



T.C.
KONYA TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ



BİR RAMJET MOTORUNUN
TERMODİNAMİK ANALİZİ

Zülal ALTINTAŞ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Haziran-2021
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Zülal ALTINTAŞ tarafından hazırlanan “Bir Ramjet Motorunun Termodinamik Analizi” adlı tez çalışması 09/07/2021 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Konya Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Başkan

Dr.Ögr. Üyesi Aziz Hakan ALTUN

.....

Danışman

Prof.Dr.Halil Kürşad ERSOY

.....

Üye

Dr.Ögr. Üyesi Nagihan BİLİR SAĞ

.....

Yukarıdaki sonucu onaylarım.

Prof. Dr. Saadettin Erhan KESEN
Enstitü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Zülal ALTINTAŞ

Tarih:

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Bir Ramjet Motorunun Termodinamik Analizi

Zülal ALTINTAŞ

Konya Teknik Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Halil Kürşad ERSOY

2021, 74 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Halil Kürşad ERSOY
Dr.Öğr.Üyesi Aziz Hakan ALTUN
Dr.Öğr.Üyesi Nagihan BİLİR SAĞ

Brayton çevrimi ile çalışan ramjetler yüksek irtifa ve yüksek hız gerektiren hava araçlarında kullanılan bir motordur. Bu çalışmada bir ramjet motorunun termodinamik analizi yapılarak performans değerlendirmesi yapılmıştır. Matematiksel model MATLAB kullanılarak oluşturulmuştur. Performans analizinde irtifa, Mach sayısı, difüzör ve lüle çıkış kesit alanları ve yakıt cinsi gibi parametrelerin itki, spesifik itki, itki verimi, termal verim, toplam verim üzerine etkisi teorik olarak araştırılmıştır. İlk aşama olarak 15 km irtifa ve Mach sayısı 4.0 için tüm motor istasyonların alanları sabit iken sonuçlar elde edilmiştir. Ardından değişen Mach sayısı, irtifa ve alan şartlarında bu parametrelerin performans parametrelerine etkisi incelenmiştir. Bir ramjet motoru için sabit irtifada Mach sayısının artışı ile toplam verim ve itkinin maksimum bir değere ulaşmaya kadar arttığı daha sonra düşmeye başladığı belirlenmiştir. Sabit Mach sayısında irtifanın artmasıyla üretilen itki azalmaktadır. Difüzör çıkış kesit alanı (A_2) ile lüle çıkış kesit alanı (A_6) arttıkça toplam verim artmakta, yakıt tüketimi ve üretilen itki ise azalmaktadır. Yakıt cinsinin (yakıtın özgül ısı değerinin) toplam verim, itki verimi, termal verim ve itki üzerine etkisi hemen hem yok denebilir.

Anahtar Kelimeler: Brayton Çevrimi, Termodinamik Analiz, Performans Değerlendirmesi, Ramjet

ABSTRACT

MS THESIS

THE THERMODYNAMIC ANALYSIS OF A RAMJET ENGINE

Zülal ALTINTAŞ

**Konya Technical University
Institute of Graduate Studies
Department of Mechanical Engineering**

Advisor: Prof. Dr. Halil Kürşad ERSOY

2021, 74 Pages

Jury

**Prof. Dr. Halil Kürşad ERSOY
Dr.Ögr.Üyesi Aziz Hakan ALTUN
Dr.Ögr.Üyesi Nagihan BİLİR SAĞ**

Ramjets are an engine used in aircraft that require high altitude and high speed. It works with the Brayton cycle. In this study, the performance evaluation of a ramjet engine has been made by making thermodynamic analysis. The necessary mathematical models were established on MATLAB. In the performance analysis, the effects of parameters such as altitude, Mach number, diffuser and nozzle exit cross-sections and fuel type on thrust, specific thrust, thrust efficiency, thermal efficiency, and total efficiency were investigated theoretically. As a first step, the results were obtained at 15 km altitude and 4.0 Mach number while the areas of all engine stations were constant. Then, the effect of changing these parameters on changing performance parameters under changing mach number, altitude and field conditions was investigated. For a ramjet engine, a graph of the total efficiency increased slightly and then decreased with the increase of mach number at constant altitude. The thrust produced accordingly has the same curve. For a ramjet engine, the thrust generated decreases with increasing altitude. It has been observed that as diffuser outlet cross section A_2 increases, total efficiency increases, fuel consumption and thrust generated decrease. Likewise, it was found that as nozzle outlet cross section A_6 increased, the total efficiency increased and the fuel consumption and thrust produced decreased. The effect of fuel type (specific heat value of the fuel) on total efficiency, thrust efficiency, thermal efficiency and thrust can be almost negligible.

Keywords: Brayton Cycle, Thermodynamic Analysis, Performance Evaluation, Ramjet

ÖNSÖZ

Yüksek lisans çalışmam süresince kıymetli vaktini ayıran, bilimsel ve manevi desteğini esirgemeyen danışman hocam Prof. Dr. Halil Kürşad ERSOY'a teşekkür ederim.

Havacılığa olan ilgimi ve sevgimi fark edip beni bu konuda yönlendiren TEI AIT & MRO lideri Oyman KURBAN bey'e ve katkılarından dolayı Türk Havacılık ve Uzay Sanayi (TUSAŞ)'ye teşekkürü bir borç bilirim.

Ayrıca bana süreç boyunca manevi destek olan değerli aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Zülal ALTINTAŞ
KONYA-2021

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR	viii
1. GİRİŞ	10
1.1 Ramjet Motorları	11
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	16
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	22
3.1 İdeal Çevrim	23
3.2. Gerçek Çevrim	27
3. 3 Matlab’da Matematiksel Modelin Kurulması	31
4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	34
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	52
5.1 Sonuçlar	52
5.2 Öneriler	53
KAYNAKLAR	54
EKLER	56
ÖZGEÇMİŞ	75

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

A	:	Alan	(m^2)
a	:	Ses hızı	(m/s)
f	:	Hava-yakıt oranı	
g	:	Yerçekimi ivmesi	(m/s^2)
h	:	Özgül entalpi	(kJ/kg)
M	:	Mach	
R	:	Gaz sabiti	(J/(mol K))
T	:	İtki	(N)
c_v	:	Sabit hacimdeki özgül ısı	(kJ/kg.K)
c_p	:	Sabit basınçtaki özgül ısı	(kJ/kg.K)
u_e	:	Egzozdaki hız	(m/s)
V_f	:	Uçuş hızı	(m/s)
r_d	:	Difüzör basınç oranı	
r_c	:	Yanma odası basınç oranı	
r_n	:	Lüle (Nozul) basınç oranı	
ρ	:	Yoğunluk	(kg/m^3)
$\dot{m}$	:	Kütleli debi	(kg/s)
F_s	:	Spesifik itki	(N.s/kg)
η_b	:	Yakıcı verimi	
η_{th}	:	Termal verim	
η_p	:	İtki verimi	
η_o	:	Toplam verimi	
γ	:	Özgül ısı oranı	
γ_a	:	Çevre özgül ısı oranı	
T_{0a}	:	Toplam sıcaklık	(K)
T_a	:	Statik sıcaklık	(K)
TSFC	:	İtki özgül yakıt tüketimi	(kg/(N.h))
P_{0a}	:	Toplam basınç	(Pa)
P_a	:	Statik basınç	(Pa)

Q_R	:	Yakıtın özgül ısı değeri	(kJ/kg)
Q_{HV}	:	Yakıtın özgül ısı değeri	(kJ/kg)
ISA	:	Uluslararası Standart Atmosfer	
I_{sp}	:	Özgül itki	(s)

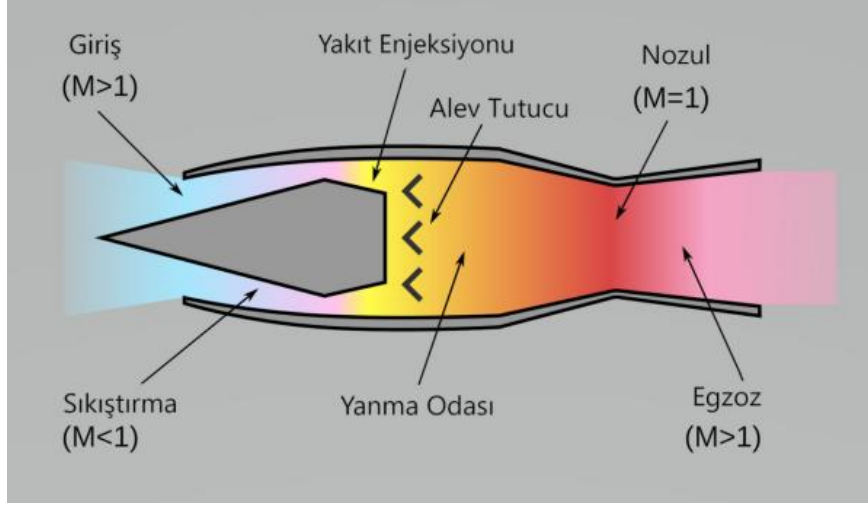


1. GİRİŞ

Günümüzde küresel olarak havacılık sektöründeki gelişmeler oldukça başarılı bir şekilde ilerlemektedir. Bununla birlikte ülkemizde de benzer çalışmalar sürdürülmektedir. Ramjet motorları, savunma sanayinde yaygın olarak kullanılan cihazlardır ve askeri uygulamaları vardır. Birçok alanda tercih edilen bu motor tiplerinin termodinamik kanunlarına göre hareket etmektedir. Düşük ağırlık, ağırlık oranına göre yüksek itme gücü, yüksek mach değerlerine ulaşması ve hareketli parça olmamasından dolayı bakım için düşük maliyet oluşturacağından avantajlı olan ramjetler ses üstü hızlarda çalışsa da yanma için havanın ses altı hıza düşmesi zorunlu olduğundan bu konuda dezavantajlıdır. Yanma düşük hızları sever ve yüksek hızlı giren hava alevi söndürebileceği için ses üstü çalışan motorlarda yanma önemli bir konu olmaktadır.

Ramjet motoru, Şekil 1’de gösterildiği gibi iki ucu açık değişken kesitli bir boru ve yakma sisteminden oluşur. Hareketli parçası bulunmayan en basit jet motorudur denilebilir. Düşük süpersonik hızlara uygun bir motor olan ramjet; difüzör, yanma odası ve lüleden oluşur. Difüzöre giren havanın kinetik enerjisinin çoğu, basınç ve ısı enerjisine dönüşür.

Ramjet motoru basit ve hafif olması nedeniyle, yüksek süratli hedefler ve güdümlü füzeler için ideal olmasına karşın statik halde tepki üretmediği için uçuş hızının ses hızının altında olduğu ($M < 1$) şartlarda da düşük verimle (yüksek yakıt tüketimi) çalışır. Bu yüzden ramjet motorunu gerekli uçuş yüksekliği ve hızına, ya başka bir uçak ile ya da bir roket ile ulaştırmak gerekir. Uçuş hızının $M=3$ olması durumunda verimli çalışan ramjet, hipersonik hızlarda ($M > 5$) yerini scramjete (süpersonik yanma odalı ramjet) bırakır.



Şekil 1. Ramjet motorunun şematik gösterimi (Anonim, 2021)

1.1 Ramjet Motorları

Ramjet motorları 1913 yılında Rene Lorin tarafında icat edilmiş ve patentli alınmıştır. Prototip yapımında seçilen malzemelerin uygun olmaması sebebi ile başarılı sonuç elde edilememiştir. 1915'te ise Macar mucit Albert Fono tarafından topların menzilin artırılması için kullanılmıştır fakat önerisini sunduğu Avusturya-Macaristan ordusu tarafından geri çevrilmiştir. Almanya'da ise 1936 yılında Helimuth Walter tarafından gazla çalışan test motoru geliştirilmiştir. 1941'de Eugen Sanger çok yüksek sıcaklıklara dayanabilen yanma odasına olan bir motor geliştirmiş fakat savaş dönemine denk geldiği için yaşanan petrol sorunlarından dolayı test sırasında toz kömür kullanıldığı için düşük yanma oluşmuş ve başarılı olunamamıştır. Bunların yanında en dikkate değer çalışma Fransa'da Rene Leduc tarafından yapılmıştır. Leduc'ın oluşturduğu model Nord 1500 Griffon uçağına 1958'de takılmıştır ve 2.19 Mach değerine ulaşmıştır.

Ramjet motorlu hava araçları

- Hiller Hornet (ramjet motorlu helikopter)
- Lockheed D-21
- Lockheed X-7
- Nord 1500 Griffon
- Republic XF-103

Ramjet kullanan füzeler

- Bomarc
- BrahMos
- MBDA Meteor
- Bristol Bloodhound
- Bendix RIM-8 Talos
- North American SM-64 Navaho
- P-270 Moskit
- Akash missile
- Sea Dart missile
- 2K11 Krug

Askeri ve savunma amaçlı kullanıldıkları için motorlar hakkında detaylı bilgi bulunması zor olsa da bazı motorlar için bulunabilen bazı bilgiler şu şekildedir:

- Hiller Hornet 1950 yıllarında Hiller Aircraft tarafından ABD ordusu için üretilmiş olan bir ramjet motorlu helikopterdir.
- Lockheed X-7 ramjet motorları ve füze yönlendirme sistemleri için üretilmiş olan bir test aracıdır ve insansızdır. 1951-60 yılları arasında Bombardıman uçakları tarafından kanat altından atılmak sureti ile 130 uçuş yapmış olup yere inişinde paraşüt kullanılmıştır.
- BrahMos 2008 yılı Aralık ayında Bengal Körfezinde seyir halinde olan bir gemiden fırlatılarak test edilmiş ve hedefi başarılı bir şekilde vurmuştur. Rusya-Hindistan üretimi olup 2.5 ile 2.8 Mach değerlerine ulaşmıştır.
- P-270 Moskit Sovyetler Birliği yapımı olup gemi savaşı seyir füzesi olarak tasarlanırsa da kamyon, denizaltı veya uçaktan da fırlatılabilmektedir. Çin, Hindistan ve İran gibi ülkeler tarafından kullanılmıştır. 3.0 Mach değerine ulaşabilmiştir.
- 2K11 Krug yine Sovyetler Birliği yapımı olup taşınabilir uçaksavar füzesidir. 1957'de tasarlanıp 1965'te envantere alınmıştır. Azerbaycan, Kuzey Kore ve Suriye tarafından kullanılmıştır.

Farklı giriş tiplerine sahip örnek ramjet füzelerinden bazıları Şekil 2’den Şekil 5’e kadar gösterilmiştir; (Demiral, 2017)



Şekil 2. Gelişmiş stratejik havadan fırlatılan füze (1965-80)



Şekil 3. P-270 Moskit (1984)



Şekil 4. GQM-163A Coyote (2002)



Şekil 5. Meteor (2016)

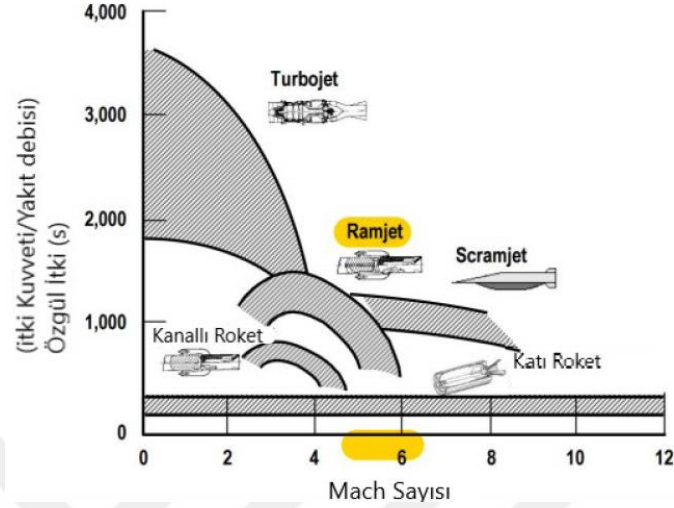
Bir ramjet motoru kullanılarak itme kuvveti üretimi aşağıdaki gibi üç adımda özetlenebilir:

1. Giriş bölümünde hava sıkıştırılır ve yüksek statik basınçla yakıcı kısmına getirilir (dinamik basınçtan dönüştürülür)
2. Basıncılı havaya bir miktar yakıt ilave edildikten sonra ateşlenir ve yanma gerçekleşir.
3. Yanma işlemi sonucunda ortaya çıkan sıcak egzoz gazları, lüle kısmı boyunca hızlanarak itme oluşturur.

Bir ramjet motorunda, havayı sıkıştırmak için herhangi bir hareketli makine parçasına gerek yoktur, çünkü bunu girişte üretilen şok dalgaları ile gerçekleştirir. Bu şok dalgaları yanma işleminin ses altı hızlarda gerçekleşmesini sağlamasına rağmen performans kayıplarına büyük ölçüde sebep olur.

Ramjet motorlarını anlamak, temel termodinamik bilgiye ve ayrıca sıkıştırılabilir aerodinamik denklemlerin bilgisine bağlıdır. Difüzör ve lülede tersinir adyabatik işlemler olarak sıkıştırma ve genleşme uygulanır. Ramjet, hareketli parça kullanmayan bir jet motoru türü olması ve yüksek hızda kullanılan basit bir motor olması avantajları sayesinde füze sistemlerinde kullanılmıştır.

Ramjetler, kompresör ve türbin gibi hareketli parçaları olmayan bir jet motor çeşididir. Ramjetler 1 ila 5 Mach hızında çalışır. Daha yüksek hızlarda ise Scramjet motorları kullanılır. Ağır silahların menzili ramjet eklenerek arttırılabilir (Anonim, 2021)



Şekil 6. Uçuş Mach sayısına ve özgül itkiye göre motorların karşılaştırılması (Demiral, 2017).

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Ou ve ark. (2017) tarafından yapılan çalışmada ramjetin yüksek hızlı uçuş ve daha yüksek özgül itki avantajlarına sahip olmasına rağmen, uçuş Mach sayısı ve uçuş yüksekliğinin artmasıyla performans parametreleri ciddi şekilde düşmektedir. Bu nedenle, ramjet'in termodinamik performansına ilişkin araştırma, çalışma aralığını genişletmek için çok önemli olduğundan bu çalışmada, geniş çalışma koşullarında performans özelliklerini araştırmak için tipik bir ramjet modeli kullanılmıştır. Öncelikle, sıkışma karakteristiği analizi Brayton çevrimine göre yapılır. Elde edilen sonuçlar, spesifik enine kesit alanının (A2 ve A5) ve hava-yakıt oranının (f) ramjet performans indeksleri üzerinde büyük bir etkiye sahip olduğunu göstermektedir. İkinci olarak, ramjet'in termodinamik hesaplama işlemi pnömatik termal analiz görünümünden verilmiştir. Daha sonra, ramjet performans indekslerinin değişken eğilimleri, akış koşulları, hava-yakıt oranı (f), sabit çalışma koşulu altında spesifik kesit alanı (A2 ve A5), eşpotansiyel dinamik basınç durumu ve değişken dinamik basınç durumu tartışıldı. Son olarak, sabit bir çalışma koşulunda (Mach = 4.0, H = 15 km) ramjet modelinin spesifik kesit alanının (A5) ve hava-yakıt oranının (f) optimum değeri elde edilmiştir.

Demiral (2017), ramjet füzelerin kavramsal aerodinamik tasarımı üzerinde durmuştur. Füzelerin aerodinamik katsayılarını daha doğru tahmin edebilecek bir yöntem geliştirmiştir. Bazı optimizasyon tekniklerinden (Genetic Algorithm, Differential Evolution ve Modified Cuckoo Search) faydalanan tersine tasarım optimizasyon çalışmaları yapmıştır.

Zhang ve ark. (2018) tarafından yapılan çalışmada döngüyü ve itici performansı tahmin etmek ve entegre motor tasarımına daha fazla talimat vermek için, iki fazlı bir su altı ramjet için ideal bir güç döngüsü modeli oluşturulmuştur. İki fazlı su altı ramjet sistemlerinin genel performansını değerlendirmek için dört performans parametresi tanımlanmıştır: iletim verimliliği, itici verimlilik, genel verimlilik ve özgül itki. Ardından, ölçeği küçültülmüş bir deneysel ramjet motoru, mevcut modeli doğrulamak için doğrudan bağlantılı bir zemin test sisteminde test edildi ve mevcut modelle yapılan tahminler, deneysel sonuçlarla olumlu bir şekilde karşılaştırıldı. Ardından, seyir hızının, hava / su kütle oranının ve seyir derinliğinin iki fazlı su altı ramjetinin teorik performansı üzerindeki etkileri tartışılmıştır. Sonuçlar, iki fazlı su altı ramjet'in en göze çarpan avantajlarından birinin, % 50-95 oranındaki yüksek itme verimliliği olduğunu göstermektedir. Sonuç olarak, genel verimlilik büyüklüğü 100 m/s seyir

hızında % 30'a kadar çıkmaktadır. Ayrıca, belirli bir hava/su kütle oranı altında özgül itki ve seyir hızı kuralları dikkate alındığında, 400s mertebesinde zirveye özgü itki oluşumu gözlemlemişlerdir.

Fang ve ark. (2019) tarafından yapılan çalışmada, yüksek irtifada ve düşük basınçta çalışabilen yeni bir kombine ramjet motoru olan gömülü bir roket ramjet önermişlerdir. Gömülü roket ramjet yakıcı, özelliklerini tahmin etmek için deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Yanma odası çıkışındaki duvar basıncını ve toplam basıncı ölçmek için doğrudan bağlantılı bir zemin test tesisinde deneyler yapılmıştır. Üç boyutlu Navier-Stokes denklemleri ve tür taşıma denklemleri sayısal olarak çözülür. Yakıcının akış özelliklerini ve genel performansını incelemek için, gazyağı için bir vekil modelin azaltılmış kimyasal kinetiğine sahip sıkıştırılabilir bir reaktif kayma gerilimi taşıma $k-\omega$ türbülans modeli kullanılır. Test sonuçları, gömülü roketin yanma basıncını önemli ölçüde artırabildiğini göstermektedir. Sayısal analiz, gömülü roketin karıştırma verimliliğini, yanma verimliliğini ve itişti artırdığını, ancak spesifik itkiyi azalttığını göstermektedir.

Xie ve ark. (2016) tarafından yapılan çalışmada 2D ramjet girişleri için kütle ortalamalı boğaz performansının hızlı tahminine yönelik bir hesaplama aracı sunulmuştur. Ramjet girişleri ile ilişkili viskoz akış ve şok etkileşimlerinde benzersiz düzeltmelerle birlikte özelliklerin yöntemine dayanarak, giriş boğazı için doğru tahminler elde edilir. Viskoz hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyon sonuçlarına kıyasla, bu hızlı tahmin aracı için mutlak hata, serbest akış Mach sayısının 2,2 ile 4,0 arasında değiştiği tipik ramjet girişlerinin çalışma aralığına göre % 3,5'ten azdır; nispi boğaz yüksekliği 0.12 ile 0.20 arasında değişmiş ve serbest akış Reynolds sayısı $3.20E + 5$ ile $1.25E + 7$ arasında değiştiğini belirtmişlerdir.

Amati ve ark. (2008) tarafından yapılan çalışma ile gelişmiş bir hipersonik aracın ekserji analizi, bir scramjet, iki aşamalı bir kapsamda sunulmakta ve tartışılmaktadır. Birincisi, havacılık ve uzay itki sistemlerinin tasarımı ve optimizasyonuna yönelik ekserji yaklaşımını mükemmelleştirmek için: ekserji akış şeması, uçak mühendislerine ve sistem tasarımcılarına önlenebilir ve kaçınılmaz sistemik kayıplar hakkında ek bilgiler sağlayabilir ve böylece etkili tasarım iyileştirmelerine olanak tanır. İkincisi, scramjet ile çalışan bir uçak için iki farklı yakıt ikmal çözümünün sınırlarını ve avantajlarını keşfetmek. İki konfigürasyon kritik olarak karşılaştırılır: biri doğrudan H_2 enjeksiyonlu ve diğeri yerleşik bir gazyağı dönüştürücü ile. Bu çalışma, scramjet tahrikli uçağı Büyük Kompleks Enerji Sistemi

("LCES") olarak ele alır ve ilgili kayıpları hesaplamak için sistem dengelerini (kütle, enerji, ekserji) uygular. Ekserji analizi, yerleşik bir reformatörün piyasaya sürülmesinin itme verimliliği açısından (H2 yakıtlı motora göre yüzde 3 puanlık bir kazanç ile) ve daha da önemlisi, mevcut kaynakların (tanklardaki yakıt) daha doğru kullanımına ilişkin bir görüntü. Yerleşik yeniden biçimlendirmenin bir başka avantajı, hacimsel özel itkinin daha yüksek değerinin yakıt deposu boyutunun küçültülmesine izin vermesidir. Tüm hesaplamalar, Roma Üniversitesi Makine ve Havacılık Mühendisliği Bölümündeki Yazarlar grubu tarafından son on yılda tasarlanan ve geliştirilen enerji dönüştürme süreçleri için modüler bir simülatör olan CAMEL® ile yapılmıştır. Bazı ek bileşen modelleri incelenmiş ve uygulanmış ve itme sistemlerinin analizine özel bir araç oluşturulmuş ve simülasyon paketine entegre edilmiştir.

Raghavendra ve ark. (2020) tarafından yapılan çalışmada Mach sayısının daha geniş aralıkta çalışması nedeniyle özellikle çift yanmalı ramjet (Dual Combustion Ramjet/DCR) gibi tahrik sistemleri için daha fazla alakalıdır. Bu makalede, dairesel izolatörlü bir eksenel simetrik scramjet / ramjet yakıcıda akış alanının sayısal simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Simülasyon için seçilen konfigürasyon, bir boşaltma ses altı yakıcıya, ana süpersonik Yanmaya ve halka şeklinde bir izolatöre sahip olan çift yanmalı ramjet'tir. Çalışmanın amacı, yakıcı-izolatör etkileşimi ve modelin deneysel verilerle doğrulanması için bir CFD prosedürü geliştirmektir. Model DCR'nin geometrisi, simülasyonlar için literatürden alınmış ve izolatör girişi Mach sayısı 1.79 ve 2.23 için çalışmalar yürütülmüştür. Sık kullanılan ortalama denklemler ticari kod - ANSYS FLUENT kullanılarak çözülür. Önceden karıştırılmış hava ve gazyağı bileşimi çöp yakma cihazına verilir. Reaktif akış, 7 tür ve 4 aşamalı kimya kullanılarak modellenmiştir. $K - \epsilon$ (Standart), (RNG) $k - \epsilon$, $k\omega$ -Standart, $k\omega$ -SST gibi çeşitli türbülans modelleri ile sayısal simülasyonlar yapılmış ve yanma duvarı basınçları deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Şok dizisinin başlangıç konumu tahmininde hata, Maksimum basınç, yakıcıdaki ortalama basınç karşılaştırılır. (RNG) $k - \epsilon$ $k - \epsilon$ (Standart) ile karşılaştırıldığında% 5 hata farkı ile tahmin edilen şok tren konumu. Ayrıca, gaz jeneratörü denklik oranındaki değişiklik ile izolatördeki şok katarı konumu üzerindeki etki, 4 ve 5 numaralı serbest akım Mach için de incelenmiştir. Reaktif akış türbülans modelleri için duvar statik basıncı, şok tren konumu, şok tren merkezi boyunca uzunluk ve statik basınç, hız profili ve yanma verimliliği gibi çeşitli parametreler karşılaştırılmıştır.

Hayes ve ark. (2017) tarafından yapılan çalışmada ekserji analizinin, gelecekteki uçuş araçlarının ekserji temelli multidisipliner tasarımını inceleyerek, bir enerji sistemleri sistemine

dayalı havacılık ve uzay araçlarının optimizasyonunda bir atılımı kolaylaştırma potansiyeline sahip olduğunu doğrulamışlardır.

Şöhret ve ark. (2018) tarafından yapılan çalışmada giriş, yanma bölgesi ve lülenin ekserji verimleri sırasıyla % 3.88,% 7.62 ve% 0.03, ramjet motorunun ekserji verimi ise % 8.85 olarak bulunmuştur.

Söğüt (2020) bir uçuş sürecinin performans kriterleri ile ısı ve çevresel performansları ekserji analizlerine dayalı olarak incelemiştir. Bu analizlerde enerji verimliliği % 38, ortalama ekserji verimliliği ise % 23.04 olarak bulundu. Sonuçlara göre, özellikle seyir ve kalkış koşullarında, motorun iyileştirme potansiyeli güç etkisi açısından % 60'a varan önemli bir kayıp kapasitesi bulunmuştur.

Zhuo ve ark. (2019) tarafından yapılan çalışmada fırlatma sürecinde yüksek hızlı ramjet kinetik enerji mermisinin kendiliğinden tutuşma özelliklerini araştırmak için, polietilenin katı yakıtına dayanan kendi kendine tutuşma süreci dinamik ızgara teknolojisi kullanılarak sayısal olarak simüle edilmiştir. Farklı namlu çıkış hızlarının kendiliğinden tutuşma performansına etkisi ve blokajın farklı zamanlarda açılmasının yanma odasının akış alanı stabilitesine etkisi ve katı yakıt ramjet stabilize edildikten sonra akış alanı özellikleri incelenmiştir. Sonuçlar, kendiliğinden tutuşmanın meydana gelmesinin sadece basınç, yanma odasındaki sıcaklık ve namlu çıkış hızıyla değil, aynı zamanda C_2H_4 içeriği ve yanma odasındaki hava ile karışım derecesiyle de ilişkili olduğunu göstermektedir. Kinetik enerji mermisi namlu ağzından çıktıktan sonra ve tıkanma açılmadan önce yanma odasında osilasyon meydana gelmektedir. Kinetik enerji mermisinin namlu çıkış hızı ne kadar yüksekse, kendiliğinden tutuşmanın meydana gelmesine o kadar yatkındır ve yanma odasındaki basınç salınımından dolayı olumsuz etkiler önlenabilir. Bir süre sonra kendiliğinden tutuşma meydana geldikten sonra blokajın farklı zamanlarda açılmasının akış alanı stabilitesine etkisi zayıftır. Tıkanma açıldıktan sonra, katı yakıt ramjet hızlı bir şekilde kararlı bir çalışma durumuna ulaşabileceği gözlemlenmiştir.

Gong ve ark. (2017) tarafından yapılan çalışmada katı yakıtlı ramjetteki kararsız türbülanslı yanmayı tahmin etmek için 3-D Navier-Stokes denklemlerini kimyasal reaksiyonla çözmek için şirket içi bir çoklu fizik kuplaj kodu geliştirilmiştir. İlk olarak, yönetim denklemleri, kimyasal reaksiyon modelleri ve sayısal yöntemler detaylı olarak

gösterilmektedir. Daha sonra katı yakıtlı ramjet akış alanı analiz edilir. Sonuçlar, yakıt açısından zengin bölgenin yakıt yüzeyinin yakınında ve oksijen açısından zengin bölgenin merkez eksenin yakınında var olduğunu göstermektedir. Son olarak, hesaplanan regresyon oranı, bağlantılı boru testi ile elde edilenlerle karşılaştırılmıştır.

McDonald ve ark. (2017) tarafından yapılan çalışmada bir aday düşük ateşleme sıcaklığına sahip ramjet yakıtı olarak LP-33 polisüfit ve hidroksil sonlu polibütadienin kombinasyonundan oluşan bir kopolimer ürettir. Kopolimer için dinamik mekanik analiz ve diferansiyel tarama kalorimetre verileri, cam geçiş sıcaklığının LP-33 formülasyonuna kıyasla daha düşük olduğunu göstermektedir. Depolama modülü değerlerinin kabul edilebilir aralıklar içinde olduğu bulunmuştur ve kopolimer, çevre sıcaklığında ve üzeri sıcaklıklarda LP-33 formülasyonuna göre depolama modülünde bir gelişme gösterir. Termogravimetrik analiz, kopolimerin ayrışma başlangıcının istenen düşük ayrışma özelliklerini koruyarak LP-33'ten önemli ölçüde sapmadığını gösterir. Boru yakıcı verileri, kopolimerin kütsel yanma hızının, monopolimer formülasyonları ile karşılaştırıldığında ısıtma hızının bir fonksiyonu olarak çok benzer ve öngörülebilir özelliklere sahip olduğunu gösterir. Yakıcı verilerinin analizi, kopolimerin, yüksek giriş momentum değerlerinde LP-33 monopolimerine göre gelişmiş performansa sahip olduğunu göstermiştir.

Yang ve He, (2012) tarafından yapılan çalışmada ise döngüsel performansı ve itici performansı tahmin etmek ve entegre motor tasarımına ayrıca talimat vermek için, su altı araçlarında kullanılan magnezyum bazlı yakıt ramjet motoru için ideal bir termodinamik döngü modeli oluşturmuşlardır. Özellikle çoğu magnezyum, küçük amonyum perklorat ve bir miktar bağlayıcıdan oluşan magnezyum bazlı yakıt tanesi gemide taşınırken ana oksitleyici ve çalışma ortamı olarak su, farklı boru hatları vasıtasıyla hazneye enjekte edilir. Bu nedenle, ideal termodinamik döngü modeli, suyun faz geçiş özelliklerinden dolayı Brayton çevrimi ve yarı Rankine çevriminin bir kombinasyonu olarak kabul edilir. Termodinamik döngü modeli ve termodinamik hesaplama modeline dayalı olarak, termal verimlilik, itme verimliliği ve ayrıca özgül itki bu çalışmada teorik olarak tahmin edilmektedir. Sonuçlar, ramjet seyir derinliğini sabitlerken termal verimliliğin baskın olarak su / yakıt oranı ve yakıt bileşimi dağılımından etkilendiğini, bunun yerine oda basıncının özellikle daha yüksek basınçlı bir ortamda hafif bir etkiye sahip olduğunu göstermektedir. Aksi takdirde, termal verimlilik, su / yakıt oranını sabitlerken yakıt bileşimi dağılımlarından ziyade seyir derinliğine dayanır. Bir ısı motoru ve itici olarak, bu su ramjet için itici verimlilik kuralları, kinetik enerji ile itici

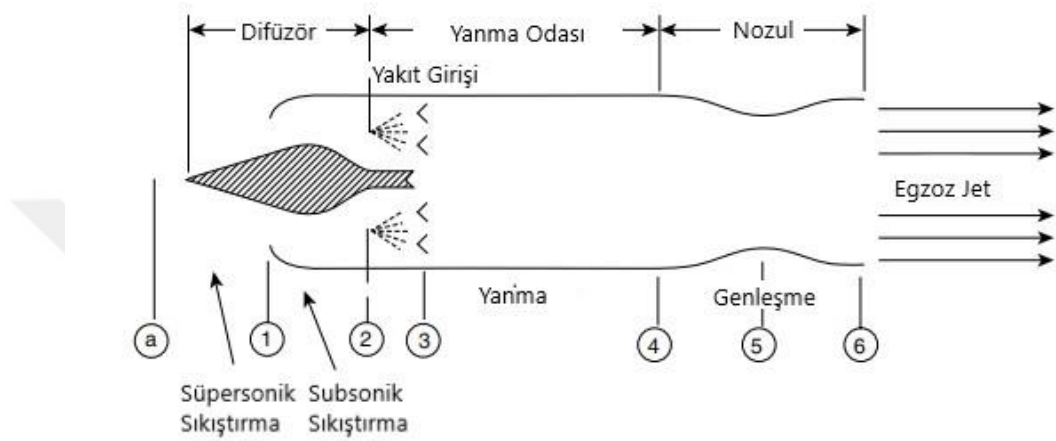
enerji arasındaki enerji dönüşümünü iyileştirmek için niteliksel rehberlik de sağlar. Ayrıca, farklı oda basıncı altında su / yakıt oranına karşı özgül itki kurallarına göre, her bir eğri üzerinde 5000 N·s/kg düzeyinde pik özgül itki oluşumu gözlemlenmiştir.

Yavuz (2009) tarafından yapılan tez çalışmasında modellenen bir ramjet motorunun yanma odası deneysel olarak geliştirilmiş ve test edilmiştir. LES (Large Eddy Simulation) ve DNS (Direct Numerical Simulation) metodları ile akış karakteristikleri (yakıt-hava oranı, türbülans karakteristikleri, alev tutucu özellikleri, v.b) incelenmiştir.

Yapılan literatür taramasında ramjetler konusunda bir kısım uluslararası çalışmalar mevcut olmakla birlikte ramjet motorunun termodinamik analizi üzerine Türkiye’de yapılmış bir tez çalışmasına rastlanmamıştır. Bu tez çalışmasında bir ramjet motorunun termodinamik analizi yapılarak yakıt tüketimi, üretilen itki ve motorun toplam verimi gibi performans parametreleri incelenecektir. Bu tez çalışması ile motorun difüzör çıkış (2.istasyon) ve lüle çıkışı (6. istasyon) kesit alanlarının değişiminin bu performans parametreleri üzerine etkisi araştırılacaktır. İlk olarak 15 km irtifa ve 4.0 Mach için belirlenmiş alanlara göre motorun ne kadar itki üretilip ne kadar yakıt tükettiği belirlenecektir. Ardından difüzör çıkış (2.istasyon) ve lüle çıkışı (6. istasyon) kesit alanlarının değişimi irtifa artışı ve Mach artışına göre değerlendirilecektir. MATLAB programında kurulacak tek boyutlu model ile ramjet motorunun termodinamik analizi gerçekleştirilecektir. Performans analizinde irtifa, Mach sayısı, difüzör ve lüle çıkış kesit alanları ve yakıt cinsi gibi parametrelerin itki, spesifik itki, itki verimi, termal verim, toplam verim üzerine etkisi teorik olarak araştırılacaktır.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

Ramjet motorunun performans analizi için termodinamik ve aerodinamik bağıntılar kullanılmıştır. İtici, özgül itici, belirli yakıt tüketimi gibi performans parametreleri araştırılacaktır. Öncelikle Matlab ortamına aktarılacak denklemler elde edilecektir.



Şekil 7. Ramjet motorun kısımları (El Sayed, 2008)

Ramjet 3 ana kısımdan oluşmaktadır. Bunlar;

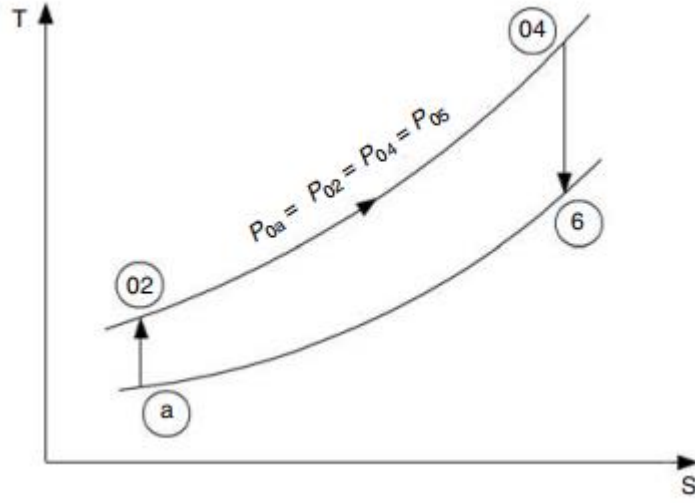
- Difüzör
- Yanma Odası
- Lüle (Nozul)

Difüzörler (yayıcılar) akışın basıncını artırmak lüleler ise akışın hızını artırmak amacı ile kullanılan sistemlerdir. Lülelerde akışkanın hız artışı basıncını düşürerek sağlanır. Difüzörlerde ise basıncı artırırken hızı azaltır. Yani lüleler ve difüzörler tamamen zıt işlemler için kullanılmaktadırlar. Ses altı ve ses üstü hızlarda lüleler ve difüzörlerin kesit alanları farklılık gösterir. Ses altı hızlarda lüle için kesit alanı akış yönünde azalırken ses üstü hızlar için akış yönünde artar. Tam tersi difüzörler için geçerli olup ses altı hızlarda kesit alanı akış yönünde artarken ses üstü hızlar için akış yönünde azalır. (Çengel ve ark., 1998)

3.1 İdeal Çevrim

Difüzördeki sıkıştırma kısmen motorun dışında kısmen de motorun içinde gerçekleşir. Difüzördeki sıkıştırmanın ilk kısmı, şekildeki (a) noktasından motor girişine yani (1) noktasına kadar gerçekleşir. Sıkıştırmanın ikinci kısmı, (1) noktasından (2) noktasına kadar motorun içinde gerçekleşir, burada (2) noktasında tamamlanır. Hava daha sonra ses altı hızlarda yanma odasına girer. Bu, normal bir şok dalgası veya çoklu eğik şok dalgaları ve ardından normal bir şok dalgası ile sağlanır. Normal şok dalgaları akış yönünde dik bir düzlemde olup incedirler ve kontrol hacmi girişi ile çıkışında neredeyse eşittirler. Şok dalgalarından sonra mach sayısı düşer. Yani şok dalgasının önündeki mach sayısı şok dalgası sonrasında daha düşüktür. (Çengel ve ark., 1998) Çoklu eğik şok dalgaları yapısaldeki tasarımdan kaynaklanır ve bu çalışmada normal şok dalgası üzerinden termodinamik analiz yapılmıştır. Ardından yakıt, karışımla hızla karışan ve ardından bir kıvılcımla tutuşan ince damlacıklar halinde enjekte edilir. Karışım daha sonra alevi stabilize etmek ve yanma sürecini kolaylaştırmak için (3) noktasındaki bir "alev tutucusundan" geçer. Alev tutucusu, sıcak, genleşen gazların egzoz nozulundan (lülenden) kaçmasına izin verirken yanan karışıma bir tür bariyer sağlayan ızgara tipi olabilir. Yanma odasının sonu (4) noktasıdır. Böylece motorun ikinci kısmı olan yanma odası (2) ve (4) noktaları arasında yer almaktadır. Genel olarak yanma, yanma ürünleri lülede (nozulda) yüksek hızlara genleşmeden önce karışımın sıcaklığını yaklaşık 3000 K'ye yükseltir. Yanma odalarının duvarları 1200 K'nin çok üzerindeki sıcaklığa tolerans gösteremese de, duvarların yanında nispeten soğuk bir koruyucu tabaka bırakan bir yakıt enjeksiyon modeli ile ana akışkan akımından çok daha soğuk tutulabilirler. Genleşme işlemi, motorun üçüncü kısmı olan lülede (nozulda) gerçekleşir. Genleşme, (4) noktası ile boğaz olarak adlandırılan (5) noktası arasındaki yakınsak kısımda başlar. Lüle (nozul), (6) noktasında sona eren bir ayrılma bölümüne sahiptir. Böylece, lüle (nozul) (4) ve (6) noktaları arasında yer almaktadır. Lüle (nozul), akışı hızlandırmak için şekillendirilmiştir. Böylece, çıkış hızı serbest akış hızından daha büyüktür ve itme yaratılır. (El Sayed, 2008)

Motordaki olayların döngüsü Şekil 8'de gösterilmektedir. Burada, motor içindeki tüm süreçlerin ideal olduğu yani süreçlerin kayıpsız olduğu varsayılır.



Şekil 8. Ramjet motor çevriminin ideal T-s diyagramı (El Sayed, 2008)

Denklem 3.1'den denklem 3.34'e kadar denklemler El Sayed (2008) tarafından elde edilen denklemler olup bu bu tez çalışmasında kullanılmıştır.

Motorun içindeki izentropik (tersinir adyabatik) akış için, motorun üç kısmında da herhangi bir basınç düşüşü ile karşılaşılmayacaktır. Böylece;

$$P_{0a} = P_{02} = P_{04} = P_{06} \quad (3.1)$$

Ayrıca, girişte ve lülede (nozulda) ne iş ne de ısı ilavesi veya çıkışı meydana gelmediği için, termodinamiğin birinci yasasından, eşit toplam entalpi (ve dolayısıyla toplam sıcaklık) varsayılır. Böylelikle;

$$T_{0a} = T_{02} \quad (3.2)$$

$$T_{04} = T_{06} \quad (3.3)$$

Lüle (nozul) içindeki sıcak gazların tam genleştiği varsayılır, bu nedenle;

$$P_a = P_6 = P_e \quad (3.4)$$

Motorun giriş ile çıkışında sıcaklık ve basınç parametrelerinin toplam-durma şartları arasındaki ilişkiler aşağıdaki bağlantılar ile elde edilir;

$$\frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2 = \frac{T_{02}}{T_a} \quad (3.5)$$

$$\frac{T_{0e}}{T_e} = \frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_e^2 = \frac{T_{04}}{T_e} \quad (3.6)$$

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (3.7)$$

$$\frac{P_{06}}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma_6}{\gamma_6 - 1}} \quad (3.8)$$

Yukardaki denklemlerde (γ_a, γ_6) hava ve egzoz gazları için özgül ısı oranlarıdır. Akışkan özelliklerindeki (R, γ) değişimleri görmezden gelirse, yukarıdaki denklemlerden şunu elde ederiz:

$$\frac{P_{06}}{P_e} = \frac{P_{0a}}{P_a} \quad (3.9)$$

$$M_e = M_a \quad (3.10)$$

ya da

$$u_e = \frac{a_e}{a} u = \sqrt{\frac{\gamma_6 R T_e}{\gamma_a R T_a}} u \quad (3.11)$$

Uçuş ve egzoz Mach sayıları eşittir, ancak uçuş ve egzoz hızları eşit değildir. Bu

fark, itme kuvvetini oluşturur. (El Sayed, 2008)

Akışkan özelliklerindeki (R, γ) sabit olduğunda;

$$u_e = \sqrt{\frac{T_e}{T_a}} u \quad (3.12)$$

Yukarıdaki denklemlerden:

$$u_e = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{0a}}} \equiv u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}} \quad (3.13)$$

Yakıt-hava oranını (f) elde etmek için enerji denklemini yanma sürecine uygulandığında:

$$\dot{m}_a h_{02} + \dot{m}_f Q_R = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{04} \quad (3.14)$$

$$h_{02} + f Q_R = (1 + f) C_{p4} T_{04} \quad (3.15)$$

$T_{02} = T_{0a}$ olduğundan;

$$f = \frac{(C_{p4} T_{04} / C_{p2} T_{0a}) - 1}{(Q_R / C_{p2} T_{0a}) - (C_{p4} T_{04} / C_{p2} T_{0a})} \quad (3.16)$$

İtme kuvveti T , lülede (nozulda) tam genişleme olduğu kabul edilirse ($P_e = P_a$), itme kuvveti şöyle açıklanabilir:

$$T = \dot{m}_a (1 + f) u_e - \dot{m}_a u \quad (3.17)$$

$$\frac{T}{\dot{m}_a} = (1 + f)u_e - u = u \left[(1 + f) \frac{u_e}{u} - 1 \right] \quad (3.18)$$

Uçuş hızı ve egzoz hızı aşağıdaki şekilde açıklanır:

$$u = Ma = M\sqrt{\gamma RT_a} \quad (3.19)$$

$$u_e = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{0a}}} = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_a} \frac{T_a}{T_{0a}}} = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_a}} \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \quad (3.20)$$

$$\frac{T}{\dot{m}_a} = M\sqrt{\gamma RT_a} \left[(1 + f) \sqrt{\frac{T_{04}}{T_a}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1/2} - 1 \right] \quad (3.21)$$

İtki özgül yakıt tüketimi, TSFC ise

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} = \frac{f}{T/\dot{m}_a} \quad (3.22)$$

3.2. Gerçek Çevrim

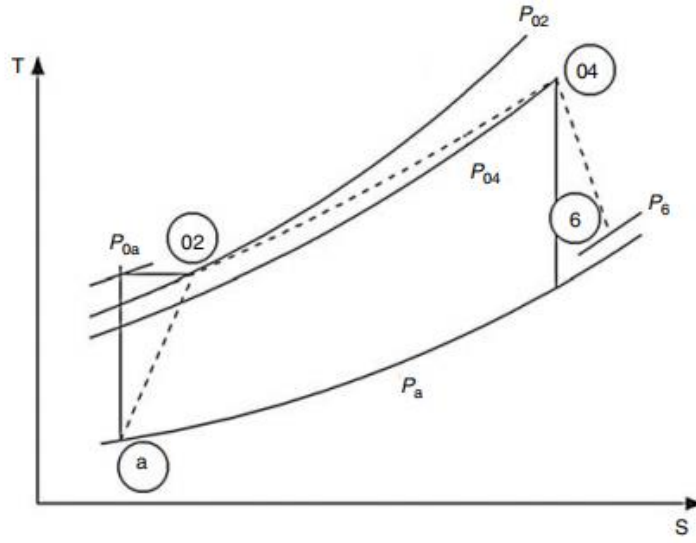
Gerçek bir ramjet motorunda girişte aerodinamik kayıplar, yanma odasında ve Lülede (nozulda), her elemanda durma basınç düşüşü oluşur. Ayrıca yanma verimsizliği ile de kayıplar meydana gelir. Şekil 9'da tersinmezliklerin çevrimdeki farklı süreçler üzerindeki etkisi gösterilmektedir. Ne difüzördeki sıkıştırma işlemi ne de lüledeki (nozul) genişleme işlemi artık izentropik değildir. Üstelik yanma esnasında da basınç sabit kalmaz. (El Sayed, 2008)

Difüzörün performansı, durma basıncı oranı ile karakterizedir.

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{0a}} \quad (3.23)$$

Yanma odasındaki durma basınç oranı:

$$r_c = \frac{P_{04}}{P_{02}} \quad (3.24)$$



Şekil 9. Ramjet motor çevriminin gerçek T-s diyagramı (El Sayed, 2008)

Lüledeki (nozuldaki) durma basınç oranı:

$$r_n = \frac{P_{06}}{P_{04}} \quad (3.25)$$

Toplam durma basınç oranı:

$$\frac{P_{06}}{P_{0a}} = r_d r_c r_n \quad (3.26)$$

Daha sonra, tersinmezliklerin uçuş ve egzoz Mach sayılarının eşitsizliğine yol açacağı gösterilecektir. Akışkan özellikleri (R, γ) sabit olduğunda;

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.27)$$

$$\frac{P_{06}}{P_6} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.28)$$

$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_{06}}{P_6}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right] \quad (3.29)$$

$$= \left(\frac{2}{\gamma-1}\right) \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \left(\frac{P_a}{P_{0a}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(\frac{P_{06}}{P_6}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

$$M_e^2 = \left(\frac{2}{\gamma-1}\right) \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \left(\frac{P_{06}}{P_6} \frac{P_a}{P_{0a}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

$$M_e^2 = \left(\frac{2}{\gamma-1}\right) \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \left(r_d r_c r_n \frac{P_a}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (3.30)$$

Eğer $r_d = r_c = r_n = 1$ ve $P_e = P_a$ ise $M_e = M$ olur.

Eğer motordan ısı transferi göz ardı edilirse $T_{06} = T_{04}$ olur.

$$\frac{T_{06}}{T_6} = \frac{T_{04}}{T_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right) \quad (3.31)$$

$$u_e = M_e \sqrt{\gamma R T_e} = M_e \sqrt{\gamma R T_{04} \frac{T_e}{T_{04}}} \quad (3.32)$$

$$= M_e \sqrt{\frac{\gamma R T_{04}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)}}$$

Yakıt/hava oranı aşağıdaki denklem (3.33) ile verilebilir (El Sayed, 2008).

$$f = \frac{(C_{p4}T_{04}/C_{p2}T_{0a})-1}{(\eta_b Q_R/C_{p2}T_{0a})-(C_{p4}T_{04}/C_{p2}T_{0a})} \quad (3.33)$$

Spesifik itki, F_s

$$F_s = \frac{T}{\dot{m}_a} = [(1+f)u_e - u_a] + \frac{1}{\dot{m}_a} (P_e - P_a)A_e \quad (3.34)$$

İtki verimliliği, havanın kinetik enerjisinin motordan geçen itki gücüne dönüştürülmesinin verimliliğidir.

$$\eta_p = \frac{T.V_f}{T.V_f + \frac{1}{2}\dot{m}_a(V_6 - V_f)^2} \quad (3.35)$$

Sistemin kendi içindeki enerji dönüşümünün verimliliğine termal verim denir ve aşağıdaki denklem ile hesaplanır:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_a}{T_{0a}} \left(\frac{(1+f)\frac{T_6}{T_a}-1}{(1+f)\frac{T_{06}}{T_{0a}}-1} \right) \quad (3.36)$$

Toplam verim ise itki verimi ve termal verimin çarpılması ile bulunur.

$$\eta_o = \eta_{th} \cdot \eta_p \quad (3.37)$$

Özgül itki (I_{sp}), birim yakıt debisi başına itme gücü olarak tanımlanır. Özgül itki, hem roketler hem de uçaklar için eşit olarak uygulanır. Birimi ise zamandır (s). Denklem (3.38) ile hesaplanır.

$$I_{sp} = F_s / f / g \quad (3.38)$$

Üretilen itki ise denklem 3.39'da verilmiştir:

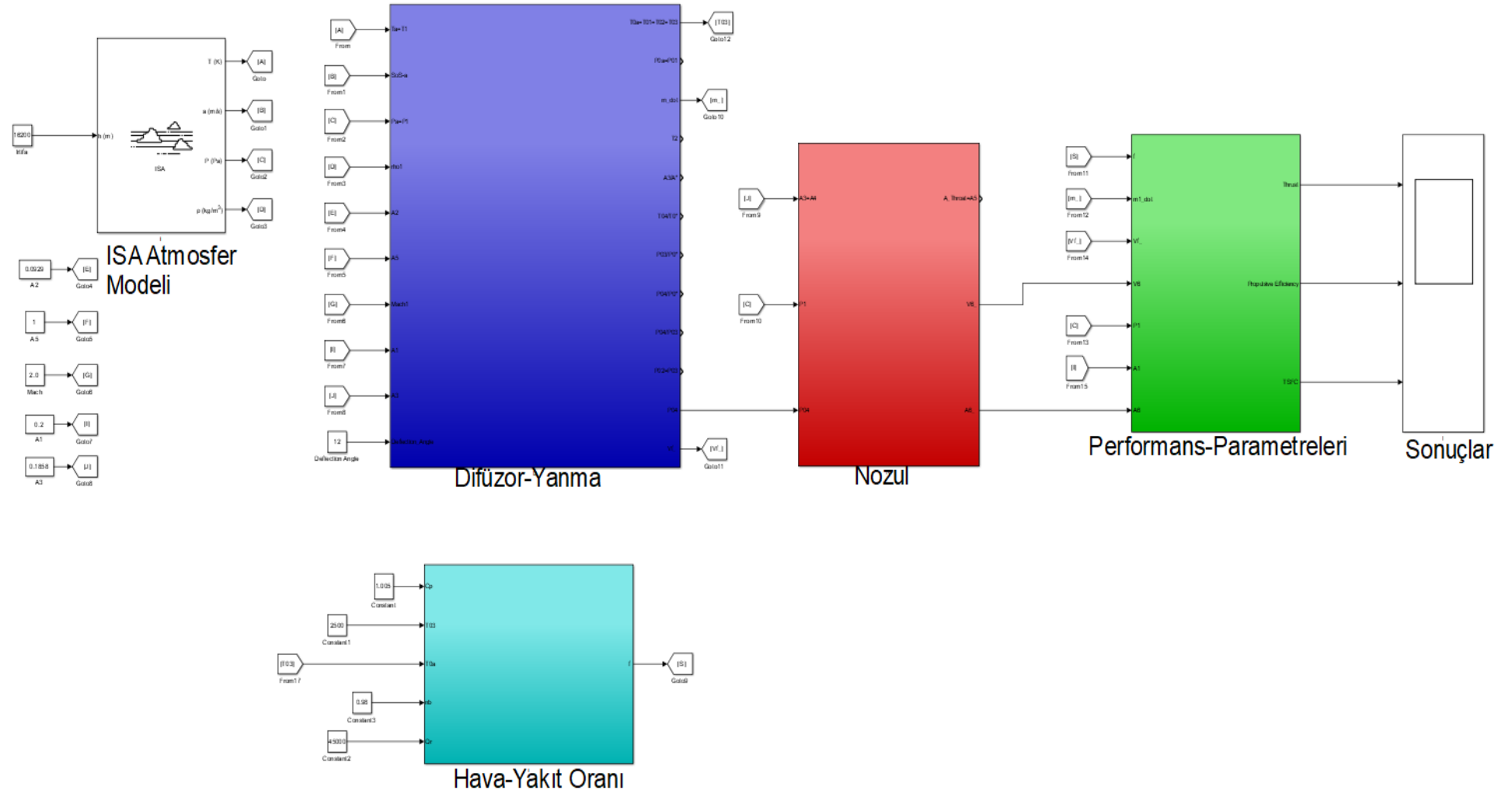
$$T = \dot{m}_a [(1+f)V_6 - V_f] + P_1(A_6 - A_1) \quad (3.39)$$

3. 3 Matlab’da Matematiksel Modelin Kurulması

Matematiksel model MATLAB aracılığı ile kurulmuştur. İlk adım olarak modelin girdileri sağlanmıştır. 15 km irtifa ve 4.0 Mach değerleri ile ramjet motorunun (6.) istasyondaki alanları modelin girdileridir. Ayrıca ISA (International Standard Atmosphere-Uluslararası Standart Atmosfer) ile standart atmosfer modeli kullanılmıştır. Böylelikle belirli irtifalardaki sıcaklık-basınç değerleri hesaplamalara dâhil edilmiştir. Daha sonra çeşitli irtifa ve Mach sayılarında ve değişen (2.) ve (6.) istasyon alanlarında performans değerleri elde edilmiştir.

Model kurulurken izentropik ve Rayleigh akış bağlantılarından yararlanılmıştır ve şekil 10’da model yapısı gösterilmiştir. M_3 , M_4 ve M_6 ayrıca yazılan “Roots” komutu ile bulunarak modelde sabit olarak kullanılmıştır. Ramjet daha önce de bahsedildiği ve şekil 7’de gösterildiği gibi 3 kısımdan oluşmaktadır. Bu kısımlar difüzör, yanma odası ve nozuldur. Mor blok ilk ve ikinci kısım olan difüzör ve yanma odası kısımlarında kullanılan bağlantıları ve kırmızı blok lüle’de (nozul’da) kullanılan bağlantıları kapsamaktadır. Turkuaz ise hava-yakıt oranı ile yeşil kısım bu bağlantı sonuçlarına göre ramjetin performans parametrelerinin hesaplandığı bloktur. Sonuçlar kısmında verilen grafikler bu modelden elde edilmiştir. Model oluşturulurken sıkıştırılabilir aerodinamik ve termodinamik bağıntılar kullanılmıştır. Bu çalışmada difüzör kısmı için normal şok dalgası için geçerli olan bağıntılar ve yanma odası için Rayleigh akış denklemleri kullanılmıştır. Ayrıca izantropik denklemlerden de yararlanılmıştır.





Şekil 10. Ramjet motoru MATLAB modeli

4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Bu çalışmada bir ramjet motorunun termodinamik analizi yapılarak performans değerlendirmesi yapılmıştır. Termodinamik ve aerodinamik bağıntılar kullanılarak Matematiksel model Matlab’da oluşturulmuştur. Performans analizi için motorun ürettiği itki, yakıt tüketimi, termal verim, itki verimi ve toplam verim parametreleri araştırılmıştır.

Aşağıdaki çizelge de modelden 15 km irtifa ve 4.0 mach için performans sonuçları gösterilmektedir. Yanma odası maksimum sıcaklığının 2500 K olduğu varsayımı yapılmıştır ve

$\gamma = 1.4$ olarak çalışmaya dâhil edilmiştir.

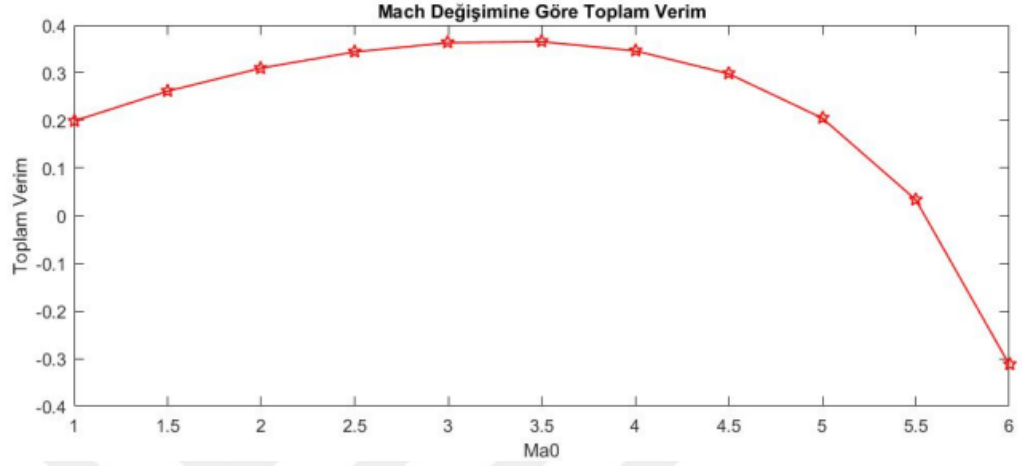
Çizelge 4.1. 15 km irtifa ve 4.0 Mach sayısında elde edilen sonuçlar

Sonuç	Değer
TSFC (kg/N.h)	0.24811
İtki verimi	0.87
Termal verim	0.39793
Toplam verim	0.3462
İtki (kN)	20

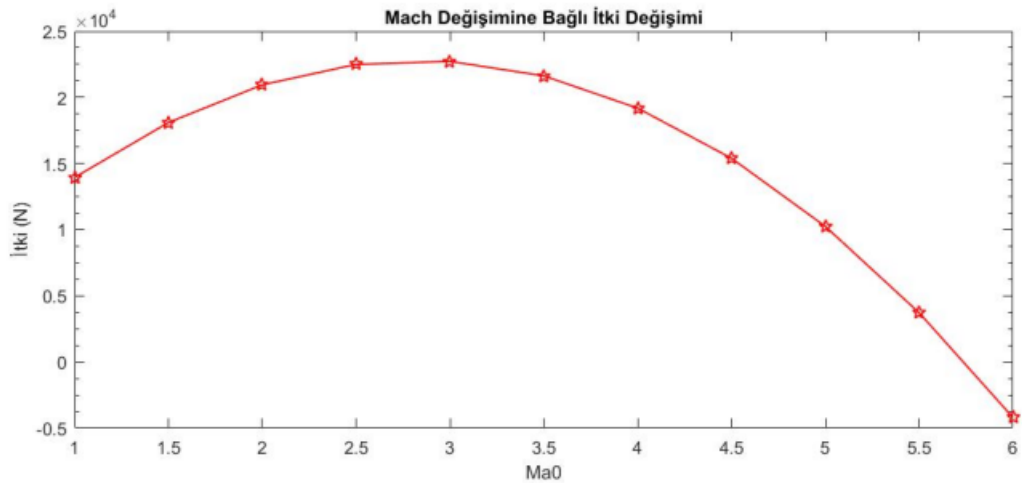
Çizelge 4.1’de sabit irtifa (15 km) ve sabit mach sayısı (4.0) için elde edilen sonuçları göstermektedir. Sabit irtifa olduğu için atmosfer koşulları (basınç, sıcaklık, yoğunluk vb.) sabittir. Normal şok dalgası, Rayleigh akış ve izantropik denklemlerine göre verilen şartlarda hesaplama yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar literatür çalışmaları ile benzer olup beklenen değerler elde edilmiştir.

15 km irtifa için Mach sayısının değişimine bağlı olarak toplam verimin değişimi Şekil 11’de ve itkinin değişimi ise Şekil 12’de gösterilmiştir. Elde edilen grafiklere göre toplam verim ve itki artan Mach sayısı ile birlikte belirli bir noktaya kadar artarak maksimum değerine ulaştığı daha sonra azaldığı görülmüştür. İtki motorun tasarımının yanı sıra atmosfer koşullarına da bağlıdır. Bulunulan irtifadaki atmosfer koşulları (havanın yoğunluğu, ses hızı, basınç ve sıcaklık vb.) ile hesap yapılır ve irtifa arttıkça belirli bir irtifadan sonra atmosfer koşullarına bağlı olarak üretilen itki azalır. Şekil 11-12’de elde edilen sonuçlar literatürle (El-Sayed, 2008) uyumludur. Motorların belirli bir kullanım aralığı vardır ve ramjetler için bu

değerler 2 ile 6 Mach sayısı arasında değişmektedir. Mach sayısı 4.5 Mach'ı geçtiğinde verim düşmektedir ve 6 Mach üzerinde scramjet dediğimiz ramjetlerin süpersonik yanma odalı ramjetler kullanılır.



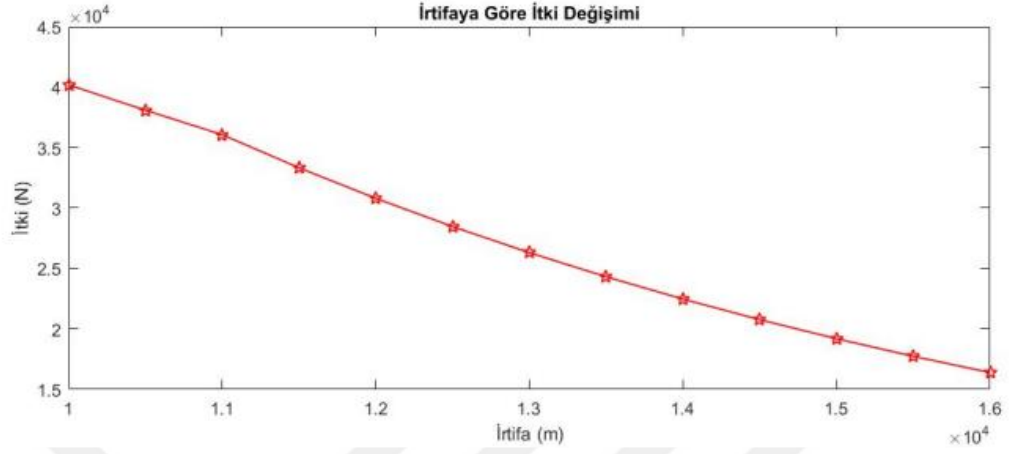
Şekil 11. 15 km irtifada Mach sayısı değişimine bağlı toplam verim değişimi



Şekil 12. 15 km irtifada Mach sayısı değişimine bağlı itki değişimi

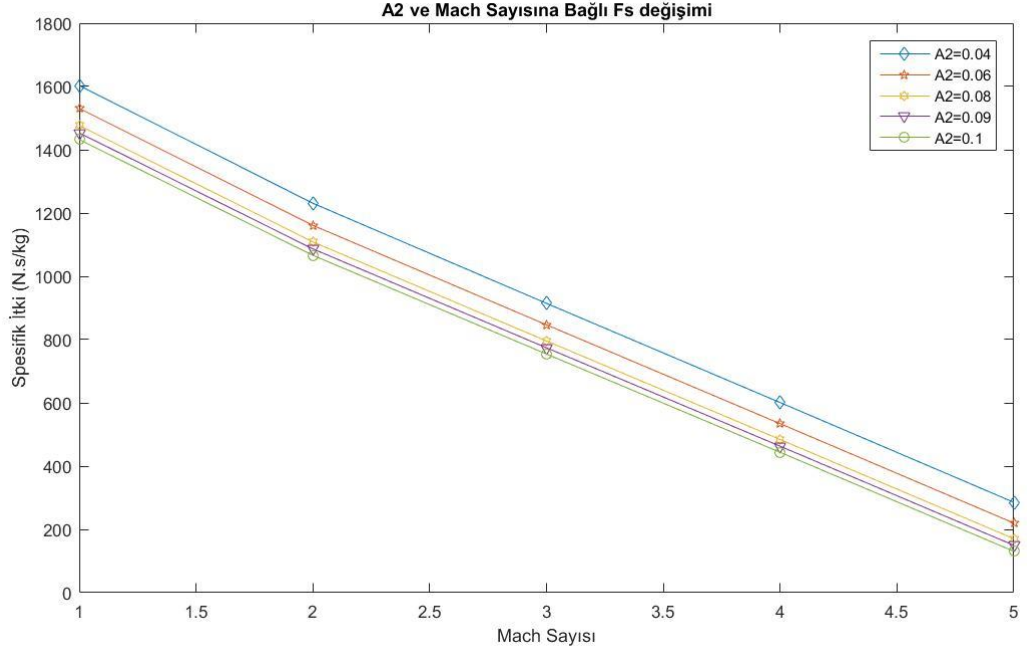
Mach sayısının sabit olduğu durumda ise irtifa arttıkça itkinin azaldığı belirlenmiş ve kurulan MATLAB modelinden elde edilen grafikte Şekil 13'te gösterilmiştir. Üretilen itki hava aracının hızına, lüle çıkışındaki hıza, hava-yakıt oranına, difüzör giriş kesit alanına, lüle çıkış kesit alanına, bulunan irtifadaki basınç ile giren havanın kütleli debisine bağlıdır.

Şekil 13'te sadece irtifa değişmiştir. İrtifa arttıkça giren havanın kütsel debisi ve basınç azaltmakta buna bağılı olarak da diğr veriler sabit olduğıunda üretilen itki azalmaktadır.



Şekil 13. 4 Mach hızda değişen irtifaya bağılı itki değişimi

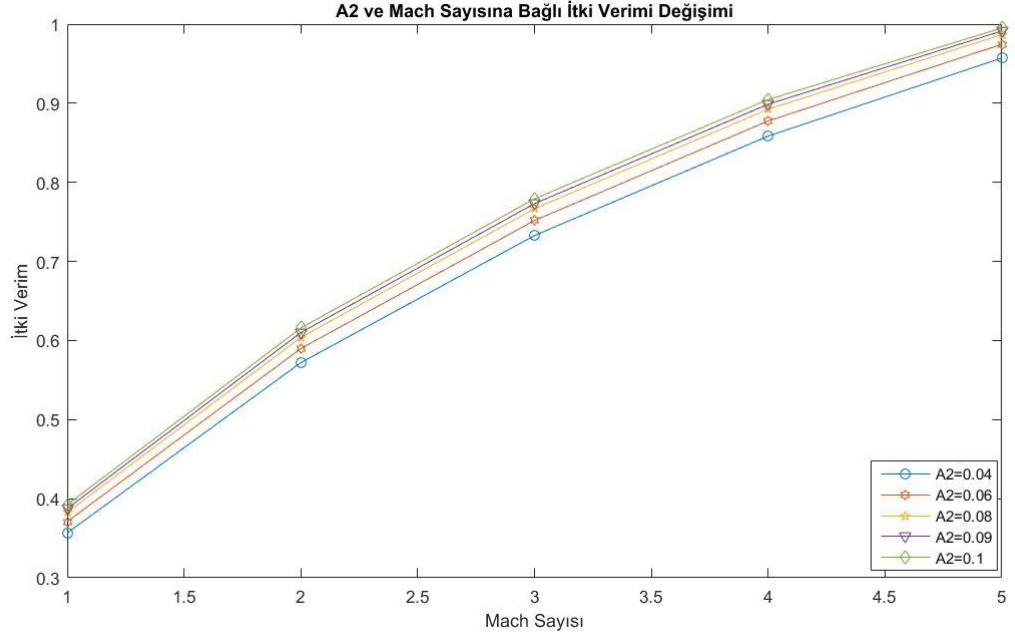
Difüzör çıkış kesit alanının (A_2) değişiminin performans parametreleri üzerine etkisi elde edilerek Şekil 14-20'de sunulmuştur. Alanlar m^2 cinsindendir. Bu araştırma 15 km irtifa için yapılmıştır. Difüzör çıkış kesit alanı (A_2) arttıkça spesifik itki (F_s), itki (T) ve özgül itki (I_{sp}) azalmakta, verimler ve itki özgül yakıt tüketimi (TSFC) ise artmaktadır. Ou ve ark.'nın (2017) yaptığı çalışmasında (A_2) değişiminin performans parametreleri üzerine etkisi olmadığını söylemesine karşın bu tez çalışmasında A_2 değişiminin performans parametreleri üzerine etkisi olduğu gözlenmiştir. Bu farklı sonuç nedeni iki çalışmadaki bir kısım farklı varsayımlardan kaynaklanmış olabilir. Bu tez çalışmasında yanma odası maksimum sıcaklığı 2500 K olarak belirlenmiştir. İzentropik denklemlere bakıldığında istasyon alanının boğaz alanına oranı o istasyondaki Mach değerine ve özgül ısı oranına bağılı değişir. Alanda yapılan değişiklik sabit özgül ısı oranı göz önüne alındığında o istasyondaki Mach değişimini etkiler ve bu değerlere bağılı olarak bir sonraki istasyondaki sabit alan olduğunda Mach değerlerini etkiler. Alanları tez çalışmasında belirlediğimiz için ve özgül ısı oranı (γ) sayısı sabit olduğu için difüzör çıkış kesit alanı (A_2) değişimi 2.istasyondaki Mach sayısı değişimini etkiler. Mach sayısı ise sonraki istasyonlardaki Mach değişimini ve lüle (nozül) çıkışındaki hızı değiştirir. Bu değişen hız, üretilen itkiyi ve buna bağılı yakıt tüketimi ile verimi etkiler.



Şekil 14. Difüzör çıkış kesit alanı (A_2) ve Mach sayısı değişimine bağlı spesifik itki (F_s) değişimi

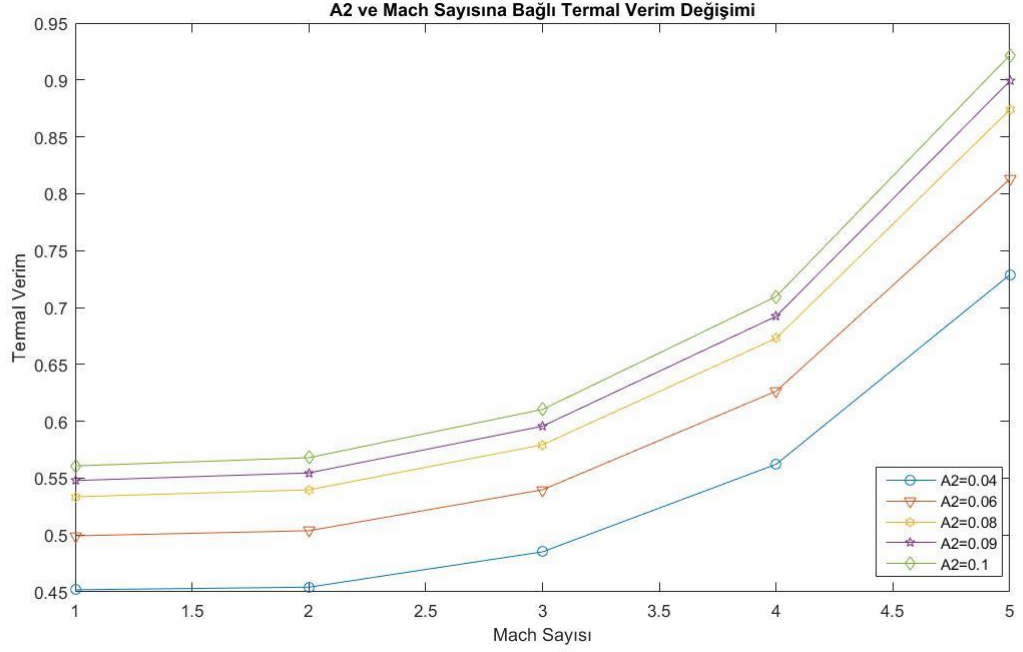
Şekil 14 dikkate alındığında öncelikle aynı A_2 değeri için mach sayısı arttıkça spesifik itki düşmektedir. Spesifik itki üretilen itkinin motora giren hava debisine oranıdır. Mach sayısı arttıkça hava debisi artmakta yani payda büyümektedir. Üretilen itki ise 3-4 Mach dolaylarına kadar artmakta ve sonrasında düşmektedir. Bu iki parametrenin değişim oranları arasındaki fark eğri trendinin düşmesine sebep olmaktadır. 3 Mach noktasını esas alarak alan değişiminin etkisini değerlendirdiğimizde alan arttıkça spesifik itkinin azaldığı görülmektedir. Aynı mach sayısında giren havanın debisi sabittir. Değişken sadece üretilen itki olup aynı mach değerinde alan arttıkça itkinin düştüğü gözlemlenmiştir. En küçük iki alan arasında itki %7.5 düşmüşken, en büyük iki alan arasında yaklaşık %2.5 civarında itki düşüşü olduğu belirlenmiştir. Bu düşüş oranı grafikte görülmektedir.

İtki verimi hava giriş kütle debisine, giriş ve 6. istasyondaki hıza ve üretilen itkiye bağlıdır. Termal verim ise bulunulan irtifanın statik sıcaklığına, toplam sıcaklığına ve 6. istasyondaki statik ve toplam sıcaklığı ile hava-yakıt oranına bağlı hesaplanır. Toplam verim ise itki veriminin ve termal verimin çarpımına eşittir. Şekil 15-20 difüzör çıkış kesit alanının (A_2) değişimine bağlı verim değişikliklerini, Şekil 21-26 ise lüle çıkış kesit alanının (A_6) değişimine bağlı verim değişikliklerini göstermektedir.



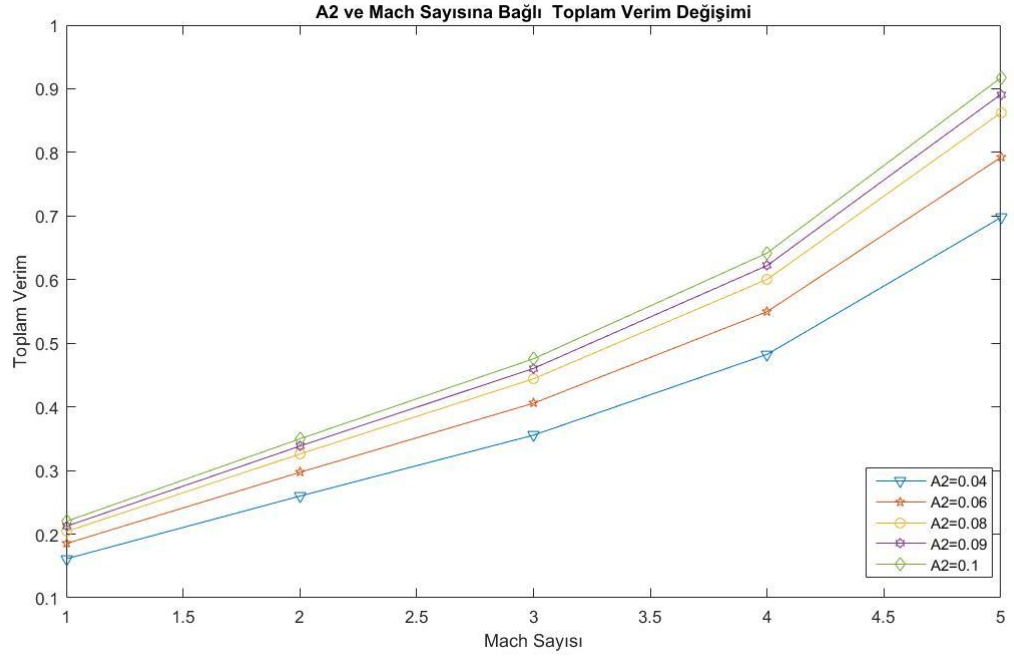
Şekil 15. Difüzör çıkışı kesit alanı (A_2) ve Mach sayısı değişimine bağlı itki verimi değişimi

Şekil 15’de sabit bir alan için itki verimi artmaktadır. İtki verimi üretilen itki, uçuş hızı, motora giren havanın debisi ve 6.istasyondaki hıza bağlıdır. Burada asıl sonuca etki eden 6.istasyon ve uçuş hızı farkının karesidir. Mach sayısı arttıkça bu fark düşmektedir ve böylece payda azalır sonuç yükselir. Mach 3 için alan değişimi göz önüne alındığında alan arttıkça itki verimi artmaktadır. En küçük alanlar arasında itki ve uçuş hızının çarpımı %7.5 azalırken en büyük alanlar arasında bu değer %2.5 azalmaktadır. 6.istasyon ve uçuş hızı farkının karesi ise en küçük alanlar arasında %16 civarında azalırken en büyük iki alan arasında %5.85 civarında azalır. Bu oranlar göz önüne alındığında en küçük alanlar arasında itki verimi %2.5 artarken en büyük alanlar arasında %1’e yakın bir artış olmaktadır.

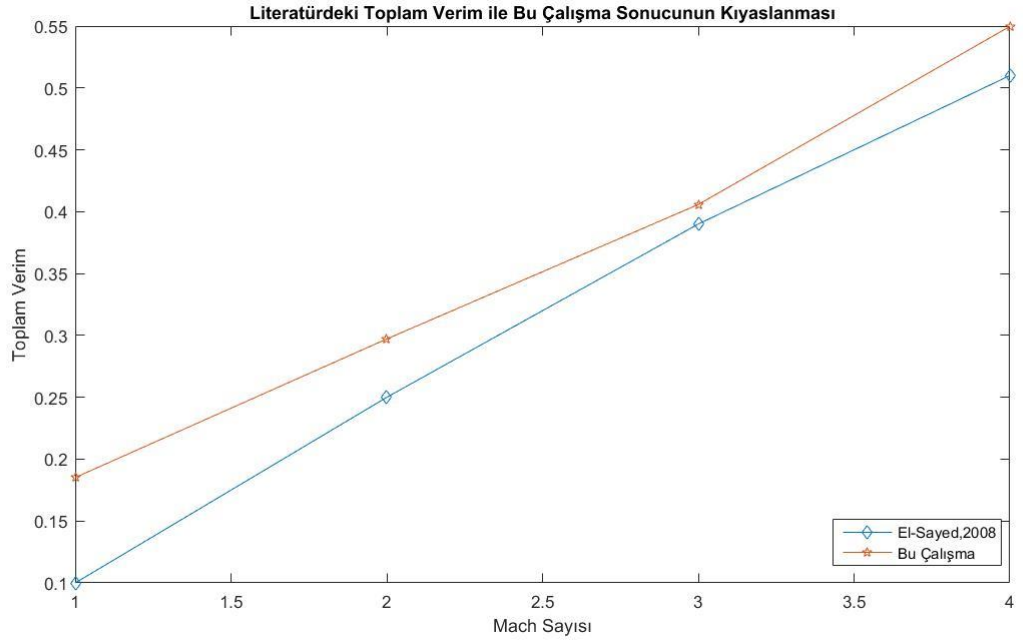


Şekil 16. Difüzör çıkışı kesit alanı (A_2) ve Mach sayısı değişimine bağlı termal verim değişimi

Şekil 16’da termal verim değişimi değerlendirilirken sabit bir alan için mach sayısı arttıkça termal verim artmaktadır. Termal verimi bulunulan irtifada atmosfer statik ve toplam sıcaklık, 6.istasyondaki toplam ve statik sıcaklık ve hava-yakıt oranı parametreleri etkiler. Aynı irtifada mach sayısı arttıkça atmosfer statik sıcaklık sabitken toplam sıcaklık artmaktadır. Yapılan varsayımlardan dolayı 6.istasyondaki toplam sıcaklık 2500 K olarak sabittir. Fakat 6.istasyondaki statik sıcaklık azalmaktadır. Azalma oranı % 4’den %0.5’e kadar düştüğünden eğrinin trendi şekildeki gibidir. Mach sayısı 3 olduğunda termal verimi etkileyen tek parametre 6.istasyondaki statik sıcaklıktır. Bu parametre değişimi ile alan arttıkça termal verim artmaktadır.

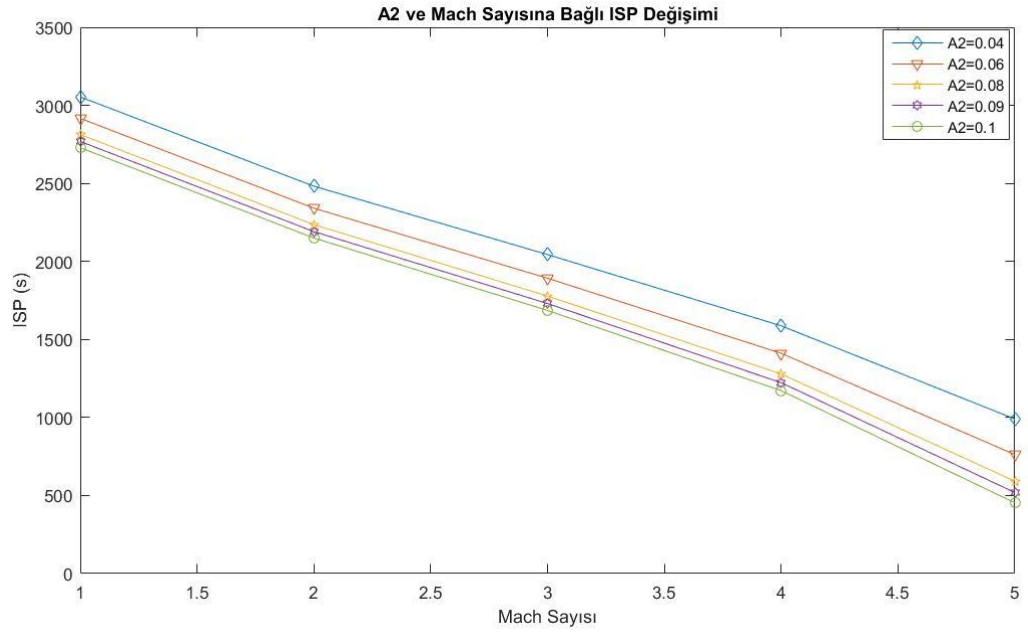


Şekil 17a. Difüzör çıkışı kesit alanı (A_2) ve Mach sayısı değişimine bağlı toplam verim değişimi

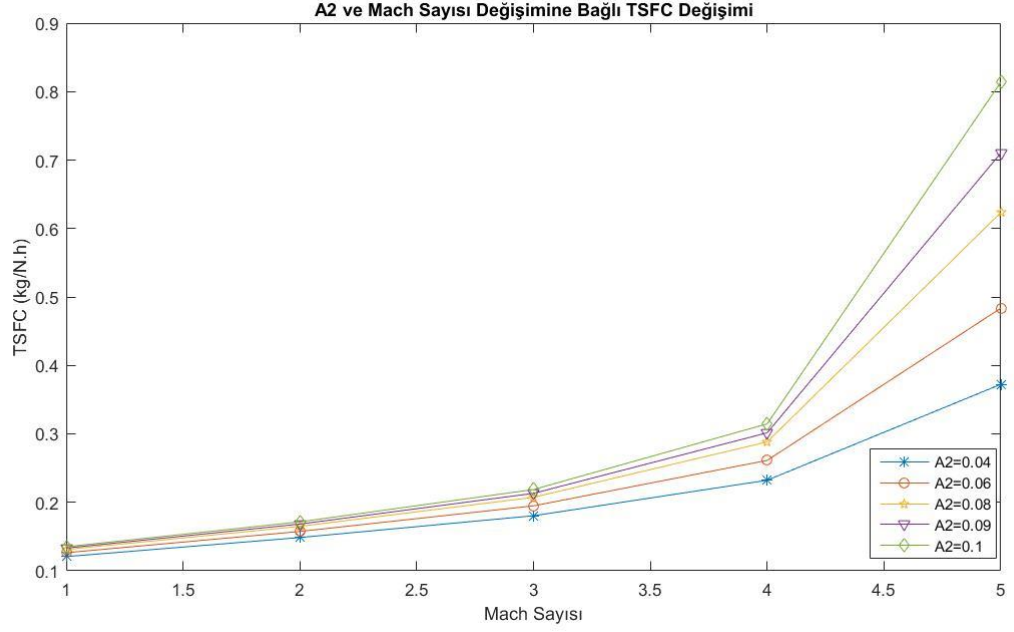


Şekil 17b. Difüzör çıkışı kesit alanı $A_2=0.06$ m² için Mach sayısı değişimine bağlı toplam verim değişimi

Şekil 17b’de $A_2 = 0.06 \text{ m}^2$ için Mach sayısı ile toplam verim değişiminin bu çalışmada elde edilen sonuçları ile mevcut literatürdeki (El Sayed, 2008) sonuçlar karşılaştırılmıştır. El Sayed (2008), 1-4 Mach arasında toplam verim sonuçlarını sunduğu için karşılaştırma bu aralıkta yapılmıştır. Bu çalışma ile El-Sayed’in (2008) çalışmasındaki irtifa ve maksimum yanma odası sıcaklığı aynıdır. Bu tez çalışmasında izentropik denklemler ve Rayleigh akış denklemleri kullanılarak her kısım için basınç-sıcaklık değerleri hesaplanarak performans parametreleri elde edilmiştir. El-Sayed (2008) ise her kısım için sabit basınç oranları bulunmaktadır. Bu değerler difüzör, yanma odası ve lüle için sırasıyla 0.7, 0.98 ve 0.96’dır. Sonuçların yaklaşık 3 Mach sayısı için yakın (%3) olduğu ve nispeten uyumlu olduğu görülmektedir. Bir kısım sapmaların ise farklı olarak yapılan ön kabullerden kaynaklandığı değerlendirilmektedir.

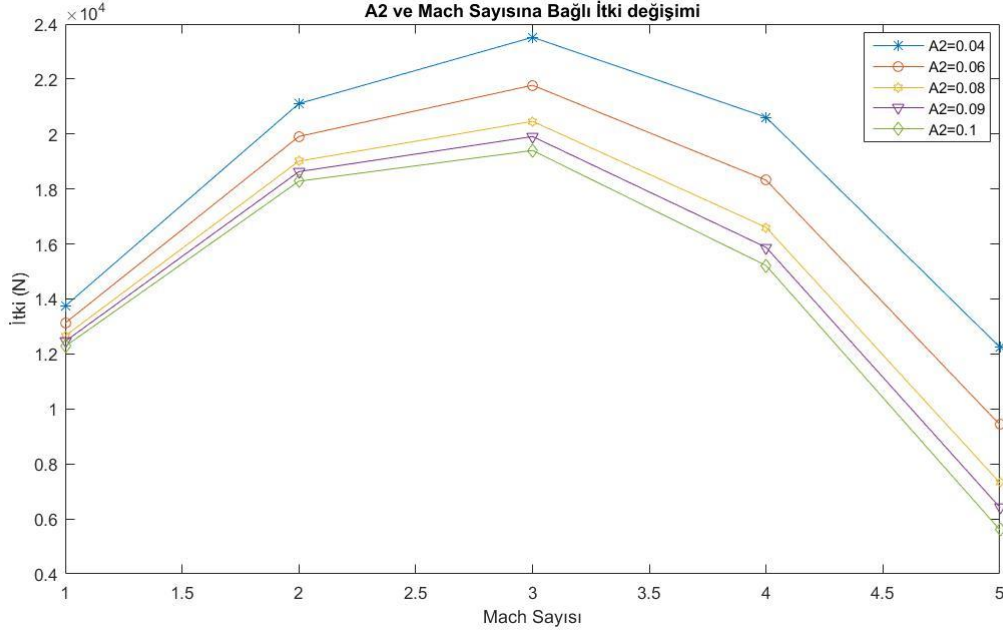


Şekil 18. Difüzör çıkışı kesiti alanı (A_2) ve Mach sayısı değişimine bağlı özgül itki (ISP) değişimi



Şekil 19. Difüzör çıkışı kesiti alanı (A2) ve Mach sayısı değişimine bağlı TSFC değişimi

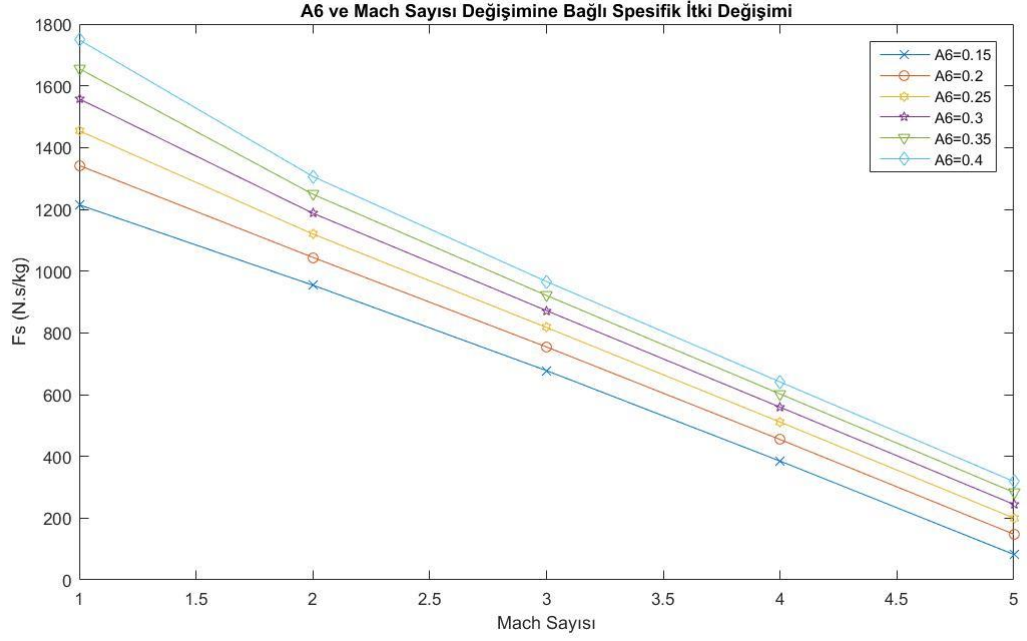
TSFC (İtki özgül yakıt tüketimi) hava-yakıt oranının F_s 'e (spesifik itki) bölünmesi ile bulunur. Bundan anlaşılacağı üzere eğer hava yakıt oranı sabit ise F_s (spesifik itki) arttıkça yakıt tüketimi düşer. Hava-yakıt oranı ise yakıtın özelliklerine, yanma verimine, 4. istasyondaki toplam sıcaklık ve Şekil 7'de gösterilen (a) noktasındaki toplam sıcaklığa bağlı hesaplanır. Sabit alanda mach sayısı arttıkça hava-yakıt oranı ve spesifik itki azalır. Fakat bu parametrelerin düşüş oranı farklıdır. Hava-yakıt oranı 1-2 mach arasında %5.5 azalırken F_s %23 azalır. 4-5 mach arasında hava-yakıt oranı %39 azalırken F_s %111 azalır. Bu farktan dolayı grafiğin trendi şekildeki gibidir. Mach sayısı 3 olduğunda alan değişimi değerlendirilirse alan arttıkça yakıt tüketimi artar. Hava-yakıt oranı sabittir ve payda yani F_s azalır. Yani sabit pay azalan payda olduğundan sonuç artar.



Şekil 20. Difüzör çıkış kesiti alanı (A2) ve Mach sayısı değişimine bağlı itki (T) değişimi

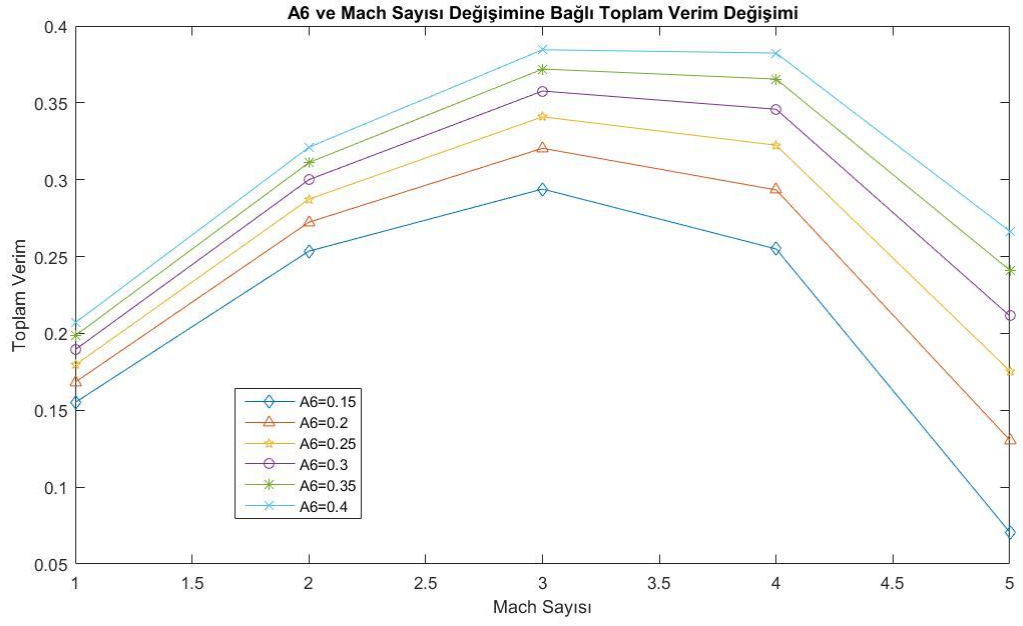
Üretilen itki 6. istasyon ve 1. istasyondaki hızlara, havanın giriş kütle debisine bağlıdır. Alan değişimi hızları etkilediği için üretilen itki üzerinde önemli etkisi olmaktadır. Giriş kütle debisi ise giriş alanı, hava aracının hızı ve bulunulan irtifaya bağlı havanın yoğunluğuna bağlıdır. Şekil 20’de difüzör çıkış kesit alanı (A2) değişimine bağlı üretilen itki (T) ve Şekil 26’da ise lüle çıkış kesit alanı (A6) değişimine bağlı üretilen itkiye ait grafikleri göstermektedir.

Lüle çıkış kesit alanı (A6) değişiminin performans parametreleri üzerine etkisi Şekil 21-26 da sunulmuştur. Lüle çıkış kesit alanı (A6) arttıkça spesifik itki (Fs) ve toplam verim artmakta, itki özgül yakıt tüketimi (TSFC) ise azalmaktadır. Kullanılan denklemler (3.33’den 3.39’a kadar) göz önüne alındığında (A6) değişimi direkt olarak üretilen itkiye etki eder. Alan değişimine bağlı olarak izentropik denklemlerden 6. istasyondaki Mach sayısı değişir. Bu noktadaki hız değişimi ise itki verimine etki eder ve spesifik itki (Fs) değişimi ise itki özgül yakıt tüketimi (TSFC)’nin değişmesini sağlar.



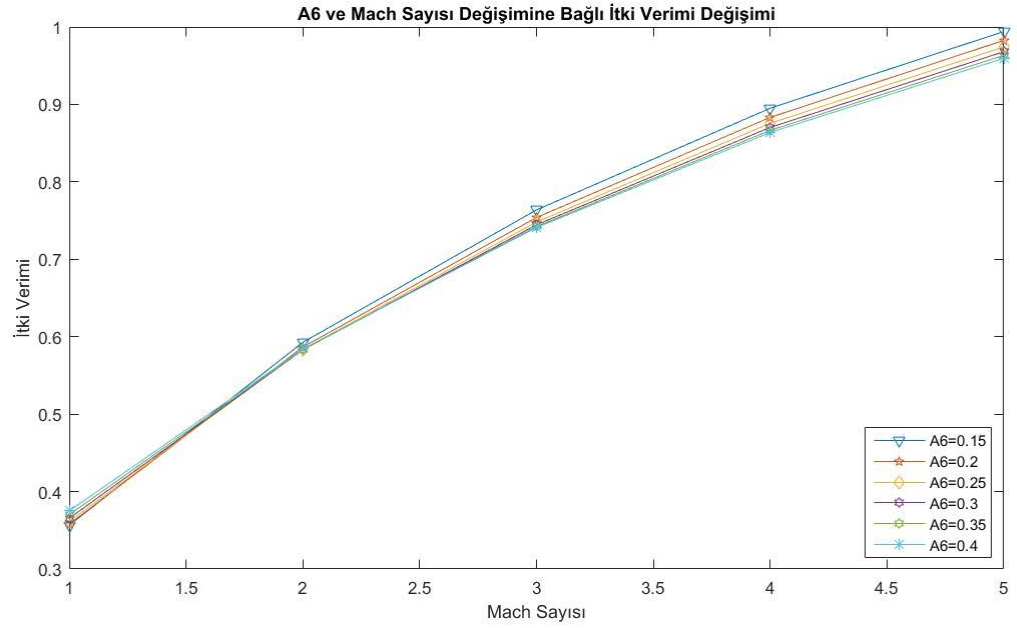
Şekil 21. Lüle çıkış kesit alanı (A_6) ve Mach sayısı değişimine bağlı spesifik itki (F_s) değişimi

Eğrilerin trendinin değişimi difüzör çıkış kesit alanı değişimlerinde anlatıldığından direkt A_6 değişiminden bahsedilecektir. F_s üretilen itkinin motora giren havanın kütle debisine bölünmesi ile elde edildiğinden aynı mach sayısında F_s alan arttıkça artmaktadır. Havanın kütle debisi aynı mach değerinde sabittir. Üretilen itki ise alan arttıkça artmaktadır. Artan pay ve sabit payda olduğundan F_s alan arttıkça artmaktadır.



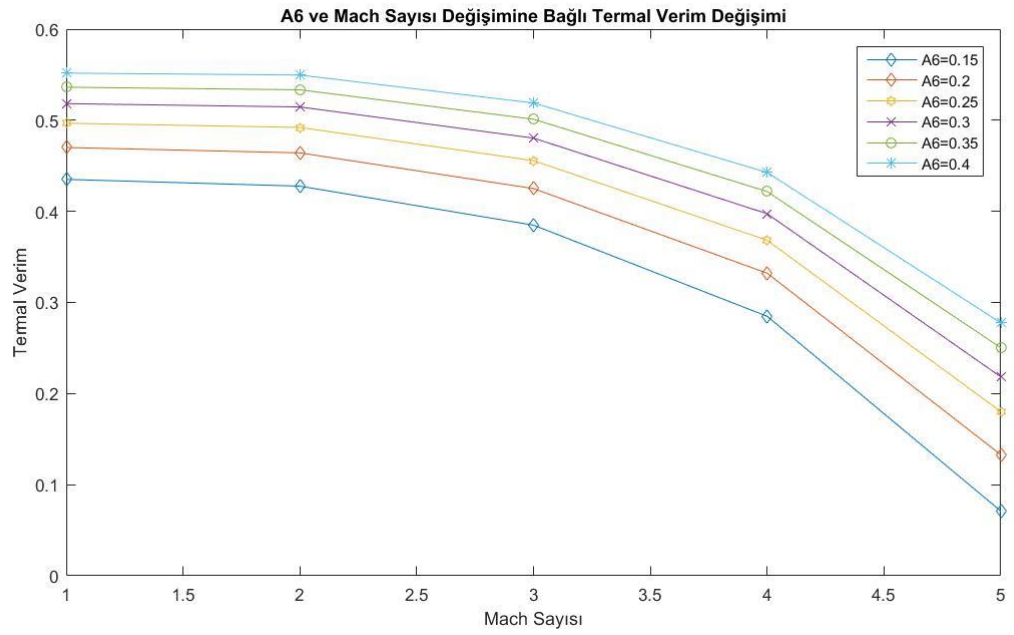
Şekil 22. Lüle çıkış kesit alanı (A_6) ve Mach sayısı değişimine bağlı toplam verim değişimi

Toplam verim itki verimi ve termal verimin çarpılması ile elde edilir.



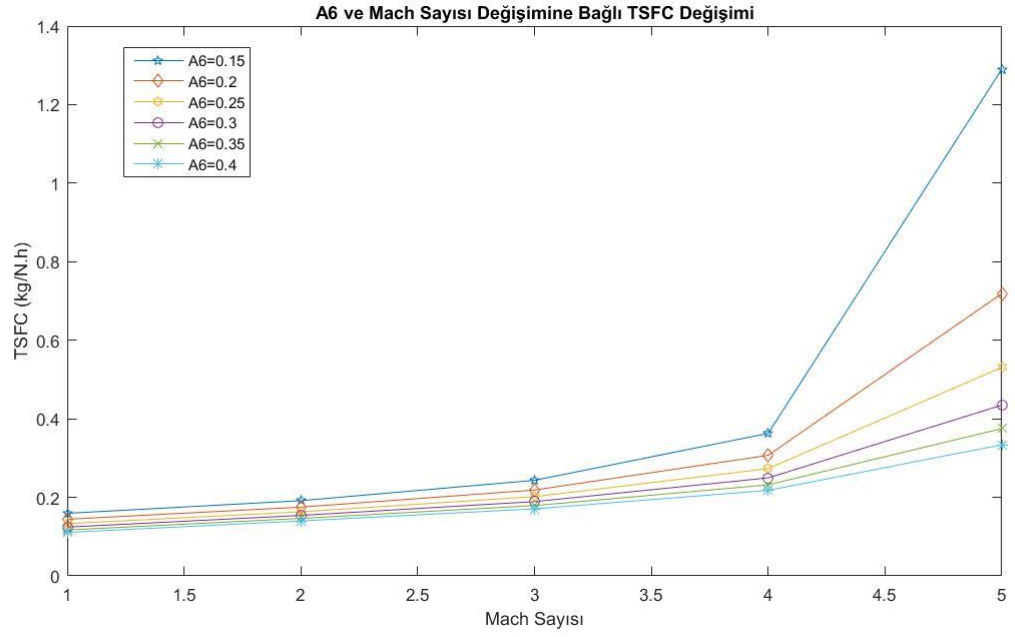
Şekil 23. Lüle çıkış kesit alanı (A_6) ve Mach değişimine bağlı itki verimi değişimi

Şekil 23’de itki verimi için 3 mach sayısında alan değişimi değerlendirildiğinde alan arttıkça itki verimi düşmektedir. İtki verimi üretilen itki, uçuş hızı, motora giren havanın kütle debisi ve 6.istasyon ile uçuş hızının farkının karesine bağlıdır. En küçük iki alan arasında itki ve uçuş hızının çarpımı %10 artarken en büyük iki alan arasında bu değer %4.5 civarındadır. 6.istasyon ile uçuş hızının farkının karesi ise en küçük alanlar arasında %14 civarında artarken en büyük alanlar arasında %5 kadar artmaktadır. Payda daha yüksek arttığı için itki verimi azalır.



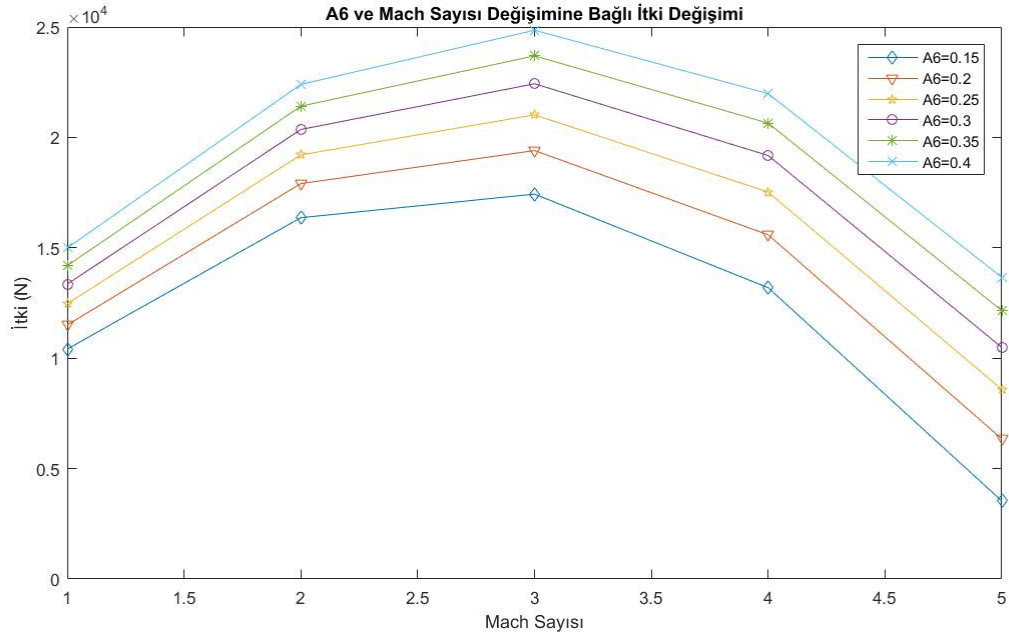
Şekil 24. Lüle çıkış kesit alanı (A6) ve Mach sayısı değişimine bağlı termal verim değişimi

Şekil 24’te A6 değişimine bağlı termal verim değişimi gösterilmiştir. Alan arttıkça termal verim artmaktadır. Burada A2’de olduğu gibi tek belirleyici parametre 6.istasyondaki statik sıcaklıktır. En küçük iki alan arasında 6.istasyondaki statik sıcaklık %6, en büyük iki alan arasında %3 artmaktadır. Grafikte bu fark görülmektedir.



Şekil 25. Lüle çıkış kesit alanı (A_6) ve Mach sayısı değişimine bağlı TSFC değişimi

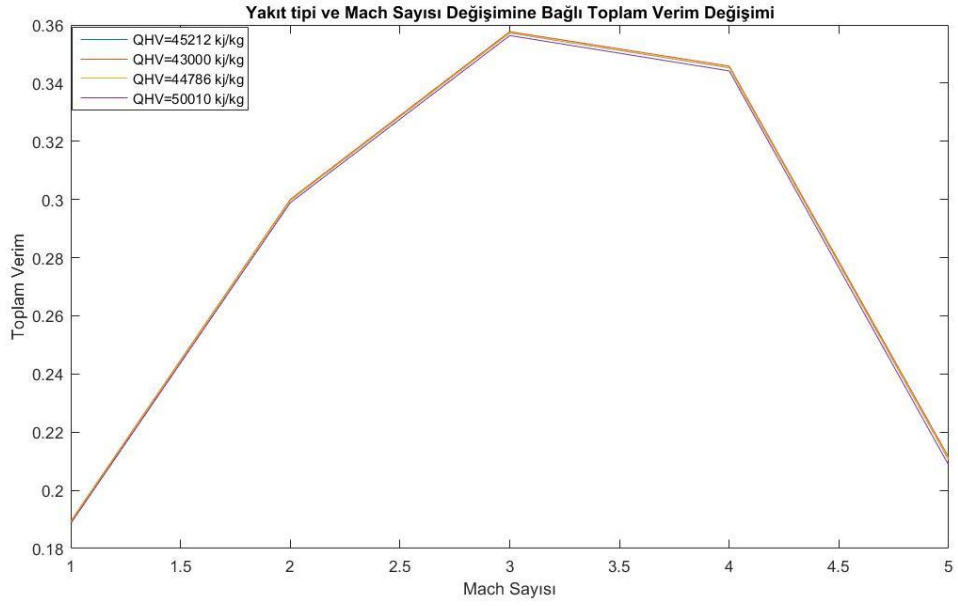
Şekil 25’de A_6 değişimine bağlı yakıt tüketimi değişimi gösterilmiştir. A_6 arttıkça yakıt tüketimi düşmektedir. Aynı mach sayısında (3 mach için) hava-yakıt oranı sabittir. F_s ise alan arttıkça artmaktadır. Sabit pay artan bir payda olduğundan alan arttıkça yakıt tüketimi azalmaktadır.



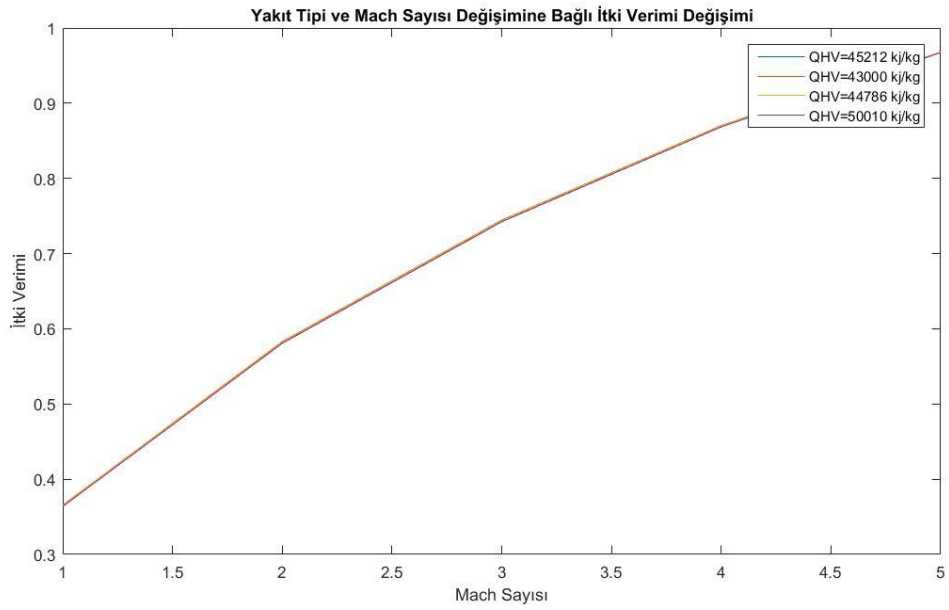
Şekil 26. Lüle çıkış kesiti alanı (A_6) ve Mach sayısı değişimine bağlı itki (T) değişimi

Yakıt tipi değişiminin performans parametreleri üzerine etkisi şekil 27-31’de verilmiştir. Yakıt tipi değiştikçe verimler neredeyse aynı olmakla birlikte itki ve özgül yakıt tüketimi (TSFC) değişiklik göstermektedir. Yakıt tipi değişimi hava-yakıt oranını etkiler. Yakıtın özelliklerine bağlı olarak değişen hava-yakıt oranı direkt olarak TSFC, özgül itki (I_{sp}) ve termal verimi etkiler. Sabit bir spesifik itki (F_s) olduğunda hava-yakıt oranı arttıkça TSFC artmaktadır. Hava yakıt oranı hesaplanırken sadece yakıtın özellikleri ile hesap yapılmadığı için termal verimde önemli bir fark bulunmadı.

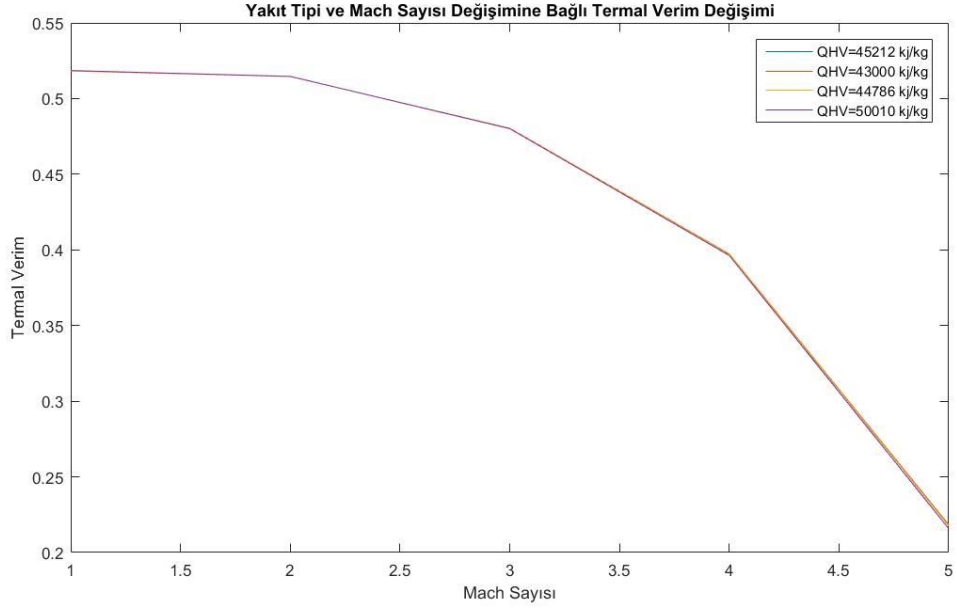
Yakıt-hava oranı üretilen itkiye direkt etki eden bir değerdir ve bir fazlasının 6. istasyondaki değerle çarpılması ile sonuca etki eder. Yakıtın özgül ısı değerinin artması yakıt hava oranı (f) değerinin düşmesine sebep olur. Yakıt-hava oranı ise itki ile doğru orantılı olup elde edilen grafiklerde bu durum görülebilmektedir.



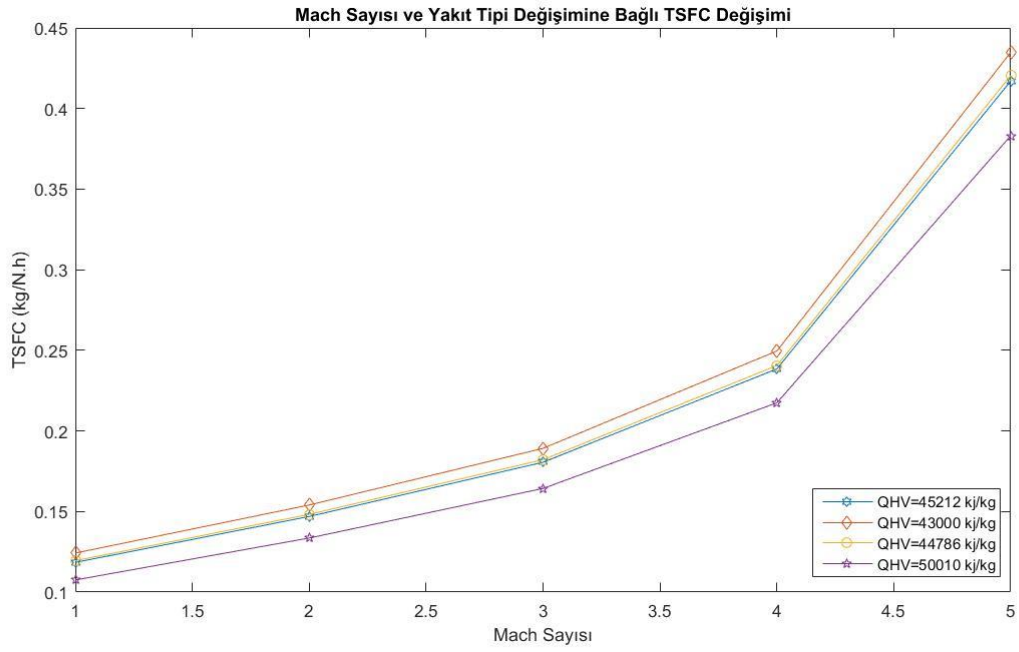
Şekil 27. Yakıt tipi ve Mach değişimine bağlı toplam verim değişimi



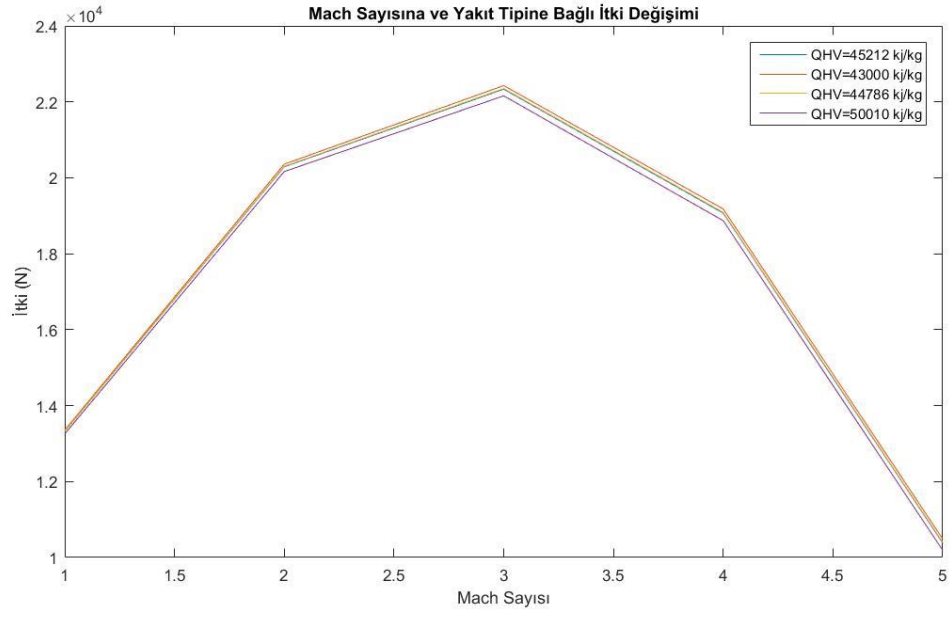
Şekil 28. Yakıt tipi ve Mach değişimine bağlı itki verimi değişimi



Şekil 29. Yakıt tipi ve Mach değişimine bağlı termal verim değişimi



Şekil 30. Yakıt tipi ve Mach değişimine bağlı TSFC değişimi



Şekil 31. Yakıt tipi ve Mach değişimine bağlı itki değişimi

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1 Sonuçlar

Bu çalışmada bir ramjetin belirli çalışma koşullarında Brayton çevrimine dayalı olarak ve kurulan matematiksel model Matlab ortamına aktarılarak termodinamik analiz gerçekleştirilmiş ve şu sonuçlara ulaşılmıştır:

- Diğer tüm parametreler sabitken sadece Mach sayısının artışı ile toplam verim ve itki önce artarak maksimum değere ulaşır ve daha sonra azalır.
- Yine diğer tüm parametreler sabitken sadece irtifa artışı ile itki azalır.
- Mach sayısı ve/veya difüzör çıkış kesit alanı (A_2) artarken; itki verimi, termal verim, toplam verim ve itki özgül yakıt tüketimi artar, spesifik itki ve özgül itki ise azalır.
- 4 Mach'dan sonra özgül itki yakıt tüketimi hızla artar.
- Lüle çıkış kesit alanı (A_6) artarken; spesifik itki, toplam verim, termal verim artar, itki verimi ise az da olsa düşer.
- Ramjetin difüzör çıkış ve lüle çıkış kesit alanları performans parametreleri üzerinde oldukça etkilidir.
- (A_2)'nin küçük seçilmesi itkinin artmasını, yakıt tüketiminin düşmesini ve toplam verimin yüksek olmasını sağlamaktadır.
- A_6 'nın belirli bir miktar artması spesifik itki ve toplam verimin artmasını, TSFC'nin ise azalmasını sağlamaktadır.
- Yakıt cinsinin (yakıtın özgül ısı değerinin) toplam verim, itki verimi, termal verim ve itki üzerine etkisi hemen hem yok denebilir.
- Yakıt cinsinin (yakıtın özgül ısı değerinin) artmasıyla özgül itki yakıt tüketimi biraz düşer.

5.2 Öneriler

Elde edilen sonuçlara göre:

- Ramjetlerin performansı 2-4.5 mach değerlerinde verimli olduğu için sadece bu aralıkta çalışacak şekilde kullanım alanı oluşturulmalı ve buna göre tasarım yapılması,
- İrtifa arttıkça üretilen itki düştüğü göz önüne alınması,
- Sabit irtifada toplam verim grafiğine bakılarak Mach aralığı için optimum çalışma aralığı seçilmesi, önerilir.
- Ayrıca düşük özgül ısı değerine sahip bir yakıtın seçilebileceği değerlendirilmektedir.

Ülkelerin bağımsızlığını koruyabilmesi hava sahasını koruyabilmekten geçmektedir. Ülkemizde havacılık ve savunma sanayi için ciddi çalışmalar yürütülmekte ve devlet tarafından bu çalışmalar desteklenmektedir. Havacılık motorları için ramjetler konusunda ülkemizde akademik çalışma sayısı çok az olduğundan bu tez çalışmasında füzeler için yüksek hız sağlayan bu motorlar üzerine çalışılmıştır.

KAYNAKLAR

- Anonim, 2021, <https://tr.wikipedia.org/wiki/Ramjet> [Ziyaret Tarihi: 06 Mayıs 2021].
- Archer, R.D. and Saarlal, M., 1996, An Introduction to Aerospace Propulsion, Prentice-Hall, Inc.
- Baydar, R., 2018, Bir Gaz Türbini Enerji Analizinin Matlab/Simulink ile Modellemesi, Kırıkkale.
- Cağan, M., 2007, Gaz Türbini Soğutması Ön-Çevri Sistemlerinin Sayısal Olarak Modellenmesi Ve İncelenmesi, İstanbul.
- Cengel, Y.A. and Boles, M.A., 1998, Thermodynamics: An Engineering Approach, McGraw-Hill, Inc., 3rd edn., 517.
- Çubuğuuzun, T., 2006, Gaz Türbinli Gemilerde Ekserji Ve Termodinamik Analiz, İstanbul.
- Demiral, E., 2017, Conceptual Aerodynamic Design Of Ramjet Missiles, Ankara.
- El Sayed, A.F., 2008, Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines, CRC Press, New York
- Erdoğan, Y., 2020, Kojenerasyon Ünitelerindeki Gaz Motoru veya Gaz Türbini Çıkışlarında Kullanılan Atık Isı Kazanının Isıl Tasarımının Ve Enerji, Ekserji, Ekonomik Analizlerinin Yapılması, Manisa.
- Foa, J.V., 1960, Element of Flight Propulsion, Wiley, New York.
- Hill, P. and Peterson, C., 1992, Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, 2nd edn., Addison Wesley Publication Company, Inc., 155.

Karabaş, M.O., 2015, Yangın Dayanım Test Fırını Modellenmesi Ve Termodinamik Analizi, İstanbul.

Küçük, H., 1995, Bir Turbojet Motorunun Performansının İncelenmesi, İstanbul.

Mattingly, J.D., Heiser, W.H., Pratt, D.T., 2002, Aircraft Engine Design, 2nd edn. USA.

Ou, M., Yan, L., Tang, J., Huang, W., Chen, X., 2017, Thermodynamic performance analysis of ramjet engine at wide working conditions, *Acta Astronautica*.

Özdemir, E., 2017, Bir Gaz Türbini Çevriminin Termodinamik Analizi, Tekirdağ.

Segal, C., 2009. Scramjet Engines. New York.

Sforza, P.M., 2014. Commercial Airplane Design Principles. Elsevier, Oxford

Shapiro, A.H., 1953, The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Vol. I, *Ronald Press*, New York, 536.

Topal, A., 2014, Küçük Bir Turbojet Motor İçin Yanma Odası Tasarımı, Testi Ve Termodinamik Analizi, Eskişehir.

Uca, M.B., 2017, Scimitar Motorunun 5.0 Mach Hızda Enerji Ve Ekserji Esaslı Termodinamik Analizi, İstanbul.

Yang, Y., He, M., 2012, Thermodynamic cycle analysis of ramjet engines using magnesium-based fuel, *Acta Astronautica*.

Yavuz, M.A., 2009, Experimental And Numerical Analyses At Combustion Chamber Of Ramjet Engines, İstanbul.

EKLER

EK-1 Lüle çıkış kesit alanı (A6) değişimine göre performans parametrelerinin değişimi

Bu kısımda ramjet motorunun 6. istasyonunda alan artmasının performans parametrelerini nasıl etkilediğini gösteren hesaplamalar bulunmaktadır. Çalışma için irtifa 15 km seçilmiş olup elde edilen sonuçlar 1 ile 5 mach arasında değişen çalışma koşullarında elde edilmiştir. Alanlar m^2 birimde olup aşağıdaki alanlar ile hesap yapılmıştır;

Difüzör giriş kesit alanı	: $A_1 = 0.15 \text{ m}^2$
Difüzör çıkış kesit alanı	: $A_2 = 0.052 \text{ m}^2$
Yanma odası (Yakıcıların bulunduğu kısım) giriş kesit alanı	: $A_3 = 0.119 \text{ m}^2$
Boğaz kesit alanı	: $A_5 = 0.1 \text{ m}^2$

İlk 5 istasyon alanları sabit olup lüle çıkış kesit alanı (A6) değişimi için kullanılacak değerler aşağıdaki şekildedir (birimleri m^2 dir) ;

$$A_6 = 0.15$$

$$A_6 = 0.2$$

$$A_6 = 0.25$$

$$A_6 = 0.3$$

$$A_6 = 0.35$$

$$A_6 = 0.4$$

Ayrıca burada elde edilen sonuçlar araştırma sonuçları ve tartışma başlığı altında bulunan Şekil 21- 26'da gösterilmiştir. Bu grafiklerde Mach değişime bağlı aşağıdaki parametreler gösterilmiştir:

- F_s : Spesfik itki,
- η_o :Toplam verim,
- η_p : İtki verimi,
- η_{th} : Termal verim,
- TSFC : İtki özgül yakıt tüketimi,

- T : İtke,

$\gamma = 1.4$ ve olarak sabit alınmıştır.

15 km irtifada ISA (International Standard Atmosphere-Uluslararası Standart Atmosfer) koşullarında atmosfer değerleri;

$$P_a = 12.044 \text{ kPa}$$

$$T_a = 216.6 \text{ K}$$

$$\rho = 0.1937 \text{ kg/m}^3$$

$$a = 295.1 \text{ m/s}$$

1. Adım;

$$V_f = M \times a$$

$$M=1 \text{ için } V_f = 1 \times 295.1 = 295.1 \text{ m/s}$$

$$M=2 \text{ için } V_f = 2 \times 295.1 = 590.2 \text{ m/s}$$

$$M=3 \text{ için } V_f = 3 \times 295.1 = 885.3 \text{ m/s}$$

$$M=4 \text{ için } V_f = 4 \times 295.1 = 1180.4 \text{ m/s}$$

$$M=5 \text{ için } V_f = 5 \times 295.1 = 1475.5 \text{ m/s}$$

2. Adım;

$$\frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2$$

$$M_1 = 1 \text{ için } \frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{1.4 - 1}{2} 1^2 = 1.2 \rightarrow T_{0a} = 295.92 \text{ K}$$

$$M_1 = 2 \text{ için } \frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{1.4 - 1}{2} 2^2 = 1.8 \rightarrow T_{0a} = 389.88 \text{ K}$$

$$M_1 = 3 \text{ için } \frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{1.4 - 1}{2} 3^2 = 2.8 \rightarrow T_{0a} = 606.48 \text{ K}$$

$$M_1 = 4 \text{ için } \frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{1.4 - 1}{2} 4^2 = 4.2 \rightarrow T_{0a} = 909.72 \text{ K}$$

$$M_1 = 5 \text{ için } \frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{1.4 - 1}{2} 5^2 = 6 \rightarrow T_{0a} = 1299.6 \text{ K}$$

3. Adım;

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$M_1 = 1 \text{ için } \frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} 1^2\right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} = 1.89293 \rightarrow P_{0a} = 22.7984 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 2 \text{ için } \frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} 2^2\right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} = 7.82445 \rightarrow P_{0a} = 94.2377 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 3 \text{ için } \frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} 3^2\right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} = 36.7327 \rightarrow P_{0a} = 442.409 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 4 \text{ için } \frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} 4^2\right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} = 151.835 \rightarrow P_{0a} = 1828.7 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 5 \text{ için } \frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} 5^2\right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} = 529.09 \rightarrow P_{0a} = 6372.36 \text{ kPa}$$

4. Adım;

$$P_{01} = P_{0a}$$

$$P_1 = P_a$$

$$T_{01} = T_{0a}$$

$$T_1 = T_a$$

5. Adım; Normal Şok Dalgası

$$M_2^2 = \frac{(\gamma - 1)M_1^2 + 2}{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow M_2 = 1$$

$$M_1 = 2 \rightarrow M_2 = 0.57735$$

$$M_1 = 3 \rightarrow M_2 = 0.47519$$

$$M_1 = 4 \rightarrow M_2 = 0.43496$$

$$M_1 = 5 \rightarrow M_2 = 0.40416$$

6. Adım;

$$\frac{T_2}{T_1} = \left[\frac{2}{(\gamma + 1)M_1^2} + \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right] \left[\frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} M_1^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{T_2}{216.6} = \left[\frac{2}{(1.4 + 1)1^2} + \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \left[\frac{2(1.4)}{(1.4 + 1)} 1^2 - \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \rightarrow T_2 = 216.6 \text{ K}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{T_2}{216.6} = \left[\frac{2}{(1.4 + 1)2^2} + \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \left[\frac{2(1.4)}{(1.4 + 1)} 2^2 - \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \rightarrow T_2 = 365.516 \text{ K}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{T_2}{216.6} = \left[\frac{2}{(1.4 + 1)3^2} + \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \left[\frac{2(1.4)}{(1.4 + 1)} 3^2 - \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \rightarrow T_2 = 580.274 \text{ K}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{T_2}{216.6} = \left[\frac{2}{(1.4 + 1)4^2} + \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \left[\frac{2(1.4)}{(1.4 + 1)} 4^2 - \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \rightarrow T_2 = 876.553 \text{ K}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{T_2}{216.6} = \left[\frac{2}{(1.4 + 1)5^2} + \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \left[\frac{2(1.4)}{(1.4 + 1)} 5^2 - \frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right] \rightarrow T_2 = 1256.28 \text{ K}$$

7. Adım;

$$\frac{T_{02}}{T_2} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{T_{02}}{216.6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 1^2 = 1.2 \rightarrow T_{02} = 259.92 \text{ K}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{T_{02}}{365.513} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 2^2 = 1.06667 \rightarrow T_{02} = 389.88 \text{ K}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{T_{02}}{580.274} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 3^2 = 1.04516 \rightarrow T_{02} = 606.48 \text{ K}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{T_{02}}{876.553} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 4^2 = 1.03784 \rightarrow T_{02} = 909.72 \text{ K}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{T_{02}}{1256.28} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 5^2 = 1.03448 \rightarrow T_{02} = 1299.6 \text{ K}$$

8. Adım;

$$\frac{P_2}{P_1} = \left[1 + \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_1^2 - 1) \right) \right]$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{P_2}{12.044} = \left[1 + \left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} (1^2 - 1) \right) \right] \rightarrow \frac{P_2}{P_1} = 1 \rightarrow P_2 = 12.044 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{P_2}{12.044} = \left[1 + \left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} (2^2 - 1) \right) \right] \rightarrow \frac{P_2}{P_1} = 4.5 \rightarrow P_2 = 54.198 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{P_2}{12.044} = \left[1 + \left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} (3^2 - 1) \right) \right] \rightarrow \frac{P_2}{P_1} = 10.33 \rightarrow P_2 = 124.455 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{P_2}{12.044} = \left[1 + \left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} (4^2 - 1) \right) \right] \rightarrow \frac{P_2}{P_1} = 18.5 \rightarrow P_2 = 222.814 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{P_2}{12.044} = \left[1 + \left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} (5^2 - 1) \right) \right] \rightarrow \frac{P_2}{P_1} = 29 \rightarrow P_2 = 349.276 \text{ kPa}$$

9. Adım;

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left[\frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \right) M_1^2 - \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right) \right]^{\frac{-1}{\gamma-1}}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{P_{02}}{22.7984} = \left[\frac{(1.4 + 1)1^2}{2 + (1.4 - 1)1^2} \right]^{\frac{1.4}{1.4-1}} \left[\left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} \right) 1^2 - \left(\frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right) \right]^{\frac{-1}{1.4-1}} \rightarrow \frac{P_{02}}{P_{01}} = 1$$

$$\rightarrow P_{02} = 22.7984 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{P_{02}}{94.2377} = \left[\frac{(1.4 + 1)2^2}{2 + (1.4 - 1)2^2} \right]^{\frac{1.4}{1.4-1}} \left[\left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} \right) 2^2 - \left(\frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right) \right]^{\frac{-1}{1.4-1}} \rightarrow \frac{P_{02}}{P_{01}}$$

$$= 0.72087 \rightarrow P_{02} = 67.9335 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{P_{02}}{442.409} = \left[\frac{(1.4 + 1)3^2}{2 + (1.4 - 1)3^2} \right]^{\frac{1.4}{1.4-1}} \left[\left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} \right) 3^2 - \left(\frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right) \right]^{\frac{-1}{1.4-1}} \rightarrow \frac{P_{02}}{P_{01}}$$

$$= 0.32834 \rightarrow P_{02} = 145.262 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{P_{02}}{1828.7} = \left[\frac{(1.4 + 1)4^2}{2 + (1.4 - 1)4^2} \right]^{\frac{1.4}{1.4-1}} \left[\left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} \right) 4^2 - \left(\frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right) \right]^{\frac{-1}{1.4-1}} \rightarrow \frac{P_{02}}{P_{01}}$$

$$= 0.13876 \rightarrow P_{02} = 253.744 \text{ kPa}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{P_{02}}{6372.36} = \left[\frac{(1.4 + 1)5^2}{2 + (1.4 - 1)5^2} \right]^{\frac{1.4}{1.4-1}} \left[\left(\frac{2(1.4)}{1.4 + 1} \right) 5^2 - \left(\frac{1.4 - 1}{1.4 + 1} \right) \right]^{\frac{-1}{1.4-1}} \rightarrow \frac{P_{02}}{P_{01}}$$

$$= 0.06172 \rightarrow P_{02} = 393.278 \text{ kPa}$$

10. Adım;

$$P_{02} = P_{03}$$

$$\dot{m} = \rho_1 V_f A_1$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \dot{m} = 0.1937 \times 295.1 \times 0.15 \rightarrow \dot{m} = 8.57413 \text{ kg/s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \dot{m} = 0.1937 \times 590.2 \times 0.15 \rightarrow \dot{m} = 17.1483 \text{ kg/s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \dot{m} = 0.1937 \times 885.3 \times 0.15 \rightarrow \dot{m} = 25.7224 \text{ kg/s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \dot{m} = 0.1937 \times 1180.4 \times 0.15 \rightarrow \dot{m} = 34.2965 \text{ kg/s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \dot{m} = 0.1937 \times 1475.5 \times 0.15 \rightarrow \dot{m} = 42.8707 \text{ kg/s}$$

11. Adım;

$$\frac{A_2}{A^*} = \frac{1}{M_2} \left(\frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_2^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow M_2 = 1 \rightarrow \frac{A_2}{A^*} = 1$$

$$M_1 = 2 \rightarrow M_2 = 0.57735 \rightarrow \frac{A_2}{A^*} = 1.21647$$

$$M_1 = 3 \rightarrow M_2 = 0.47519 \rightarrow \frac{A_2}{A^*} = 1.39039$$

$$M_1 = 4 \rightarrow M_2 = 0.43496 \rightarrow \frac{A_2}{A^*} = 1.48729$$

$$M_1 = 5 \rightarrow M_2 = 0.41523 \rightarrow \frac{A_2}{A^*} = 1.54291$$

12. Adım; Difüzör (2-3 haldeğişimi izentropik)

$$P_{02} = P_{03}$$

$$T_{02} = T_{03}$$

$$\frac{A_3}{A^*} = \frac{A_3}{A_2} \frac{A_2}{A^*} = \frac{0.119}{0.052} \times \frac{A_2}{A^*}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{A_3}{A^*} = 2.28846 \rightarrow M_3 = 0.2529$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{A_3}{A^*} = 2.78386 \rightarrow M_3 = 0.2079$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{A_3}{A^*} = 3.18186 \rightarrow M_3 = 0.1819$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{A_3}{A^*} = 3.40361 \rightarrow M_3 = 0.17$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{A_3}{A^*} = 3.53089 \rightarrow M_3 = 0.1639$$

13. Adım; Yanma odası- Rayleigh Akış Denklemleri

$$\frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{2(1+\gamma)M_3^2}{(1+\gamma M_3^2)^2} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2 \right]$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{2(1+1.4)0.2529^2}{(1+1.4(0.2529^2))^2} \left[1 + \frac{1.4-1}{2} 0.2529^2 \right] \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = 0.26192$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{2(1+1.4)0.2079^2}{(1+1.4(0.2079^2))^2} \left[1 + \frac{1.4-1}{2} 0.2079^2 \right] \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = 0.18606$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{2(1+1.4)0.1819^2}{(1+1.4(0.1819^2))^2} \left[1 + \frac{1.4-1}{2} 0.1819^2 \right] \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = 0.14603$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{2(1+1.4)0.17^2}{(1+1.4(0.17^2))^2} \left[1 + \frac{1.4-1}{2} 0.17^2 \right] \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = 0.12888$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{2(1+1.4)0.1639^2}{(1+1.4(0.1639^2))^2} \left[1 + \frac{1.4-1}{2} 0.1639^2 \right] \rightarrow \frac{T_{03}}{T_0^*} = 0.12041$$

14. Adım;

$$\frac{P_{03}}{P_0^*} = \frac{(1+\gamma)}{1+\gamma M_3^2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = \frac{(1+1.4)}{1+1.4(0.2529)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4-1}{2} (0.2529)^2}{\frac{1.4+1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = 1.21662$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = \frac{(1+1.4)}{1+1.4(0.2079)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4-1}{2} (0.2079)^2}{\frac{1.4+1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4-1}} \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = 1.2321$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.1819)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.1819)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = 1.24004$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.17)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.17)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = 1.2434$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.1639)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.1639)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{03}}{P_0^*} = 1.24505$$

15. Adım;

$T_{04} = 2500 \text{ K}$ maksimum yanma odası sıcaklığı varsayımı ile;

$$\frac{T_{04}}{T_0^*} = \frac{T_{04}}{T_{03}} \frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{2500}{T_{03}} \frac{T_{03}}{T_0^*}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = \frac{2500}{259.92} (0.26192) \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = 2.51925 \rightarrow M_4 = 0.1714$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = \frac{2500}{389.88} (0.18606) \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = 1.19307 \rightarrow M_4 = 0.3932$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = \frac{2500}{606.48} (0.14603) \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = 0.60195 \rightarrow M_4 = 0.4638$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = \frac{2500}{909.72} (0.12888) \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = 0.35418 \rightarrow M_4 = 0.4876$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = \frac{2500}{1299.6} (0.12041) \rightarrow \frac{T_{04}}{T_0^*} = 0.23163 \rightarrow M_4 = 0.4984$$

16. Adım

$$\frac{P_{04}}{P_0^*} = \frac{(1 + \gamma)}{1 + \gamma M_4^2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_4^2}{\frac{\gamma + 1}{2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.1714)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.1714)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = 1.24302$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.3932)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.3932)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = 1.1595$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.4638)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.4638)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = 1.12921$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.4876)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.4876)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = 1.1192$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = \frac{(1 + 1.4)}{1 + 1.4(0.4984)^2} \left(\frac{1 + \frac{1.4 - 1}{2} (0.4984)^2}{\frac{1.4 + 1}{2}} \right)^{\frac{1.4}{1.4 - 1}} \rightarrow \frac{P_{04}}{P_0^*} = 1.11471$$

17. Adım

$$\frac{P_{04}}{P_{03}} = \frac{P_{04}}{P_0^*} \frac{P_0^*}{P_{03}}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_{03}} = \frac{P_{04}}{P_0^*} \frac{P_0^*}{P_{03}} = \frac{1.24302}{1.21662} = 1.0217$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_{03}} = \frac{P_{04}}{P_0^*} \frac{P_0^*}{P_{03}} = \frac{1.1595}{1.2321} = 0.94108$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_{03}} = \frac{P_{04}}{P_0^*} \frac{P_0^*}{P_{03}} = \frac{1.12921}{1.24004} = 0.91062$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_{03}} = \frac{P_{04}}{P_0^*} \frac{P_0^*}{P_{03}} = \frac{1.1192}{1.2434} = 0.90011$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{P_{04}}{P_{03}} = \frac{P_{04}}{P_0^*} \frac{P_0^*}{P_{03}} = \frac{1.11471}{1.4505} = 0.89531$$

18. Adım

$$A_6 = 0.15 \text{ için}$$

$$\frac{A_6}{A^*} = \frac{1}{M_6} \left(\frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_6^2}{\frac{\gamma + 1}{2}} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 2.884615385 \rightarrow M_6 = 1.8587$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 3.509061465 \rightarrow M_6 = 1.9428$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 4.010753335 \rightarrow M_6 = 2.001$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 4.290268969 \rightarrow M_6 = 2.0306$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 4.450696136 \rightarrow M_6 = 2.0565$$

$A_6 = 0.2$ için

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 3.846153846 \rightarrow M_6 = 1.9827$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 4.67874862 \rightarrow M_6 = 2.0691$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 5.347671113 \rightarrow M_6 = 2.1292$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 5.720358626 \rightarrow M_6 = 2.1599$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 5.934261514 \rightarrow M_6 = 2.1767$$

$A_6 = 0.25$ için

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 4.807692308 \rightarrow M_6 = 2.0812$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 5.848435775 \rightarrow M_6 = 2.17$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 6.684588892 \rightarrow M_6 = 2.232$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 7.150448282 \rightarrow M_6 = 2.2637$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 7.417826893 \rightarrow M_6 = 2.2811$$

$A_6 = 0.3$ için

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 5.769230769 \rightarrow M_6 = 2.1637$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 7.01812293 \rightarrow M_6 = 2.2548$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 8.02150667 \rightarrow M_6 = 2.3185$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 8.580537939 \rightarrow M_6 = 2.3512$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 8.901392271 \rightarrow M_6 = 2.3691$$

$A_6 = 0.35$ için

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 6.730769231 \rightarrow M_6 = 2.2352$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 8.17810085 \rightarrow M_6 = 2.3284$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 9.358424449 \rightarrow M_6 = 2.3937$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 10.01062759 \rightarrow M_6 = 2.4272$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 10.38495765 \rightarrow M_6 = 2.4456$$

$A_6 = 0.4$ için

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 7.692307692 \rightarrow M_6 = 2.2984$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 9.35749724 \rightarrow M_6 = 2.3937$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 10.69534223 \rightarrow M_6 = 2.4605$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 11.44071725 \rightarrow M_6 = 2.4947$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{A_6}{A^*} = 11.86852303 \rightarrow M_6 = 2.5135$$

19. Adım

$A_6 = 0.15$ için

$$T_{06} = T_{04} = 2500 \text{ K}$$

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 1^2 = 1.690953138 \rightarrow T_6 = 1478.456111 K$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 2^2 = 1.754894368 \rightarrow T_6 = 1424.587169 K$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 3^2 = 1.8008002 \rightarrow T_6 = 1388.271725 K$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 4^2 = 1.824667272 \rightarrow T_6 = 1370.112808 K$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 5^2 = 1.837959922 \rightarrow T_6 = 1360.203762 K$$

$A_6 = 0.2$ için

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 1^2 = 1.786219858 \rightarrow T_6 = 1399.603744 K$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 2^2 = 1.856234962 \rightarrow T_6 = 1346.812258 K$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 3^2 = 1.906698528 \rightarrow T_6 = 1311.166901 K$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 4^2 = 1.933033602 \rightarrow T_6 = 1293.303954 K$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 5^2 = 1.947604578 \rightarrow T_6 = 1283.628118 K$$

$A_6 = 0.25$ için

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 1^2 = 1.866278688 \rightarrow T_6 = 1339.564137 K$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 2^2 = 1.94178 \rightarrow T_6 = 1287.478499 K$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 3^2 = 1.9963648 \rightarrow T_6 = 1252.276137 \text{ K}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 4^2 = 2.024867538 \rightarrow T_6 = 1234.648664 \text{ K}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 5^2 = 2.040683442 \rightarrow T_6 = 1225.079769 \text{ K}$$

$A_6 = 0.3$ için

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 1^2 = 1.936319538 \rightarrow T_6 = 1291.109216 \text{ K}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 2^2 = 2.016824608 \rightarrow T_6 = 1239.572341 \text{ K}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 3^2 = 2.07508845 \rightarrow T_6 = 1204.767922 \text{ K}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 4^2 = 2.105628288 \rightarrow T_6 = 1187.29408 \text{ K}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 5^2 = 2.122526962 \rightarrow T_6 = 1177.841339 \text{ K}$$

$A_6 = 0.35$ için

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 1^2 = 1.999223 \rightarrow T_6 = 1250.485308 \text{ K}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 2^2 = 2.084289312 \rightarrow T_6 = 1199.449609 \text{ K}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 3^2 = 2.145959938 \rightarrow T_6 = 1164.97981 \text{ K}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 4^2 = 2.178259968 \rightarrow T_6 = 1147.705066 \text{ K}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 5^2 = 2.196191872 \rightarrow T_6 = 1138.334055 \text{ K}$$

$A_6 = 0.4$ için

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2$$

$$M_1 = 1 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 1^2 = 2.056528512 \rightarrow T_6 = 1215.640817 \text{ K}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 2^2 = 2.145959938 \rightarrow T_6 = 1164.97981 \text{ K}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 3^2 = 2.21081205 \rightarrow T_6 = 1130.806212 \text{ K}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 4^2 = 2.244705618 \rightarrow T_6 = 1113.731787 \text{ K}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow \frac{2500}{T_6} = 1 + \frac{1.4-1}{2} 5^2 = 2.26353645 \rightarrow T_6 = 1104.46642 \text{ K}$$

20. Adım

$$R=287$$

$$\gamma=1.4$$

$$V_6 = M_6 \sqrt{\gamma R T_6}$$

$$A_6 = 0.15 \text{ için}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow V_6 = 1432.57868 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow V_6 = 1469.865428 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow V_6 = 1494.477201 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow V_6 = 1506.633123 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow V_6 = 1513.225245 \text{ m/s}$$

$$A_6 = 0.2 \text{ için}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow V_6 = 1486.840973 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow V_6 = 1522.088754 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow V_6 = 1545.433821 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow V_6 = 1557.001078 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow V_6 = 1563.230984 \text{ m/s}$$

$$A_6 = 0.25 \text{ için}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow V_6 = 1526.864647 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow V_6 = 1560.754848 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow V_6 = 1583.248951 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow V_6 = 1594.393563 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow V_6 = 1600.410805 \text{ m/s}$$

$$A_6 = 0.3 \text{ için}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow V_6 = 1558.416371 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow V_6 = 1591.288524 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow V_6 = 1613.109186 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow V_6 = 1623.953877 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow V_6 = 1629.7904 \text{ m/s}$$

$$A_6 = 0.35 \text{ için}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow V_6 = 1584.384744 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow V_6 = 1616.417562 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow V_6 = 1637.698251 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow V_6 = 1648.259847 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow V_6 = 1653.960968 \text{ m/s}$$

$$A_6 = 0.4 \text{ için}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow V_6 = 1606.324251 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow V_6 = 1637.698251 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow V_6 = 1658.526551 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow V_6 = 1668.535774 \text{ m/s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow V_6 = 1674.403464 \text{ m/s}$$

21. Adım

Yakıt-hava oranı

$$c_p = 1.005$$

$$\eta_b = 0.98$$

$$Q_R = 43000 \text{ kJ/kg}$$

$$f = \frac{c_p(T_{04} - T_{0a})}{\eta_b Q_R - c_p T_{0a}}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow f = 0.053757067$$

$$M_1 = 2 \rightarrow f = 0.050796731$$

$$M_1 = 3 \rightarrow f = 0.045821461$$

$$M_1 = 4 \rightarrow f = 0.038768712$$

$$M_1 = 5 \rightarrow f = 0.029544127$$

22. Adım

$$T = \dot{m}_a[(1 + f)V_6 - V_f] + P_1(A_6 - A_1)$$

$$\eta_p = \frac{TV_f}{TV_f + \frac{1}{2}\dot{m}_a(V_6 - V_f)^2}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_a}{T_{0a}} \left(\frac{(1 + f) \frac{T_6}{T_a} - 1}{(1 + f) \frac{T_{06}}{T_{0a}} - 1} \right)$$

$$\eta_o = \eta_{th} \times \eta_p$$

$$TSFC = \frac{f}{T/\dot{m}_a}$$

$$ISP = F_s/f/g$$

$$A_6 = 0.15 \text{ için}$$

$$M_1 = 1 \rightarrow T = 10413.2 \text{ N} \rightarrow \eta_p = 0.36 \rightarrow \eta_{th} = 0.44 \rightarrow \eta_o = 0.15 \rightarrow$$

$$TSFC = 0.16 \left(\frac{kg}{N} \cdot h \right) \rightarrow ISP = 2313.82 \text{ s}$$

$$M_1 = 2 \rightarrow T = 16365.1 \text{ N} \rightarrow \eta_p = 0.59 \rightarrow \eta_{th} = 0.43 \rightarrow \eta_o = 0.25 \rightarrow$$

$$TSFC = 0.2 \left(\frac{kg}{N} \cdot h \right) \rightarrow ISP = 1924.13 \text{ s}$$

$$M_1 = 3 \rightarrow T = 17430.9 \text{ N} \rightarrow \eta_p = 0.76 \rightarrow \eta_{th} = 0.38 \rightarrow \eta_o = 0.29 \rightarrow$$

$$TSFC = 0.24 \left(\frac{kg}{N} \cdot h \right) \rightarrow ISP = 1514.64 \text{ s}$$

$$M_1 = 4 \rightarrow T = 13191.88 \text{ N} \rightarrow \eta_p = 0.89 \rightarrow \eta_{th} = 0.28 \rightarrow \eta_o = 0.25 \rightarrow$$

$$TSFC = 0.36 \left(\frac{kg}{N} \cdot h \right) \rightarrow ISP = 1016.14 \text{ s}$$

$$M_1 = 5 \rightarrow T = 3533.92 \text{ N} \rightarrow \eta_p = 0.99 \rightarrow \eta_{th} = 0.07 \rightarrow \eta_o = 0.07 \rightarrow$$

$$TSFC = 1.29 \left(\frac{kg}{N} \cdot h \right) \rightarrow ISP = 285.76 \text{ s}$$