZİ

4.1.Tasarım Dışı Nokta

Daha önceki çalışmalarda tasarım noktası için motor optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada tasarımı gerçekleştirilmiş motorun yüksek hipersonik hızlarda, ses üstü hızlarda ve ses altı hızlarda ve farklı irtifalarda performansı incelenmektedir.

Tasarım dışı nokta hesaplamalarında kullanılan parametreler Tablo 4.1’de ifade edilmektedir.

Tablo 4.1. *Tasarım dışı nokta hesaplamalarında kullanılan parametreler*

Bağımsız parametreler	Bağımlı parametreler	Sabitler
- Atmofer sıcaklığı - Atmofer basıncı - Uçuş Mach sayısı - Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı - Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı - Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü	- Hava debisi - Kompresör toplam basınç oranı - Ram sıkıştırma	- Türbin toplam basınç oranı - Türbin toplam sıcaklık oranı - Türbin akışı giriş Mach sayısı

Ters Brayton çevrimli motorun kontrol parametreleri Tablo 4.2’de ifade edilmektedir

Tablo 4.2. *Ters Brayton çevrimli motorun kontrol parametreleri*

Kontrol parametreleri
Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı
Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı
Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü

4.2. Tasarım Dışı Nokta Hesaplamaları

4.2.1. Tasarım dışı noktada kompresör toplam sıcaklık oranı değişiminin hesaplanması

Kompresör türbin bağıntısı aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\dot{m} \times c_p \times (T_{t_3} - T_{t_4}) = \dot{m} \times c_p \times (T_{t_6} - T_{t_5}) \quad (4.1)$$

Hava debileri ve ısı sığalarının eşit olduğu kabulüyle denklem aşağıda ifade edildiği hale dönüşür:

$$(T_{t_3} - T_{t_4}) = (T_{t_6} - T_{t_5}) \quad (4.2)$$

Denklem (4.2) boyutsuz parametrelere bağlı olarak aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilir:

$$T_{t_3} \times (1 - \tau_t) = T_{t_5} \times (\tau_c - 1) \quad (4.3)$$

Denklem (4.4)'te ifade edilen türbin sıcaklık oranı değeri geniş bir çalışma aralığında sabit olduğu kabulüyle eşitliğin solundaki ifade sabit olduğu kabulü açığa çıkar ve Denklem (4.5)'te ifade edildiği hale dönüşür [53,57]:

$$\frac{T_{t_5} \times (\tau_c - 1)}{T_{t_3}} = 1 - \tau_t \quad (4.4)$$

$$\left(\frac{T_{t_5} \times (\tau_c - 1)}{T_{t_3}} \right)_R = \frac{T_{t_5} \times (\tau_c - 1)}{T_{t_3}} \quad (4.5)$$

Kompresör sıcaklık oranı motor performans koşulları değiştikçe aşağıdaki şekilde ifade edilir:

$$\tau_c = \frac{T_{t_3R}}{T_{t_3}} \times \frac{T_{t_5}}{T_{t_5R}} \times (\tau_{cR} - 1) + 1 \quad (4.6)$$

4.2.2. Tasarım dışı noktada hava debisi değişiminin hesaplanması

Türbin girişindeki hava debisi sıkıştırılabilir akış denkleminden Denklem (4.7)'de ifade edildiği gibi gösterilebilir:

$$\dot{m}_3 = \frac{P_{t_3} \times MFP(M_3) \times A_3}{\sqrt{T_{t_3}}} \quad (4.7)$$

Türbin girişindeki akışın motorun geniş bir çalışma aralığında boğulmuş olduğu ve türbin giriş alanının sabit olduğu kabulüyle Denklem (4.8) ifade edilebilir [31,53,57]:

$$\frac{\dot{m}_3 \times \sqrt{T_{t3}}}{P_{t3}} = \text{MFP}(M_3) \times A_3 \quad (4.8)$$

Denklem (4.8)'in sağ tarafındaki ifade geniş bir çalışma aralığında sabit olduğu kabulüyle Denklem (4.9) ifade edilebilir:

$$\left(\frac{\dot{m}_3 \times \sqrt{T_{t3}}}{P_{t3}}\right)_R = \frac{\dot{m}_3 \times \sqrt{T_{t3}}}{P_{t3}} \quad (4.9)$$

Tasarım dışı noktadaki hava debisi Denklem (4.9)'dan faydalanılarak Denklem (4.10)'da ifade edilmektedir:

$$\dot{m}_3 = \frac{\dot{m}_{3R} \times \sqrt{T_{t3}}}{P_{t3}} \times \frac{P_{t3R}}{\sqrt{T_{t3R}}} \quad (4.10)$$

Denklem (4.10)'un daha açık biçimini Denklem (4.11)'de ifade etmek mümkündür:

$$\dot{m}_3 = \frac{\dot{m}_{3R} \times \sqrt{T_{t3}}}{P_a \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M_0^2\right)} \times \frac{P_{aR} \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M_{0R}^2\right)}{\sqrt{T_{t3R}}} \quad (4.11)$$

4. 3. Ters Brayton Çevrimli Motor Performans Analizi

4.3.1. İrtifa ile motor performansının değişimi

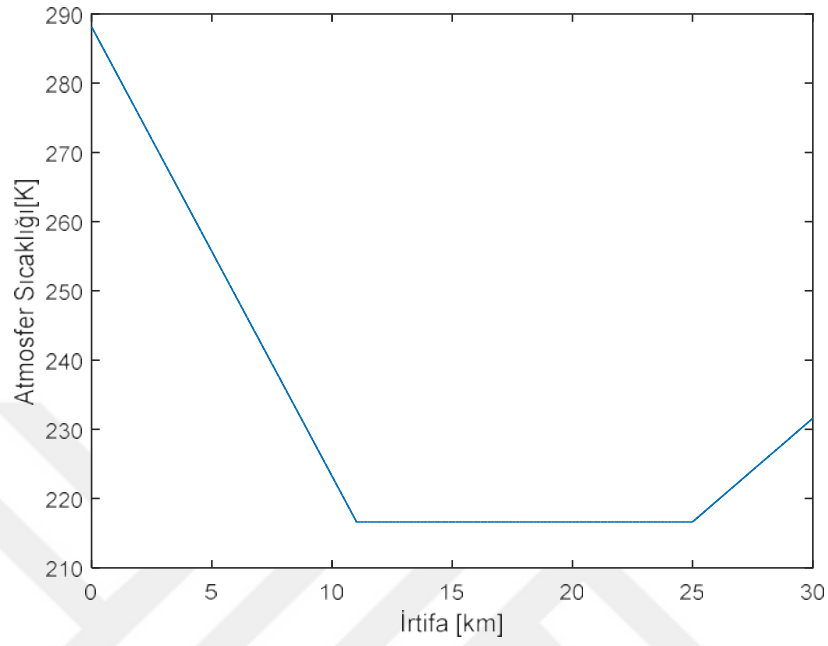
4.3.1.1. Standart atmosfer modeli

Atmosferin 3 tabakası (troposfer, stratosfer, mezosfer) için standart atmosfer modelleri Tablo 4.3'te ifade edilmektedir.

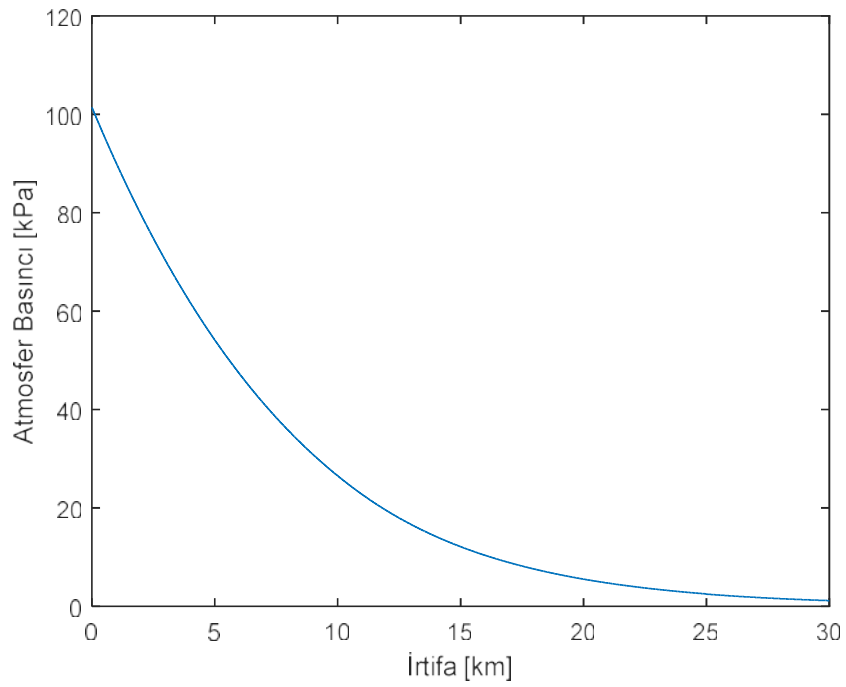
Tablo 4.3. Standart atmosfer modelleri

Model	Model Geçerlilik irtifası		
	h < 11000 [m]	11000 < h < 25000 [m]	h > 25000 [m]
Sıcaklık	T = 288.14 - 0.00649 × h [K]	T = 216.64 [K]	T = -404.31 + 0.002999 × h [K]
Basınç	P = 101.29 × $\frac{T}{288.08}^{5.256}$ [kPa]	P = 22.65 × e ^(1.73 - 0.000157 × h) [kPa]	P = 2.488 × $\frac{T}{216.6}^{-11.388}$ [kPa]

Tablo 4.3'teki standart atmosfer modellerine bağlı olarak atmosfer sıcaklığının ve atmosfer basıncının irtifa ile değişimi sırasıyla Şekil 4.1 ve Şekil 4.2'de ifade edilmektedir.



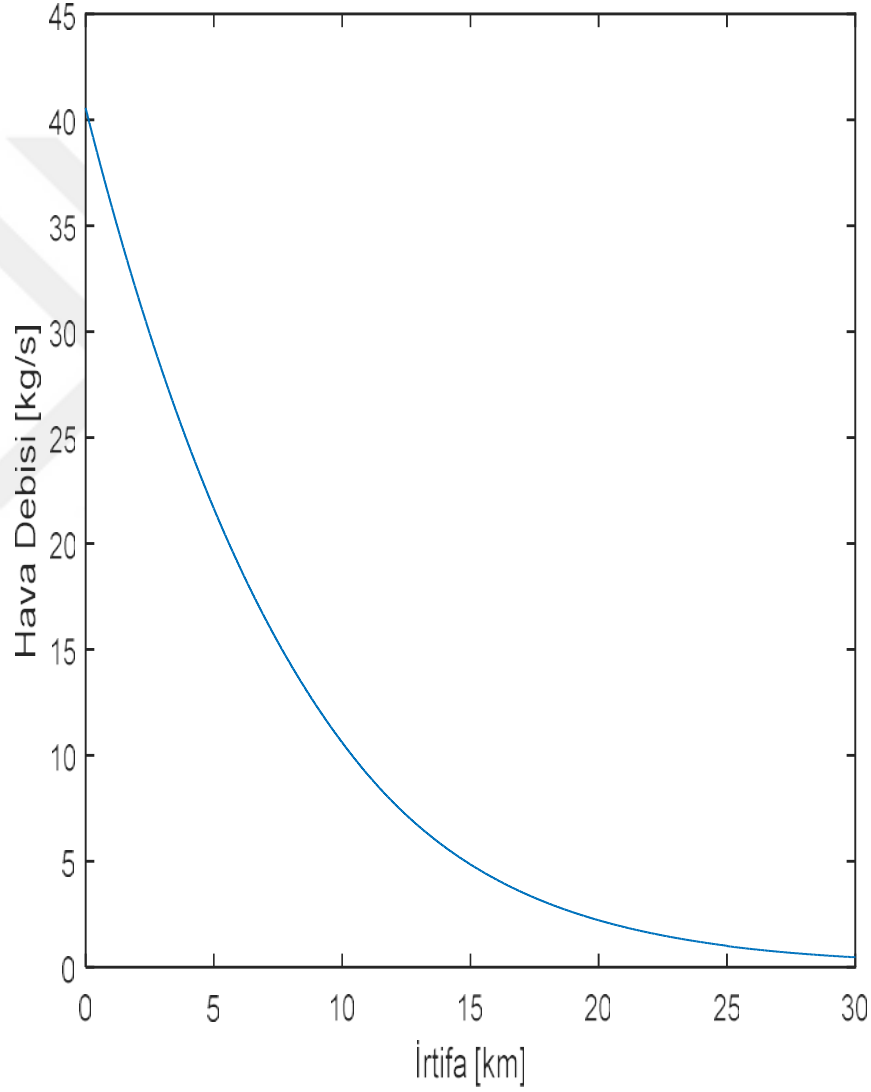
Şekil 4.1. *Atmosfer sıcaklığının irtifa ile değişimi*



Şekil 4.2. *Atmosfer basıncının irtifa ile değişimi*

4.3.1.2. İrtifa değişiminin motor performansına etkisi

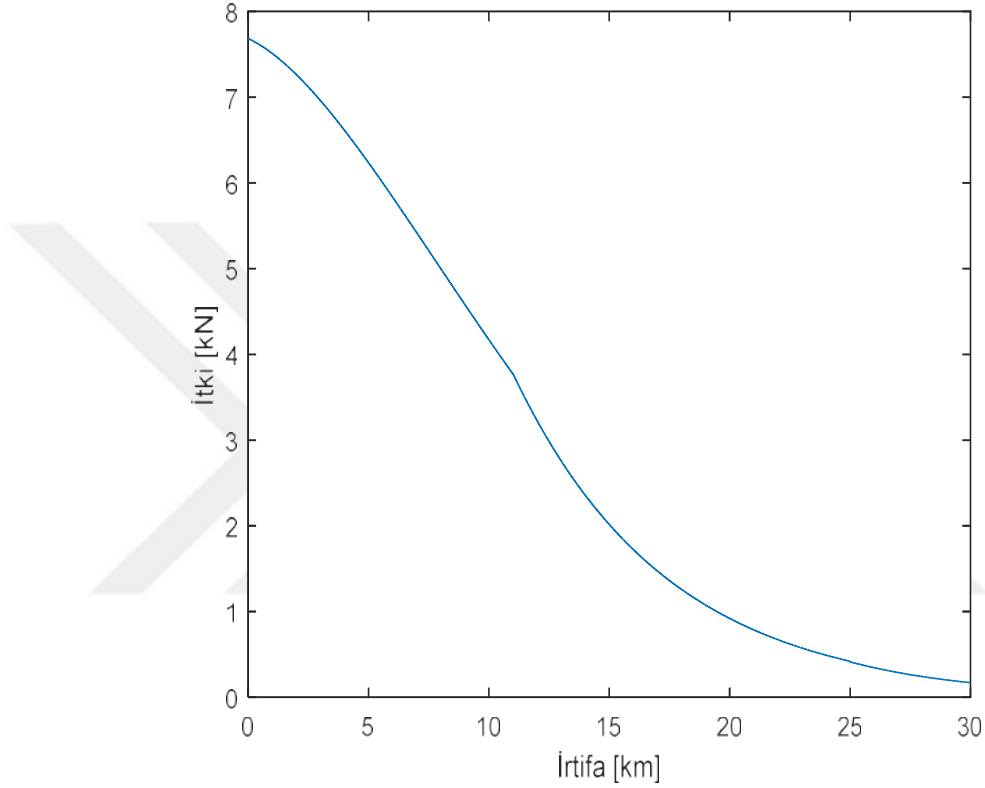
şekil 4.3'te görüldüğü gibi irtifa arttıkça hava yoğunluğunun şekil 4.2'de ifade edildiği gibi düşmesine bağlı olarak hava debisi düşmektedir.



şekil 4.3. Hava debisinin irtifa ile değişimi

şekil 4.4'te görülen irtifa arttıkça hava debisinin düşmesine bağlı olarak ters Brayton çevrimli motorun ürettiği itki irtifa artışı ile birlikte azalmaktadır. Atmosfer katmanlarının

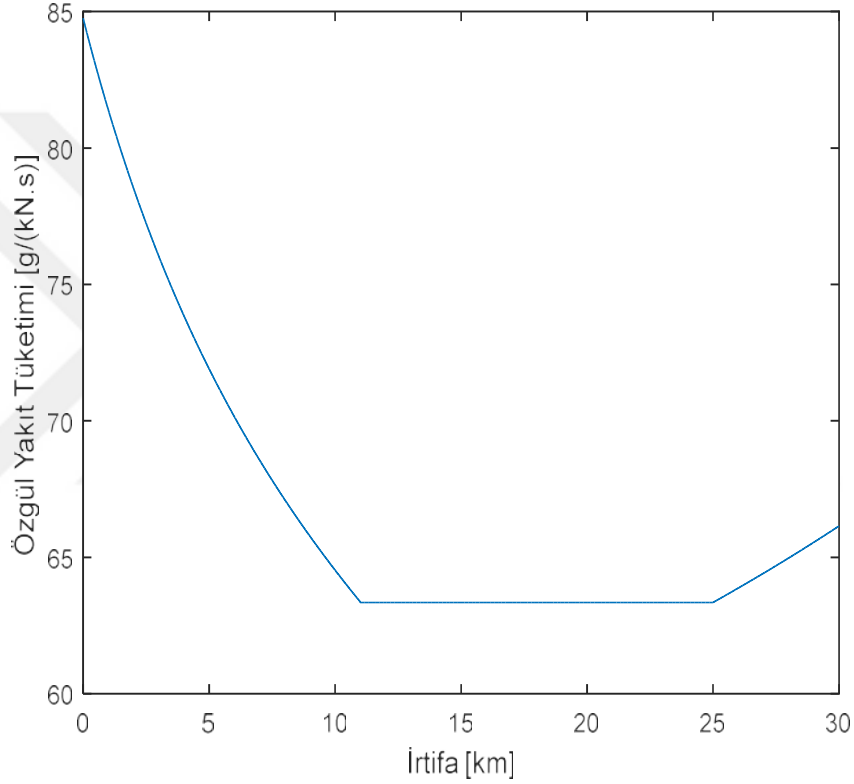
eğilimlerinin farklı olmasına bağlı olarak 11 km’de ve 25 km’de itkinin irtifa ile değişimi eğilimi değişmektedir.



Şekil 4.4. *İtkinin irtifa ile değişimi*

İrtifa ile özgül yakıt tüketiminin değişimi atmosfer sıcaklığı değişimi-özgül yakıt tüketimi etkileşimine yoğun bir şekilde bağlıdır. Standart atmosfer modelinde irtifa ile atmosfer sıcaklığı değişimi Şekil 4.5’te gösterildiği gibi her bir atmosfer katmanında farklı bir eğilime sahiptir. Bu farklı eğilimlere bağlı olarak özgül yakıt tüketiminin irtifa ile değişimi eğilimi 3 farklı atmosfer katmanında farklı eğilimler göstermektedir. Troposferde irtifa ile sıcaklık düşüşüne bağlı olarak irtifa arttıkça özgül yakıt tüketimi düşmektedir. Stratosferde irtifa değişimiyle atmosfer sıcaklığının sabit kalmasına bağlı olarak özgül yakıt tüketimi sabit kalmaktadır. Mezosferde irtifa artışı ile atmosfer sıcaklığı artışına bağlı olarak irtifa arttıkça özgül yakıt tüketimi artmaktadır.

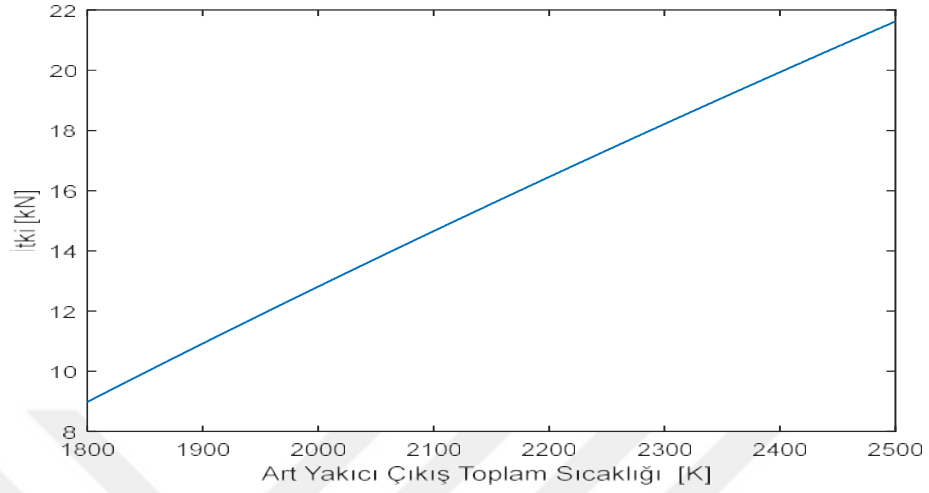
Troposferde özgül yakıt tüketiminin irtifa ile azalışı ve stratosferde özgül yakıt tüketiminin sabit kalmasının yanı sıra irtifa arttıkça atmosfer yoğunluğunun düşmesine bağlı olarak sürüklenme kuvvetinde ve buna bağlı olarak itki gereksinimini azalmakta ve böylece yakıt tüketimi azalmaktadır.



Şekil 4.5. Özgül yakıt tüketiminin irtifa ile değişimi

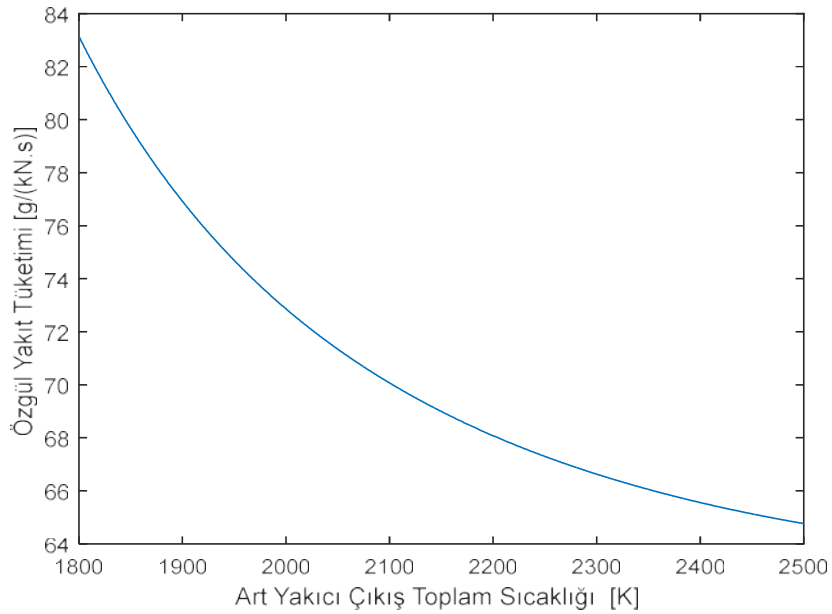
4.3.2. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile motor performansının değişimi

Şekil 4.6'da görüldüğü gibi art yakıcı çıkış toplam sıcaklığının artışına bağlı olarak beklendiği gibi üretilen itki miktarı artmaktadır bu da hipersonik hızlarda ani kaçışa veya it dalaşında manevra kabiliyeti artışı ihtiyacına bağlı olarak itkiyi artırabilmek için art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı yakıt debisine bağlı olarak kontrol edilebilir.



Şekil 4.6. İtkinin art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi

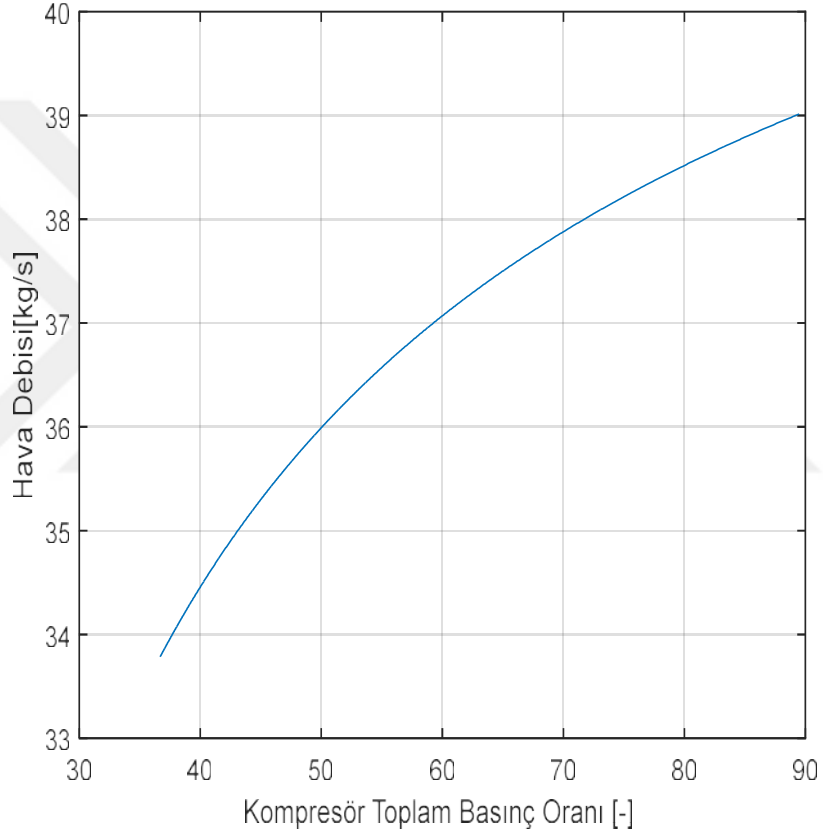
Şekil 4.7’de gözlemlendiği gibi art yakıcı çıkış toplam sıcaklığına artışına bağlı olarak özgül yakıt tüketimi düşmektedir. Böylece art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı artışına bağlı olarak artan itkinin sebep olduğu yakıt tüketimi artışı gereksinimi özgül yakıt tüketimi düşüşü ile telafi edilmektedir.



Şekil 4.7. Özgül yakıt tüketiminin art yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi

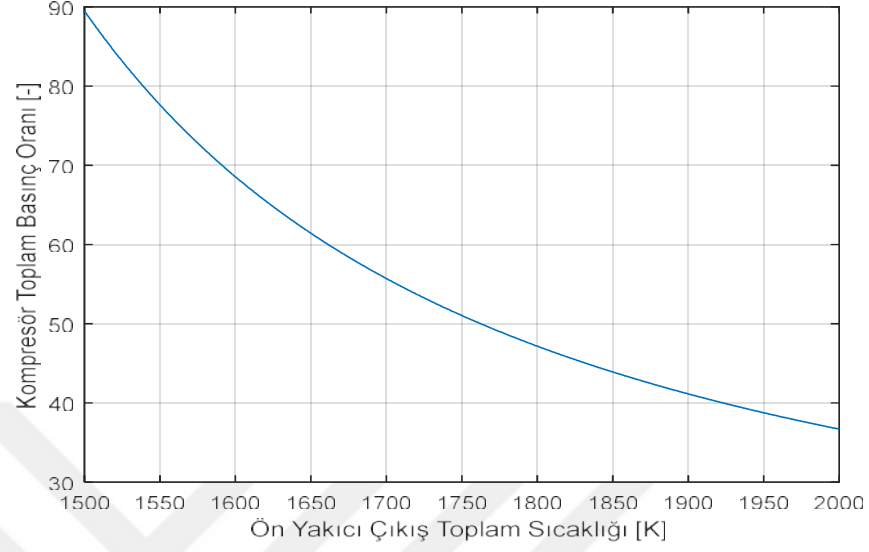
4.3.3. Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile motor performansının değişimi

Kompresörün toplam basınç oranının artırabilmesi için kompresör gücü artırılmalıdır ve buna paralel olarak havanın motora emilimi artarak Şekil 4.8’de görüldüğü gibi hava debisi de artmaktadır



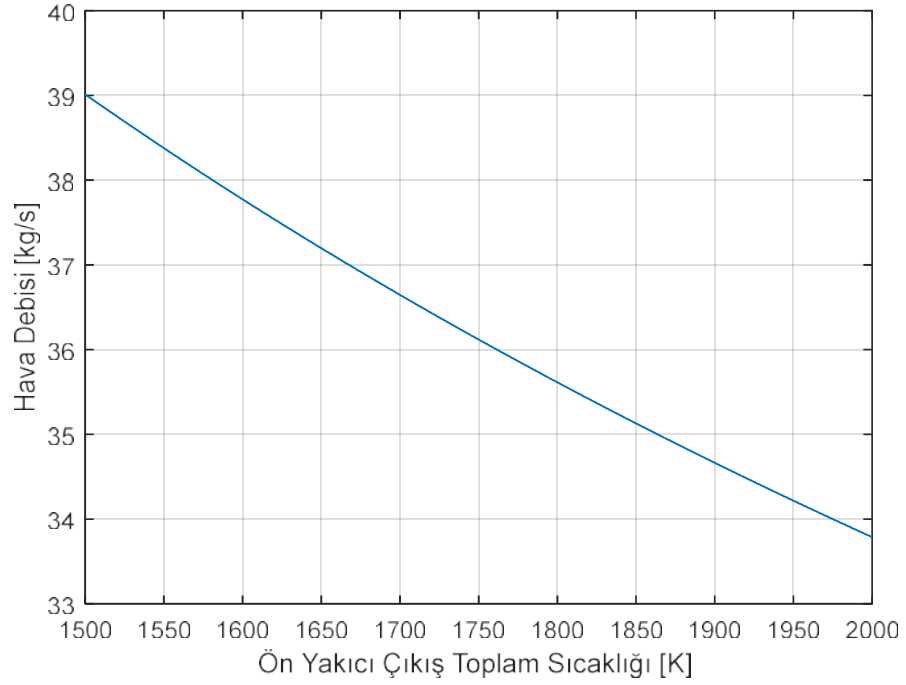
Şekil 4.8. Hava debisinin kompresör toplam basınç oranı ile değişimi

Ön yakıcı toplam sıcaklığı arttıkça türbin gücü artmaktadır ve bu da kompresör basınç oranını arttırıcı bir etkide bulunmaktadır. Ancak diğer yandan ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı arttıkça kompresör girişindeki toplam sıcaklık artmakta ve bu da kompresör toplam basınç oranını azaltmaktadır. Bu iki eğilimin etkisiyle ön yakıcı toplam sıcaklığı arttıkça kompresör toplam basınç oranı 2. eğilimin baskın gelmesiyle Şekil 4.9’da görüldüğü gibi azalmaktadır.



Şekil 4.9. Kompresör toplam basınç oranının ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi

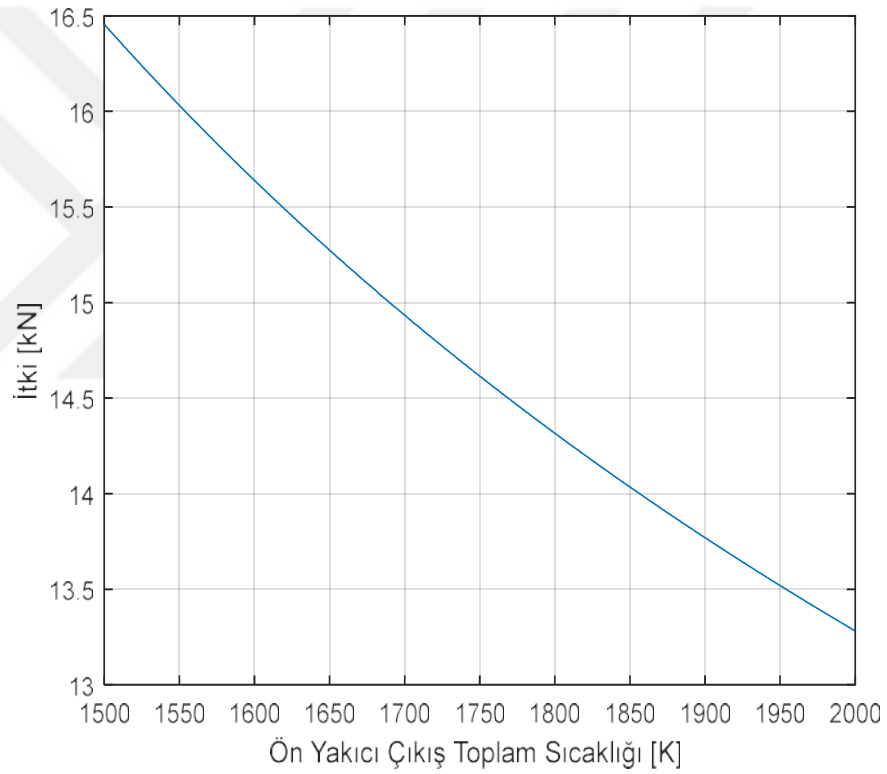
Ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı artışı ile kompresör basınç oranı düşüşüne bağlı olarak Şekil 4.10’da görüldüğü gibi ön yakıcı toplam sıcaklığı artışı ile hava debisi azalmaktadır.



Şekil 4.10. Hava debisinin ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi

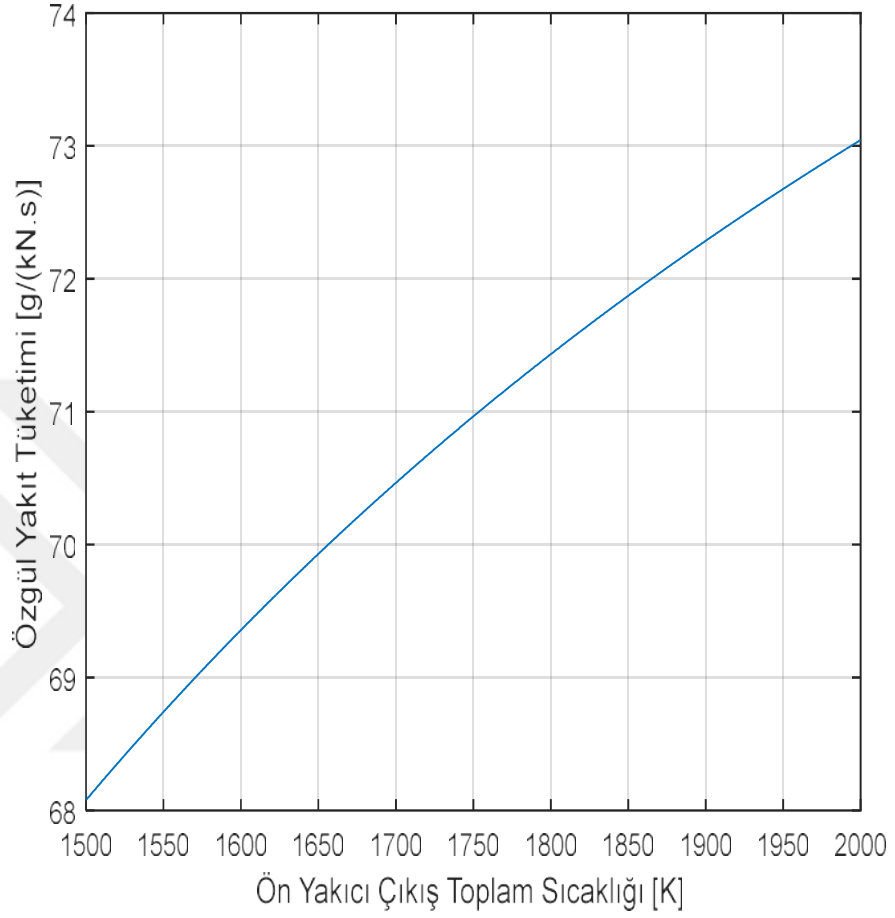
Ön yakıcıda havaya enerji aktarımı düştükçe art yakıcıda gazı enerji aktarımı artmaktadır. Yani ön yakıcı ile art yakıcı gazı toplam enerji aktarımı değıştirilebilir ve dolayısıyla gazı enerji aktarımının optimum noktası bu paylaşım ile belirlenmektedir.

Şekil 4.11’de görüldüğü gibi ön yakıcı toplam sıcaklığı artışına bağılı olarak itki düşmektedir.



Şekil 4.11. İtkinin ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değışimi

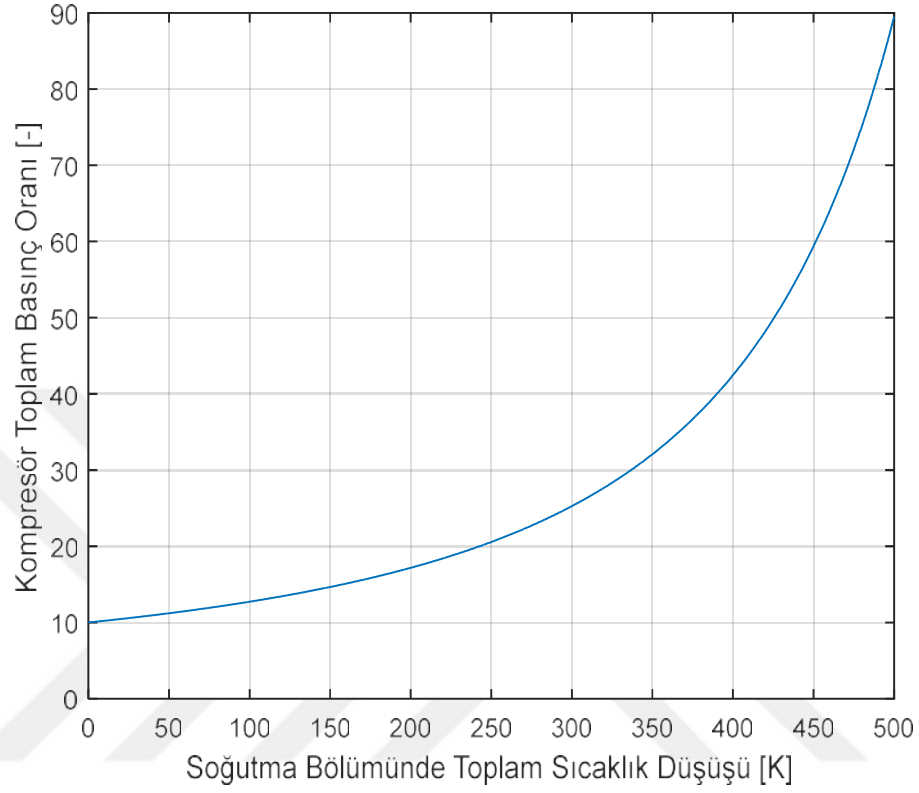
Şekil 4.12’de verildiği gibi ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı artışı ile özgül yakıt tüketimi artmaktadır.



Şekil 4.12. Özgül yakıt tüketiminin ön yakıcı çıkış toplam sıcaklığı ile değişimi

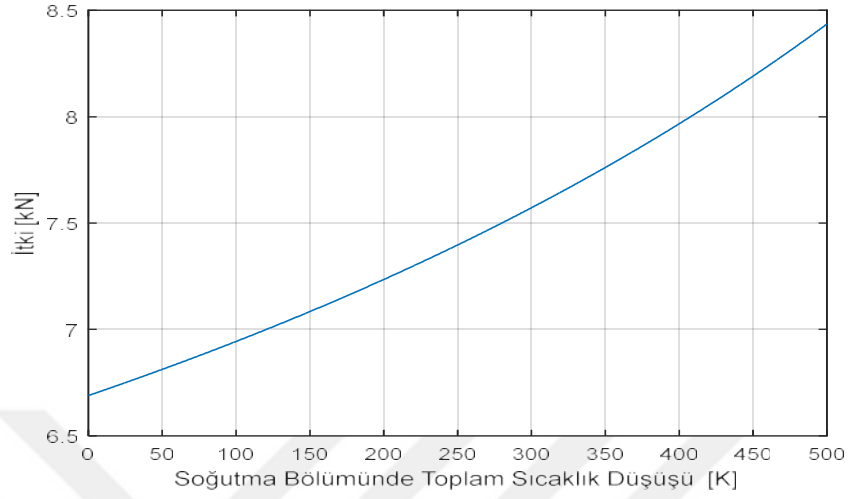
4.3.4. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile motor performansının değişimi

Soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü artışı ile kompresör giriş toplam sıcaklığı düştüğü için Şekil 4.13'te gözlemlendiği gibi soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü artışı ile kompresör toplam basınç oranı artmaktadır.



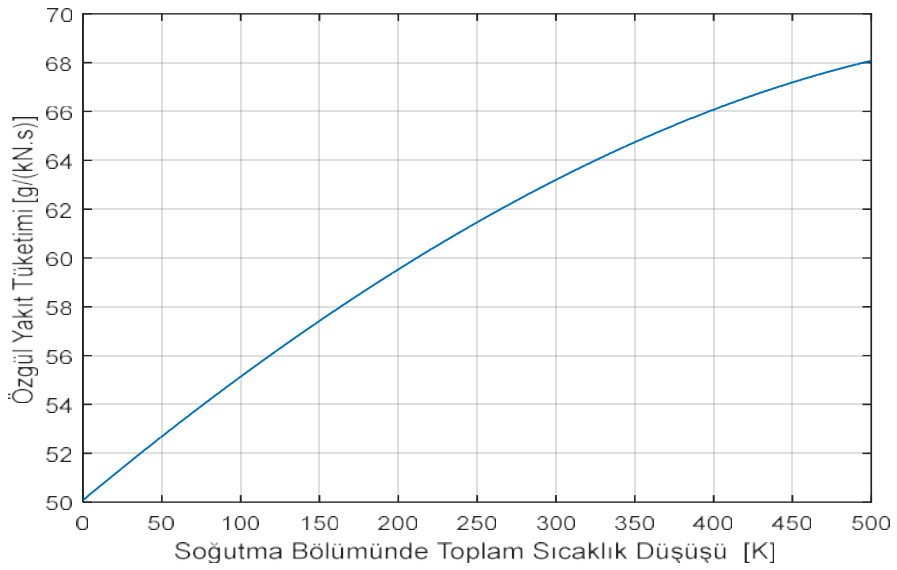
Şekil 4.13. *Kompresör toplam basınç oranının soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile değişimi*

Şekil 4.14’te görüldüğü gibi soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü artışına bağlı olarak kompresör toplam basınç oranının artışı ile itki artışı gerçekleşmektedir. Soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü kontrol edilebilir olduğu kabulüyle itkiyi arttırmak istendiğinde soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü artırılabilir. Ancak, gaz karışımı bileşenlerinin sıcaklığı donma sıcaklığının altına düşmemesi gerekmektedir.



Şekil 4.14. *İtkinin soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile değişimi*

Şekil 4.15'te verildiği gibi soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü artışı ile özgül yakıt tüketimi artmaktadır. Bu durumdan soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü kontrolü ile özgül yakıt tüketimini düşürmek soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü azaltılabilir ve itkiyi artırmak için soğutma bölümü toplam sıcaklık düşüşü artırılabilir.



Şekil 4.15. *Özgül yakıt tüketiminin soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ile değişimi*

5. TERS BRAYTON ÇEVİRİMLİ MOTOR T-s VE P-v DİYAGRAMI

Diferansiyel entropi değişimi Denklem (5.1)'de ifade edilmektedir.

$$ds = \frac{dh}{T} - \frac{v}{T} \frac{dP}{P} \quad (5.1)$$

Diferansiyel entalpi denklemi Denklem (5.2)'de ifade edilmekte olup ideal gaz denklemi de Denklem (5.3)'te ifade edilmektedir.

$$dh = c_p dT \quad (5.2)$$

$$P \times V = R \times T \quad (5.3)$$

Isı sığasının sabit kaldığı kabulü altında Denklem (5.2) ve (5.3) kullanılarak Denklem (5.1) Denklem (5.4)'teki gibi ifade edilebilir.

$$ds = \frac{c_p dT}{T} - \frac{R dP}{P} \quad (5.4)$$

Denklem (5.4) Denklem (5.5)'de ifade edildiği gibi integre edilirse Denklem (5.6)'da ifade edilen ifadeye ulaşmak mümkündür.

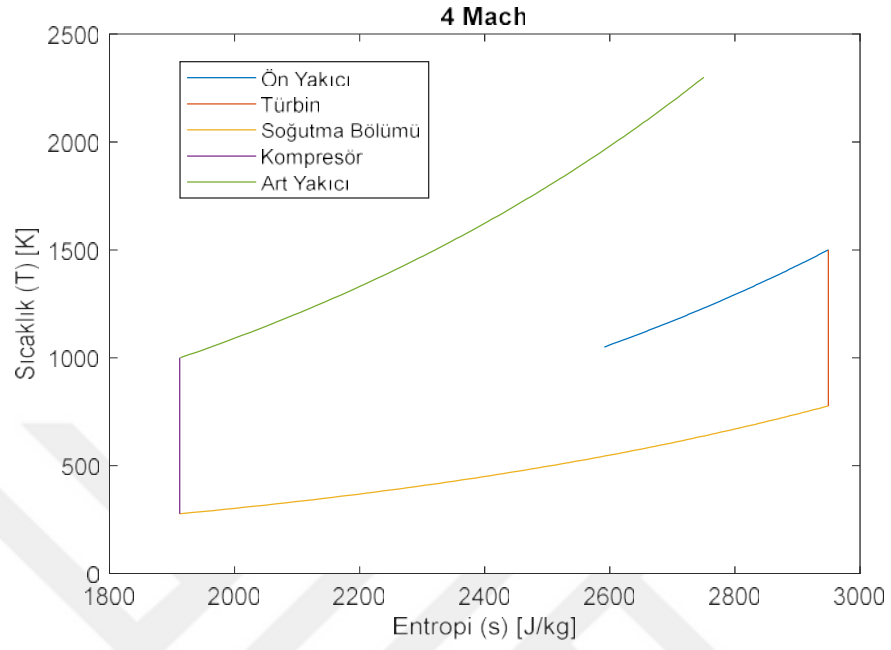
$$\int ds = \int \frac{c_p dT}{T} - \int \frac{R dP}{P} \quad (5.5)$$

$$s = c_p \times \ln(T) - R \times \ln(P) \quad (5.6)$$

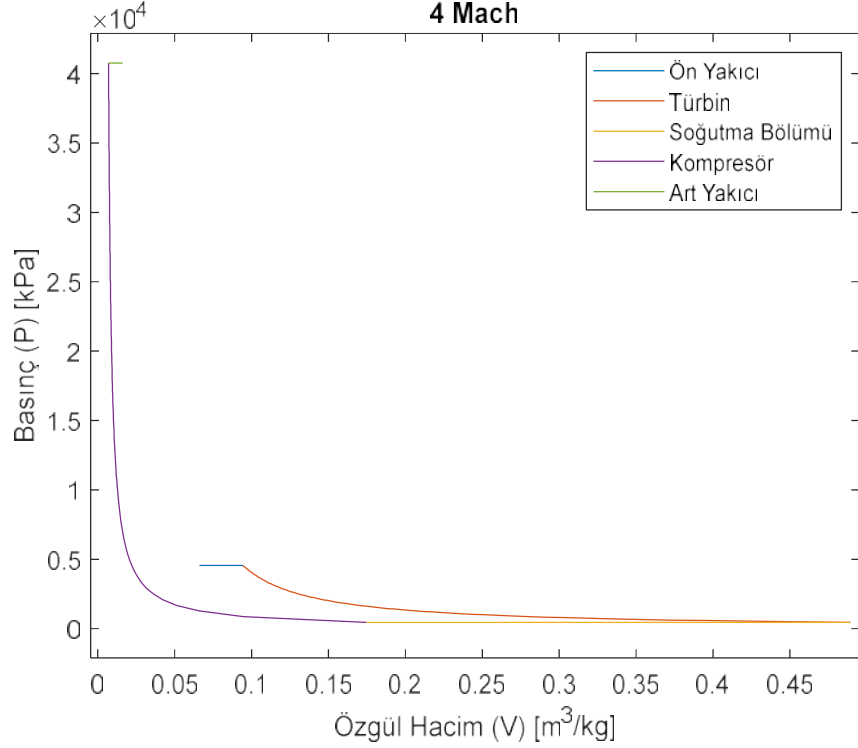
İdeal gaz denklemini Denklem (5.7)'de ifade edildiği gibi ifade etmek mümkündür.

$$P = \frac{R \times T}{V} \quad (5.7)$$

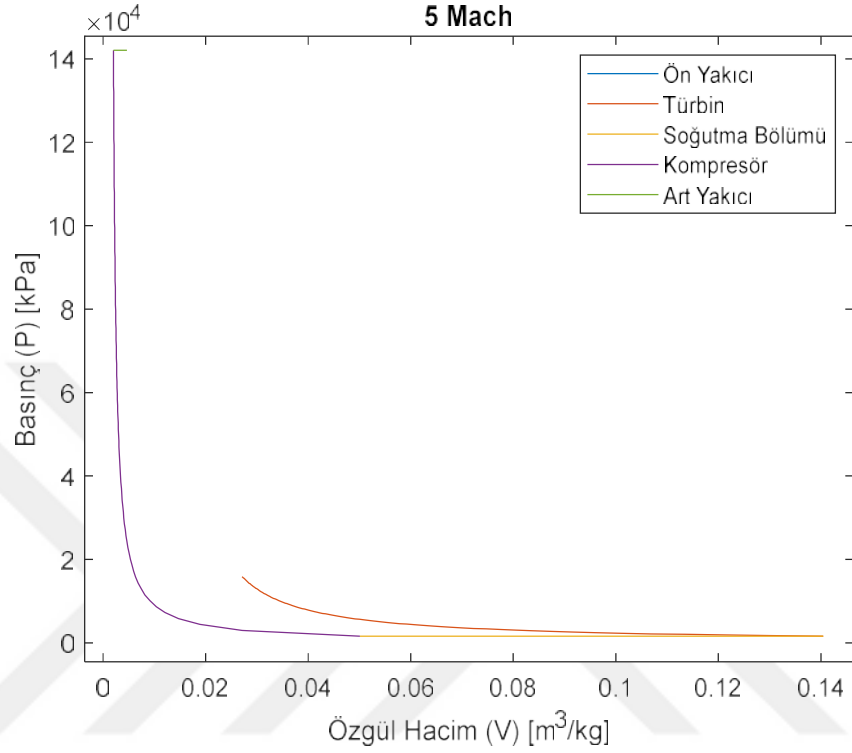
Denklem (5.6) ve (5.7) kullanılarak Ek 14'te ifade edilen kodlarla Şekil 5.1-5.4'te ifade edilen Ters Brayton çevrimli motorun 4 ve 5 Mach uçuş hızlarında T-s ve P-v diyagramlarına ulaşmak mümkündür.



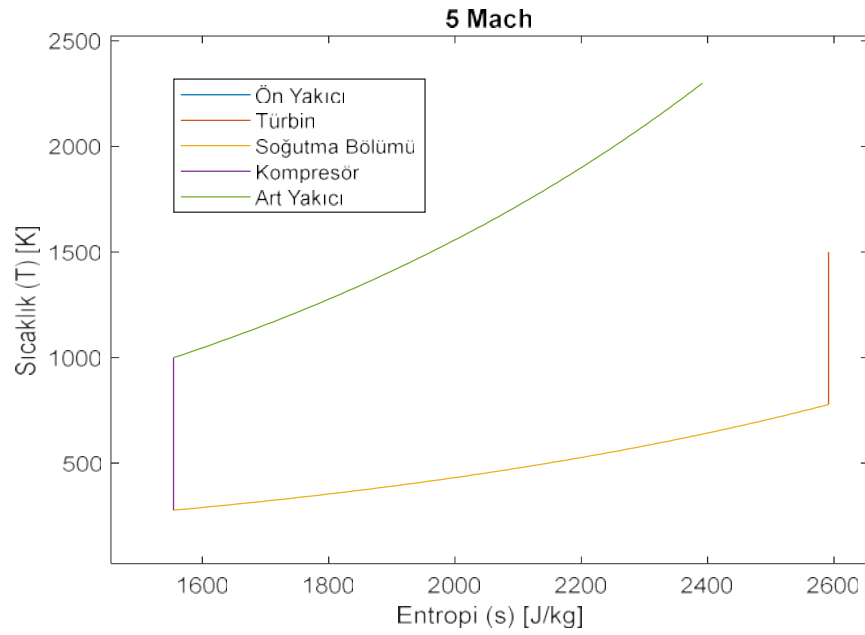
Şekil 5.1. 4 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun T - s diyagramı



Şekil 5.2. 4 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun P - v diyagramı



Şekil 5.3. 5 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun P-v diyagramı



Şekil 5.4. 5 Mach uçuş hızında ters Brayton çevrimli motorun T-s diyagramı

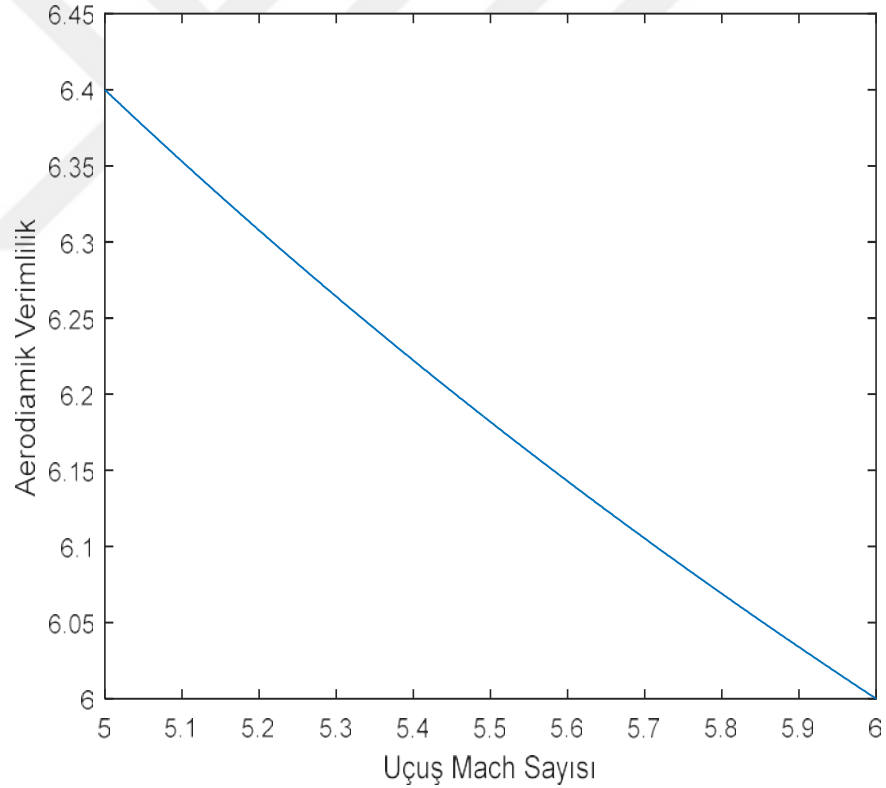
6.KOMPONENT KAVRAMSAL TASARIMI

6.1. Hava AlğıTasarımı

Hava aracının hipersonik uçuş koşullarında aerodinamik verimliliği Denklem (6.1)'de ifade edilmektedir [58].

$$\frac{L}{D} = \frac{4 \times (M_f + 3)}{M_f} \quad (6.1)$$

İfade edilen modele bağlı olarak aerodinamik verimliliğin uçuş Mach sayısına bağlı olarak değişimi Şekil 6.1'de gösterilmektedir.



Şekil 6.1. Hipersonik uçuş Mach sayısı aralığında aerodinamik verimliliğin uçuş Mach sayısı ile değişimi

Motorun hava aracına sağlaması gereken itki aerodinamik verimlilik ve hava aracı ağırlığına bağlı olarak Denklem (6.2)'de ifade edildiği şekilde belirlenebilir:

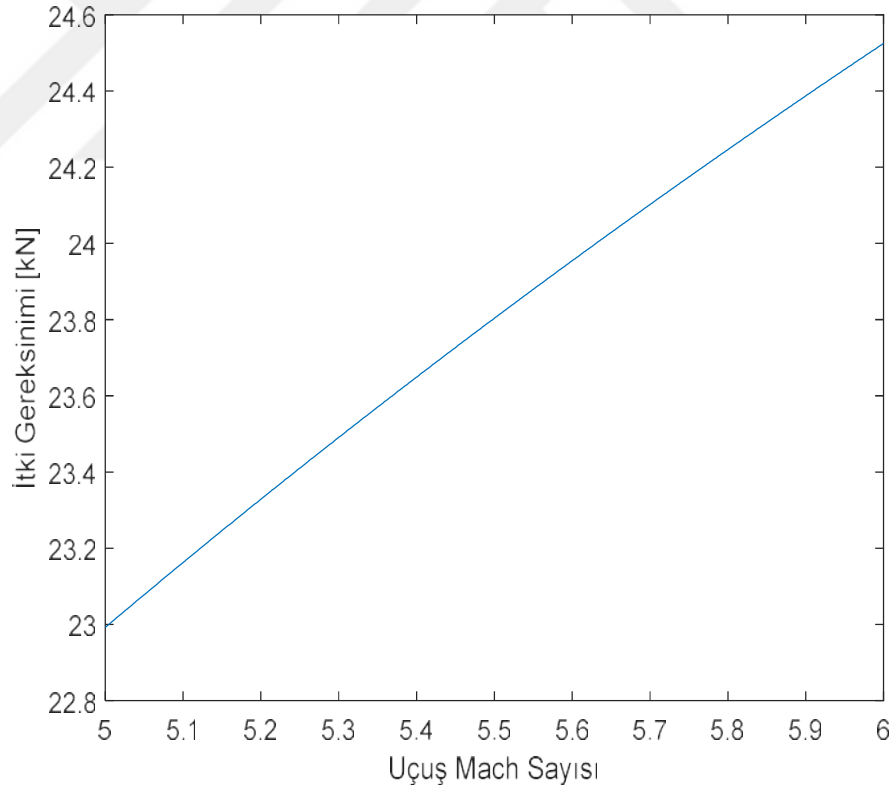
$$\dot{I}t_{i_{gerekli}} = \frac{M_{hava\ araci} \times g}{\frac{L}{D}} \quad (6.2)$$

Hava aracı kütlesi Tablo 6.1’de ifade edilmektedir.

Tablo 6.1. *Hava aracı özelliği*

Özellik	Değer
Hava Aracı Kütlesi ($M_{hava\ araci}$)	15000 kg

Hipersonik koşullarda hava aracı aerodinamik verimliliği ve hava aracı ağırlığına bağlı olarak İtki gereksiniminin hipersonik Mach sayısı ile değişimi Şekil 6.2’de gösterilmektedir.

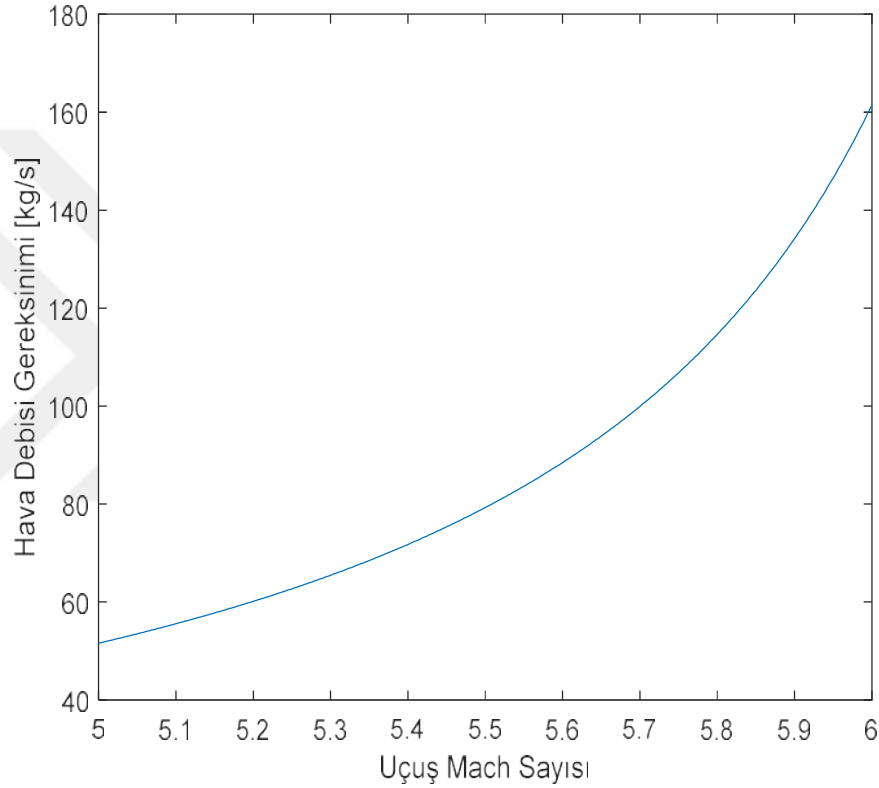


Şekil 6.2. *İtki gereksiniminin uçuş Mach sayısı ile değişimi*

Hava aracı kütle debisi gereksinimi özgül itkiye ve itki gereksinimine bağlı olarak Denklem (6.3)’te ifade edilmektedir:

$$\dot{m}_{gerekli} = \frac{\dot{I}t_{ki}gerekli}{sT} \quad (6.3)$$

Hava aracı kütle debisi gereksiniminin Denklem (6.3)'te ifade edilen modele bağlı olarak uçuş Mach sayısı ile değişimi Şekil 6.3 'te gösterilmektedir.



Şekil 6.3. Hava debisi gereksiniminin uçuş Mach sayısı ile değişimi

Hipersonik uçuş Mach sayısına bağlı olarak hava alığı alanı gereksinimini Denklem (6.4) ve Denklem (6.5)'ten elde edilebilir.

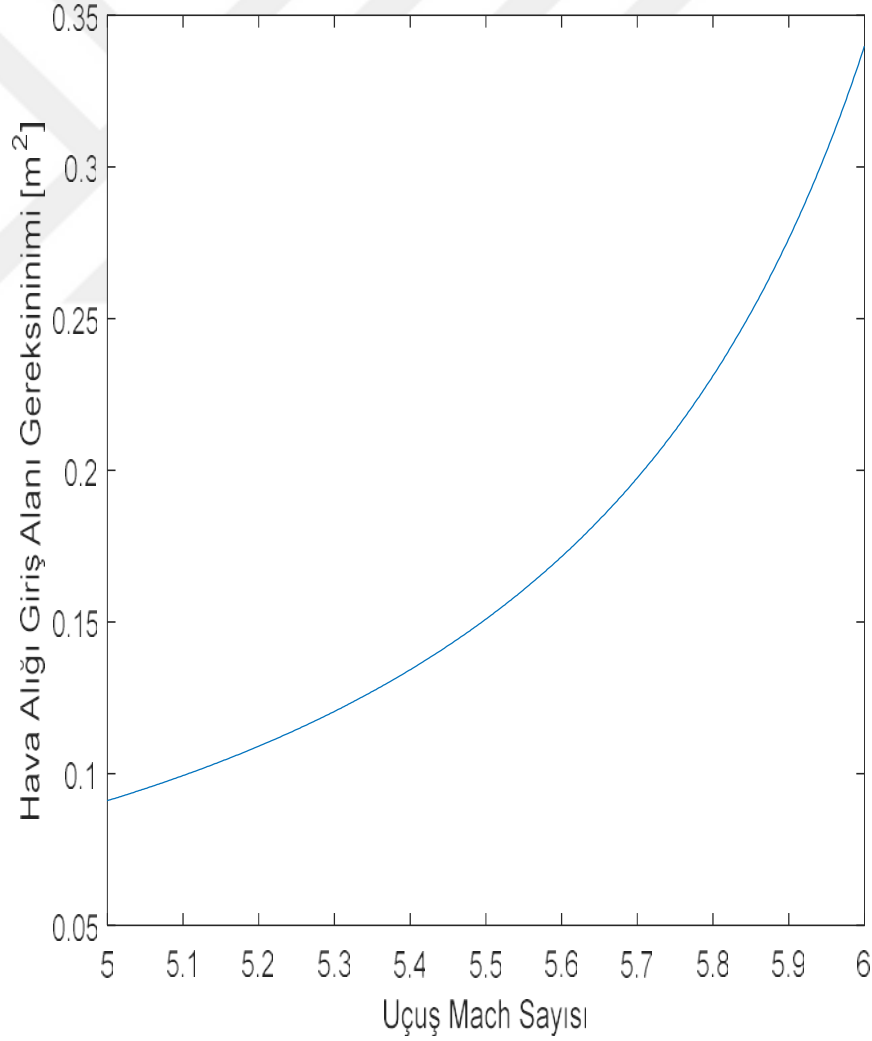
Sıkıştırılabilir akış denklemi Denklem (6.4)'te ifade edilmektedir.

$$A = \frac{P_t \times MFP}{\dot{m} \times \sqrt{T_t}} \quad (6.4)$$

Denklem (6.4)'te ifade edilen kütle akış parametresi, MFP, Denklem (6.5)'te ifade edilmektedir.

$$MFP = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times M^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2 \times (\gamma-1)}} \times M \quad (6.5)$$

Hava alığı alanı gereksiniminin uçuş Mach sayısı ile değişimi Şekil 6.4'de gösterilmektedir.



Şekil 6.4. Hava alığı gereksinimi alanının uçuş Mach sayısı ile değişimi.

5 Mach sayısında 250 K atmosfer sıcaklığı ve 50 kPa atmosfer basıncı koşullarında elde edilen optimum tasarımın kullanılması uygundur.

Motor tasarım parametreleri Tablo 6.2’de verilmektedir.

Tablo 6.2. *Motor tasarım parametreleri*

Tasarım Parametresi	Parametre Değeri
Özgül İtki	451.052 m/s
İtki Gereksinimi	23.1 kN
Atmosfer Basıncı	50 kPa
Atmosfer Sıcaklığı	250 K
Hava Debisi Gereksinimi	55.5895 kg/s

Uçuş Mach sayısına bağlı olarak hava alığı şok kayıpları modelleri Tablo 6.3’te verilmektedir. Hava alığının adyabatik olduğu kabul edilmektedir.

Tablo 6.3. *Hava alığı şok kayıpları modeli*

Şok kayıp modeli	Uçuş Mach sayısı Aralığı	Referans
$\pi_d = 1 - 0.1 \times (M_0 - 1)^{1.5}$	$1 < M_0$	AIA – Standard
$\pi_d = 1 - 0.075 \times (M_0 - 1)^{1.35}$	$1 < M_0 < 5$	MIL - E -5008B
$\pi_d = \frac{800}{M_0^4 + 935}$	$5 < M_0$	MIL - E -5008B

Tablo 6.4’te elde edilen hava alığı tasarım parametreleri gösterilmektedir ve Tablo 6.3’te verildiği şekilde elde edilmiştir.

Tablo 6.4. Hava alığı tasarım parametreleri

Tasarım Parametreleri	Parametre Değeri
Hava Alığı Alanı Gereksinimi	0.0911 m ²
Hava Alığı Boğaz Alanı	0.0036 m ²
Hava Alığı Çıkış Akış Mach sayısı	0.2 Mach
Hava Alığı Çıkış Alanı	0.0108 m ²
Hava Alığı Çıkış Toplam Basıncı	13566 kPa
Hava Alığı Çıkış Toplam Sıcaklığı	1500K

6.2. Ön Yakıcı

Ön yakıcı hava alığı çıkışındaki akış özelliklerine göre tasarlanır. Ön yakıcı ve hava alığı tasarımı arasında yakın bir ilişki vardır. Hava alığı hava akışının alanını değiştirilerek ön yakıcı tasarımı için optimum değerdeki akış hızı sağlanır. Bu sebeple ön yakıcının tasarım gereksinimlerinin belirlenmesi (yanmanın gerçekleşmesini sağlayacak ve ön yakıcı basınç kayıplarını minimum değere düşürecek ön yakıcı giriş hızının belirlenmesi) hava alığı tasarımı için gereklidir.

Bu sebeple öncelikle ön yakıcı tasarımı gerçekleştirilip sonra ön yakıcı tasarım bilgilerine bağlı olarak hava alığı tasarımı yapılmalıdır.

Ön yakıcı tasarımından beklenen yanma odası tasarımına benzer şekilde basınç kayıplarını düşürmek ve türbin girişinde ihtiyaç duyulan hava akışı özelliklerini sağlayabilecek düzeyde yanmayı gerçekleştirebilmektir.

Ön yakıcıdaki basınç kayıpları yanma odasındaki basınç kayıplarına göre daha yüksek seviyededir. Çünkü yanma odasında görülen yanmanın düşük basınç kayıplarında gerçekleşmesine imkân verecek özel şekli (yanma odası tasarımını) ön yakıcıda kullanmak mümkün değildir.

Ön yakıcı basınç oranı Denklem (6.6)'da ifade edilmektedir [31]

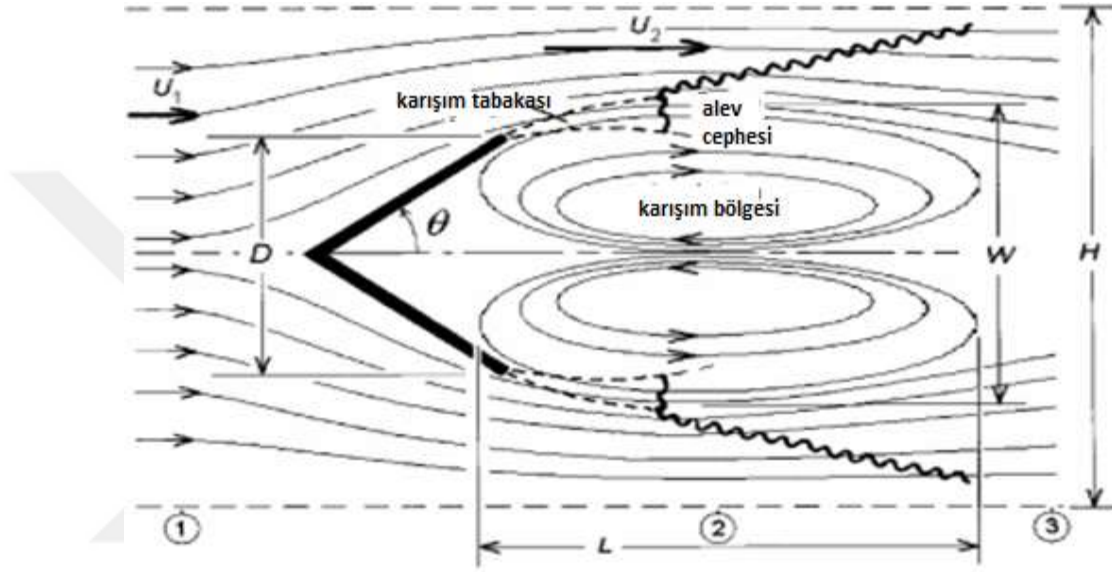
$$\pi_{AB} = 1 - \frac{(\tau_{AB} - 1) + C_D \times B}{1 + \frac{2}{\gamma \times M_1^2}} \quad (6.6)$$

M_1 , ön yakıcı giriş Mach sayısı (Hava alığı tasarımına bağlı olarak uçuş Mach sayısından belirlenebilir. Hava alığı ön yakıcı tasarım amaçlarına (düşük basınç kaybı ve yanmaya imkan verecek bir tasarım) ulaşmamızı sağlayacak bir tasarıma sahip olmalıdır.

Denklem (6.6)'da ifade edilen blokaj oranı Denklem 6.7'de ifade edilmektedir.

$$B = \frac{D}{H} \quad (6.7)$$

D ve H ön yakıcı geometrik parametreleri Şekil 6.5'de gösterilmektedir.



Şekil 6.5. Art yakıcı tasarım parametreleri şeması

Sürüklenme katsayısı vee-gutter ateşleyici tasarımlarında ön yakıcı geometrik parametrelerine bağlı olarak aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilmektedir (İfade edilen geometrik parametreler Şekil 6.5'te gösterilmektedir).

C_D , Sürüklenme katsayısı Denklem (6.8)'de ifade edilmektedir [31].

$$C_D = \frac{H}{D} \frac{W^2}{(H-W)^2} \quad (6.8)$$

Cornell'ın grafiksel çözümlemesinde ifade edilen geometrik parametreler arasında Denklem (6.9)'da gösterilen bağıntı önerilmiştir [59].

$$\frac{W}{H} \approx B + (1 - \sqrt{B}) \sqrt{B \times \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)} \quad (6.9)$$

H parametresi, ön yakıcı ateşleyici halkası sayısı, N_A ve ön yakıcı çapına D_{AB} bağlı olarak aşağıda ifade edilmektedir.

$$H \approx \frac{D_{AB}}{N_A} \quad (6.10)$$

Ön yakıcı halkası sayısının çoğalması ön yakıcı uzunluğunu düşürmektedir ancak diğer yandan basınç kayıplarını artırmakta ve hava-yakıt karışımının art yakıcıda kalma süresini düşürmekte ve böylece yanma verimliliğini olumsuz etkilemektedir.

Ön yakıcı halka sayısını artırmak ön yakıcı uzunluğunu artırmasına karşın basınç kayıplarını düşürmesi, yanma verimliliğini artırması ve yakıt-hava karışımının kalış süresini uzatması sebebiyle amaçlanmaktadır. Ancak ön yakıcı sayısını düşürmek art yakıcı kanalı çapının üst sınırının motorun o bölgede maksimum çapı ile sınırlı olması ve H parametresinin alabileceği en düşük değerin yanmanın gerçekleşebilmesi ile sınırlandığından belirli bir sayının üzerine çıkılamamaktadır.

Ön yakıcı halkası sayısının belirlenebilmesi için H parametresinin alabileceği minimum değer aşağıda ifade edilmektedir [60].

$$H_{min} = 1.042 \times U_1 \times t_{BO} \quad (6.11)$$

6.2.1. Yakıt ateşleme gecikme süresi

Ateşleme gecikme süresini belirlemek için kullanılan Arrhenius denklemi, Denklem (6.12)'de ifade edilir.

$$t_{ign} = A \exp\left(\frac{E}{RT}\right) [O_2]^a [yakıt]^b \quad (6.12)$$

Denklemdeki ifade Denklem (6.13)'te açıklanmaktadır,

$$[]_i = \frac{X_i P}{RT} \quad (6.13)$$

Denklem (6.13)'te, $[]_i$, Denklem (6.12)'deki oksitleyici veya yakıt, X mol oranıdır, P basınçtır, T sıcaklıktır ve R evrensel gaz sabitidir.

Denklem (6.12)'de ifade edilen Arrhenius denklemine kullanılan tutuşma gecikme süresi katsayıları deneysel verilere dayalı korelasyon yöntemi ile belirlenir ve bu katsayılar düşük tutuşma süresi gereksinimini karşılayan farklı yakıtlar için Tablo 6.5'te verilmektedir [61].

X_i , mol fraksiyonu Denklem (6.14)'e göre belirlenir, yanma karışımı özellikleri ile ilgili parametrelere bağlıdır.

$$X_i = \frac{\frac{m_i}{MW_i}}{\sum_i^n \frac{m_i}{MW_i}} \quad (6.14)$$

Burada m_i yanma karışımından oluşan bileşiklerin kütle akış hızı, MW_i yanma karışımını oluşturan bileşiklerin moleküler ağırlığıdır.

Tablo 6.5. Yanma için gerekli süre katsayıları (mol/cc cinsinden sonuç elde etmek için) [61]

Yakıt	A	E	a	b
Metan	2.21×10^{-14}	45000	-1.05	0.33
Heptan	6.76×10^{-15}	40160	-1.20	0.40
Etilen	2.82×10^{-17}	35000	-1.20	0.00
Hidrojen	1.60×10^{-14}	19700	-1.00	0.00
JP-10	2.36×10^{-15}	43855	-1.20	0.40

İfade edilen ön yakıcı tasarım parametrelerinin basınç kayıplarını düşürerek art yakıcı basınç oranını artırmak için optimum değerleri belirlenirken art yakıcının sürdürülebilir yanmayı gerçekleştirme işlevini de göz önünde bulundurulması gerekmektedir. Bu durum art yakıcı tasarım amacını ulaşmaya çalışırken tasarımı sınırlayan bir kısıttır.

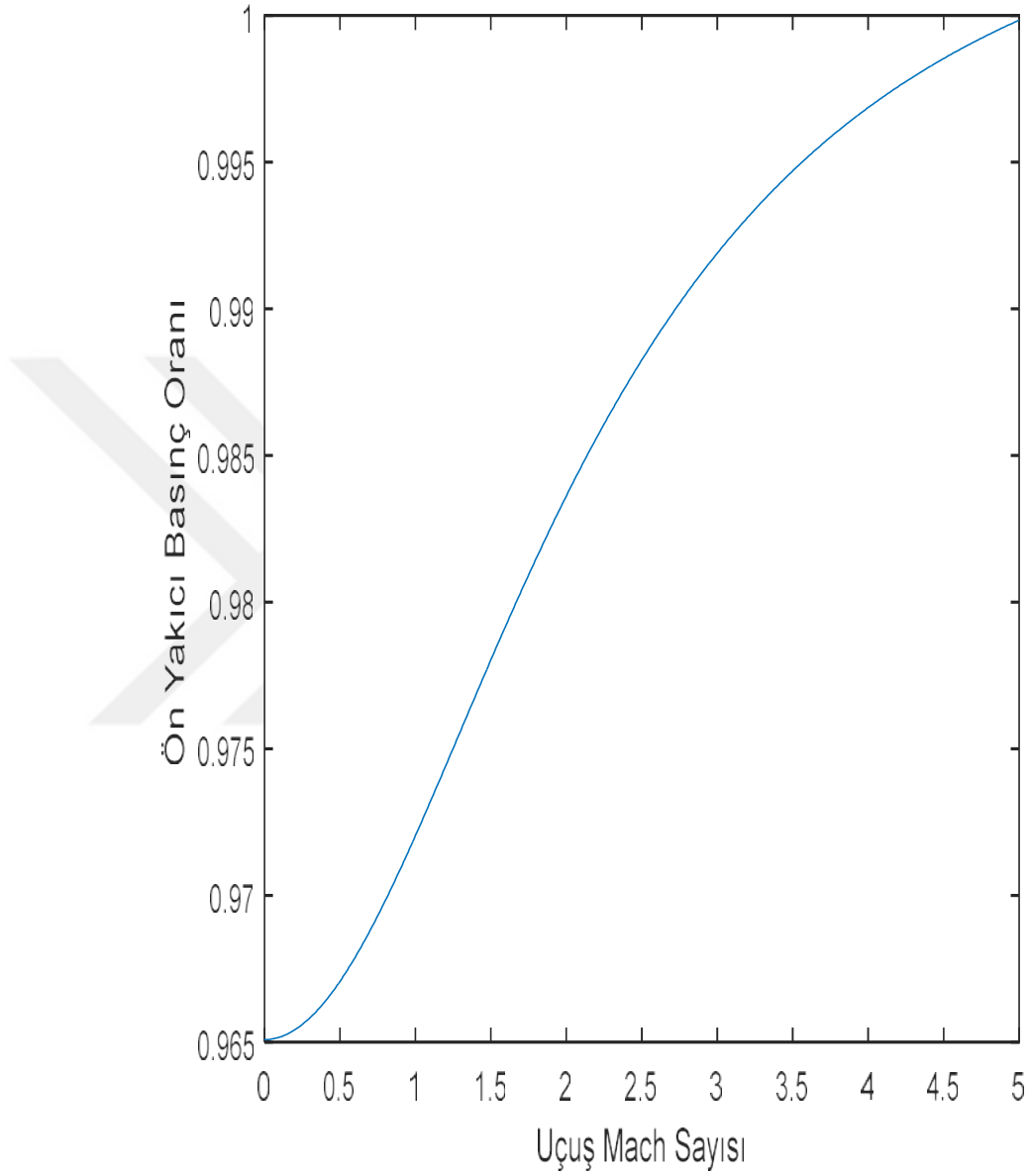
Ön yakıcı tasarımında ifade edilen kısıtın modellenmesi gereksinimine bağlı olarak model oluşturulmalıdır.

Bahsi geçen model oluştururken göz önünde bulundurulması gereken olgu yanma odası tasarımına benzer şekilde ihtiyaç duyulan reaksiyon gerçekleşene kadar ateşlenen yakıt-hava karışımının ön yakıcıyı terk etmemesidir.

Yakıt-hava karışımının ön yakıcıda kalması gereken süre aşağıda ifade edilmektedir [31].

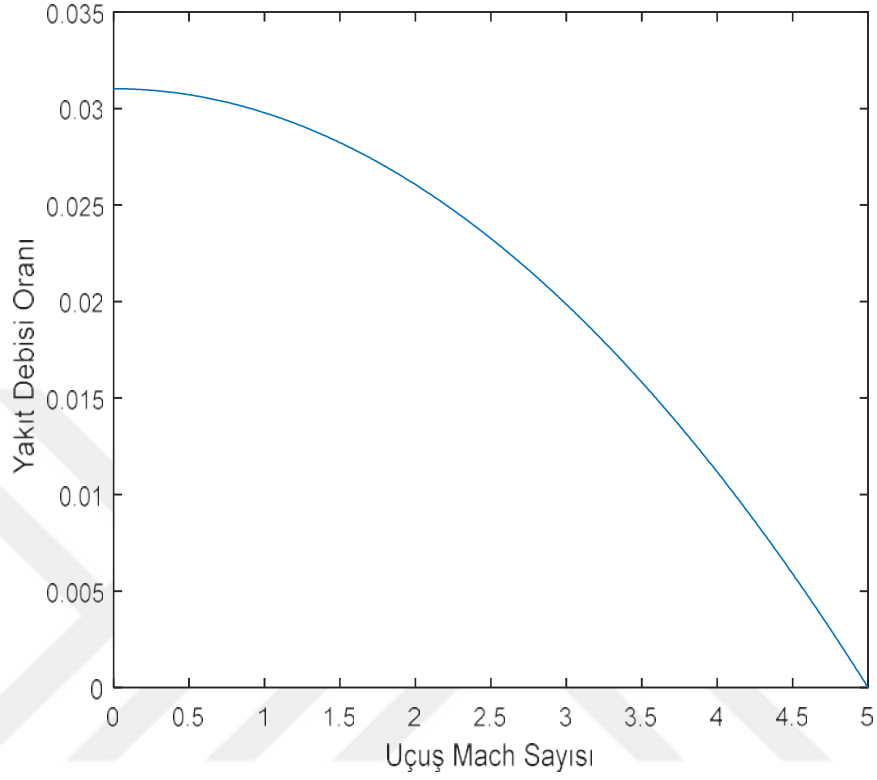
$$t_r \approx \frac{H}{U_1} \frac{4 \times W}{H} \left(1 - \frac{W}{H}\right) > t_{BO} \quad (6.15)$$

Şekil 6.6'da ön yakıcı toplam basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi gösterilmektedir.



Şekil 6.6. *Ön yakıcı toplam basınç oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi*

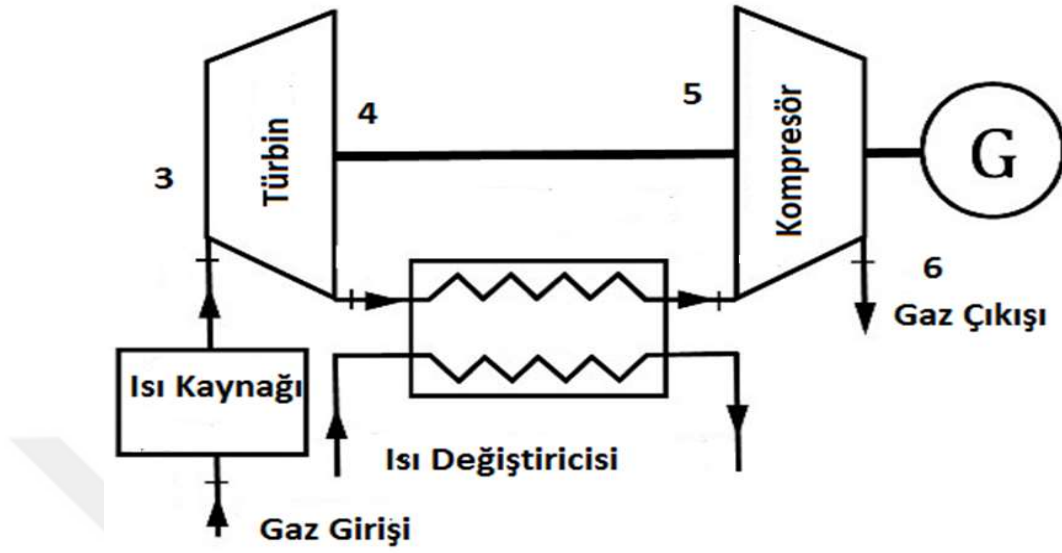
Şekil 6.7’de gösterildiği gibi hipersonik uçuşlarda ram sıkıştırma sonucu türbin girişindeki hava toplam sıcaklığı gereksinimine ulaşıldığından hipersonik hızlarda ön yakıcı çalıştırılmasına gerek kalmamaktadır. Dolayısıyla ön yakıcıyı hipersonik hızlara ulaşana kadar çalıştırmak yeterli olmaktadır.



Şekil 6.7. Yakıt debisi oranı gereksinimin uçuş Mach sayısı ile değişimi

6.3. Turbomakine Tasarımı

Ters Brayton çevrimli turbo makine şeması Şekil 6.8’de gösterilmektedir. Turbo makine tasarımında kullanılacak denklemler Denklem (6.16)-(6.23)’te ifade edilmektedir.



Şekil 6.8. Ters Brayton çevrimli turbo makine şeması [62]

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{(y-1)\eta}{\gamma}} \quad (6.16)$$

$$T_{t_4} = T_{t_3} \times \tau_t \quad (6.17)$$

$$W_t = \dot{m} \times c_p \times (T_{t_3} - T_{t_4}) \quad (6.18)$$

$$W_c = W_t \times \eta_{shaft} \quad (6.19)$$

$$T_{t_5} = T_{t_4} - T_{t_{soğutma}} \quad (6.20)$$

$$T_{t_5} = T_{t_4} + \frac{W_c}{\dot{m} \times c_p} \quad (6.21)$$

$$\pi_c = \tau_c^{\frac{\gamma \times \eta}{(\gamma-1)}} \quad (6.22)$$

$$P_{t_6} = P_{t_5} \times \pi_c \quad (6.23)$$

Denklem (6.16)-(6.23)'te ifade edilen denklemler kullanılarak Tablo 6.6, Tablo 6.7'deki turbo makine başlangıç tasarım parametrelerine bağlı olarak Tablo 6.8'da ifade edilen sınırlama ile belirlenmektedir.

Tablo 6.6. *Turbo makine başlangıç tasarım parametreleri*

Tasarım Parametresi	Değer
Türbin toplam basınç oranı (π_t)	0.1
Türbin politropik verimi (η_t)	0.90
Kompresör politropik verimi (η_c)	0.90
Şaft verimi (η_{shaft})	0.99
Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşü ($T_{t_{soğutma}}$)	500 K

Tablo 6.7. *Turbo makine tasarım parametreleri*

Komponent	Giriş Toplam Sıcaklığı	Çıkış Toplam Sıcaklığı	Giriş Toplam Basıncı	Çıkış Toplam Basıncı
Türbin	1500 K	829 K	13268 kPa	1326.8 kPa
Soğutucu	829 K	329 K	1326.8 kPa	1326.8 kPa
Kompresör	329 K	993.29 K	1326.8 kPa	43098 kPa

Tablo 6.8’de ifade edilen kompresör ve türbin kademe yükleme sınırlaması değerleri altında ihtiyaç duyulan kademe sayısı belirlenmesi Denklem (6.24) -(6.27)’de verilmektedir.

Tablo 6.8. *Turbo makine kademe yüklemesi sınırları [31]*

Parametre	Değer
Türbin kademesi en fazla yükleme sınırı (Tt_{max})	300 K
Kompresör kademesi en fazla yükleme sınırı (Tt_{max})	55 K

$$n_c = \frac{Tt - Tt}{\Delta T_{max}} = 12.078 \sim 13 \quad (6.24)$$

$$\frac{\Delta Tt}{n_c} = 51.1 \text{ K} \quad (6.25)$$

$$n_t = \frac{Tt - Tt}{\Delta Tt_{max}} = 2.237 \sim 3 \quad (6.26)$$

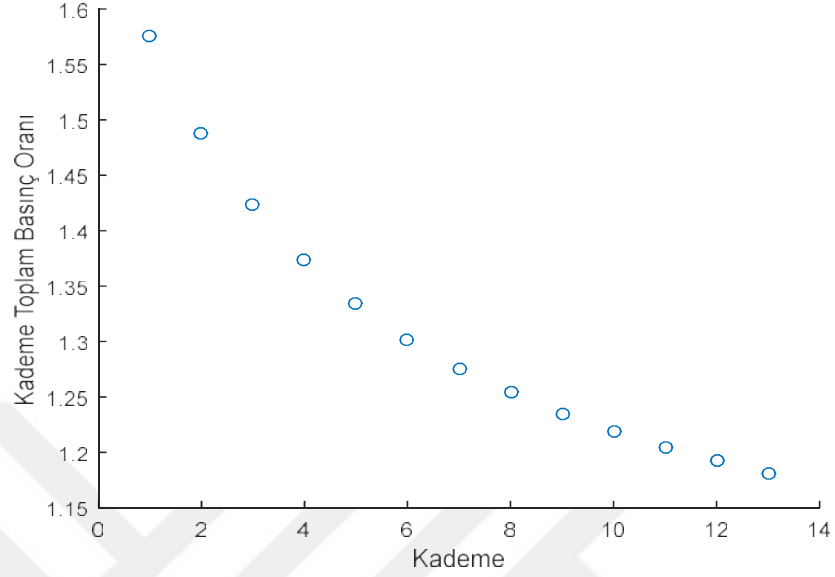
$$\frac{\Delta Tt}{n_t} = 223.7 \text{ K} \quad (6.27)$$

Kompresör kademeleri tasarım parametreleri Tablo 6.9’da verilmektedir.

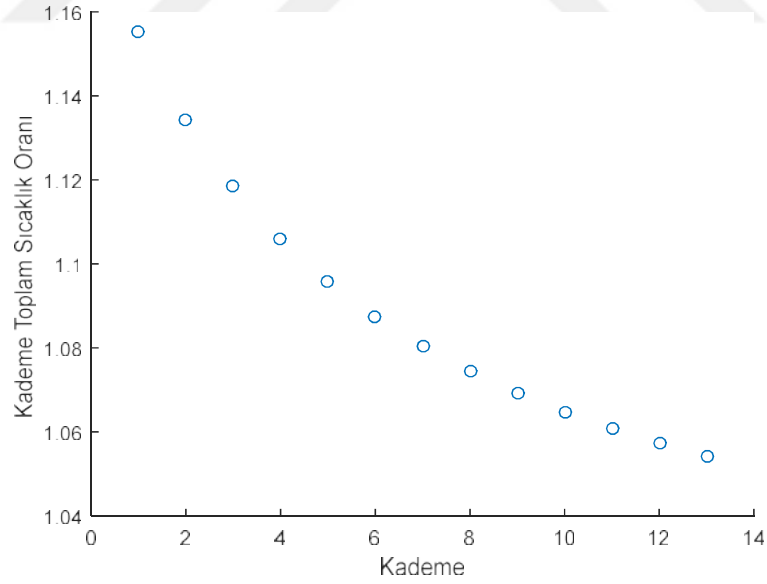
Tablo 6.9. *Kompresör kademeleri tasarım parametreleri*

Kompresör Kademesi	Giriş Toplam Sıcaklığı	Çıkış Toplam Sıcaklığı	Giriş Toplam Basıncı	Çıkış Toplam Basıncı
1.Kademe	329 K	380.0992 K	1326.8 kPa	2090.807 kPa
2.Kademe	380.0992 K	431.1985 K	2090.807 kPa	3110.796 kPa
3.Kademe	431.1985 K	482.2977 K	3110.796 kPa	4426.711 kPa
4. Kademe	482.2977 K	533.3969 K	4426.711 kPa	6079.215 kPa
5. Kademe	533.3969 K	584.4962 K	6079.215 kPa	8109.622 kPa
6. Kademe	584.4962 K	635.5954 K	8109.622 kPa	10559.85 kPa
7. Kademe	635.5954 K	686.6946 K	10559.85 kPa	13472.37 kPa
8. Kademe	686.6946 K	737.7938 K	13472.37 kPa	16890.16 kPa
9. Kademe	737.7938 K	788.8931 K	16890.16 kPa	20856.7 kPa
10. Kademe	788.8931 K	839.9923 K	20856.7 kPa	25415.91 kPa
11. Kademe	839.9923 K	891.0915 K	25415.91 kPa	30612.14 kPa
12. Kademe	891.0915 K	942.1908 K	30612.14 kPa	36490.16 kPa
13. Kademe	942.1908 K	993.29 K	36490.16 kPa	43095.11 kPa

. Kompresör kademelerinde toplam basınç oranı ve toplam sıcaklık oranı değerleri Şekil 6.9 ve Şekil 6.10’da gösterilmektedir.



Şekil 6.9. Kompresör kademelerinde toplam basınç oranı değerleri



Şekil 6.10. Kompresör kademelerinde toplam sıcaklık oranı değerleri

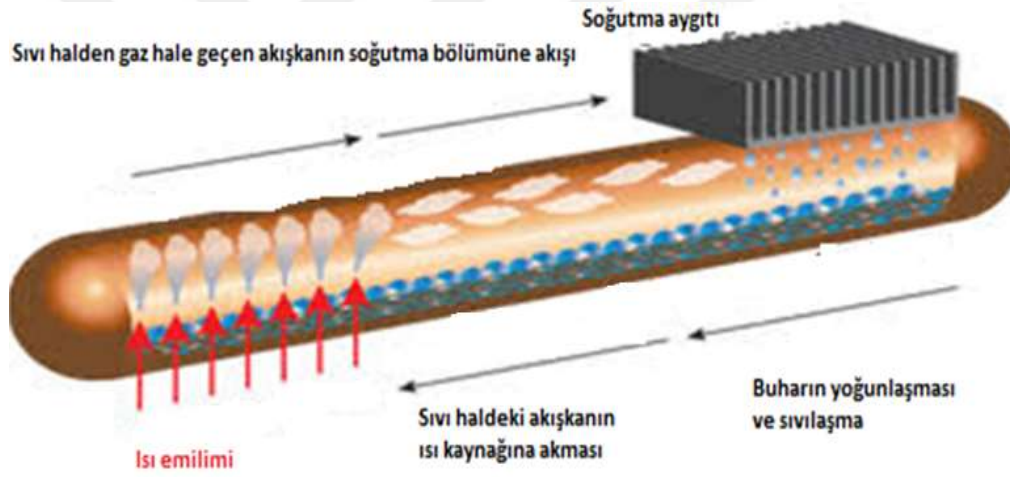
Türbin kademeleri tasarım parametreleri Tablo 6.10'da verilmektedir.

Tablo 6.10. Türbin kademeleri tasarım parametreleri

Türbin Kademesi	Giriş Toplam Sıcaklığı	Çıkış Toplam Sıcaklığı	Giriş Toplam Basıncı	Çıkış Toplam Basıncı
1	1500	1276.3	13268	7080.186
2	1276.3	1052.6	7080.186	3346.462
3	1052.6	828.9	3346.462	1321.509

6.4. Soğutma Bölümü

2025 yılından itibaren kullanılmaya başlanması beklenen Şekil 6.11’de gösterilen ısı kuyusu soğutma teknolojisi ile soğutma bölümünde hava akışı toplam sıcaklığını istenilen değere düşürmenin yapılabilmesi öngörülmektedir.



Şekil 6.11. *Isı kuyusu soğutma teknolojisi [63]*

6.5. Art Yakıcı

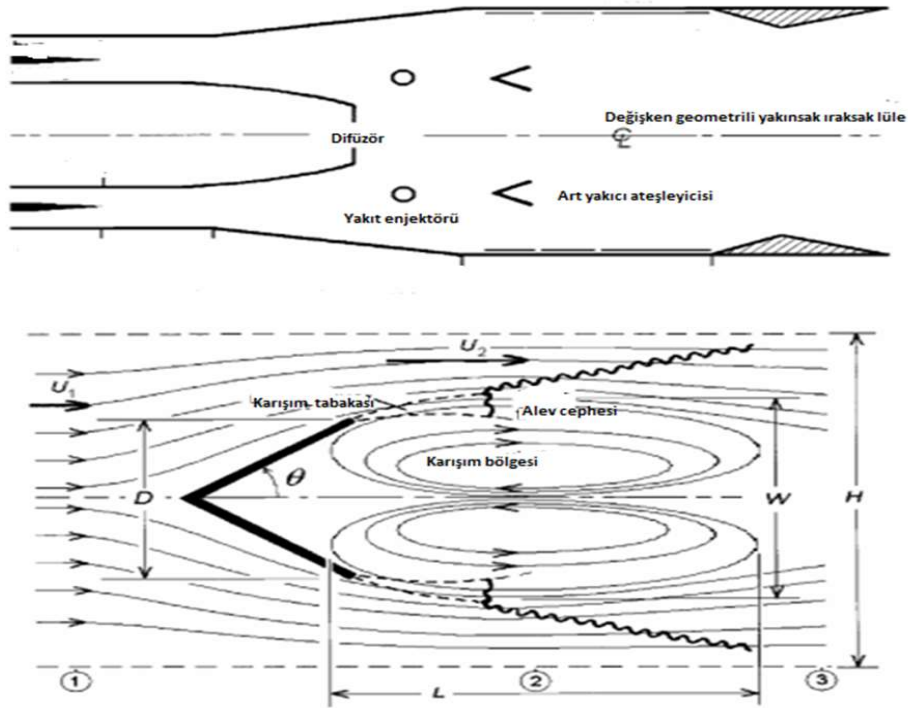
İtki artışı önünde düşük yanma verimliliği büyük bir engel oluşturmamaktadır çünkü yanmadan art yakıcıyı terk eden yakıt miktarı yüksek de olsa motor kontrol sistemi ile gerekli yakıt art yakıcıda püskürttürülerek art yakıcı çıkışında malzeme dayanımı ile sınırlanan sıcaklık sınırına ulaşılabilir. Ancak basınç kayıplarındaki artış itkiyi düşürmektedir. Bu sebeple art yakıcı tasarımında basınç kayıplarını düşürerek ihtiyaç duyulan yanmayı sağlayacak bir tasarım gerçekleştirilmelidir.

Art yakıcı basınç oranı Denklem (6.6)'da ifade edilmektedir [31].

$$\pi_{AB} = 1 - \frac{(\tau_{AB} - 1) + C_D \times B}{1 + \frac{2}{\gamma \times M_1^2}} \quad (6.6)$$

τ_{AB} , art yakıcı sıcaklık oranı olup tasarımda 2.316 değerini almaktadır. M_1 , Art yakıcı giriş Mach sayısı (Karıştırıcı tasarımına bağlı olarak türbin çıkış Mach sayısından ve bypass kanalı çıkışı Mach sayısından belirlenebilir. Karıştırıcının art yakıcı tasarım amaçlarına (düşük basınç kaybı ve yanmaya imkân verecek bir tasarım) ulaşmamızı sağlayacak bir tasarıma sahip olmalıdır.

$$B = \frac{D}{H} \quad (6.7)$$



Şekil 6.12. Art yakıcı tasarım parametreleri [31]

Sürüklenme katsayısı Vee-gutter ateşleyici tasarımlarında art yakıcı geometrik parametrelerine bağlı olarak aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilmektedir (ifade edilen geometrik parametreler Şekil 6.12'de gösterilmektedir) [31].

$$C_D = \frac{H}{D} \frac{W^2}{(H-W)^2} \quad (6.8)$$

Cornell'ın grafiksel çözümlemesinde ifade edilen geometrik parametreler arasında aşağıda gösterilen bağıntı önerilmiştir [31].

$$\frac{W}{H} \approx B + (1 - \sqrt{B}) \sqrt{B \times \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)} \quad (6.9)$$

H parametresi, art yakıcı ateşleyici sayısı ve art yakıcı çapına bağlı olarak aşağıda ifade edilmektedir.

$$H \approx \frac{D_{AB}}{N_A} \quad (6.10)$$

Art yakıcı kanalı çapı maksimum motor çapını geçmemelidir. Art yakıcı halka sayısının çoğalması art yakıcı uzunluğunu düşürmektedir ancak diğer yandan basınç kayıplarını artırmakta ve hava-yakıt karışımının art yakıcıda kalma süresini düşürmekte ve böylece yanma verimliliğini olumsuz etkilemektedir.

Art yakıcı halka sayısını düşürmek art yakıcı uzunluğunu artırmasına karşın basınç kayıplarını düşürmesi, yanma verimliliğini artırması ve yakıt-hava karışımının kalış süresini uzatması sebebiyle amaçlanmaktadır. Ancak art yakıcı sayısını düşürmek art yakıcı kanalı çapının üst sınırının motorun maksimum çapı ile sınırlı olması ve H parametresinin alabileceği en düşük değerin yanmanın gerçekleşebilmesi için sınırlandığından belirli bir sayının üzerine çıkılamamaktadır.

Art yakıcı sayısının belirlenebilmesi için H parametresinin alabileceği minimum değer aşağıda ifade edilmektedir [60].

$$H_{min} = 1.042 \times U_1 \times t_{BO} \quad (6.11)$$

İhtiyaç duyulan reaksiyon süresi belirlendikten sonra art yakıcı akış giriş hızına bağlı olarak art yakıcı sürdürülebilir yanma kısıdının izin verdiği yakıcı ateşleyici halkası sayısı Tablo 6.11'de görülmektedir.

Tablo 6.11. *Art yakıcıya akışın giriş hızına bağlı olarak izin verilen art yakıcı ateşleyici sayısı*

İzin verilen art yakıcı ateşleyici halkası sayısı	Art yakıcıya akışın giriş hızı Sürdürebilir yanma kısıtına bağlı olarak
1	< 361.9 m/s
2	< 180.95 m/s
3	< 120.6 m/s

Art yakıcı tasarım parametrelerinin belirlenmesi Tablo 6.12’de ifade edilmektedir.

Tablo 6.12. *Art yakıcı tasarım parametrelerinin belirlenmesi*

Art yakıcı tasarım parametresi	Tasarım parametresi belirlenmesi kriteri
$U_1 = 70.6 \text{ m/s}$	Karıştırıcının art yakıcı çıkış hızını düşürebileceği en düşük hız (Motor maksimum çapı sınırlaması altında)
$N_A = 3$	$U_1 < 120.6 \text{ m/s}$
$H = 0.62 \text{ m}$	$H \approx \frac{D_{AB}}{N_A}$
$\theta = 15^\circ$	Literatürden elde edilen tipik değer

İfade edilen art yakıcı tasarım parametrelerinin basınç kayıplarını düşürerek art yakıcı basınç oranını artırmak için optimum değerleri belirlenirken art yakıcının sürdürülebilir yanmayı gerçekleştirme işlevini de göz önünde bulundurulması gerekmektedir. Bu durum art yakıcı tasarım amacını ulaşmaya çalışırken tasarımı sınırlayan bir kısıttır.

Art yakıcı tasarımında ifade edilen kısıtın modellenmesi gereksinimine bağlı olarak model oluşturulmalıdır.

Bahsi geçen model oluştururken göz önünde bulundurulması gereken olgu yanma odası tasarımına benzer şekilde ihtiyaç duyulan reaksiyon gerçekleşene kadar ateşlenen yakıt-hava karışımının art yakıcıyı terk etmemesidir.

Yakıt-hava karışımının art yakıcıda kalması gereken süre aşağıda ifade edilmektedir [31]:

$$t_r \approx \frac{H}{U_1} \frac{4 \times W}{H} \left(1 - \frac{W}{H}\right) > t_{BO} \quad (6.12)$$

Belirlenmesi gereken kısıtlar ve tasarım parametreleri belirlendikten sonra art yakıcının çalıştığı koşullarda en yüksek itki değerini elde edilebilmesi için art yakıcı basınç oranının maksimum değerine ulaşmamızı sağlayacak optimizasyon Tablo 6.13'te ifade edilmektedir.

Tablo 6.13. *Art yakıcı optimizasyonu*

Parametre	Özellik
Optimizasyon amacı	Maksimum (π_{AB})
Tasarım parametresi	B, blokaj oranı
Tasarım parametresi aralığı	$0.25 < B < 0.40$
Tasarım sınırlaması	$t_r \approx \frac{H}{u_1} \frac{4 \times W}{H} (1 - \frac{W}{H}) > t_{BO}$
Optimum tasarım parametresi (B)	0.25
Optimum art yakıcı basınç oranı (π_{AB})	0.9641

6.6. Yakınsak-İraksak Lüle

Türbin çıkışında lüle komponenti olmasa da itki üretilebilir ancak lüleden beklenen optimum itkiye (diğer bir ifadeyle maksimum itkiye) ulaşılmasını sağlamaktır. Maksimum itkiye lülenin gaz akışının statik basıncını uçağın bulunduğu atmosfer koşullarındaki çevre basıncına kadar genişlettiği durumda ulaşılır.

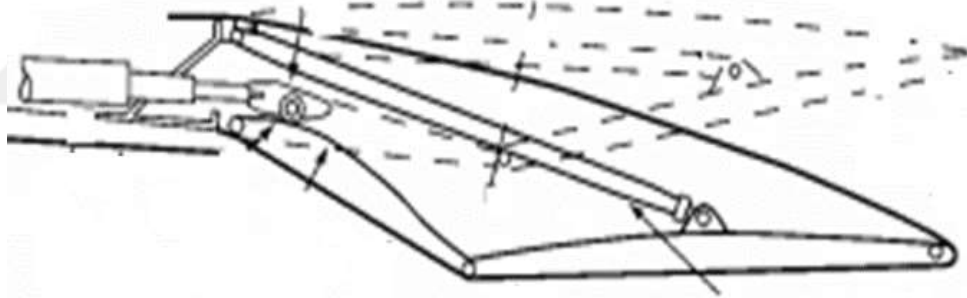
Atmosfer basıncı uçağın irtifasındaki değişime paralel olarak değiştiğinden lüle geometrisinin optimum itkiyi vermek için şeklini değiştirmesi gerekmektedir. Ancak şekil değişimi gereksinimi öncelikle irtifa değişiminden değil lüle girişindeki gaz özelliklerinin değişiminden (lüle girişindeki gaz özellikleri art yakıcının çalışmasıyla birlikte büyük bir değişime uğrar (toplam sıcaklık büyük oranda artarken art yakıcıdaki basınç kaybına bağlı olarak toplam basınç düşer)) kaynaklanır.

Ancak değişken geometrili lüle uygulaması gereksinimini anlayabilmek için yakınsak-ıraksak lüle kavramının da anlaşılması gerekmektedir. Yakınsak-ıraksak lüle gaz akış hızının yüksek hızlara ulaştırılabilmesi için gerekmektedir (yeterli itkinin sağlanabilmesi için lüle çıkış hızının uçağın uçuş hızının belirli bir miktar üzerinde olması gerekir). Lüle çıkış koşullarında yüksek statik sıcaklığın etkisiyle yerel ses hızı artsa da yine de lüle çıkışında yüksek Mach sayılarına ulaşılması gerekmektedir. Yakınsak lüle ile hava akışı ses hızına

kadar genişletilebilirken yakınsak ıraksak lülede hava akışı ses hızının üzerindeki hızlara ulaşabilmektedir. Akışın ses altı ve ses üstü karakteristiğinin farklılığından dolayı boğaz alanında 1 Mach hıza ulaşılmasına imkân verecek bir lüle tasarımı gerekmektedir. Bu durum lüle tasarım zorluğu ve maliyetini de artırmaktadır. Lüle giriş koşulları değiştiği takdirde (art yakıcının çalıştığı durumda) lüle boğazında 1 Mach hıza ulaşabilmek için lüle geometrisinin değişmesi gerekmektedir. Bu durum değişken geometrili lüle uygulamasını art yakıcılı yakınsak-ıraksak lüleye sahip jet motorlarında gerekli kılmaktadır.

Değişken geometrili lüle uygulaması bu sebeple art yakıcı ve yakınsak-ıraksak lüle uygulamalarına paralel olarak gelişmiştir.

Değişken geometrili lüle uygulaması Şekil 6.13'te gösterilmektedir.



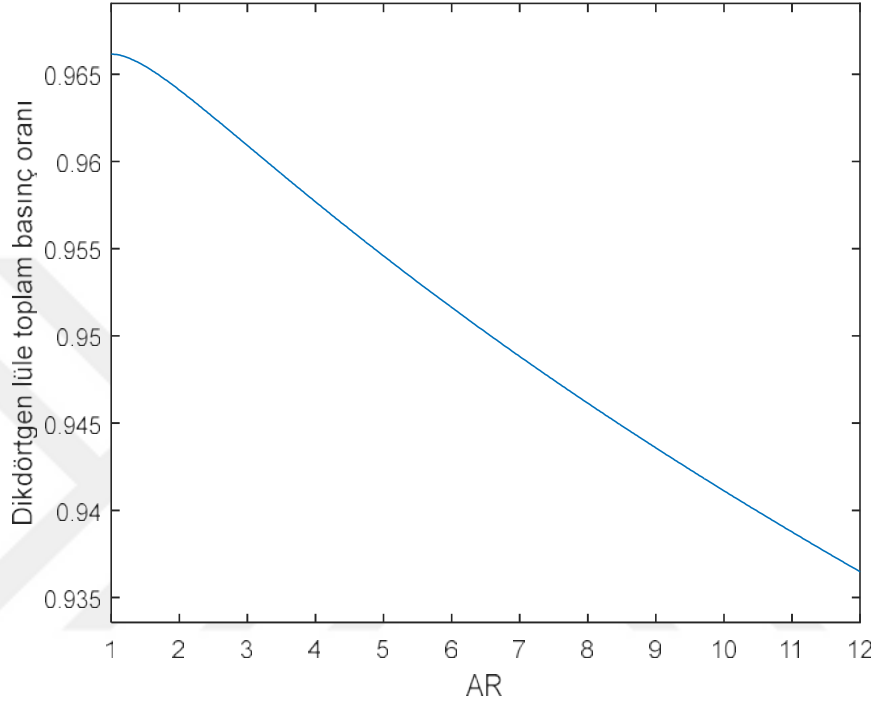
Şekil 6.13. *Değişken geometrili lüle uygulaması [31].*

Lüle tasarımından beklenen toplam basıncın mümkün olduğu kadar korunmasıdır ancak mevcut tasarımda lülenin ısı güdümlü füzeler tarafından görünürlüğü düşürmek de diğer bir tasarım amacıdır ve bu iki tasarım amacı birbiriyle çelişmektedir çünkü düşük görünürlüğü sağlamak için kullanılan S-şekilli lüle ve dikdörtgen lüle uygulamaları toplam basınç kaybını artırmaktadır.

Dikdörtgen lüle toplam basınç kaybı dairesel lüle toplam basınç kaybı ve dikdörtgen lüle açıklık oranına bağlı olarak aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir [31].

$$\pi_{dikdörtgen} = 1 - \frac{AR+1}{\sqrt{\pi AR}} (1 - \pi_{dairese}) \quad (6.28)$$

Denklem (6.28)'e bağılı olarak dikdörtgen lüle toplam basınç oranının açıklık oranına bağılı olarak değişimi ($\pi_{\text{daireesel}}=0.97$) Şekil 6.14'de gösterilmektedir.



Şekil 6.14. Dikdörtgen lüle toplam basınç oranının açıklık oranına bağılı olarak değişimi ($\pi_{\text{daireesel}}=0.97$)

Lülenin ısııl görünürlüğünün açıklık oranı arttıkça düştüğü ve grafikten de anlaşıldığı gibi toplam basınç kayıplarının açıklık oranı arttıkça arttığı bilgileri ışığında itki-ağırlık oranı ve özgül yakıt tüketimi tasarım amaçlarından ödün vererek ısııl görünürlüğü düşürme tasarım amacına ulaşılabilceğı anlaşılr.

S-şekilli lüle uygulaması ile toplam basınç kayıplarının daha da artarak ısııl görünürlüğün daha da düşürölmesi beklenmektedir.

Lüle geometrisinin art yakıcının çalıştığı koşulda optimum itkiyi verebilmesi için değişime uğraması gerekmektedir. Boğulmuş lüle tasarımını gerçekleştirebilmek için lüle boğaz alanının art yakıcının çalıştığı ve çalışmadığı koşullarda belirmesi gerekmektedir. Lüle boğaz alanını süreklilik denkleminde elde etmek mümkündür:

$$A_t = \frac{\dot{m}}{\frac{P_t}{\sqrt{T_t}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (6.29)$$

Tablo 6.14. *Lülenin çalıştığı koşullarda lüle boğaz alanının belirlenme süreci*

Lülenin çalıştığı koşullarda lüle boğaz alanını belirleme süreci
$P_t=41562342$ Pa (Lüle boğaz alanına kadar lüledeki basınç kayıpları ihmal edilmiştir)
$T_t= 2300$ K (Lüle boğaz alanına kadar lüledeki toplam sıcaklık kayıpları ihmal edilmiştir)
$\gamma \approx 1.30$
$R \approx 287$ J/kg.K
$M=1$ (Boğulmuş akış)
$\dot{m} = 512.8$ kg/s
$A_t \approx 0.005145$ m ²

Boğulmuş akış için ihtiyaç duyulan lüle boğaz alanları arasında artıyakıcının çalıştığı ve çalışmadığı koşullardaki büyük farklılık değişken geometrili lüle seçimi gerekisini daha somut bir şekilde ifade etmektedir.

Lüle çıkış alanı toplam basınç ve toplam sıcaklık kayıplarının ihmal edildiği, gaz özelliklerinin değişmediği, süreklilik yasasının geçerli olduğu ve boğulmuş lüle kabulüyle çıkıştaki akış Mach sayısına bağlı olarak aşağıda ifade edilmektedir:

$$A_e = A_t \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_9 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (6.30)$$

Tablo 6.15’de ifade edilen denklemler sırasıyla kullanılarak lüle giriş koşullarındaki gaz özelliklerine, lüle çıkış basıncına ve çevre basıncına bağlı olarak itkinin değişimini belirlenebilir.

Tablo 6.15’de güncel teknoloji düzeyinde yakınsak-ıraksak değişken geometrili lüle için toplam basınç oranının 0.97 olduğu belirlenmiştir. Tasarımın ikinci aşamasında farklı açıklık oranlarındaki dikdörtgen lülenin itkiye etkisi incelenmektedir.

Yukarıdaki denklemler kullanılarak lüle giriş koşullarındaki gaz özelliklerine, lüle çıkış basıncına ve çevre basıncına bağlı olarak itkinin değişimini belirlenebilir.

Tablo 5.16’da farklı farklı lüle konfigürasyonlarındaki S-şekilli lülenin deformasyonu farklı açıklık oranında incelenmiştir. S-şekilli lülenin itkide oluşturacağı kayıp için model elimizde olmadığından kayıpları belirlemek için Tablo 4.3’teki itkideki kayıp oranları kullanılmıştır. S-şekilli lülenin oluşturduğu kayıp farklı açıklık oranlarında değişmektedir ve kayıplar aşağıdaki Tablo 5.3’da ifade edilmiştir. Açıklık oranının oluşturacağı kayıp modelden belirlenecek ve S-şekilli lüle deformasyon oranının oluşturacağı kayıplara entegre edilerek açıklık oranı ve S-şekilli lüle deformasyon oranına bağlı olarak itkideki kayıplar belirlenmektedir.

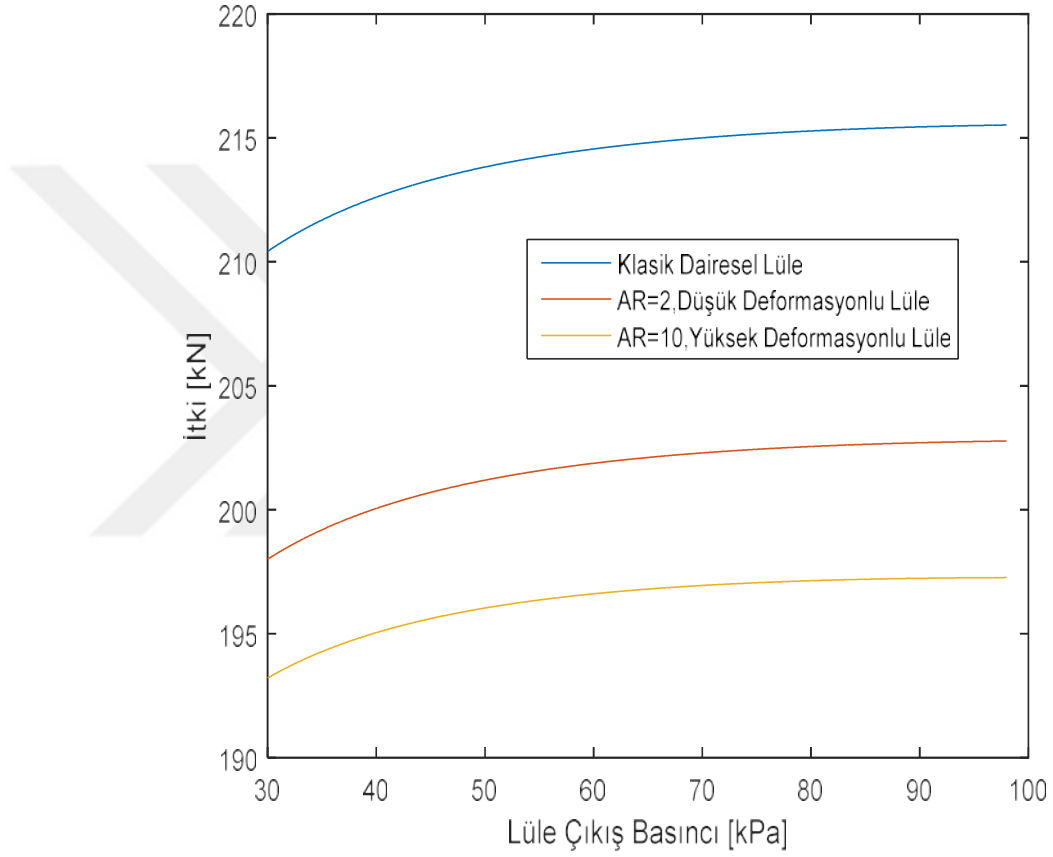
Tablo 6.15. Verili lüle giriş koşullarına bağlı olarak itkinin elde edildiği denklemlerin işlem sırasına göre gösterimi

Aşama	Kullanılması gereken denklem
1	$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(\frac{P_{t9}}{P_9}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}$
2	$A_e = A_t \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_9 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$
3	$T_9 = \frac{T_{t9}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2}$
4	$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma R T_9}$
5	$T = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 + (P_9 - P_0) A_e$

Tablo 6.16. S-şekilli lüle deformasyonun itkideki oluşturduğu kayıp (farklı açıklık oranlarında) (Açıklık oranının oluşturduğu itkideki kayıp ayrı incelenecektir) [64]

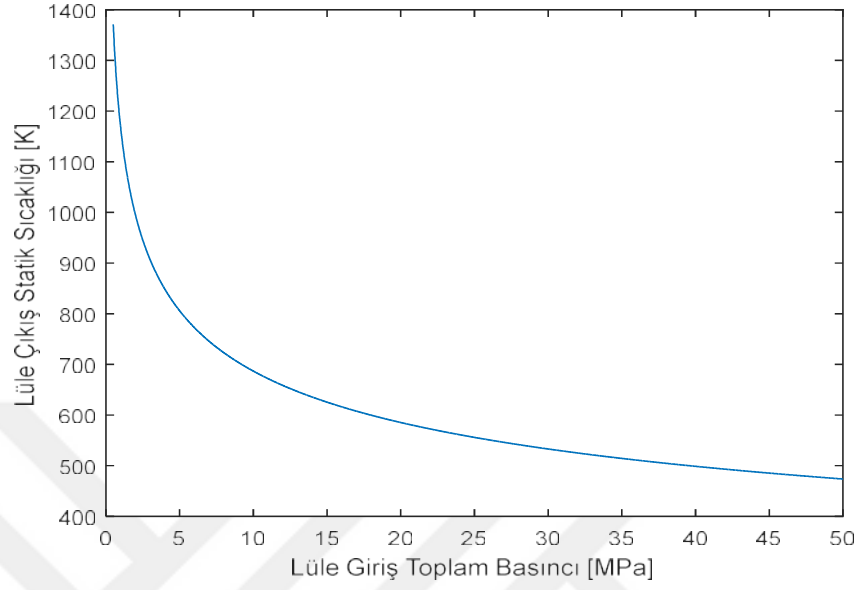
S-şekilli lüle deformasyonu	AR=2	AR=6	AR=10
Düşük	%0.26	%0.79	%2.03
Düşük-orta	%0.5	%1.6	%2.19
Orta-yüksek	%0.85	%2.99	%4.55
Yüksek	%3.84	%6.43	%8.15

Şekil 6.15’de lüle basınç oranının lüle uzunluğuna etkisi dolayısıyla toplam basınçtaki kayıplara etkisi ihmal edilmiştir.

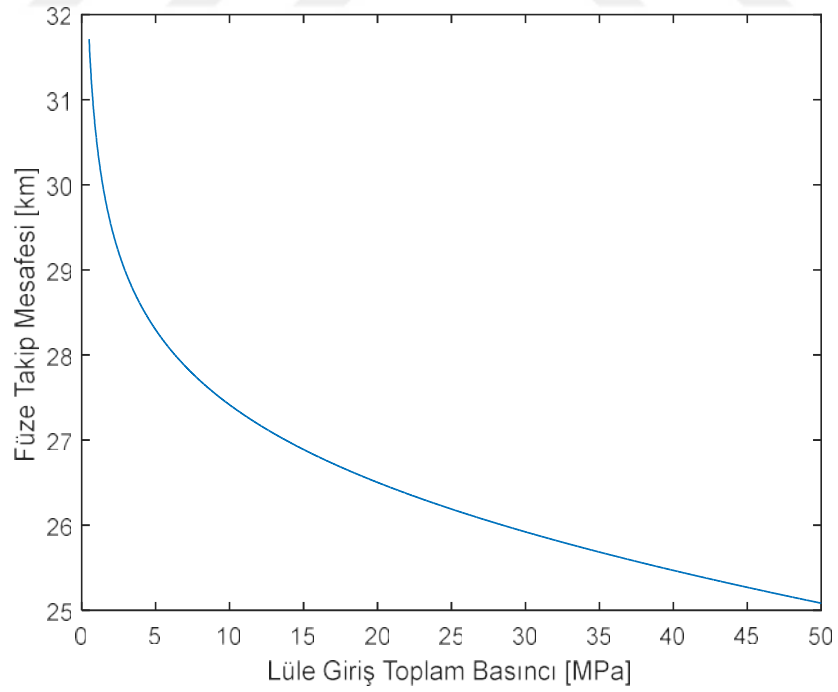


Şekil 6.15. Farklı lüle konfigürasyonlarında lüle çıkış basıncına bağlı olarak itkinin değişimi

Şekil 6.16’da gösterildiği gibi lüle girişinde yüksek toplam basınç değerleri lüle çıkış statik sıcaklığını düşürmektedir. Dolayısıyla lüle çıkış statik sıcaklık düşüşü ile ısıl görünürlükte bu koşullarda düşmektedir. Diğer bir ifadeyle lüle girişi toplam basıncını artırılarak ısıl görünürlük, Şekil 6.17’de de görüldüğü gibi düşürülmektedir. Tasarımımızdaki yüksek lüle girişi toplam basıncı ısıl görünürlüğü düşürülmesi imkanını ortaya çıkarmıştır.



Şekil 6.16. Lüle giriş toplam basıncı ile lüle çıkış statik sıcaklığının değişimi



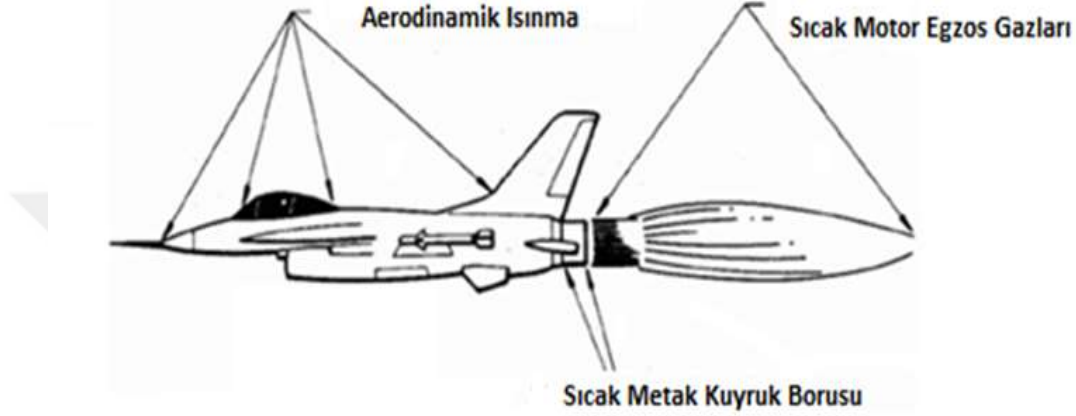
Şekil 6.17. Lüle giriş toplam basıncı ile füze takip mesafesinin değişimi

Tablo 6.17. İki farklı akım ayrılması modeline göre akım ayrılmasının gerçekleştiği noktanın (lüle koşullarının) belirleme sürecinin gösterimi

Model 1 (Zukovski, 1967)	Model 2 (Schmucker, 1973)
$\frac{P_{sep}}{P_a}=0.2499$	$\frac{P_{sep}}{P_a}=0.2225$
$M_{sep}=6.0042$ Mach	$M_{sep}=6.224$ Mach
$P_{sep}=12495$ Pa	$P_{sep}=11125$ Pa

7. DÜŞÜK GÖRÜNÜRLÜKLÜ LÜLE TASARIMI

7.1. Düşük Görünürlük



Şekil 7.1. Savaş uçağında kızıl ötesi ısımanın kaynakları [64]

İstatistikler göstermektedir ki son 40 yılda savaş uçağı kayıplarının %80 'i ısı güdümlü füzeler sebebiyle gerçekleşmektedir [68]. Şekil 7.1'de görüldüğü gibi ısı güdümlü füzeler takip ettikleri kızıl ötesi ısımanın temel olarak iki kaynağı (aerodinamik ısınma ve motor lülesi çıkışında sıcak egsoz gazları) vardır. Isı güdümlü füzelerin algılayıcılarının uçak kaynaklı kızıl ötesi ışıma algılamasını düşürmek uçağın bekası sağlamak amacıyla ortaya konulan bir tasarım amacıdır.

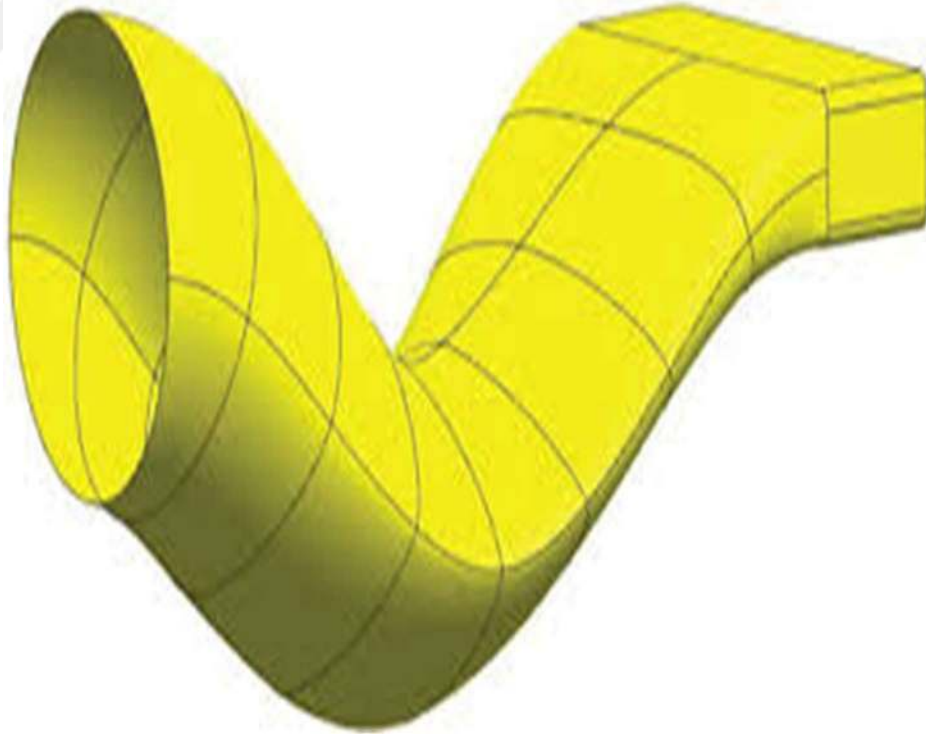
Füzenin kızıl ötesi algılayıcısının uçağı takip edebilmek için yaklaşması gereken maksimum mesafe kilitlenme mesafesi (Lock-on Range) olarak ifade edilmektedir ve ısı güdümlü füzelerin algılayıcılarının uçak kaynaklı kızıl ötesi ışıma algılaması ile ilişkilidir. Füzenin kilitlenme mesafesinin (Lock-on Range) yüksek olmasını sağlamak uçağın hayatta kalma olasılığını (survivability) artıracaktır. Füzenin kilitlenme mesafesini (Lock-on Range) artırabilmek için lüle çıkışındaki gaz akışının sıcaklığını düşürmek ve sıcaklığın çevreye hızla yayılmasını sağlamak gerekmektedir.

Lüle çıkışında gaz akışının çevreye hızla yayılmasını sağlama noktasında lülenin geometrisini değiştirmek güncel teknoloji düzeyinde gerçekleşen bir uygulamadır. Bunun için Şekil 7.2'de gösterilen dikdörtgen kesitli lüle ve Şekil 7.3'te gösterilen S-şekilli (S-Duct)

lüle uygulaması yapılmaktadır. Ancak bu uygulama itkiyi düşürerek ve özgül yakıt tüketimini arttırarak diğ r tasarım amaçlarında bozuntu yaratmaktadır.



Şekil 7.2. *Dikdörtgen kesitli lüle ve dairesel lüle [69]*



Şekil 7.3. *S-şekilli lüle uygulaması [70]*

7.2. Lüle Tasarımı

Güdümlü füzeler savaş uçağı gibi yüksek manevra kabiliyetine sahip hedefleri takip edebilmek için hedefin konumunu hızla tespit edip kontrol araçlarını (kontrol yüzeyleri vb.) gerektiğı gibi kullanmak zorundadır.

Güdümlü füzelerin güdüm sistemlerinin diğeri bir tasarım amacı ise hedefi mümkün olduğu kadar uzak bir mesafeden algılayabilmesidir. Böylece hedef tehdit olamayacak bir uzaklıktayken imha edilebilecektir.

Ancak güdüm sistemlerinin bahsi geçen iki tasarım amacına tek bir güdüm sistemi tasarımı ile ulaşabilmek mümkün değildir. RF güdüm sistemleri hedefi çok uzak bir noktadan algılayabilirken yüksek manevra kabiliyetine sahip hedefi takip etmekte yetersiz kalabilmektedir. Bu sebeple RF güdüm sistemi savaş uçağını uzaktan algılayıp füzeyi savaş uçağının yakınına kadar yaklaştırmak için kullanılsa bile hedefi takip edebilmek için ısı güdüm sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır.

Isıl güdüm sistemleri ile savaş uçağının belirli bir mesafeden takip etmesine engel olabilecek bir karşı önleyici tasarım mevcut teknoloji düzeyinde mümkün olmamaktadır ancak ısı güdüm sistemlerinin takip mesafesini düşürerek (yani savaş uçağının daha yakınına gelmeden takip edebilmesini engelleyerek) savaş uçağının hayatta kalma olasılığını artırmak mümkündür. Dolayısıyla ısı güdümlü füzeler için önleyici karşı tasarımı gerçekleştirerek takip mesafesini düşürmek savaş uçağı motoru tasarım grubunun görevidir.

Bu görevi gerçekleştirmek için güdüm sistemi ile savaş uçağı motoru arasındaki etkileşimi çözümlemek gerekmektedir.

Isıl güdüm sistemleri uçak motoru lülesinden çıkan sıcak egzoz gazlarını algılamaktadır. Isıl güdüm sistemleri sıcak egzoz gazlarını kızıl ötesi ışımasını (sıcaklığa sahip her cismin yayınladığı) algılayarak füzenin uçağı takibine imkân vermektedir.

Tablo 7.1’de görüldüğü gibi kızıl ötesi ışmanın dalga boyu cismin sıcaklığına bağlı olarak değişmektedir. Atmosferde egzoz gazlarının sıcaklık düzeyinde başka bir canlı veya cisim olmadığından o sıcaklık düzeyinin yayınlacağı kızıl ötesi ışıma dalga boyundaki ışımayı yalnızca savaş uçağından kaynaklanacağı kabulüyle savaş uçağının takibi gerçekleştirilmektedir.

Savaş uçağı lüle çıkış gazları sıcaklık aralığında 5–7 µm dalga boyundaki ışıma gerçekleşmektedir ve ısıt güdüm sistemi bu dalga boyu aralığındaki ışımayı takip etmektedir.

Tablo 7.1. *Kızıl ötesi ışımanın cisim sıcaklığına bağlı olarak özellikleri*

Kategori adı	Dalga boyu	Frekans	Foton enerjisi	Sıcaklık Aralığı
Yakın Işıma	0.75–1.4 µm	214–400 THz	886–1653 meV	3864–2070 K (3591–1797 °C)
Kısa-Dalgaboyu-Işıma	1.4–3 µm	100–214 THz	413–886 meV	2070–966 K (1797–693 °C)
Orta-Dalgaboyu-Işıma	3–8 µm	37–100 THz	155–413 meV	966–362 K (693–89 °C)
Uzun-Dalgaboyu-Işıma	8–15 µm	20–37 THz	83–155 meV	362–193 K (89 – –80 °C)
Uzak Işıma	15–1000 µm	0.3–20 THz	1.2–83 meV	193–3 K (–80.15 –270.15 °C)

Isıl güdüm sistemini mevcut dalga boyu aralığındaki takibine engel olabilecek lüle çıkış sıcaklığına ulaşmak mümkün olmamakla birlikte takip mesafesini modelleyerek takip mesafesini düşürebilecek lüle tasarımını gerçekleştirmek imkanlar dahilindedir ve lüle tasarımına başlayabilmek için takip mesafesi modelini oluşturmak gerekmektedir ve takip mesafesi modeli Denklem (7.1)-(7.4)’de gösterilmektedir.

$$H = (N_t - N_b) A_t \frac{\pi}{2} D_0 (NA) \tau_0 D^* \frac{1}{(\omega \Delta f)^{\frac{1}{2}} SNR} \quad (7.1)$$

$$N_t = \frac{\epsilon_t \sigma T_t^4}{\pi} \quad (7.2)$$

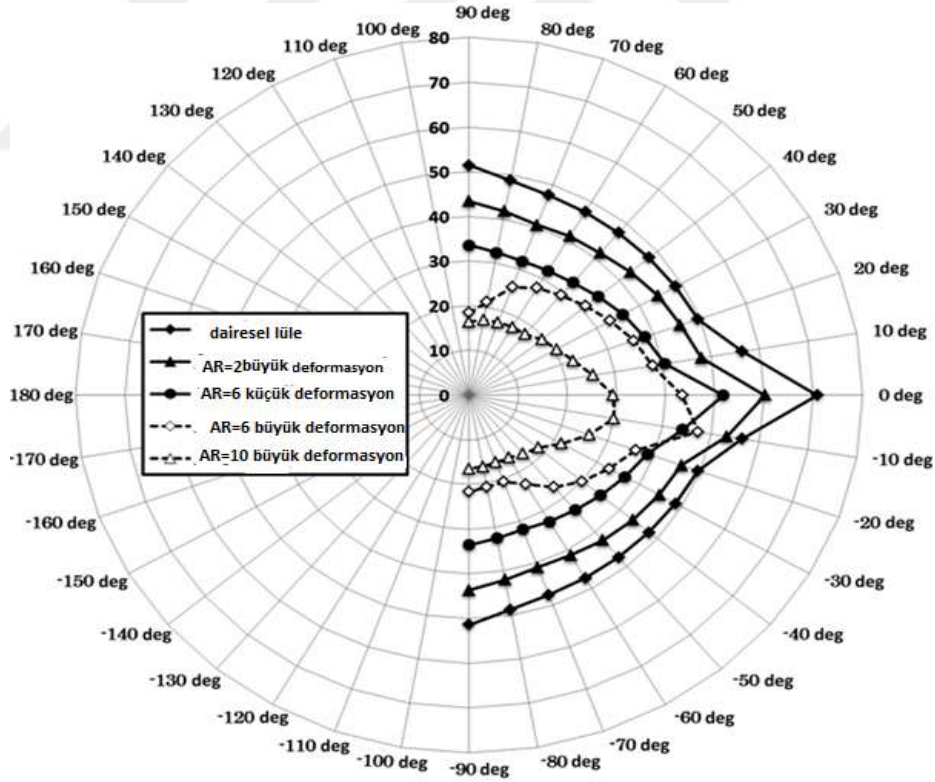
$$N_b = \frac{\epsilon_b \sigma T_b^4}{\pi} \quad (7.3)$$

$$R = \frac{2}{\alpha} W \left(\frac{\sqrt{H} \alpha}{2} \right) \quad (7.4)$$

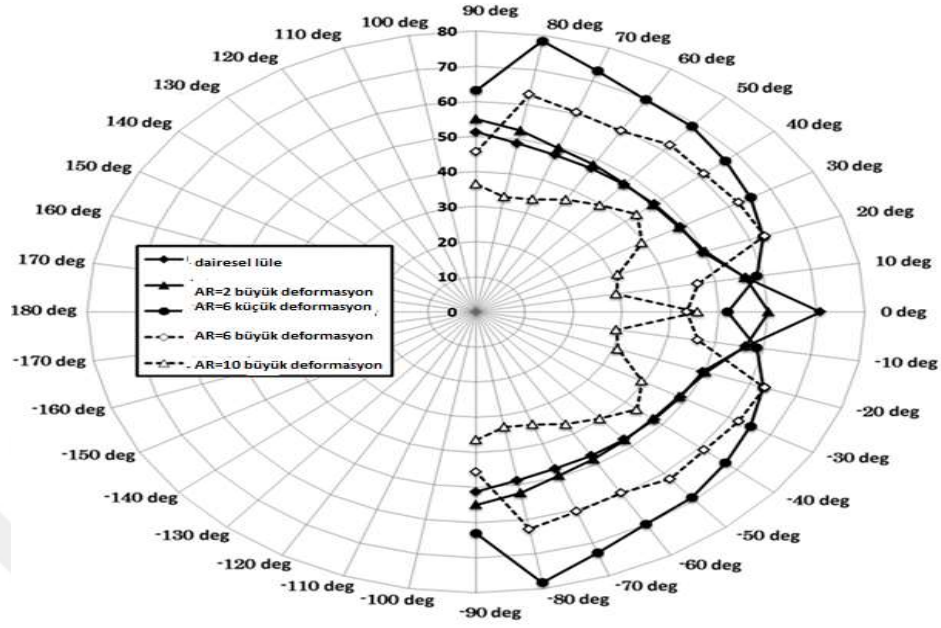
$W(\cdot)$, Lambert's W fonksiyonu (analitik çözümü olmayan sayısal çözümü olan bir fonksiyondur). α , Sönüm katsayısı (Kimyasal bileşiklerin ve türlerin ışımayı ne kadar güçlü bir şekilde emdiğini ifade eden bir ölçü. Bu katsayının yüksek bir değere sahip olması kızıl ötesi ışımının atmosfer tarafından emilip erişebildiği mesafenin düşük olduğunu ifade etmektedir ve böylece ısı güdüm sisteminin takip mesafesini düşürmektedir. Bu katsayı atmosferdeki gazların kimyasal özelliklerine (atmosferin bulutlu olup olmadığı ile yakından ilişkilidir) bağlıdır.

Lambert's W fonksiyonunun çözümü için programdaki gömülü kodlar kullanılmaktadır.

Farklı azimut ve yükselme açılarında lüle tasarımının görünürlüğe etkisi Şekil 7.4 ve Şekil 7.5'te gösterilmektedir.

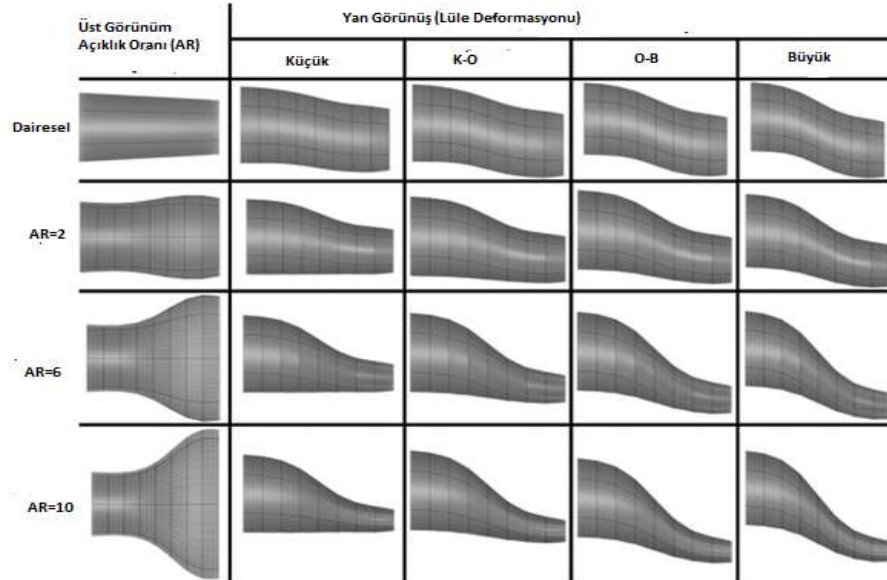


Şekil 7.4. Farklı yükselme açılarında lüle tasarımının görünürlüğe etkisi [64]

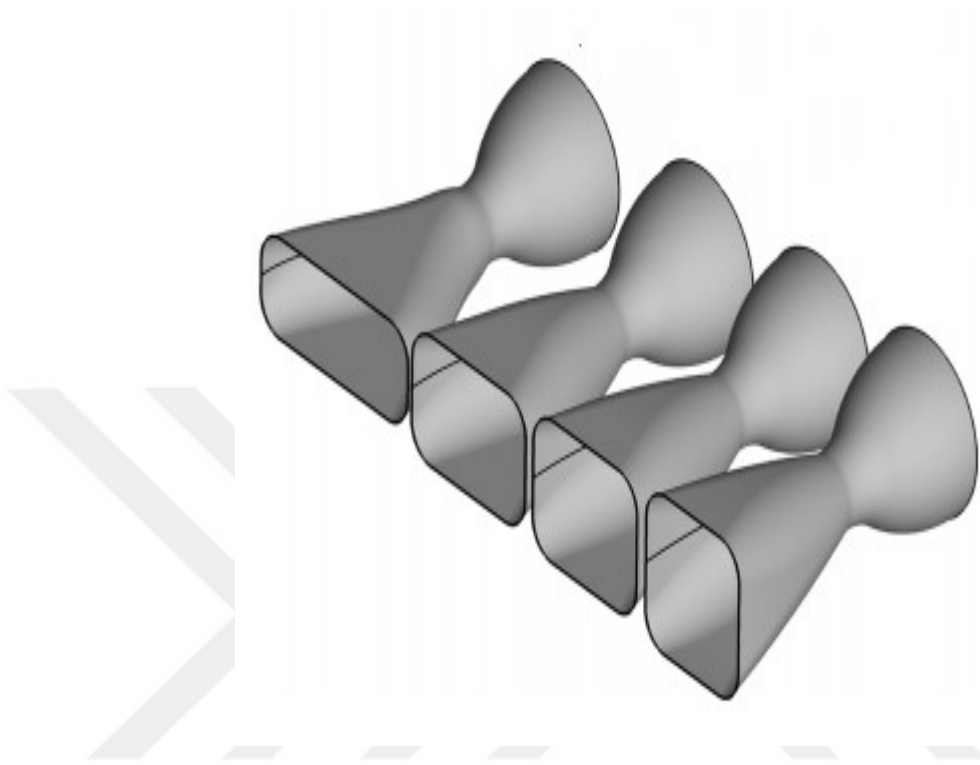


Şekil 7.5. Farklı azimut açılarında lüle tasarımının görünürlüğe etkisi [64]

Şekil 7.6 ve Şekil 7.7’de düşük görünürlüklü lülenin tasarım parametreleri gösterilmektedir.



Şekil 7.6. Farklı açıklık oranlı ve deformasyona sahip lülelerin şeması [64]

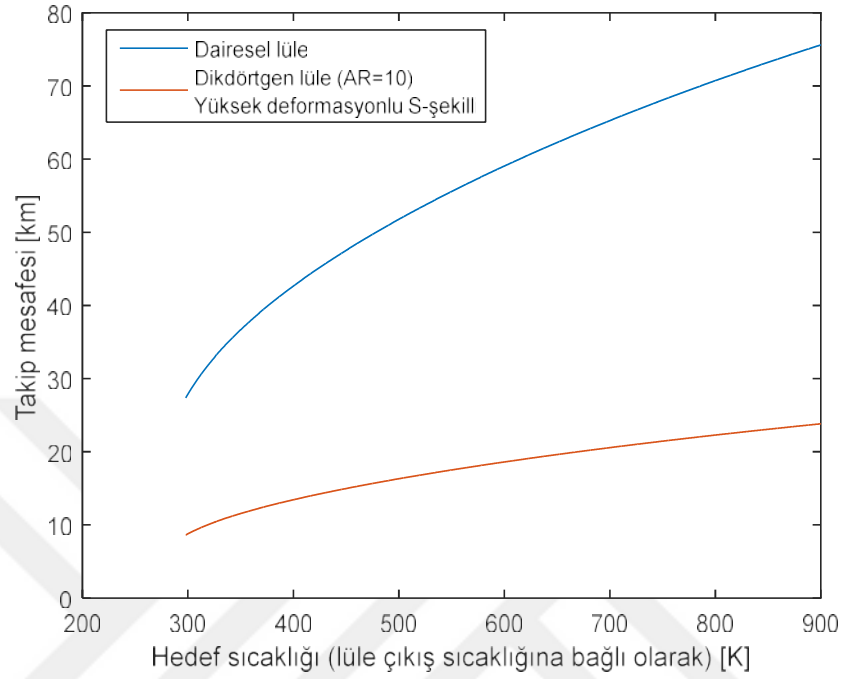


Şekil 7.7. *Değişik açıklık oranlarına sahip dikdörtgen lüle şemaları [72]*

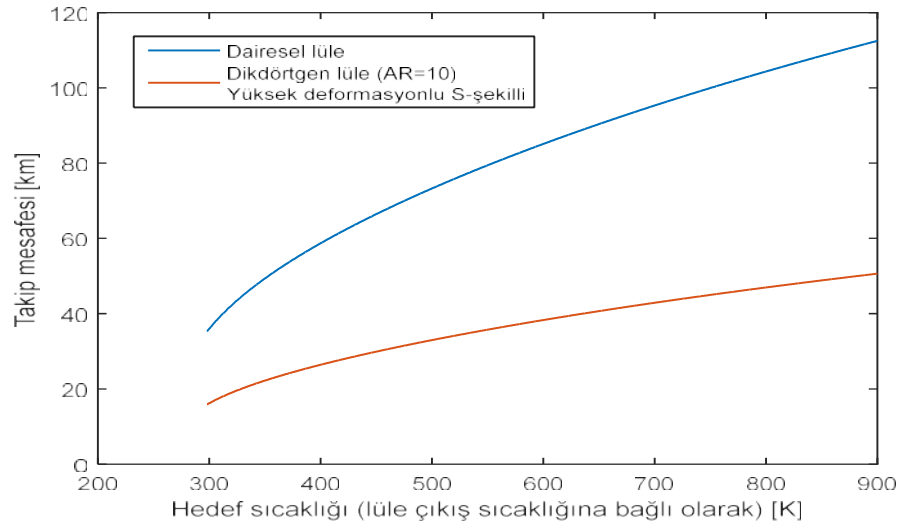
Dairesel ve düşük görünürlüğü lüle tasarımının takip mesafesinin hedef sıcaklığına (lüle çıkış statik sıcaklığına bağlı olarak) bağlı olarak ve Tablo 7.2’de ifade edilen ısı arayıcı sistem tasarım parametrelerine bağlı olarak değişimi Şekil 7.8 ve Şekil 7.9’da görülmektedir.

Tablo 7.2. *Isı arayıcı sistem tasarım parametreleri [73]*

Parameter	Value
Optik Çapı (D_0)	3.8 cm
Optiğin sayısal açıklığı (NA)	0.25
Optiğin yayılımı (τ_0)	0.81
Dedektörün tespit edilebilirliği (D^*)	$5 \times 10^{10} \text{ cm Hz}^{\frac{1}{2}} \text{ W}^{-1}$
Görüş açısı (ω)	$1.9 \times 10^{-5} \text{ sr}$
Elektriksel band aralığı (Δf)	200 Hz
Sinyalin gürültüye oranı (SNR)	3



Şekil 7.8. Dairesel ve düşük görünürürlüklü lüle tasarımının takip mesafesinin hedef sıcaklığına (lüle sıcaklığına bağlı olarak) bağlı olarak değişimi ($\alpha=1 \times 10^{-6}$ görece bulutlu bir havada)



Şekil 7.9. Dairesel ve düşük görünürürlüklü lüle tasarımının takip mesafesinin lüle çıkış sıcaklığına bağlı olarak değişimi ($\alpha=0.4 \times 10^{-6}$ görece bulutsuz bir havada)

Tablo 7.3'te ifade edilen atmosfer sönümleme katsayılarının hava koşullarına bağlı olarak değerleri kullanılarak hesaplanan düşük görünürklü lüle ve klasik lülede füze takip mesafesi Tablo 7.4'te verilmektedir.

Tablo 7.3. *Atmosfer sönümleme katsayılarının hava koşullarına bağlı olarak değerleri [71]*

Hava Koşulu	Sönümleme Katsayısı
Puslu Hava	$1.05 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Hafif Sisli	$19 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Orta Derecede Sisli	$35 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Ağır Sisli	$92 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Hafif Yağmurlu	$3.6 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Orta Derecede Yağmurlu	$6.9 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Sağanak Yağmurlu	$13.9 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Hafif Kar Yağışlı	$5.1 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Orta Derecede Kar Yağışlı	$28 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Ağır Kar Yağışlı	$92 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Çok Açık ve Kuru Hava	$0.5 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$
Açık Hava	$0.8 \times 10^{-6} \text{ cm}^{-1}$

Tablo 7.4. *Füze takip mesafesinin hava koşullarına bağlı olarak farklı lüle tasarımında değerleri [64]*

Hava Koşulu	Düşük Görünürlüklü Lüle Füze Algılama Mesafesi	Klasik Lüle Füze Algılama Mesafesi
Puslu Hava	27.635 km	61.411 km
Hafif Sisli	2.639 km	5.864 km
Orta Derecede Sisli	1.567 km	4.482 km
Ağır Sisli	0.678 km	1.507 km
Hafif Yağmurlu	10.484 km	23.298 km
Orta Derecede Yağmurlu	6.163 km	13.696 km
Sağanak Yağmurlu	3.437 km	7.638 km
Hafif Kar Yağışlı	7.900 km	17.556 km
Orta Derecede Kar Yağışlı	1.897 km	4.216 km
Ağır Kar Yağışlı	0.678 km	1.507 km
Çok Açık ve Kuru Hava	48.700 km	108.222 km

Füzenin kızıl ötesi ışımayı algılayacak optiğinin uçağa göre açıları (azimut açısı ve yükselme açısı) füzenin uçağın takip mesafesine etkisi vardır. Ancak füze ateşlendiğinde füzenin uçağa göre hangi konumda olacağını öngörmek mümkün olmadığından optiğin uçağa göre belirli bir açısına bağlı olarak lüle tasarımının takip mesafesine etkisi analiz edilmelidir.

Şekilde yapılan sayısal çözümler ile lüle tasarımının takip mesafesine etkisi incelenmiştir. Tasarımın mevcut aşamasında lüle tasarımlarını deneysel olarak veya sayısal olarak analiz etmek uygun olmadığından (maliyetin yüksekliği, zaman yetersizliği ve tasarım bilgilerinin yeterli olgunluğa ulaşmaması vb. sebeplerle) literatüre geçmiş lüle tasarımının takip mesafesine etkisini inceleyen çalışmalardan yararlanılabilir (ancak bu çalışmalardaki lüle tasarımları ile mevcut tasarım çalışmasındaki lüle tasarımları farklı olduğundan sonuçların gerçeği yansıtırma oranının düşük olması beklenir).

Şekilde 7.4 ve 7.5'te görüldüğü gibi yüksek açıklık oranına sahip ($AR=10$) yüksek deformasyonlu lülenin dairesel lüle tasarımına göre takip mesafesini yaklaşık % 55'e kadar düşürdüğü belirlenmiştir [64].

Düşük görünürlüklü lüle tasarımının (Dikdörtgen ($AR=10$) yüksek deformasyonlu S-şekilli lüle tasarımı) takip mesafesine ve itkiye etkisi incelendikten ve düşük görünürlüklü lüle tasarımı seçimi yapıldıktan (itkideki düşüş (ve dolayısıyla özgül yakıt tüketiminde artış) pahasına takip mesafesini düşürmesi tasarım koşullarında uygun bir seçim olarak görülmüştür) sonra takip mesafesini daha da düşürülmesi amaçlanmaktadır.

8.SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Ters Brayton çevrimli bir motor, hipersonik bir uçuş süresi için soğutma bölümü akışındaki gazın kısa süreliğine soğutulması ve ters Brayton çevrimli motor konseptinin değişken çevrimli bir motor konseptine entegre edilmesi olmak üzere iki yöntemi birlikte kullanarak uygulanabilir bir konsept olabilir, ancak daha iyi karar vermek için bu yöntemin uygulanabilirliği daha derinlemesine araştırılmalıdır.

Ters Brayton çevrimli bir motorun 6. nesil avcı konsepti ve yeni nesil bombardıman konsepti için hipersonik uçuş gerçekleştirmek üzere kullanılması beklenmektedir.

Bu çalışmada elde edilen sonuçlar şu şekildedir:

- i. Ters Brayton çevrimli bir motor, 2.42 uçuş Mach sayısından daha yüksek Mach sayılarında itki üretmek için en uygun konsept olduğu görülmüştür.
- ii. Ters Brayton çevrimli bir motor, bir ramjet motora kıyasla 5 uçuş Mach sayısında yaklaşık % 45.2 ve 5.5 uçuş Mach sayısında yaklaşık % 95.4 oranında daha yüksek bir özgül itki ürettiği hesaplanmıştır.
- iii. Hipersonik uçuş performansı için ters Brayton çevrimli motorun bir diğer üstünlüğü, itkinin üretilmediği uçuş Mach sayısının ters Brayton çevrimli bir motor için 6.2950 ve bir ramjet için 5.9160 olduğu hesaplanmıştır.
- iv. 3 farklı kompresör basınç oranına (10, 20 ve 50) sahip turbojet motorları, ters Brayton çevrimli motora kıyasla 1 ila 4 uçuş Mach sayısı arasında yaklaşık %30-60 daha düşük özgül yakıt tüketimine sahip olduğu hesaplanmıştır. Bu nedenle, ters Brayton çevrimli motor süperseyir için uygun olmadığı görülmüştür. Ancak bu konsept değişken çevrimli motor konseptine uygulanmasıyla, süperseyir ve hipersonik uçuş kabiliyetine sahip uçaklar için uygun hale gelmektedir.

- v. Ters Brayton çevrimli motorun özgül yakıt tüketimi performansı, 5 uçuş Mach sayısında ramjet motoruna kıyasla %18.5'ten daha yüksektir ve 5.5 uçuş Mach sayısında ramjet motoruna kıyasla %28.9'dan daha yüksek olduğu hesaplanmıştır.
- vi. Ters Brayton çevrimli motor özgül yakıt tüketimi, daha uzun menzilde seyir sağlamak için çok yüksek bir değere (89.0 g/kN.s) ulaşmaktadır, bu nedenle ters Brayton çevrimli motor yüksek menzilde hipersonik seyir sağlamadığı görülmüştür.
- vii. Ters Brayton çevrimli motor için, soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşü tasarım koşullarında 254.7 K'den daha büyük bir değere ulaştıktan sonra kalkışta itki üretilmediği ve bu değere ulaştıktan sonra soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşünün artmasıyla itkinin arttığı gözlemlenmiştir. Kalkış koşulunda 500 K toplam sıcaklık düşüşünde 994.5 m/s özgül itki değerine ulaştığı hesaplanmıştır.
- viii. Soğutma bölümünün toplam sıcaklığı incelendiğinde havanın donma sıcaklığının üzerinde bir sıcaklık elde edildiği görülmektedir. Optimizasyon sonucunda hipersonik uçuş Mach sayısında (5 Mach) çok yüksek bir özgül itki değeri elde edilmiştir. Ters Brayton çevrimli motorun hipersonik uçuş için aday olabileceği sonucuna varılmıştır.
- ix. Ön yakıcı toplam çıkış sıcaklığının 2100 K'den 1400 K'ye değişimine bağlı olarak özgül yakıt tüketimi % 5.3 azalmakta ve özgül itki % 5.6 artmaktadır.
- x. Soğutma bölümünde toplam sıcaklık düşüşünün 100 K'den 500 K'ye değişimine bağlı olarak özgül yakıt tüketiminin % 23.7 ve özgül itkinin % 13.1 arttığı gözlemlenmiştir.

- xi. Art yakıcı çıkış toplam sıcaklığının 2000 K'den 2300 K'ye değişimine bağlı olarak özgül yakıt tüketiminin % 6.3 azaldığı ve özgül itkinin % 35.9 arttığı hesaplanmıştır.
- xii. Analizler sonucu türbin toplam basınç oranının 0.9'dan 0.1'e değişimine bağlı olarak özgül yakıt tüketimi %10.5 azalmakta ve özgül itki % 11.7 artmaktadır.
- xiii. Artan irtifa ile birlikte atmosfer sıcaklığı düşüşü performansını olumlu bir şekilde etkilemektedir.
- xiv. Performans açısından düşük ön yakıcı çıkış toplam sıcaklık değerleri istenmektedir.
- xv. Yüksek art yakıcı çıkış toplam sıcaklık değerleri istenmekte olup, bu nedenle teknolojinin gelişmesiyle artan malzeme dayanım sıcaklığı, performansı olumlu yönde etkileyeceği görülmüştür.
- xvi. Bu iki tasarım hedefi soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşü ile çelişmektedir. Soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşünün artması özgül itki performansını olumlu etkilerken özgül yakıt tüketimini olumsuz etkilediği görülmektedir.
- xvii. Düşük türbin toplam sıcaklık oranı değerleri iki tasarım hedefi (özgül itki – özgül yakıt tüketimi) için arzu edilir ancak bu parametre soğutma bölümü çıkışındaki sıcaklığın belirli bir değerin altına düşmemesi gerekliliğine göre belirlenmiştir.
- xviii. Soğutma bölümündeki toplam sıcaklık düşüşünü kontrol ederek motoru düşük özgül yakıt tüketimi elde edilen çalışma koşuluna veya yüksek itki elde edilen çalışma koşuluna uyarlamanın mümkün olduğu ve soğutma bölümünde soğutmayı durdurmanın özgül yakıt tüketimini %27.1 oranında azalttığı ve

soğutma bölümünün tam kapasite çalışmasıyla (soğutma bölümünde 500 K sıcaklık düşüşü) itkiyi %27.6 oranında artırdığı gözlemlenmiştir.

- xix. Uçuş Mach sayısına bağlı olarak itkinin uçuş Mach sayısı arttıkça arttığı ve 5.15 uçuş Mach sayısında en yüksek değere ulaştığı ve 6 uçuş Mach sayısında bu değere göre % 46.7 azaldığı gözlemlenmiştir.



9. GELECEK ÇALIŞMA

Gelecek çalışma için öneriler aşağıda verilmektedir:

- Isı değıştiricisi verimi ve basınç kayıpları kavramsal ve HAD incelemesi ile belirlenebilir.
- Isı değıştiricisi verimi ve basınç kayıpları belirlendikten sonra gerçek ters Brayton çevrimli motor çevrim analizi yapılabilir.
- Ters Brayton çevrimli motorun gerçek çevrim analizine dayanarak optimizasyon yapılabilir.
- Tasarım parametreleri ile ters Brayton çevrimli motor performansı arasındaki ilişki gerçek çevrim analizine dayalı olarak gösterilebilir.

KAYNAKÇA

- [1] Sziroczak, D. and Smith, H. (2016). A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 84, 1-28.
- [2] H. Taguchi, A. Murakami, T. Sato and T. Tsuchiya, Conceptual study on hypersonic airplanes using pre-cooled turbojet, AIAA 2008-2503, in: Proceedings of the 15th AIAA April-1 May, 2008, Dayton, Ohio.
- [3] Goodall, J. C. (2021). *75 Years of the Lockheed Martin Skunk Works*. Bloomsbury Publishing.
- [4] Takahashi, T. T. (2023). Flying with Eyes Wide Shut-A Reflection on the Hollywood View of Real World Aircraft Performance. In *AIAA AVIATION 2023 Forum* (p. 3518).
- [5] Sherman, J. (2017). MDA approves preliminary design, 'dual-pol' tech for LRDR. *Inside Missile Defense*, 23(9), 1-5.
- [6] Saccone, G., Ispir, A. C., Saracoglu, B. H., Cutrone, L., Marini, M. (2022). Computational evaluations of emissions indexes released by the STRATOFly air-breathing combined propulsive system. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 94(9), 1499-1507.
- [7] Knudsen, B. (2017). An examination of US hypersonic weapon systems. *George Washington University, Washington, DC*.
- [8] Abdulrahman, G. A., Qasem, N. A., Imteyaz, B., Abdallah, A. M., Habib, M. A. (2023). A review of aircraft subsonic and supersonic combustors. *Aerospace Science and Technology*, 132, 108067.
- [9] Kyprianidis, K. G., Rolt, A. M. and Grönstedt, T. (2013, June). Multi-disciplinary analysis of a geared fan intercooled core aero-engine. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 55133, p. V002T07A027). American Society of Mechanical Engineers.
- [10] Kyprianidis, K. G. and Rolt, A. M. (2014, June). On the optimisation of a geared fan intercooled core engine design. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 45653, p. V03AT07A018). American Society of Mechanical Engineers.
- [11] Sato, T., Tanatsugu, N., Naruo, Y., Omi, J., Tomike, J. I., Nishino, T. (2000). Development study on ATREX engine. *Acta Astronautica*, 47(11), 799-808.
- [12] Webber, H., Bond, A. and Hemsell, M. (2006). Sensitivity of pre-cooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters. In *57th International Astronautical Congress* (pp. D2-P).
- [13] Dong, P., Tang, H. and Chen, M. (2018). Study on multi-cycle coupling mechanism of hypersonic precooled combined cycle engine. *Applied Thermal Engineering*, 131, 497-506.

- [14] Yu, X., Wang, C. and Yu, D. (2020). Thermodynamic design and optimization of the multi-branch closed Brayton cycle based precooling-compression system for a novel hypersonic aeroengine. *Energy Conversion and Management*, 205, 112412.
- [15] Murray, J. J., Guha, A. and Bond, A. (1997). Overview of the development of heat exchangers for use in air-breathing propulsion pre-coolers. *Acta astronautica*, 41(11), 723-729.
- [16] Di Battista, D., Fatigati, F., Carapellucci, R., Cipollone, R. (2019). Inverted Brayton Cycle for waste heat recovery in reciprocating internal combustion engines. *Applied Energy*, 253, 113565.
- [17] Kennedy, I., Chen, Z., Ceen, B., Jones, S., Copeland, C. D. (2019). Experimental investigation of an inverted Brayton cycle for exhaust gas energy recovery. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 141(3).
- [18] Huang, W., Du, Z. B., Yan, L., Xia, Z. X. (2019). Supersonic mixing in airbreathing propulsion systems for hypersonic flights. *Progress in Aerospace Sciences*, 109, 100545.
- [19] Huang, W., Pourkashanian, M., Ma, L., Ingham, D. B., Luo, S. B., Wang, Z. G. (2011). Investigation on the flameholding mechanisms in supersonic flows: backward-facing step and cavity flameholder. *Journal of Visualization*, 14, 63-74.
- [20] Khan, A., Akram, S. and Kumar, R. (2020). Experimental study on enhancement of supersonic twin-jet mixing by vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 96, 105521.
- [21] Verma, K. A., Pandey, K. M. and Sharma, K. K. (2021). Study of Fuel Injection Systems in Scramjet Engine—A Review. *Recent Advances in Mechanical Engineering: Select Proceedings of ICRAME, 2020*, 931-940.
- [22] Verma, K. A., Kapayeva, S., Pandey, K. M., Sharma, K. K. (2021). The recent development of supersonic combustion ramjet engines for augmentation of the mixing performance and improvement in combustion Efficiency: A review. *Materials Today: Proceedings*, 45, 7058-7062.
- [23] Verma, K. A., Pandey, K. M., Ray, M., Sharma, K. K. (2021). Effect of transverse fuel injection system on combustion efficiency in scramjet combustor. *Energy*, 218, 119511.
- [24] Zhang, W., Chen, L., Sun, F., Wu, C. (2007). Second-law analysis and optimisation for combined Brayton and inverse Brayton cycles. *International Journal of Ambient Energy*, 28(1), 15-26.
- [25] McClinton, C. R. (2007) High speed/hypersonic aircraft propulsion technology development. *Advances on propulsion technology for high-speed aircraft*, 1, pp.1-32.
- [26] Choubey, G. and Pandey, K. M. (2016) Effect of variation of angle of attack on the performance of two-strut scramjet combustor. *international journal of hydrogen*, 41(26), pp. 11455-11470.

- [27] Verma, K. A., Pandey, K. M. and Sharma, K. K. (2019) Computational investigation on design of scramjet combustor—A review. *Int. J. Recent Technol. Eng.* 7(6), pp.544-548.
- [28] Urzay, J. (2018) Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight. *Annual Review of Fluid Mechanics.* 50, pp.593-627.
- [29] Kummitha, O. R. (2017) Numerical analysis of passive techniques for optimizing the performance of scramjet combustor. *International journal of hydrogen energy.* 42(15), pp.10455-10465.
- [30] Farokhi, S. (2020) Future propulsion systems and energy sources in sustainable aviation. 2nd edition West Sussex, UK: J. Wiley.
- [31] Mattingly, J. D., Heiser, W. H. and Pratt, D. T. (2002). *Aircraft engine design*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [32] Raymer, D. P. . (2018) Aircraft Design: A Conceptual Approach:6th edition Reston, Virginia: AIAA Education Series.
- [33] Ascione, F., Bianco, N., Mauro, G. M., Napolitano, D. F. (2019) Building envelope design: Multi-objective optimization to minimize energy consumption, global cost and thermal discomfort. Application to different Italian climatic zones. *Energy.* 174, pp. 359-374.
- [34] Dimitrova, Z., and Maréchal, F. (2015) Techno-economic design of hybrid electric vehicles using multi objective optimization techniques. *Energy.* 91, pp.630-644
- [35] Hong, T., Kim, J. and Lee, M. A. (2019) multi-objective optimization model for determining the building design and occupant behaviors based on energy, economic, and environmental performance. *Energy.* 174, pp.823-834.
- [36] Gertler J. (2017) Air Force B-21 Raider Long-Range Strike Bomber. Congressional Research Service (CRS).7
- [37] **http-1** <http://www.dailymail.co.uk/sciencetech/article3437793/Northrop-Grumman-teases-sixth-generationsupersonic-superfighter-laser-weapons-stealth-bomberset-replace-B-2-Superbowl-ad.html> (Erişim tarihi 22.02.2016)
- [38] Matsui, K., Thu, K. and Miyazaki, T. A. (2020) hybrid power cycle using an inverted Brayton cycle with an indirect evaporative device for waste-heat recovery. *Applied Thermal Engineering.* 170, p.115029
- [39] Kurzke. J. (2020) Gasturb13. Aachen. Germany.
- [40] Pesyridis, A. and Cooper, M. (2017). Ramjet Nozzle Analysis for Transport Aircraft Configuration for Sustained Hypersonic Flight.
- [41] Tsujikawa, Y., Kaneko, K. and Tokumoto, S. (2005) Inverted Turbo-Jet Engine for Hypersonic Propulsion. In: *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air.* p. 343-349.

- [42] Huang, W., Du, Z. B., Yan, L., Moradi, R. (2018) Flame propagation and stabilization in dual-mode scramjet combustors: a survey. *Progress in Aerospace Sciences*. 101, pp.13-30.
- [43] Choubey, G., Yadav, P. M., Devarajan, Y., Huang, W. (2021) Numerical investigation on mixing improvement mechanism of transverse injection based scramjet combustor. *Acta Astronautica*. 188, pp.426-437.
- [44] Kummitha, O. R. (2017) Numerical analysis of passive techniques for optimizing the performance of scramjet combustor. *International journal of hydrogen energy*. 42(15), pp.10455-10465.
- [45] Wang, Z. G., Sun, X. W., Huang, W., Li, S. B., Yan, L. (2016) Experimental investigation on drag and heat flux reduction in supersonic/hypersonic flows: A survey. *Acta Astronautica*. 129, pp.95-110.
- [46] Experimental investigation of an inverted Brayton cycle for exhaust gas energy recovery Proceedings of the ASME turbo expo 2013: turbine technical conference and exposition (2018) Paper GT2018-75386
- [47] D. Di Battista, F. Fatigati, R. Carapellucci, R. Cipollon (2019) Inverted Brayton cycle for waste heat recovery in reciprocating internal combustion engines Appl Energy, 253, p. 113565
- [48] Zheng, J., Tang, H., Chen, M., Yin, F. J. (2018) Equilibrium running principle analysis on an adaptive cycle engine. *Applied Thermal Engineering*. 132, pp.393-409.
- [49] Aygun, H. and Turan, O. (2020) Exergetic sustainability off-design analysis of variable-cycle aero-engine in various bypass modes. *Energy*. 195, p.117008
- [50] Lyu, Y., Tang, H. and Chen, M. A. (2016) study on combined variable geometry regulation of adaptive cycle engine during throttling. *Applied Sciences*. 6(12), p. 374.
- [51] **http-2** <https://light.fi/why-heat-pipe-is-better-than-traditional-heat-sink/> (Erişim tarihi 10.08.2022)
- [52] Pennington, W.A. (January 1959) Choice of engines for aircraft, Shell Aviation News, pp 14–19
- [53] Farokhi, S. (2014). Aircraft propulsion. John Wiley & Sons.
- [54] **http-3** <http://www.swarmintelligence.org> [Erişim tarihi 16.05.2016]
- [55] Kennedy, J. and Eberhart, R. (1995, November). Particle swarm optimization. In Proceedings of ICNN'95-international conference on neural networks (Vol. 4, pp. 1942-1948). IEEE
- [56] Beltrán-Prieto, J. C., Komínková Oplatková, Z., Torres Friás, R., Escoto Hernández, J. L. (2016). A time performance comparison of particle swarm optimization in mobile devices. In MATEC Web of Conferences 20th International Conference on Circuits, Systems, Communications and Computers (CSCC 2016). EDP Sciences.

- [57] Mattingly, J. D., Boyer, K. M. and von Ohain, H. (2006). *Elements of propulsion: gas turbines and rockets* (pp. 276-277). Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [58] Anderson, J. D. and Bowden, M. L. (2005). *Introduction to flight* (Vol. 582). New York, NY, USA: McGraw-Hill Higher Education.
- [59] Cornell, W. G. (1956). The flow in a Vee-gutter cascade. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 78(3), 573-580.
- [60] Cooper, J. and Dingle, L. (2005). Engineering an afterburner for a miniature gas turbine engine. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 77(2), 104-108.
- [61] Colket III, M. B. and Spadaccini, L. J. (2001). Scramjet fuels autoignition study. *Journal of propulsion and power*, 17(2), 315-323.
- [62] Abrosimov, K. A., Baccioli, A. and Bisch, A. (2020). Techno-economic analysis of combined inverted Brayton–Organic Rankine cycle for high-temperature waste heat recovery. *Energy Conversion and Management*, 207, 112336.
- [63] **http-4:** <https://www2.virginia.edu/ms/research/wadley/high-temp.html>. (Erişim tarihi 26.5.2021)
- [64] An CH, Kang DW, Baek ST, Myong RS, Kim WC., Choi SM. (2016) Analysis of plume infrared signatures of s-shaped nozzle configurations of aerial vehicle. *Journal of Aircraft*. 53: 1768-78.
- [65] Yaravintelimath, A., Raghunandan, B. N., Moríño, J. A. (2016). Numerical prediction of nozzle flow separation: Issue of turbulence modeling. *Aerospace Science and Technology*, 50, 31-43.
- [66] Zukoski E., (1967) “Turbulent Boundary-Layer Separation in front of a Forward-Facing Step”, *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 10, Page 1746-1753
- [67] Schmucker R., (1973) “Strömungsvorgänge beim Betrieb überexpandierter Düsen chemischer Raketentriebwerke, Teil 1: Strömungsablösung”, Bericht TB-7, Tech. Univ. Munich.
- [68] Titterton, D. H. (2006). Development of infrared countermeasure technology and systems. In *Mid-infrared semiconductor optoelectronics* (pp. 635-671). Springer, London.
- [69] Irfan, S. and Shah, S. I. A. (2016, October). Modeling and analysis of velocity profile of a rectangular aircraft exhaust nozzle. In *2016 International Conference on Emerging Technologies (ICET)* (pp. 1-6). IEEE.
- [70] Xiao-lin, S., Zhan-xue, W., Li, Z., Jing-wei, S. and Wen, C. (2019). Internal flow and external jet characteristics of double serpentine nozzle with different aspect ratio. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 233(2), 545-560.

- [71] Mahulikar SP, Rao GA and Sonawane HR. (2008) Infrared signature studies of airborne target, International Conference on Aerospace Science and Technology, Bangalore.
- [72] Li JW, Liu Y and Qin LZ. (2007) Numerical simulation of flow and heat transfer in round-to-rectangular nozzles. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications. 51: 267-91.
- [73] Ab-Rahman MS and Hassan MR . (2009) Lock-on range of infrared heat seeker missile, International Conference on Electrical Engineering and Informatics IEEE



EKLER

EK-1 Akışın Ayrıldığı Noktayı Belirlemek İçin Kullanılan Kodlar

```
clc
clear all
At1=0.22214;
At2=0.37002;
P0=50000;
R=287;
Tt_91=2300;
% Tt_92=2070;
% Ae=0.31677;
Pt61=41562342;
% Pt62=314676;
y1=1.30;
% y2=1.3;
Pt9_1=Pt61*0.94112;
% Pt9_2=Pt62*0.94112;
% Pt9_3=Pt6*0.943;
R1_sep_new=0.4;
R1_sep_old=0.3;
R2_sep_new=0.2;
R2_sep_old=0.1;
count1=0
while abs(R1_sep_new-R1_sep_old)>0.0000000000000001
R1_sep_old=R1_sep_new
P9_1=P0*R1_sep_new;
M9_1=(2./(y1-1)).*((Pt9_1./P9_1).^((y1-1)./y1-1)).^0.5;
R1_sep_new=2./(M9_1+2);
count1=count1+1;
end
M9_1_sep_new_ZUKOSKI_AB_off=M9_1
R1_sep_new_ZUKOSKI_AB_off=R1_sep_new
count2=0
% % while abs(R2_sep_new-R2_sep_old)>0.0000000000000001
% % R2_sep_old=R2_sep_new
% % P9_2=P0*R2_sep_new;
% % M9_2=(2./(y2-1)).*((Pt9_2./P9_2).^((y2-1)./y2-1)).^0.5;
% % R2_sep_new=2./(M9_2+2);
% % count2=count2+1;
% % end
% % M9_2_sep_new_ZUKOSKI_AB_off=M9_2
% % R1_sep_new_ZUKOSKI_AB_on=R1_sep_new
while abs(R1_sep_new-R1_sep_old)>0.0000000000000001
R1_sep_old=R1_sep_new
P9_1=P0*R1_sep_new;
M9_1=(2./(y1-1)).*((Pt9_1./P9_1).^((y1-1)./y1-1)).^0.5;
R1_sep_new=(1.88.*M9_1-1).^(-0.64);
count1=count1+1;
end
M9_1_sep_new_Schumucker_AB_off=M9_1
R1_sep_new_Schumucker_AB_off=R1_sep_new
count2=0
% while abs(R2_sep_new-R2_sep_old)>0.0000000000000001
% R2_sep_old=R2_sep_new
% P9_2=P0*R2_sep_new;
```

```

% M9_2=(2./(y2-1)).*((Pt9_2./P9_2).^( (y2-1)./y2)-1)).^0.5;
% R2_sep_new=(1.88.*M9_2-1).^(-0.64);
% count2=count2+1;
% end

```

EK-2 Turbofan Motor Tavlama Metodu ile Optimizasyonu Yapılırken Kullanılan Kodlar

```

clc;
clear;
close all;
GN = input('İterasyon Sayısı: ');
PN = input('Deneme Sayısı: ');
tStart = input('Başlangıç Sıcaklığı (tStart): ');
tEnd = input('Başlangıç Sıcaklığı (tEnd): ');
cpc=1004;%J/(kg.K)
cpt=1152;%J/(kg.K)
hPR=43124000;%J/kg
m0=74.5;%kg/s
yc=1.4;
yt=1.33;
pi_d=0.99;
pi_fn=0.99;
P_0=50000;
T_0=250;%K atmosfer sıcaklığı
M0=2;% Uçuş Mach sayısı
ec=0.90;
ef=0.85;
et=0.90;
pi_b=0.9995;
pi_n=0.99;
nb=0.99;% Yanma odası verimi
nm=0.9995;% Mekanik verim
Rc=(yc-1)/yc*cpc;
Rt=(yt-1)/yt*cpt;
a0=(yc*Rc*T_0)^0.5;
rho_r=1+(yc-1)/2*M0^2;
pi_r=rho_r^(yc/(yc-1));
M_5=0.5;
% Başlangıç konumunun belirlenmesi
x_start = [6.2, 4, 2000, 74.6];

% Sıcaklık azalma katsayısı
frac = (tEnd/tStart)^(1.0/(GN-1.0));

% x parametre matrisi
x = zeros(GN+1,4);
x(1,:) = x_start;
xi = x_start;

```

% Parametre Sınırları

Xmin = [2 1.4 1300 30];

Xmax = [12 5 2200 100];

% En iyi çözüm

xc = x(1,:);

% fc = f(xi);

Pt_0=P_0.*pi_r;

Tt_0=T_0.*rho_r;

Pt_2=Pt_0.*pi_d;

Pt_13=Pt_2.*xi(2);

rho_f=xi(2).^((yc-1)./(yc.*ef));

Tt_13=Tt_0.*rho_f;

Pt_15=Pt_13.*pi_fn;

Pt_3=Pt_2.*xi(1).*xi(2);

rho_c=xi(1).^((yc-1)./(yc.*ec));

Tt_2=Tt_0.*pi_d;

Tt_3=Tt_2.*rho_f.*rho_c;

Pt_4=Pt_3.*pi_b;

f=(cpt.*xi(3)-cpc.*Tt_3)./(hPR.*nb);

pi_t=(pi_fn.*xi(2))./(pi_b.*xi(2).*xi(2));

Pt_5=Pt_4.*pi_t;

rho_t=pi_t.^(yt-1)./yt.*et);

rho_gama=xi(3).*cpt./(cpc.*T_0);

Tt_5=xi(3).*rho_t;

Bpr=(nm.*(1+f).*rho_gama.*(1-rho_t)-rho_r.*(rho_c.*rho_f-1))./(rho_r.*(rho_f-1));

h_t6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*(cpt.*xi(3)./(cpc.*T_0))+Bpr.*rho_f.*rho_r)./(1+Bpr+f);

m_5=(1+f).*xi(4)./(1+Bpr);

m_15=m_5.*Bpr;

cp_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5+m_15);

y_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5.*cpt./yt+m_15.*cpc./yc);

R_6M=cp_6M.*(y_6M-1)./y_6M;

M_15=(2./(yc-1).*((1+(yt-1)./2.*M_5.^2).^(yt./(yt-1))).^((yc-1)./(yc-1))).^0.5;

T_15=Tt_13./(1+(yc-1)./2.*M_15.^2);

P_15=Pt_15./(1+(yc-1)./2.*M_15.^2);

T_5=Tt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);

P_5=Pt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);

ht_6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*rho_gama+Bpr.*rho_r.*rho_f)./(1+f+Bpr);

Tt_6M=ht_6M./cp_6M;

a15=(yc.*Rc.*T_15).^(0.5);

a5=(yt.*Rt.*T_5).^(0.5);

A15_A5=Bpr./(1+f).*(yt./yc).*(a15./a5).*(M_5./M_15);

C1=((1+yt.*M_5.^2)+A15_A5.*(1+yc.*M_15.^2))./(1+A15_A5);

C2=((yt./y_6M.*M_5./a5+yc./y_6M.*M_15.*A15_A5./a15).*((y_6M-1).*cp_6M.*Tt_6M).^0.5./(1+A15_A5));

C=(C1./C2).^2;

M_6M=((C-2.*y_6M-((C-2.*y_6M).^2-4.*(y_6M.^2-C.*(y_6M-1)./2)).^0.5)./(2.*y_6M.^2-C.*(y_6M-1))).^0.5;

P_6M=P_5.*C1./(1+y_6M.*M_6M.^2);

Pt_6M=P_6M.*(1+(y_6M-1)./2.*M_6M.^2).^((y_6M-1)./y_6M);

Pt_9= Pt_6M.*pi_n;

M_9=(2./(y_6M-1).*((Pt_9./P_0).^(y_6M-1)./y_6M-1))).^0.5;

Tt_9=Tt_6M;

T_9=Tt_9./(1+(y_6M-1)./2.*M_9.^2);

a9=(y_6M.*R_6M.*T_9).^0.5;

```

V_9=M_9.*a9;
T=(m_5+m_15).*V_9-xi(4).*M0.*a0;
fct=T
mf=m_5.*f;
fc=mf./T.*10^6;
% Uygunluk değeri
fs = zeros(GN+1,1);
ft= zeros(GN+1,1);
fs(1,:)= fc;
ft(1,:)=fct;

% Sıcaklık
t = tStart;

tic
for i=1:GN
%   disp(['İterasyon: ',num2str(i),' Sıcaklık: ',num2str(t)])
    for j=1:PN
        % Rastgele konum değiştirme
        xi(1) = xc(1) + rand()-0.5 ;
        xi(2) = xc(2) + rand()-0.5 ;
        xi(3) = xc(3) + 15*rand()-15*0.5 ;
        xi(4) = xc(4) + rand()-0.5 ;
        % Parametre sınırlarının kontrolü
        xi(1) = max(min(xi(1),Xmax(1)),Xmin(1));
        xi(2) = max(min(xi(2),Xmax(2)),Xmin(2));
        xi(3) = max(min(xi(3),Xmax(3)),Xmin(3));
        xi(4) = max(min(xi(4),Xmax(4)),Xmin(4));
        Pt_0=P_0.*pi_r;
        Tt_0=T_0.*rho_r;
        Pt_2=Pt_0.*pi_d;
        Pt_13=Pt_2.*xi(2);
        rho_f=xi(2).^((yc-1)./(yc.*ef));
        Tt_13=Tt_0.*rho_f;
        Pt_15=Pt_13.*pi_fn;
        Pt_3=Pt_2.*xi(1).*xi(2);
        rho_c=xi(1).^((yc-1)./(yc.*ec));
        Tt_2=Tt_0.*pi_d;
        Tt_3=Tt_2.*rho_f.*rho_c;
        Pt_4=Pt_3.*pi_b;
        f=(cpt.*xi(3)-cpc.*Tt_3)./(hPR.*nb);
        pi_t=(pi_fn.*xi(2))./(pi_b.*xi(1).*xi(2));
        Pt_5=Pt_4.*pi_t;
        rho_t=pi_t.^((yt-1)./(yt.*et));
        rho_gama=xi(3).*cpt./((cpc.*T_0));
        Tt_5=xi(3).*rho_t;
        Bpr=(nm.*(1+f).*rho_gama.*(1-rho_t)-rho_r.*(rho_c.*rho_f-1))./(rho_r.*(rho_f-1));
        h_t6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*(cpt.*xi(3)./(cpc.*T_0))+Bpr.*rho_f.*rho_r)./(1+Bpr+f);
        m_5=xi(4)./(1+Bpr);
        m_15=m_5.*Bpr;
        cp_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5+m_15);
        y_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5.*cpt./yt+m_15.*cpc./yc);
        R_6M=cp_6M.*(y_6M-1)./y_6M;
        M_15=(2./(yc-1).*((1+(yt-1)/2.*M_5.^2).^(yt./(yt-1))).^((yc-1)./(yc)-1)).^0.5;
        T_15=Tt_13./(1+(yc-1)/2.*M_15.^2);

```

```

P_15=Pt_15./(1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
T_5=Tt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
P_5=Pt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
ht_6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*rho_gama+Bpr.*rho_r.*rho_f)./(1+f+Bpr);
Tt_6M=ht_6M./cp_6M;
a15=(yc.*Rc.*T_15).^0.5;
a5=(yt.*Rt.*T_5).^0.5;
A15_A5=Bpr./(1+f).*(yt./yc).*(a15./a5).*(M_5./M_15);
C1=((1+yt.*M_5.^2)+A15_A5.*(1+yc.*M_15.^2))./(1+A15_A5);
C2=((yt./y_6M.*M_5./a5+yc./y_6M.*M_15.*A15_A5./a15).*((y_6M-1).*cp_6M.*Tt_6M).^0.5./(1+A15_A5));
C=(C1./C2).^2;
M_6M=((C-2.*y_6M.-((C-2.*y_6M).^2-4.*(y_6M.^2-C.*(y_6M-1)./2)).^0.5)./(2.*y_6M.^2-C.*(y_6M-1))).^0.5;
P_6M=P_5.*C1./(1+y_6M.*M_6M.^2);
Pt_6M=P_6M.*(1+(y_6M-1)./2.*M_6M.^2).^((y_6M-1)./y_6M);
Pt_9=Pt_6M.*pi_n;
M_9=(2./(y_6M-1).*(Pt_9./P_0).^((y_6M-1)./y_6M-1)).^0.5;
Tt_9=Tt_6M;
T_9=Tt_9./(1+(y_6M-1)./2.*M_9.^2);
a9=(y_6M.*R_6M.*T_9).^0.5;
V_9=M_9.*a9;
T=xi(4).*(1+f).*V_9-xi(4).*M0.*a0;
W=0.53.*(0.0073982.*T*(93000./T).^(0.86654).*(xi(4).*Bpr.*xi(2).*xi(1)).^(0.07660)+279);
T_W=T./(W.*9.81);
D=0.11.*(T./1000)^0.5.*exp(0.04.*Bpr).*0.80850;
fxit1=T_W;
mf=m_5.*f;
fxi1=mf./T.*10^6;
if Bpr > 1
    fxi1=1000;
end
if Bpr < 0
    fxi1=1000;
end
if T < 50000
    fxi1=1000;
end
%     else if fxit1 < 5.8
%         fxi1=1000;

```

```

Delta = fxi1 - fc;
% Yeni noktayı kıyasla

```

```

if (Delta < 0)
    % Daha iyi ise
    accept = true;
else
    % Daha kötü ise
    w = exp(-Delta / t);
    if (rand()<w)
        % Yanlış çözümü kabul et
        accept = true;
    else

```

```

        % Yanlış çözümü kabul etme
        accept = false;
    end
end
if (accept == true)
    % Kabul edilen çözümü güncelle
    xc(1) = xi(1);
    xc(2) = xi(2);
    xc(3) = xi(3);
    xc(4)=xi(4);
    fc = fxi1;
    ft=fxit1;
end
end
% Herbir iterasyon sonunda en iyi parametreleri kaydet
x(i+1,1) = xc(1);
x(i+1,2) = xc(2);
x(i+1,3) = xc(3);
x(i+1,4)=xc(4);
fs(i+1) = fc;
ft(i+1)=fct;
% Sonraki iterasyon için sıcaklığı azalt
t = frac * t;
end
toc

```

```

% Sonucu yaz
disp(['En iyi parametreler: ',num2str(xc)])
disp(['En iyi uygunluk değeri: ',num2str(fc)])

```

```

fig = figure(1);
% subplot(3,3,1)
plot(fs,'r.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/kN.s]')
grid on
fig = figure(2);
% subplot(3,3,2)
plot(ft./1000,'b.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('İtke [kN]')
fig = figure(3);
subplot(2,2,1)
grid on
plot(x(:,1),'g.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Kompresör Toplam Basınç Oranı')
subplot(2,2,2)
plot(x(:,2),'y.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Fan Toplam Basınç Oranı')
grid on
subplot(2,2,3)
plot(x(:,3),'c.-')
xlabel('İterasyon')

```

```

ylabel('Turbin Girişİ Toplam Sıcaklık [K]')
grid on
subplot(2,2,4)
plot(x(:,4),'r.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Kütle Debisi [kg/s]')
grid on

```

EK-3 Grafikler Çizilirken Kullanılan Kodlar

```

clc
clear all
Pa=50;
Ta=250;
m=20;
y=1.4;
R=287;
n=6000;
M=5;
cp=1000;
QR=42000000;
% Tt5=linspace(1700,2200,n);
% pi_t=linspace(0.2,1,n);
pi_t=0.1;
% T_cool=linspace(0,400,n);
T_cool1=linspace(100,500,1000);
% pi_t=linspace(0.1,0.9,1000);
% pi_t=0.2;
T_limit_turbin=2050
Tt_AB=2200
% T_limit_compressor=2000;
for i=1:n
    Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
    Pt1=Pa.*(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
    Tt1=Ta.*(1+(y-1)/2.*M.^2);
    Pt2=Pt1;
    Tt2=T_limit_turbin;
    Pt3=Pt2.*pi_t;
    Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)/y);
    Tt4=Tt3-T_cool1;
    % Tt5=T_limit_compressor;
    Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
    mf1=(Tt2-Tt1-T_cool1.*0.6).*m.*cp./QR;
    t_c=Tt5./Tt4;
    pi_c=t_c.^(y./(y-1));
    Pt4=Pt3;
    Pt5=Pt4.*pi_c;
    Me=(2./(y-1).*((Pt5./Pa).^(y-1)/y-1)).^0.5;
    Tt7=Tt_AB;
    Tt9=Tt7;
    mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
    mf=mf1+mf2;
    Te=Tt9./(1+(y-1)/2.*Me.^2);
    ae=(y.*R.*Te).^0.5;
    Ve=ae.*Me;
end

```

```

Thrust1=m.*(Ve-Va);
SFC1=mf./Thrust1.*10^6;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Tt5=linspace(1700,2200,n);
pi_t2=linspace(0.05,1,1000);
% pi_t=0.1;
% T_cool=linspace(0,400,n);
T_cool=400;
% T_cool=linspace(200,500);
% pi_t=linspace(0.1,0.9,1000);
% pi_t=0.2;
T_limit_turbin=2050
Tt_AB=2200
for i=1:n
Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)/2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=T_limit_turbin;
Pt3=Pt2.*pi_t2;
Tt3=Tt2.*pi_t2.^(y-1)/y;
Tt4=Tt3-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
mf1=(Tt2-Tt1-T_cool.*0.6).*m.*cp./QR;
t_c=Tt5/Tt4;
pi_c=t_c.^(y./(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Me=(2./(y-1).*((Pt5./Pa).^(y-1)/y-1)).^0.5;
Tt7=Tt_AB;
Tt9=Tt7;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
Te=Tt9./(1+(y-1)/2.*Me.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Thrust2=m.*(Ve-Va);
SFC2=mf./Thrust2.*10^6;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% Tt5=linspace(1700,2200,n);
pi_t3=linspace(0.001,0.02,10000);
% pi_t=0.1;
% T_cool=linspace(0,400,n);
T_cool=200;
% T_cool=linspace(200,500);
% pi_t=linspace(0.1,0.9,1000);
% pi_t=0.2;
T_limit_turbin=2050
Tt_AB=2200
for i=1:n

```

```

Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)/2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=T_limit_turbin;
Pt3=Pt2.*pi_t3;
Tt3=Tt2.*pi_t3.^((y-1)/y);
Tt4=Tt3-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
mf1=(Tt2-Tt1-T_cool.*0.6).*m.*cp./QR;
t_c=Tt5./Tt4;
pi_c=t_c.^((y)/(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Me=(2./(y-1)).*((Pt5./Pa).^((y-1)/y)-1)).^0.5;
Tt7=Tt_AB;
Tt9=Tt7;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
Te=Tt9./(1+(y-1)/2.*Me.^2);
ac=(y.*R.*Te).^0.5;
Ve=ac.*Me;
Thrust5=m.*(Ve-Va);
SFC5=mf./Thrust5.*10^6;
end

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

```

% Tt5=linspace(1700,2200,n);
pi_t4=linspace(0.001,0.02,10000);
% pi_t=0.1;
% T_cool=linspace(0,400,n);
T_cool=300;
% T_cool=linspace(200,500);
% pi_t=linspace(0.1,0.9,1000);
% pi_t=0.2;
T_limit_turbin=2050
Tt_AB=2200
for i=1:n
Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)/2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=T_limit_turbin;
Pt3=Pt2.*pi_t4;
Tt3=Tt2.*pi_t4.^((y-1)/y);
Tt4=Tt3-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
mf1=(Tt2-Tt1-T_cool.*0.6).*m.*cp./QR;
t_c=Tt5./Tt4;
pi_c=t_c.^((y)/(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt5=Pt4.*pi_c;

```

```

Me=(2./(y-1).*((Pt5./Pa).^((y-1)./y)-1)).^0.5;
Tt7=Tt_AB;
Tt9=Tt7;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
Te=Tt9./(1+(y-1)./2.*Me.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Thrust6=m.*(Ve-Va);
SFC6=mf./Thrust6.*10^6;
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

```

% Tt5=linspace(1700,2200,n);
% pi_t=linspace(0.05,0.9,n);
% pi_t=0.1;
% T_cool=linspace(0,400,n);
% T_cool=linspace(200,500);
T_cool=400;
% pi_t=linspace(0.1,0.9,1000);
% pi_t=0.2;
T_limit_turbin=2050;
Tt_AB3=linspace(2000,2300,1000);
for i=1:n
Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=T_limit_turbin;
Pt3=Pt2.*pi_t;
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt4=Tt3-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
mf1=(Tt2-Tt1-T_cool.*0.6).*m.*cp./QR;
t_c=Tt5./Tt4;
pi_c=t_c.^(y./(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Me=(2./(y-1).*((Pt5./Pa).^((y-1)./y)-1)).^0.5;
Tt7=Tt_AB3;
Tt9=Tt7;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
Te=Tt9./(1+(y-1)./2.*Me.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Thrust3=m.*(Ve-Va);
SFC3=mf./Thrust3.*10^6;
end

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

```

% Tt5=linspace(1700,2200,n);
% pi_t=linspace(0.05,0.9,n);

```

```

pi_t=0.1;
% T_cool=linspace(0,400,n);
% T_cool=linspace(200,500);
T_cool=400;
% pi_t=linspace(0.1,0.9,1000);
% pi_t=0.2;
T_limit_turbin4=linspace(1500,2200,1000);
Tt_AB=2200
for i=1:n
Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)/2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=T_limit_turbin4;
Pt3=Pt2.*pi_t;
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)/y);
Tt4=Tt3-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
mf1=(Tt2-Tt1-T_cool.*0.6).*m.*cp./QR;
t_c=Tt5./Tt4;
pi_c=t_c.^(y./(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Me=(2./(y-1)).*((Pt5./Pa).^((y-1)/y)-1).^0.5;
Tt7=Tt_AB;
Tt9=Tt7;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
Te=Tt9./(1+(y-1)/2.*Me.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Thrust4=m.*(Ve-Va);
SFC4=mf./Thrust4.*10^6;
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(1)
plot(T_cool1,SFC1)
xlabel('Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü [K]')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/kN.s] ')
% legend('Inverted Brayton Cycle Engine','Ramjet','Turbojet \pi_c=10','Turbojet \pi_c=20','Turbojet \pi_c=50')
xlim([100 500])
ylim([55 58])
grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(2)
plot(T_cool1,Thrust1./m)
xlabel('Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü [K]')
ylabel('Özgül İtki [m/s] ')
xlim([100 500])
ylim([300 400])

```

```

grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(3)
plot(pi_t2,SFC2)
xlabel('Türbin Toplam Basınç Oranı ')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/kN.s] ')
% legend('Inverted Brayton Cycle Engine','Ramjet','Turbojet \pi_c=10','Turbojet \pi_c=20','Turbojet \pi_c=50')
xlim([0.05 0.9])
ylim([50 70])
grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(4)
plot(pi_t2,Thrust2./m)
xlabel('Türbin Toplam Basınç Oranı ')
ylabel('Özgül İtki [m/s] ')
xlim([0.05 0.9])
ylim([300 400])
grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% figure(5)
% plot(pi_t4,SFC6)
% xlabel('Turbine Total Pressure Ratio ')
% ylabel('Specific Fuel Consumption [g/kN.s] ')
% % legend('Inverted Brayton Cycle Engine','Ramjet','Turbojet \pi_c=10','Turbojet \pi_c=20','Turbojet \pi_c=50')
% xlim([0.05 0.1])
% ylim([50 70])
% grid
% %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%
% %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% figure(6)
% plot(pi_t3,Thrust5./m)
% xlabel('Turbine Total Pressure Ratio ')
% ylabel('Specific Thrust[g/kN.s] ')
% xlim([0.001 0.01])
% ylim([300 600])
% grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(7)
plot(Tt_AB3,SFC3)
xlabel('Ardyakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/kN.s] ')
% legend('Inverted Brayton Cycle Engine','Ramjet','Turbojet \pi_c=10','Turbojet \pi_c=20','Turbojet \pi_c=50')
xlim([2000 2300])
ylim([56 60])

```

```
grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(8)
plot(Tt_AB3,Thrust3./m)
xlabel('Ardyakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Özgül İtki [m/s] ')
xlim([2000 2300])
ylim([250 400])
grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(9)
plot(T_limit_turbin4,SFC4)
xlabel('Ön yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/kN.s] ')
% legend('Inverted Brayton Cycle Engine','Ramjet','Turbojet \pi_c=10','Turbojet \pi_c=20','Turbojet \pi_c=50')
xlim([1500 2200])
ylim([52 60])
grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(10)
plot(T_limit_turbin4,Thrust4./m)
xlabel('Ön yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Özgül İtki [m/s] ')
xlim([1500 2200])
ylim([340 390])
grid
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

EK-4 3 Boyutlu Grafikler Çizilirken Kullanılan Kodlar

```
clear all
Pa=50;
Ta=250;
m=20;
y=1.4;
R=287;
n=1000;
M=5;
cp=1000;
QR=42000000;
% Tt5=linspace(1700,2200,n);
% pi_t=linspace(0.2,1,n);
pi_t=linspace(0.05,0.9,n);
% T_cool=linspace(0,400,n);
T_cool1=linspace(200,500,n);
% pi_t=linspace(0.1,0.9,1000);
% pi_t=0.2;
T_limit_turbin=2000
```

```

Tt_AB=2200
% T_limit_compressor=2000;
for i=1:n
    for j=1:n
        Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
        Pt1=Pa.*(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
        Tt1=Ta.*(1+(y-1)/2.*M.^2);
        Pt2=Pt1;
        Tt2=T_limit_turbin;
        Pt3(i)=Pt2.*pi_t(i);
        Tt3(i)=Tt2.*pi_t(i).^(y-1)/y;
        Tt4(i,j)=Tt3(i)-T_cool1(j);
        % Tt5=T_limit_compressor;
        Tt5(i,j)=Tt4(i,j)+(Tt2-Tt3(i));
        mf1(j)=(Tt2-Tt1-T_cool1(j).*0.6).*m.*cp./QR;
        t_c(i,j)=Tt5(i,j)/Tt4(i,j);
        pi_c(i,j)=t_c(i,j).^(y/(y-1));
        Pt4(i)=Pt3(i);
        Pt5(i,j)=Pt4(i).*pi_c(i,j);
        Me(i,j)=(2./(y-1)).*((Pt5(i,j)/Pa).^(y-1)/y-1).^0.5;
        Tt7=Tt_AB;
        Tt9=Tt7;
        mf2(i,j)=(Tt7-Tt5(i,j)).*m.*cp./QR;
        mf(i,j)=mf1(j)+mf2(i,j);
        Te(i,j)=Tt9./(1+(y-1)/2.*Me(i,j).^2);
        ae(i,j)=(y.*R.*Te(i,j)).^0.5;
        Ve(i,j)=ae(i,j).*Me(i,j);
        Thrust1(i,j)=m.*(Ve(i,j)-Va);
        SFC1(i,j)=mf(i,j)/Thrust1(i,j).*10^6;
    end
end
figure(1)
mesh(T_cool1,pi_t,Thrust1./m)
xlabel('T_s_o_g_u_t_m_a [K]')
ylabel('Türbin Toplam Basınç Oranı (\pi_t)')
zlabel('Özgül İtici [m/s]')
colorbar
grid
figure(2)
mesh(T_cool1,pi_t,SFC1)
xlabel('T_s_o_g_u_t_m_a [K]')
ylabel('Türbin Toplam Basınç Oranı (\pi_t)')
zlabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/kN.s]')
colorbar

```

EK-5 Ters Brayton Çevrimli Motorun Parçacık Sürü Algoritması İle Optimizasyonu Yapılırken Kullanılan Kodları

```

clc;
clear;
close all;
GN = input('İterasyon Sayısı: ');
PN = input('Parçacık Sayısı: ');
c1 = input('Öğrenme Faktörü (c1): ');
c2 = input('Öğrenme Faktörü (c2): ');
w = input('Atalet Ağırlığı (w): ');

```

```

% Vmin = input('Minimum Hız (Vmin): ');
% Vmax = input('Maximum Hız (Vmax): ');
% Parametre Sınırları
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%555
Pa=50;
Ta=250;
m=20;
y=1.4;
R=287;
n=6000;
M=5;
cp=1000;
QR=42000000;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Xmin = [0.1 200 1500 2000];
Xmax = [0.9 500 2200 2300];

x1 = zeros(GN+1,PN);
x2 = zeros(GN+1,PN);
x3 = zeros(GN+1,PN);
x4 = zeros(GN+1,PN);
x1_pbest = zeros(1,PN);
x2_pbest = zeros(1,PN);
x3_pbest = zeros(1,PN);
x4_pbest = zeros(1,PN);
gbest = zeros(1,4);
x1_v = zeros(GN+1,PN);
x2_v = zeros(GN+1,PN);
x3_v = zeros(GN+1,PN);
x4_v = zeros(GN+1,PN);
Fitness = zeros(GN+1,PN);
x12Best = zeros(GN, 4);
FitBest = zeros(GN, 1);

% Başlangıç popülasyonunun oluşturulması
x1(1,:) = Xmin(1) + rand(1, PN)*(Xmax(1)-Xmin(1));
x2(1,:) = Xmin(2) + rand(1, PN)*(Xmax(2)-Xmin(2));
x3(1,:) = Xmin(3) + rand(1, PN)*(Xmax(3)-Xmin(3));
x4(1,:) = Xmin(2) + rand(1, PN)*(Xmax(2)-Xmin(2));

x1_pbest(1,:) = x1(1,:);
x2_pbest(1,:) = x2(1,:);
x3_pbest(1,:) = x3(1,:);
x4_pbest(1,:) = x4(1,:);

% Uygunluk değerinin hesaplanması
for i=1:PN
    Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
    Pt1=Pa.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
    Tt1=Ta.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
    Pt2=Pt1;
    Tt2(1,i)=x3(1,i);
    Pt3(1,i)=Pt2.*x1(1,i);
    Tt3(1,i)=Tt2(1,i).*x1(1,i).^(y-1)/y);

```

```

Tt4(1,i)=Tt3(1,i)-x2(1,i);
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5(1,i)=Tt4(1,i)+(Tt2(1,i)-Tt3(1,i));
mf1(1,i)=(Tt2(1,i)-Tt1-x2(1,i).*0.6).*m.*cp./QR;
t_c(1,i)=Tt5(1,i)/Tt4(1,i);
pi_c(1,i)=t_c(1,i).^(y./(y-1));
Pt4(1,i)=Pt3(1,i);
Pt5(1,i)=Pt4(1,i).*pi_c(1,i);
Me(1,i)=(2./(y-1).*((Pt5(1,i)/Pa).^((y-1)/y)-1)).^0.5;
Tt7(1,i)=x4(1,i);
Tt9(1,i)=Tt7(1,i);
mf2(1,i)=(Tt7(1,i)-Tt5(1,i)).*m.*cp./QR;
mf(1,i)=mf1(1,i)+mf2(1,i);
Te(1,i)=Tt9(1,i)/(1+(y-1)/2.*Me(1,i).^2);
ae(1,i)=(y.*R.*Te(1,i)).^0.5;
Ve(1,i)=ae(1,i).*Me(1,i);
Thrust(1,i)=m.*(Ve(1,i)-Va);
SFC(1,i)=mf(1,i)/Thrust(1,i);
sT(1,i)=Thrust(1,i)/m;
Fitness(1,i)=SFC(1,i).*10.^6;

```

end

```

[BestFitness Index] = min(Fitness(1,:));
gbest(:) = [x1(1,Index) x2(1,Index) x3(1,Index) x4(1,Index)];

```

tic

for i=1:GN

% İterasyondaki en iyi uygunluk değeri ve parametreler

```
[PopBestFitness PopIndex] = min(Fitness(i,:));
```

```
FitBest(i) = PopBestFitness;
```

```
x12Best(i, 1) = x1(i, PopIndex);
```

```
x12Best(i, 2) = x2(i, PopIndex);
```

```
x12Best(i, 3) = x3(i, PopIndex);
```

```
x12Best(i, 4) = x4(i, PopIndex);
```

% pbest değerlerinin bulunması

```
for n=1:PN
```

```
[pbest pbestIndex] = min(Fitness(1:i,n));
```

```
x1_pbest(1,n) = x1(pbestIndex,n);
```

```
x2_pbest(1,n) = x2(pbestIndex,n);
```

```
x3_pbest(1,n) = x3(pbestIndex,n);
```

```
x4_pbest(1,n) = x4(pbestIndex,n);
```

end

% gbest değerinin bulunması

```
if(PopBestFitness < BestFitness)
```

```
BestFitness = PopBestFitness;
```

```
gbest(:) = [x1(i,PopIndex) x2(i,PopIndex) x3(i,PopIndex) x4(i,PopIndex)];
```

end

% Parçacık hızlarının hesaplanması

```
x1_v(i+1,:) = w*x1_v(i,:) + c1*rand*(x1_pbest(1,:)-x1(i,:)) + c2*rand*(gbest(1)-x1(i,:));
```

```
x2_v(i+1,:) = w*x2_v(i,:) + c1*rand*(x2_pbest(1,:)-x2(i,:)) + c2*rand*(gbest(2)-x2(i,:));
```

```

x3_v(i+1,:) = w*x3_v(i,:) + c1*rand*(x3_pbest(1,:)-x3(i,:)) + c2*rand*(gbest(3)-x3(i,:));
x4_v(i+1,:) = w*x4_v(i,:) + c1*rand*(x4_pbest(1,:)-x4(i,:)) + c2*rand*(gbest(4)-x4(i,:));

% % Parametre sınırlarının kontrolü
% for j = 1: PN
%     x1_v(i+1, j) = max(min(x1_v(i+1, j), Vmax), Vmin);
%     x2_v(i+1, j) = max(min(x2_v(i+1, j), Vmax), Vmin);
% end

% Parçacık konumlarının güncellenmesi
x1(i+1,:) = x1(i,:) + x1_v(i+1,:);
x2(i+1,:) = x2(i,:) + x2_v(i+1,:);
x3(i+1,:) = x3(i,:) + x3_v(i+1,:);
x4(i+1,:) = x4(i,:) + x4_v(i+1,:);

% Parametre sınırlarının kontrolü
for j = 1: PN
    x1(i+1, j) = max(min(x1(i+1, j), Xmax(1)), Xmin(1));
    x2(i+1, j) = max(min(x2(i+1, j), Xmax(2)), Xmin(2));
    x3(i+1, j) = max(min(x3(i+1, j), Xmax(3)), Xmin(3));
    x4(i+1, j) = max(min(x4(i+1, j), Xmax(4)), Xmin(4));
end

% Uygunluk değerinin hesaplanması
for t=1:PN
    Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
    Pt1=Pa.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
    Tt1=Ta.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
    Pt2=Pt1;
    Tt2(i+1,t)=x3(i+1,t);
    Pt3(i+1,t)=Pt2.*x1(i+1,t);
    Tt3(i+1,t)=Tt2(i+1,t).*x1(i+1,t).^((y-1)./y);
    Tt4(i+1,t)=Tt3(i+1,t)-x2(i+1,t);
    % Tt5=T_limit_compressor;
    Tt5(i+1,t)=Tt4(i+1,t)+(Tt2(i+1,t)-Tt3(i+1,t));
    mf1(i+1,t)=(Tt2(i+1,t)-Tt1-x2(i+1,t).*0.6).*m.*cp./QR;
    t_c(i+1,t)=Tt5(i+1,t)./Tt4(i+1,t);
    pi_c(i+1,t)=t_c(i+1,t).^(y./(y-1));
    Pt4(i+1,t)=Pt3(i+1,t);
    Pt5(i+1,t)=Pt4(i+1,t).*pi_c(i+1,t);
    Me(i+1,t)=(2./(y-1)).*((Pt5(i+1,t)./Pa).^((y-1)./y)-1)).^0.5;
    Tt7(i+1,t)=x4(i+1,t);
    Tt9(i+1,t)=Tt7(i+1,t);
    mf2(i+1,t)=(Tt7(i+1,t)-Tt5(i+1,t)).*m.*cp./QR;
    mf(i+1,t)=mf1(i+1,t)+mf2(i+1,t);
    Te(i+1,t)=Tt9(i+1,t)./(1+(y-1)./2.*Me(i+1,t).^2);
    ae(i+1,t)=(y.*R.*Te(i+1,t)).^0.5;
    Ve(i+1,t)=ae(i+1,t).*Me(i+1,t);
    Thrust(i+1,t)=m.*(Ve(i+1,t)-Va);
    SFC(i+1,t)=mf(i+1,t)/Thrust(i+1,t);
    Fitness(i+1,t) =SFC(i+1,t).*10.^6;
    sT(i+1,t) =Thrust(i+1,t)./m ;
end
end

```

toc

```
% Sonucu yaz
[IterBestFitness IterIndex] = min(FitBest(:));
disp(['En iyi parametreler: ',num2str(x12Best(IterIndex,:))])
disp(['En iyi uygunluk değeri: ',num2str(FitBest(IterIndex))])
```

```
figure(1);
plot(FitBest,'r.-')
xlabel('Iteration Number')
ylabel('Specific Fuel Consumption [g/kN.s] ')
xlim([0 1000])
ylim([0 100])
grid on
figure(2)
subplot(2,2,1)
plot(x12Best(:,1),'b.-')
xlabel('Iteration Number')
ylabel('Turbine Total Pressure Ratio')
xlim([1 200])
ylim([0 1])
subplot(2,2,2)
plot(x12Best(:,2),'b.-')
xlabel('Iteration Number')
ylabel('Total Temperature Decrease at Cooling Section [K]')
xlim([1 200])
ylim([0 600])
subplot(2,2,3)
plot(x12Best(:,3),'b.-')
xlabel('Iteration Number')
ylabel('Preburner Exit Total Temperature [K]')
xlim([1 20])
ylim([1400 2250])
subplot(2,2,4)
plot(x12Best(:,4),'b.-')
xlabel('Iteration Number')
ylabel('Afterburner Exit Total Temperature [K]')
xlim([1 20])
ylim([1900 2500])
grid on
```

```
% PNG uzantısıyla grafiği kaydet
saveas(fig,'iterasyonlar','png')
```

Ek 6 İrtifa Değişimi ile Motor Performansı Değişimini Belirleyen Kodlar

```
clc
clear all
h=linspace(0,30000,10000);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%Standard Atmosphere Model%%%%%%%%
for i=1:10000
if h(i)<11000
T0(i)=15.04-0.00649.*h(i);
P0(i)=101.29.*((T0(i)+273.1)./288.08).^5.256;
T0(i)=T0(i)+273.1;
end
if h(i)>11000
```

```

T0(i)=-56.46+273.1;
P0(i)=22.65.*exp(1.73-0.000157.*h(i));
end
if h(i)>25000
    T0(i)=-131.21+0.00299.*h(i);
    P0(i)=2.488.*((T0(i)+273.1)./216.6).^(-11.388);
    T0(i)=T0(i)+273.1;
end
end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%5
P0_R=50;
T0_R=250;
mR=20;
y=1.4;
R=287;
Tt2=1500
Tt2_R=1500;
MR=5;
M=5;
Va_R=MR.*(y.*R.*T0_R).^0.5;
Va=M.*(y.*R.*T0).^0.5;
cp=1005;
QR=42000000;
pi_t=0.1;
t_t=pi_t.^((y-1)./y);
T_cool=400;
T_limit_turbin=2000;
pi_r_R=(1+(y-1)./2.*MR.^2).^(y./(y-1));
t_r_R=(1+(y-1)./2.*MR.^2);
pi_r=(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1));
t_r=(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt1=P0.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1));
Tt1=T0.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt1_R=P0_R.*pi_r_R;
Tt1_R=T0_R.*t_r_R;
Pt2=Pt1;
Pt2_R=Pt1_R;
Pt3_R=Pt2_R.*pi_t;
Pt3=Pt2.*pi_t;
Tt3_R=Tt2_R.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt4=Tt3-T_cool;
Tt4_R=Tt3_R-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5_R=Tt4_R+(Tt2_R-Tt3_R);
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
t_c_R=Tt5_R./Tt4_R;
t_c=Tt4_R./Tt2_R.*(Tt2./Tt4).*(t_c_R-1)+1;
if M>1
    m=mR.*Tt2_R.^0.5.*P0.*pi_r.*(1-0.075.*(M-1).^1.35)/(P0_R.*pi_r_R.*(1-0.075.*(MR-1).^1.35).*Tt2.^0.5)
else
    m=mR.*Tt2_R.^0.5.*P0.*pi_r/(P0_R.*pi_r_R.*Tt2.^0.5)
end
mf1_R=(Tt2_R-Tt1_R).*m.*cp./QR;
mf1=(Tt2-Tt1).*m.*cp./QR;
pi_c=t_c.^((y-1)/(y-1));
pi_c_R=t_c_R.^((y-1)/(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt4_R=Pt3_R
Pt5=Pt4.*pi_c;
Pt5_R=Pt4_R.*pi_c_R;
Me=(2./(y-1)).*((Pt5./P0).^(y-1)).^0.5;
Me_R=(2./(y-1)).*((Pt5_R./P0_R).^(y-1)).^0.5;
Tt7=2000;
Tt7_R=2200;
Tt9=Tt7;
Tt9_R=Tt7_R;
mf2_R=(Tt7_R-Tt5_R).*mR.*cp./QR;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;

```

```

mf=mf1+mf2;
mf_R=mf1_R+mf2_R;
Te=Tt9./ (1+(y-1) ./2.*Me.^2);
Te_R=Tt9_R./ (1+(y-1) ./2.*Me_R.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
ae_R=(y.*R.*Te_R).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Ve_R=ae_R.*Me_R;
Thrust=m.*(Ve-Va);
Thrust_R=mR.*(Ve_R-Va_R);
SFC=mf./Thrust;
SFC_R=mf_R./Thrust_R;
figure(1)
plot(h./1000,SFC.*10.^6)
xlabel('İrtifa [km]')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/(kN.s)]')
figure(2)
plot(h./1000,m)
xlabel('İrtifa [km]')
ylabel('Hava Debisi [kg/s]')
figure(3)
plot(h./1000,Thrust./1000)
xlabel('İrtifa [km]')
ylabel('İtki [kN]')
figure(4)
plot(h./1000,P0)
xlabel('İrtifa [km]')
ylabel('Atmosfer Basıncı [kPa]')
figure(5)
plot(h./1000,T0)
xlabel('İrtifa [km]')
ylabel('Atmosfer Sıcaklığı[K]')

```

EK 7 Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı Değişimi ile Performans Değişimini Hesaplayan Kodlar

```

clc
clear all
P0=50;
T0=250;
P0_R=50;
T0_R=250;
mR=20;
y=1.4;
R=287;
Tt2=1500;
Tt2_R=1500;
MR=5;
M=5;
Va_R=MR.*(y.*R.*T0_R).^0.5;
Va=M.*(y.*R.*T0).^0.5;
cp=1005;
QR=42000000;
pi_t=0.1;
t_t=pi_t.^((y-1) ./y);
T_cool=500;
T_limit_turbin=2000;
pi_r_R=(1+(y-1) ./2.*MR.^2) .^(y./ (y-1));
t_r_R=(1+(y-1) ./2.*MR.^2);
pi_r=(1+(y-1) ./2.*M.^2) .^(y./ (y-1));
t_r=(1+(y-1) ./2.*M.^2);
Pt1=P0.*(1+(y-1) ./2.*M.^2) .^(y./ (y-1));
Tt1=T0.*(1+(y-1) ./2.*M.^2);
Pt1_R=P0_R.*pi_r_R;
Tt1_R=T0_R.*t_r_R;
Pt2=Pt1;
Pt2_R=Pt1_R;
Pt3_R=Pt2_R.*pi_t;
Pt3=Pt2.*pi_t;

```

```

Tt3_R=Tt2_R.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt4=Tt3-T_cool;
Tt4_R=Tt3_R-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5_R=Tt4_R+(Tt2_R-Tt3_R);
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
t_c_R=Tt5_R./Tt4_R;
t_c=Tt4_R./Tt2_R.*(Tt2./Tt4).*(t_c_R-1)+1;
m=mR.*Tt2_R.^0.5.*P0.*pi_r./(P0_R.*pi_r_R.*(1-0.075.*(MR-1).^1.35).*Tt2.^0.5)
mf1_R=(Tt2_R-Tt1_R).*m.*cp./QR;
mf1=(Tt2-Tt1).*m.*cp./QR;
pi_c=t_c.^((y-1)./(y-1)));
pi_c_R=t_c_R.^((y-1)./(y-1)));
Pt4=Pt3;
Pt4_R=Pt3_R
Pt5=Pt4.*pi_c;
Pt5_R=Pt4_R.*pi_c_R;
Me=(2./(y-1).*((Pt5./P0).^((y-1)./(y-1))-1)).^0.5;
Me_R=(2./(y-1).*((Pt5_R./P0_R).^((y-1)./(y-1))-1)).^0.5;
Tt7=linspace(1800,2500,1000);
Tt7_R=2200;
Tt9=Tt7;
Tt9_R=Tt7_R;
mf2_R=(Tt7_R-Tt5_R).*mR.*cp./QR;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
mf_R=mf1_R+mf2_R;
Te=Tt9./(1+(y-1)./2.*Me.^2);
Te_R=Tt9_R./(1+(y-1)./2.*Me_R.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
ae_R=(y.*R.*Te_R).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Ve_R=ae_R.*Me_R;
Thrust=m.*(Ve-Va);
Thrust_R=mR.*(Ve_R-Va_R);
SFC=mf./Thrust;
SFC_R=mf_R./Thrust_R;
figure(1)
plot(Tt7,SFC.*10.^6)
xlabel('Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/(kN.s)]')
figure(2)
plot(Tt7,Thrust./1000)
xlabel('Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('İtke [kN]')

```

EK 8 Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü ile Motor Performansındaki Değişimi Belirleyen Kodlar

```

clc
clear all
P0=50;
T0=250;
P0_R=50;
T0_R=250;
mR=20;
y=1.4;
R=287;
Tt2=1500
Tt2_R=1500;
MR=5;
M=5;
Va_R=MR.*(y.*R.*T0_R).^0.5;
Va=M.*(y.*R.*T0).^0.5;
cp=1005;
QR=42000000;
pi_t=0.1;
t_t=pi_t.^((y-1)./y);
T_cool=linspace(0,500,1000);

```

```

T_limit_turbin=2000;
pi_r_R=(1+(y-1)/2.*MR.^2).^(y/(y-1));
t_r_R=(1+(y-1)/2.*MR.^2);
pi_r=(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y/(y-1));
t_r=(1+(y-1)/2.*M.^2);
Pt1=P0.*(1+(y-1)/2.*M.^2).^(y/(y-1));
Tt1=T0.*(1+(y-1)/2.*M.^2);
Pt1_R=P0_R.*pi_r_R;
Tt1_R=T0_R.*t_r_R;
Pt2=Pt1;
Pt2_R=Pt1_R;
Pt3_R=Pt2_R.*pi_t;
Pt3=Pt2.*pi_t;
Tt3_R=Tt2_R.*pi_t.^((y-1)/y);
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)/y);
Tt4=Tt3-T_cool;
Tt4_R=Tt3_R-T_cool;
Tt5_R=Tt4_R+(Tt2_R-Tt3_R);
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
t_c_R=Tt5_R./Tt4_R;
t_c=Tt4_R./Tt2_R.*(Tt2./Tt4).*(t_c_R-1)+1;
m=mR.*Tt2_R.^0.5.*P0.*pi_r.*(1-0.075.*(M-1).^1.35)/(P0_R.*pi_r_R.*(1-0.075.*(MR-1).^1.35)).*Tt2.^0.5;
mf1_R=(Tt2_R-Tt1_R).*m.*cp./QR;
mf1=(Tt2-Tt1).*m.*cp./QR;
pi_c=t_c.^(y/(y-1));
pi_c_R=t_c_R.^(y/(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt4_R=Pt3_R;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Pt5_R=Pt4_R.*pi_c_R;
Me=(2./(y-1).*((Pt5./P0).^(y-1)/y)-1).^0.5;
Me_R=(2./(y-1).*((Pt5_R./P0_R).^(y-1)/y)-1).^0.5;
Tt7=2200;
Tt7_R=2200;
Tt9=Tt7;
Tt9_R=Tt7_R;
mf2_R=(Tt7_R-Tt5_R).*mR.*cp./QR;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
mf_R=mf1_R+mf2_R;
Te=Tt9./(1+(y-1)/2.*Me.^2);
Te_R=Tt9_R./(1+(y-1)/2.*Me_R.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
ae_R=(y.*R.*Te_R).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Ve_R=ae_R.*Me_R;
Thrust=m.*(Ve-Va);
Thrust_R=mR.*(Ve_R-Va_R);
SFC=mf./Thrust;
SFC_R=mf_R./Thrust_R;
figure(1)
plot(T_cool,pi_c)
grid on
xlabel('Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü [K]')
ylabel('Kompresör Toplam Basınç Oranı [-]')
figure(2)
plot(T_cool,SFC.*10.^6)
grid on
xlabel('Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü [K]')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/(kN.s)]')
figure(3)
plot(T_cool,Thrust./1000)
grid on
xlabel('Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü [K]')
ylabel('İtki [kN]')
figure(4)
plot(pi_c,m)
grid on
xlabel('Soğutma Bölümünde Toplam Sıcaklık Düşüşü [K]')

```

```
ylabel('Hava Debisi[kg/s]')
```

EK 9 Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı ile Performansın Değişimini Belirleyen Kodlar

```
clc
clear all
P0=50;
T0=250;
P0_R=50;
T0_R=250;
mR=20;
y=1.4;
R=287;
Tt2=linspace(1500,2000,1000);
Tt2_R=1500;
MR=5;
M=5;
Va_R=MR.*(y.*R.*T0_R).^0.5;
Va=M.*(y.*R.*T0).^0.5;
cp=1005;
QR=42000000;
pi_t=0.1;
t_t=pi_t.^((y-1)./y);
T_cool=500;
T_limit_turbin=2000;
pi_r_R=(1+(y-1)./2.*MR.^2).^((y-1)./(y-1));
t_r_R=(1+(y-1)./2.*MR.^2);
pi_r=(1+(y-1)./2.*M.^2).^((y-1)./(y-1));
t_r=(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt1=P0.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^((y-1)./(y-1));
Tt1=T0.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt1_R=P0_R.*pi_r_R;
Tt1_R=T0_R.*t_r_R;
Pt2=Pt1;
Pt2_R=Pt1_R;
Pt3_R=Pt2_R.*pi_t;
Pt3=Pt2.*pi_t;
Tt3_R=Tt2_R.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt4=Tt3-T_cool;
Tt4_R=Tt3_R-T_cool;
Tt5_R=Tt4_R+(Tt2_R-Tt3_R);
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
t_c_R=Tt5_R./Tt4_R;
t_c=Tt4_R./Tt2_R.*(Tt2./Tt4).*(t_c_R-1)+1;
m=mR.*Tt2_R.^0.5.*P0.*pi_r./(P0_R.*pi_r_R.*(1-0.075.*(MR-1).^1.35).*Tt2.^0.5)
mf1_R=(Tt2_R-Tt1_R).*m.*cp./QR;
mf1=(Tt2-Tt1).*m.*cp./QR;
pi_c=t_c.^((y-1)./(y-1));
pi_c_R=t_c_R.^((y-1)./(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt4_R=Pt3_R;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Pt5_R=Pt4_R.*pi_c_R;
Me=(2./(y-1).*((Pt5./P0).^((y-1)./(y-1))-1)).^0.5;
Me_R=(2./(y-1).*((Pt5_R./P0_R).^((y-1)./(y-1))-1)).^0.5;
Tt7=2200;
Tt7_R=2200;
Tt9=Tt7;
Tt9_R=Tt7_R;
mf2_R=(Tt7_R-Tt5_R).*mR.*cp./QR;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
mf_R=mf1_R+mf2_R;
Te=Tt9./(1+(y-1)./2.*Me.^2);
Te_R=Tt9_R./(1+(y-1)./2.*Me_R.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
ae_R=(y.*R.*Te_R).^0.5;
```

```

Ve=ae.*Me;
Ve_R=ae_R.*Me_R;
Thrust=m.*(Ve-Va);
Thrust_R=mR.*(Ve_R-Va_R);
SFC=mf./Thrust;
SFC_R=mf_R./Thrust_R;
figure(1)
plot(Tt2,pi_c)
grid on
xlabel('Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Kompresör Toplam Basınç Oranı [-]')
figure(2)
plot(Tt2,SFC.*10.^6)
grid on
xlabel('Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Özgül Yakıt Tüketimi [g/(kN.s)]')
figure(3)
plot(Tt2,Thrust./1000)
grid on
xlabel('Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('İtki [kN]')
figure(4)
plot(Tt2,m)
grid on
xlabel('Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
ylabel('Hava Debisi [kg/s]')
figure(5)
plot(pi_c,m)
grid on
xlabel('Kompresör Toplam Basınç Oranı [-]')
ylabel('Hava Debisi[kg/s]')

```

EK-10 Turbofan Motorun Parçacık Sürü Algoritması ile Optimizasyonu Yapılırken Kullanılan Kodlar

```

clc;
clear;
close all;
GN = input('İterasyon Sayısı: ');
PN = input('Parçacık Sayısı: ');
c1 = input('Öğrenme Faktörü (c1): ');
c2 = input('Öğrenme Faktörü (c2): ');
w = input('Atalet Ağırlığı (w): ');
% Vmin = input('Minimum Hız (Vmin): ');
% Vmax = input('Maximum Hız (Vmax): ');
% Parametre Sınırları
cpc=1004;%J/(kg.K)
cpt=1152;%J/(kg.K)
hPR=43124000;%J/kg
yc=1.4;
yt=1.33;
pi_d=0.99;
pi_fn=0.99;
P_0=40000;
T_0=220;%Kelvin atmosfer sıcaklığı
M0=2;% Uçuş Mach sayısı
ec=0.90;
ef=0.85;
et=0.90;
pi_b=0.9995;
pi_n=0.99;

```

```

nb=0.99;% Yanma odası verimi
nm=0.9995;% Mekanik verim
Rc=(yc-1)/yc*cpc;
Rt=(yt-1)/yt*cpt;
a0=(yc*Rc*T_0)^0.5;
rho_r=1+(yc-1)/2*M0^2;
pi_r=rho_r^(yc/(yc-1));
M_5=0.5;
Xmin =[ 5 1.4 1300 30];
Xmax = [30 6 2200 100];

```

```

x1 = zeros(GN+1,PN);
x2 = zeros(GN+1,PN);
x3 = zeros(GN+1,PN);
x4 = zeros(GN+1,PN);
x1_pbest = zeros(1,PN);
x2_pbest = zeros(1,PN);
x3_pbest = zeros(1,PN);
x4_pbest = zeros(1,PN);
gbest = zeros(1,4);
x1_v = zeros(GN+1,PN);
x2_v = zeros(GN+1,PN);
x3_v = zeros(GN+1,PN);
x4_v = zeros(GN+1,PN);
Fitness = zeros(GN+1,PN);
x12Best = zeros(GN, 4);
FitBest = zeros(GN, 1);

```

% Başlangıç popülasyonunun oluşturulması

```

x1(1,:) = Xmin(1) + rand(1, PN)*(Xmax(1)-Xmin(1));
x2(1,:) = Xmin(2) + rand(1, PN)*(Xmax(2)-Xmin(2));
x3(1,:) = Xmin(3) + rand(1, PN)*(Xmax(3)-Xmin(3));
x4(1,:) = Xmin(4) + rand(1, PN)*(Xmax(4)-Xmin(4));

```

```

x1_pbest(1,:) = x1(1,:);
x2_pbest(1,:) = x2(1,:);
x3_pbest(1,:) = x3(1,:);
x4_pbest(1,:) = x4(1,:);

```

% Uygunluk değerinin hesaplanması

```

for i=1:PN
    Pt_0=P_0.*pi_r;
    Tt_0=T_0.*rho_r;
    Pt_2=Pt_0.*pi_d;
    Pt_13=Pt_2.*x2(1,i);
    rho_f=x2(1,i).^((yc-1)./(yc.*ef));
    Tt_13=Tt_0.*rho_f;
    Pt_15=Pt_13.*pi_fn;
    Pt_3=Pt_2.*x1(1,i).*x2(1,i);
    rho_c=x1(1,i).^((yc-1)./(yc.*ec));
    Tt_2=Tt_0.*pi_d;
    Tt_3=Tt_2.*rho_f.*rho_c;
    Pt_4=Pt_3.*pi_b;
    f=(cpt.*x3(1,i)-cpc.*Tt_3)./(hPR.*nb);

```

```

pi_t=(pi_fn.*x2(1,i))./(pi_b.*x1(1,i).*x2(1,i));
Pt_5=Pt_4.*pi_t;
rho_t=pi_t.^((yt-1)./yt.*et);
rho_gama=x3(1,i).*cpt./(cpc.*T_0);
Tt_5=x3(1,i).*rho_t;
Bpr=(nm.*(1+f).*rho_gama.*(1-rho_t)-rho_r.*(rho_c.*rho_f-1))./(rho_r.*(rho_f-1));

    h_t6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*(cpt.*x3(1,i)./(cpc.*T_0))+Bpr.*rho_f.*rho_r)./(1
    +Bpr+f);
m_5=(1+f).*x4(1,i)./(1+Bpr);
m_15=m_5.*Bpr;
cp_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5+m_15);
y_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5.*cpt./yt+m_15.*cpc./yc);
R_6M=cp_6M.*(y_6M-1)./y_6M;
M_15=(2./((yc-1).*((1+(yt-1)./2.*M_5.^2).^(yt./(yt-1))).^((yc-1)./yc)-1)).^0.5;
T_15=Tt_13./(1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
P_15=Pt_15./(1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
T_5=Tt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
P_5=Pt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
ht_6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*rho_gama+Bpr.*rho_r.*rho_f)./(1+f+Bpr);
Tt_6M=ht_6M./cp_6M;
a15=(yc.*Rc.*T_15).^0.5;
a5=(yt.*Rt.*T_5).^0.5;
A15_A5=Bpr./(1+f).*(yt./yc).*(a15./a5).*(M_5./M_15);
C1=((1+yt.*M_5.^2)+A15_A5.*(1+yc.*M_15.^2))./(1+A15_A5);
C2=((yt./y_6M.*M_5./a5+yc./y_6M.*M_15.*A15_A5./a15).*((y_6M-
1).*cp_6M.*Tt_6M).^0.5./(1+A15_A5));
C=(C1./C2).^2;
M_6M=((C-2.*y_6M-((C-2.*y_6M).^2-4.*(y_6M.^2-C.*(y_6M-1)./2)).^0.5)./(2.*y_6M.^2-
C.*(y_6M-1))).^0.5;
P_6M=P_5.*C1./(1+y_6M.*M_6M.^2);
Pt_6M=P_6M.*(1+(y_6M-1)./2.*M_6M.^2).^((y_6M-1)./y_6M);
Pt_9= Pt_6M.*pi_n;
M_9=(2./((y_6M-1).*(Pt_9./P_0).^((y_6M-1)./y_6M)-1)).^0.5;
Tt_9=Tt_6M;
T_9=Tt_9./(1+(y_6M-1)./2.*M_9.^2);
a9=(y_6M.*R_6M.*T_9).^0.5;
V_9=M_9.*a9;
T=(m_5+m_15).*V_9-x4(1,i).*M0.*a0;
fct=T;
mf=m_5.*f;
fc=mf./T.*10^6;
    Fitness(1,i) =fc;
    if Bpr<0
        Fitness(1,i) =50;
    end
    if fct<60000
        Fitness(1,i) =50;
    end
end

[BestFitness Index] = min(Fitness(1,:));
gbest(:) = [x1(1,Index) x2(1,Index) x3(1,Index) x4(1,Index)];

```

```
tic
```

```
for i=1:GN
    % İterasyondaki en iyi uygunluk değeri ve parametreler
    [PopBestFitness PopIndex] = min(Fitness(i,:));
    FitBest(i) = PopBestFitness;
    x12Best(i, 1) = x1(i, PopIndex);
    x12Best(i, 2) = x2(i, PopIndex);
    x12Best(i, 3) = x3(i, PopIndex);
    x12Best(i, 4) = x4(i, PopIndex);

    % pbest değerlerinin bulunması
    for n=1:PN
        [pbest pbestIndex] = min(Fitness(1:i,n));
        x1_pbest(1,n) = x1(pbestIndex,n);
        x2_pbest(1,n) = x2(pbestIndex,n);
        x3_pbest(1,n) = x3(pbestIndex,n);
        x4_pbest(1,n) = x4(pbestIndex,n);
    end

    % gbest değerinin bulunması
    if(PopBestFitness < BestFitness)
        BestFitness = PopBestFitness;
        gbest(:) = [x1(i,PopIndex) x2(i,PopIndex) x3(i,PopIndex) x4(i,PopIndex)];
    end

    % Parçacık hızlarının hesaplanması
    x1_v(i+1,:) = w*x1_v(i,:) + c1*rand*(x1_pbest(1,:)-x1(i,:)) + c2*rand*(gbest(1)-x1(i,:));
    x2_v(i+1,:) = w*x2_v(i,:) + c1*rand*(x2_pbest(1,:)-x2(i,:)) + c2*rand*(gbest(2)-x2(i,:));
    x3_v(i+1,:) = w*x3_v(i,:) + c1*rand*(x3_pbest(1,:)-x3(i,:)) + c2*rand*(gbest(3)-x3(i,:));
    x4_v(i+1,:) = w*x4_v(i,:) + c1*rand*(x4_pbest(1,:)-x4(i,:)) + c2*rand*(gbest(4)-x4(i,:));

    % Parçacık hız sınırlarının kontrolü
    for j = 1: PN
        x1_v(i+1, j) = max(min(x1_v(i+1, j),Vmax),Vmin);
        x2_v(i+1, j) = max(min(x2_v(i+1, j),Vmax),Vmin);
    end

    % Parçacık konumlarının güncellenmesi
    x1(i+1,:) = x1(i,:) + x1_v(i+1,:);
    x2(i+1,:) = x2(i,:) + x2_v(i+1,:);
    x3(i+1,:) = x3(i,:) + x3_v(i+1,:);
    x4(i+1,:) = x4(i,:) + x4_v(i+1,:);

    % Parametre sınırlarının kontrolü
    for j = 1: PN
        x1(i+1, j) = max(min(x1(i+1, j),Xmax(1)),Xmin(1));
        x2(i+1, j) = max(min(x2(i+1, j),Xmax(2)),Xmin(2));
        x3(i+1, j) = max(min(x3(i+1, j),Xmax(3)),Xmin(3));
        x4(i+1, j) = max(min(x4(i+1, j),Xmax(4)),Xmin(4));
    end
end
```

```

end

% Uygunluk değerinin hesaplanması
for t=1:PN
    Pt_0=P_0.*pi_r;
    Tt_0=T_0.*rho_r;
    Pt_2=Pt_0.*pi_d;
    Pt_13=Pt_2.*x2(i+1,t);
    rho_f=x2(i+1,t).^((yc-1)./(yc.*ef));
    Tt_13=Tt_0.*rho_f;
    Pt_15=Pt_13.*pi_fn;
    Pt_3=Pt_2.*x1(i+1,t).*x2(i+1,t);
    rho_c=x1(i+1,t).^((yc-1)./(yc.*ec));
    Tt_2=Tt_0.*pi_d;
    Tt_3=Tt_2.*rho_f.*rho_c;
    Pt_4=Pt_3.*pi_b;
    f=(cpt.*x3(i+1,t)-cpc.*Tt_3)./(hPR.*nb);
    pi_t=(pi_fn.*x2(i+1,t))./(pi_b.*x1(i+1,t).*x2(i+1,t));
    Pt_5=Pt_4.*pi_t;
    rho_t=pi_t.^((yt-1)./yt.*et);
    rho_gama=x3(i+1,t).*cpt./(cpc.*T_0);
    Tt_5=x3(i+1,t).*rho_t;
    Bpr=(nm.*(1+f).*rho_gama.*(1-rho_t)-rho_r.*(rho_c.*rho_f-1))./(rho_r.*(rho_f-1));

    h_t6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*(cpt.*x3(i+1,t)./(cpc.*T_0))+Bpr.*rho_f.*rho_r)./(
    (1+Bpr+f));
    m_5=(1+f).*x4(i+1,t)./(1+Bpr);
    m_15=m_5.*Bpr;
    cp_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5+m_15);
    y_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5.*cpt./yt+m_15.*cpc./yc);
    R_6M=cp_6M.*(y_6M-1)./y_6M;
    M_15=(2./(yc-1).*((1+(yt-1)./2.*M_5.^2).^(yt./(yt-1))).^((yc-1)./(yc)-1)).^0.5;
    T_15=Tt_13./((1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
    P_15=Pt_15./((1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
    T_5=Tt_5./((1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
    P_5=Pt_5./((1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
    ht_6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*rho_gama+Bpr.*rho_r.*rho_f)./(1+f+Bpr);
    Tt_6M=ht_6M./cp_6M;
    a15=(yc.*Rc.*T_15).^(0.5);
    a5=(yt.*Rt.*T_5).^(0.5);
    A15_A5=Bpr./((1+f).*(yt./yc).*(a15./a5).*(M_5./M_15);
    C1=((1+yt.*M_5.^2)+A15_A5.*(1+yc.*M_15.^2))./(1+A15_A5);
    C2=((yt./y_6M.*M_5./a5+yc./y_6M.*M_15.*A15_A5./a5).*((y_6M-
    1).*cp_6M.*Tt_6M).^0.5./(1+A15_A5));
    C=(C1./C2).^2;
    M_6M=((C-2.*y_6M-((C-2.*y_6M).^2-4.*(y_6M.^2-C.*(y_6M-1)./2)).^0.5)./(2.*y_6M.^2-
    C.*(y_6M-1))).^0.5;
    P_6M=P_5.*C1./((1+y_6M.*M_6M.^2);
    Pt_6M=P_6M.*(1+(y_6M-1)./2.*M_6M.^2).^((y_6M-1)./y_6M);
    Pt_9= Pt_6M.*pi_n;
    M_9=(2./(y_6M-1).*((Pt_9./P_0).^((y_6M-1)./y_6M)-1)).^0.5;
    Tt_9=Tt_6M;
    T_9=Tt_9./((1+(y_6M-1)./2.*M_9.^2);
    a9=(y_6M.*R_6M.*T_9).^0.5;

```

```

V_9=M_9.*a9;
T=(m_5+m_15).*V_9-x4(i+1,t).*M0.*a0;
fct=T;
mf=m_5.*f;
fc=mf./T.*10^6;
    Fitness(i+1,t) =fc;
    if Bpr<0
        Fitness(i+1,t) =50;
    end
    if fct<60000
        Fitness(i+1,t) =50;
    end
end
end

toc

% Sonucu yaz
[IterBestFitness IterIndex] = min(FitBest(:));
disp(['En iyi parametreler: ',num2str(x12Best(IterIndex,:))])
disp(['En iyi uygunluk değeri: ',num2str(FitBest(IterIndex))])

fig = figure(1);
plot(FitBest,'r.-')
grid on
fig = figure(2);
subplot(2,2,1)
plot(x12Best(:,1),'b.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Kompresör Toplam Basınç Oranı')
subplot(2,2,2)
plot(x12Best(:,2),'g.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Fan Toplam Basınç Oranı')
subplot(2,2,3)
plot(x12Best(:,3),'g.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Türbin Giriş Toplam Sıcaklığı [K]')
subplot(2,2,4)
plot(x12Best(:,4),'g.-')
xlabel('İterasyon')

```

```
ylabel('Hava Debisi [kg/s]')

% PNG uzantısıyla grafiği kaydet
saveas(fig, 'iterasyonlar', 'png')
```

EK-11 Turbofan Motorun Diferansiyel Gelişim Algoritması ile Optimizasyonu Yapılırken Kullanılan Kodlar

```
Clc;
clear;
close all;
GN = input('İterasyon Sayısı: ');
PN = input('Popülasyon Büyüklüğü: ');
CR = input('Çaprazlama Oranı [0, 1]: ');
F = input('Ölçekleme Faktörü [0, 2]: ');
cpc=1004;%J/(kg.K)
cpt=1152;%J/(kg.K)
hPR=43124000;%J/kg
m0=74.5;%kg/s
yc=1.4;
yt=1.33;
pi_d=0.99;
pi_fn=0.99;
P_0=40000;
T_0=220;%Kelvin atmosfer sıcaklığı
M0=2;% Uçuş Mach sayısı
ec=0.90;
ef=0.85;
et=0.90;
pi_b=0.9995;
pi_n=0.99;
nb=0.99;% Yanma odası verimi
nm=0.9995;% Mekanik verim
Rc=(yc-1)/yc*cpc;
Rt=(yt-1)/yt*cpt;
a0=(yc*Rc*T_0)^0.5;
rho_r=1+(yc-1)/2*M0^2;
pi_r=rho_r^(yc/(yc-1));
M_5=0.5;
% Parametre Sınırları
Xmin =[ 5 1.4 1300 30];
Xmax =[30 6 2200 100];

x = zeros(PN, 4);
Fitness = zeros(PN,1);
BestFitness = zeros(GN, 1);
BestX = zeros(GN, 4);

% Başlangıç popülasyonunun üretilmesi
x(:, 1) = Xmin(1) + rand(1, PN)*(Xmax(1)-Xmin(1));
x(:, 2) = Xmin(2) + rand(1, PN)*(Xmax(2)-Xmin(2));
x(:, 3) = Xmin(3) + rand(1, PN)*(Xmax(3)-Xmin(3));
x(:, 4) = Xmin(4) + rand(1, PN)*(Xmax(4)-Xmin(4));
```

% Uygunluk değerin hesaplanması

```
for i=1:PN
    Pt_0=P_0.*pi_r;
    Tt_0=T_0.*rho_r;
    Pt_2=Pt_0.*pi_d;
    Pt_13=Pt_2.*x(i,2);
    rho_f=x(i,2).^((yc-1)./(yc.*ef));
    Tt_13=Tt_0.*rho_f;
    Pt_15=Pt_13.*pi_fn;
    Pt_3=Pt_2.*x(i,1).*x(i,2);
    rho_c=x(i,1).^((yc-1)./(yc.*ec));
    Tt_2=Tt_0.*pi_d;
    Tt_3=Tt_2.*rho_f.*rho_c;
    Pt_4=Pt_3.*pi_b;
    f=(cpt.*x(i,3)-cpc.*Tt_3)./(hPR.*nb);
    pi_t=(pi_fn.*x(i,2))./(pi_b.*x(i,1).*x(i,2));
    Pt_5=Pt_4.*pi_t;
    rho_t=pi_t.^((yt-1)./yt.*et);
    rho_gama=x(i,3).*cpt./(cpc.*T_0);
    Tt_5=x(i,3).*rho_t;
    Bpr=(nm.*(1+f).*rho_gama.*(1-rho_t)-rho_r.*(rho_c.*rho_f-1))./(rho_r.*(rho_f-1));

    h_t6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*(cpt.*x(i,3)./(cpc.*T_0))+Bpr.*rho_f.*rho_r)./(1+
    Bpr+f);
    m_5=(1+f).*x(i,4)./(1+Bpr);
    m_15=m_5.*Bpr;
    cp_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5+m_15);
    y_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5.*cpt./yt+m_15.*cpc./yc);
    R_6M=cp_6M.*(y_6M-1)./y_6M;
    M_15=(2./(yc-1).*((1+(yt-1)./2.*M_5.^2).^(yt./(yt-1))).^((yc-1)./yc-1)).^0.5;
    T_15=Tt_13./((1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
    P_15=Pt_15./((1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
    T_5=Tt_5./((1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
    P_5=Pt_5./((1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
    ht_6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*rho_gama+Bpr.*rho_r.*rho_f)./(1+f+Bpr);
    Tt_6M=ht_6M./cp_6M;
    a15=(yc.*Rc.*T_15).^(0.5);
    a5=(yt.*Rt.*T_5).^(0.5);
    A15_A5=Bpr./((1+f).*(yt./yc).*(a15./a5).*(M_5./M_15);
    C1=((1+yt.*M_5.^2)+A15_A5.*(1+yc.*M_15.^2))./(1+A15_A5);
    C2=((yt./y_6M.*M_5./a5+yc./y_6M.*M_15.*A15_A5./a15).*((y_6M-
    1).*cp_6M.*Tt_6M).^0.5./((1+A15_A5)));
    C=(C1./C2).^2;
    M_6M=((C-2.*y_6M-((C-2.*y_6M).^2-4.*(y_6M.^2-C.*(y_6M-1)./2)).^0.5)./(2.*y_6M.^2-
    C.*(y_6M-1))).^0.5;
    P_6M=P_5.*C1./((1+y_6M.*M_6M.^2);
    Pt_6M=P_6M.*(1+(y_6M-1)./2.*M_6M.^2).^((y_6M-1)./y_6M);
    Pt_9= Pt_6M.*pi_n;
    M_9=(2./(y_6M-1).*((Pt_9./P_0).^((y_6M-1)./y_6M-1)).^0.5;
    Tt_9=Tt_6M;
    T_9=Tt_9./((1+(y_6M-1)./2.*M_9.^2);
    a9=(y_6M.*R_6M.*T_9).^0.5;
    V_9=M_9.*a9;
```

```

T=(m_5+m_15).*V_9-x(i,4).*M0.*a0;
fct=T;
mf=m_5.*f;
fc=mf./T.*10^6;
    Fitness(i) =fc;
    if Bpr<0
        Fitness(i) =50;
    end
    if fct<60000
        Fitness(i) =50;
    end
end
end

tic
for i=1:GN
    for j=1:PN
        % Mutasyon İşlemi
        r1 = ceil(rand * PN);
        r2 = ceil(rand * PN);
        r3 = ceil(rand * PN);

        while r1 == j
            r1 = ceil(rand * PN);
        end
        while ((r2 == j) | (r2 == r1))
            r2 = ceil(rand * PN);
        end
        while ((r3 == j) | (r3 == r2) | (r3 == r1))
            r3 = ceil(rand * PN);
        end

        x1t = x(r3, 1) + F * (x(r1, 1) - x(r2, 1));
        x2t = x(r3, 2) + F * (x(r1, 2) - x(r2, 2));
        x3t = x(r3, 3) + F * (x(r1, 3) - x(r2, 3));
        x4t = x(r3, 4) + F * (x(r1, 4) - x(r2, 4));

        % Çaprazlama İşlemi
        c = rand;
        if c <= CR
            x1c = x1t;
        else
            x1c = x(j, 1);
        end

        c = rand;
        if c <= CR
            x2c = x2t;
        else
            x2c = x(j, 2);
        end
        if c <= CR
            x3c = x3t;
        else
            x3c = x(j, 3);
        end
    end
end

```

```

end

c = rand;
if c <= CR
    x4c = x4t;
else
    x4c = x(j, 4);
end

% Parametre sınırlarının kontrolü
x1c = max(min(x1c, Xmax(1)), Xmin(1));
x2c = max(min(x2c, Xmax(2)), Xmin(2));
x3c = max(min(x3c, Xmax(3)), Xmin(3));
x4c = max(min(x4c, Xmax(4)), Xmin(4));

% Uygunluk değerinin hesaplanması
Pt_0=P_0.*pi_r;
Tt_0=T_0.*rho_r;
Pt_2=Pt_0.*pi_d;
Pt_13=Pt_2.*x2c;
rho_f=x2c.^((yc-1)./(yc.*ef));
Tt_13=Tt_0.*rho_f;
Pt_15=Pt_13.*pi_fn;
Pt_3=Pt_2.*x1c.*x2c;
rho_c=x1c.^((yc-1)./(yc.*ec));
Tt_2=Tt_0.*pi_d;
Tt_3=Tt_2.*rho_f.*rho_c;
Pt_4=Pt_3.*pi_b;
f=(cpt.*x3c-cpc.*Tt_3)./(hPR.*nb);
pi_t=(pi_fn.*x2c)./(pi_b.*x1c.*x2c);
Pt_5=Pt_4.*pi_t;
rho_t=pi_t.^((yt-1)./yt.*et);
rho_gama=x3c.*cpt./((cpc.*T_0));
Tt_5=x3c.*rho_t;
Bpr=(nm.*(1+f).*rho_gama.*(1-rho_t)-rho_r.*(rho_c.*rho_f-1))./(rho_r.*(rho_f-1));

h_t6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*(cpt.*x3c./((cpc.*T_0))+Bpr.*rho_f.*rho_r)./(1+Bpr
+f));
m_5=(1+f).*x4c./(1+Bpr);
m_15=m_5.*Bpr;
cp_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5+m_15);
y_6M=(m_5.*cpt+m_15.*cpc)./(m_5.*cpt./yt+m_15.*cpc./yc);
R_6M=cp_6M.*(y_6M-1)./y_6M;
M_15=(2./(yc-1).*((1+(yt-1)./2.*M_5.^2).^(yt./(yt-1))).^((yc-1)./(yc)-1)).^0.5;
T_15=Tt_13./(1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
P_15=Pt_15./(1+(yc-1)./2.*M_15.^2);
T_5=Tt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
P_5=Pt_5./(1+(yt-1)./2.*M_5.^2);
ht_6M=cpc.*T_0.*((1+f).*rho_t.*rho_gama+Bpr.*rho_r.*rho_f)./(1+f+Bpr);
Tt_6M=ht_6M./cp_6M;
a15=(yc.*Rc.*T_15).^(0.5);
a5=(yt.*Rt.*T_5).^(0.5);
A15_A5=Bpr./(1+f).*(yt./yc).*(a15./a5).*(M_5./M_15);
C1=((1+yt.*M_5.^2)+A15_A5.*(1+yc.*M_15.^2))./(1+A15_A5);

```

```

C2=((yt./y_6M.*M_5./a5+yc./y_6M.*M_15.*A15_A5./a15).*((y_6M-
    1).*cp_6M.*Tt_6M).^0.5./(1+A15_A5));
C=(C1./C2).^2;
M_6M=((C-2.*y_6M-((C-2.*y_6M).^2-4.*(y_6M.^2-C.*(y_6M-1)./2)).^0.5)./(2.*y_6M.^2-
    C.*(y_6M-1))).^0.5;
P_6M=P_5.*C1./(1+y_6M.*M_6M.^2);
Pt_6M=P_6M.*(1+(y_6M-1)./2.*M_6M.^2).^((y_6M-1)./y_6M);
Pt_9= Pt_6M.*pi_n;
M_9=(2./(y_6M-1).*((Pt_9./P_0).^((y_6M-1)./y_6M)-1)).^0.5;
Tt_9=Tt_6M;
T_9=Tt_9./(1+(y_6M-1)./2.*M_9.^2);
a9=(y_6M.*R_6M.*T_9).^0.5;
V_9=M_9.*a9;
T=(m_5+m_15).*V_9-x4c.*M0.*a0;
fct=T;
mf=m_5.*f;
fc=mf./T.*10^6;
    FitC =fc;
        if Bpr<0
            FitC =50;
        end
    if fct<60000
        FitC =50;
    end

    % Seçim İşlemi
    if FitC < Fitness(j)
        x(j, 1) = x1c;
        x(j, 2) = x2c;
        x(j, 3) = x3c;
        x(j, 4) = x4c;
        Fitness(j) = FitC;
    end
end

[IterBestFitness IterIndex] = min(Fitness);
BestFitness(i) = Fitness(IterIndex);
BestX(i, :) = x(IterIndex, :);
end

toc

[GlobalBestFitness GlobalIndex] = min(BestFitness(:));
disp(['En iyi parametreler: x1 = ',num2str(BestX(GlobalIndex, 1)), ' , x2 = ',
    num2str(BestX(GlobalIndex, 2))])
disp(['En iyi uygunluk değeri: ',num2str(BestFitness(GlobalIndex))])

fig = figure(1);
plot(BestFitness,'r.-')
grid on
fig = figure(2);
subplot(2,2,1)
plot(BestX(:, 1))
xlabel('İterasyon')

```

```

ylabel('Kompresör Toplam Basınç Oranı')
subplot(2,2,2)
plot(BestX(:, 2))
xlabel('İterasyon')
ylabel('Fan Toplam Basınç Oranı')
subplot(2,2,3)
plot(BestX(:, 3))
xlabel('İterasyon')
ylabel('Türbin Giriş Toplam Sıcaklığı [K]')
subplot(2,2,4)
plot(BestX(:, 4))
xlabel('İterasyon')
ylabel('Hava Debisi [kg/s]')

```

EK-12 Hava Alığı Tasarımını Belirleyen Kodlar

```

clc
clear all
Pa=50000;
Ta=250;
y=1.4;
R=287;
m_aerovehicle=15000;
n=500;
M=linspace(5,6,n);
cp=1005;
QR=42000000;
pi_t=0.1;
T_cool=500;
T_limit_turbin=1500;
AE=4.*(M+3)./M;
T_R=m_aerovehicle./AE.*9.81;
% [T_cool,pi_t]=meshgrid(T_cool,pi_t);
pi_d=800./(M.^4+935);
Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1)).*pi_d;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=T_limit_turbin;
Pt3=Pt2.*pi_t;
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt4=Tt3-T_cool;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
f1=(Tt2-Tt1-T_cool.*0.6).*cp./QR;
t_c=Tt5./Tt4;
pi_c=t_c.^(y./(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Me=(2./(y-1).*((Pt5./Pa).^((y-1)./y)-1)).^0.5;
Tt7=2300;
Tt9=Tt7;
f2=(Tt7-Tt5).*cp./QR;
f=f1+f2;
Te=Tt9./(1+(y-1)./2.*Me.^2);

```

```

ae=(y.*R.*Te).^0.5;
Ve=ae.*Me;
sT=Ve-Va;
SFC=f./sT;
m_R=T_R./sT;
MFP=(y./R).^0.5.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(-(y+1)/(2.*(y-1))).*M;
M_throat=1
M_exit=0.25;
MFP_throat=(y./R).^0.5.*(1+(y-1)./2.*M_throat.^2).^(-(y+1)/(2.*(y-1))).*M_throat;
MFP_exit=(y./R).^0.5.*(1+(y-1)./2.*M_exit.^2).^(-(y+1)/(2.*(y-1))).*M_exit;
A_exit=m_R.*Tt1.^0.5./(Pt1.*MFP_exit);
A_throat=m_R.*Tt1.^0.5./(Pt1.*MFP_throat);
A_R=m_R.*Tt1.^0.5./(Pt1.*MFP);
figure(1)
plot(M,A_R)
xlabel('Uçuş Mach sayısı')
ylabel('Hava Alığı Giriş Alanı Gereksinimi [m^2]')
figure(2)
plot(M,m_R)
xlabel('Uçuş Mach sayısı')
ylabel('Hava Debisi Gereksinimi [kg/s]')
figure(3)
plot(M,T_R./1000)
xlabel('Uçuş Mach sayısı')
ylabel('İtki Gereksinimi [kN]')

```

EK-13 Ters Brayton Çevrimli Motorun Diferansiyel Gelişim Algoritması ile Optimizasyonu Yapılırken Kullanılan Kodları

```

clc;
clear;
close all;
GN = input('İterasyon Sayısı: ');
PN = input('Popülasyon Büyüklüğü: ');
CR = input('Çaprazlama Oranı [0, 1]: ');
F = input('Ölçekleme Faktörü [0, 2]: ');
Pa=50;
Ta=250;
m=20;
y=1.4;
R=287;
M=5;
cp=1004;
QR=42000000;
% Parametre Sınırları
Xmin = [0.1 200 1500 2000];
Xmax = [0.9 500 2200 2300];

x = zeros(PN, 4);
Fitness = zeros(PN,1);
BestFitness = zeros(GN, 1);
BestX = zeros(GN, 4);

% Başlangıç popülasyonunun üretilmesi
x(:, 1) = Xmin(1) + rand(1, PN)*(Xmax(1)-Xmin(1));
x(:, 2) = Xmin(2) + rand(1, PN)*(Xmax(2)-Xmin(2));

```

```

x(:, 3) = Xmin(3) + rand(1, PN)*(Xmax(3)-Xmin(3));
x(:, 4) = Xmin(4) + rand(1, PN)*(Xmax(4)-Xmin(4));

```

```

% Uygunluk değerin hesaplanması

```

```

for i=1:PN
    Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
    Pt1=Pa.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
    Tt1=Ta.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
    Pt2=Pt1;
    Tt2=x(i,3);
    Pt3=Pt2.*x(i,1);
    Tt3=Tt2.*x(i,1).^((y-1)./y);
    Tt4=Tt3-x(i,2);
    % Tt5=T_limit_compressor;
    Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
    mf1=(Tt2-Tt1-x(i,2).*0.6).*m.*cp./QR;
    t_c=Tt5./Tt4;
    pi_c=t_c.^(y./(y-1));
    Pt4=Pt3;
    Pt5=Pt4.*pi_c;
    Me=(2./(y-1).*((Pt5./Pa).^((y-1)./y)-1)).^0.5;
    Tt7=x(i,4);
    Tt9=Tt7;
    mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
    mf=mf1+mf2;
    Te=Tt9./(1+(y-1)./2.*Me.^2);
    ae=(y.*R.*Te).^0.5;
    Ve=ae.*Me;
    Thrust=m.*(Ve-Va);
    SFC=mf./Thrust.*10.^6;
    sT =Thrust./m ;
    Fitness(i) =sT;
end

```

```

end

```

```

tic

```

```

for i=1:GN
    for j=1:PN
        % Mutasyon İşlemi
        r1 = ceil(rand * PN);
        r2 = ceil(rand * PN);
        r3 = ceil(rand * PN);

        while r1 == j
            r1 = ceil(rand * PN);
        end
        while ((r2 == j) | (r2 == r1))
            r2 = ceil(rand * PN);
        end
        while ((r3 == j) | (r3 == r2) | (r3 == r1))
            r3 = ceil(rand * PN);
        end
    end
end

```

```

x1t = x(r3, 1) + F * (x(r1, 1) - x(r2, 1));
x2t = x(r3, 2) + F * (x(r1, 2) - x(r2, 2));
x3t = x(r3, 3) + F * (x(r1, 3) - x(r2, 3));
x4t = x(r3, 4) + F * (x(r1, 4) - x(r2, 4));

% Çaprazlama işlemi
c = rand;
if c >= CR
    x1c = x1t;
else
    x1c = x(j, 1);
end

c = rand;
if c >= CR
    x2c = x2t;
else
    x2c = x(j, 2);
end
if c >= CR
    x3c = x3t;
else
    x3c = x(j, 3);
end

c = rand;
if c >= CR
    x4c = x4t;
else
    x4c = x(j, 4);
end

% Parametre sınırlarının kontrolü
x1c = max(min(x1c, Xmax(1)), Xmin(1));
x2c = max(min(x2c, Xmax(2)), Xmin(2));
x3c = max(min(x3c, Xmax(3)), Xmin(3));
x4c = max(min(x4c, Xmax(4)), Xmin(4));

% Uygunluk değerinin hesaplanması
Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=x3c;
Pt3=Pt2.*x1c;
Tt3=Tt2.*x1c.^((y-1)./y);
Tt4=Tt3-x2c;
% Tt5=T_limit_compressor;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
mf1=(Tt2-Tt1).*m.*cp./QR;
t_c=Tt5./Tt4;
pi_c=t_c.^(y./(y-1));
Pt4=Pt3;

```

```

Pt5=Pt4.*pi_c;
Me=(2./(y-1).*((Pt5./Pa).^((y-1)./y)-1)).^0.5;
Tt7=x4c;
Tt9=Tt7;
mf2=(Tt7-Tt5).*m.*cp./QR;
mf=mf1+mf2;
Te=Tt9./(1+(y-1)./2.*Me.^2);
ae=(y.*R.*Te).^0.5;
Ve=ae.*Me;
Thrust=m.*(Ve-Va);
SFC=mf./Thrust.*10.^6;
    sT =Thrust./m ;
    FitC =sT;

```

```

% Seçim İşlemi
if FitC > Fitness(j)
    x(j, 1) = x1c;
    x(j, 2) = x2c;
    x(j, 3) = x3c;
    x(j, 4) = x4c;
    Fitness(j) = FitC;
end
end

[IterBestFitness IterIndex] = max(Fitness);
BestFitness(i) = Fitness(IterIndex);
BestX(i, :) = x(IterIndex, :);
end

toc

[GlobalBestFitness GlobalIndex] = max(BestFitness(:));
disp(['En iyi parametreler: x1 = ',num2str(BestX(GlobalIndex, 1)), ' , x2 = ',
    num2str(BestX(GlobalIndex, 2)), ' , x3 = ', num2str(BestX(GlobalIndex, 3)), ' , x4
    = ', num2str(BestX(GlobalIndex, 4))])
disp(['En iyi uygunluk değeri: ',num2str(BestFitness(GlobalIndex))])

fig = figure(1);
plot(BestFitness,'r.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Özgül İtki [m/s]')
grid on
fig = figure(2);
subplot(2,2,1)
plot(BestX(:, 1),'b.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Türbin Toplam Basınç Oranı [-]')
subplot(2,2,2)
plot(BestX(:, 2),'g.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Soğutma Bölümü Toplam Sıcaklık Düşüşü [K]')
subplot(2,2,3)

```

```

plot(BestX(:, 3), 'r.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Ön Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
subplot(2,2,4)
plot(BestX(:, 4), 'm.-')
xlabel('İterasyon')
ylabel('Art Yakıcı Çıkış Toplam Sıcaklığı [K]')
grid on

```

EK-14 T-s ve P-v Diyagramları Çizilirken Kullanılan Kodlar

```

clc
clear all
Pa=50;
Ta=250;
m=20;
y=1.4;
R=287;
M=5;
cp=1005;
pi_t=0.1;
T_cool1=500
Tt_AB=2300
Va=M.*(y.*R.*Ta).^0.5;
Pt1=Pa.*(1+(y-1)./2.*M.^2).^(y./(y-1)).*0.6;
Tt1=Ta.*(1+(y-1)./2.*M.^2);
Pt2=Pt1;
Tt2=1500;
Pt3=Pt2.*pi_t;
Tt3=Tt2.*pi_t.^((y-1)./y);
Tt4=Tt3-T_cool1;
Tt5=Tt4+(Tt2-Tt3);
t_c=Tt5./Tt4;
pi_c=t_c.^((y-1)./(y-1));
Pt4=Pt3;
Pt5=Pt4.*pi_c;
Me=(2./(y-1)).*((Pt5./Pa).^((y-1)./(y-1))-1).^0.5;
Tt7=Tt_AB;
Tt9=Tt7;
n=100

```

%%T-s diyagram%%

```

T1=linspace(Tt1,Tt2,n);
s1=cp.*log(T1)-R.*log(Pt1.*1000);
T2=linspace(Tt2,Tt3,100);
s2_v=s1(n);
s2=linspace(s2_v,s2_v,n);
T3=linspace(Tt3,Tt4,n);
s3=cp.*log(T3)-R.*log(Pt3.*1000);
T4=linspace(Tt4,Tt5,n);
s4_v=s3(n);
s4=linspace(s4_v,s4_v,n);
T5=linspace(Tt5,Tt7,n);
s5=cp.*log(T5)-R.*log(Pt5.*1000);

```

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%P-V diyagram%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
P1=linspace(Pt1.*1000,Pt2.*1000,n);
V1=R.*T1./P1;
P2=linspace(Pt2.*1000,Pt3.*1000,n);
V2=R.*T2./P2;
P3=linspace(Pt3.*1000,Pt4.*1000,n);
V3=R.*T3./P3;
P4=linspace(Pt4.*1000,Pt5.*1000,n);
V4=R.*T4./P4;
P5=linspace(Pt5.*1000,Pt5.*1000,n);
V5=R.*T5./P5;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
figure(1)
plot(s1,T1)
hold on
plot(s2,T2)
plot(s3,T3)
plot(s4,T4)
plot(s5,T5)
xlabel('Entropi (s) [J/kg]')
ylabel('Sıcaklık (T) [K]')
legend('Ön Yakıcı','Türbin','Soğutma Bölümü','Kompresör','Art Yakıcı')
title('5 Mach')
figure(2)
plot(V1,P1./1000)
hold on
plot(V2,P2./1000)
plot(V3,P3./1000)
plot(V4,P4./1000)
plot(V5,P5./1000)
xlabel('Özgül Hacim (V) [m^3/kg]')
ylabel('Basınç (P) [kPa]')
legend('Ön Yakıcı','Türbin','Soğutma Bölümü','Kompresör','Art Yakıcı')
title('5 Mach')

```

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO : 0000-0002-3301-9862

Ad Soyad : Mustafa KARABACAK

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi

Doktora; Eskişehir Teknik Üniversitesi / Lisansüstü Eğitim Enstitüsü / Uçak Gövde

Motor Bakım Anabilim Dalı / 2024

Yüksek Lisans; Gebze Teknik Üniversitesi / Fen Bilimleri Enstitüsü / Makine Mühendisliği Bölümü / 2016

Lisans; İstanbul Teknik Üniversitesi / Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi/ Uçak Mühendisliği Bölümü/ 2014

Mesleki Geçmişi:

2017-Halen

Araştırma Görevlisi • Necmettin Erbakan Üniversitesi / Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi / Uçak Mühendisliği Bölümü

Yayınları ve/veya Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri:

- Karabacak, M., Kirmizi, M., Aygun, H., Turan, O. (2023). Application of exergetic analysis to inverted Brayton cycle engine at different flight conditions. *Energy*, 283. DOI: [10.1016/j.energy.2023.129054](https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.129054)
- Karabacak, M. and Turan, O. (2019). Turbofan engine weight estimation for preliminary design. *International Journal of Sustainable Aviation*, 5(2), 87-100. DOI: [10.1504/IJSA.2019.101745](https://doi.org/10.1504/IJSA.2019.101745)
- Karabacak, M. and Turan, O. (2023). INVERTED BRAYTON CYCLE ENGINE OPTIMIZATION FOR HYPERSONIC FLIGHT. *Eskişehir Technical University*

Journal of Science and Technology A-Applied Sciences and Engineering, 24(4), 257-274.

DOI: [10.18038/estubtda.1270986](https://doi.org/10.18038/estubtda.1270986)

- Karabacak, M. and Turan, O. (2020). Engine weight estimation of fifth generation fighter aircraft for high range and manoeuvrability. *International Journal of Sustainable Aviation*, 6(3), 236-246.

DOI: [10.1504/IJSA.2020.112087](https://doi.org/10.1504/IJSA.2020.112087)

- Sönmez, M. C., Karabacak, M. and Ozgoren, M. Preliminary design and analysis of an afterburner module. *International Journal of Aeronautics and Astronautics*, 4(2), 80-102

DOI: [10.55212/ijaa.1391886](https://doi.org/10.55212/ijaa.1391886)