

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
ENERJİ SİSTEMLERİ MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**SCRAMJET MOTORLARI İÇİN DENEY TASARIMI
METODLARINI KULLANARAK KAVRAMSAL TASARIM
YÖNTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ**

(Yüksek Lisans Tezi)

**Hazırlayan
M. Tuğrul AKPOLAT**

**Danışman
Doç. Dr. M. Serdar GENÇ
Dr. Atılgan TOKER**

**Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından
FBY-11-3813 kodlu proje ile desteklenmiştir.**

**Ocak 2014
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Adı-Soyadı: Muhiddin Tuğrul AKPOLAT

İmza :



“SCRAMJET MOTORLARI İÇİN DENEY TASARIMI METODLARINI KULLANARAK KAVRAMSAL TASARIM YÖNTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ” adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ne uygun olarak hazırlanmıştır.



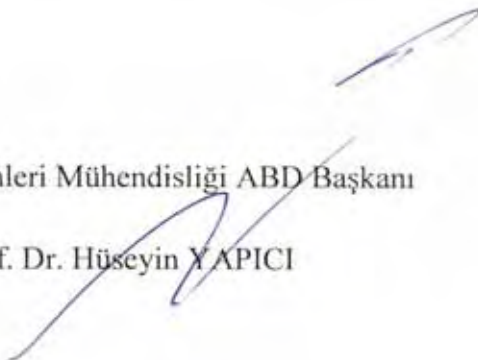
Tezi Hazırlayan

Muhiddin Tuğrul AKPOLAT



I. Danişman

Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ



Enerji Sistemleri Mühendisliği ABD Başkanı

Prof. Dr. Hüseyin YAPICI

Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ ve Dr. Atılgan TOKER danışmanlığında **Muhiddin Tuğrul AKPOLAT** tarafından hazırlanan “**SCRAMJET MOTORLARI İÇİN DENEY TASARIMI METODLARINI KULLANARAK KAVRAMSAL TASARIM YÖNTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ**” adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

20/12/2013

JÜRİ:

Danışman : Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ

Üye : Prof. Dr. Hüseyin YAPICI

Üye : Doç. Dr. Oğuz UZOL

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 21/01/2014 tarih ve 2014/04-20. sayılı kararı ile onaylanmıştır.

Prof. Dr. Kazım KEŞLİOĞLU

Enstitü Müdürü

ÖNSÖZ / TEŞEKKÜR

Yüksek lisans çalışmalarım sırasında gerek bilimsel gerekse manevi desteğini hiçbir zaman esirgemeyen, değerli danışman hocam Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ'e ve beni bu konuya yönlendiren, değerli bilgi birikimini tkenmeyen bir sabırla benimle paylaşan değerli ikinci danışman hocam Dr. Atılgan TOKER'e teşekkürü bir borç bilirim.

Tüm çalışmalarımda beni maddi, manevi destekleyen, Erciyes Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölüm Başkanı Prof. Dr. Hüseyin YAPICI'ya ve tüm Enerji Sistemleri Mühendisliği ailesine teşekkür ederim.

Bana MATLAB'de yol gösteren Proje Asistanı Gökhan ÖZKAN'a, aynı laboratuvarı paylaştığım değerli arkadaşım Arş. Gör. Halil Hakan AÇIKEL'e ve değerli hocam ve arkadaşım Öğr. Gör. Mehmet Fatih KAYA'ya tüm yardımları için teşekkür ederim. Roketsan A.Ş.'den Adnan ERCEK'e ve Başar ESİRGİN'e tez çalışmamda bana destek oldukları için teşekkür ederim. Ayrıca değerli hocalarım Dr. Erk İNGER ve Yrd. Doç. Dr. Ekin ÖZGİRGİN'e teşekkürlerimi sunarım. Yıldız Teknik Üniversitesi Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Bölümü'nden Arş. Gör. Ali DOĞRUL'a ve Ondokuz Mayıs Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'nden Arş. Gör. Onur YONTAR'a yıllardır süregelen desteklerinden ötürü teşekkür ederim. Ayrıca tez çalışmalarım için bana olanak sağlayan Atılım Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu'na teşekkürü bir borç bilirim.

Ayrıca Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi'ne FBY-11-3813 kodlu yüksek lisans araştırma projesi desteğinden dolayı teşekkür ederim.

Bütün çalışmalarım süresince maddi, manevi desteklerini ve arkadaşlıklarını benden esirgemeyen tüm arkadaşlarıma, özellikle de, Ali DIRİK, Ayça GÖÇMEN, Barış FİÇER, Barış KARABAY, Cahit GÜREL, Ceren UZUN, Ceyhan ÇİĞDEMOĞLU, Doğanç KÜÇÜK, Ekin LİMONCU, Emre GÜNER, Gizem ÇALIŞGAN, Gözde COŞKUN, İzay REYHANOĞLU, Kıvanç AKKAŞ, Merve YILDIZ, Metin KIYAN, Miray ATA, Oğuzhan HEZER, Ozan ÖZKAN, Salih ERTAN, Salih Özgür ERKESKİN, Seda KİBAR,

Semiha ŞENER, Serdar BAŞDEMİR, Simge TÖLBEZ, Tarık ÇELİK, Tuğba KUMRU ve Yasemin KIZILIRMAK’a teşekkür ederim.

Ve son olarak beni her zaman destekleyen, yönlendiren ve bana her zaman güvenen değerli aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Muhiddin Tuğrul AKPOLAT

Kayseri, Ocak 2014

SCRAMJET MOTORLARI İÇİN DENEY TASARIMI METODLARINI KULLANARAK KAVRAMSAL TASARIM YÖNTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ

Muhiddin Tuğrul AKPOLAT

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi, Ocak 2014

Danışman: Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ

Dr. Atılgan TOKER

ÖZET

Scramjetler kullanılarak turbomotorların, ramjetlerin ve roketlerin bazı dezavantajlarının aşılabildiği görülmüştür ve scramjetler ya da scramjetlerin başka bir itki sistemiyle (turbomotor, roket) birlikte kullanıldığı birleşik çevrimler uzay yolculuklarında, sivil havacılıkta ya da askeri amaçla kullanılması planlanmaktadır. Bunun sonucu olarak birçok ülkede scramjet programları geliştirilmeye başlanmıştır. Bir scramjet programı geliştirilirken kavramsal tasarım yapmak gerekmektedir. Bu amaçla bu tezde, MATLAB’de bir scramjetin akım itki analizi yöntemini kullanarak kavramsal tasarımını yapan arayüzlü bir program yazıldı.

MATLAB’de yazılan program bir deney düzeneği gibi kullanılarak belirli girdi aralıklarında çözümler yaptırıldı ve üç farklı cevap (özlü darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı) alındı. Alınan bu cevaplar girdilerle birlikte cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak değerlendirildi ve tüm cevaplar için regresyon denklemleri çıkartıldı. Böylece programa yani deney düzeneğine ihtiyaç kalmadan tek bir denklemle belirli bir hatayla cevapların hesaplanması sağlandı. Elde edilen regresyon denklemleri kullanılarak cevapların optimum değerlerini almasını sağlayan parametre değerleri bulundu. Ayrıca, cevaplar ikili ve üçlü olarak da değerlendirilerek aynı anda birden fazla cevabın optimum değerlerini elde etmek için gerekli parametre değerleri bulundu ve deney tasarımı kullanılarak parametrelerin ve parametre kombinasyonlarının cevaplara etki düzeyleri bulundu.

Sonuç olarak yakıt/hava oranının irdelenen üç cevap için de en etkili parametre olduğu bulundu. Ayrıca, özgül darbenin optimum cevabı alması için kullanılması gereken yakıtın JP-7 olduğu belirlendi. Üç cevabın da birbirinden farklı parametre değerlerinde optimum değerlerini aldığı görüldü. Yanma odası çıkış sıcaklığının bir tasarım kısıtı olarak kullanıldığı, özgül darbenin önem değerinin toplam verimin önem değerinden daha yüksek tutulduğu durum için optimum parametre değerleri çok yüksek irtifa (düşük çevre sıcaklığı), düşük uçuş Mach sayısı, düşük yanma odası Mach sayısı ve stoikiometrik orandan düşük bir yakıt/hava oranının optimum cevap değerlerini verdiği görüldü ve bu parametrelerle üç cevap için de belirlenen hedeflere yakın değerler elde edildi.

Anahtar Kelimeler: Scramjet; Hipersonik Araç, Havasoluyan İtici; Kavramsal Tasarım; Deney Tasarımı; Cevap Yüzeyi Yöntemi; Optimizasyon.

**DEVELOPMENT OF CONCEPTUAL DESIGN METHODOLOGY FOR
SCRAMJET ENGINES BY USING DESIGN OF EXPERIMENTS**

Muhiddin Tuğrul AKPOLAT

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

M. Sc. Thesis, January 2014

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Mustafa Serdar GENÇ

Dr. Atılğan TOKER

ABSTRACT

It was well understood that by using scramjets the disadvantages of turbine engines and rockets can be overcome. Scramjets or combined cycles such as scramjets and rockets or scramjets and turbine engines, are planned to be used for civil aviation, space travels, and military purposes. As a result of this scramjet programs are developed in many countries. Preliminary design is needed to be done before initiating a scramjet program. For this purpose, within the scope of this thesis a preliminary design code with an interface was developed in MATLAB by using stream thrust analysis method.

By using the code as an experimental set-up, three different responses (specific impulse, overall efficiency and combustion chamber exit temperature) were calculated with respect to input values. The responses and the inputs evaluated by using response surface methodology and regression equations for each response. Thus, instead of using the code, in other words the experimental set-up, the responses can be calculated by using a single equation. By using the regression equations the optimum values of parameters were calculated. Furthermore, the responses were evaluated in combinations of two and finally in a combination of all three, and the values of the optimum parameters were found which gives the optimum results for all of the responses. The levels of influence of each parameter and parameter interaction for each response were found.

Results showed that the fuel/air ratio is the most influential parameter for all of the responses inspected. Moreover, it was found that in order to optimize the specific impulse JP-7 fuel should be used. All of the responses were optimized by different parameter values. For

the case in which combustor exit temperature was used as a constraint and the value of importance of specific impulse was greater than that of overall efficiency's the optimum parameter response values were obtained at very high altitude (low freestream temperature), low flight Mach number, low combustor Mach number and at a fuel/air ratio which is lower than the stoichiometric ratio. The values of the responses at aforementioned input parameter values were approximately equal to the target values.

Keywords: Scramjet; Hypersonic Vehicle; Airbreathing Propulsion; Conceptual Design; Design of Experiments; Response Surface Methodology; Optimization.

İÇİNDEKİLER

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK SAYFASI	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI.....	iii
KABUL VE ONAY SAYFASI	iv
ÖNSÖZ / TEŞEKKÜR	v
ÖZET	vii
ABSTRACT	ix
İÇİNDEKİLER	xi
TABLolar LİSTESİ.....	xv
ŞEKİLLER LİSTESİ	xvi
KISALTMALAR.....	xxii
SEMBOLLER.....	xxiii
İNDİSLER	xxv
GİRİŞ	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR TARAMASI

1.1 Giriş.....	3
1.2 Scramjetlerin Tarihi, Önemi ve Potansiyel Kullanım Alanları.....	6
1.2.1 Scramjet Motorlarının Avantaj ve Dezavantajları.....	15
1.3 Scramjet Genel Literatür Taraması	17
1.3.1 Sistem seviyesi (genel) çalışmalar	18

1.3.2 Deneysel Çalışmalar.....	22
1.3.2.1 Boru bağlantılı Test Düzenekleri.....	22
1.3.2.2 Yarı Açık Test Düzenekleri.....	23
1.3.2.3 Açık Test Düzenekleri.....	24
1.3.3 Uçuşlu Testler	24
1.3.4 Deneysel Yöntemler	25
1.3.5 Yanma ve Yakıt Seçimi.....	26
1.3.6 Malzeme	28
1.3.7 Soğutma ve Isıl Yönetim Sistemleri.....	28
1.3.8 Sayısal Çalışmalar.....	28
1.4 Deney Tasarımı	28
1.4.1 Deney Tasarımı Uygulama Örnekleri ve Literatürden Örnekler	31
1.5 Tez Konusuyla İlgili Literatür Taraması	32
1.6 Amaç ve Kapsam	33

2. BÖLÜM

AKIM İTKİ ANALİZİ ve DENEY TASARIMI

2.1 Havasoluyan Motorlu Hipersonik Araçlar için Performans Hesapları.....	35
2.1.1 Akım İtki Analizi İçin Temel Bilgiler.....	35
2.1.1.1 Genel Sonlu Kontrol Hacmi Analizi.....	36
2.1.1.1.1 Kütlenin korunumu (süreklilik)	36
2.1.1.1.2 Momentumun korunumu (Newton'un Üçüncü Yasası):	36
2.1.1.1.3 Enerjinin korunumu (Termodinamiğin Birinci Yasası).....	36
2.1.1.1.4 Mach sayısı.....	37

2.1.2 Akım İtki Analizi.....	38
2.1.2.1 Akım İtki Fonksiyonu	40
2.1.3 Akım İtki Analizi Denklemleri.....	41
2.1.3.1 Yüklenmemiş itki	41
2.1.3.2 Parça analizi	42
2.1.3.3 Sıkıştırma denklemleri (istasyonlar 0-3).....	42
2.1.3.3.1 Kinetik Enerji Verimi.....	43
2.1.3.3.2 Yanma odası denklemleri (istasyonlar 3-4)	43
2.1.3.3.3 Egzoz (genişleme) denklemleri.....	45
2.1.4 Performans Ölçütleri	46
2.1.4.1 Özgül İtki	46
2.1.4.2 Özgül Yakıt Tüketimi	46
2.1.4.3 Özgül Darbe	46
2.1.4.4 Yakıt Hava Oranı.....	47
2.1.4.4.1 Stoikiometrik Yakıt/Hava Oranı	47
2.1.4.5 Havasoluyan Bir Motorun Toplam Verimi	48
2.1.5 Örnek Akım İtki Analizi Uygulaması	48
2.2 Deney Tasarımı Yöntemi.....	52
2.2.1 Cevap Yüzeyi Yöntemi	52

3. BÖLÜM

AKIM İTKİ ANALİZİ ve DENEY TASARIMI UYGULAMASI

3.1 Akım İtki Analizi Çözümleri.....	54
3.2 JP-7 ve JP-10 Yakıtlar İçin Deney Tasarımı Sonuçları.....	57

3.2.1 Cevap: Özgöl darbe (I_{sp}).....	57
3.2.2 Cevap: Toplam Verim (η_o).....	65
3.2.3 Cevap: Özgöl darbe (I_{sp}) ve Toplam Verim (η_o)	74
3.2.4 Cevap: Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4).....	83
3.2.5 Cevap: Özgöl darbe (I_{sp}) ve Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4)	88
3.2.6 Cevap: Toplam Verim (η_o) ve Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4).....	96
3.2.7 Cevap: Özgöl Darbe (I_{sp}), Toplam Verim (η_o) ve Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4)	105

4. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇLAR ve ÖNERİLER

4.1. Giriş	118
4.2. Sonuçlar	118
4.3. Öneriler	121
KAYNAKÇA	122
ÖZGEÇMİŞ.....	136

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1.1. Bazı scramjet yakıtlarının karşılaştırılması [16].....	12
Tablo 1.2. Dünya çapında scramjet programları (1955-1975, 1975-1990) [1].....	19
Tablo 1.3. Dünya çapında scramjet programları (1990-2003) [1].....	20
Tablo 1.4. Dünya çapında scramjet programları (1990-2003) [1].....	21
Tablo 2.1 İstasyonların tanımları, içerdiği parçalar ve meydana gelen olaylar [3].....	39
Tablo 2.2 Örnek akım itki analizi için girdiler.....	50
Tablo 2.3 Örnek akım itki analizi sonuçları.....	51
Tablo 3.1. Akım itki analizi için girdiler ve girdi aralıkları.....	56
Tablo 3.2. Sabit tutulan parametreler ve değerleri.....	57
Tablo 3.3. Özgül darbe cevabı için regresyon eşitliği katsayıları.....	58
Tablo 3.4. Toplam verim için regresyon eşitliği katsayıları.....	66
Tablo 3.5. Özgül darbe ve toplam verim için regresyon eşitliği katsayıları.....	75
Tablo 3.6. Yanma odası çıkış sıcaklığı için için regresyon eşitliği katsayıları.....	84
Tablo 3.7.Özgül darbe ve yanma odası çıkış sıcaklığı için regresyon eşitliği katsayıları.....	89
Tablo 3.8. Toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için regresyon eşitliklerinin katsayıları.....	97
Tablo 3.9. Özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklıkları için regresyon eşitliklerinin katsayıları.....	106
Tablo 4.1. Cevaplara en etkisi en yüksek olan parametre ve parametre etkileşimleri.....	119

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Bir ramjetin iki boyutlu şematik gösterimi [4].....	5
Şekil 1.2. Bir scramjetin iki boyutlu şematik gösterimi [3].....	6
Şekil 1.3. NASP konsept tasarımı [2].....	8
Şekil 1.4. HyShot II'nin faydalı yükü (muhafazası kaldırılmış) [12].....	9
Şekil 1.5. X-43A'nın Mart 2004'te gerçekleştirilen uçuş testinin ilk aşaması. X-43A arkasında Pegasus itici roketi ile NASA'ya ait bir B-52'nin kanadının altında görülüyor [13].....	10
Şekil 1.6. X-51 konsept tasarımı [17].....	12
Şekil 1.7. USAF'ın hipersonik havasoluyan araç geliştirme planları [14].....	13
Şekil 1.8. Lockheed Martin tarafından geliştirilmesi planlanan HSSW [20].....	14
Şekil 1.9. Turbojet ve iki modlu scramjet tahrikli SR-72'nin konsept çizimi [22]	14
Şekil 1.10. Çeşitli itki seçeneklerinin Mach sayısına göre özgül darbeleri [14].....	17
Şekil 1.11. X51 uçuş testinden görüntüler (a. Ana gemiye bağlı uçuş, b. ATACMS itici roket tahrikiyle uçuş, c. Saf scramjet uçuşu.) [83]	25
Şekil 1.12. Sürecin genel modeli [141]	30
Şekil 2.1. Kontrol hacmi [3].....	35
Şekil 2.2. Akım İtki Analizi için bir scramjetin istasyonlara ayrılması [3].....	38
Şekil 2.3. İrtifaya göre atmosferde sıcaklık, ses hızı, yoğunluk ve basınç değişimi [152]	49
Şekil 2.4. Örnek bir cevap yüzeyi.....	53
Şekil 3.1 MATLAB'de hazırlanan arayüz.....	55
Şekil 3.2. Özgül darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	59
Şekil 3.3. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgül darbeye etkilerini gösteren pasta grafiği.....	59
Şekil 3.4. Yakıt hava oranı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe.....)	60

Şekil 3.5. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısının etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).....	60
Şekil 3.6. Yakıt hava oranı ve yanma odası Mach sayısının etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).....	61
Şekil 3.7. Özgül darbe için optimum parametredeğerleri.....	62
Şekil 3.8. Hata yüzdelerinin cevap (I_{sp}) değerine göre değişimi.....	63
Şekil 3.9. Yakıt hava oranı ve egzoz verimine karşı özgül darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	64
Şekil 3.10. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısına karşı özgül darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	64
Şekil 3.11. Yakıt hava oranı ve yanma odası Mach sayısına karşı özgül darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	65
Şekil 3.12. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	66
Şekil 3.13. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini gösteren pasta grafiği.....	67
Şekil 3.14. Yakıt hava oranı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).....	67
Şekil 3.15. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısının etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).....	68
Şekil 3.16. Yanma odası Mach sayısı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).....	68
Şekil 3.17. Uçuş Mach sayısı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).....	69
Şekil 3.18. Toplam verim için optimum parametre değerleri.....	70
Şekil 3.19. Hata yüzdelerinin cevap (η_o) değerine göre değişimi.....	71
Şekil 3.20. Yakıt hava oranı ve egzoz verimine karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	72
Şekil 3.21. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısına karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	72

Şekil 3.22. Yanma odası Mach sayısı ve egzoz verimine karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	73
Şekil 3.23. Uçuş Mach sayısı ve egzoz verimine karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	73
Şekil 3.24. Özgül darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	75
Şekil 3.25. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	76
Şekil 3.26. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgül darbeye etkilerini gösteren pasta grafiği.....	76
Şekil 3.27. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini gösteren pasta grafiği.....	77
Şekil 3.28. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).....	77
Şekil 3.29. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).....	78
Şekil 3.30. Özgül darbe ve toplam verim için eşit önem değerleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem değerleri I_{sp} : 1, η_o :1).....	79
Şekil 3.31. Özgül darbe ve toplam verim için farklı önem değerleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem değerleri I_{sp} : 1, η_o :5).....	80
Şekil 3.32. Hata yüzdelерinin cevap (I_{sp}) değerine göre değişimi.....	81
Şekil 3.33. Hata yüzdelерinin cevap (η_o) değerine göre değişimi.....	81
Şekil 3.34. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısına karşı özgül darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	82
Şekil 3.35. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısına karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	82
Şekil 3.36. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	84
Şekil 3.37. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini gösteren pasta grafiği.....	85
Şekil 3.38. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).....	85
Şekil 3.39. Yanma odası çıkış sıcaklığı için optimum parametre değerleri.....	86

Şekil 3.40. Hata yüzdelерinin cevap (T_4) değeri ne göre değerişimi.....	87
Şekil 3.41. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değerişiminin 3 boyutlu yüzey ile değerişimi.....	87
Şekil 3.42. Özgöl darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiğı.....	89
Şekil 3.43. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiğı.....	90
Şekil 3.44. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgöl darbeye etkilerini değerişiren pasta grafiğı.....	90
Şekil 3.45. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini değerişiren pasta grafiğı.....	91
Şekil 3.46. Yanma odası Mach sayısı – uçuş Mach sayısı etkileşim grafiğı (Cevap: özgöl darbe).....	91
Şekil 3.47. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiğı (Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).....	92
Şekil 3.48. Özgöl darbe ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerişleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerişleri.....	93
Şekil 3.49. Hata yüzdelерinin cevap (I_{sp}) değerişine göre değerişimi.....	94
Şekil 3.50. Hata yüzdelерinin cevap (T_4) değerişine göre değerişimi.....	95
Şekil 3.51. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı özgöl darbenin değerişiminin 3 boyutlu yüzey ile değerişimi.....	95
Şekil 3.52. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değerişiminin 3 boyutlu yüzey ile değerişimi.....	96
Şekil 3.53. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiğı.....	98
Şekil 3.54. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiğı.....	98
Şekil 3.55. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini değerişiren pasta grafiğı.....	99
Şekil 3.56. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini değerişiren pasta grafiğı.....	99

Şekil 3.57. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).....	100
Şekil 3.58. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).....	100
Şekil 3.59. Toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerleri.....	101
Şekil 3.60. Hata yüzdelерinin cevap (η_o) değerine göre değişimi.....	102
Şekil 3.61. Hata yüzdelерinin cevap (T_4) değerine göre değişimi.....	103
Şekil 3.62. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	104
Şekil 3.63. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	104
Şekil 3.64. Özgöl darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	106
Şekil 3.65. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	107
Şekil 3.66. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.....	107
Şekil 3.67. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgül darbeye etkilerini gösteren pasta grafiği.....	108
Şekil 3.68. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini gösteren pasta grafiği.....	108
Şekil 3.69. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini gösteren pasta grafiği.....	109
Şekil 3.70. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).....	109
Şekil 3.71. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).....	110
Şekil 3.72. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).....	110

Şekil 3.73. Özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için eşit önem değerleri ile hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem Değerleri, $I_{sp}:1$ $\eta_o:1$ $T_4:1$).....	113
Şekil 3.74. Özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerleri ile hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem Değerleri, $I_{sp}:5$, $\eta_o:1$, $T_4:10$).....	113
Şekil 3.75. Özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerleri ile hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem Değerleri, $I_{sp}:1$ $\eta_o:10$ $T_4:1$).....	114
Şekil 3.76. Hata yüzdelerinin cevap (I_{sp}) değerine göre değişimi.....	114
Şekil 3.77. Hata yüzdelerinin cevap (η_o) değerine göre değişimi.....	115
Şekil 3.78. Hata yüzdelerinin cevap (T_4) değerine göre değişimi.....	115
Şekil 3.79. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı özgül darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	116
Şekil 3.80. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	116
Şekil 3.81. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.....	117

KISALTMALAR

<u>Kısaltma</u>	<u>Açılımı</u>	<u>Türkçesi</u>
ARRMD	Affordable Rapid Response Missile Development	Ucuz Hızlı Misilleme Füzesi Geliştirme
ATACMS	Army Tactical Missile System	Askeri Taktik Füze Sistemi
B	Bomber Aircraft	Bombardıman Uçağı
CFD	Computational Fluid Dynamics	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
CIAM	Central Institute For Aviation Motors	Havacılık Motorları Ana Enstitüsü
DARPA	The Defense Advanced Research Projects Agency	ABD Savunma Bakanlığı İleri Araştırma Projeleri Ajansı
F	Fighter Aircraft	Avcı Uçağı
GDE	Ground Demonstration Engine	Yer Testi Motoru
HRE	Hypersonic Research Engine	Hipersonik Araştırma Motoru
JP	Jet Propellant	Jet Yakıtı
LRC	Langley Research Center	Langley Araştırma Merkezi
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
NASP	National Aero-Space Plane	Ulusal Uzay Aracı
PIV	Particle Image Velocimetry	Parçacık Görüntülemeli Akış Ölçümü
RSM	Response Surface Method	Cevap Yüzeyi Yöntemi
SR	Supersonic Reconnaissance Aircraft	Ses-üstü Keşif Uçağı
STA	Stream Thrust Analysis	Akım İtki Analizi
U	Utility Aircraft	Görev (Fayda) Uçağı
USAF	U.S. Air Force	ABD Hava Kuvvetleri
X	Experimental Aircraft	Deneysel Hava Aracı

SEMBOLLER

<u>Sembol</u>	<u>Anlamı</u>	<u>Birimi</u>
a	Ses Hızı	(m/s)
A	Alan	(m ²)
C	Karbon	-
C _p	Sabit Basıncıta Özgöl Isı	(kJ/kg.K)
D _e	Yükleme Sürüklenmesi	(F)
DF	Serbestlik Derecesi	-
e	Özgöl İç Enerji	(J/kg)
	Yüklenmemiş İtki	(N)
F	Kuvvet	(N)
f	Yakıt/Hava Oranı	-
g ⁰	Deniz Seviyesindeki Standart Yerçekimi	(m/s ²)
	İvmesi	
H	Hidrojen	-
h _{PR}	Yanma Entalpisi	(kJ/kg)
I	İtki Fonksiyonu	(N)
I _{sp}	Özgöl Darbe	(s)
M	Mach Sayısı	-
m	Kütleli Debi	(kg/s)
P, p	Basıncı	(N/m ²)
Q	Isı Taşınımı	(W/m ²)
R	İdeal Gaz Sabiti	(J/kgK)
R ²	Uyum İyiliği	-
S	Özgöl Yakıt Tüketimi	(kg/N.s)
s	Özgöl Entropi	(kJ/kg.K)
Sa	Akım İtki Fonksiyonu	(N.s/kg)
SS	Kareler Toplamı	-

T	Sıcaklık	(K)
u	x Yönündeki Hız	(m/s)
v	y Yönündeki Hız	(m/s)
V	Hız	(m/s)
$\dot{W}$	Mil İş	(J)
x	Kontrol Edilebilir Değişken	-
y	Cevap	-
z	Kontrol Edilemeyen Değişken	-
ϵ	Gürültü	-
γ	Özgül Isılar Oranı	-
η	Verim	-
ρ	Yoğunluk	(kg/m ³)
ψ	Çevrim Statik Sıcaklık Oranı	-

İNDİSLER

<u>Alt/Üst İndis</u>	<u>Anlamı</u>
0	0. İstasyon
1	1. İstasyon
2	2. İstasyon
3	3. İstasyon
4	4. İstasyon
9	9. İstasyon
10	10. İstasyon
Ayr	Ayarlanmış
b	Yanma Odası
c	Kompresör, Sıkıştırma
ç	Çıkış
e	Egzoz
E	Hata
f	Yakıt
f	Sürtünme
g	Giriş
KE	Kinetik Enerji
o	Toplam
p	İtke
s	Kontrol Hacmi Sınırı
st	Stoikiyometrik
th	Termal
w	Duvar
x	x Yönü
y	y Yönü

GİRİŞ

Uçmak insanların en büyük hayallerinden biridir. İnsanlık bu hayali önce efsanelerde anlatılan uçan insanlarla dile getirmiştir, daha sonra ise savaşlarda gözlem amacıyla balonların kullanılması, insanların kanat takıp uçmayı denemeleri, önce havadan hafif ve daha sonra havadan ağır uçan araç tasarlama çalışmalarıyla gün geçtikçe gerçekleştirmeye yaklaşmıştır ve gerçek manada ilk kez 1903'te Wright kardeşlerin tasarlayıp ürettiği Wright Flyer I adlı uçakla yaptıkları kısa uçuşla gerçekleştirmiştir. Bu uçuşta alınan mesafe bir Boeing 747'nin kanat açıklığından daha kısadır. Daha sonra havacılığa olan ilgi ve insanların uçuş tutkusu artarak devam etmiştir ve insanlar sürekli daha uzağa ve daha hızlı uçmayı istemişlerdir.

Klasik turbomotor tasarımıyla bu hayallerin sınırlandırıldığını gören mühendisler yeni bir tasarım arayışına girmiştir. Bu arayışın sonucunda turbomotorlardan farklı olarak hiçbir hareketli parçası bulunmayan ramjetler ortaya çıkmıştır. Ram havasının yavaşlatılmasıyla sıkıştırılan sesüstü hızlardaki hava yanma odasında sesaltı hızlara düşürülüp yakıt eklenerek itki sağlanan ramjetlerde 5 Mach'tan yüksek hızlara ulaşamayacağı görülmüştür. Böylece yanmanın sesüstü hızlarda gerçekleştirilmesiyle daha yüksek itki elde etmeyi amaçlayan mühendisler scramjet tasarımını ortaya atmıştır. Bir scramjet teorik olarak 25 Mach'a yani Dünya'nın yerçekiminden kaçış hızına ulaşabilir.

Şu anda kullandığımız birçok teknoloji deney tasarımı yöntemi kullanılarak geliştirilmiştir. Deney tasarımı ilk defa 1950'lerde Genichi Taguchi tarafından savaş sonrası Japonya'nın telefon sistemlerinin yeniden yapılanmasında kullanılmıştır. Deney tasarımıyla yapılacak deney sayısı azaltılabilir, cevaplara en etkin parametreler

öğrenilebilir ve cevap yüzeyi yöntemi gibi yöntemler de kullanılarak cevaplar için regresyon denklemlerinin elde edilmesiyle optimum cevaplar hesaplanabilir.

Scramjetler ile ilgili birçok çalışma bulunurken deney tasarımı metoduyla scramjet optimizasyonu literatürde çok az sayıda çalışılmıştır. Ayrıca scramjetlerle ilgili Türkçe kaynak sayısı yok denecek kadar azdır. Scramjetlerle ilgili Türkçe bir kaynak üretme amacıyla bu tezde, rehber olarak kullanılabilir, geniş bir literatür taramasına yer verilmiştir. Tez kapsamında scramjet kavramsal tasarımı yapmak amacıyla MATLAB’de arayüzlü bir program hazırlanmış ve bu program kullanılarak deney tasarımı yöntemleriyle özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklıkları optimize edilmiştir. Scramjet kavramsal tasarım yöntemi olarak akım itki analizi yöntemi bazı değişiklikler yapılarak kullanılmıştır. Bu değişiklikler, literatürdeki denklemlerin aksine hedeflenen uçuş Mach sayısı ve yanma odası Mach sayısının birer girdi olarak kullanılması ve literatürde geçen stoikiyometrik yakıt/hava oranlardan uzak yakıt/hava oranlarında yüksek hatalı sonuçlar veren denklemlerin değiştirilmesi olarak özetlenebilir.

Birinci bölümde scramjetlerle ve deney tasarımı yöntemiyle ilgili genel bilgilere ve literatür taramasına yer verilmiştir. İkinci bölümde akım itki analizi yöntemi anlatılmış ve bir örnek çözüm yapılmıştır. Ayrıca yine ikinci bölümde bu tezde deney tasarımı ve cevap yüzeyi yöntemlerinin nasıl kullanıldığı anlatılmıştır. Üçüncü bölümde MATLAB’de yazılmış olan programdan alınan sonuçlar, Minitab isimli istatistik programı kullanılarak analiz edilerek optimizasyon yapılmıştır. Bu bölümde cevap olarak özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı kullanılmıştır. Bu cevaplar önce tek tek ve ikili kombinasyonlarla irdelenerek optimize edilmiş ve parametrelerin cevaplara etkileri bulunmuştur. Son olarak da üç cevabın da aynı anda optimum değerleri almasını sağlayacak parametre değerleri bulunmuştur. Ayrıca, Minitab’de yapılmış olan tüm analizlerin sonucunda tüm cevaplar için regresyon eşitlikleri elde edilmiştir. Bu eşitlikler kullanılarak MATLAB’de yazılan yüzlerce satırlık kod yerine tek bir eşitlikle istenilen cevap belirli bir hata ile elde edilebilir. Dördüncü ve son bölümde ise sonuçlar irdelenmiş ve bu konuda yapılabilecek çalışmalar tartışılmıştır.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR TARAMASI

1.1 Giriş

Dünyanın herhangi bir yerine en kısa zamanda ulaşmak, daha ucuz, daha hızlı ve tekrar kullanılabilir uzay araçları tasarlamak ve bir hava veya yer hedefini çok kısa sürede vurabilmek için mevcut hava araçlarından çok daha hızlı (hipersonik) hava araçlarına ihtiyaç duyulmaktadır.

Günümüzdeki hava ve uzay araçları çoğunlukla turbomotor veya roket tahriklidir. Ancak, turbomotorların hareketli parçalarının bulunması nedeniyle 4 Mach'ın üzerinde çalışmaları çok verimsizdir [1]. Roketler ise sadece yakıt taşımak yerine yakıt ve oksitleyiciyi bir arada taşıdıkları için özgül darbeleri düşüktür [2]. Atmosfer içinde hipersonik hızlara ulaşmak için daha hafif ve hareketli parçası olmayan bir sistem tercih edilmelidir. Bu bilgiler ışığında hipersonik bir aracı tahrik edebilmek için,

1. Oksitleyicisini taşımayacak, yani atmosferden aldığı oksijenle yanma sağlayacak,
2. Hipersonik hızın neden olduğu etkilerden (şok dalgaları, yüksek sıcaklıklar vb.) etkilenmemesi için hareketli parçaları olmayacak

bir motor tasarımına ihtiyaç duyulduğu söylenebilir.

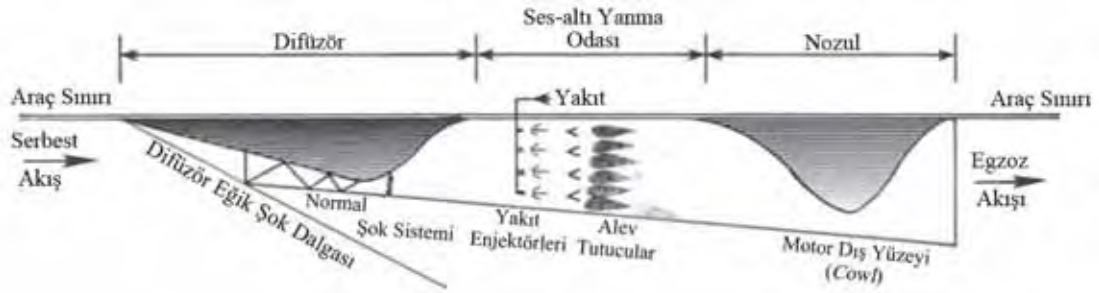
Taşıdığı yakıtı atmosferden aldığı oksijenle yakan çevrimlere Havasoluyan çevrim denmektedir [3] ve havasoluyan motorların hipersonik araçlar için en verimli itki sistemi olduğu değerlendirilmektedir [4, 5].

Havasoluyan çevrim, yanma işlemini doğrudan atmosferden aldığı oksijen ile gerçekleştiren çevrimlere verilen isimdir. Havasoluyan çevrimlere örnek olarak, turbojet, turbofan ve ramjetler verilebilir. Ancak, hareketli parçalarının bulunması nedeniyle turbojet ya da turbofan gibi çevrimler hava alığında ve türbin girişinde ortaya çıkabilecek yüksek sıcaklıklar nedeniyle hipersonik uçuş için uygun değildir [1]. Hareketli parçası bulunmayan, sıkıştırma işlemini kompresör yerine şok dalgalarıyla yapan ramjet motorları ise belirli bir uçuş Mach sayısından yüksek uçuş Mach sayılarında akışı ses-altı hızlara düşürmenin neden olduğu büyük kayıplar nedeniyle hipersonik uçuş için uygun değildir [3]. Bu şartlar altında hipersonik uçuş için en verimli havasoluyan çevrim, ramjet gibi hareketli parçası bulunmayan, ancak ramjetten farklı olarak yanmanın ses-üstü hızlarda gerçekleştirildiği scramjet çevrimidir [5].

Scramjetlerin çalışma prensibini anlaşılabilmesi için öncelikle ramjetlerin çalışma prensibi (Şekil 1.1) anlaşılmalıdır. Ramjetler ve scramjetler türbinli motorlar gibi klasik Brayton çevrimiyle çalışırlar. Hava sıkıştırılır, yakıt enjeksiyonu yapılır, yakıt-hava karışımı sıcaklık ve basıncı artırmak için yakılır ve daha sonra itki elde etmek için yanma ürünleri egzozdan genişletilerek atılır. Temelde scramjet ve ramjetlerin çalışma prensipleri pistonlu motorlara benzetilebilir [6]. Pistonlu motorlarda sıkıştırma, pistonun deplasmanı ile sağlanır ve yüksek basınçlı yanma ürünleriyle itilen piston güç üretir. Scramjetler ve ramjetlerde aracın ileri doğru hareketi havayı sıkıştırır. Yakıt, yanma odasında enjekte edilir ve yakılır. Son olarak da yüksek basınçlı yanma ürünleri nozuldan atılarak egzoz ve kış üzerinde genişletilerek aracın itilmesi sağlanır. İtici iş akışkanının hava alığı ve egzoz arasındaki kinetik enerjisinin artışının bir sonucudur.

Termal güç çevrimlerinin ilk adımları sıkıştırmadır. Turbofan ya da turbojet gibi sistemlerin aksine ramjet ve scramjetlerin hiçbir hareketli parçalarının bulunmaması nedeniyle simetrik olması gerekmez. Bu da aracın dış yüzeyinin de hava alığı olarak

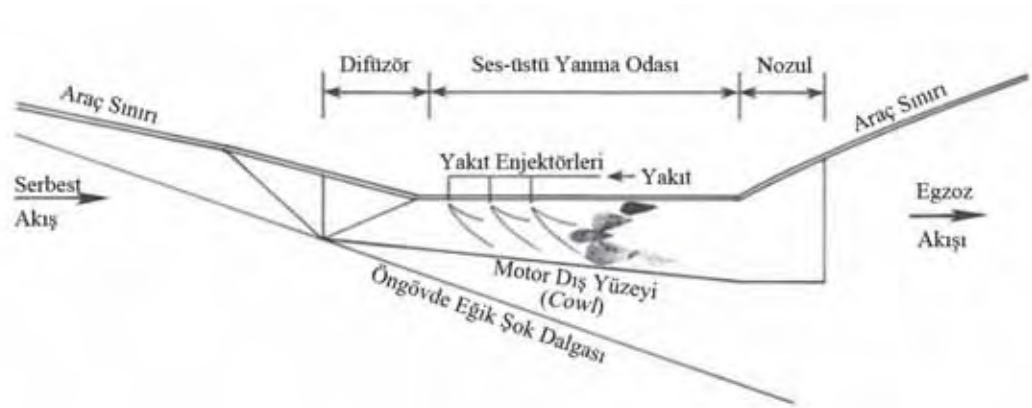
kullanılmasına olanak sağlar [3]. Ramjetler sıkıştırma işlemini hava alığına doğru gelen ram havasını yavaşlatarak yapmaktadır. Akış genellikle birden fazla adımda sıkıştırılır. Bunlar, akışın aracın ön gövdesi tarafından üretilen bir ya da daha fazla eğik şoktan geçirilmesi, yakınsak bir kanaldan geçirilmesi, ses üstü akışı normal şok sisteminden geçirerek ses altı akışa yavaşlatılması ve ses altı hızdaki akışın ıraksak bir kanaldan geçirerek daha da yavaşlatılması olarak sıralanabilir. Serbest akım bölgesindeki ses hızının üstündeki hızlardaki havanın ses-altı hızlara düşmesiyle basınç ve sıcaklığı artar ve yakıt enjeksiyonuyla yanma sağlanır. Son olarak da bir lüle havanın tekrar ses-üstü hızlarda dışarı atılmasını sağlar. Ramjetler 2-6 Mach aralığında tercih edilirler [3].



Şekil 1.1. Bir ramjetin iki boyutlu şematik gösterimi [3].

Ram havasının hızı bağıl kinetik enerjinin ölçütüdür. Ses-üstü hızlardaki ram havası ramjet tarafından ses-altı hızlara yavaşlatıldığında bağıl hız ve kinetik enerji düşer ve enerjinin korunumuna göre bağıl kinetik enerjideki bu düşüş iç enerji olarak ortaya çıkar. Bunun sonucu olarak yanma odasına giren akışın basıncı, sıcaklığı ve yoğunluğu serbest akım bölgesinden çok daha yüksektir [5]. Ancak uçuş Mach sayısı 6'yı geçtiğinde akış hızını ses-altı hızlara yavaşlatmanın dezavantajları çok daha fazladır. Bunlar, yanma odasındaki aşırı yüksek basınç, normal şok sistemi nedeniyle aşırı performans kayıpları, duvarlardan olan aşırı ısı kayıpları ve yanmanın gerçekleşmemesidir [3]. Ramjetlerde, akışı inlet çıkışında, yanma odası girişinde ses altı hızlara düşürmek için normal şok dalgası sistemine ihtiyaç duyulur. Ramjet performansını en iyi hale getirmek için şok sisteminin başlangıcının 1.4-1.8 Mach sayısında olması gerekmektedir [5]. Böylece normal şok dalgası boyunca gerçekleşen basınç kayıpları asgari düzeyde meydana

gelecektir. Ancak bu da nispeten daha büyük inlet daralma oranı gerektirmektedir ve inlet başlamamasını engellemek ve/veya şok sistemini kararlı hale getirebilmek için sınır tabakadan hava boşaltması gerekebilir. Bu problemleri aşmanın en mantıklı yolu akışın yanma odasına ses-üstü hızlarda girmesini sağlamaktır. Akışın yanma odasına ses-üstü hızlarda girdiği ve yakıt enjeksiyonunun ses-üstü hızlardaki akışa yapıldığı motorlara Supersonic Combustion RAMJET, kısaca Scramjet adı verilir.



Şekil 1.2. Bir scramjetin iki boyutlu şematik gösterimi [3].

Scramjetlerde (Şekil 1.2) ses-üstü hızlardaki havanın sıkıştırılması ve yavaşlatılması, difüzörle birlikte motorun üst tarafında yer alan araç öngövdesi tarafından oluşturulan eğik şok dalgaları ile gerçekleşir [5]. Difüzörün devamında ses-üstü hızlardaki havaya yanma odasında yakıt eklenir ve ses-üstü hızlarda yanma sağlanır. Akışın ses-üstü hızlarda olması nedeniyle yakıt ve havanın karışımı ve yanması çok hızlı gerçekleşmek zorundadır. Egzoz nozulu yanma odasında azalan akış hızını artırmak amacıyla ıraksak olmalıdır. Ayrıca hava aracının arka gövdesi bir genişleme bölgesi olarak kullanılıp akışın daha da hızlanması sağlanabilmektedir [7].

1.2 Scramjetlerin Tarihi, Önemi ve Potansiyel Kullanım Alanları

Scramjetlerin ve hipersonik araçlarının tarihinin incelenmesi ve bu tezin daha iyi anlaşılması açısından önemlidir. Hipersonik uçuşa olan tutku yeni başlayan bir şey değildir. Fransız René Lorin (1913) ram havasıyla sıkıştırmanın mümkün olacağını fark

eden ilk kişidir [3]. Ancak denemeleri başarısız olmuştur çünkü ram havasıyla gerçekleştirilen sıkıştırma ses-altı hızlarda yetersiz olmuştur. Fransız René Leduc ramjet tahrikli bir uçak geliştirerek 1935'te bir patent almıştır ve Leduc 010 adını verdiği uçakla 1949'da tarihteki ilk ramjet uçuşu gerçekleştirilmiştir ve 0.84 Mach hızına ulaşılmıştır [3]. Yaşanan bu gelişmelerden sonra ramjetler çeşitli füzelerde roketlerle birlikte ve bazı uçaklarda (örn. Lockheed SR-71 Blackbird) turbojet motorlarıyla birlikte, turbo-ramjet çevrimlerinde kullanılmışlardır.

Havasoluyan motorlarla hipersonik hızlara erişmek amacıyla yürütülen çalışmalar 60 yıldan fazla bir süredir devam etmektedir [1] ve bunu sağlamak için üzerinde durulan ve çalışılan çevrim de, yukarıda da belirtildiği gibi, scramjet çevrimidir. Scramjetlerin tarihi gelişimlerini çeşitli yazarlar yaptıkları çalışmalarda anlatmışlardır [1-3, 8, 9].

Scramjetlerin gelişimleri Fry [1] tarafından dört nesle ayrılarak anlatılmıştır. Bunlar hipersonik uçuşun ve süpersonik yanmanın anlaşılmasına olan katkılarına göre ayrılmıştır. Bu nesiller, birinci nesil; başlangıç (1960-1973), ikinci nesil; gövde entegrasyonu (1969-1984), üçüncü nesil; NASP (National Aero-Space Plane, Ulusal Uzay Aracı) (1984-1994) ve dördüncü nesil; yeniden doğuş (1995-günümüz) olarak isimlendirilmiştir.

Birinci nesildeki en geniş scramjet geliştirme programı Hipersonik Araştırma Motoru (Hypersonic Research Engine, HRE) isimli programdır. 1964'te başlayan bu programın başlatılma amacı hidrojen yakıtlı ve hidrojen soğutmalı bir scramjet motoru geliştirmektir. Bu nesilde yapılan deneylerde düşük hipersonik hızlardaki (7 Mach'a kadar) akışlarda çalışmalar yapılmıştır. NASA'nın (National Aeronautics and Space Administration, Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi) çalışmalarının yürütüldüğü Dryden ve Langley araştırma merkezleri öncülüğünde HRE'nin roket tahrikli deneysel bir hava aracı olan X-15'e bağlanarak bir test uçuşuna çıkması planlandıysa da gerçekleştirilememiştir [10]. Daha sonra ABD Hava Kuvvetleri'nin (U.S. Air Force, USAF) scramjet araştırma ve geliştirmesinden vazgeçmesiyle çalışmalar durmuş ve bu nesil bitmiştir.

İkinci nesilde araştırmalar daha çok scramjet motorlarının uçak gövdelerine entegrasyonuna yoğunlaşmıştır. Deneylerde HRE'nin dış sürüklenmesinin çok yüksek olduğu görülmüştür ve bunu düşürmek amacıyla uçak gövdesiyle entegrasyon denenmeye başlanmıştır [2]. Düşük hızlarda bir turbojet motoruyla tahrik edilecek ve daha sonra scramjet marifetiyle 7 Mach'ta uçuş sağlayacak bir seyir füzesi üzerinde çalışılmıştır. Bu alışmaya NASA Langley Araştırma Merkezi öncülük etmiştir. NASP isimli scramjet tahrikli araç geliştirme programının başlamasıyla bu nesil son bulmuştur.



şekil 1.3. NASP konsept tasarımı [2].

nc nesil ise 1980'lerin başında Amerika Birleşik Devletleri tarafından başlatılan NASP (şekil 1.3) isimli scramjet tahrikli, tekrar kullanılabilir bir uzay aracı geliştirme programıyla başlamıştır. Bu agresif programın amacı pistten kalkış yapıp tek kademede yörüngeye erişebilen ve görevi bittiğinde tekrar piste iniş yapabilecek, uzay aracından çok uçak benzeri (kanatlı yapı) bir araç tasarlamaktır. Ayrıca bu aracın hipersonik yolcu uçağı olarak kullanılması da hedefler arasındadır [10]. NASP'ın scramjet çevrimiyle alçak dünya yörüngesinden kaçabilmek amacıyla 25 Mach'a kadar ulaşması hedeflenmiştir.

Ancak, o yıllardaki teknoloji düşünöldüğünde ve yapılan testlerin en fazla 7 Mach'a ulaştığı da göz önünde bulundurulursa bu hedef çok gerçekçi görünmemektedir [1]. Bu nesil içerisinde Rusya Kholod isimli, hipersonik uçan laboratuvar olarak kullanılacak bir aracın geliştirmesine başlamıştır ve 1991, 1992 ve 1995'te uçuş testleri yapılmıştır [7].

Dördüncü nesilde NASP programını takiben Amerika Birleşik Devletleri tarafından üç yeni yöntem izlenmiştir; USAF tekrar hidrokarbon yakıtlı scramjetlere dönmüştür, NASA NASP itki teknolojisinin en gelişmiş kısmı olan scramjetlerin testlerine devam etmiştir ve NASA'da roket ve havasoluyan motor birleşimi itki sistemleri kabul görmeye başlamıştır [1]. 1998'de Kholod ile NASA-CIAM (Central Institute for Aviation Motors, Havacılık Motorları Ana Enstitüsü) ortaklığında bir uçuş testi yapılmıştır ve 6.4 Mach'tan fazla bir hızla o zamanın en hızlı scramjet uçuşu gerçekleştirilmiştir [7]. Bu uçuş testi sonucunda sonucunda iki modlu scramjetler ve özellikle de sesaltı ve sesüstü yanma konularında çok değerli deney verileri elde edilmiştir [11].



Şekil 1.4.HyShot II'nin faydalı yükü (muhafazası kaldırılmış) [12].

Avustralya'da Queensland Üniversitesi tarafından yürütülen scramjet geliştirme projesi HyShot 1997'de 7-8 Mach hızlarında uçacak bir araç geliştirmek amacıyla başlatılmıştır [2]. 2001'de gerçekleştirilen başarısız bir uçuş testinden sonra 2002'de HyShot II adıyla tekrarlanan uçuş testi başarılı olmuştur [12]. HyShot II faydalı yükü çok basit ve gürbüz bir tasarıma sahiptir (Şekil 1.4). Bunların dışında 2006'da HyShot III ve yine 2006'da HyShot IV uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Biri yakıt enjekte edilen diğeri ise yakıtsız olan iki yanma odasına sahip HyShot II ilk başarılı scramjet uçuş testi sayılmaktadır. Ayrıca HyShot II düşük bütçesiyle ileride başlayacak scramjet programları için iyi bir örnek teşkil etmiştir [2].



Şekil 1.5. X-43A'nın Mart 2004'te gerçekleştirilen uçuş testinin ilk aşaması. X-43A arkasında Pegasus itici roketi ile NASA'ya ait bir B-52'nin kanadının altında görülüyor [13].

NASA'nın X-51'den önce yürüttüğü scramjet programı Hyper-X'tir. Bu program çerçevesinde üretilen scramjet tahrikli hava araçları X-43A ve X-43B olarak adlandırılmıştır. Kholod ve HyShot II'nin aksine X-43 itici roketinden ayrıлып saf scramjet tahriki ile seyretmiştir [2]. İlk uçuş testi 7 Mach hızında Mart 2004'te (Şekil 1.5), ikinci uçuş testi ise 10 Mach hızında Kasım 2004'te gerçekleştirilmiştir. Her iki uçuş testinde de

5 saniyeden fazla hidrojen yakıtlı scramjet tahrikli uçuş gerçekleştirilmiştir. Scramjet tahriki ile ivmelenmenin ardından X-43 yavaşlarken hipersonik aerodinamik manevralar gerçekleştirilmiştir. Uçuş testlerinin başlıca sonuçları şunlardır [2]:

1. Gövdeye entegre scramjet tahrikli araçlar hipersonik hızlarda kararlı ve kontrollü yörüngelerde seyredebilirler.
2. Havasoluyan itkiyi kullanarak ivmelenen hipersonik uçuş 7 Mach'ta mümkündür.
3. Optimize edilmemiş araç/motor kombinasyonu ile Mach 10'da hipersonik seyir mümkündür.
4. Yer testleri, CFD analizleri ve diğer aerodinamik hesap araçları scramjet tahrikli araçların tasarımında kullanılabilirler.

Hyper-X'in başarısından sonra USAF, HyTech programı çerçevesinde hidrojen yerine hidrokarbon yakıt kullanan, 4-8 Mach hızlarında seyredecek bir scramjet tasarımı (X-43C) geliştirmiştir. Hidrokarbon yakıtın kolay depolanabilme ve taşınabilme özelliklerinin yanı sıra, yakıt, yüksek Mach sayılarında soğutucu olarak da kullanılmıştır. HyTech çerçevesinde tasarlanan ve üretilen GDE-1 ve GDE-2 isimli scramjetler sadece yer testlerinde kullanılmıştır.

Daha sonra yükselen ilgi nedeniyle ve DARPA'nın Ucuz Hızlı Misilleme Füzesi Geliştirme (ARRMD, Affordable Rapid Response Missile Development) programı çerçevesinde X-51 (Şekil 1.6) isimli scramjet tahrikli araç geliştirilmiştir. HyTech'te olduğu gibi X-51 programı da sabit geometrili scramjet tasarımı ve ileri malzeme teknolojileri ile birlikte endotermik yakıt dekompozisyonu kullanılarak ısı yönetim üzerine kurulmuştur [14].

HyTech'ten farklı olarak X-51 programı çerçevesinde uçuş testleri de yapılmıştır. X-51'in dikkat çeken diğer bir özelliği ise yakıt olarak JP-7 kullanmasıdır. JP-7 1998'de servisten çıkartılan 3 Mach'ın üzerinde uçuş hızına sahip turboramjet motorlu SR-71 Blackbird isimli uçakta kullanılmak için tasarlanan bir yakıttır. Her ne kadar hidrojene göre düşük

yanma entalpisine sahip olsa da JP-7 kolay depolama, hidrojene göre ucuz olması ve Amerikan Hava Kuvvetleri'nin elinde bulunan yüksek miktardaki stok nedeniyle tercih edilmiştir [15]. Hidrojen, JP-7 ve JP-10 yakıtların işletilebilirlik, güvenlik, menzil, ekonomi ve soğutma özellikleri açısından karşılaştırmaları Tablo 1.1'de görülebilir [16].

Tablo 1.1. Bazı scramjet yakıtlarının karşılaştırılması [16].

Yakıt	Formül	Donma Noktası (°C)	Tutuşma Sıcaklığı (°C)	Yanma Entalpisi (kJ/kg)	Viskozite – 40 °C'de, mm ² /s	Maliyet \$/litre ^a	Soğutma Kapasitesi
Hidrojen	H ₂	-259.2	Gaz	119954	0.0084 (0 °C)	16.33	Yüksek
JP-7	C _{12.5} H ₂₆	-44	63	43903	17	0.8	↓ Düşük
JP-10	C ₁₀ H ₁₆	-79	54	42100	19	2.94	
		↓	↓	↓	↓	↓	↓
		İşletilebilirlik	Güvenlik	Menzil	İşletilebilirlik	Ekonomi	Soğutma

^aUSAF'a 1998'deki maliyetleri.



Şekil 1.6. X-51 konsept tasarımı [17].



Şekil 1.7. USAF'ın hipersonik havasoluyan araç geliştirme planlaması [14].

Mayıs 2010'da ilk başarılı X-51 uçuş testi gerçekleştirilmiştir. Bu testte 9.8 Mach hızına ulaşarak rekor kıran X-51, 140 saniye boyunca scramjet çevrimiyle hipersonik uçuş gerçekleştirmiştir. 2011 ve 2012'de yapılan nispeten başarısız iki uçuş testinden sonra Mayıs 2013'te 240 saniye boyunca 5.1 Mach hızında başarılı bir uçuş testi gerçekleştirilmiş ve böylece X-51 programı başarıyla tamamlanmış olmuştur [18]. USAF'ın hipersonik havasoluyan araç geliştirme stratejisi (geçmiş ve gelecek) grafiksel olarak Şekil 1.7'de anlatılmıştır [14].

X-51'e ilk başta 2008'de iptal edilen Blackswift adlı aracın sıçrama tahtası olarak bakılmıştır [19]. Daha sonra X-51'de elde edilen verilerin ve tecrübenin 2020'li yılların ortalarında geliştirilmesinin tamamlanması amaçlanan Lockheed Martin tarafından geliştirilen High Speed Strike Weapon (Şekil 1.8) adlı 5 Mach'ın üzerindeki hızlarda uçacak bir füzede kullanılacağı açıklanmıştır [20].



Şekil 1.8. Lockheed Martin tarafından geliştirilmesi planlanan HSSW [20].

1 Kasım 2013'te Lockheed Martin'e bağlı ve daha önce U-2, SR-71, F-117, F-22 ve F-35 gibi uçaklar için araştırma geliştirme projelerini gerçekleştiren birim olan Skunk Works tarafından "SR-71'in Oğlu" olarak adlandırılan türbin ve iki modlu scramjet kombinasyonu ile tahrik edilerek 6 Mach hızında seyredecek SR-72 isimli insansız bir gözlem uçağı geliştirmesi yapıldığı açıklanmıştır. SR-72'nin 2030'da kullanılmaya başlanması planlanmaktadır [22].



Şekil 1.9. Turbojet ve iki modlu scramjet tahrikli SR-72'nin konsept çizimi [22].

1.2.1 Scramjet Motorlarının Avantaj ve Dezavantajları

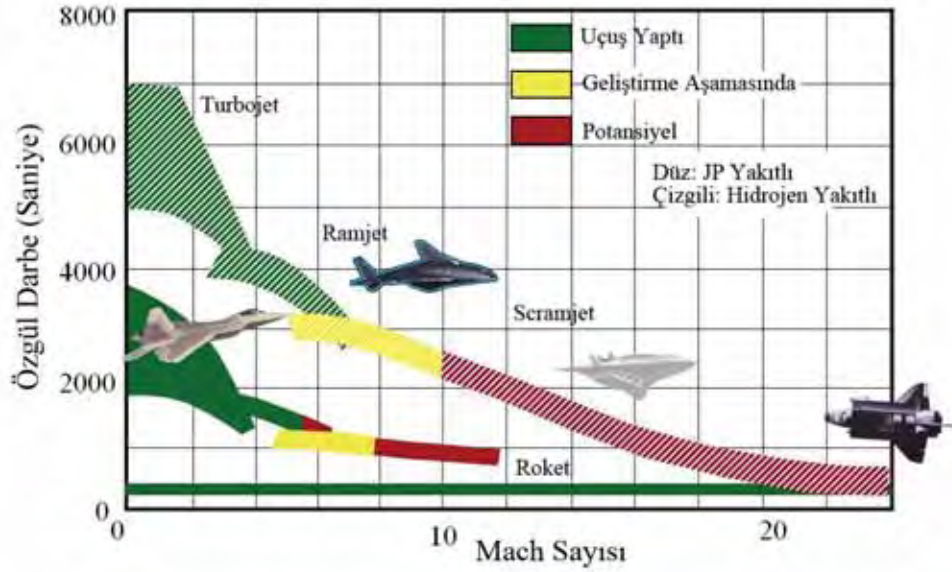
Atmosfer içerisinde hipersonik uçuş havacıların, mühendislerin ve bilim adamlarının bir tutkusu haline gelmiştir. 1950'lerin sonunda ve 1960'ların başında, roketlerle dünyanın herhangi bir yerine ulaşılabilceği ve roketlerin uzaya erişim potansiyellerinin olduğu bilinmesine rağmen, uygulanabilir hipersonik uçuşun ancak havasoluyan çevrimle mümkün olduğu anlaşılmıştır [2]. Antonio Ferri [23] roketler ve havasoluyan motorlar arasındaki önemli farkları şöyle açıklıyor;

1. Havasoluyan motorların özgül darbeleri roketlere göre çok daha fazladır. Çünkü havasoluyan motorlar sadece yakıt taşıyıp ihtiyaç duydukları oksijeni atmosferden sağlarken, roketler oksitleyici taşımak zorundadırlar.
2. Aynı itki için bir havasoluyan motorun yapısal ağırlığı roketlere göre daha fazladır. Çünkü havasoluyan motorlar havayı işlemek zorundadır (oksijen ve nitrojen) ve bir hava alığına sahip olmak zorundadır. Ancak roketler ise oksitleyici tankı ve basınçlandırma sistemleri bulundururlar.
3. Havasoluyan bir motorda itki, uçuş Mach sayısı ve irtifanın fonksiyonudur. Birim ön alan için yüksek itki ancak yoğun atmosferde elde edilebilirken roketler vakumda birim ön alan için yüksek itki ile çalışabilirler.
4. Havasoluyan motorlarda atmosferde uçuş zorunluluğu aerodinamik ısınma ve araç sürüklenmesinden kaynaklanan çok büyük yapısal problemlere neden olur. Ancak, havasoluyan motorla tahrikli araçların vakumdaki bir rokete göre aerodinamik kaldırma kuvvetlerini kullanarak daha yüksek manevra potansiyelleri vardır.

Özgül darbe (*specific impulse*, I_{sp}) roketlerin ve jet motorlarının verimlerinin bir ölçütüdür. Kısaca üretilen itkinin kullanılan yakıt debisine oranı olarak ifade edilebilir.

$$\frac{\text{Yüklenmemiş itki}}{\text{Yakıt debisi}} = I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}_f} \quad (1.1)$$

Denklem 1.1'deki gibi ifade edilen özgül darbeye g_0 deniz seviyesindeki standart yerçekimi ivmesidir. Özgül darbenin birimi saniyedir. Böylece, eğer kalkıştan ya da motor çalıştırmadan önceki yakıt ağırlığı bilinirse, özgül darbe, yakıtın süre olarak ne kadar yanabileceğini gösterecektir. Havasoluyan motorların ve roketlerin özgül darbelerinin karşılaştırılmaları Şekil 1.10'da gösterilmiştir [14]. Şekil 1.10'dan da görülebileceği gibi 6-7 Mach'ta scramjet ve ramjet özgül darbeleri yaklaşık aynıdır. Ancak Anderson ve arkadaşlarının [5] yaptığı çalışmada 5 Mach'tan yüksek hızlarda çalışan bir ramjetin yanma odası statik basıncı çok yüksek seviyelere ulaşacağı belirtilmiştir. Bu nedenle yüksek uçuş Mach sayılarında scramjetlerin tercih edilmektedir. Scramjetlerin önemli bir özelliği uçuş Mach sayısı arttıkça özgül darbelerinin ve dolayısıyla performanslarının düşmesidir. Bu, toplam entalpinin veya iş akışkanının (hava) kinetik enerjisinin yükselmesinden kaynaklanmaktadır. Bu durum “69 Kuralı” ile açıklanır. Stoikometrik oranda sağlanan yanma sırasında ortaya çıkan ısıнын havanın kinetik enerjisine oranı 69'un Mach sayısının karesine bölünmesiyle hesaplanabilir [5]. Böylece 6 Mach'ta bu oran yaklaşık 2 iken, 16 Mach'ta 1/4 seviyelerine kadar düşmektedir. Bu durumda, itki, yüksek hava alığı sürüklemesi ve egzoz itkisinin farkıdır ve bu fark yaklaşık %10-15 civarındadır. Aynı şekilde ivmelenme de bu küçük itki ile araç sürüklenmesi arasındaki fark kadardır. 69 kuralından da anlaşılabileceği gibi Scramjetlerin özgül darbesi Mach sayısı arttıkça düşmektedir ve yaklaşık 20 Mach'ta roketlerin özgül darbesiyle eşitlenmektedir. Bu da bu hızdan sonra scramjetlerinin bir avantajının kalmadığını ve bu hızdan sonra yörüngeye kadar ivmelenmek için roketlerin kullanılabileceğini gösterir [5].



Şekil 1.10. Çeşitli itki seçeneklerinin Mach sayısına göre özgül darbeleri [14].

Bu bilgileri de göz önünde bulundurarak, roketlerin hipersonik uçuş için verimli olamayacağını ve hipersonik uçuş için en uyumlu çevrimlerin havasoluyan çevrimler olduğunu söyleyebiliriz. Bölüm 1.1'de de açıklandığı gibi turbojet, turbofan ve benzeri hareketli parçaya sahip çevrimler ise bu hareketli parçalar nedeniyle hipersonik uçuş için verimli değildir. Ayrıca, ramjetler de 5 Mach'ın üzerindeki hızlarda akışı hızını ses hızının altına düşürmenin yarattığı sonuçlar nedeniyle hipersonik uçuşa uygun değildir. Bu durumda hipersonik uçuş için uygulanabilirliği en yüksek çevrim scramjet çevrimidir.

1.3 Scramjet Genel Literatür Taraması

Bu bölümde scramjetler, scramjet alt sistemleri, hipersonik akış ve ses-üstü yanma gibi konularda yapılan genel literatür taramasına kısaca yer verilmiştir. Bu bölümün amacı bu konulardaki çalışmaları belirli kategorilerle listeleyen bir kaynak oluşturmaktır. Literatür taramasında yer verilen kaynaklar scramjet ya da scramjet alt sistemleri ile ilgili çalışmalar sistem seviyesi (genel) çalışmalar, yer testleri, uçuş testleri ve sayısal çalışmalar olarak kategorilere ayrılmıştır.

1.3.1 Sistem seviyesi (genel) çalışmalar

Literatürde havasoluyan hipersonik itki sistemleriyle ilgili temel konuları içeren birçok yayın [24-28] bulunabilir. Bu yayınlarda hipersonik akış ve hipersonik akış rejiminde meydana gelebilecek olaylar, aerotermodinamik, ses-üstü akışlarda yanma gibi konular irdelenmiştir. Ayrıca, Kostoff [24] yaptığı çalışmada yüksek hızlı akışlarla ilgili yüksek sayıda alıntılanan makalelerin listesini vermiştir.

Literatürde scramjetlerin gelişimlerini anlatan ve/veya scramjet ve diğer itki sistemleri (ramjet, roket) tasarım ve deney yöntemleriyle ilgili kitaplar takip eden referanslarda bulunabilir [3, 29-31]. Aynı konulardaki makaleler ise [1,8,32-35] numaralı referanslarda bulunabilir. Ayrıca literatürde scramjetler, scramjetlerin potansiyel kullanım alanları, hipersonik uçuş ve süpersonik yanma ile ilgili genel makaleler bulunabilir [2,36-39].

Fry [1], yaptığı çalışmada scramjetlerin gelişimini anlatmış ve yayın yılına kadar yapılan bütün scramjet çalışmalarına yer verdiği bir tablo (Tablo 1.2-1.4) sunmuştur. Bu tablolarda scramjet çalışmalarının hangi yıllarda hangi ülke/kurum tarafından yürütüldüğüne, amaçlarına, yapılan testlere ve bazı özelliklerine yer verilmiştir.

Tablo 1.2. Dünya çapında scramjet programları (1955-1975, 1975-1990) [1].

Dönem	Ülke/Kurum	Motor/Araç	Tarihler	Uçuş Mach Sayısı	İrtifa (ft)	Geliştirme Durumu
1955-1975	U.S. Navy	External burn	1957-1962	5-7	-	Yanma testleri
	Rusya	Chetinkov	1957-1960	5-7	-	Parça testleri
	USAF	Marquardt SJ	1960-1970	3-5	-	Soğutmalı motor testleri
	USAF	GASL SJ	1961-1968	3-12	-	Soğutmalı motor testleri
	U.S. Navy	SCRAM	1962-1977	7.5	100000	Serbest jet testleri
	USAF-NASA	IFTV	1965-1967	5-6	56000	Parça testleri
	NASA	AIM	1970-1984	4-7	-	Soğutmalı motor testleri
	Fransa	ESOPÉ	1973-1974	5-7	-	Parça testleri
	U.S. Navy	WADM/HyWA DM	1977-1986	4-6	80000-100000	Parça testleri
1975-1990	Rusya	Çeşitli araştırmalar	1980-1991	5-7	80000-100000	Yanma testleri
	NASA	NASP	1986-1994	0-26	0-yörünge	Serbest jet testleri (7 Mach)
	Almanya	Sänger II	1988-1994	4	0-yörünge	Konsept araç

Tablo 1.3. Dünya çapında scramjet programları (1990-2003) [1].

Dönem	Ülke/Kurum	Motor/Araç	Tarihler	Uçuş Mach Sayısı	İrtifa (ft)	Geliştirme Durumu
1990-2003 – (1)	Birleşik Krallık	HOTOL	1990-1994	2-8	-	Yanma testleri
	Japonya	PATRES/ATREX	1990-	0-12	10000	Yanma testleri
	Japonya	NAL-KPL	1991-	4-12	50000-100000	Yanma testleri
	Rusya	Kholod	1991-1998	3.5-5.4	50000-115000	Uçuş testleri
	Rusya/Fransa	Kholod	1991-1995	3.5-5.4	50000-115000	Uçuş testleri
	Rusya/ABD	Kholod	1994-1998	3.5-7	50000-115000	Uçuş testleri
	Fransa	CHAMIOS	1992-2000	6.5	-	Parça testleri
	Fransa	Monomat	1992-200	4-7.5	-	Parça testleri
	Fransa	Prepa	1992-1999	2-12	0-130000	Parça testleri
	Rusya	ORYOL/MIKAKS	1993-	0-12	0-130000	Parça testleri
	Fransa/Rusya	WRR	1993-	3-12	0-130000	Parça testleri
	Rusya	GELA Phase II	1995-	3-5+	29500	Uçuş testleri
	Rusya	AJAX	1995-	0-12	0-130000	Konsept
	USAF	HyTech	1995-	7-10	50000-130000	Parça testleri
	ABD	GTX	1995-	0-14	50000-130000	Parça testleri
	U.S. Navy	Counterforce	1995-	4-8	80000-100000	Parça testleri
	NASA	X-43A/Hyper-X	1995-	7-10	100000	Uçuş testleri
	Fransa/Almanya	JAPHAR	1997-2002	5-7.6	80000	Parça testleri
	ABD	ARRMID	1997-2001	3-8	80000	Parça testleri
	Rusya	IGLA	1999-	5-14	82000-164000	Uçuş testleri

Tablo 1.4. Dünya çapında scramjet programları (1990-2003) [1].

Dönem	Ülke/Kurum	Motor/Araç	Tarihler	Uçuş Mach Sayısı	İrtifa (ft)	Geliştirme Durumu
1990-2003 – (2)	NASA	X-43C	1999-	5-7	100000	Parça testleri
	ABD	IHPDET	1999-	0-5	0-90000	Parça testleri
	ABD	RTA	1999-	0-5	0-90000	Parça testleri
	Fransa	Promethee	1999-2000	2-8	0-130000	Parça testleri
	Hindistan	AVATAR-M	1999-	0-14	0-yörünge	Yanma testleri
	Birleşik Krallık	HOTOL Phase II	2000-	2-8	-	Parça testleri
	Fransa	PIAF	2000-	2-8	0-110000	Parça testleri
	ABD	MARIAH	2001-	15	-	Parça testleri
	Avustralya	HyShot	2001-2002	7.6	75000-120000	Uçuş testleri
	ABD	Gun launch technology	2001-	-	-	Uçuş testleri
	ABD	ISTAR	2002-2003	2.4-7	0-yörünge	Parça testleri
	ABD	X-43B	2002-2003	0-10	10000	Parça testleri
	Rusya	Mig-31 HFL	2002-	2-10	50000-130000	Planlanmış Uçuş Testleri
	ABD	HvFly	2002-	3-6.5	85000-95000	Planlanmış Uçuş Testleri
	ABD	SED	2003-	4.5-7	80000	Planlanmış Uçuş Testleri
	Fransa	LEA	2003-2012	4-8	80000	Planlanmış Uçuş Testleri
	ABD	RCCFD	2003-	0.7-7	0-yörünge	Planlanmış Uçuş Testleri

[9,10,40-44] referans numaralı çalışmalarda scramjet, ramjet ve diğer süpersonik/hipersonik araç programlarının gelişimleri, yer testleri, yaşanan tasarım sorunları, uçuş testleri ve bu testlerden alınabilecek dersler gibi konular irdelenmiştir. Erbland [41], yaptığı çalışmada, hipersonik araçların gelişimini anlatmıştır ve yayının eklerinde 14 farklı araç programını ele almıştır.

1.3.2 Deneysel Çalışmalar

Yapılan deneysel çalışmaların kapsamlarını daha iyi ayırt edebilmek amacıyla incelenen deneysel çalışmalar deneylerin yapıldığı test düzeneklerine göre üç başlık altında sınıflandırılmıştır. Bunlar,

1. Boru bağlantılı test düzenekleri: Havanın yanma odası giriş koşullarında sağlandığı test düzenekleridir. Aynı zamanda şok tünelleri ile yapılan deneyler de bu sınıfa dahil edilmiştir.
2. Yarı açık akış test düzenekleri: Havanın hava alığı giriş koşullarında sağlandığı test düzenekleridir. Deney modeli manevra koşullarında incelenemez.
3. Açık akış test düzenekleri: Havanın uçuş koşullarında sağlandığı, manevra senaryolarında motor ve aracın deney modelini içine alabilecek kapasitede olan test düzenekleridir.

1.3.2.1 Boru Bağlantılı Test Düzenekleri

Boru bağlantılı test düzeneklerinde, yanma odası içindeki akışın incelenmesi, yakıtların performanslarının karşılaştırılması, alevin yanma odası içinde tutunması deneyleri ve nozul deneyleri gibi deneyler yapılabilir. Ayrıca bu test düzeneklerinde malzeme ve ısı yönetim ile ilgili deneyler de gerçekleştirilebilir.

Aso [45], süpersonik hızlarda çalışan bir şok tüneli ile hidrojen yakıtın yanması ve akışıyla ilgili bir deneysel bir çalışma yapmıştır. Scramjet yanma odalarındaki basınç artışı nedeniyle ses-üstü akışta sınır tabaka ayrılması mümkündür. Isıl boğulma, sınır tabaka ayrılması ya da ayrılma kabarcığı ile ilgili deneysel çalışmalar [46-48] referans numaralı çalışmalarda bulunabilir.

Literatürde scramjet hava alıklarıyla ilgili, iki ve üç boyutlu hava alıklarının karakteristikleriyle ilgili farklı Mach sayılarında yapılmış deneysel çalışmalar bulunabilir [49-51]. Yanma odaları, yakıt-hava karışımı, alev tutucu sistemler ve kendiliğinden tutuşma (*autoignition*) gibi konulardaki çalışmalar [52-59] referans numaralarıyla listelenmiştir.

[60-62] referans numaralı çalışmalar scramjet nozul akışlarıyla ilgili çeşitli akış görüntüleme yöntemleriyle yapılmış deneysel ölçümleri içermektedir. [63] referans numaralı çalışmada kuvvet-balans sistemi ile kaldırma kuvveti, itki, yunuslama momenti ölçümleri yapılmıştır.

1.3.2.2 Yarı Açık Test Düzenekleri

Yarı açık test düzeneklerinde hava alığı, izolatör, yanma odası ve nozul bir arada test edilebilir. Ancak, akış hava alığına tam karşıdan verilir. Bu nedenle manevra etkileri gözlemlenemez.

Kanda [64-66] yaptığı çalışmalarda bir scramjet modelini farklı Mach sayılarında test etmiştir. Bu çalışmalarda hava alığı dudak (*cowl lip*) uzunluğu, daralma oranı, yan-plaka hücum kenarı ok açısı (*side-plate leading edge sweep angle*) gibi etkenlerin performansa etkileri ve başlamama olayı gözlemlenmiştir.

Yarı açık test düzeneklerinde iki ve üç boyutlu hava alıklarında temel akış olayları incelenebilir [67, 68]. Yapılan bazı çalışmalarda [69, 70] rampa sıkıştırma yöntemi incelenmiştir. Hiraiwa'nın [70] çalışmasında bir scramjet hava alığında başlamamayı önlemek amacıyla dikme (*strut*) yerine rampa sıkıştırma kullanımı incelenmiştir ve dikme kullanılan tasarımla karşılaştırılmıştır. Tani [71] yaptığı çalışmada tek dikmeli hava alığı modellerini deneysel olarak incelemiştir. Dikmelerin performansa etkilerini incelemenin yanı sıra dikme nedeniyle oluşan şok dalgalarını da incelemiştir. Wagner'in [72] çalışmasında, bir hava alığı/izolatör modelinde oluşan başlamama durumunun 5 Mach hızında deneysel incelemesi yapılmıştır.

Watanabe [73] yaptığı çalışmada bir scramjet nozulunu hipersonik hızlardaki dış akışta Schlieren fotoğraflama ve yağ ile akış görüntüleme (*oil flow visualization*) gibi yöntemlerle incelemiştir.

Yarı açık test düzeneklerinde yapılmış scramjet aerodinamik kuvvet ölçümü çalışmalarına örnekler [67, 68] olarak listelenmiştir. Shimura [74] yaptığı çalışmada, bir scramjet motorunun itki, kaldırma kuvveti ve yunuslama momentinin ölçümünü yapmıştır. Ayrıca dikmelerin scramjet performansına etkisini kuvvetler açısından incelemiştir ve tam yükseklikli dikmelerin yanma verimini artırdığını ancak bununla birlikte itkiden çok sürüklemeyi artırdığını belirtmiştir. Mitani'nin [75] yaptığı çalışmada ise hidrojen yakıtlı bir scramjet modelinin kuvvet ölçümleri yapılmıştır. Ayrıca, iç etkenler nedeniyle oluşan sürüklenme kuvveti ve dış etkenler nedeniyle oluşan sürüklenme kuvvetini birbirinden ayırabilmek için akış yolunda basınç ölçümleri yapılmıştır.

1.3.2.3 Açık Test Düzenekleri

Holland [76] yaptığı çalışmada Hyper-X programı çerçevesinde, açık akış test düzenekleri de dahil olmak üzere birçok farklı tip test düzeneklerinde yapılan özellikle aerodinamik testlere yer vermiştir.

1.3.3 Uçuşlu Testler

[7,10,12,44,77-84] referans numaralı çalışmalar scramjet uçuş test tasarımları ve gelecekteki uçuş test planlamaları, uçuş testleri ve uçuş test sonuçlarının ele alındığı çalışmalardır. [78] referans numaralı araç stabilizasyonu ve kontrolü için uçuş testi tasarımını ele almaktadır. Çalışmada yapılan tasarım X-43A uçuş testine uygulanmış ve doğrulanmıştır. [79] referans numaralı çalışmada 1998'de NASA ve CIAM tarafından ortak olarak gerçekleştirilmiş uçuş ve yer testi sonuçları yer almaktadır. [77] referans numaralı çalışmada NASA'nın gerçekleştirdiği uçuş testlerini, şu anki program durumlarını ve gelecek planları yer almaktadır. [12, 80] referans numaralı çalışmalarda HyShot uçuş testi sonuçlarının analizi yer almaktadır. [80] numaralı çalışmada, yapılan

analizlerin sonucunda HyShot I'in neden başarısız olduğu ortaya çıkmıştır. [44, 81] referans numaralı çalışmalarda Hyper-X (X-43) programının gelişimi, yapılan uçuş testleri, uçuş test sonuçları ve programın durumu yer almaktadır. [82] referans numaralı yayında Rusya ve ABD ortaklığında yürütülen KHOLOD projesi çerçevesinde yapılmış uçuş testinin bir özeti ve aynı projenin gelecek planlarıyla ilgili bilgiler bulunabilir. X-51 programı çerçevesinde 26 Mayıs 2010 tarihinde başarılı bir uçuş testi gerçekleştirilmiştir. NASA'ya ait bir B-52H ile 50000 ft irtifaya çıkartılan X-51 bu irtifada bir süre uçtukten sonra ana gemiden ayrılmıştır (Şekil 1.11). Daha sonra ATACMS itici roketi tahrikiyle bir süre uçup istenilen atmosfer şartlarına gelindiğinde X-51 itici roketten ayrılıp 200 saniye boyunca çalışarak 5 Mach hızına çıkarak tarihin en uzun scramjet uçuşunu gerçekleştirmiştir. Uçuş testinde her ne kadar istenilen sonuçlar elde edilememiş olsa da birçok değerli veri toplanmıştır [83,85].



Şekil 1.11. X51 uçuş testinden görüntüler (a. Ana gemiye bağlı uçuş, b. ATACMS itici roket tahrikiyle uçuş, c. Saf scramjet uçuşu.) [83].

1.3.4 Deneysel Yöntemler

Farklı tasarımlara sahip tünellerde yapılmış scramjet yer testleri, birkaç test yöntemi ve tünellerle ilgili çalışmalar [86-93] olarak listelenmiştir. [86] numaralı referansta şok tünelleri ile genişleme (*expansion*) tünelleri, iki farklı tünelde aynı şartlarda, aynı tasarıma sahip bir scramjet motorunun testleri yapılarak karşılaştırılmıştır. [87] numaralı referansta yeni bir yer testi tesisi için performans tahminleri yapılmıştır. [88] referans numaralı çalışmada, çalışmanın yayın tarihine kadar NASA LRC'de (*Langley Research Center*) scramjet programları altında yapılmış olan deneysel çalışmalar anlatılmıştır. [89] referans numaralı çalışmada Queensland üniversitesindeki şok tüneli ve scramjet deneyleri

anlatılmıştır. [90] referans numaralı çalışmada X-43A uçuş testlerinde yüzey sürtünmesi ölçümü için yeni bir ölçüm cihazı geliştirilmesi anlatılmıştır, geliştirme aşamasında yer testleri yapılmıştır. [91-93] referans numaralı çalışmalarda çeşitli akış görüntüleme yöntemleri ile ilgili araştırmalar yapılmıştır ve basınç deneyleri sonuçlarıyla karşılaştırılarak doğrulama yapılmıştır [91]. Ayrıca scramjet yer testlerine stereoskopik PIV (*Particle Image Velocimetry*) uygulanması [92] ve PIV için en iyi partikül seçimi de araştırılmıştır [93].

Scramjet yer testlerinde havanın kirlenmiş (*vitiated*) ya da kirlenmemiş (*storage heated*) olması durumlarının scramjet performansına, yanmaya, dual-mode scramjetlerde ram/scram geçişine etkisi [94-99] referans numaralı çalışmalarda deneysel olarak incelenmiştir.

1.3.5 Yanma ve Yakıt Seçimi

Çoğu scramjet uygulamasında sıvı hidrokarbon ya da sıvı hidrojen yakıtlar kullanılmaktadır. Hidrojen yakıtların yüksek yanma entalpisi, yüksek yanma entalpisi sonucunda daha yüksek özgül darbe üretimi ve kendiliğinden tutuşma gibi avantajları vardır. Ancak hidrojen yakıtların depolanmaları ve lojistiği çok zordur. Bu durum özellikle askeri kullanım için dezavantaj yarattığı ve hidrokarbon yakıtlar hidrojene göre daha kolay depolanabildiği için, düşük yanma entalpilerine rağmen hidrokarbon yakıtlar tercih edilirler (Tablo 1.1) [14-16].

Lewis [100] yaptığı çalışmada hipersonik araçlar için yakıt seçiminin önemini ele almıştır. Hidrojen ve hidrokarbon yakıtları avantaj ve dezavantajlarından bahsederek karşılaştırmıştır. Hidrojen yakıtlar hafiflikleri, yüksek yanma entalpileri, hızlı yanması ve aktif soğutmada kullanılabilecek özellikleriyle öne çıkarken, hidrokarbon yakıtlar her ne kadar düşük yanma entalpisine sahip olsa da depolama avantajlarıyla tercih sebebi olabilmektedir. Smart [101], bu çalışmasında Queensland üniversitesinde, farklı deney düzeneklerinde gerçekleştirilen scramjet araştırmalarını özellikle yanma ile ilgili olanlara odaklanarak özetlemiştir. Ayrıca, HyShot II uçuş testinin kısa bir özetini vermiştir.

Bunlara ek olarak HyShot projesinin devamı olan ve Amerikan Hava Kuvvetleri ile gerçekleştirilmesi planlanan uçuş testlerinden (HiFiRE, HiShot 5-6-7) de bahsedilmiştir. Tetlow [102], bu çalışmada, yörüngeye yerleşme (*orbital insertion*) görevleri için hidrojen yakıtlı scramjetler ve hidrokarbon yakıtlı (jet-A) scramjetleri karşılaştırmıştır. Sonuç olarak, hidrojen yakıtlı scramjetlerin faydalı yük kapasitesi açısından üstün olduğu görülmüştür ve hidrokarbon yakıtların hidrojen yakıtlara göre daha iyi depolanabilir olmasının bir yörüngeye yerleşme görevinde herhangi bir yararının olmadığı görülmüştür. Ancak 8-10 Mach aralığında hidrokarbon yakıtların menzil ve özgül darbe açısından hidrojenle aynı ya da daha iyi performans gösterdiği görülmüştür. Ayrıca, hidrokarbon yakıtların kullanılmasıyla havada yakıt ikmali mümkün olabilecektir, böylece araç menzili daha da artacaktır. Maurice [15], bu çalışmada hipersonik uçuş için kullanılabilecek yakıtları incelemiştir. Isıl bölme ve birleştirme (*Thermal cracking ve reforming*) olayları açıklanmış, endotermik yakıt karakteristiklerinden ve modellemesinden bahsedilmiş, hidrojen ve hidrokarbon yakıtlar karşılaştırılmış ve kullanılabilecek yakıtların ısı kapasiteleri (*heat sink*), parlama noktaları, donma noktaları, maliyetleri, formülleri ve ısı değerleri gibi karakteristikleri verilmiş ve bu karakteristiklerin yakıt seçimindeki rolü anlatılmıştır. Isıl bölme ve birleştirme modelinin sonuçları da bu yayında sunulmuştur. Taha'nın [103] yaptığı çalışmada etilen yakıtın yanma karakteristiklerinin yanında hidrojenin pilot yakıt olarak enjekte edilmesiyle alev stabilizasyonu incelenmiştir.

Scramjetlerde yakıt hava karışımı doğru oranda ve sınırlı bir mesafede, çok hızlı bir şekilde gerçekleşmelidir. Ancak, uçuş Mach sayısı arttıkça yakıt hava karışımını doğru oranda elde edip alevi yanma odasında tutmak zorlaşır. Bu şartlarda yanma sağlayabilmek için enjektör tasarım ve dizilimleri, alev tutucu tasarımları ve oksijen zenginleştirme gibi tekniklerle iyileştirmeler yapılmaktadır. Bu konuları ele alan bazı çalışmalar [104-109] referans numaralarıyla verilmiştir.

1.3.6 Malzeme

Scramjetler için kullanılabilecek malzemelerle ilgili bazı çalışmalar [110-115] referans numaralarıyla verilmiştir.

1.3.7 Soğutma ve Isıl Yönetim Sistemleri

Scramjetler üzerindeki ısı yükler, soğutma teknikleri, soğutucu akışkan seçimi, ısı koruma yöntemleri gibi konulardaki bazı yayınlar [116-123] referans numaralıyla verilmiştir.

1.3.8 Sayısal Çalışmalar

DeneySEL imkanların, özellikle scramjetler ya da hipersonik akış için, çok kısıtlı ve masraflı olması nedeniyle sayısal yöntemler hipersonik akışın, aerotermodinamik şartların ya da aero-ısınmının modellenip incelenebilmesi için hayati önem taşır. Scramjetlerle ilgili bazı sayısal çalışmalar [124-140] referans numaralarıyla verilmiştir.

1.4 Deney Tasarımı

Bir sistemi ya da süreci çalışırken gözlemlemek onun nasıl çalıştığını anlamının en önemli yollarındandır. Ancak, girdi faktörleri değiştiğinde bir süreçte ne gibi değişiklikler olduğunu anlayabilmek için gözlemlemeden öteye gidilmelidir. Bu da faktörlerin değiştirilmesiyle yapılır, diğer bir deyişle, bir sürecin nasıl çalıştığını ve faktörlerin değişimiyle ortaya çıkan tepkileri tam olarak anlayabilmek için deney yapılması zorunludur [141].

Mühendislik ve araştırma-geliştirme çalışmalarında başlıca istenen, yapılacak tasarımın ya da ürünün mümkün olan en iyi performansla çalışıyor olmasıdır. Yapılacak tasarımın performansının artırılabilmesi için performansı belirleyen özellik ve bu özelliği etkileyen faktörler belirlenir. Bu faktörlerin özellik üzerindeki etkilerinin belirlenmesi ve en uygun faktör kombinasyonunun elde edilmesi için deneyler yapılması gerekmektedir. Yapılan

bu deneyler sisteme sorulan soru, deney sonuçları da sistemin verdiği cevap olarak düşünülebilir [142]. Bahsi geçen soruların cevaplarını alabilmek için her özelliğin her faktörü için deney yapmak ve bu deneylerin sonucunda bu faktörlerin özellik üzerindeki etkilerini tek tek incelemek gerekmektedir. Çoğu mühendislik probleminde ya da tasarımında bu özellikler ve faktörlerin sayısı çok fazladır. Bir faktörün etkisini araştırırken diğer faktörler sabit olacağından o sabit faktörlerin sistem üzerindeki etkileri düşünülecek olursa sonuçların yanıltıcı olacağını tahmin edebilir. Daha kesin sonuçlar elde edebilmek için tüm faktörlerin tek tek değiştirilerek incelendiği deneyler yapmak gerekmektedir. Bu da çok yüksek maliyetin yanında işgücü ve zaman kaybına neden olacaktır. Ayrıca bir ürün tasarlanırken üretilen tüm ürünlerin incelenip standartlara uygun olup olmadığını tek tek tespit etmektense ürünün tasarım sürecinde kalitenin artırılması maliyetleri azaltacak ve işgücü ve zaman kaybının önüne geçecektir. Düşük maliyetli ve yüksek kaliteli ürünler üretmek ya da sistemler tasarlamak amacıyla teknoloji ve istatistiksel yöntemlerin birlikte kullanılması gerekmektedir [143].

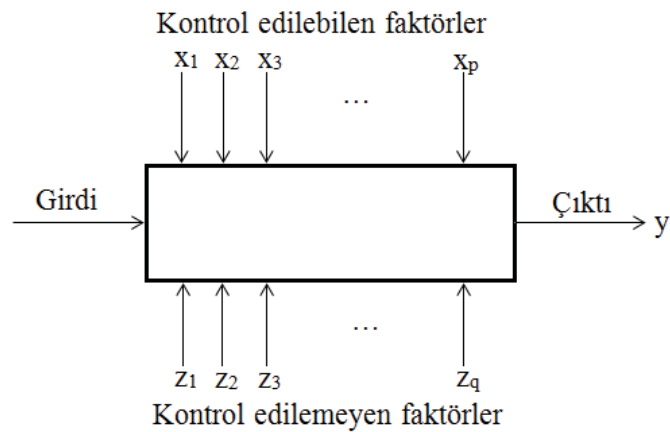
Bu amaçla istatistiksel bir yöntem olan Deney Tasarımı yöntemi 1920’lerde tarım ile ilgili uygulamalarda kullanılmak üzere Ronald A. Fisher tarafından geliştirilmiştir [141]. Deney tasarımı ilk defa 1950’lerde Genichi Taguchi tarafından savaş sonrası Japonya’nın telefon sistemlerinin yeniden yapılanmasında kullanılmıştır ve son derece başarılı sonuçlar elde edilmiştir [144]. Daha sonra 1950’lerin başında Box ve Wilson tarafından Cevap Yüzey Yöntemi (*Response Surface Methodology, RSM*) geliştirilmiştir. Bu yöntemle deneyi yapan kişi hızlı bir şekilde cevabı görebilir ve az sayıda deney yaparak sonuçlar hakkında önemli bilgilere ulaşabilir. 1970’lerden sonra endüstrileşmenin daha da artmasıyla Genichi Taguchi deney tasarımına olan bakış açısını değiştirmiştir. Taguchi deney tasarımını gürbüz parametre tasarımı için kullanmıştır. Taguchi’nin sağladığı diğer yenilikler ise,

1. Çevresel ya da kontrolü zor olan faktörlerden bağımsızlık,
2. Bileşenler tarafından üretilen değişkenliklerden bağımsızlık,
3. Sonucu istenen bir değere getirmek için sürecin değişkenlerinin etki seviyelerini bularak deney sayısını azaltmak olarak sıralanabilir.

Tarihi gelişimindeki başarılarından sonra deney tasarımı günümüzde endüstrinin birçok farklı kolunda optimizasyon ve karar verme amacıyla kullanılmaktadır [145].

Deney Tasarımı kısaca, bir süreçteki girdi değişkenleri üzerinde istenilen değişikliklerin yapılmasıyla cevap üzerindeki değişikliğin gözlenmesi ve bu gözlemin yorumlanarak gerekli optimizasyonun yapılması olarak tanımlanabilir [141,145]. Bir süreç işlemler, makineler, metotlar, insanlar ve diğer kaynaklar gibi girdilerin birleşimiyle oluşan ve bir ya da daha fazla cevabı olan bir çıktı olarak tanımlanabilir. Sürecin kontrol edilebilir değişkenleri, $x_1, x_2, x_3, \dots, x_p$ olarak, kontrol edilemeyen değişkenleri ise, $z_1, z_2, z_3, \dots, z_q$ olarak tanımlanırsa deneyin amaçları aşağıdaki gibi tanımlanabilir ve Şekil 1.12’de görselleştirilebilir.

1. Hangi değişkenlerin y cevabına daha çok etkidiğinin bulunması.
2. y cevabının istenilen değere olabildiğince yaklaşması için gerekli x değerlerinin bulunması.
3. y cevabındaki değişkenliğinin minimum olabilmesi için gerekli x değerlerinin bulunması.
4. Kontrol edilemeyen faktörlerin (z) etkisinin en aza indirilebilmesi için gerekli x değerlerinin bulunması.



Şekil 1.12. Sürecin genel modeli [141].

1.4.1 Deney Tasarımı Uygulama Örnekleri ve Literatürden Örnekler

Önceden de belirtildiği gibi deney tasarımı çok geniş uygulama alanına sahiptir. Deney tasarımı yöntemine bir bilimsel sürecin bir parçası ve bu sürecin nasıl işlediğini öğrenmemizi sağlayan bir yöntem olarak bakılabilir. Deney tasarımının bir mühendislik ya da bilimsel prosesin geliştirme aşamasında uygulanmasıyla [141],

1. İyileşmiş süreç sonuçları,
2. Değişkenlikte azalma ve hedeflenen ihtiyaçlara daha yakın sonuçlar,
3. Geliştirme süresinde azalma,
4. Toplam maliyette azalma elde edilebilir.

Deney tasarımının yeni bir ürün tasarımı gibi bir mühendislik tasarım çalışmasına uygulanmasıyla ise [141],

1. Temel tasarım parametrelerinin değerlendirilmesi ve karşılaştırılması,
2. Malzeme ya da kaynak alternatiflerinin değerlendirilmesi,
3. Ürünün gerekli çevre şartlarında yüksek verimli çalışması, yani ürünün gürbüz bir ürün olması amacıyla tasarım parametrelerinin seçimi,
4. Ürünün verimini ya da çıktıları etkileyecek anahtar parametrelerin belirlenmesi,
5. Yeni ürünlerin elde edilmesi amaçlarıyla kullanılabilir.

Deney tasarımının uygulamaları sadece mühendislik uygulamalarıyla kalmayıp, günümüzde pazarlama, tıp, kimya gibi birçok dalda daha kaliteli ürünü daha az zaman ve maliyetle elde edebilme amacıyla kullanılabilir.

Hamzaçebi ve Kutay [145] çalışmalarında Taguchi metodunun gelişimini ve sistematüğını anlatmışlar ve bir uygulamaya yer vermişlerdir. Akman ve Özkan [144] deney tasarımı yöntemiyle sac imalatında karşılaşılan yapışma problemine bir çözüm getirmeyi amaçlamışlardır. Bu amaçla bir regresyon eşitlikleri çıkartmışlardır ve en yüksek etkiye sahip parametreleri bulmuşlardır.

1.5 Tez Konusuyla İlgili Literatür Taraması

Smart [2], yaptığı çalışmada, örnek bir temel scramjet tasarımına yer vermiştir. Bunun yanında scramjetlerin tarihine, avantaj ve dezavantajlarına yer vermiştir ve çalışmanın yayın tarihine kadar yapılmış uçuşlu testlerden bahsetmiştir. Ayrıca, yine bu çalışmada, Akım İtki Analizi (*Stream Thrust Analysis, STA*) kullanılarak örnek bir scramjet performans analizi yapılmıştır. Bu çalışmada ayrıca yörüngeye yerleşme amacıyla örnek bir hipersonik araç tasarımı yapılmıştır. Bu kapsamda itici roket seçimi, scramjet boyutlandırması ve gezing simülasyonu yapılmıştır.

Hagenmaier ve Davis'in [146] yaptıkları çalışmada bir scramjet motorunun hava alığı ve yanma odası optimizasyonu ele alınmıştır. Scramjet performans analizi için CFD metotları kullanılmıştır. Optimizasyon için cevap yüzeyi yöntemi kullanılmıştır. Bu kapsamda hava alığı optimizasyonu için, değişken parametreler olarak hava alığı giriş uzunluğu ve rampa açısı ele alınmıştır. Cevap olarak ise hava alığı debisi, hava alığı sürüklenmesi, tüm çevrim için akım itki fonksiyonu, boğazdaki (throat) ortalama toplam basıncın serbest akım bölgesindeki ortalama toplam basınca oranı, kinetik enerji verimi, entropi artışı ve ısı eklemeyele elde edilebilecek potansiyel hız takip edilmiştir. Yanma odası optimizasyonu için ise yanma odası iki bölüme ayrılmıştır. Birinci bölüm için değişken parametre olarak genişleme açısı ve uzunluk kullanılırken, ikinci bölüm için sadece uzunluk kullanılmıştır. Cevap olarak ise akım itki fonksiyonu (sabit alan ve sabit basınç için ayrı ayrı) ve boğazdaki ortalama toplam basıncın serbest akım bölgesindeki ortalama toplam basınca oranı kullanılmıştır. Elde edilen regresyon denklemleriyle CFD sonuçları karşılaştırılmıştır. Regresyon denklemlerinin hata yüzdelerini düşürmek için parametre etkileşimlerinin de ele alınması önerilmiştir.

DeLoach [147] yaptığı çalışmada NASA Langley Araştırma Merkezinde bulunan bir transonik rüzgar tüneline deney tasarımı uygulamaları yapmıştır. Bu çalışmanın amacı rastgeleleştirmenin etkisinin araştırılmasıdır. Ayrıca bu çalışmada kaldırma kuvveti katsayısının Mach sayısı ve hücum açısına bağlı regresyon eşitliği de elde edilmiştir.

Ferlemann [148] yaptığı çalışmada bir hipersonik araç tasarımı gerektiren çok-disiplinli çalışmanın getirdiği dezavantajları giderebilmek için deney tasarımı uygulaması yapmıştır. Bu çok-disiplinli çalışmanın en zorlu örneği olarak itki sistemi-gövde entegrasyonunu ele almıştır. Bu kapsamda yazar, regresyon denklemleri üretmiştir ve deney tasarımı yöntemi kullanarak tasarım sürecinin süresini denemesi gereken durumların sayısını düşürerek kısaltmıştır.

McClinton ve arkadaşları [6] bu çalışmalarında deney tasarımı yöntemini Hyper-X programında deneylere, model geliştirme sürecine, motor iyileştirme sürecine ve tüm aracın iyileştirilmesi sürecine uygulamıştır. Modern deney tasarımı yöntemlerinin uygulanmasıyla X-43'ün itkisinde %25 artış gerçekleştirilerek programın hedeflerine ve takvimine uyması sağlanmıştır.

1.6 Amaç ve Kapsam

Tezin amacı, hipersonik araç görev ihtiyaçlarını karşılayacak Scramjet motor kavramsal tasarımının Deney Tasarımı yöntemleri kullanarak gerçekleştirilmesidir. Bu amaçla özgün bir yazılım hazırlanmıştır. Yazılımda scramjet çevrim hesapları akım itki analizi yöntemiyle yapılmıştır. Daha sonra hazırlanan yazılımdan alınan sonuçlar Deney Tasarımı yöntemi kullanılarak analiz edilmiş ve scramjet performansına ve verimine en etkili parametreler ve bu parametrelerin etki oranı bulunmuştur.

Hazırlanan yazılım scramjet projeleri için gerekli olan teknoloji altyapısının belirlenmesinde, fizibilite raporlarının hazırlanmasında kullanılabilecektir. Ayrıca bir scramjet motor geliştirme projesi kapsamında, kavramsal tasarım fazında kullanılabilecektir.

KAPSAM :

1. Scramjet 0-d analizlerini yapabilecek STA adında bir algoritma hazırlandı. MATLAB’de hazırlanan bu algoritma bir deney düzeneği olarak kullanıldı.
2. Deney tasarımı kullanılarak scramjet tasarım parametreleri değerlendirildi ve baskın parametreler belirlendi. Deney tasarımının uygulanması için Minitab isimli istatistik programı kullanıldı.
3. Deney tasarımı yöntemi kapsamında Cevap Yüzeyi Yöntemi uygulanarak cevap parametrelerinin girdi parametreleriyle nasıl değiştiğini açıklayan regresyon eşitliği elde edildi.
4. Tanımlanan tasarım sınırları içerisinde kalan en uygun çözüm optimize edildi.

2. BÖLÜM

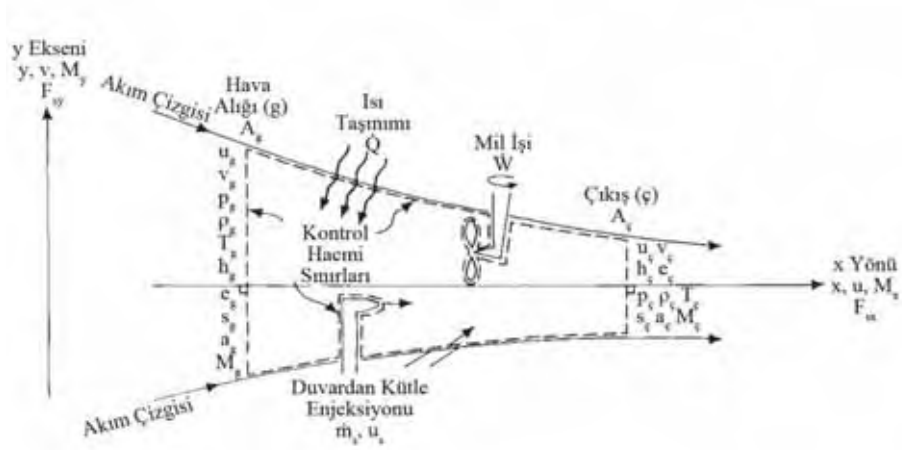
AKIM İTKİ ANALİZİ ve DENEY TASARIMI

2.1 Havasoluyan Motorlu Hipersonik Araçlar için Performans Hesapları

Bu bölümde havasoluyan motorlu hipersonik araçlar için yapılan performans hesaplarına yer verilmiştir. Performans hesabı için akım itki analizi yöntemi kullanılmıştır.

2.1.1 Akım İtki Analizi İçin Temel Bilgiler

Akım itki analizi yöntemi kütle, momentum ve enerjinin korunumu yasalarından türetilmiş bir yöntemdir [3]. Bu yüzden bu bölümde bu temel yasalara ve diğer bazı eşitliklere değinilmiştir.



Şekil 2.1. Kontrol hacmi [3].

2.1.1.1 Genel Sonlu Kontrol Hacmi Analizi

Şekil 2.1’de görülen geometri bir havasoluyan motorun bir boyutlu sonlu kontrol hacmini temsil etmektedir.

2.1.1.1.1 Kütleinin korunumu (süreklilik)

Şekil 2.1’deki kontrol hacmine kütleinin korunumunun uygulanmasıyla,

$$\rho_g u_g A_g + \sum \dot{m}_s = \rho_\zeta u_\zeta A_\zeta \quad (2.1)$$

elde edilir. Denklemden “g” alt indisi girişi, “ç” alt indisi çıkışı, “s” alt indisi ise kontrol hacmi sınırına duvardan giren herhangi bir akışı temsil etmektedir.

2.1.1.1.2 Momentumun korunumu (Newton’un Üçüncü Yasası):

Newton’un üçüncü yasasının şekildeki kontrol hacmine uygulanmasıyla iki denklem ortaya çıkar. Bu denklemlerden biri aksel (x yönünde), diğeri ise eninedir (y yönünde),

$$p_g A_g + (\rho_g u_g A_g) u_g + \sum \dot{m}_s u_s + F_{sx} = p_\zeta A_\zeta + (\rho_\zeta u_\zeta A_\zeta) u_\zeta \quad (2.2)$$

$$(\rho_g u_g A_g) v_g + \sum \dot{m}_s v_s + F_{sy} = (\rho_\zeta u_\zeta A_\zeta) v_\zeta \quad (2.3)$$

Bir boyutlu kontrol hacmi analizi en doğru sonucu verememektedir. Bu nedenle akışın sadece x yönünde olduğu kabulü yapılmıştır ve akım itkti fonksiyonu sadece x ekseninde (Denklem 2.2) hesaplanacaktır, y ekseninde tanımlanan denklem (Denklem 2.3) kullanılmayacaktır.

2.1.1.1.3 Enerjinin korunumu (Termodinamiğin Birinci Yasası)

Şekildeki kontrol hacmine termodinamiğin birinci yasasının uygulanmasıyla,

$$\rho_g u_g A_g \left(h_g + \frac{u_g^2 + v_g^2}{2} \right) + \sum \dot{m}_s \left(h_s + \frac{u_s^2 + v_s^2}{2} \right) + \dot{W} + \dot{Q} = \rho_\zeta u_\zeta A_\zeta \left(h_\zeta + \frac{u_\zeta^2 + v_\zeta^2}{2} \right) \quad (2.4)$$

denklemleri elde edilir. Bu denklemlerde $\dot{W}$ kontrol hacmi akışkanında çalışan mil gücünü, $\dot{Q}$ ise kontrol hacmine çevreden ısı taşınımını gösterir. Mil gücü türbin, kompresör gibi mekanik (hareketli) parçaların bulunduğu durumlarda, eklenen ısı ise sıcak akışkandan ısının çekilmesiyle soğutmanın kullanıldığı durumlarda önem kazanır.

2.1.1.1.4 Mach sayısı

Ses hızı bir ortamdan geçen son derece küçük bir basınç dalgasının hızıdır [149]. Ses hızı,

$$a^2 = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho} \right)_s = \frac{\gamma p}{\rho} \left\{ \frac{1 + \frac{1}{\gamma} \left(\frac{\partial \epsilon}{\partial \rho} \right)_T}{1 + \rho \left(\frac{\partial h}{\partial p} \right)_T} \right\} \quad (2.5)$$

olarak tanımlanır.

Termodinamik özellikler arasındaki bağıntılar kullanılarak Denklem 2.5 aşağıdaki gibi yazılabilir,

$$a^2 = \gamma \left(\frac{\partial P}{\partial \rho} \right)_T \quad (2.6)$$

Akışkanın ideal gaz olduğu varsayımıyla,

$$P = \rho RT \quad (2.7)$$

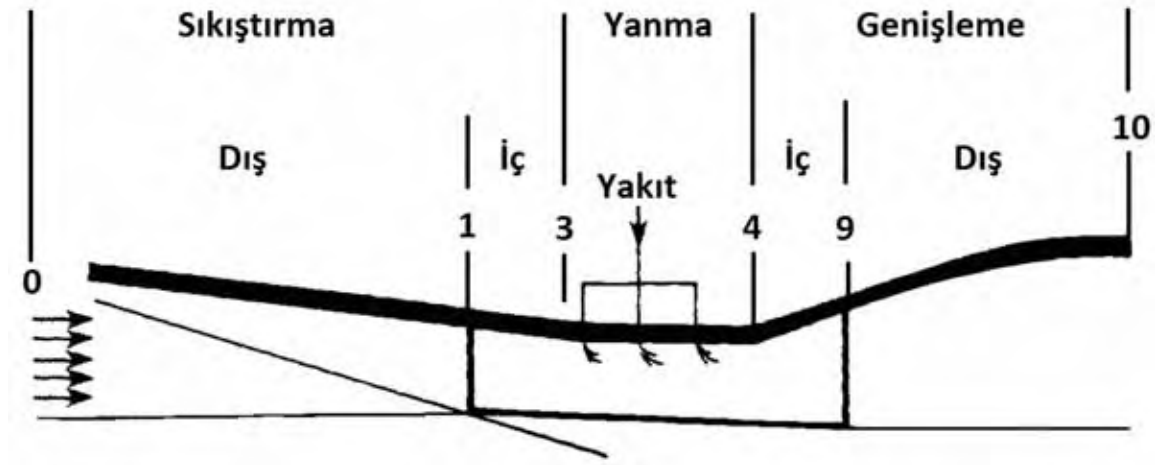
$$a^2 = \gamma \left[\frac{\partial(\rho RT)}{\partial \rho} \right] = \gamma RT \quad (2.8)$$

Mach sayısı ise serbest akım hızının o ortamdaki ses hızına oranı olarak ifade edilen boyutsuz bir sayıdır. Mach sayısı eşitliği;

$$M^2 = \frac{V^2}{a^2} = \frac{u^2 + v^2}{a^2} = \frac{u^2 + v^2}{\gamma RT} \quad (2.9)$$

2.1.2 Akım İtki Analizi

Akım itki analizi (*Stream Thrust Analysis, STA*) yöntemi kullanılarak bir scramjet çevriminin 0-boyutlu çevrim analizi yapılmıştır. Bu yöntem kısaca scramjeti çeşitli istasyonlara (Şekil 2.2) bölerek scramjet bileşenlerinin giriş ve çıkışlarındaki çeşitli değerleri hesaplayan denklem sistemleri içerir. İstasyonların tanımları Tablo 2.1’de verilmiştir. Bahsi geçen denklemler, kontrol hacmi içerisinde kütle, enerji ve özellikle momentum korunumlarını temel alan denklemlerdir. Kütlenin korunumu ve momentumun korunumu eşitliklerinden türetilen akım itki fonksiyonu (Sa) da sıklıkla kullanılır.



Şekil 2.2. Akım İtki Analizi için bir scramjetin istasyonlara ayrılması [3].

Tablo 2.1. İstasyonların tanımları, içerdiği parçalar ve meydana gelen olaylar [3].

İstasyon	Motordaki Yeri
0	Serbest akım bölgesi
	Dış sıkıştırma başlar
1	Dış sıkıştırma biter
	İç sıkıştırma başlar
	Hava alığı (difüzör) girişi
3	Hava alığı (difüzör) çıkışı
	İç sıkıştırma biter
	Yanma odası girişi
4	Yanma odası çıkışı
	İç genişleme başlar
	Nozul girişi
9	İç genişleme biter
	Nozul çıkışı
	Dış genişleme başlar
10	Dış genişleme biter

2.1.2.1 Akım İtke Fonksiyonu

Duvardan kütleli debi girişi olmayan ve giriş ve çıkıştaki tüm özellikleri bir boyutlu bir akışta,

$$\dot{m}_s = \dot{v} = 0 \quad u = V \quad (2.10)$$

kabulu yapılırsa, bu durumda 2.1 numaralı denklem,

$$\dot{m} = p_g u_g A_g = \rho_\zeta u_\zeta A_\zeta \quad (2.11)$$

halini alır.

Momentumun korunumu denkleminde (2.2) akışa etkiyen toplam kuvvet elde edilebilir,

$$F_{sx} = (p_\zeta A_\zeta + \dot{m} u_\zeta) - (p_g A_g + \dot{m} u_g) \quad (2.12)$$

2.7, 2.9 ve 2.11 denklemleri kullanılarak 2.12 denklemi aşağıdaki hale getirilebilir:

$$F_{sx} = p_\zeta A_\zeta (1 + \gamma M_\zeta^2) - p_g A_g (1 + M_g^2) = I_\zeta - I_g \quad (2.13)$$

$$M = \frac{u}{a} \quad (2.14)$$

$$I = pA(1 + \gamma M^2) \quad (2.15)$$

Son denklem eksenel itki fonksiyonu olarak adlandırılır. İki eksenel istasyon arasındaki eksenel kuvvet o iki istasyonun eksenel itki fonksiyonlarının farkı kadardır. Denklemden de anlaşılacağı gibi yüksek eksenel Mach sayılı uçuşlarda itkinin büyük bir kısmı momentum akışından kaynaklanmaktadır [3].

Denklem 2.12'nin denklem 2.11'e bölünmesiyle ve denklem 2.7'nin de kullanılmasıyla;

$$\frac{F_{bx}}{\dot{m}} = u_\zeta \left(1 + \frac{RT_\zeta}{u_\zeta^2}\right) - u_g \left(1 + \frac{RT_g}{u_g^2}\right) = Sa_\zeta - Sa_g \quad (2.16)$$

$$Sa = \frac{I}{\dot{m}} = u \left(1 + \frac{RT}{u^2}\right) \quad (2.17)$$

elde edilir.

Denklem 2.17 akım itki fonksiyonu olarak adlandırılır. Akım itki fonksiyonu boyuttan bağımsızlık sağlamak için kullanılan ve kütleli debi özgül itkinin belirlenmesinde kullanılan bir performans parametresidir.

2.1.3 Akım İtki Analizi Denklemleri

2.1.3.1 Yüklenmemiş itki

Yüklenmemiş itki (F), dış akışın ideal olduğu kabulüyle, iç akışa etkiyen eksenel kuvvete yön olarak ters ancak büyüklük olarak iç akışa etkiyen eksenel kuvvetin büyüklüğüne eşit kuvvet olarak tanımlanabilir [3]. Yüklenmemiş itki başka bir deyişle, bir tepkili motorun (jet motoru) bağlanacağı araçtan ve hava alığı, nasel, pilon gibi parçaların titreşim ve sürüklenme gibi etkileri olmadığı varsayıldığı durumda elde edilecek itkidir. Bu durumda yüklenmiş itki (T), yüklenmemiş itkiden pilon gibi parçaların sürüklenmesini temsil eden yükleme sürüklenmesi (D_e) kuvvetinin çıkarılmasıyla elde edilir.

Denklemleri basitleştirmek adına akış bir boyutlu ve itki yönünde yani eksenel yönde kabul edilir. Şekil 2.1'e Denklem 2.2'nin uygulanmasıyla,

$$F = \dot{m}_{10}V_{10} - \dot{m}_0V_0 + (p_{10} - p_0)A_{10} \quad (2.18a)$$

$$F = \{\dot{m}V + pA\}_{10} - \{\dot{m}V + pA\}_0 - p_0(A_0 - A_{10}) \quad (2.18b)$$

elde edilir.

Akım itki fonksiyonu denklemleri kullanılarak,

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = (1 + f)Sa_{10} - Sa_0 - \frac{R_0T_0}{V_0} \left(\frac{A_{10}}{A_0} - 1 \right) \quad (2.19)$$

yüklenmemiş özgül itki eşitliği elde edilir. Yoğunluk terimi ideal gaz yasası kullanılarak çıkartılmıştır. Bu denklemle İstasyon 0 ve 10'daki akım itki fonksiyonları, hava alığı giriş alanı ve yakıt/hava oranının (f) biliniyor olmasıyla özgül itkinin bulunabilmesi mümkündür.

2.1.3.2 Parça analizi

Akım itki fonksiyonunu, 10. İstasyonun alanını ve performans parametrelerini hesaplayabilmek için motor parçalara ayrılıp ayrı ayrı analiz edilmelidir. Deneysel çalışmalar, motor istasyonlara ayrılırken üç temel termodinamik işlemi gerçekleştiren (sıkıştırma, yanma ve genişleme) parçaların ayrı ayrı incelenmesinin daha avantajlı olduğunu göstermiştir [3].

2.1.3.3 Sıkıştırma denklemleri (istasyonlar 0-3)

- Çevrim statik sıcaklık oranı,

$$\psi = \frac{T_0}{T_3} = \frac{M_0^2 + \frac{2C_{pc}}{\gamma_c R}}{M_3^2 + \frac{2C_{pc}}{\gamma_c R}} \quad (2.20)$$

- Yanma odası giriş sıcaklığı,

$$T_3 = \psi T_0 \quad (2.21)$$

- Yanma odası giriş hızı,

$$V_3 = \sqrt{V_0^2 - 2C_{pc}T_0(\psi - 1)} \quad (2.22)$$

- Yanma odası giriş basıncının çevre basıncına oranı,

$$\frac{p_3}{p_0} = \left\{ \frac{\psi}{\psi(1-\eta_c) + \eta_c} \right\}^{C_{pc}/R} \quad (2.23)$$

- Yanma odası giriş alanının hava alığı alanına oranı,

$$\frac{A_3}{A_0} = \psi \frac{p_0}{p_3} \frac{V_0}{V_3} \quad (2.24)$$

2.1.3.3.1 Kinetik Enerji Verimi

Kinetik enerji verimi hava alığı ve öngövdede yapılan sıkıştırmanın verimini açıklamak için sıklıkla kullanılan bir parametredir. Bu parametrenin bir diğer avantajı da ideal olmayan gaz akışlarına da uygulanabiliyor olmasıdır [2]. Kinetik enerji verimi sıkıştırma işlemini yapan parçanın giriş hızı ve çıkış hızının kareleri oranıdır. Kinetik enerji verimiyle ilgili deneysel sonuçlardan yararlanılarak çıkartılmış bazı eşitlikler vardır [3]. Bunlardan biri ve bu çalışmada da kullanılan eşitlik Denklem 2.25'te görülebilir. Bu eşitlik $4 < M_0 < 14$ aralığında geçerlidir.

$$\eta_{KE} = 1 - 0.4 \left(\frac{M_3}{M_0} \right)^4 \quad (2.25)$$

Kinetik enerji verimi kullanılarak hava alığı ve ön-gövdenin sıkıştırma verimi elde edilebilir (Denklem 2.21).

$$\eta_c = 1 - \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \left(\frac{1 - \eta_{KE}}{\psi} \right) \quad (2.26)$$

- 0. İstasyonda üretilen akım itki fonksiyonu,

$$Sa_0 = V_0 \left(\frac{RT_0}{V_0^2} \right) \quad (2.27)$$

2.1.3.3.2 Yanma odası denklemleri (istasyonlar 3-4)

Literatürde iki çeşit yanma odası tasarımıyla karşılaşılabilir. Bunlar, sabit basınçlı yanma odası ve sabit alanlı yanma odasıdır. Sabit alanlı yanma odası tasarımı ve üretimi nispeten kolay olsa da basınç kayıpları nedeniyle tercih edilmeyebilir. Sabit basınçlı yanma odası ise yanma odası giriş basıncını koruması nedeniyle, yani basınç kaybına neden olmadığı için tercih sebebidir. Ayrıca sabit basınçlı yanma odası kullanımıyla sınır tabaka ayrılması ihtimali azalır. Ancak, bilinmelidir ki sabit basınçlı yanma odası kullanılsa da yanma çoğunlukla sabit basınçta gerçekleşemez [3]. Bu nedenlerden dolayı bu çalışmada sabit basınçlı yanma odası tercih edilmiştir.

Akım itki analizi denklemlerinde yanma enerjisi kütle akışıyla birlikte ısı akışı olarak modellenmiştir. Yanma odası denklemlerinde kullanılacak yeni parametrelerin tanımları aşağıdadır.

$\frac{V_{fx}}{V_3}$: eksenel yakıt püskürtme hızının V_3 hızına oranı.

$\frac{V_f}{V_3}$: bileşke yakıt püskürtme hızının V_3 hızına oranı.

$C_f \frac{A_w}{A_3} = \frac{\text{Yanma odası sürüklenmesi}}{\frac{\rho_3 V_3^2 A_3}{2}}$: yanma odası sürüklenme katsayısı.

Yanma odası çıkış sıcaklığı denkleminde değişiklikler yapılmıştır. Literatürde karşılaşılan denkleme [3] göre çözüm yapıldığında yanma odası çıkış sıcaklığı artan yakıt/hava oranıyla sürekli artmaktadır. Literatürdeki denklem sadece stoikiometrik yakıt/hava oranında ve stoikiometrik yakıt/hava oranına yakın yakıt/hava oranlarında makul sonuçlar vermektedir. Bu sorun yakıtın stoikiometrik yakıt/hava oranından yüksek yakıt/hava oranlarında kullanılacak denkleme stoikiometrik yakıt/hava oranı teriminin eklenmesiyle aşılmıştır (Denklem 2.29a). Böylece yakıtın yandığında ortaya çıkabilecek maksimum ısı stoikiometrik yakıt/hava oranındaki ısı olarak sınırlandırılmıştır.

- Yanma odası çıkış hızı,

$$V_4 = V_3 \left\{ \frac{1+f \frac{V_{fx}}{V_3}}{1+f} - \frac{C_f \frac{A_w}{A_3}}{2(1+f)} \right\} \quad (2.28)$$

- Yanma odası çıkış sıcaklığı,

$f \geq f_{st}$ ise,

$$T_4 = T_3 \left[1 + \frac{\eta_b f_{st} h_{PR}}{T_3 (f+1) C_{pb}} \right] + \frac{\left(1+f \frac{V_f^2}{V_3^2} \right) V_3^2}{2(f+1) C_{pb}} - \frac{V_4^2}{2 C_{pb}} \quad (2.29a)$$

$f < f_{st}$ ise,

$$T_4 = T_3 \left[1 + \frac{\eta_b f h_{PR}}{T_3 (f+1) C_{pb}} \right] + \frac{\left(1+f \frac{V_f^2}{V_3^2} \right) V_3^2}{2(f+1) C_{pb}} - \frac{V_4^2}{2 C_{pb}} \quad (2.29b)$$

- Yanma odası çıkış alanının yanma odası giriş alanına oranı,

$$\frac{A_4}{A_3} = (1 + f) \frac{T_4 V_3}{T_3 V_4} \quad (2.30)$$

- Yanma odası çıkışı akım itki fonksiyonu,

$$Sa_4 = V_4 \left(1 + \frac{RT_4}{V_4^2} \right) \quad (2.31)$$

2.1.3.3.3 Egzoz (genişleme) denklemleri

- Egzoz sıcaklığı,

$$T_{10} = T_4 \left\{ 1 - \eta_e \left[1 - \left(\frac{p_{10}}{p_0} \frac{p_0}{p_4} \right)^{R/C_{pe}} \right] \right\} \quad (2.32)$$

- Egzoz hızı,

$$V_{10} = \sqrt{V_4^2 + 2C_{pe}(T_4 - T_{10})} \quad (2.33)$$

- Egzoz çıkış (nozül) alanının hava alığı giriş alanına oranı,

$$\frac{A_{10}}{A_0} = (1 + f) \frac{p_0}{p_{10}} \frac{T_{10}}{T_0} \frac{V_0}{V_{10}} \quad (2.34)$$

- Egzoz akım itki fonksiyonu,

$$Sa_{10} = V_{10} \left(1 + \frac{RT_{10}}{V_{10}^2} \right) \quad (2.35)$$

2.1.4 Performans Ölçütleri

2.1.4.1 Özgül İtke

Özgül itke ($F/\dot{m}_0$) yüklenmemiş itkinin hava giriş debisine oranıdır (Denklem 2.36). Denklem 2.36'dan da görülebileceği gibi, eğer belirlenmiş görev için gerekli özgül itke ve yüklenmemiş itke biliniyorsa hava alığından girmesi gereken havanın kütleli debisi doğrudan hesaplanabilir.

$$\frac{\text{Yüklenmemiş itke}}{\text{Hava alığından alınan havanın kütleli debisi}} = \frac{F}{\dot{m}_0} \quad (2.36)$$

2.1.4.2 Özgül Yakıt Tüketimi

Özgül yakıt tüketimi (S) eşitliği Denklem 2.37'de verilmiştir. Eğer, görev için gereken yüklenmemiş itke ve motorun özgül yakıt tüketimi biliniyorsa yakıtın kütleli debisi doğrudan bulunabilir.

$$\frac{\text{Kütleli yakıt debisi}}{\text{Yüklenmemiş itke}} = S = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad (2.37)$$

2.1.4.3 Özgül Darbe

Özgül darbe (I_{sp}) kısaca üretilen itkinin kullanılan yakıt debisine oranı ya da her birim yakıt için momentumdaki değişim olarak ifade edilebilir.

$$\frac{\text{Yüklenmemiş itke}}{\text{Yakıt debisi}} = I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}_f} \quad (2.38)$$

Özgül darbe sıkça kullanılan bir performans ölçütüdür. Üretilecek itkiye daha çok önem verildiğinde özgül darbe dikkate alınırken, yakıt tasarrufuna önem veriliyorsa özgül yakıt tüketimi dikkate alınır [3].

Özgöl itki, özgöl yakıt tüketimi ve özgöl darbe terimleri motor performansı ile ilgili en önemli performans ölçütleridir ve motorla ilgili özelliklerin oranlarından türetildikleri için motorun boyutundan bağımsızlardır [3].

2.1.4.4 Yakıt/Hava Oranı

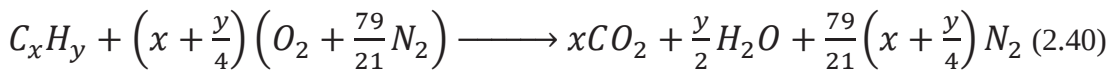
Yakıt/hava oranı (f) doğrudan bir performans ölçütü olmasa da diğer performans ölçütlerini etkilediği için önemlidir. Kısaca yakıtın kütleli debisinin giren havanın kütleli debisine oranı olarak tanımlanabilir.

$$\frac{\text{Yakıt kütleli debisi}}{\text{Giren havanın kütleli debisi}} = f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} \quad (2.39)$$

2.1.4.4.1 Stoikiometrik Yakıt/Hava Oranı

Yakıt hava oranı için ideal üst limit stoikiometrik yakıt/hava oranı (f_{st}) olarak adlandırılır. Stoikiometrik yakıt/hava oranıyla yanma halinde yakıtın tamamı havanın bulundurduğu oksijen ile yanar. Eğer yakıt/hava oranı, stoikiometrik oranın altındaysa tepkimeye katılmamış oksijen kalacaktır, stoikiometrik oranın üstünde ise yanmamış yakıt kalacaktır.

Bir hidrokarbonun yanma tepkimesi tepkime ürünlerinin sadece karbondioksit ve su olduğu kabulüyle ideal bir yanma için aşağıdaki gibidir. Bir yakıtın stoikiyometrik yakıt hava oranı Denklem 2.41 kullanılarak bulunabilir.



$$f_{st} = \frac{36x+3y}{103(4x+y)} \quad (2.41)$$

Bu tezdeki hesaplarda da kullanılan JP-7 yakıtının kimyasal formülü $C_{12.5}H_{26}$ [3], ve JP-10 yakıtının kimyasal formülü ise $C_{10}H_{16}$ 'dır [15]. Bu yakıtlar için Denklem 2.41 kullanılarak hesap yapıldığında JP-7 için stoikiyometrik yakıt/hava oranı 0.0675 iken, JP-10 için bu oran 0.0707 olarak bulunmuştur.

2.1.4.5 Havasoluyan Bir Motorun Toplam Verimi

Termodinamik bir çevrim olarak düşünüldüğünde, havasoluyan bir motorun işlevi yakıt olarak depolanmış kimyasal enerjiyi hava aracı için mekanik enerjiye çevirmektir. Mekanik enerjinin hava aracı için kullanılabilir olduğu hale itki gücü denir [3]. İtke gücü yüklenmemiş itkinin uçuş doğrultusuna paralel olduğu kabulüyle Denklem 2.42 ile hesaplanabilir.

$$Itki\ gücü = FV_0 \quad (2.42)$$

Kimyasal enerjinin motor için kullanılabilir olduğu değerine kimyasal enerji değeri denir (Denklem 2.43). Bu denklemdeki hpr terimi yakıtın yanma entalpisini temsil eder ve yakıtın bir kilogramından kaç kilojoule enerji elde edilebileceğini gösterir. Bu değer JP-7 için 43903 kJ/kg, JP-10 için 42100 kJ/kg ve H₂ için 119954 kJ/kg'dır [3,100,150].

$$Kimyasal\ enerji\ değeri = \dot{m}_f h_{PR} \quad (2.43)$$

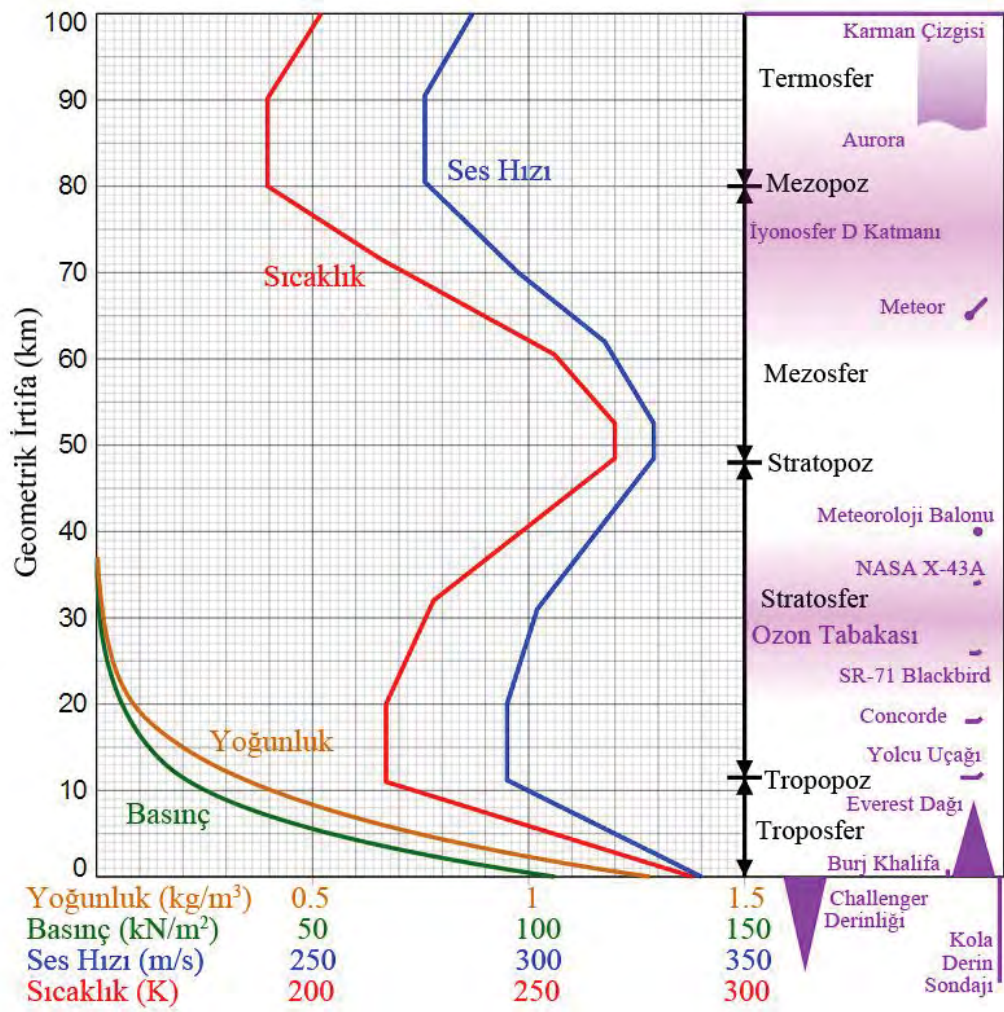
Üstteki bilgiler de dikkate alınarak bir havasoluyan motorun toplam verimi Denklem (2.44) ile tanımlanabilir. Bu denklemden de anlaşılacağı gibi toplam verim, motorun yakıtın enerjisini ne kadar iyi kullanabileceğinin yani, hava aracının görevi için gerekli enerjiyi sağlayabilmek için ne kadar yakıt kullanılması gerektiğinin bir göstergesidir [3].

$$\eta_o = \frac{Itki\ gücü}{Kimyasal\ enerji\ değeri} = \frac{FV_0}{\dot{m}_f h_{PR}} \quad (2.44)$$

2.1.5 Örnek Akım İtke Analizi Uygulaması

Bu bölümde akım itke analizi parametrelerinin ve denklemlerinin daha iyi anlaşılması ve değişiklik yapılmış bazı denklemlerin doğruluğunu test etmek amacıyla Heiser ve arkadaşları [3] tarafından hazırlanan Hypersonic Airbreathing Propulsion (HAP) kitabındaki örnek değerler kullanılarak bir deneme yapılmış ve sonuçlar kitaptaki örnek değerlerle karşılaştırılmıştır.

Akım itki analizi için gereken girdilerden biri de dış ortam sıcaklığıdır (T_0). Atmosferin sıcaklığı irtifaya bağlı olarak değişmektedir. Ayrıca ses hızı da atmosferin sıcaklığına dolaylı olarak da irtifaya göre değişmektedir. Bu değişim Şekil 2.3'te görülebilir. Bu değişimi MATLAB'de hazırlanan STA adındaki arayüzlü programda kullanabilmek amacıyla NASA tarafından yayınlanmış olan atmosfer modeli [151] kullanıldı. Böylece arayüze girilen irtifaya göre atmosfer sıcaklığı ve ses hızı hesaplandı.



Şekil 2.3 İrtifaya göre sıcaklık, ses hızı, yoğunluk ve basınç değişimi [152].

HAP'ta bazı değerler verilmemiştir ve bazı değerler bu tezdeki uygulamadan farklı tarzdaki uygulamalar için verilmiştir. STA'ya girmek için uçuş Mach sayısı HAP'ta

verilen uçuş hızından hesaplanmıştır. Yanma odası Mach sayısı ise verilen çevrim statik sıcaklık oranından bulunmuştur (Denklem 2.23). Verilen sıcaklık değerini ve atmosfer modelini kullanarak bir irtifa hesaplanmıştır ve bu irtifadaki ses hızı kullanılmıştır. Ayrıca yine farklı olarak hava alığı verimi kinetik enerji veriminden hesaplanmak yerine doğrudan girilmiştir. HAP'ta yakıt olarak yanma entalpisi 87750 kJ/kg olan bir yakıt seçilmiştir. HAP'taki örnek çözümde kullanılan parametreler, tez için yazılmış programa (STA) girilen parametreler Tablo 2.2'de görülebilir. HAP ve STA sonuçları ise Tablo 2.3'te verilmiştir. Çözüm kolaylığı için ideal gaz sabiti ve özgül ısı oranları akış yolu boyunca sabit kabul edilmiştir. Sabit basınçtaki özgül ısılar ise hava alığı, yanma odası ve egzoz için ayrı ayrı girilmiştir.

Tablo 2.3'ten de görülebileceği gibi bu tez için hazırlanan denklem setinin çözümleri literatürdeki (HAP) denklem setinin çözümleriyle yaklaşık aynı sonucu vermektedir. MATLAB'da hazırlanmış programdan alınan akım itki analizi sonuçları kullanılarak Minitab'de yapılan deney tasarımı analizleri ve sonuçları 3. Bölümde sunulmuştur.

Tablo 2.2 Örnek akım itki analizi için girdiler.

Parametre	STA	HAP	Birim
V_0	3048.001	3048	m/s
M_0	10.30566	-	-
ψ	7.000031	7	-
M_3	3.22956	-	-
h_{PR}	87750	87750	kJ/kg
f	0.04	0.04	-
V_{fx}/V_3	0.5	0.5	-
V_f/V_3	0.5	0.5	-
C_D	0.1	0.1	-
P_{10}/P_0	1.4	1.4	-
η_c, η_b, η_e	0.9	0.9	-
R	0.2893	0.2893	kJ/kgK
C_{pc}	1.09	1.09	kJ/kgK
C_{pb}, C_{pe}	1.51	1.51	kJ/kgK
γ_c	1.362	1.362	-

Tablo 2.3 Örnek akım itki analizi sonuçları.

İstasyon	Parametre	STA	HAP	Birim
0-3	T_0	221.9999872	222	K
	a_0	295.7598691	-	m/s
	Sa_0	3069.07171	3070	Ns/kg
	T_0	1554.006796	1556	K
	V_3	2527.159104	2530	m/s
	Sa_3	2705.05616	2710	Ns/kg
	P_3/P_0	260.0320209	258	-
	A_3/A_0	0.032468005	0.0327	-
4	V_4	2357.061856	2360	m/s
	T_4	3779.690777	3740	K
	A_4/A_3	2.712053807	2.68	-
	P_4/P_0	260.0320209	258	-
	Sa_4	2820.971846	2820	Ns/kg
10	T_{10}	1628.233326	1610	K
	V_{10}	3471.763543	3460	m/s
	Sa_{10}	3607.443261	3590	Ns/kg
	A_{10}/A_0	4.783369289	4.74	-
Performans	$F/\dot{m}$	602.9496914	590	Ns/kg
	η_o	0.523587194	0.512	-
	η_{th}	0.462244986	0.45	-
	η_p	1.132704972	1.139	-
	I_{sp}	1536.56904	1504	s

2.2 Deney Tasarımı Yöntemi

Bu tezde akım itki analizi denklemlerini çözen, MATLAB’de hazırlanan ve deney düzeneği olarak kullanılan arayüzlü programdan (STA) alınan verilerle deney tasarımı yöntemi kullanılarak scamjet optimizasyonu yapılması amaçlanmıştır.

2.2.1 Cevap Yüzeyi Yöntemi

Cevap yüzeyi yöntemi bazı matematiksel ve istatistiksel teknikleri kullanarak, birden fazla değişkene bağlı olarak değişkenlik gösteren cevap veya cevapların modellenmesi ve bu cevap veya cevapların optimize edilmesi amacıyla kullanılır [141].

Örneğin bir sürecin girdileri x_1 ve x_2 , sürecin cevabı ise y olarak ifade edilsin. Bu durumda,

$$y = f(x_1, x_2) + \epsilon \quad (2.45)$$

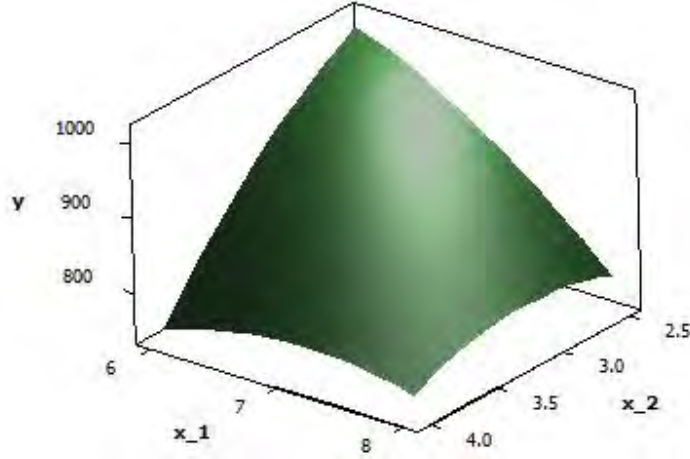
Bu eşitlikte ϵ , y cevabındaki gürültüyü ya da hatayı ifade eder. Beklenen cevap,

$$E(y) = f(x_1, x_2) = \eta \quad (2.46)$$

olarak ifade edilirse,

$$\eta = f(x_1, x_2) \quad (2.47)$$

eşitliğince ifade edilen denklem cevap yüzeyi olarak adlandırılır. Cevap yüzeyi çoğunlukla η değerinin x_1 ve x_2 ’ye karşı çizdirildiği üç boyutlu bir yüzeyle ifade edilir (Şekil 2.4).



Şekil 2.4. Örnek bir cevap yüzeyi.

Cevap ve bağımsız değişkenler arasındaki bağlantıyı bulmak için genellikle düşük dereceden bir polinom kullanılır. Eğer değişkenler cevabı lineer bir şekilde etkiliyorsa birinci dereceden bir modelle ifade edilir.

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_k x_k + \epsilon \quad (2.48)$$

Eğer sistemde bir eğri varsa daha yüksek dereceden bir polinom, örneğin ikinci dereceden bir model, kullanılmalıdır.

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} x_i^2 + \sum \sum_{i < j} \beta_{ij} x_i x_j + \epsilon \quad (2.49)$$

Neredeyse tüm cevap yüzeyi yöntemi problemleri iki modeli birden (Denklem 2.48 ve 2.49) kullanılarak çözülür.

3. BÖLÜM

AKIM İTKİ ANALİZİ ve DENEY TASARIMI UYGULAMASI

3.1 Akım İtki Analizi Çözümleri

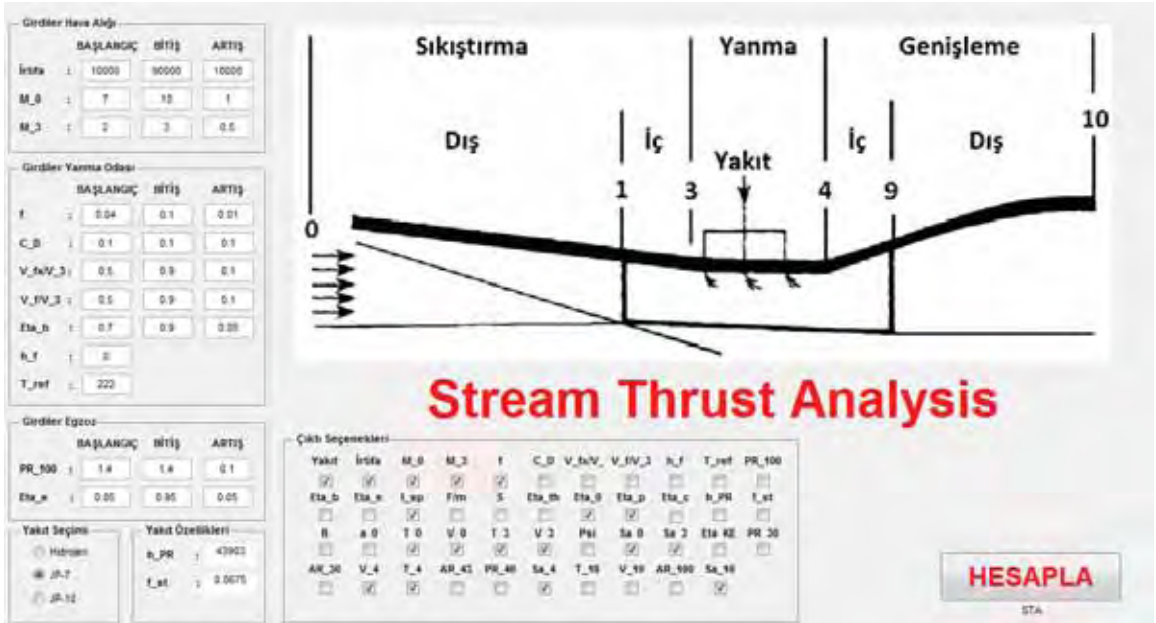
Akım itki analizi hesaplarını yapabilmek amacıyla MATLAB’de STA adında arayüzlü bir program hazırlanmıştır (Şekil 3.1). Bu program deney düzeneği olarak kullanılmıştır. Programda çeşitli girdi parametrelerinin belirli aralıklarla girilip sonuçların alınabilmesi amacıyla girdiler için başlangıç, bitiş ve artış değerlerin girilebileceği metin kutuları eklenmiştir. Program girdilere göre hesaplama yaptıktan sonra istenen girdi ya da sonuç parametrelerinin değerlerini bir MS Excel dosyasına kaydetmektedir. Daha sonra bu değerler Minitab’e aktarılıp cevap yüzeyi yöntemiyle etkisiz parametreler ve etkileşimler adım adım çıkartılarak sonuçlar alınmıştır. Etkisiz parametreler ve etkileşimler çıkartılırken anlamlılık seviyesi, başka bir deyişle, p-değeri göz önünde bulundurulmuştur. İstatistikte p-değeri için kullanılan eşik genellikle 0.05’tir [141]. Örneğin p-değeri 0.05 olan bir durumun rastlantısal olarak ortaya çıkma şansı %5’tir. P-değeri 0.05’in üstünde olan parametre ve etkileşimler hesaplara dahil edilmemiştir.

Ayrıca analiz sonuçlarında R^2 değerleri de göz önünde bulundurulmuştur. R^2 değeri oluşturulan modelin uyum iyiliğini yani, regresyon eşitliğinin cevaptaki değişikliğin ne kadarını açıkladığını gösterir [141]. R^2 değeri 0 ile 1 arasında bir değer almaktadır; 0’a yaklaştıkça uyum iyiliğinin az, 1’e yaklaştıkça uyum iyiliğinin çok olduğunu gösterir. R^2 değerinin hesaplanması için Denklem 3.1 kullanılır. Denklem 3.1’de SS_{Model} oluşturulan modelin kareler toplamını temsil ederken, SS_{Toplam} hata ile birlikte kareler toplamını ifade eder. Ancak model büyüdükçe, yani faktör sayısı arttıkça bu denklemle hesaplanan R^2 de

artar. Bu nedenden kaynaklanan artışı önlemek için ayarlanmış R^2 değeri kullanılır (Denklem 3.2). Denklem 3.2’de SS_E hatanın kareler toplamını, SS_{Toplam} hata ile birlikte kareler toplamını, DF_E hatanın serbestlik derecesini DF_{Toplam} ise toplam serbestlik derecesini ifade eder.

$$R^2 = \frac{SS_{Model}}{SS_{Toplam}} \quad (3.1)$$

$$R^2_{Ayr} = \frac{SS_E / DF_E}{SS_{Toplam} / DF_{Toplam}} \quad (3.2)$$



Şekil 3.1 MATLAB’da hazırlanan arayüz.

Cevap yüzeyi yöntemi ile deney tasarımı yapabilmek için STA’dan altı farklı parametre değiştirilerek sonuçlar alındı. Bunlar, yakıt, irtifa, uçuş Mach sayısı, yanma odası Mach sayısı, yakıt/hava oranı ve egzoz verimidir. Bu altı farklı parametrenin aralıkları Tablo 3.1’de görülebilir.

Tablo 3.1. Akım itki analizi için girdiler ve girdi aralıkları.

Yakıt			Yanma Odası Mach Sayısı (M_3)		
Hidrojen	JP-7	JP-10	Başlangıç	Bitiş	Artış
$f_{st}=0.0291$	$f_{st}=0.0675$	$f_{st}=0.0707$	2.5	4	0.5
İrtifa			Yakıt Hava Oranı (f)		
Başlangıç	Bitiş	Artış	Başlangıç	Bitiş	Artış
10000	90000	5000	0.04	0.1	0.01
Uçuş Mach Sayısı (M_0)			Egzoz Verimi (η_e)		
Başlangıç	Bitiş	Artış	Başlangıç	Bitiş	Artış
6	8	0.5	0.85	0.95	0.05

Scramjetlerde Hidrojen (H_2) yakıt da kullanılabilir. Ancak önceki bölümlerde de belirtildiği gibi Hidrojen'in yüksek yanma entalpisine rağmen depolama ve taşıma zorlukları nedeniyle depolaması ve taşınması çok daha kolay olan hidrokarbon yakıtlar tercih sebebi olmaktadır [15]. Ayrıca deney tasarımı yönteminin doğası gereği Hidrojen'in yüksek yanma entalpsi nedeniyle JP-7 ve JP-10'a üstünlük sağlayacağı kesindir. Bu yüzden sadece hidrokarbon yakıtlar kullanılarak analiz yapılmıştır.

Tablo 3.1'de de görülebileceği gibi yakıt hava oranı (f) 0.04 ve 0.1 arasında 0.01 aralıklarla değiştirilerek sonuç alınmıştır. Ancak yakıtların stoikiometrik yakıt hava oranı olan değerlerde de ayrıca sonuçlar alınmıştır. Scramjetlerde egzoz verimi tipik olarak 0.85-0.95 arasında değişmektedir [2].

Diğer parametrelerin değerleri özgül darbe ve verime çok fazla bir etkilerinin bulunmaması nedeniyle Hypersonic Airbreathing Propulsion [3] isimli kitaptan alınarak sabit tutulmuştur. Bu değerler Tablo 3.2'de görülebilir. Ayrıca çözüm kolaylığı için ideal gaz sabiti ve özgül ısı oranları akış yolu boyunca sabit kabul edilmiştir. Sabit basınçtaki özgül ısılar ise hava alışı, yanma odası ve egzoz için ayrı ayrı girilmiştir [3].

Tablo 3.2. Sabit tutulan parametreler ve değerleri.

Parametre	Değer	Birim
C_{pc}	1.09	kJ/kgK
C_{pb}	1.51	kJ/kgK
C_{pe}	1.51	kJ/kgK
γ	1.362	-
g_0	9.81	m/s ²
R	0.2893	kJ/kgK
η_b	0.9	-
V_{fx}/V_3	0.5	-
V_f/V_3	0.5	-
$C_f^*(A_w/A_3)$ (Yanma odası sürüklenmesi)	0.1	-
P_{10}/P_0	1.4	-

3.2 JP-7 ve JP-10 Yakıtlar İçin Deney Tasarımı Sonuçları

STA'dan yakıt, irtifa, uçuş Mach sayısı, yanma odası Mach sayısı, yakıt/hava oranı ve egzoz verimi olmak üzere altı farklı parametre için sonuç alındı. Girilen parametre aralıkları Tablo 3.1'de görülebilir.

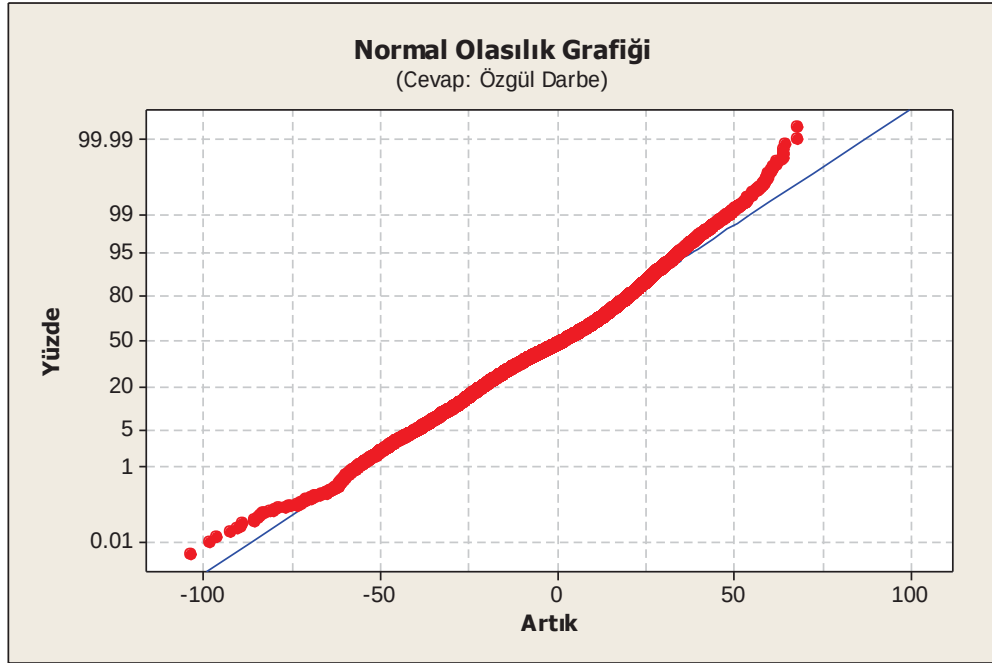
3.2.1 Cevap: Özgöl darbe (I_{sp})

Cevap yüzeyi yöntemiyle cevap olarak özgöl darbe seçilip, STA'dan altı parametrenin kendi aralarında kombinasyonlarıyla alınan sonuçlar Minitab'de değerlendirildi ve yapılan analizin sonucunda ikinci dereceden bir regresyon denklemi elde edildi. Bu denklemin katsayıları Tablo 3.3'te görülebilir. Şekil 3.2'deki normal olasılık grafiğinde de görüldüğü gibi artıklar normal bir dağılım göstermiştir. Regresyon analizi sonucunda seçilen parametrelerin cevaptaki değişkenliğin %95.04'ünü açıkladığı bulunmuştur.

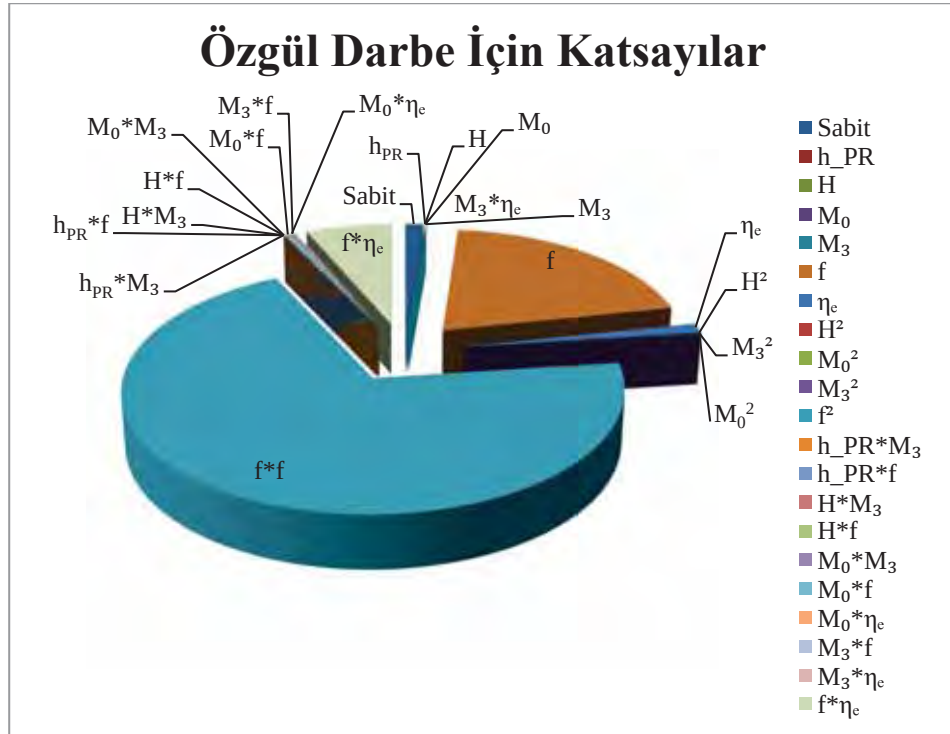
Bu katsayılardan bir pasta grafiği çıkartılarak parametrelerin etki düzeyleri Şekil 3.3'te görselleştirildi. Pasta grafiğinden de anlaşılacağı üzere cevaba en çok etkisi olan üç parametre sırayla, yakıt hava oranı (f), egzoz verimi (η_e) ve uçuş Mach sayısıdır (M_0). Cevaba en çok etkisi olan üç etkileşim ise yakıt hava oranı – egzoz verimi etkileşimi, uçuş Mach sayısı – yakıt hava oranı etkileşimi ve yanma odası Mach sayısı (M_3) – yakıt hava oranı etkileşimidir. Bu etkileşimlerin daha iyi anlaşılabilmesi için etkileşim grafikleri çıkartıldı (Şekil 3.4-3.6). Etkileşim grafiklerinden iki parametrenin değişimlerinin cevaba, yani özgül darbeye olan etkileri görülebilir.

Tablo 3.3. Özgül darbe cevabı için regresyon eşitliği katsayıları.

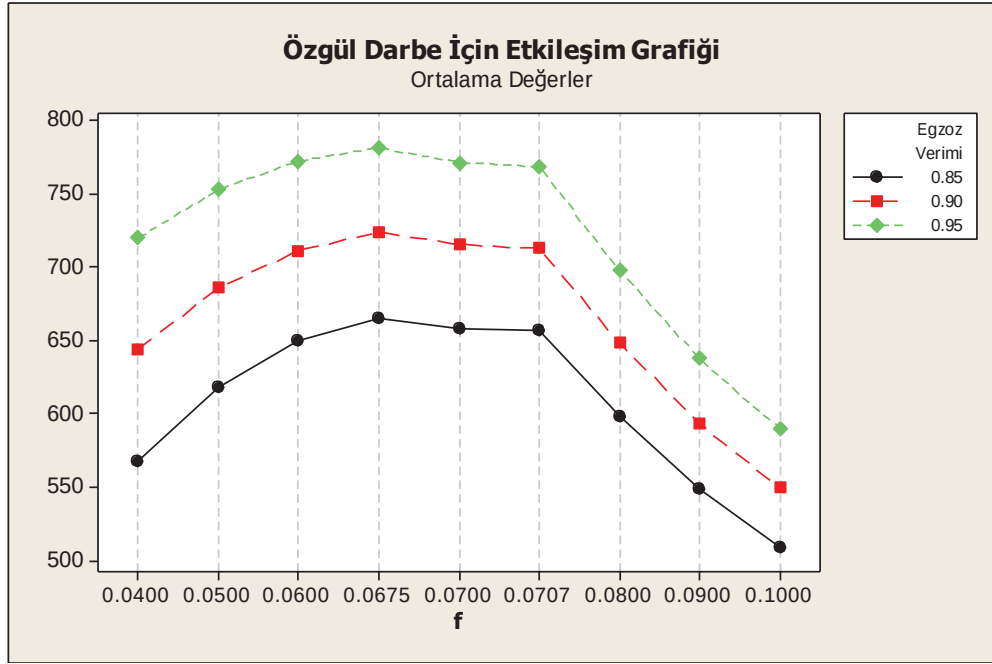
Terim	Katsayılar	Terim	Katsayılar
Sabit	-2470.44	$h_{PR} * M_3$	-9.26371×10^{-4}
H_{PR}	0.036655	$h_{PR} * f$	-0.385232
H	-0.00364	$H * M_3$	-7.80539×10^{-5}
M_0	-51.0607	$H * f$	-5.73579×10^{-3}
M_3	-15.6811	$M_0 * M_3$	82.4589
f	37236	$M_0 * f$	838.774
η_e	2344.45	$M_0 * \eta_e$	80.4975
H^2	4.79213×10^{-8}	$M_3 * f$	124.577
M_0^2	-28.0734	$M_3 * \eta_e$	-290.822
M_3^2	-51.8838	$f * \eta_e$	-11814.5
f^2	-128144	-	-



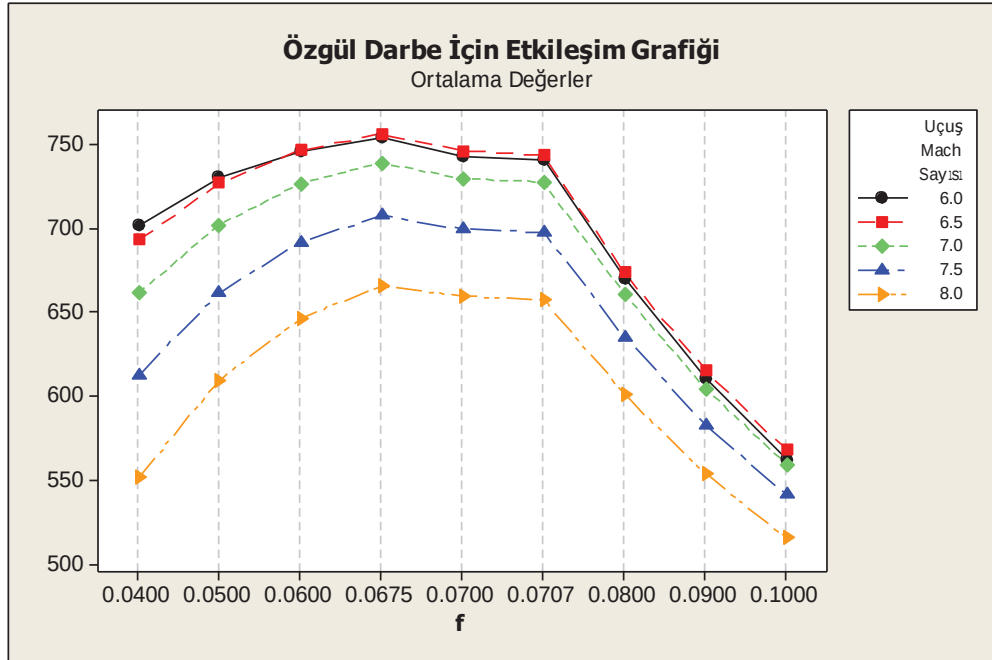
Şekil 3.2. Özgül darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



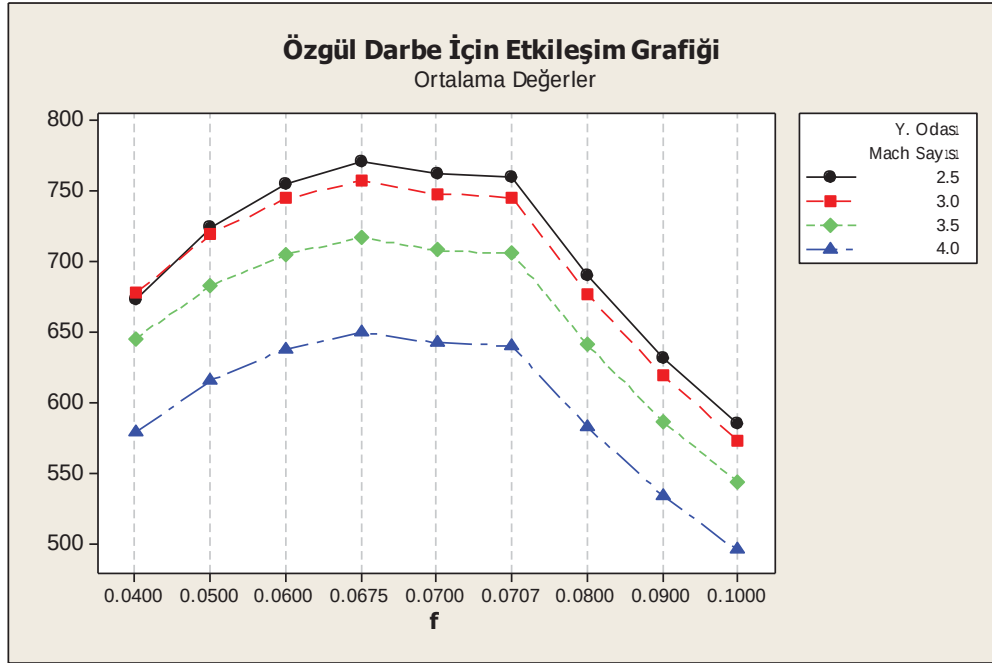
Şekil 3.3. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgül darbeye etkilerini gösteren pasta grafiği.



Şekil 3.4. Yakıt hava oranı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).



Şekil 3.5. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısının etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).

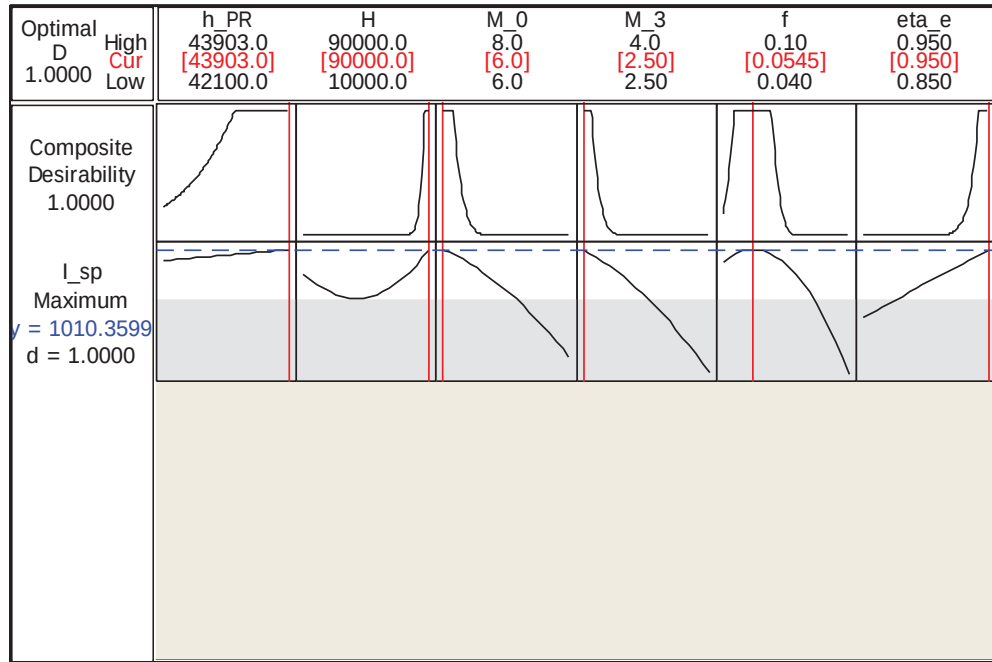


Şekil 3.6. Yakıt hava oranı ve yanma odası Mach sayısının etkileşim grafiği
(Cevap: özgül darbe).

Ayrıca çıkartılan regresyon eşitliği kullanılarak Minitab'de özgül darbenin optimum değerini almasını sağlayan parametre değerlerini belirlemek amacıyla bir optimizasyon grafiği çıkartıldı (Şekil 3.7). Bu grafik çıkartılırken özgül darbenin 1000 saniye olması hedeflenmiştir. Şekil 3.7'deki optimizasyon grafiğinde analizde kullanılan parametrelerin değişimleriyle cevabın değişimi görülebilir. Bu tezde kullanılan optimizasyon grafiklerinde en üst satırdaki grafikler parametrelerin değerlerine karşı birleşik istenirlik grafikleridir. Birleşik istenirlik değeri birden çok cevabı olan deney tasarımlarında cevaplara verilen önemlere göre parametre kombinasyonlarının ne derecede tercih edilebileceğini gösteren değerdir. Birleşik istenirlik değeri en fazla 1 olabilir, bu değerin 1'e en yakın olduğu parametre kombinasyonu optimum parametre kombinasyonudur.

Optimizasyon grafiğinden (Şekil 3.7) de görüleceği gibi en yüksek özgül darbeyi veren yakıt 43903 kJ/kg yanma entalpisiyle JP-7'dir. JP-7 önceki bölümlerde de bahsedildiği gibi hem USAF'te bulunan yüksek stok miktarları hem de taşınması ve depolanması kolay olmasıyla tercih sebebidir [15]. Optimum sonuçlarda irtifanın (H) 90 km çıkmasının

nedeni, irtifa için hesap yapılan aralıkta (10 km – 90 km) bu irtifadaki havanın en düşük sıcaklığa sahip olması olarak açıklanabilir. Serbest akımın düşük sıcaklıkta olmasıyla yanma odası giriş hızı yüksek olacaktır ve bu da dolaylı olarak egzoz hızını artıracaktır. Yüksek egzoz hızı daha yüksek itki anlamına gelir. Uçuş Mach sayısının (M_0) optimumum değerinin düşük olması ise özgül darbenin Mach sayısı arttıkça azalmasıyla (69 Kuralı) açıklanabilir. Yanma odası Mach sayısının (M_3) düşük olması ise yine dolaylı yoldan egzoz çıkış hızını artıracaktır. Yakıt hava oranının (f) optimum değerinin stoikiyometrik orandan düşüktür. Bu durum artan yakıt hava oranıyla termal verimin düşmesiyle açıklanabilir. Egzoz veriminin (η_e) optimum değeri girilen aralığın en yüksek değeri olan 0.95 olarak belirlenmiştir. Egzoz verimi arttıkça egzoz çıkış hızı da artacaktır.



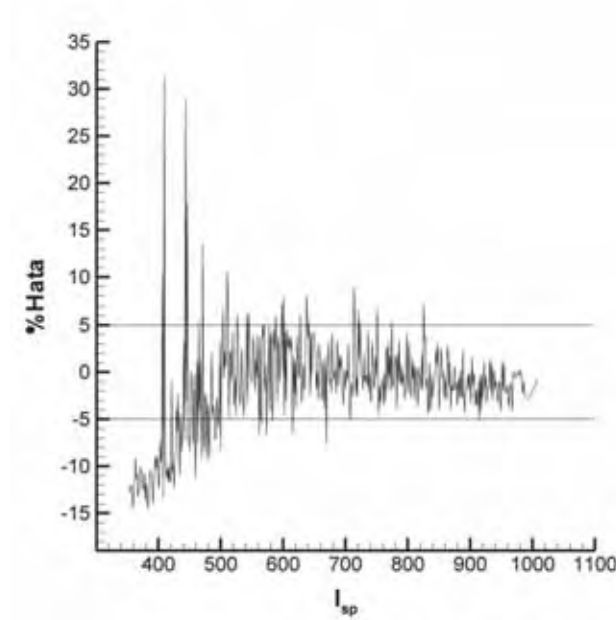
Şekil 3.7 Özgül darbe için optimum parameter değerleri.

Şekil 3.7’de görülen optimum değerler Tablo 3.3’te verilen regresyon eşitliği katsayılarıyla oluşturulmuş denklemlerle hesaplanmıştır. Bu denklemin doğrululuğunu test etmek amacıyla optimum değerler STA’ya girilerek özgül darbe 1016.3 saniye olarak hesaplandı. Regresyon eşitliğiyle ise özgül darbe 1010.36 saniye olarak hesaplandı. Bu

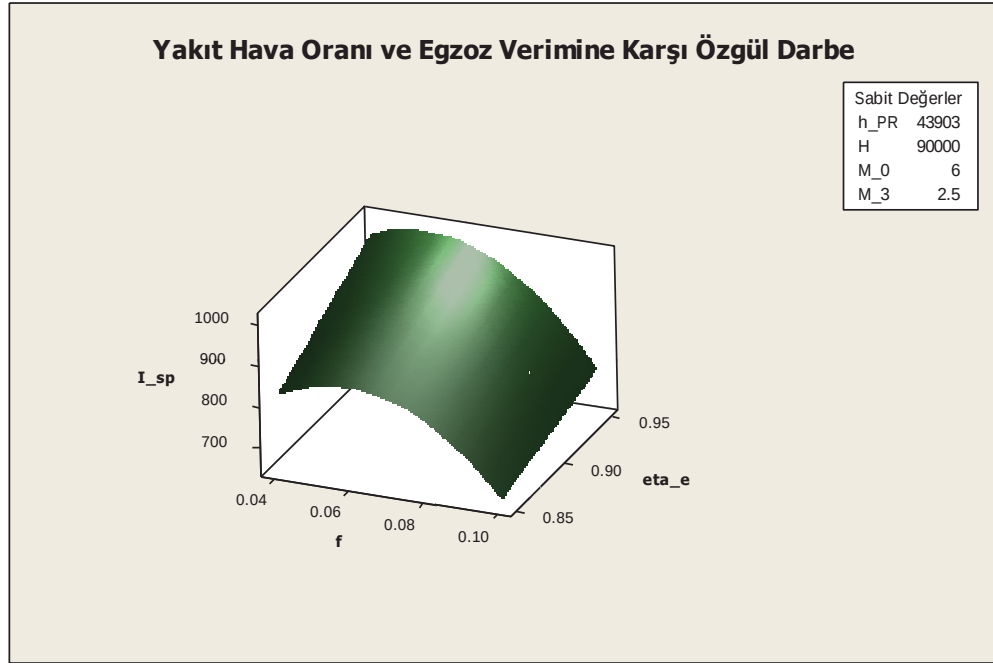
da regresyon eşitliğinin optimum değerlerde %0.58 hata ile sonuç verdiğini göstermektedir.

Cevap yüzeyi yöntemi ile özgül darbe cevabı için üretilen regresyon denkleminin hata oranını bulabilmek için Denklem 3.3 kullanıldı. Bu denklemde STA Matlab'den alınan cevapların ortalamalarının karelerini ifade ederken, DT ise regresyon denklemiyle hesaplanan cevapların ortalamalarının karelerini göstermektedir. Denklem 3.3 kullanılarak yapılan hesaplamada üretilmiş olan regresyon denkleminin STA isimli programa göre ortalama %3.01 hatalı çözüm yaptığı bulunmuştur. Ayrıca, Şekil 3.8'deki grafikte cevabın (I_{sp}) değişimiyle hata yüzdelerinin değişimi gösterilmiştir, bu grafikten de anlaşılabileceği gibi düşük özgül darbe değerlerinde regresyon denkleminin hata yüzdesi artmaktadır. Grafikteki $\pm\%5$ aralığındaki değerler kabul edilebilir hata değerleridir. Şekil 3.7'de görülen optimum parametre değerleri sabit tutularak cevaba en çok etkisi olan üç etkileşimin üç boyutlu yüzey grafikleri Şekil 3.9-3.11'de görülebilir.

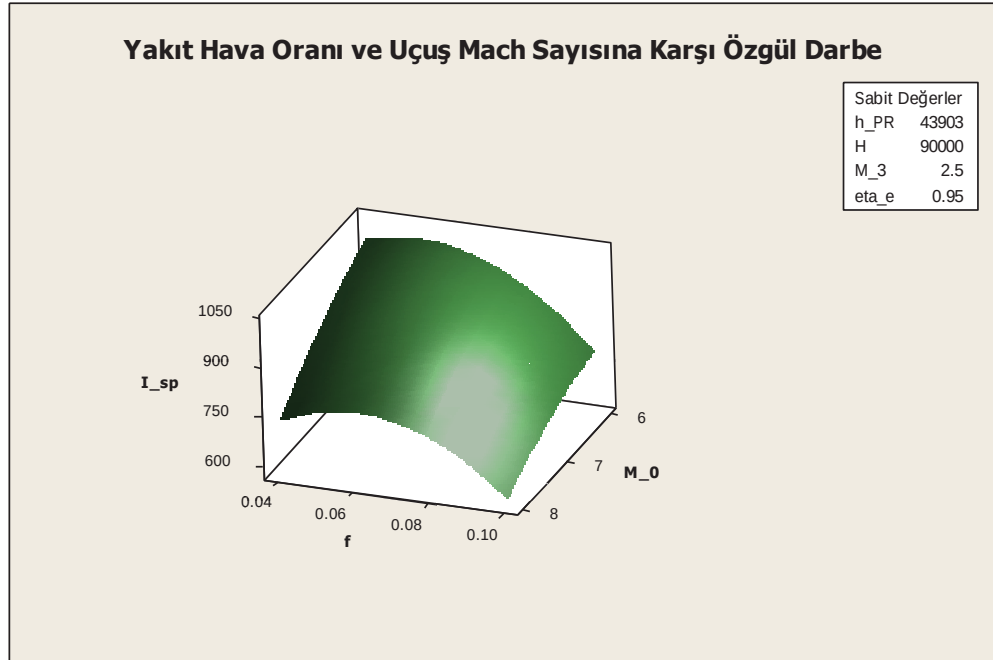
$$\%Hata = \left(\frac{DT-STA}{STA} \right) * 100 \quad (3.3)$$



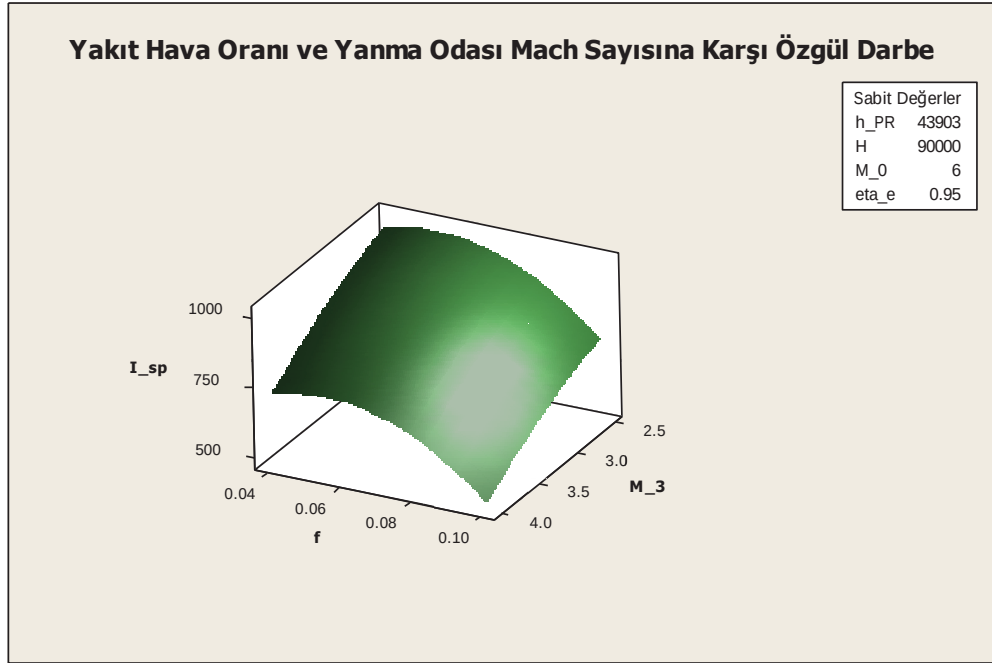
Şekil 3.8. Hata yüzdelerinin cevap (I_{sp}) değerine göre değişimi.



Şekil 3.9. Yakıt hava oranı ve egzoz verimine karşı özgöl darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.10. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısına karşı özgöl darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.11. Yakıt hava oranı ve yanma odası Mach sayısına karşı özgül darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.

3.2.2 Cevap: Toplam Verim (η_0)

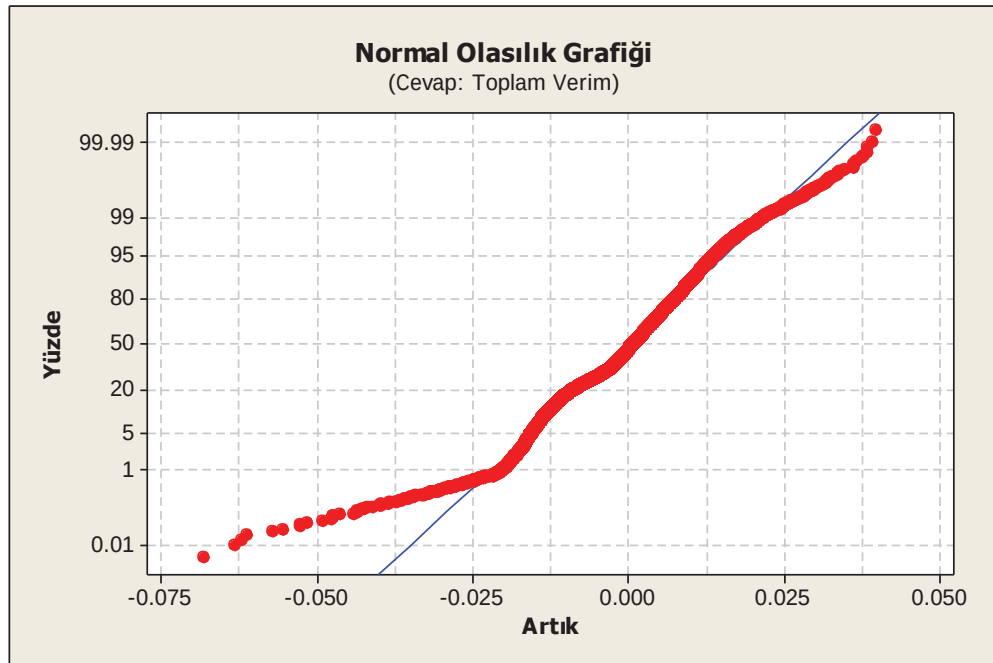
Cevap yüzeyi yöntemiyle cevap olarak toplam verim seçilip, STA'dan altı parametrenin kendi aralarında kombinasyonlarıyla alınan sonuçlar Minitab'de değerlendirildi ve Minitab'de yapılan analizin sonucunda ikinci dereceden bir regresyon denklemi elde edildi. Bu denklemin katsayıları Tablo 3.4'te görülebilir. Şekil 3.12'deki normal olasılık grafiğinde de görüldüğü gibi artıklar normal bir dağılım göstermiştir. Regresyon analizi sonucunda seçilen parametrelerin cevaptaki değişkenliğin %95.96'sını açıkladığı bulunmuştur.

Bu katsayılardan bir pasta grafiği çıkartılarak parametrelerin etki düzeyleri görselleştirildi (Şekil 3.13). Pasta grafiğinden de anlaşılacağı üzere cevaba en çok etkisi olan üç parametre sırayla, yakıt hava oranı (f), egzoz verimi (η_e) ve uçuş Mach sayısıdır (M_0). Cevaba en çok etkisi olan üç etkileşim ise yakıt hava oranı – egzoz verimi etkileşimi, uçuş Mach sayısı – yakıt hava oranı etkileşimi yanma odası Mach sayısı (M_3) – egzoz verimi etkileşimidir. Ayrıca uçuş Mach sayısı – egzoz verimi etkileşiminin değeri yanma odası

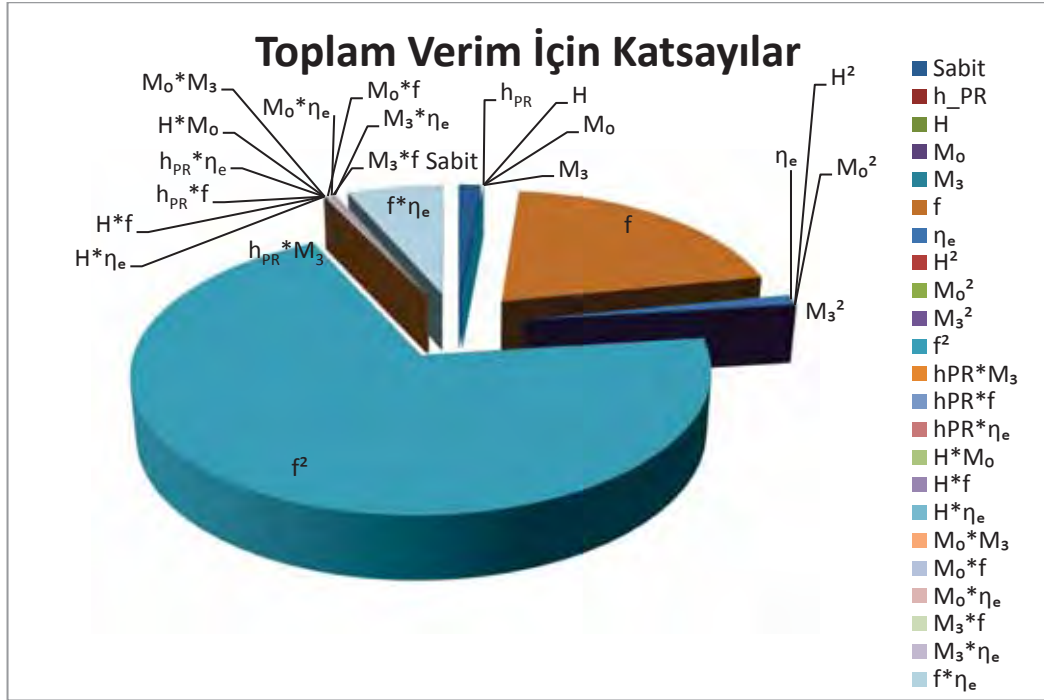
Mach sayısı – egzoz verimi etkileşiminin değere çok yakındır. Bu etkileşimlerin daha iyi anlaşılabilmesi için etkileşim grafikleri çıkartıldı (Şekil 3.14-3.17). Etkileşim grafiklerinden iki parametrenin değişimlerinin cevaba, yani toplam verime olan etkileri görülebilir.

Tablo 3.4. Toplam verim için regresyon eşitliği katsayıları.

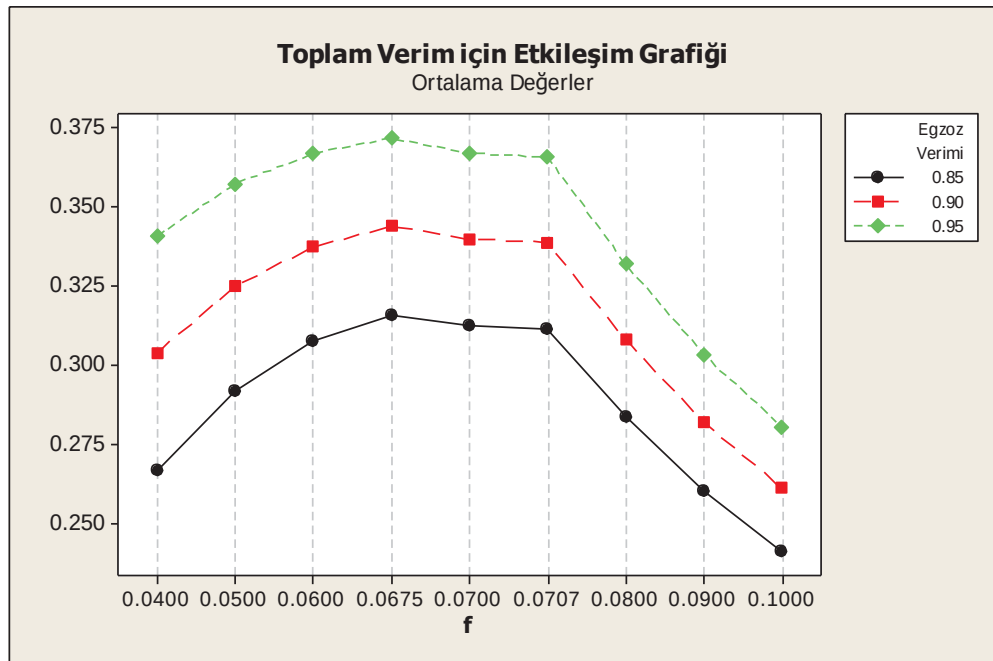
Terim	Katsayılar	Terim	Katsayılar	Terim	Katsayılar
Sabit	-1.29752	M_0^2	-1.63798×10^{-2}	$H^* \eta_e$	-4.71387×10^{-7}
h_{PR}	1.52585×10^{-5}	M_3^2	-2.42588×10^{-2}	$M_0^* M_3$	3.40213×10^{-2}
H	6.89866×10^{-7}	f^2	-61.5169	$M_0^* f$	0.276668
M_0	1.74644×10^{-2}	$h_{PR}^* M_3$	3.11819×10^{-7}	$M_0^* \eta_e$	0.115662
M_3	-3.27779×10^{-3}	$h_{PR}^* f$	-1.62636×10^{-4}	$M_3^* f$	2.95167×10^{-2}
f	17.9096	$h_{PR}^* \eta_e$	-1.00412×10^{-5}	$M_3^* \eta_e$	-0.138161
η_e	1.03841	$H^* M_0$	1.78139×10^{-8}	$f^* \eta_e$	-5.68805
H^2	-3.00036×10^{-12}	$H^* f$	-1.79301×10^{-6}	-	-



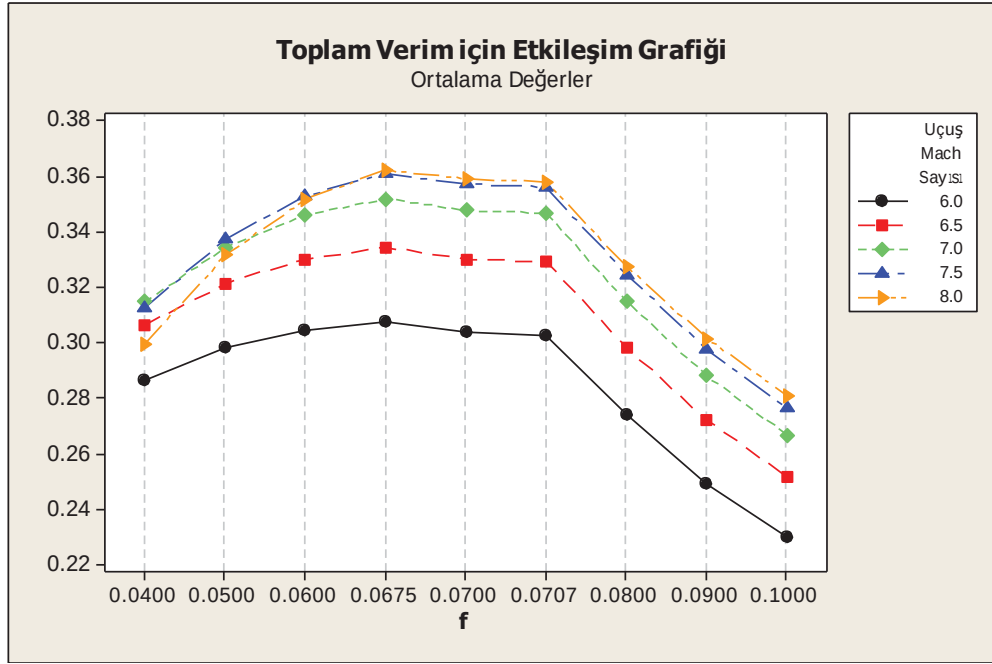
Şekil 3.12. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



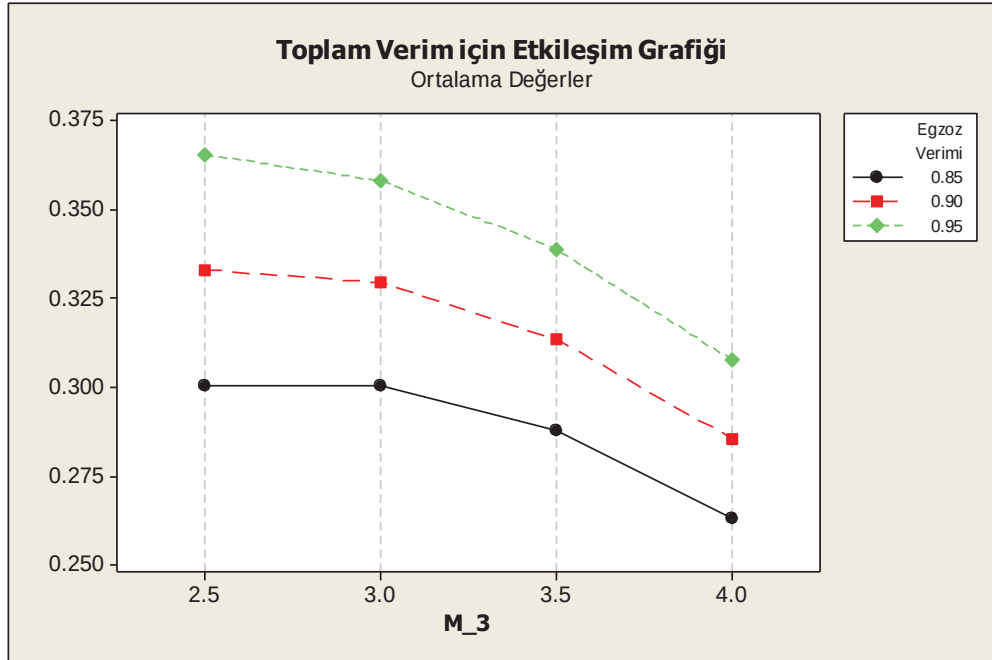
Şekil 3.13. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini gösteren pasta grafiği.



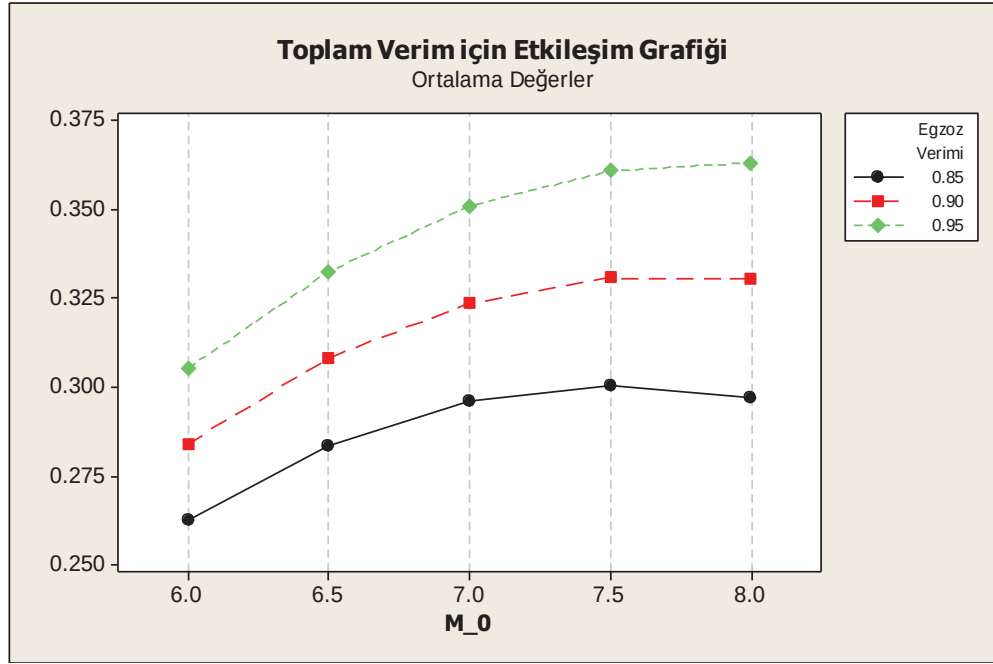
Şekil 3.14. Yakıt hava oranı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).



Şekil 3.15. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısının etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).

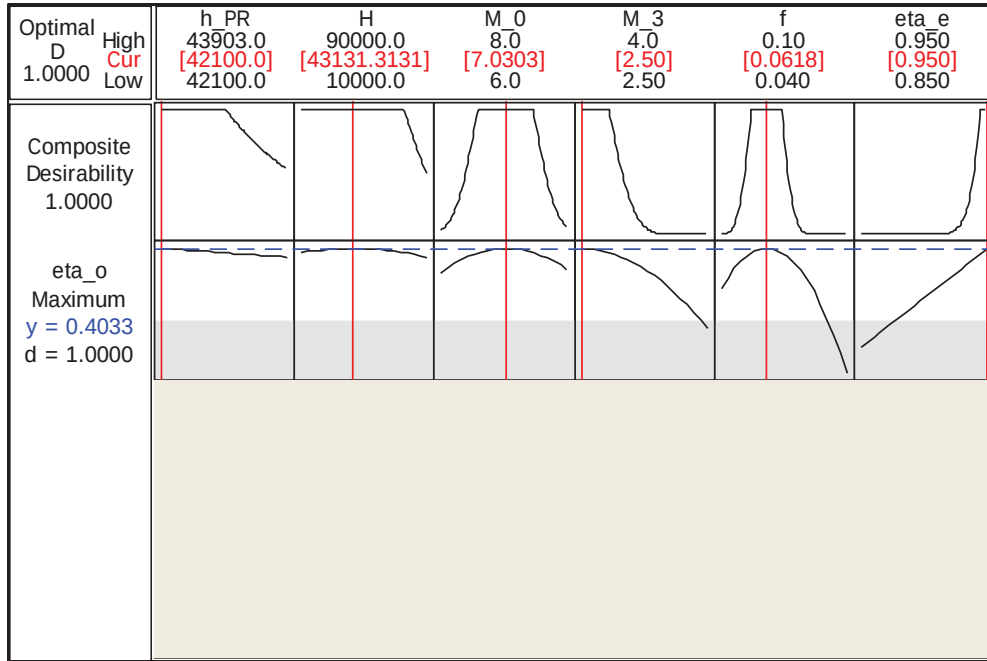


Şekil 3.16. Yanma odası Mach sayısı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).



Şekil 3.17. Uçuş Mach sayısı ve egzoz veriminin etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).

Ayrıca çıkartılan regresyon eşitliği kullanılarak Minitab’de toplam verimin optimum değerini almasını sağlayan parametre değerlerini belirlemek amacıyla bir optimizasyon grafiği çıkartıldı (Şekil 3.18). Bu grafik çıkartılırken toplam verimin 0.4 değerini alması hedeflenmiştir.

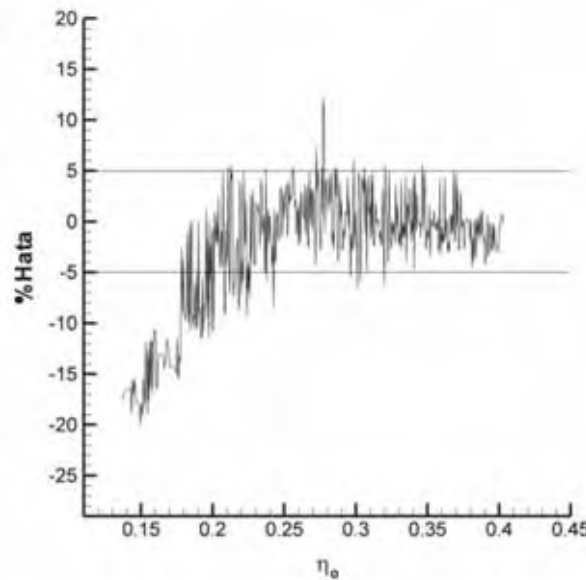


Şekil 3.18. Toplam verim için optimum parametre değerleri.

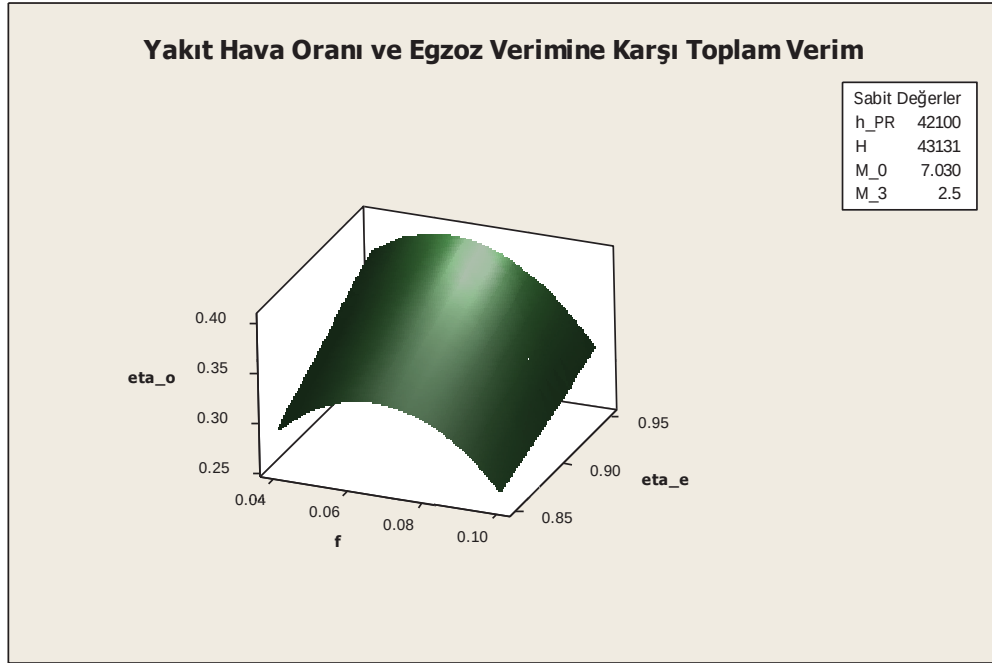
Optimizasyon grafiğinden (Şekil 3.18) görüldüğü üzere regresyon eşitliğinden hesaplanan en yüksek toplam verim (η_o) 0.4033’tür. Bu verimi sağlayan yakıt 42200 kJ/kg yanma entalpisiyle JP-10’dur. Optimum toplam verim yaklaşık 40 km – 50 km arasındaki irtifalarda (H) elde edilmiştir. Bu irtifa değeri scramjet için en verimli uçuşun yapılacağı irtifa olarak kabul edilebilir. Uçuş Mach sayısının (M_0) yaklaşık 7 olduğu ve yanma odası Mach sayısının (M_3) yaklaşık 2.5 olduğu kombinasyonda için optimum toplam verim elde edilmiştir. Uçuş Mach sayısının artması dolaylı yoldan egzoz çıkış hızının (V_{10}) artmasına neden olacaktır bu da toplam verimi artıran etkenlerden biridir. Ancak, uçuş Mach sayısının çok artması serbest akım hava hızını (V_0) da artıracığından bu durumda toplam verim düşecektir. Yanma odası Mach sayısının düşük olması ise yine dolaylı yoldan egzoz çıkış hızını artıracaktır. Yakıt hava oranının (f) optimum değerinin stoikiyometrik orandan

düşüktür. Bu durum artan yakıt hava oranıyla termal verimin düşmesiyle açıklanabilir. Optimum toplam verim egzoz veriminin (η_e) maksimum olduğu kombinasyonda elde edilmiştir çünkü artan egzoz verimiyle egzoz çıkış hızı da artacaktır.

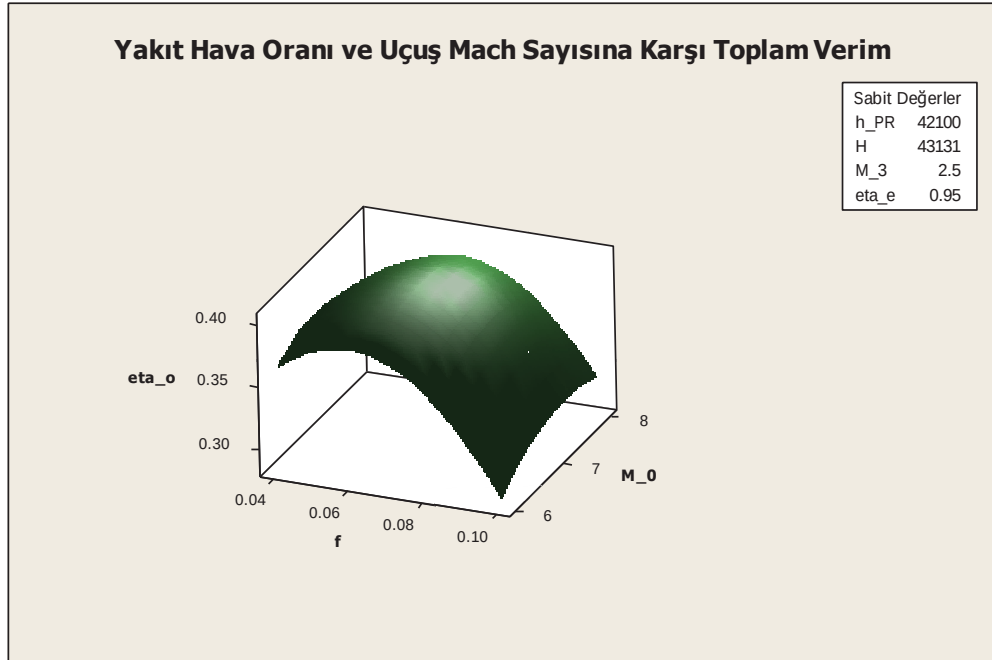
Şekil 3.18’de görülen optimum değerler Tablo 3.3’te verilen regresyon eşitliği katsayılarıyla oluşturulmuş denklemle hesaplanmıştır. Bu denklemin doğrululuğunu test etmek amacıyla optimum değerler STA’ya girilerek toplam verim 0.4054 olarak hesaplandı. Regresyon eşitliğiyle ise toplam verim 0.4033 olarak hesaplandı. Bu da regresyon eşitliğinin optimum değerlerde %0.52 hata ile sonuç verdiğini göstermektedir. Denklem 3.3 kullanılarak, çıkartılmış olan regresyon denkleminin STA’ya göre ortalama %2.45 hata ile çözüm yaptığı hesaplanmıştır. Cevabın (η_o) değişimiyle hata yüzdelерinin (Denklem 3.3) değişimini gösteren grafikten (Şekil 3.19) de anlaşılabileceği gibi düşük cevap değerlerinde regresyon eşitliğinin hata yüzdesi artmaktadır. $\pm\%5$ aralığındaki hata değerleri kabul edilebilir hata değerleridir. Şekil 3.18’de görülen optimum parametre değerleri sabit tutularak cevaba en çok etkisi olan dört etkileşimin üç boyutlu yüzey grafikleri Şekil 3.19-3.22’de görülebilir.



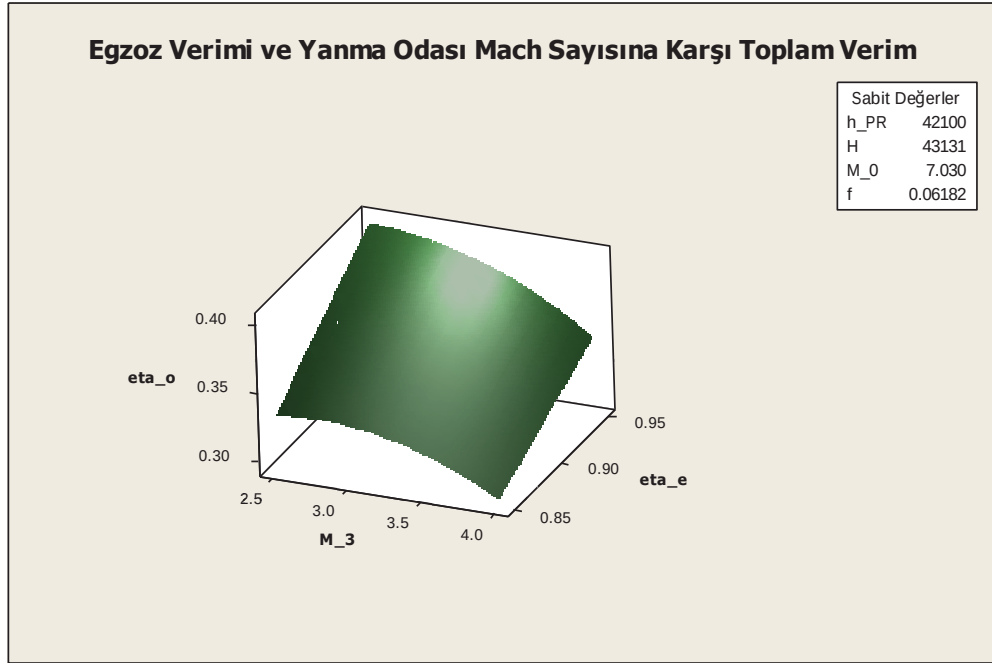
Şekil 3.19. Hata yüzdelерinin cevap (η_o) değerine göre değişimi.



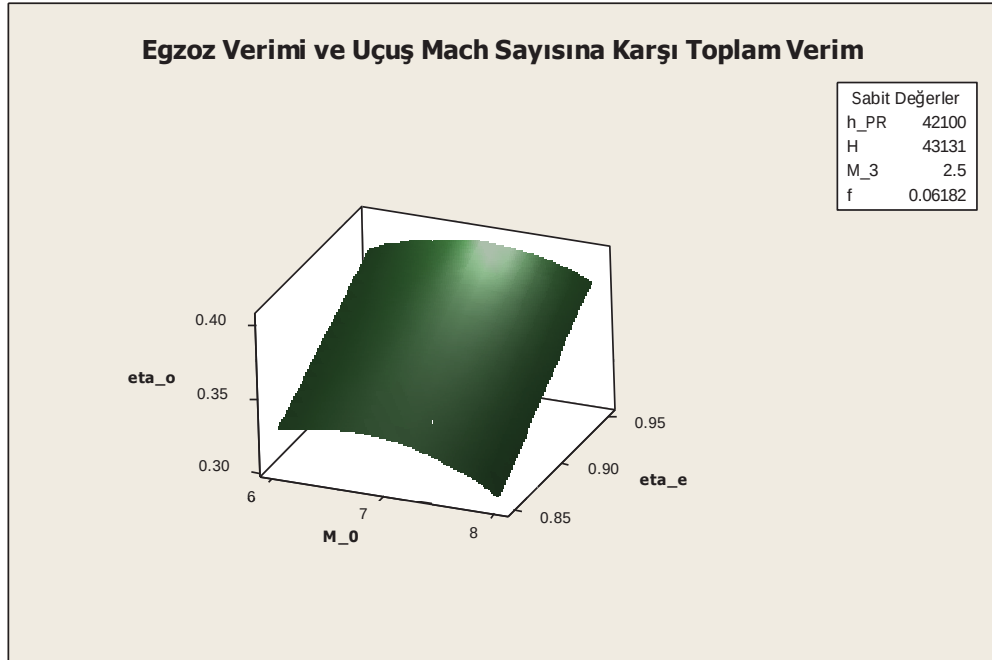
Şekil 3.20. Yakıt hava oranı ve egzoz verimine karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.21. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısına karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.22. Yanma odası Mach sayısı ve egzoz verimine karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.23. Uçuş Mach sayısı ve egzoz verimine karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.

3.2.3 Cevap: Özgöl darbe (I_{sp}) ve Toplam Verim (η_o)

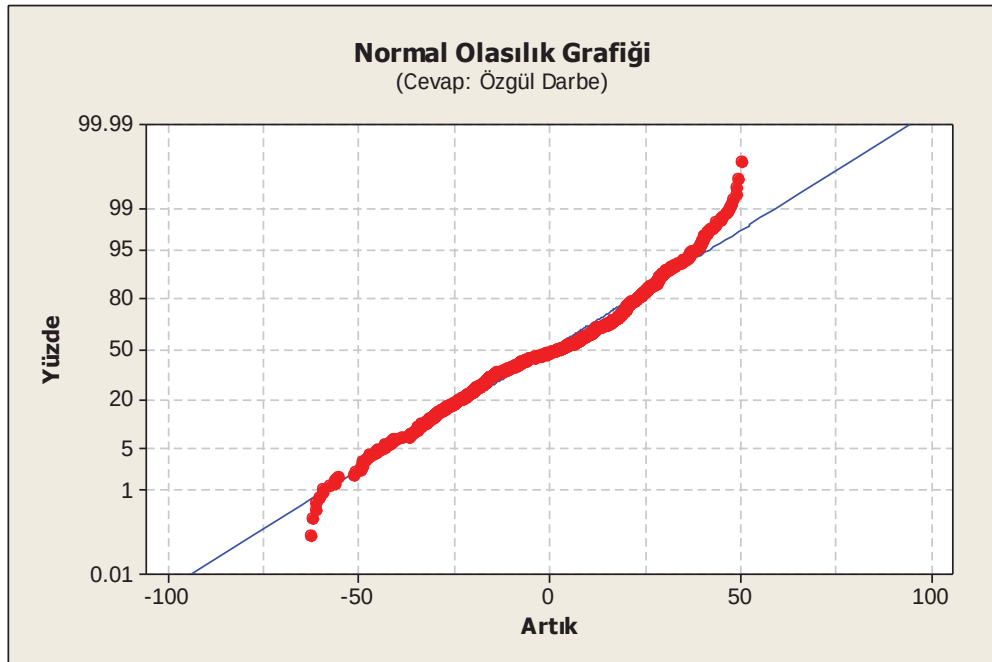
Bölüm 3.2.1 ve Bölüm 3.2.3'te özgöl darbe ve toplam verimi optimum yapan parametreler ayrı ayrı incelendi. Bu bölümde ise iki cevabı birden optimum yapacak parametreler irdelenecektir. Bunun için iki cevapta da en çok etkisi olan parametrelerle deney tasarımı yapılacaktır. Bunlar sırayla, yakıt hava oranı (f), egzoz verimi (η_e) ve uçuş Mach sayısıdır (M_0). Ancak görülmüştür ki her iki durum için de optimum cevabı sağlayan egzoz verimi aynıdır. Bu yüzden egzoz verimi optimum değerinde ($\eta_e=0.95$) sabit tutulmuştur. Aynı şekilde yanma odası Mach sayısı (M_3) da iki durum için de optimum cevabı aynı değerde ($M_3=2.5$) sağlamıştır. Bu yüzden egzoz veriminin yerine iki durum için farklılık gösteren irtifa (H) parametresi ele alınmıştır. Yakıt ise Bölüm 1.2'de anlatılan nedenlerden dolayı JP-7 olarak belirlenmiştir.

İki farklı cevap olması nedeniyle analizde iki farklı regresyon eşitliği elde edildi. Bu eşitliklerin katsayıları Tablo 3.5'te görülebilir. Şekil 3.24 ve 3.25'teki normal olasılık grafiklerinde de görüldüğü gibi artıklar normal bir dağılım göstermiştir. Regresyon analizleri sonucunda seçilen parametrelerin özgöl darbe cevabındaki değişkenliğin %94.83'ünü, toplam verim cevabındaki değişkenliğin ise %92.22'sini açıkladığı görülmüştür.

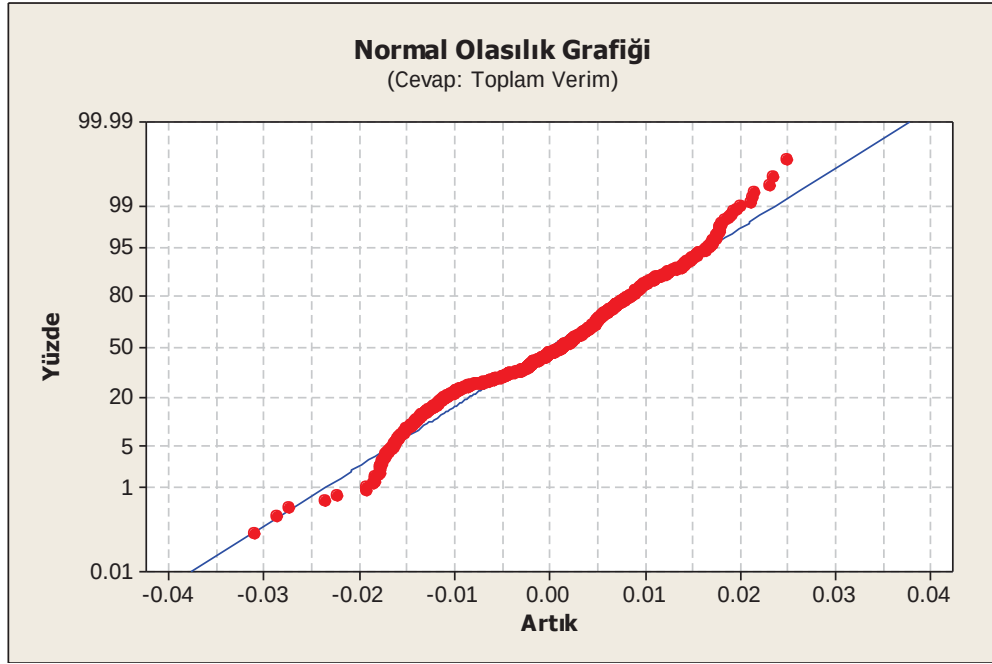
Tablo 3.5'teki katsayılardan iki cevap için de ayrı ayrı pasta grafikleri çıkartıldı (Şekil 3.26-3.27). Bu grafiklerden de anlaşılacağı üzere iki cevap için de en etkili parametre yakıt hava oranıdır (f) ve iki cevap için de en etkili etkileşim yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısı (M_0) etkileşimidir. Bu etkileşimlerin grafikleri Şekil 3.28 ve 3.29'da görülebilir.

Tablo 3.5. Özgöl darbe ve toplam verim için regresyon eşitliği katsayıları.

I_{sp}		η_o	
Terim	Katsayılar	Terim	Katsayılar
Sabit	1048.28	Sabit	-0.333915
H	-4.28533×10^{-3}	H	5.36812×10^{-7}
M_0	21.3164	M_0	0.1684
f	6420.2	f	4.4168
H^2	5.29222×10^{-8}	H^2	-4.70075×10^{-12}
M_0^2	-15.6955	M_0^2	-0.014009
f^2	-135029	f^2	-63.4509
$H*f$	-6.55939×10^{-3}	$H*f$	-1.70701×10^{-6}
M_0*f	1401.2	M_0*f	0.457733



Şekil 3.24. Özgöl darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



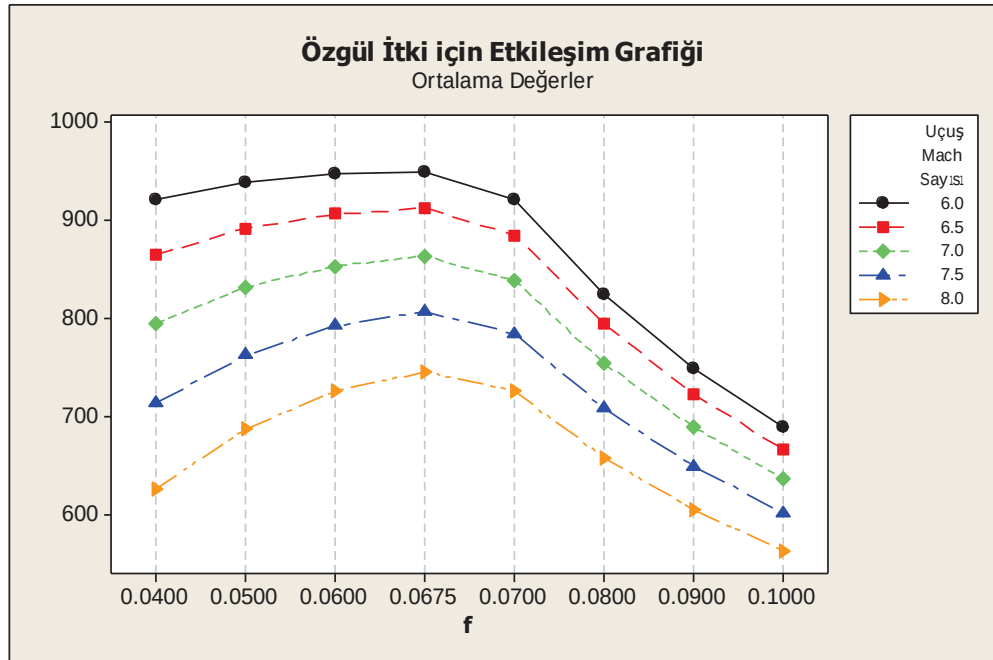
Şekil 3.25. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



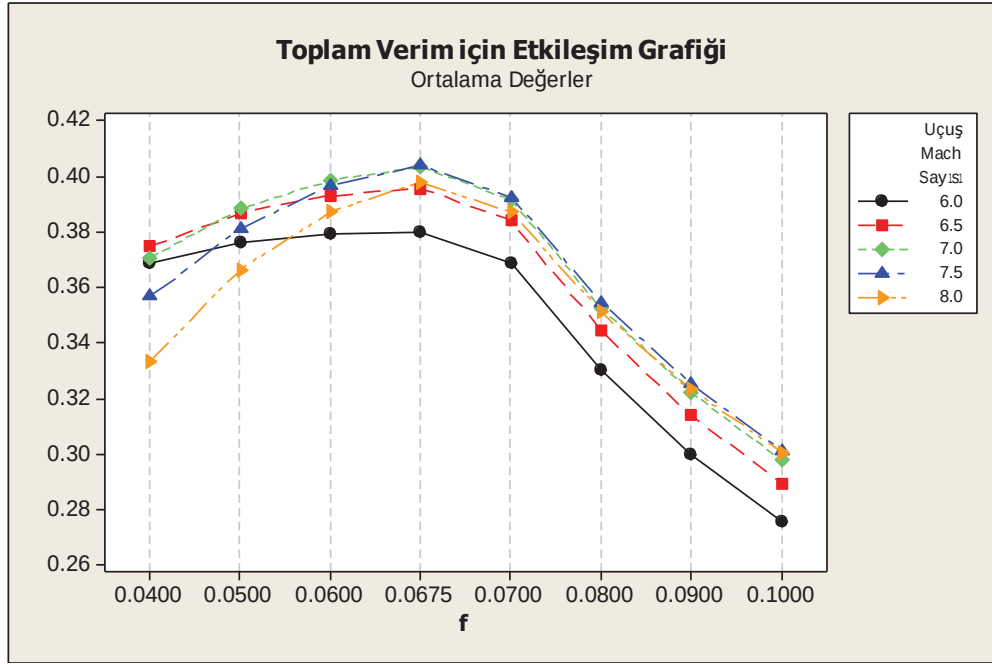
Şekil 3.26. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgül darbeye etkilerini gösteren pasta grafiği.



Şekil 3.27. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini gösteren pasta grafiği.

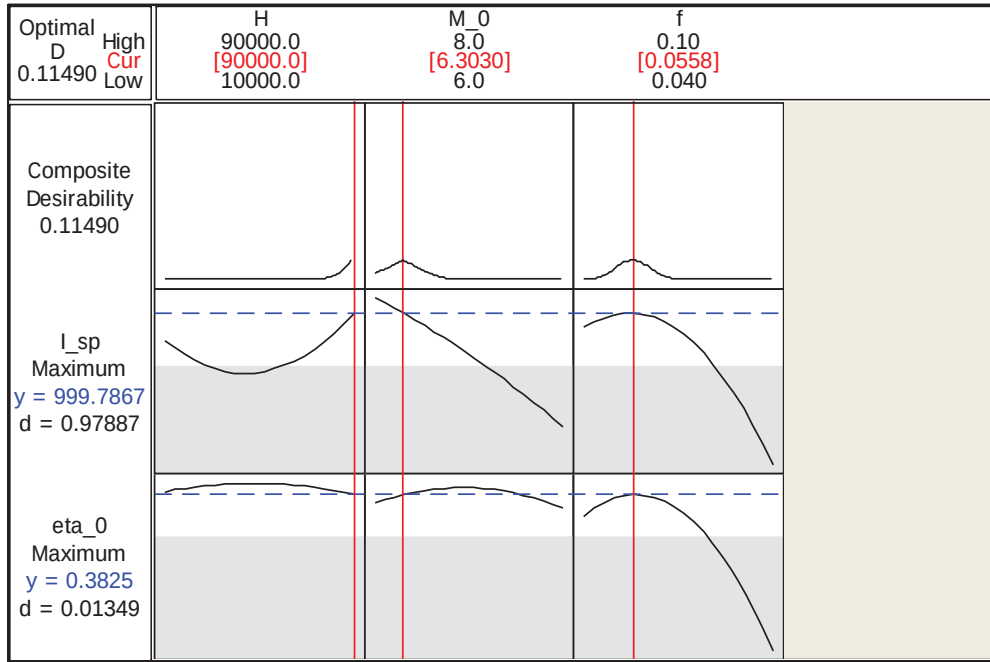


Şekil 3.28. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).



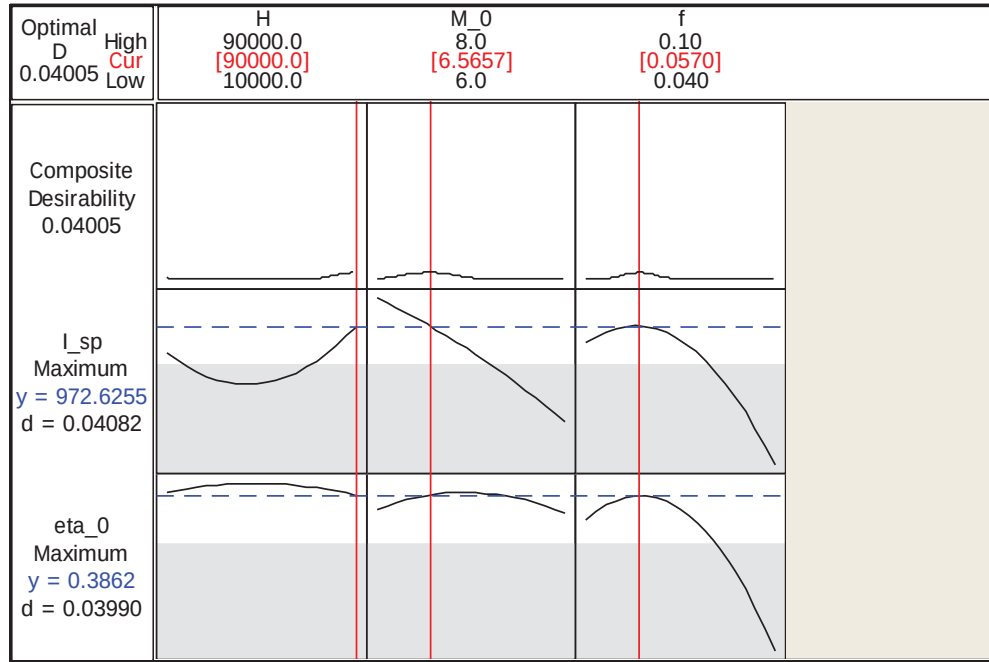
Şekil 3.29. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: toplam verim).

Ayrıca çıkartılan regresyon eşitliği kullanılarak, toplam verimin optimum değerini almasını sağlayan parametre değerlerini belirlemek amacıyla Minitab’de bir optimizasyon grafiği çıkartıldı. Özgül darbe ve toplam verimin aynı anda maksimum değeri alması için gerekli parametreler hesaplandı. Bu durumda ortaya çıkan sonuç Şekil 3.30’da görülebilir. Özgül darbenin hedef değeri 1000 saniye ve minimum değeri 900 saniye seçilirken, toplam verimin hedef değeri 0.4 ve minimum değeri 0.35 olarak seçildi. İki cevaba da eşit önem değeri verildi. Bu durumda özgül darbenin aldığı maksimum değer 999.7867 saniyeyken toplam verim ise 0.3825 olarak hesaplandı. Özgül darbenin istenirlik değeri 0.97 seviyelerindeyken, toplam verimin istenirlik değeri 0.01 gibi çok düşük bir değer çıkmıştır. Bu durum optimizasyon grafiğinde verilen optimum parametre değerlerinin özgül darbeyi maksimize etmesi açısından daha etkili olduğunu göstermektedir. İki cevapta da ayrı ayrı oranlanırsa, özgül darbe değeri verilen hedefe daha yakınken toplam verim değeri verilen hedefe daha uzak olduğu görülüyor.



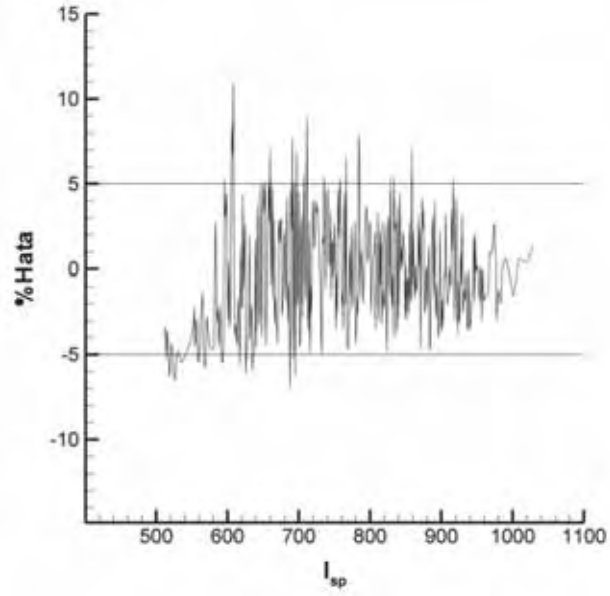
Şekil 3.30. Özgül darbe ve toplam verim için eşit önem değerleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem değerleri I_{sp} : 1, η_0 :1).

Eğer cevapların istenirlik değerlerinin birbirlerine yakın olması isteniliyorsa toplam verime daha yüksek önem değeri verilebilir. Şekil 3.30'daki optimizasyon grafiğindeki gibi özgül darbe ve toplam verimi maksimum yapan parametre değerlerinin aynı hedefler kullanılarak hesaplandığı optimizasyon grafiği Şekil 3.31'de görülebilir. Ancak Şekil 3.31'de farklı olarak özgül darbenin önem değeri 1'ken toplam verimin önem değeri 5 olarak girilmiştir. Bu durumda iki cevabın da istenirlik değeri birbirlerine yakın çıkmıştır ancak bileşik istenirlik değeri çok düşük olduğu için bu durum çok verimli sonuçlar vermeyecektir denilebilir. Şekil 3.29'daki optimizasyon grafiğinden de görüleceği gibi önceki duruma göre toplam verim sadece %0.96 yükselirken, özgül darbe %2.72 düşmüştür. Bu nedenle Şekil 3.30'da verilen parametre değerleri optimum parametre değerleri olarak seçilmiştir.

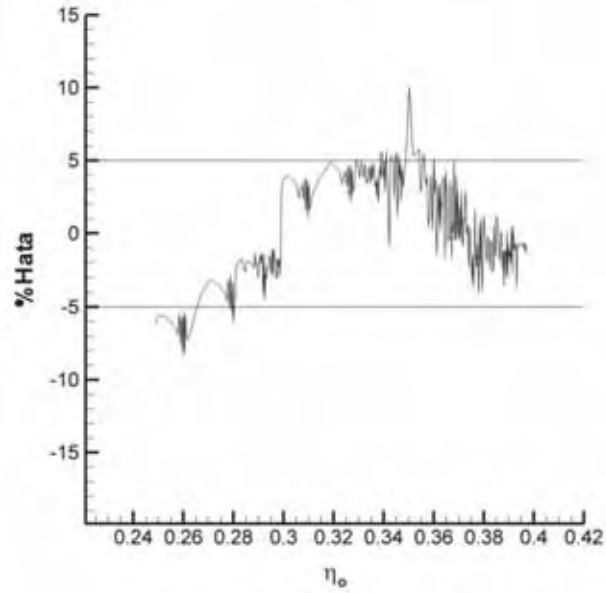


Şekil 3.31. Özgül darbe ve toplam verim için farklı önem değerleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem değerleri I_{sp} : 1, η_o :5).

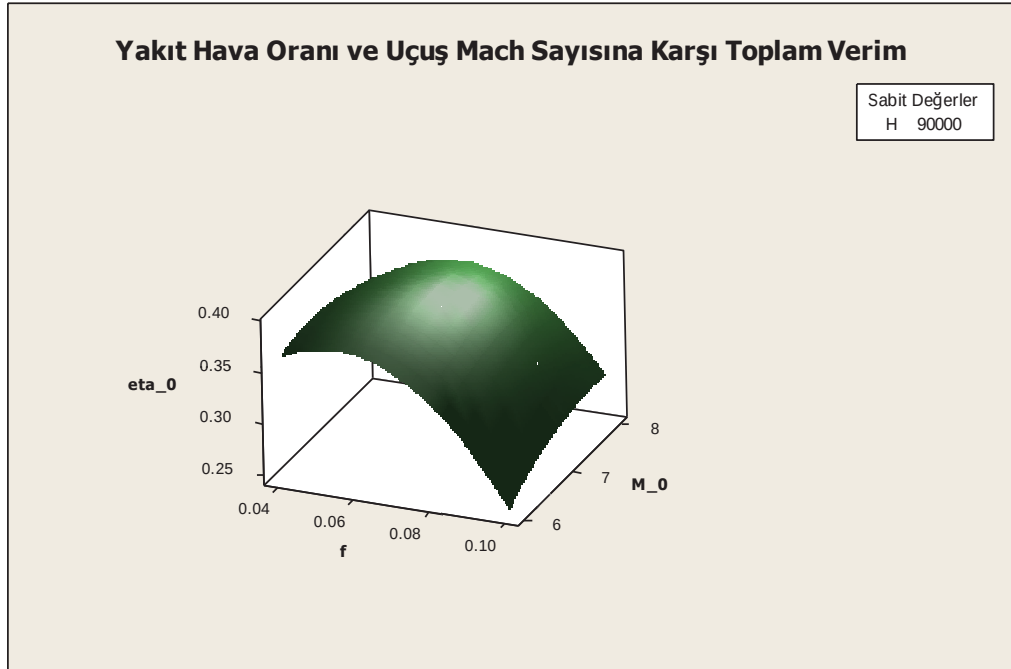
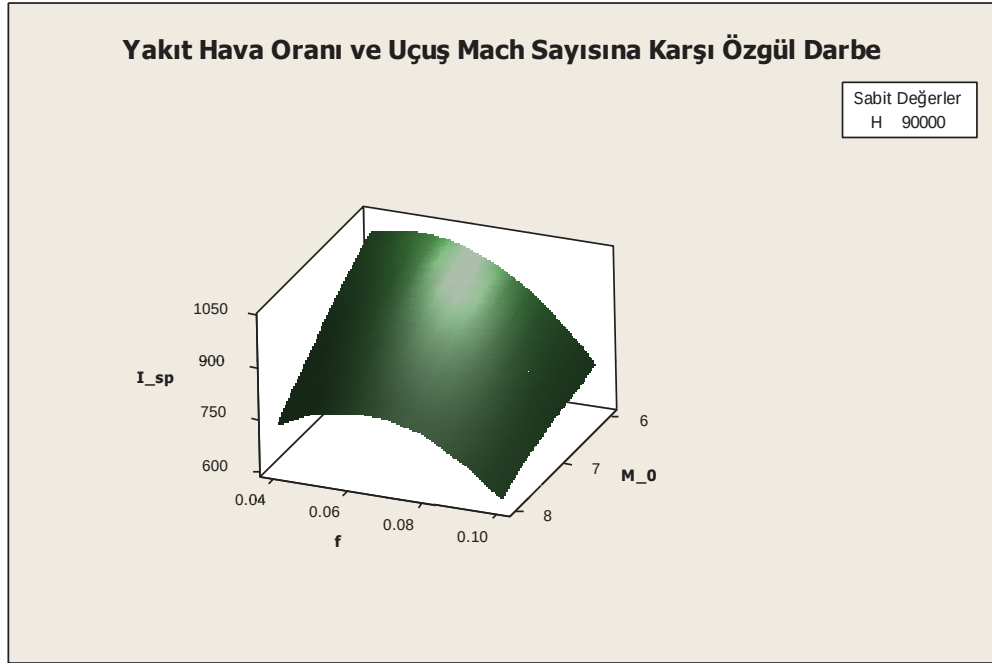
Şekil 3.28’de görülen optimum değerler Tablo 3.5 ve Tablo 3.6’da verilen regresyon eşitliği katsayılarıyla oluşturulmuş denklemlerle hesaplanmıştır. Bu denklemin doğruluğunu test etmek amacıyla optimum değerler STA’ya girilerek özgül darbe 992.3527 saniye olarak ve toplam verim de 0.3792 olarak hesaplandı. Bu da regresyon eşitliklerinin optimum değerlerde, özgül darbe için %0.74 hata ile, toplam verim için ise %0.86 hata ile sonuç verdiğini göstermektedir. Denklem 3.3 kullanılarak yapılan hesaplamada regresyon denkleminin özgül darbe için ortalama %2.89, toplam verim için ise ortalama %2.42 hata ile çözüm yaptığı görülmüştür. Ayrıca, Şekil 3.32 ve Şekil 3.33’te cevap değerlerinin değişimleriyle hata yüzdelерinin değişimleri görülebilir. Grafiklerden de görülebileceği gibi cevap değerleri düştükçe hata yüzdesi artmaktadır. Bu grafiklerde $\pm\%5$ aralığındaki hata değerleri kabul edilebilir hata değerleridir. Cevaplara en çok etkisi olan etkileşim olan yakıt hava oranı (f) ve uçuş Mach sayısı (M_0) etkileşiminin diğer parametre (irtifa, H) sabit tutularak çizdirilen üç boyutlu yüzey grafikleri Şekil 3.34 ve Şekil 3.35’te görülebilir.



Şekil 3.32. Hata yüzdelерinin cevap (I_{sp}) değeri-ne göre değışimi.



Şekil 3.33. Hata yüzdelерinin cevap (η_o) değeri-ne göre değışimi.



3.2.4 Cevap: Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4)

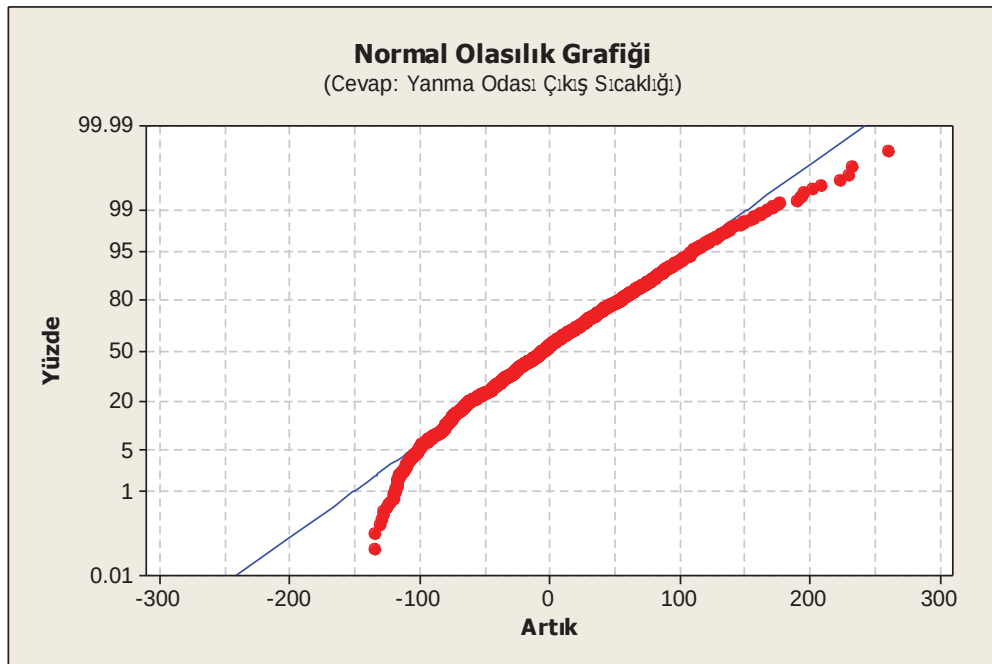
Yanma odası çıkış sıcaklığı bir scramjetin akış hattı boyunca karşılaşılması beklenen en yüksek sıcaklıktır ve yanma odası çıkış bölgesinin yüksek ısılara maruz kalması beklenir. Bu nedenle yanma odası çıkış sıcaklığının bilinmesi özellikle malzeme seçimi için önemlidir ve yanma odası çıkış sıcaklığının sistem gereksinimlerinin (örnek: özgül darbe) izin verdiği en düşük seviyede olması istenir. Bu bölümde öncelikle yanma odası çıkış sıcaklığını etkileyen parametreleri daha iyi anlayabilmek amacıyla yanma odası çıkış sıcaklığı tek cevap olarak incelendi. İleriki bölümlerde yanma odası çıkış sıcaklığı bir tasarım kısıtı olarak kullanılacaktır.

Cevap yüzeyi yöntemiyle yanma odası çıkış sıcaklığını minimum yapan parametre değerlerini bulabilmek için irtifa (H), uçuş Mach sayısı (M_0), yanma odası Mach sayısı (M_3) ve yakıt hava oranı (f) olmak üzere 4 parametre seçildi. STA'da alınan sonuçlar üzerinden Minitab'de yapılan cevap yüzeyi yöntemi çözümü sonucunda bulunan regresyon denkleminin katsayıları Tablo 3.6'da görülebilir. Şekil 3.36'daki normal olasılık grafiğinde de görüldüğü gibi artıklar normal bir dağılım göstermiştir. Regresyon analizi sonucunda seçilen parametrelerin yanma odası çıkış sıcaklığındaki değişikliğin %96.31'ini açıkladığı görülmüştür.

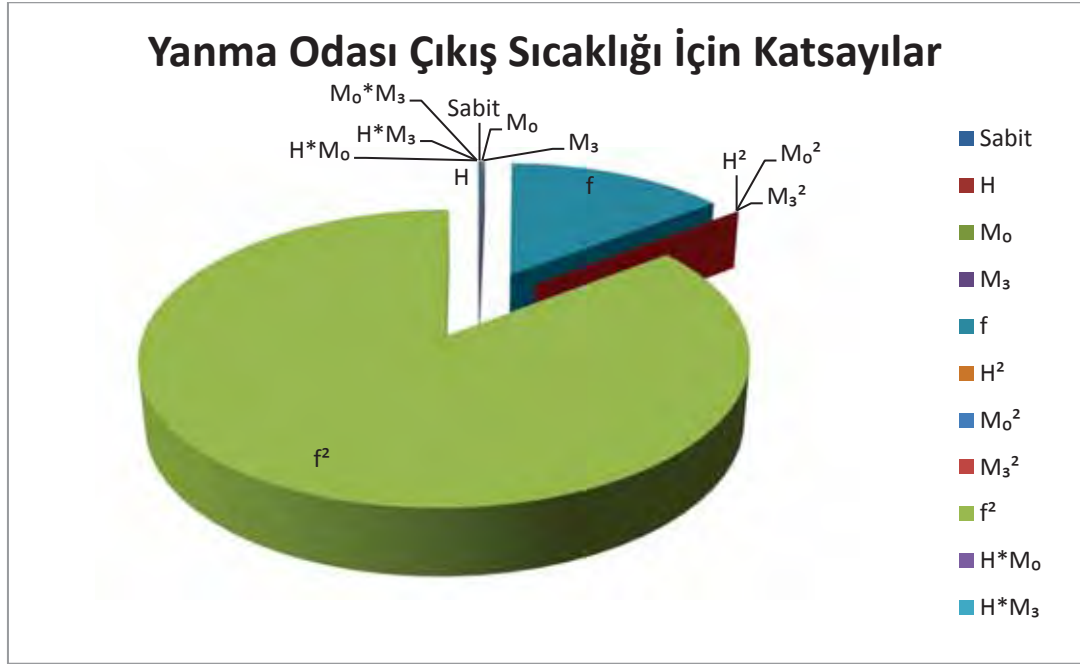
Tablo 3.6'daki regresyon katsayılarından elde edilen pasta grafiği ise Şekil 3.37'de görülebilir. Pasta grafiğinden de anlaşılabileceği gibi cevaba (T_4) en çok etkisi olan üç parametre sırayla, yakıt hava oranı, yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısı olarak tespit edilmiştir. Cevaba en çok etkisi olan etkileşim ise uçuş Mach sayısı ve yanma odası Mach sayısı etkileşimidir. İrtifa ve diğer etkileşimlerin cevap üzerindeki etkileri bu üç parametre ve bir etkileşime kıyasla çok düşüktür. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşimini görselleştirmek amacıyla etkileşim grafiği çizdirilmiştir (Şekil 3.38).

Tablo 3.6. Yanma odası çıkış sıcaklığı için için regresyon eşitliği katsayıları.

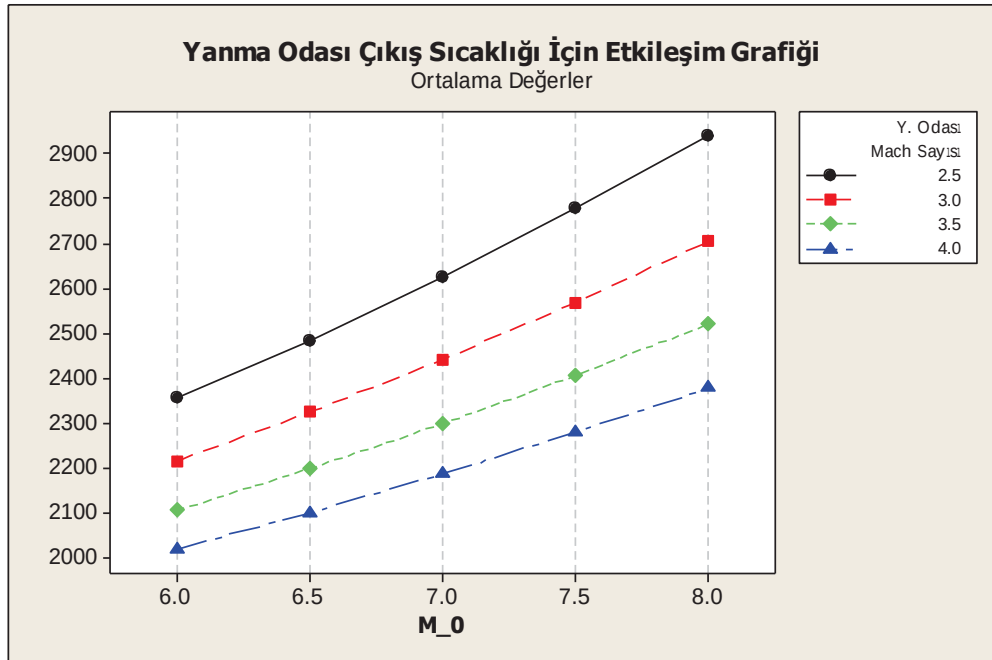
Terim	Katsayılar
Sabit	-1019.22
H	1.28103×10^{-2}
M_0	262.407
M_3	-263.168
f	61819.1
H^2	-1.32093×10^{-7}
$M_0 * M_0$	16.4968
M_3^2	72.3175
f^2	-372528
$H * M_0$	-3.6815×10^{-4}
$H * M_3$	4.70429×10^{-7}
$M_0 * M_3$	-75.0767



Şekil 3.36. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



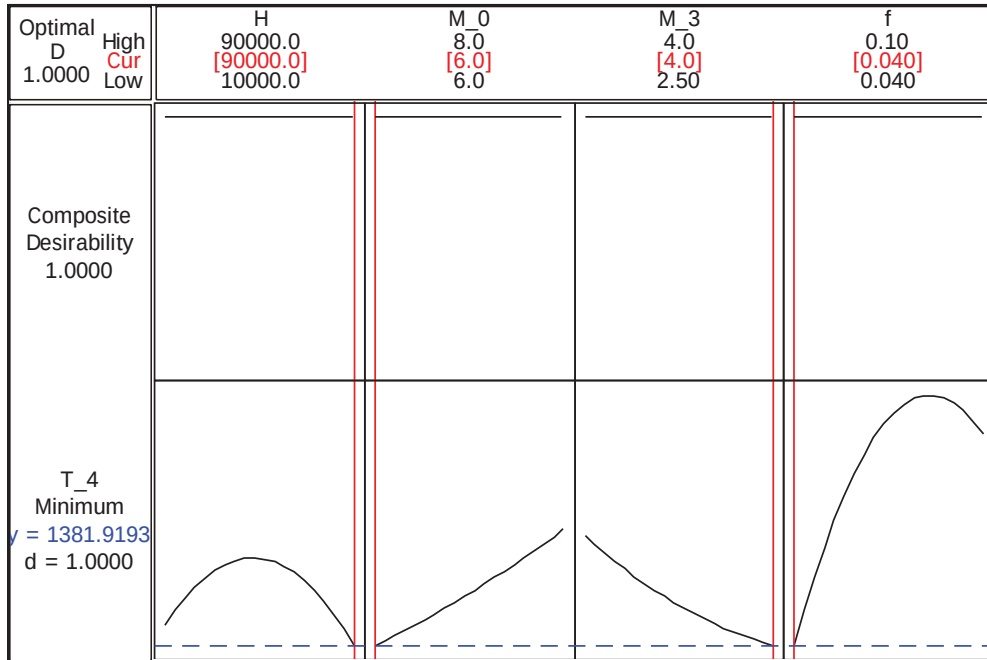
Şekil 3.37. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini gösteren pasta grafiği.



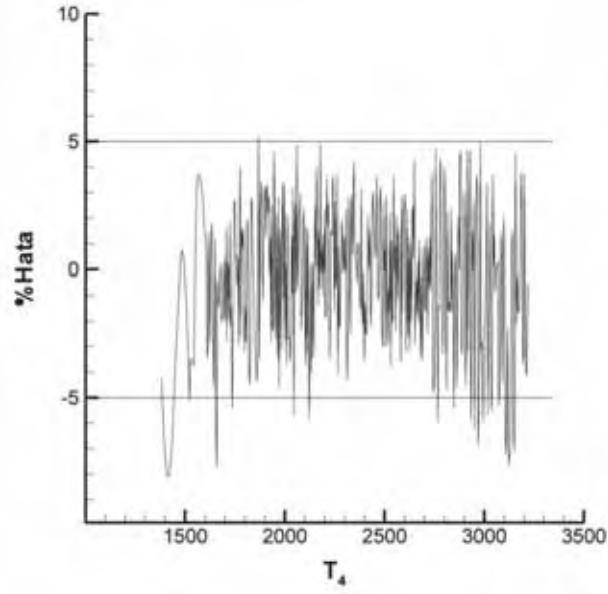
Şekil 3.38. Yakıt hava oranı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).

Elde edilen regresyon denklemi kullanılarak Minitab’de yanma odası çıkış sıcaklığının minimum değeri alması için gerekli parametre değerleri bulunmuştur (Şekil 3.39). Hedef değer olarak STA’dan alınan değerlerin ortalamasına yakın bir değer olan 2300 K seçilmiştir. Şekil 3.39’daki optimizasyon grafiği incelendiğinde minimum yanma odası çıkış sıcaklığının 1381.91 K olduğu görülmektedir. Grafikte verilen parametre değerleri STA’ya girildiğinde 1443.1 K sonucu alınmaktadır.

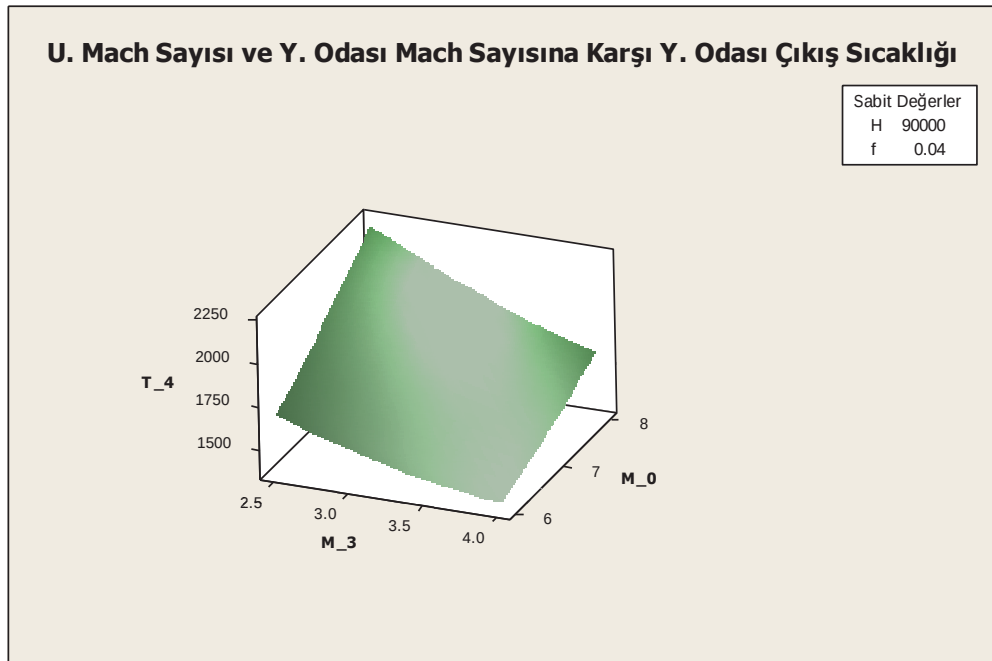
Bu da bulunan regresyon denkleminin optimum değerlerde %4.42 hata ile sonuç verdiğini göstermektedir. Cevabın (T_4) değişimiyle hata yüzdelerinin (Denklem 3.3) değişimini gösteren grafik Şekil 3.40’ta görülebilir. Hata yüzdelerinin çoğunluğu $\pm\%5$ aralığında çıkmıştır, ancak nispeten yüksek ve düşük sıcaklıklarda hata yüzdelerinin arttığı görülmüştür. Ayrıca, yanma odası sıcaklığı için çıkartılan denklemin ortalama %2.16 hata ile çözüm yaptığı hesaplanmıştır. Yanma odası çıkış sıcaklığının minimum değerde olması için gerekli optimum parametre değerleri kullanılarak cevaba en çok etkisi olan uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşiminin diğer iki parametre optimum değerlerinde tutularak çizdirilen üç boyutlu yüzey grafiği Şekil 3.41’de görülebilir.



Şekil 3.39. Yanma odası çıkış sıcaklığı için optimum parametre değerleri.



Şekil 3.40. Hata yüzdelerinin cevap (T_4) değerine göre değişimi.



Şekil 3.41. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.

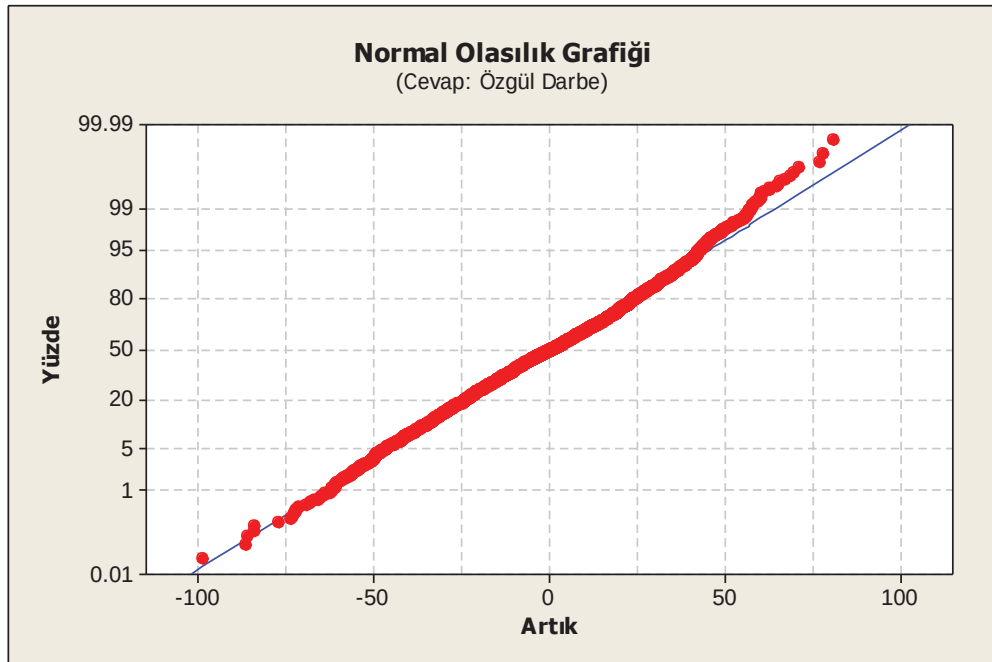
3.2.5 Cevap: Özgül darbe (I_{sp}) ve Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4)

Bölüm 3.2.1’de özgül darbeyi maksimum yapan parametre değerleri ve Bölüm 3.2.4’te ise yanma odası çıkış sıcaklığını minimum yapan parametre değerleri bulundu. Yanma odası çıkış sıcaklığını minimum yapan parametre değerleri 2. Bölümde verilen akım itki analizi denklemleri kullanılarak incelenirse bu değerlerin çok yüksek bir özgül darbe vermesi beklenmez. Bu yüzden bu bölümde özgül darbeyi maksimum, yanma odası çıkış sıcaklığını ise minimum yapan parametre değerleri elde edildi.

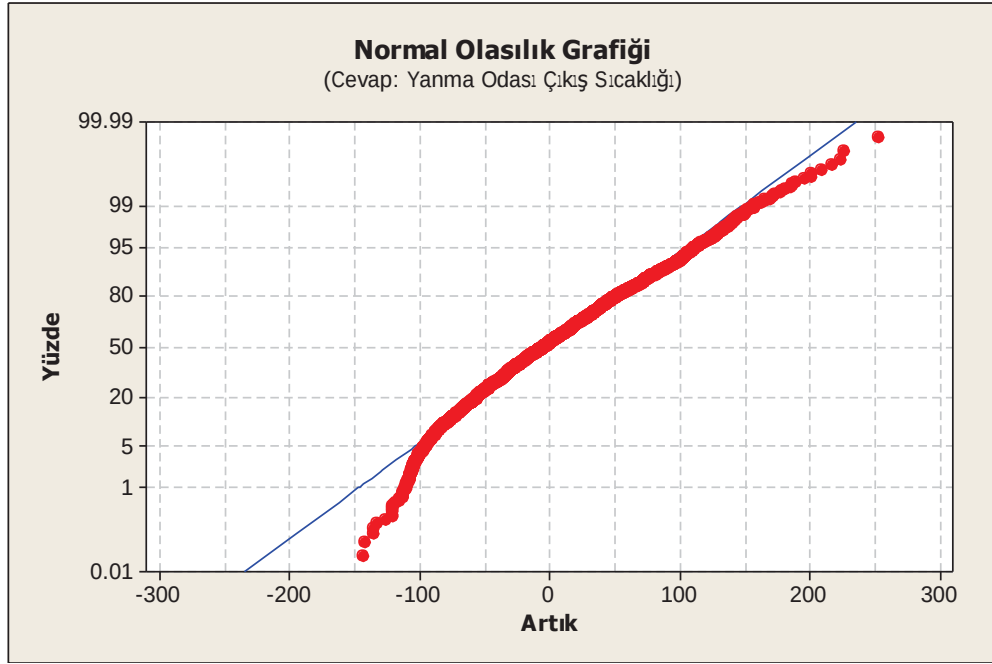
Bu bölümde Bölüm 3.2.1’de özgül darbeye en çok etkisi olduğu bulunan parametreler ele alınacaktır. Bunlar sırayla, yakıt hava oranı (f), egzoz verimi (η_e) ve uçuş Mach sayısıdır (M_0). Ancak egzoz veriminin yanma odası çıkış sıcaklığına herhangi bir etkisi olmadığından özgül darbe için optimum değeri sağlayan parametre değeri tercih edilmiştir ($\eta_e=0.95$). Bu nedenle analize egzoz verimi yerine irtifa (H) parametresi eklenmiştir. Ayrıca Bölüm 3.2.4’te görülebileceği üzere yanma odası çıkış sıcaklığına en çok etkileyen parametre yanma odası Mach sayısıdır (M_3). Bu yüzden yanma odası Mach sayısı da analize dahil edilmiştir. Yakıt olarak Bölüm 1.2’de anlatılan nedenlerden JP-7 kullanılmıştır. Minitab’de yapılan cevap yüzeyi yöntemi çözümünün sonucu olarak iki cevap için de ayrı iki regresyon eşitliği bulunmuştur. Bu eşitliklerin katsayıları Tablo 3.7’de görülebilir. Şekil 3.42 ve Şekil 3.43’teki normal olasılık grafiklerinde de görüldüğü gibi artıklar normal bir dağılım göstermiştir. Ayrıca Tablo 3.7’deki katsayılar kullanılarak hangi parametrenin ya da hangi etkileşimin cevap üzerinde daha etkili olduğunu görmek için çıkartılan pasta grafikleri de Şekil 3.44 ve Şekil 3.45’te görülebilir. Ayrıca özgül darbe ve yanma odası çıkış sıcaklığına en çok etkisi olan etkileşim olan uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşimi her iki cevap için de ayrı ayrı Şekil 3.46 ve Şekil 3.47’de görselleştirildi.

Tablo 3.7. Özgül darbe ve yanma odası çıkış sıcaklığı için regresyon eşitliği katsayıları.

I_{sp}		T_4	
Terim	Katsayılar	Terim	Katsayılar
Sabit	969.857	Sabit	-1009.1
H	-4.28124×10^{-3}	H	0.0134454
M_0	96.855	M_0	245.096
M_3	-342.96	M_3	-240.724
f	14220.9	f	61819.5
H^2	4.77938×10^{-8}	H^2	-1.4833×10^{-7}
M_0^2	-29.5322	M_0^2	16.571
M_3^2	-51.7694	M_3^2	72.6427
f^2	-122060	f^2	-372529
$M_0 \cdot M_3$	84.6148	$M_0 \cdot M_3$	-75.4143



Şekil 3.42. Özgül darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



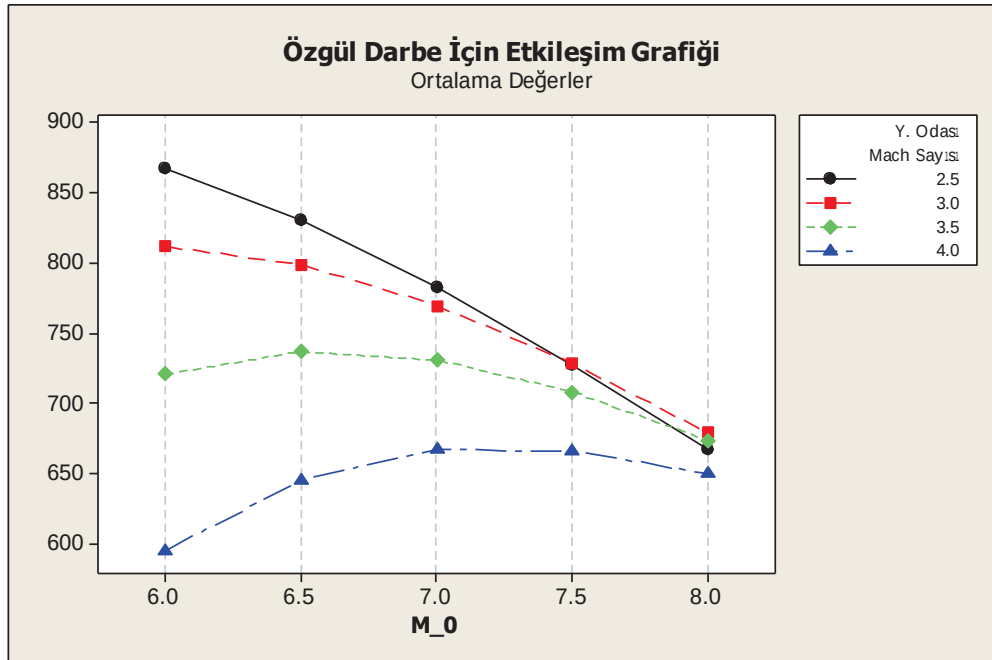
Şekil 3.43. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



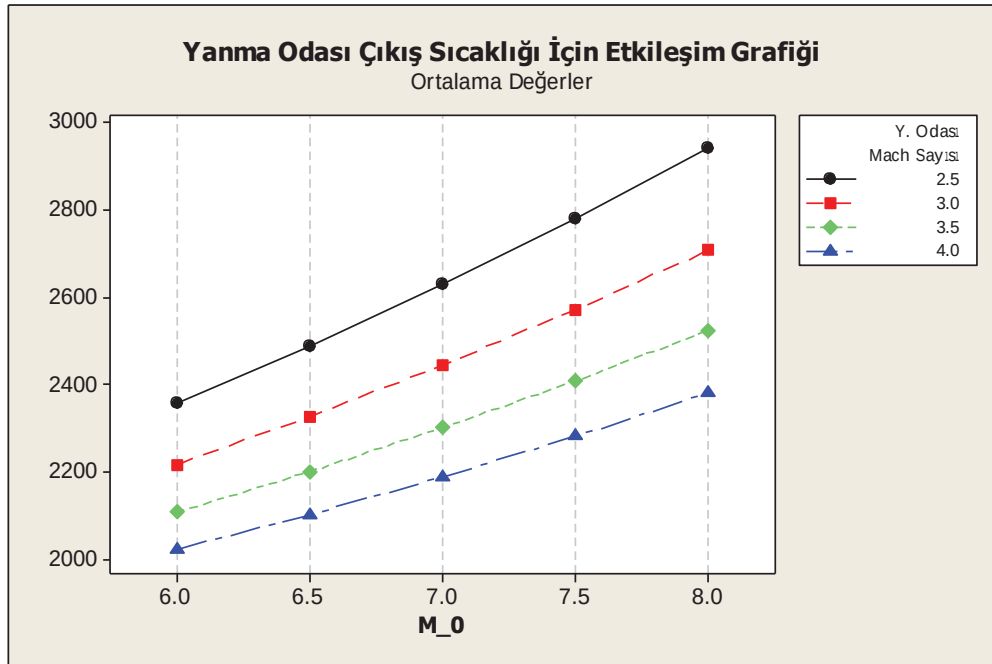
Şekil 3.44. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgül darbeye etkilerini gösteren pasta grafiği.



Şekil 3.45. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini gösteren pasta grafiği.



Şekil 3.46. Yanma odası Mach sayısı – uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).

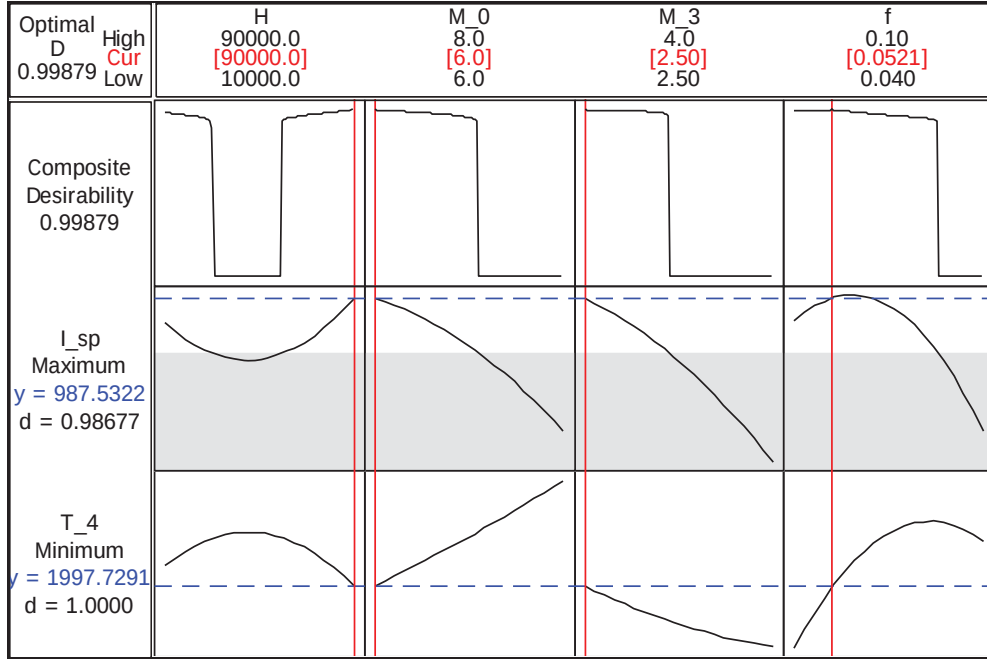


Şekil 3.47. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).

Cevap yüzeyi yöntemiyle çıkartılan regresyon eşitlikleri kullanılarak Minitab’de bir optimizasyon grafiği elde edildi (Şekil 3.48). Minimum yanma odası çıkış sıcaklığıyla maksimum özgül darbeyi elde etmek amaçlandı. Özgül darbede hedef değer olarak önceki bölümlerdeki gibi 1000 saniye seçildi. Yanma odası çıkış sıcaklığında ise hedef olarak STA sonuçlarının ortalamasının çok altında bir değer olan 2000 K seçildi. Yanma odası çıkış sıcaklığı bir tasarım kısıtı olarak düşünülüp, özgül darbenin önem değeri 1’ken yanma odası çıkış sıcaklığının önem değeri 10 olarak belirlendi.

Optimum sonuçlarda irtifanın 90 km çıkmasının nedeni, irtifa için hesap yapılan aralıkta (10 km – 90 km) bu irtifadaki havanın en düşük sıcaklığa sahip olması olarak açıklanabilir. Serbest akımın düşük sıcaklıkta olmasıyla yanma odası giriş hızı yüksek olacaktır ve bu da dolaylı olarak egzoz hızını artıracaktır. Yüksek egzoz hızı daha yüksek itki anlamına gelir. Uçuş Mach sayısının optimumum değerinin düşük olması ise özgül darbenin Mach sayısı arttıkça azalmasıyla (69 Kuralı) açıklanabilir. Yanma odası Mach sayısının düşük olması ise yine dolaylı yoldan egzoz çıkış hızını artıracaktır. Yakıt hava oranının optimum

değerinin stoikiyometrik orandan düşüktür. Bu durum artan yakıt hava oranıyla termal verimin düşmesiyle açıklanabilir.

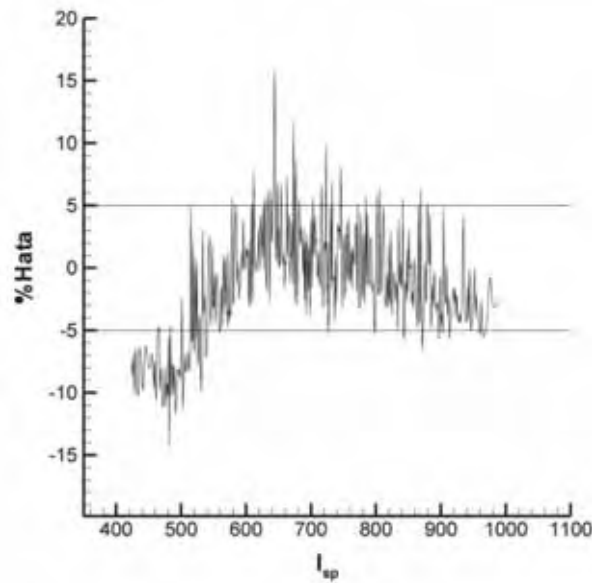


Şekil 3.48 Özgül darbe ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerleri.

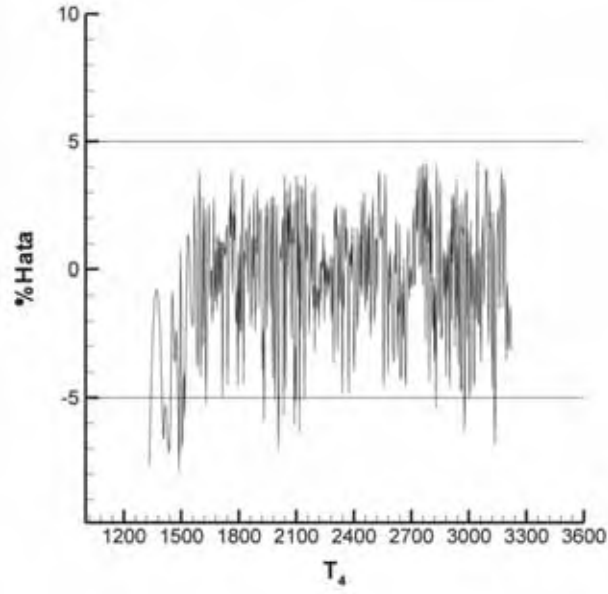
Optimizasyon grafiğinde de görülebileceği gibi bileşik istenirlik oranı 0.99 olarak hesaplanmıştır ve optimum özgül darbe 987.53 saniyeyken, optimum yanma odası çıkış sıcaklığı 1997.7378 K'dir. Özgül darbenin istenen değerin %1.25 altında ve yanma odası çıkış sıcaklığının ise istenen değerin %0.23 altında çıktığı görülmüştür. Şekil 3.47'deki cevap değerleri regresyon eşitliği kullanılarak bulunmuştur. Optimum parametre değerlerini STA'ya girip hesap yaptırıldığında özgül darbe 1015.7 saniye, yanma odası çıkış sıcaklığı ise 2009.9 K olarak bulunmuştur. Regresyon eşitliğiyle yapılan hesaplarda ise özgül darbe 1015.7 saniye, yanma odası çıkış sıcaklığı ise 1997.72 K olarak bulunmuştur. Bu da optimum değerlerde regresyon eşitliğinin özgül darbeye %2.85 hatayla, yanma odası çıkış sıcaklığında ise %0.61 hatayla sonuç verdiğini göstermektedir. Dikkat edilirse cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak elde edilen optimum parametre değerleri kullanılarak STA'da hesap yaptırıldığında istenilen özgül darbe değeri olan 1000

saniye’den de fazla bir özgül darbe elde edildiği görülecektir. Cevapların (I_{sp} ve T_4) değişimiyle hata yüzdelерinin (Denklem 3.3) değişimini gösteren grafikler Şekil 3.49 ve Şekil 3.50’de görülebilir. Şekil 3.49’da da görüldüğü üzere özgül darbe değeri düştükçe hata yüzdesi artmaktadır. Ayrıca, çıkartılmış olan bu regresyon denklemiyle özgül darbenin yaklaşık 650 – 750 saniye değerlerini aldığı durumlarda nispeten yüksek hata yüzdeleriyle karşılaşmıştır. Şekil 3.50’de ise yanma odası çıkış sıcaklığının değişimiyle hata yüzdelерinin değişimi görülmektedir. Düşük ve yüksek yanma odası çıkış sıcaklıklarında ve yanma odası çıkış sıcaklığının yaklaşık 1950 – 2125 K aralığında hata yüzdeleri nispeten yüksektir. Özgül darbe için çıkartılan regresyon denklemi ortalama %3.22 hata ile çözüm yaparken, yanma odası çıkış sıcaklığı için çıkartılmış olan regresyon denkleminin ortalama %2.12 hata ile çözüm yaptığı görülmüştür. $\pm\%5$ aralığındaki hata değeri kabul edilebilir hata değeri dır.

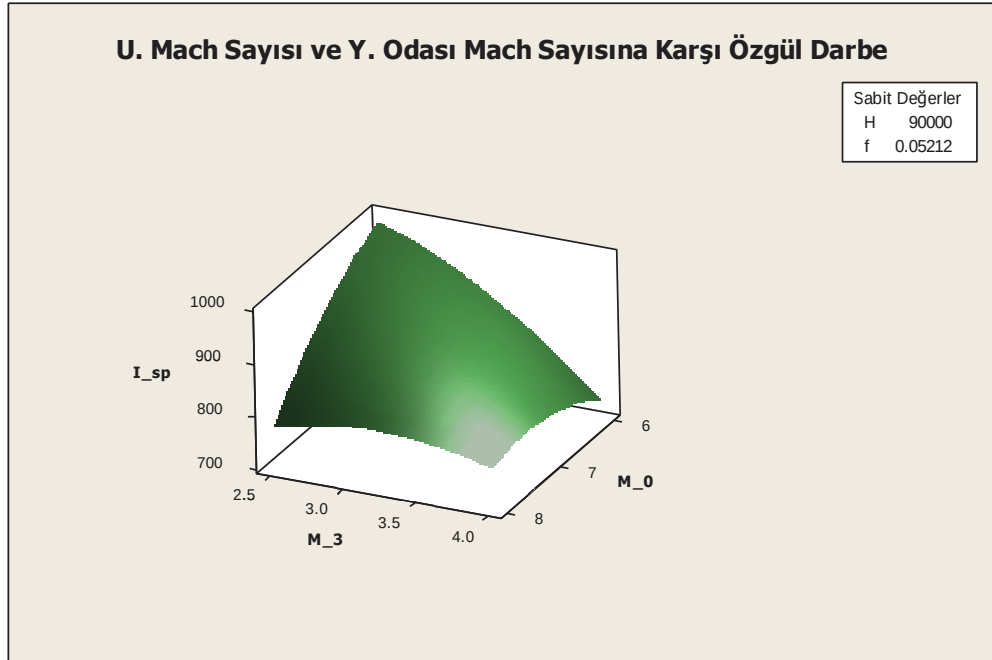
Şekil 3.43’te belirlenen optimum parametre değeri sabit tutularak cevaplara en çok etkisi olan etkileşimin, yani uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşiminin cevaplara karşı üç boyutlu yüzey grafikleri Şekil 3.51 ve Şekil 3.52’de görülebilir.



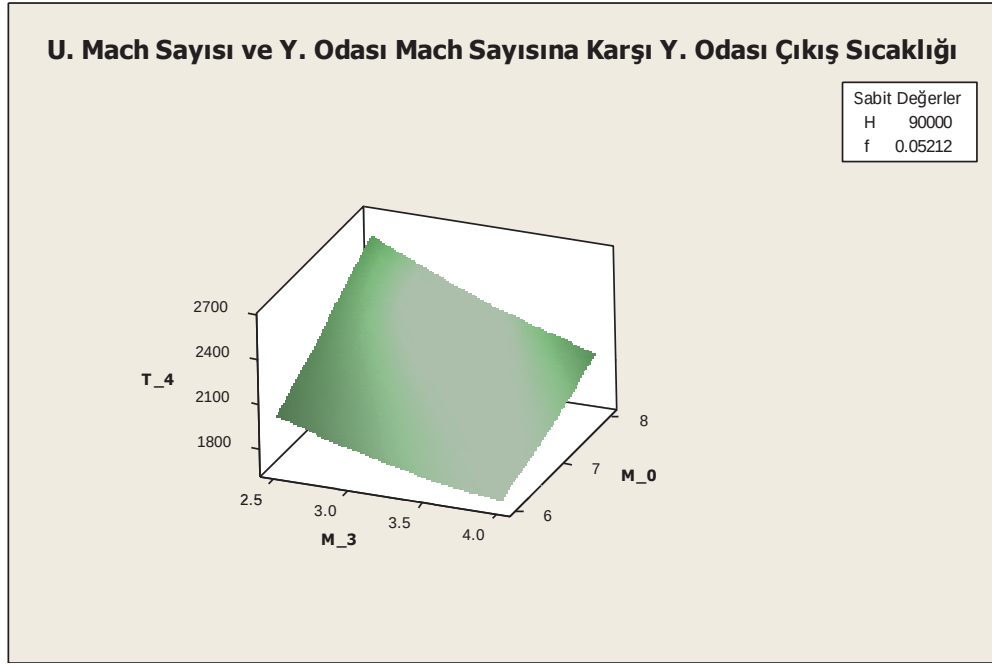
Şekil 3.49. Hata yüzdelерinin cevap (I_{sp}) değeri göre değişimi.



Şekil 3.50. Hata yüzdelerinin cevap (T_4) değerine göre değişimi.



Şekil 3.51. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı özgül darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.52. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.

3.2.6 Cevap: Toplam Verim (η_o) ve Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4)

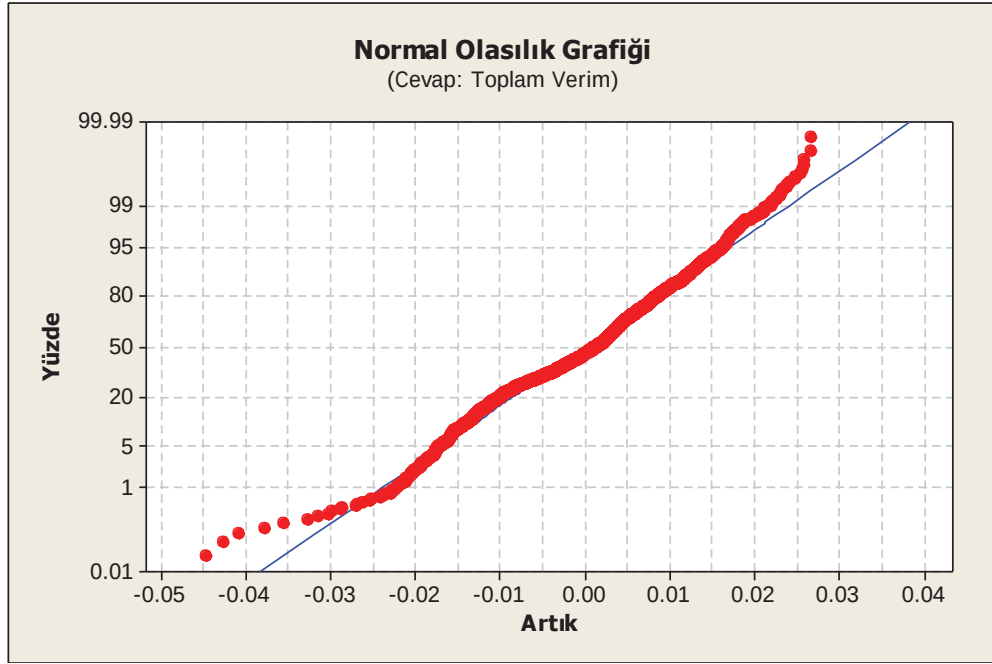
Bölüm 3.2.2’de toplam verimi maksimum yapan, Bölüm 3.2.4’te ise yanma odası çıkış sıcaklığını minimum yapan parametre değerleri bulundu. Bu bölümde ise yanma odası çıkış sıcaklığı minimumken toplam verim değerini maksimum yapan parametre değerleri hesaplanmıştır.

Bu bölümde Bölüm 3.2.2’de bulunan, toplam verime en çok etkili olan parametreler kullanılacaktır. Egzoz veriminin yanma odası çıkış sıcaklığına bir etkisi olmadığı için toplam verim için Bölüm 3.2.2’de hesaplanmış optimum egzoz verimi değeri kullanılmıştır ($\eta_e=0.95$). Yakıt olarak yine JP-7 tercih edilmiştir. Diğer parametrelerin değişimleri Tablo 3.2’deki gibidir. Cevap yüzeyi yöntemiyle Minitab’de yapılan hesaplar sonucunda her iki cevap için de ayrı ayrı regresyon eşitlikleri çıkartılmıştır. Bu eşitliklerin katsayıları Tablo 3.8’de görülebilir. Şekil 3.53 ve Şekil 3.54’deki normal olasılık grafiklerinde de görüldüğü gibi artıklar normal bir dağılım göstermiştir. Ayrıca Tablo 3.8’deki katsayılar kullanılarak hangi parametrenin ya da hangi etkileşimin cevap

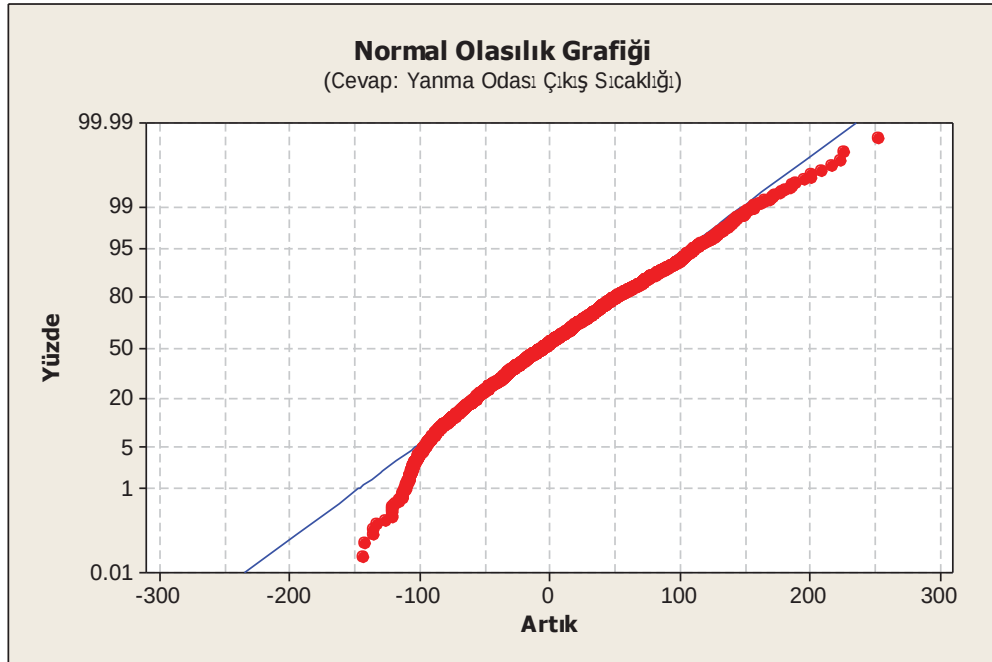
üzerinde daha etkili olduğunu görselleştirmek için çıkartılan pasta grafikleri de Şekil 3.55 ve Şekil 3.56’da görülebilir. İki cevaba da en çok etkisi olan etkileşim olan uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşiminin daha iyi anlaşılabilmesi için bu etkileşim iki cevap için de görselleştirilmiştir (Şekil 3.57 – 3.58).

Tablo 3.8. Toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için regresyon eşitliklerinin katsayıları.

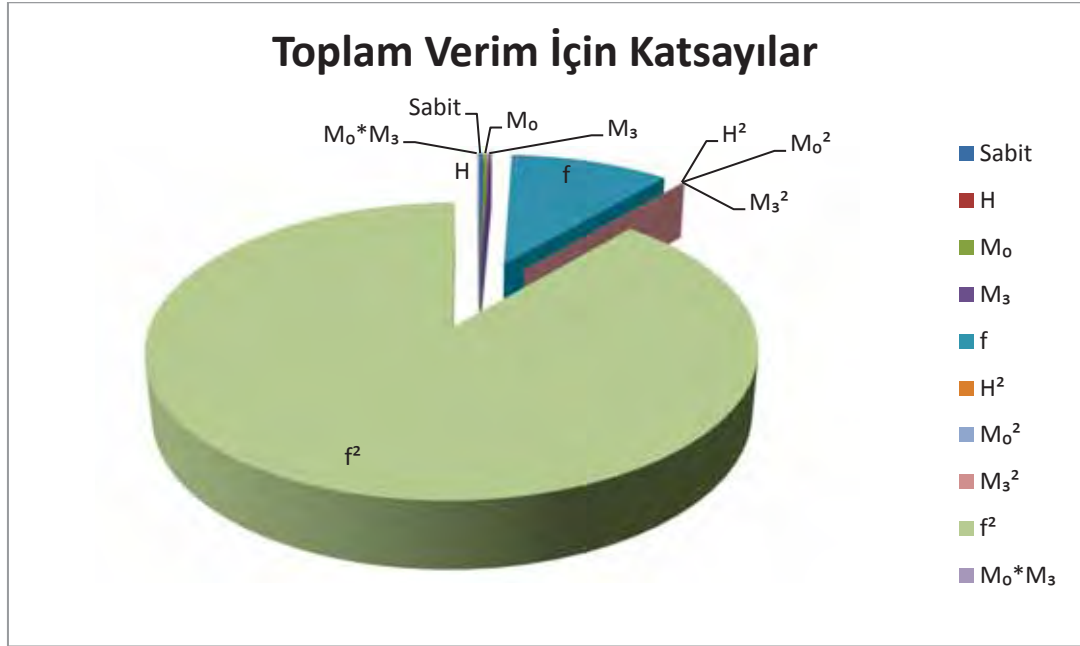
η_o		T_4	
Terim	Katsayı	Terim	Katsayı
Sabit	-0.198105	Sabit	-1009.1
H	4.68169×10^{-7}	H	0.0134454
M_0	0.150497	M_0	245.096
M_3	-0.117316	M_3	-240.724
f	6.72061	f	61819.5
H^2	-5.24323×10^{-12}	H^2	-1.4833×10^{-7}
M_0^2	-1.6481×10^{-2}	M_0^2	16.571
M_3^2	-0.0236491	M_3^2	72.6427
f^2	-57.3303	f^2	-372529
$M_0 * M_3$	3.33148×10^{-2}	$M_0 * M_3$	-75.4143



Şekil 3.53. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



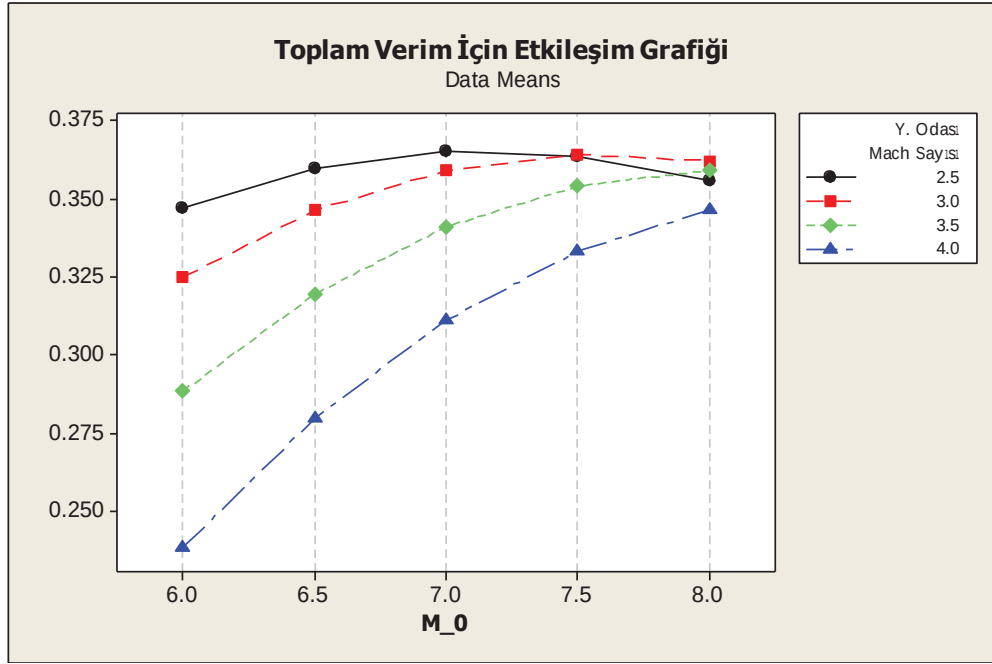
Şekil 3.54. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



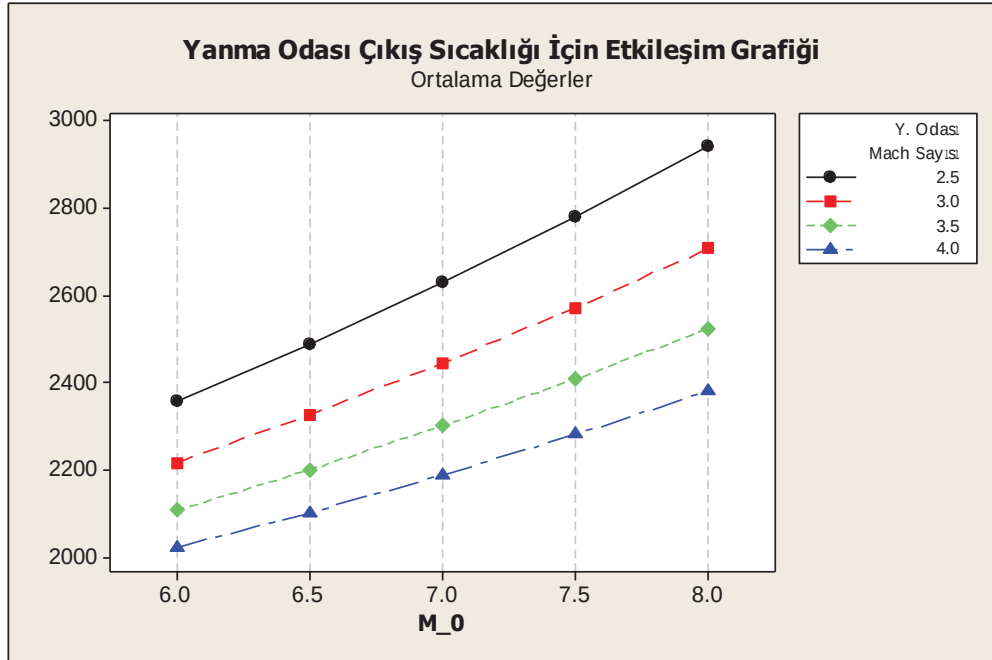
Şekil 3.55. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini gösteren pasta grafiği.



Şekil 3.56. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini gösteren pasta grafiği.

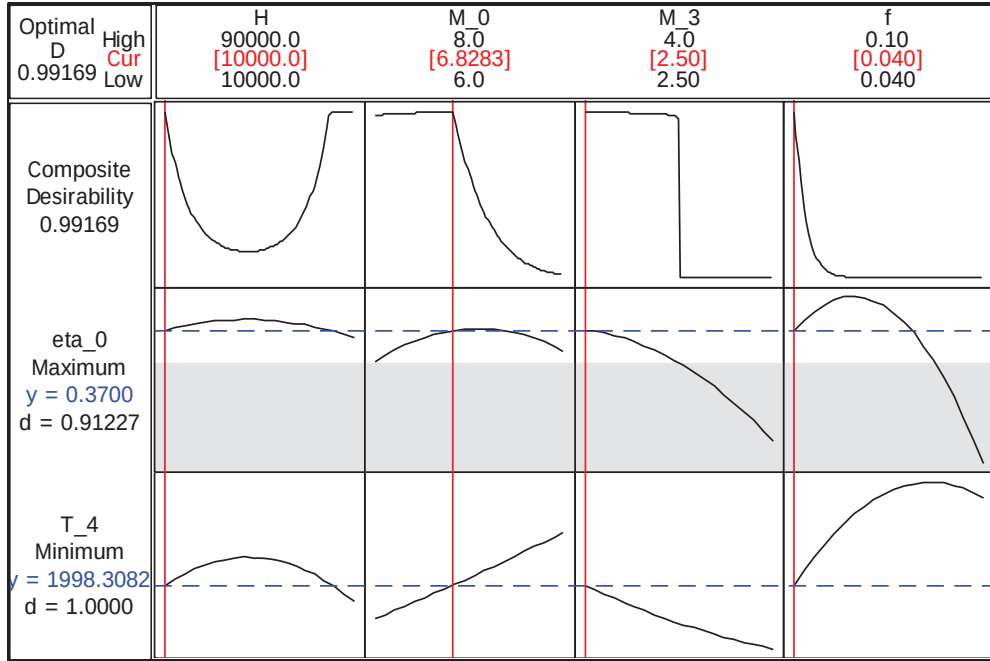


Şekil 3.57. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği
(Cevap: toplam verim).



Şekil 3.58. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği
(Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).

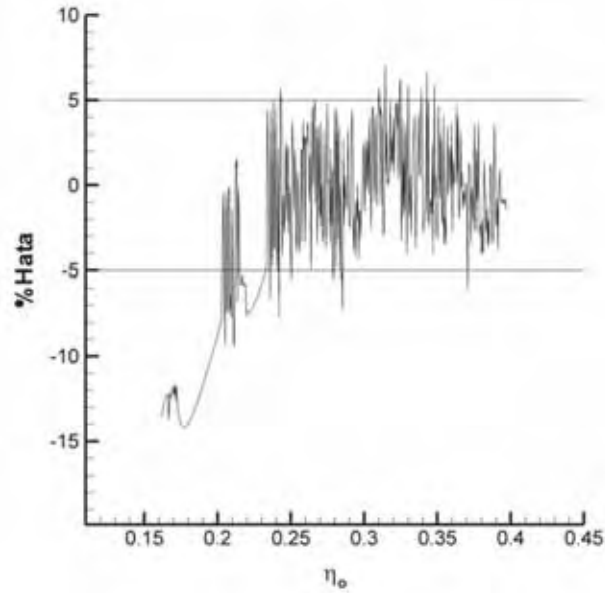
Cevap yüzeyi yöntemiyle çıkartılan regresyon eşitlikleri kullanılarak Minitab’de bir optimizasyon grafiği elde edildi (Şekil 3.59). Minimum yanma odası çıkış sıcaklığıyla maksimum toplam verimi elde etmek amaçlandı. Toplam verim için hedef olarak önceki bölümlerdeki gibi 0.4 değeri seçildi. Yanma odası çıkış sıcaklığında ise hedef olarak STA sonuçlarının ortalamasının çok altında olan 2000 K seçildi. Yanma odası çıkış sıcaklığı bir tasarım kısıtı olarak düşünülüp, özgül darbenin önem değeri 1’ken yanma odası çıkış sıcaklığının önem değeri 10 olarak belirlendi.



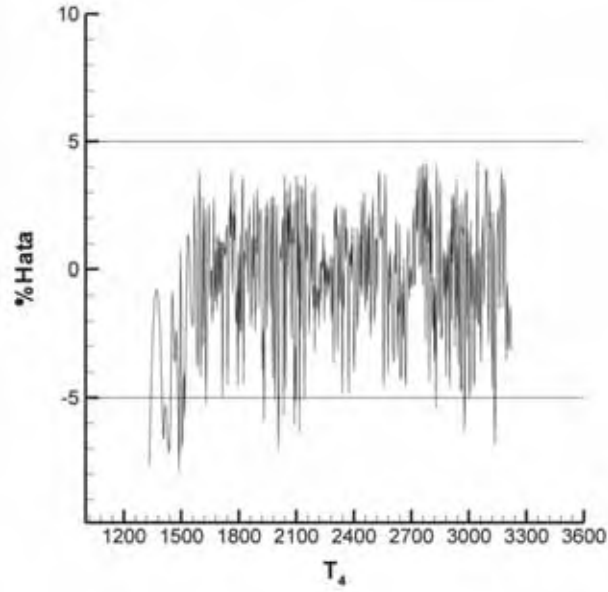
Şekil 3.59. Toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerleri verilerek hesaplanan optimum parametre değerleri.

Optimizasyon grafiğinde de görülebileceği gibi bileşik istenirlik oranı 0.99 olarak hesaplanmıştır ve optimum toplam verim 0.37 iken, optimum (minimum) yanma odası çıkış sıcaklığı 1998.3 K’dir. Toplam verimin optimum değerinin hedef değerden %7.5 düşük, yanma odası çıkış sıcaklığının optimum değerinin ise hedef değerden %0.08 düşük olduğu hesaplanmıştır. Optimum parametre değerlerini STA’ya girip hesap yaptırıldığında toplam verim 0.3736 olarak bulunurken, yanma odası çıkış sıcaklığı 2076.3 K olarak bulunmuştur. Bu da regresyon eşitliğinin optimum değerlerde toplam

verim için %0.98, yanma odası çıkış sıcaklığı için ise %3.9 hatayla sonuç bulunduğunu gösterir. Denklem 3.3 kullanılarak yapılan cevaplara (η_o ve T_4) göre hata yüzdesinin değişimin gösteren grafikler Şekil 3.60 ve 3.61’de görülebilir. Toplam verimin değişimine karşı hata yüzdesinin değişimini gösteren grafikten (Şekil 3.60) de anlaşılabileceği gibi toplam verim değeri düştükçe hata yüzdesi artmaktadır. Şekil 3.61’de ise düşük ve yüksek yanma odası çıkış sıcaklıklarında ve yanma odası çıkış sıcaklığının yaklaşık 1950 – 2125 K aralığında hata yüzdelерinin nispeten yüksek olduğu görülmüştür. Denklem 3.3 kullanılarak hesaplanan ortalama hata yüzdeleri ise toplam verim için %2.59’ken, yanma odası çıkış sıcaklığı için %2.12’dir. $\pm\%5$ aralığındaki hata değeri kabul edilebilir hata değeri değildir.

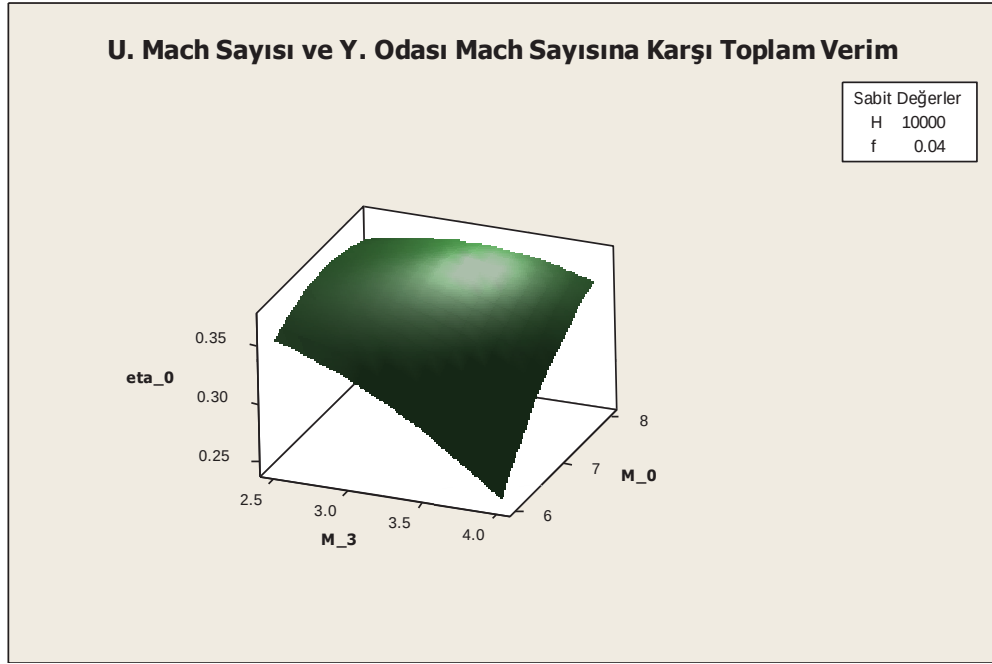


Şekil 3.60. Hata yüzdelерinin cevap (η_o) değeri göre değişimi.

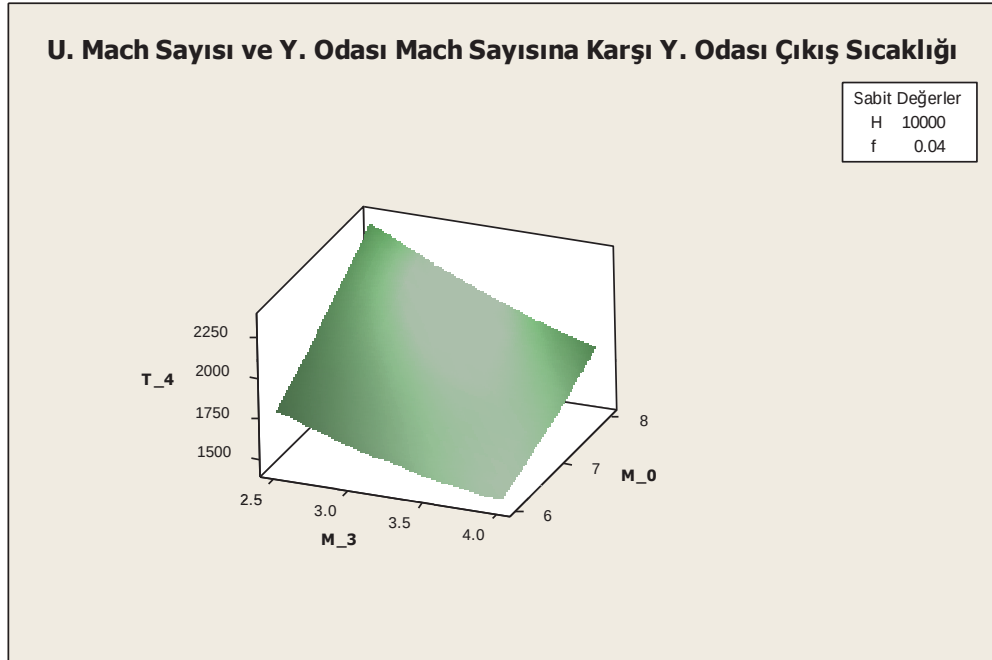


Şekil 3.61. Hata yüzdelерinin cevap (T_4) değeri ne göre değışimi.

Optimizasyon grafiğinden de görüldüğü üzere (Şekil 3.59) yanma odası çıkış sıcaklığı minimumken toplam verimin maksimum olduğu irtifa (H) 10000 m olarak hesaplanmıştır. İrtifanın artışıyla her iki cevap da artmakta daha sonra da azalmaktadır. Uçuş Mach sayısı azaldıkça yanma odası çıkış sıcaklığı azalmaktadır. Ancak minimum uçuş Mach sayısı olan 6 Mach'ta toplam verim 0.35 değerini aldığı için optimum uçuş Mach sayısı 6.83 Mach'tır. Aynı şekilde yanma odası Mach sayısının artmasıyla yanma odası çıkış sıcaklığı ile birlikte toplam verim de düşmektedir. Optimum değer olarak girilen parametre aralığından minimum değer olan 0.04 değerini alan yakıt hava oranının bu değerde düşük özgül darbe üretimine sebep olması beklenir. Bu durum Bölüm 3.2.7'de irdelenmiştir. Diğer parametreler optimum değerlerinde sabit tutularak cevaplara en çok etkisi olan etkileşim olan uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşimi her iki cevap için de üç boyutlu yüzey grafiği olarak görselleştirilmiştir (Şekil 3.62 – 3.63).



Şekil 3.62. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.63. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.

3.2.7 Cevap: Özgül Darbe (I_{sp}), Toplam Verim (η_o) ve Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı (T_4)

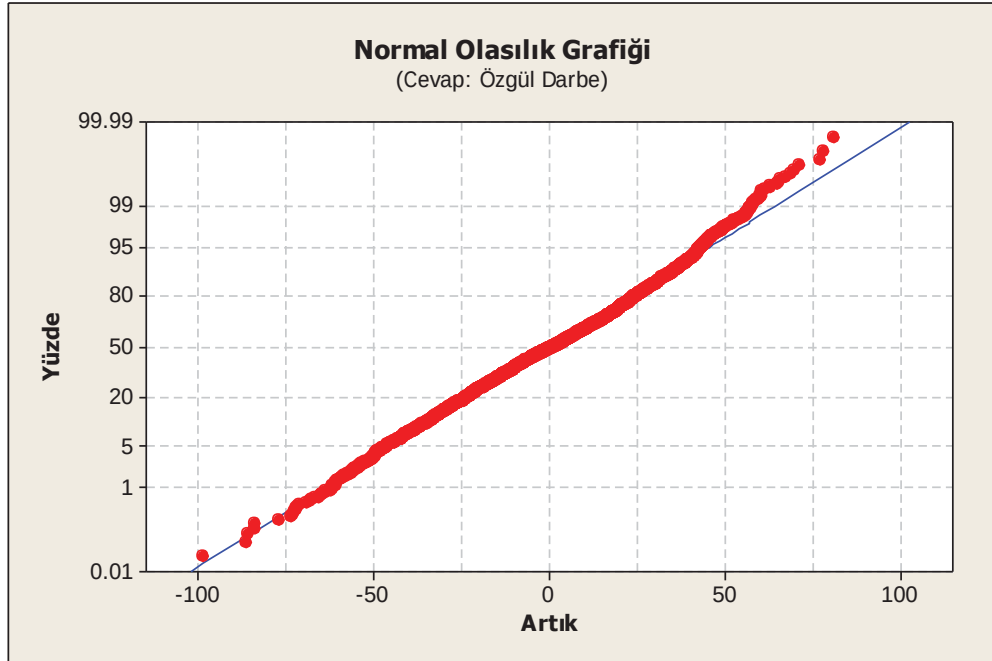
Önceki bölümlerde özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için ayrı ayrı ve hepsinin ikili kombinasyonlarıyla regresyon eşitlikleri çıkartılarak tüm durumlar için bazı tasarım kısıtları ve hedefler gözetilerek optimum parametre değerleri bulundu. Bu bölümde ise üç cevabın tasarım kısıtları gözetilerek aynı anda optimum değerleri elde edildi.

Bu bölümde Bölüm 3.2.1 – 3.2.6’da belirlenmiş olan ve cevaplara en etkili parametreler kullanıldı. Bunlar, uçuş Mach sayısı (M_0), yanma odası Mach sayısı (M_3) ve yakıt hava oranıdır (f). Yakıt olarak Bölüm 1.2’de açıklanan nedenlerden dolayı JP-7 tercih edilmiştir. Bölüm 3.2.1 ve 3.2.2’de görüldüğü üzere egzoz verimi (η_e) yükseldikçe egzoz hızı artmakta sonuç olarak da performans parametreleri (I_{sp} ve η_o) artmaktadır. Ayrıca egzoz veriminin yanma odası çıkış sıcaklığına herhangi bir etkisi bulunmamaktadır. Bu nedenle egzoz verimi için maksimum değer tercih edildi ($\eta_e=0.95$). Bu bölümde diğer parametrelere ek olarak irtifa (H) da hesaplarda kullanıldı. Parametrelerin değişim aralıkları Tablo 3.1’de görülebilir.

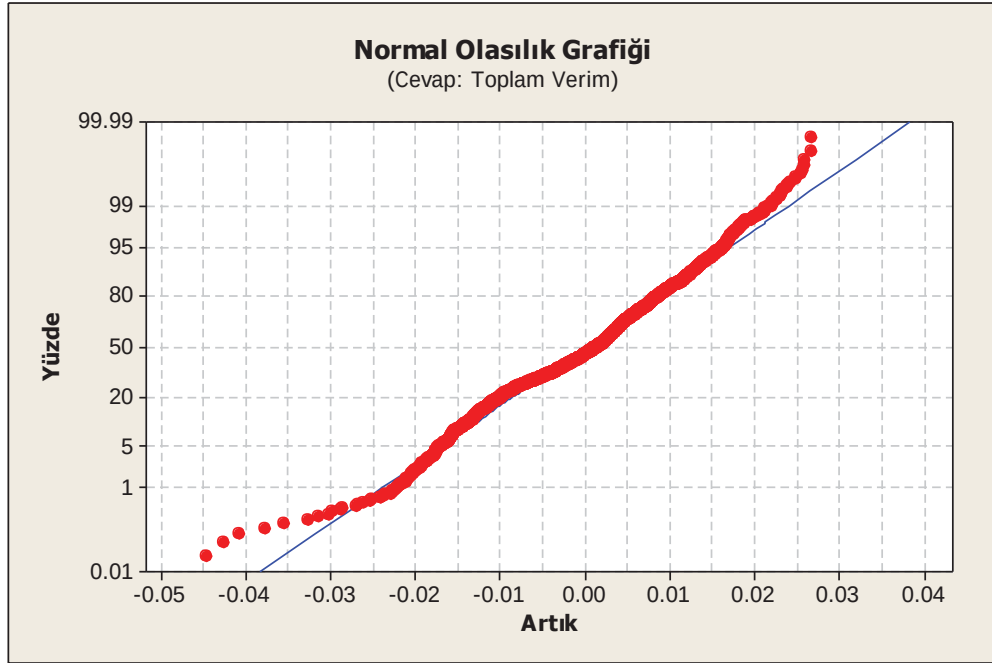
Cevap yüzeyi yöntemiyle üç cevap için de regresyon eşitlikleri elde edildi. Bu eşitlikler, cevaplardaki değişkenliğin özgül darbe için %93.1’ini, toplam verim için %95.2’sini ve yanma odası çıkış sıcaklığı için %96.53’ünü açıklayabilmektedir. Bu eşitliklerin katsayıları Tablo 3.9’da görülebilir. Şekil 3.64 – 3.66’daki normal olasılık grafiklerinde görüldüğü gibi artıklar normal dağılımlar sergilemiştir. Parametrelerin ve etkileşimlerin cevaplara olan etkilerini görselleştirmek amacıyla bu katsayılar kullanılarak pasta grafikleri çıkartılmıştır (Şekil 3. 67 – 3.69). Cevaplara etkisi en yüksek etkileşim olan uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşiminin cevaplara etkisi Şekil 3.70 – 3.72’de görülebilir.

Tablo 3.9. Özgöl darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklıkları için regresyon eşitliklerinin katsayıları.

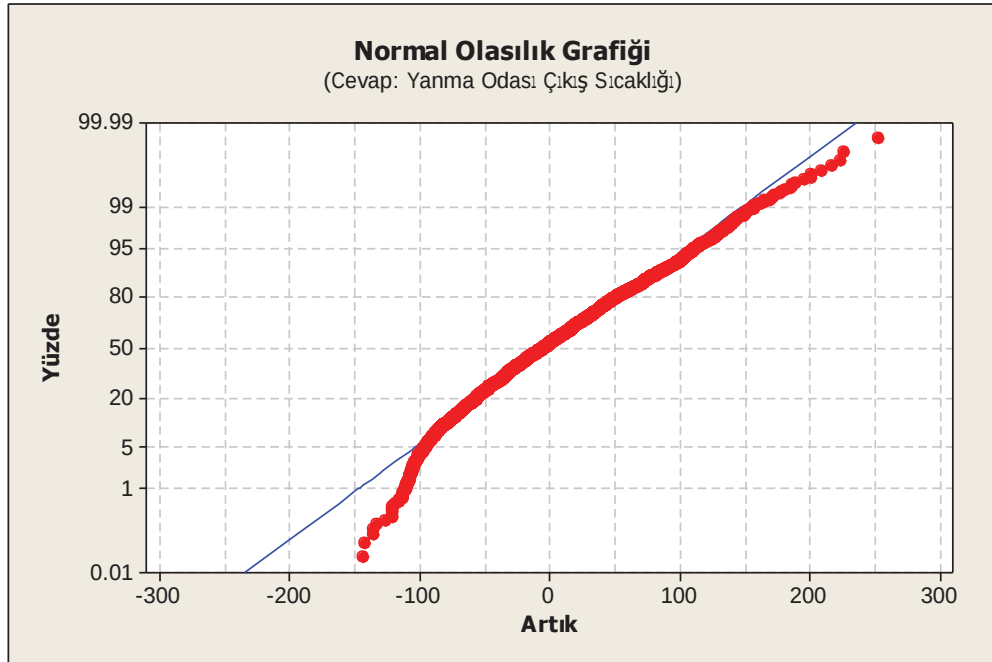
I_{sp}		η_o		T_4	
Terim	Katsayılar	Terim	Katsayılar	Terim	Katsayılar
Sabit	969.857	Sabit	-0.198105	Sabit	-1009.1
H	-4.28124×10^{-3}	H	4.68169×10^{-7}	H	1.34454×10^{-2}
M_0	96.855	M_0	0.150497	M_0	245.096
M_3	-342.96	M_3	-0.117316	M_3	-240.724
f	14220.9	f	6.72061	f	61819.5
H^2	4.77938×10^{-8}	H^2	-5.24323×10^{-12}	H^2	-1.48330×10^{-7}
M_0^2	-29.5322	M_0^2	-0.016481	M_0^2	16.571
M_3^2	-51.7694	M_3^2	-2.36491×10^{-2}	M_3^2	72.6427
f^2	-122060	f^2	-57.3303	f^2	-372529
$M_0 \cdot M_3$	84.6148	$M_0 \cdot M_3$	3.33148×10^{-2}	$M_0 \cdot M_3$	-75.4143



Şekil 3.64. Özgöl darbe cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



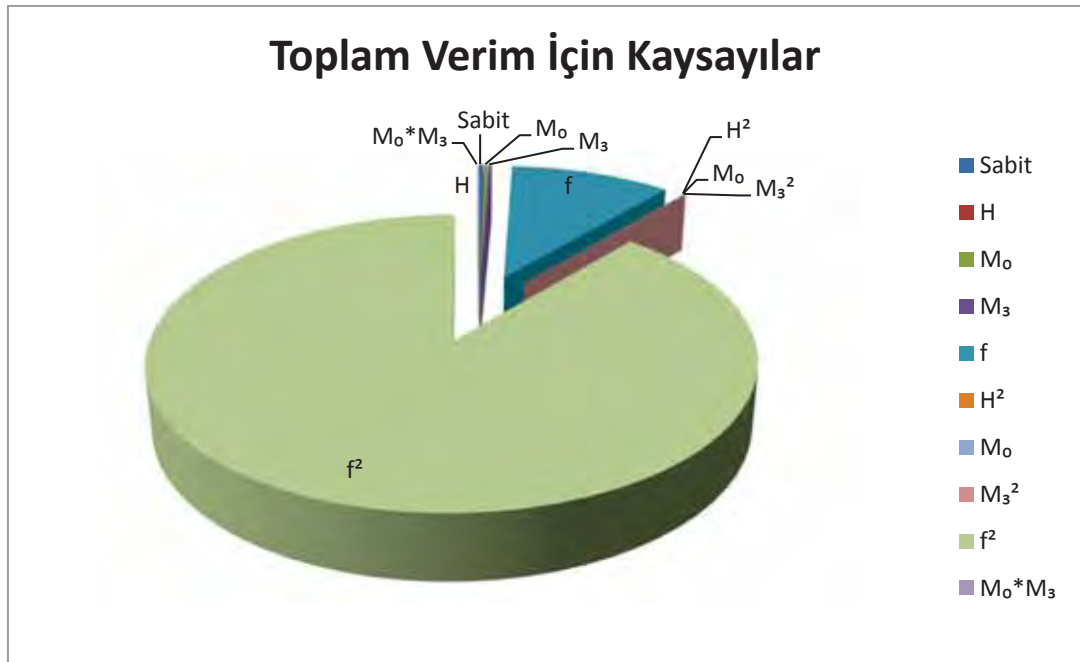
Şekil 3.65. Toplam verim cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



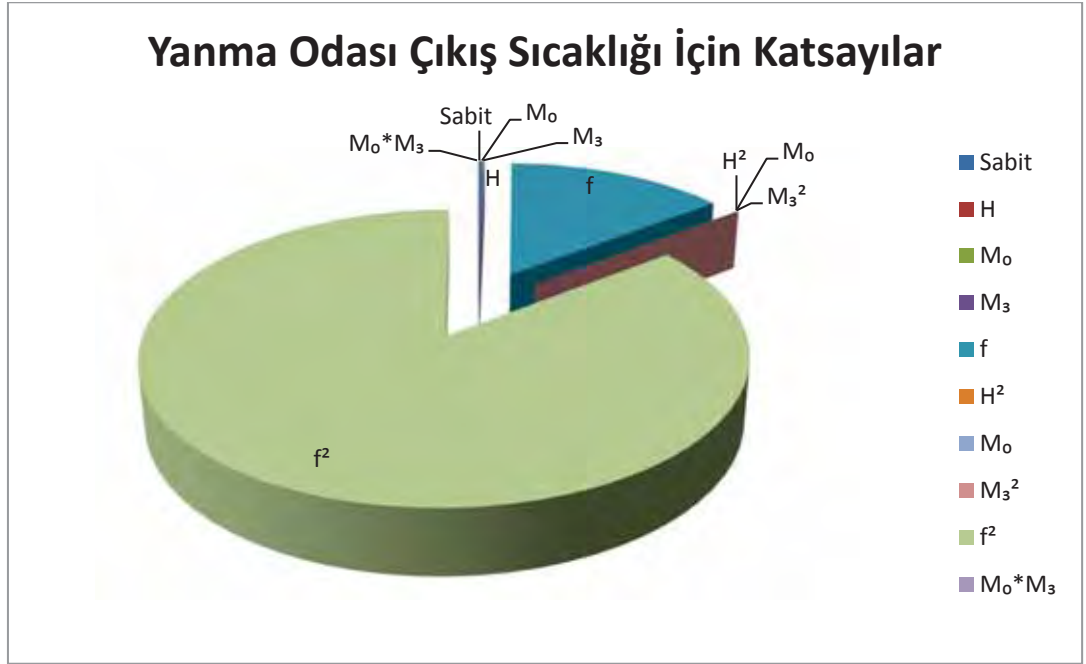
Şekil 3.66. Yanma odası çıkış sıcaklığı cevabı için artıkların normal olasılık grafiği.



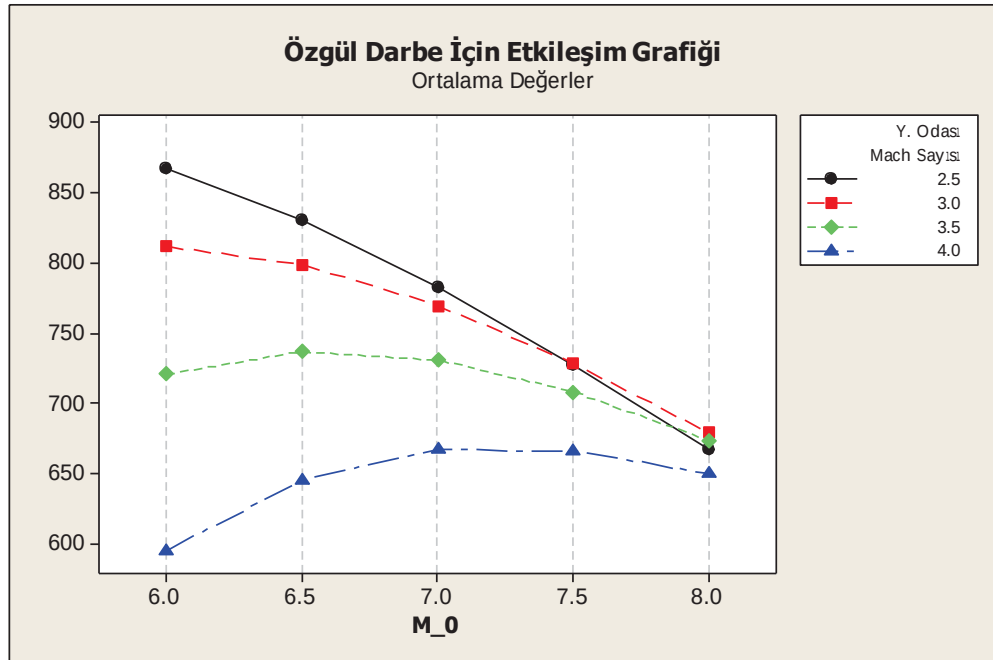
Şekil 3.67. Parametrelerin ve etkileşimlerin özgöl darbeye etkilerini gösteren pasta grafiği.



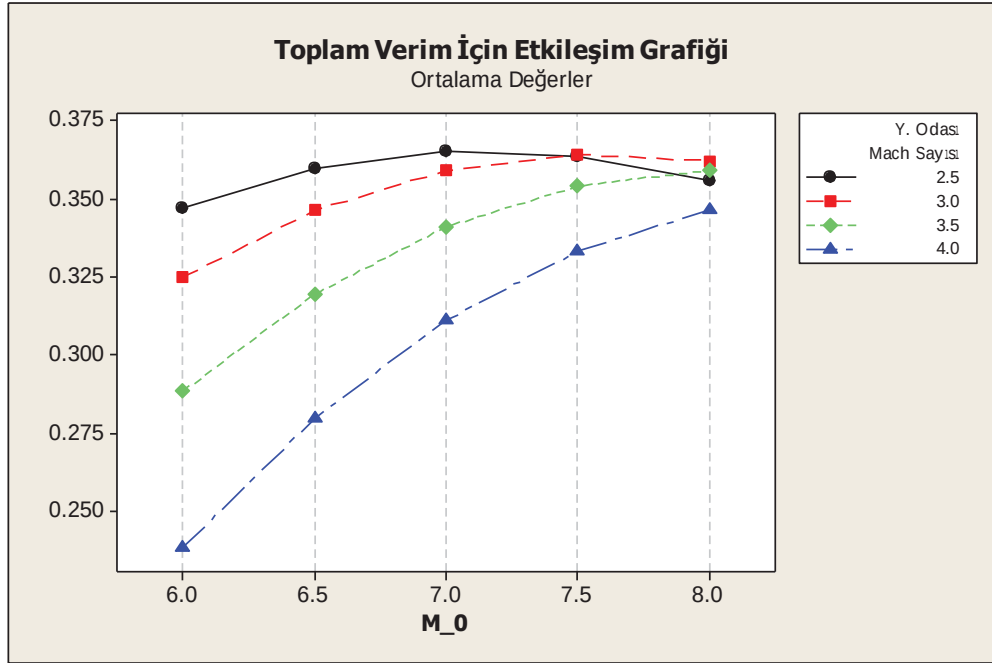
Şekil 3.68. Parametrelerin ve etkileşimlerin toplam verime etkilerini gösteren pasta grafiği.



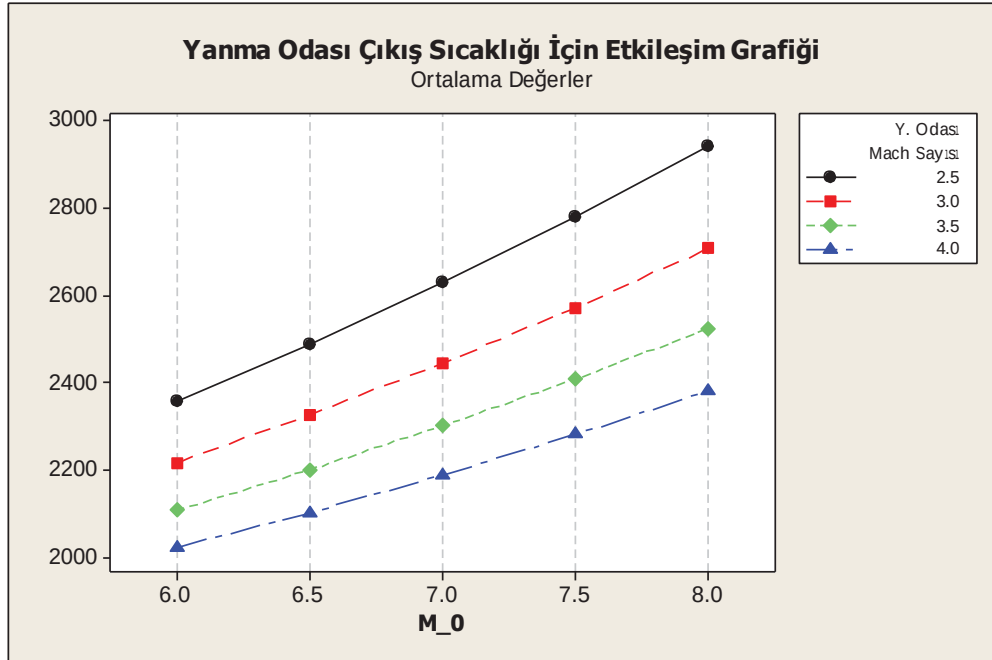
Şekil 3.69. Parametrelerin ve etkileşimlerin yanma odası çıkış sıcaklığına etkilerini gösteren pasta grafiği.



Şekil 3.70. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği (Cevap: özgül darbe).



Şekil 3.71. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği
(Cevap: toplam verim).



Şekil 3.72. Uçuş Mach sayısı – yanma odası Mach sayısı etkileşim grafiği
(Cevap: yanma odası çıkış sıcaklığı).

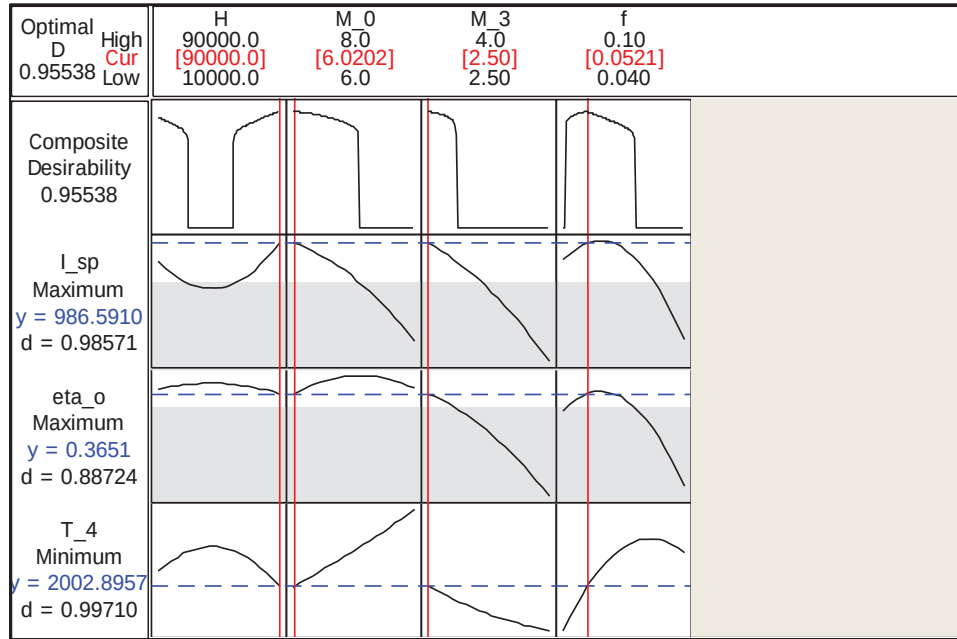
Cevap yüzeyi yöntemiyle yapılan analizlerde özgül darbe için hedef olarak STA verilerinin ortalamalarının üstünde olan 1000 s ve toplam verim için hedef olarak 0.4 değerleri kabul edilerek cevaplar için maksimum değeri sağlayan parametre değerleri bulundu. Ayrıca yanma odası çıkış sıcaklığı bir tasarım kısıtı kabul edilip, STA verilerinin ortalamasının altında olan 2000 K değerine düşürmek amaçlandı.

Tüm cevaplara eşit derecede önem verildiğinde ortaya çıkan optimizasyon grafiği Şekil 3.73'te görülebilir. Bu durumdaki bileşik istenirlik oranı 0.95'tir. Bu durumda özgül darbe hedeflenen değerin %1.34 ve toplam verim hedeflenen değerin %8.73 altında çıkmıştır. Yanma odası çıkış sıcaklığı ise hedeflenen değerin %0.14 üstünde çıkmıştır.

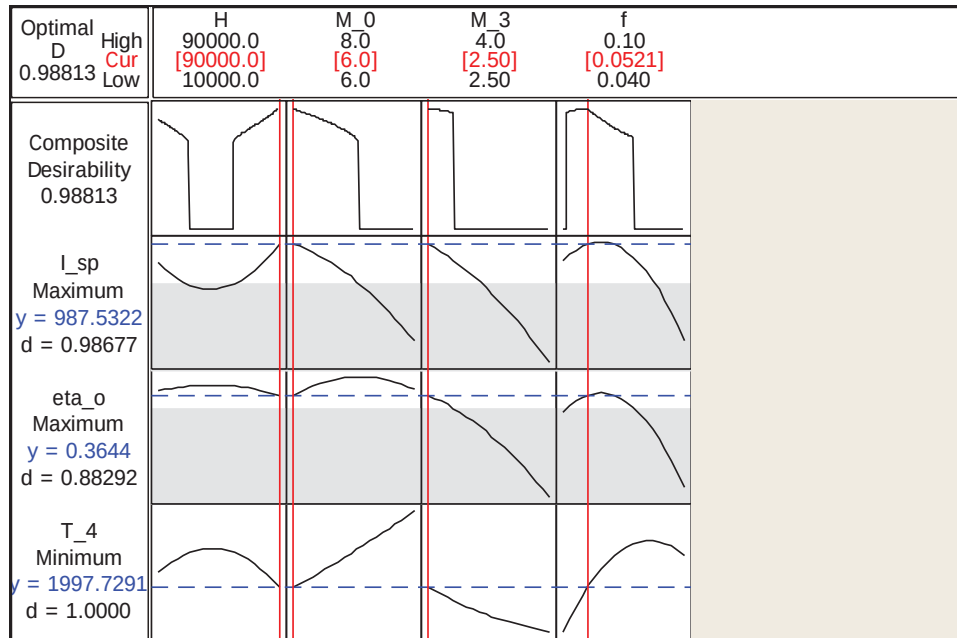
Özgül darbenin toplam verime göre daha önemli olduğu ve yanma odası sıcaklığının bir tasarım kısıtı olarak düşünüldüğü kombinasyon için çıkartılan optimizasyon grafiği Şekil 3.74'te görülmektedir. Bu durumu sağlayabilmek için özgül darbenin önem değeri 5, toplam verimin önem değeri 1 ve yanma odası çıkış sıcaklığının önem değeri 10 olarak belirlenmiştir. Bu durumdaki bileşik istenirlik değeri 0.98 çıkmıştır. Bu önem değerleri ile çıkan özgül darbe değeri hedeflenen değerin %1.25 altında, toplam verim değeri hedeflenen değerin %8.1 altında ve yanma odası çıkış sıcaklığı hedeflenen değerin %0.11 altında çıkmıştır.

Eğer toplam verim değeri istenilen tasarım şartı olduğu düşünülürse Şekil 3.73 ve 3.74'teki kombinasyonlarla alınan toplam verim cevabı yetersiz kalabilir. Eğer daha yüksek bir toplam verim değeri elde edilmek isteniyorsa, bu durumda toplam verimin önem değerinin artırılması gerekmektedir. Bunu sağlayabilmek için toplam verimin önem değeri 10 olarak belirlenmiştir. Diğer parametrelerin önem değerleri 1 olarak girilmiştir. Bu durumda çizdirilen optimizasyon grafiği Şekil 3.75'te görülebilir. Bu önem değerleriyle bileşik istenirlik oranı 0.94 çıkmıştır. Bu kombinasyon için optimum özgül darbe değeri hedeflenen değerin %5.28 altında, toplam verim değeri hedeflenen değerin %4.87 altında ve yanma odası çıkış sıcaklığı değeri ise hedeflenen değerin %8.21 üstünde çıkmıştır.

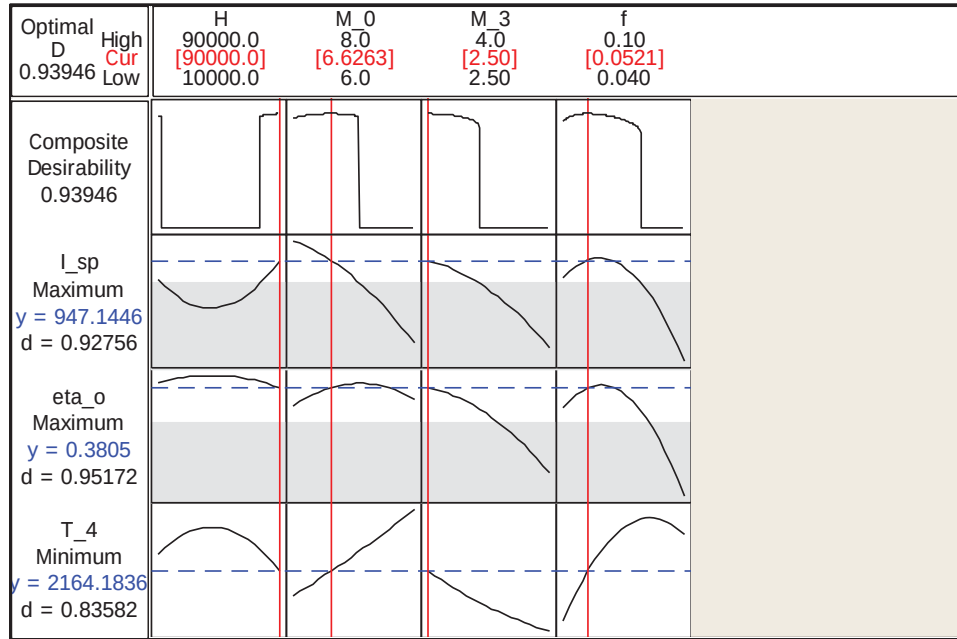
En yüksek bileşik istenirlik değeri özgül darbenin önem değerinin 5, toplam verimin önem değerinin 1 ve yanma odası çıkış sıcaklığının önem değerinin ise 10 olarak seçildiği kombinasyonda (Şekil 3.73) çıkmıştır. Bu parametre değerleri ile regresyon eşitliğinden hesaplanan optimum özgül darbe 987.53 s, toplam verim 0.36 ve yanma odası çıkış sıcaklığı 1997.73 K olarak hesaplanmıştır. Aynı parametre değerleri STA'ya girildiğinde özgül darbe 1015.7 s, toplam verim 0.37 ve yanma odası çıkış sıcaklığı 2009.9 K olarak hesaplanmıştır. Bu da optimum değerlerde regresyon eşitliklerinin özgül darbede %2.85, toplam verimde %1.4 ve yanma odası çıkış sıcaklığında %0.61 hatayla sonuç verdiğini göstermektedir. Denklem 3.3 kullanılarak hesaplanan cevapların (I_{sp} , η_o ve T_4) değişimlerine göre hata yüzdelerinin değişimlerini gösteren grafikler Şekil 3.76 – 3.78'dedir. Özgül darbenin düşük değerlerinde ve özgül darbenin yaklaşık 650 – 750 saniye değerlerini aldığı durumlar için regresyon eşitliği nispeten daha yüksek hata yüzdeleriyle hesap yapmaktadır (Şekil 3.76). Özgül darbe için çıkartılmış olan regresyon eşitliği ortalama %3.22 hata yüzdesiyle çözüm yapmaktadır. Regresyon eşitliğinin toplam verimin düşük olduğu değerlerde nispeten daha yüksek hata yüzdeleriyle çözüm yaptığı anlaşılmıştır (Şekil 3.77). Toplam verim için çıkartılmış olan regresyon eşitliği ortalama %2.59 hata yüzdesiyle çözüm yapmaktadır. Yanma odası çıkış sıcaklığı içinse hatayüzdeleri çoğu durum için $\pm\%5$ değerleri arasındadır ancak, yanma odası çıkış sıcaklığının nispeten düşük ve yüksek olduğu değerlerde regresyon eşitliğinin daha yüksek hata yüzdesiyle çözüm yaptığı görülmüştür (Şekil 3.78). Yanma odası çıkış sıcaklığı için çıkartılmış olan regresyon eşitliğinin ortalama %2.12 hata yüzdesiyle çözüm yaptığı görülmüştür. Bu kombinasyondaki optimum cevap değerlerini sağlayan parametre değerleri sabit tutularak cevaplara karşı çizdirilen üç boyutlu etkileşim grafikleri Şekil 3.79 – 3.81'de görülebilir.



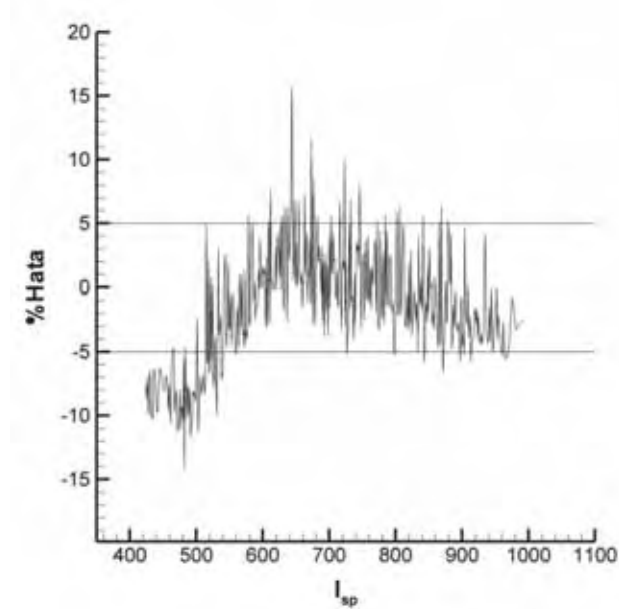
Şekil 3.73. Özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için eşit önem değerleri ile hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem Değerleri, I_{sp} :1 η_o :1 T_4 :1).



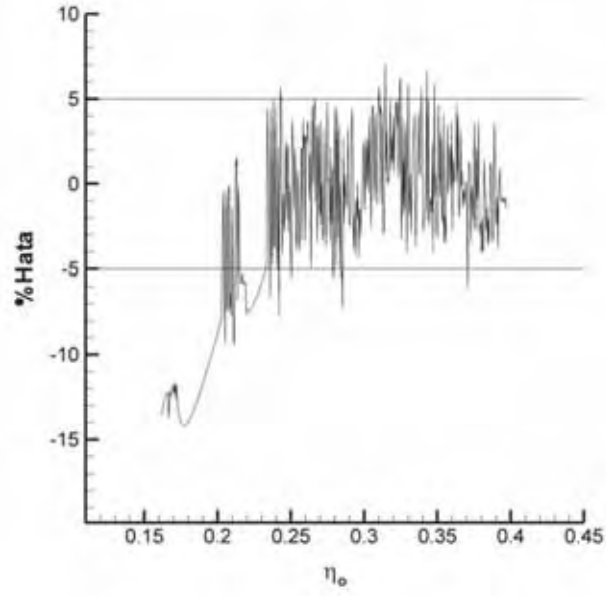
Şekil 3.74. Özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerleri ile hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem Değerleri, I_{sp} :5, η_o :1, T_4 :10).



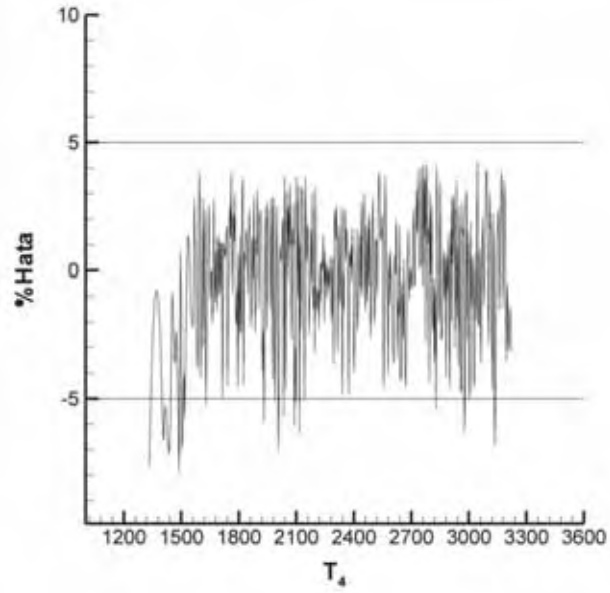
Şekil 3.75. Özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı için farklı önem değerleri ile hesaplanan optimum parametre değerleri (Önem Değerleri, I_{sp} :1 η_o :10 T_4 :1).



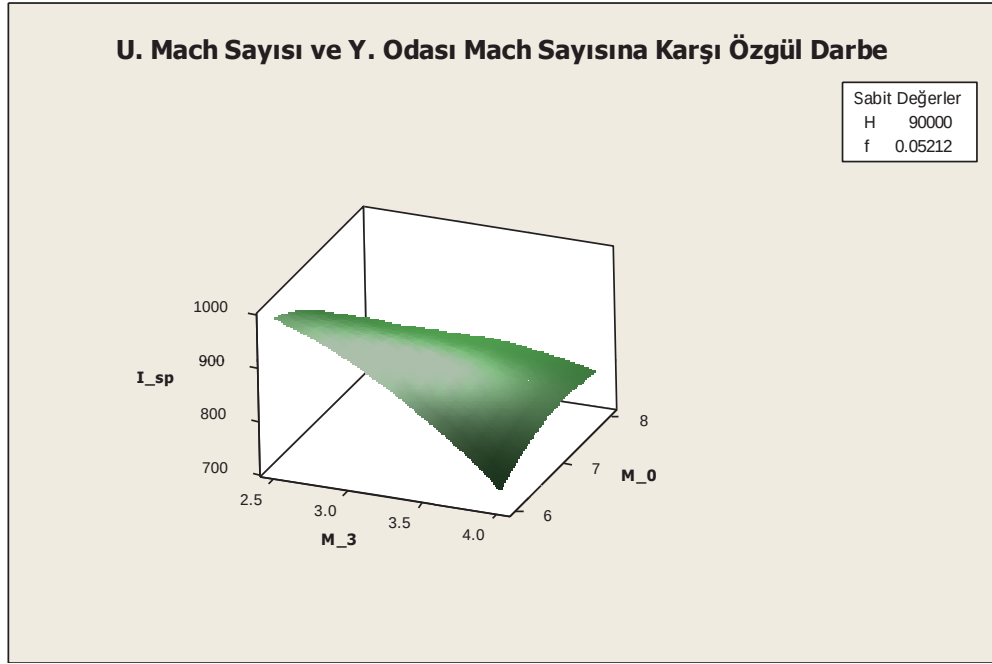
Şekil 3.76. Hata yüzdelерinin cevap (I_{sp}) değerine göre değişimi.



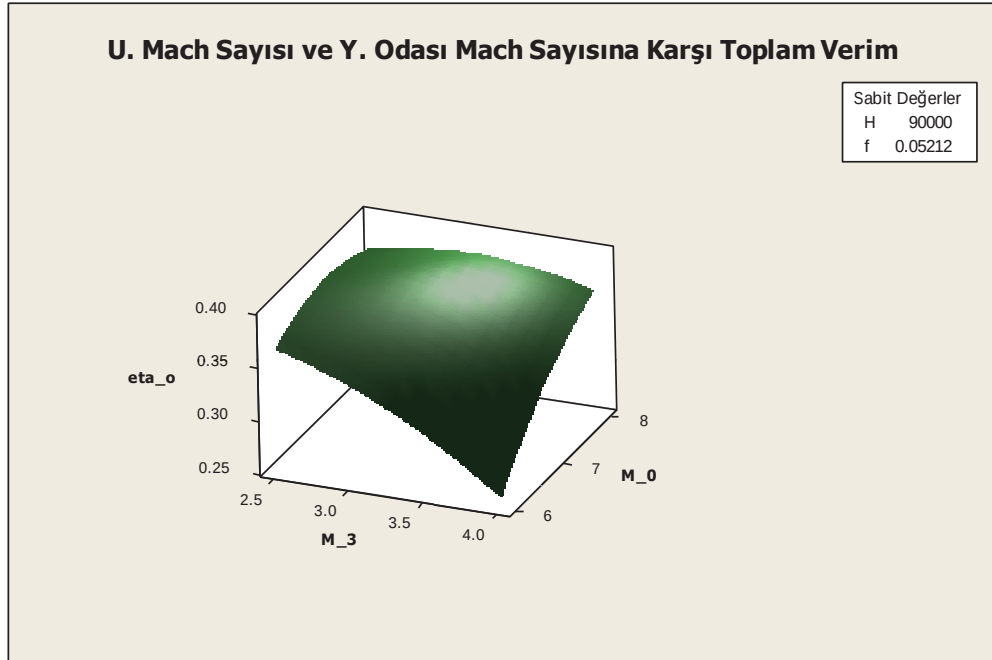
Şekil 3.77. Hata yüzdelерinin cevap (η_0) değeri-ne göre değışimi.



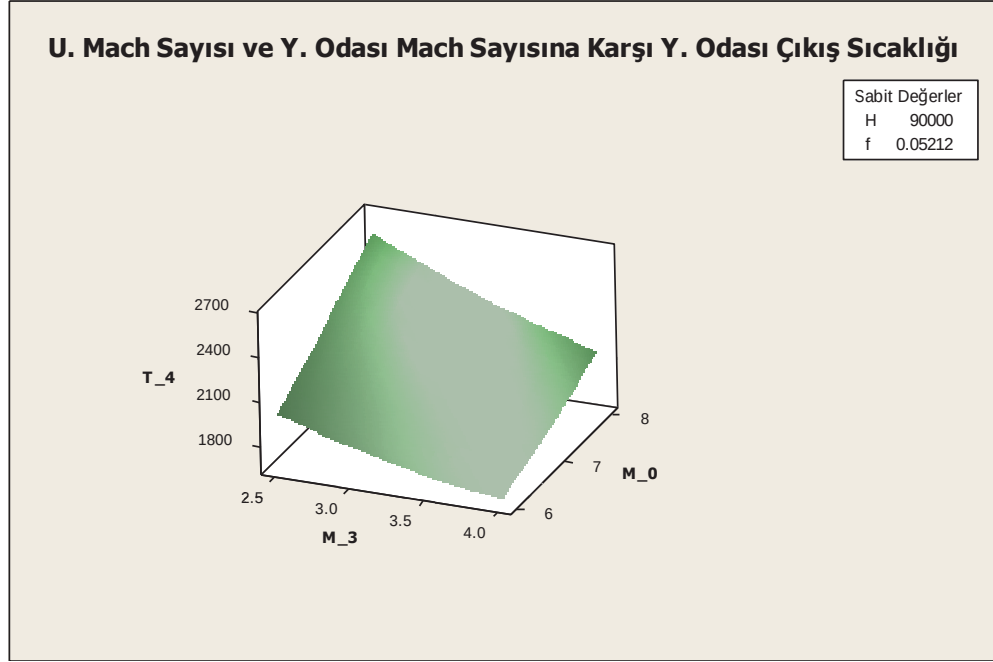
Şekil 3.78. Hata yüzdelерinin cevap (T_4) değeri-ne göre değışimi.



Şekil 3.79. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı özgöl darbenin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.80. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı toplam verimin değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.



Şekil 3.81. Yanma odası Mach sayısı ve uçuş Mach sayısına karşı yanma odası çıkış sıcaklığının değişiminin 3 boyutlu yüzey ile gösterimi.

4. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇLAR ve ÖNERİLER

4.1. Giriş

Scramjetler kullanılarak turbomotor, ramjet ve roketlere göre bazı avantajlar elde edilebilmektedir ancak scramjet teknolojisi hala geliştirilmekte olan bir teknolojidir ve ilerde askeri amaçlar, sivil havacılık ve yörüngeye ulaşmak için kullanılması beklenmektedir. Bu yüzden bir çok ülke çeşitli programlar geliştirerek scramjet tasarımları yapmaya başlamıştır (Tablo 1.2 – 1.4).

Bir scramjet programı başlatmak için öncelikle kavramsal tasarım yapılması ve ayrıca üretilen prototiple yapılacak deneylerin planlanması gerekir. Bu nedenle bu STA adında, bir scramjetin çevrim analizini akım itki analizi metoduyla bazı temel girdileri (uçuş Mach sayısı, yanma odası Mach sayısı, irtifa, yakıt/hava oranı, yakıt türü vb.) kullanarak yapabilen arayüzlü bir program geliştirildi. Bu program bir deney düzeneği olarak kullanıldı ve alınan sonuçlar deney tasarımı yöntemleri kullanılarak değerlendirildi ve böylece sonuçlara en etkili parametreler ve parametre etkileşimleri tespit edildi. Aşağıdaki başlıkta STA'nın ve deney tasarımının sonuçları özetlenmiştir.

4.2. Sonuçlar

- Literatürde kullanılan akım itki analizi yöntemi denklemlerinde doğrudan uçuş Mach sayısı ve yanma odası Mach sayısı değerleri yerine çevrim statik sıcaklık oranı girilerek çözüm yapılmaktadır. Bu durum daha basit bir kullanım elde etmek amacıyla doğrudan bu değerlerin programa girilmesinin sağlanmasıyla aşıldı.

- Literatürde kullanılan akım itki analizi yöntemi denklemlerinden yanma odası çıkış sıcaklığı (T_4) denkleminin stoikiyometrik yakıt/hava oranından uzaklaştıkça çok yüksek hatalarla sonuç verdiği görüldü. Literatürdeki denklem kullanılarak yanma odası çıkış sıcaklığı hesaplanırsa yakıt/hava oranı arttıkça yanma odası çıkış sıcaklığının artacağı görülecektir. Bu durumu aşmak için iki farklı denklem seti ortaya atıldı. Bunlardan biri stoikiyometrik yakıt/hava oranındaki veya bu oranın altındaki yakıt/hava oranlarında diğeri ise, bu oranın üstündeki yakıt/hava oranlarında kullanılmıştır (Denklem 2.29a – 2.29b). Yakıt/hava oranının stoikiyometrik yakıt/hava oranından fazla olduğu durumlarda kullanılan denkleme stoikiyometrik yakıt/hava oranı teriminin eklenmesiyle ortaya çıkacak maksimum sıcaklık stoikiyometrik yakıt/hava oranındaki sıcaklık olarak sınırlandırılmıştır.
- Cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak tüm cevaplar için ayrı ayrı regresyon denklemleri elde edilmiştir. Elde edilen regresyon denklemlerinin tamamının uyum iyiliği değerleri %90'ın üstündedir. Elde edilen regresyon denklemleri yapılan hesaplamaların hata yüzdeleri çıkartılmıştır. Hata yüzdelerinin tüm denklemler için çoğunlukla $\pm\%5$ aralığında kaldığı görülmüştür.
- Cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak yapılan hesaplamalarda farklı cevaplar için etkin parametreler belirlenmiştir. Bu cevaplar, özgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığıdır. Cevaplara en yüksek etkisi olan parametreler ve parametre etkileşimleri sırayla Tablo 4.1'de görülebilir.

Tablo 4.1. Cevaplara etkisi en yüksek olan parametre ve parametre etkileşimleri.

Cevap	Özgül Darbe	Toplam Verim	Yanma Odası Çıkış Sıcaklığı
Parametre	f	f	f
	η_e	η_e	M_3
	M_0	M_0	M_0
Etkileşim	$f-\eta_e$	$f-\eta_e$	M_0-M_3
	M_0-f	M_0-f	-
	M_3-f	$M_3-\eta_e$	-

- Cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak üç cevap (ölgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı) için de ayrı ayrı optimum parametre değeri bulunmuştur. Ölgül darbe'nin optimum değeri alması için gerekli yakıt JP-7 olarak belirlenmiştir. JP-7, önceki bölümlerde de açıklandığı gibi taşınabilirlikteki avantajları ve güvenli depolanabilme gibi özellikleriyle scramjetlerde tercih edilmektedir [15]. Toplam verimin optimum değeri ise yaklaşık 40 km – 50 km arasındaki irtifalarda elde edilmiştir. Bu irtifa değeri bir scramjet için en verimli uçuşun yapılacağı irtifa olarak kabul edilebilir.
- Ayrıca, bu cevapların ikili kombinasyonlarına ve son olarak da bu cevapların üçlü kombinasyonuna için cevap yüzeyi yöntemi uygulanmıştır. İkili ve üçlü kombinasyonların sonuçları kullanılarak aynı anda birden fazla cevap değeri optimum olduğu parametre değeri tespit edilmiştir. Yanma odası çıkış sıcaklığının bir tasarım kısıtı olarak kullanıldığı, ölgül darbenin önem değeri toplam verimin önem değerinden daha yüksek tutulduğu durum için optimum parametre değeri çok yüksek irtifa (düşük çevre sıcaklığı), düşük uçuş Mach sayısı, düşük yanma odası Mach sayısı ve stoikiometrik orandan düşük bir yakıt/hava oranının optimum cevap değerlerini verdiği görüldü ve bu parametrelerle üç cevap için de belirlenen hedeflere yakın değerler elde edildi.
- Sonuçlarda yanma odası Mach sayısının girilen aralığın en düşük değerinde optimum değerini aldığı görülmüştür. Bu sorun yanma odası Mach sayısının aralığının genişletilmesiyle çözülebilir. Ancak, bu tezdeki hesaplarda kullanılan alt sınırdan daha düşük yanma odası Mach sayısı değerlerinin de dahil olduğu aralık kullanılarak cevap yüzeyi yöntemiyle optimizasyon yapıldığında, çok düşük bileşik istenirlik oranlarıyla karşılaşmıştır. Yani, üç cevabın da (ölgül darbe, toplam verim ve yanma odası çıkış sıcaklığı) aynı anda optimum olduğu parametreler bulunamamıştır. Bu durum kullanılan metodun (akım itki analizi) modifiye edilmesi ya da değiştirilmesiyle aşılabılır.

4.3. Öneriler

Bu tezde bir scramjetin kavramsal tasarımı yapılmış, tasarım çıktılarına (cevaplara) en çok etkiyen parametreler tespit edilmiş ve optimum parametre değerleri bulunmuştur. Bu sonuçlar bir scramjet programı başlatılmadan önce kavramsal tasarım değerleri olarak ve program gereksinimleri hakkında bazı temel bilgilerin elde edilmesi amacıyla kullanılabilir. Ayrıca, en etkin parametrelerin bilinmesiyle yapılacak deney sayısında belirli bir düşüş gerçekleşmesi beklenmektedir, böylece deney bütçesi düşürülmüş olacaktır. Elde edilen sonuçların öncelikle CFD ile daha sonra ise deneysel olarak doğrulanması önerilir.

KAYNAKÇA

1. R. S. Fry, 2004. A century of ramjet propulsion technology evolution, **Journal of Propulsion and Power**, **20** (1): 27-58.
2. M. Smart, 2007. Scramjets, NATO RTO-EN-AVT-150.
3. W. H. Heiser, D. T. Pratt, D. H. Daley, U. B. Mehta, 1994. Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Education Series, SW, Washington, 587 pp.
4. M. K. Smart, 2012. How much compression should a scramjet inlet do?, **AIAA Journal**, **50** (3): 610-619.
5. G. Y. Anderson, C. R. McClinton, J. P. Weidner, 2000. Scramjet performance, pp. 369-446. *In: Scramjet Propulsion* (Eds: E. T. Curran, S. N. B. Murthy), AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Reston, Virginia.
6. C. R. McClinton, S. M. Ferlemann, K. E. Rock and P. G. Ferlemann, 2002. The role of formal experiment design in hypersonic flight system technology development, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 14-17, Reno, NV.
7. V. A. Sabel'nikov, V. I. Penzin, 2000. Scramjet research and development in Russia, pp. 223-367. *In: Scramjet Propulsion* (Eds: E. T. Curran, S. N. B. Murthy), AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Reston, Virginia.
8. E. T. Curran, 2001. Scramjet engines: the first forty years," **Journal of Propulsion and Power**, **17** (6): 1138-1148.
9. P. J. Waltrup, M. E. White, F. Zarlingo and E. S. Gravlin, 2002. History of U.S. Navy ramjet, scramjet, and mixed-cycle propulsion development," **Journal of Propulsion and Power**, **18** (1): 14-27.
10. E. H. Andrews, 2001. Scramjet development and testing in the United States, *AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, April 24-27, 2001, Kyoto, Japan.
11. A. S. Roudakov, V. L. Semenov ve J. W. Hicks, 1998. Recent flight test results of the joint CIAM-NASA Mach 6.5 scramjet flight program, *8th International*

Spaceplanes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April 27-30, 1998, Norfolk.

12. M. K. Smart, N. E. Hass and A. Paull, 2006. Flight data analysis of the HyShot 2 scramjet flight experiment, **AIAA Journal**, **44 (10)**: 2366-2375.
13. NASA, X-43, 2004. (Web sayfası: <http://www.nasa.gov/missions/research/x43-main.html>), (Erişim tarihi: 21 Eylül 2013).
14. T. A. Jackson, 2012. Scramjet engine technology evolution from HyTech to X-51, NATO RTO-MP-AVT-208.
15. L. Q. Maurice, T. Edwards, F. Cuoco, C. Bruono, P. Hendrick, 2006. Chapter 2: fuels, NATO RTO-TR-AVT-007-V2.
16. L. Maurice, T. Edwards, J. Griffiths, 2001. Liquid hydrocarbon fuels for hypersonic propulsion, pp. 757-822. *In: Scramjet Propulsion* (Eds: E. T. Curran, S. N. B. Murthy), AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Reston, Virginia.
17. Wikipedia, Boeing X-51, (Web Sayfası: http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-51), (Erişim tarihi: 21 Temmuz 2013).
18. Aviation Week, 2013. X-51A Waverider achieves hypersonic goal on final flight. (Web Sayfası: http://www.aviationweek.com/Article.aspx?id=/article-xml/awx_05_02_2013_p0-575769.xml), (Erişim: 20 Haziran 2013).
19. B. Berger, 2008. NASA helping U.S. Air Force gear up for 2009 X-51 flights, (Web Sayfası: <http://www.space.com/5804-nasa-helping-air-force-gear-2009-51-flights.html>), (Erişim: 21 Eylül 2013).
20. G. Norris, 2013. High-Speed Strike Weapon to build on X-51 flight, (Web Sayfası: http://www.aviationweek.com/Article.aspx?id=/article-xml/AW_05_20_2013_p24-579062.xml), (Erişim tarihi: 21 Temmuz 2013).
21. Lockheed Martin, 2013. High Speed Strike Weapon, (Web Sayfası: <http://www.lockheedmartin.com/us/products/high-speed-strike-weapon--hssw--.html>), (Erişim tarihi: 21 Temmuz 2013).
22. Lockheed Martin, 2013. Meet the SR-72, (Web Sayfası: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/features/2013/sr-72.html>), (Erişim tarihi: 15 Kasım 2013).

23. A. Ferri, 1964. Review of the problems in application of supersonic combustion, **Journal of the Aeronautical Society**, **64** (645): 575-597.
24. R. N. Kostoff, R. M. Cummings, 2012. Highly cited literature of high-speed compressible flow research, **Aerospace Science and Technology** (in-press).
25. D. Arnal, J. Détery, 2005. Laminar-turbulent transition and shock wave/boundary layer interaction, NATO RTO-EN-AVT-116.
26. P. F. Barbante, T. E. Magin, 2005. Fundamentals of hypersonic flight - properties of high temperature gases, NATO RTO-EN-AVT-116.
27. D. G. Fletcher, 2005. Fundamentals of hypersonic flow - aerothermodynamics, NATO RTO-EN-AVT-116.
28. A. Ingenito, C. Bruno, 2010. Physics and regimes of supersonic combustion," **AIAA Journal**, **48** (3): 515-525.
29. C. Segal, 2009. The Scramjet Engine Processes and Characteristics, New York, NY: Cambridge University Press, 253 pp.
30. J. D. Mattingly, 2006. Elements of Propulsion Gas Turbines and Rockets, Blacksburg, Virginia: AIAA Education Series, 867 pp.
31. E. T. Curran, S. N. B. Murthy, 2001. Scramjet Propulsion, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Reston Virginia, 1293 pp.
32. L. H. Townend, 2001. Domain of the Scramjet, **Journal of Propulsion and Power**, **17** (6): 1205-1213.
33. C. R. McClinton, J. L. Hunt, R. H. Ricketts, P. Reukauf, C. L. Peddie, 1999. Airbreathing hypersonic technology vision vehicles and development dreams, *9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference and 3rd Weakly Ionized Gases Workshop*, November 1-5, 1999, Norfolk, VA.
34. C. E. Cockrell, A. H. Auslander, R. W. Guy, C. R. McClinton, S. S. Welch, 2002. Technology roadmap for dual-mode scramjet propulsion to support space-access vision vehicle development," *11th AIAA/AAAF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 29 September - 4 October, 2002, Orleans, France.

35. J. J. Bertin, R. M. Cummings 2003, Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going, **Progress in Aerospace Sciences**, **39**: 511-536.
36. C. Segal, 2005. Propulsion systems for hypersonic flight, NATO RTO-EN-AVT-116.
37. F. Falempin, 2005. Propulsion systems for ypersonic flight, NATO RTO-EN-AVT-116.
38. K. W. Flaherty, K. M. Andrews, G. W. Libson, 2010. Operability benefits of airbreathing hypersonic propulsion for flexible access to space, **Journal of Spacecraft and Rockets**, **47** (2): 280-287.
39. M. K. Smart, M. R. Tetlow, 2009. Orbital delivery of small payloads using hypersonic airbreathing propulsion, **Journal of Spacecraft and Rockets**, **46** (1): 117-125.
40. O. A. Powell, J. T. Edwards, R. B. Norris, K. E. Numbers, 2001. Development of hydrocarbon-fueled scramjet engines: The Hypersonic Technology (HyTech) Program, **Journal of Propulsion and Power**, **17** (6): 1170-1176
41. P. J. Erbland, 2005. Current and near-term RLV/hypersonic vehicle programs, NATO RTO-EN-AVT-116.
42. C. R. McClinton, V. L. Rausch, R. J. Shaw, U. Metha, C. Naftel, 2005. Hyper-X: Foundation for future hypersonic launch vehicles," **Acta Astronautica**, **57**: 614-622.
43. P. Drummond, M. Bouchez, C. R. McClinton, 2006. Chapter 1: overview of NATO background on scramjet technology, **RTO-TR-AVT-007-V2**.
44. R. T. Volland, L. D. Huebner, C. R. McClinton, 2006. X-43A hypersonic vehicle technology development," **Acta Astronautica**, **59**: 181-191.
45. S. Aso, A. N. Hakim, S. Miyamoto, K. Inoue, Y. Tani, 2005. Fundamental study of supersonic combustion in pure air flow with use of shock tunnel, **Acta Astronautica**, **57**: 384-389.
46. M. A. Frost, D. Y. Gangurde, A. Paull, D. J. Mee, 2009. Boundary-layer separation due to combustion-induced pressure rise in a supersonic flow, **AIAA Journal**, **47** (4): 1050-1053.

47. S. O'Bryne, M. Doolan, S. R. Olsen, A. F. P. Houwing, 2000. Analysis of transient thermal choking processes in a model scramjet engine, **Journal of Propulsion and Power**, **16**: (5): 808-814.
48. D. Mahapatra, G. Jagadeesh, 2009. Studies on unsteady shock interactions near a generic scramjet inlet, **AIAA Journal**, **47** (9): 2223-2231.
49. M. A. S. Minucci, H. T. Nagamatsu, 1992. Experimental study of a two-dimensional scramjet inlet, $M=10.1-25.1$, **Journal of Propulsion and Power**, **8** (3): 680-686.
50. D. M. Van Wie, D. A. Ault, 1996. Internal flowfield characteristics of a scramjet inlet at Mach 10, **Journal of Propulsion and Power**, **12** (1): 158-164.
51. D. B. Le, C. P. Goyne, R. H. Krauss, J. C. McDaniel, 2008. Experimental study of a dual-mode scramjet isolator, **Journal of Propulsion and Power**, **24** (5): 1050-1057.
52. S. H. Kang, Y. J. Lee, S. S. Yang, M. K. Smart, M. V. Suraweera, 2011. Cowl and cavity effects on mixing and combustion in scramjet engines, **Journal of Propulsion and Power**, **27** (6): 1169-1177.
53. S. H. Kang, Y. J. Lee, S. S. Yang, B. Choi, 2012. Effects of flameholder configurations on combustion in scramjet engines, **Journal of Propulsion and Power**, **28** (4): 739-746, 2012.
54. T. Kanda, N. Chinzei, K. Kudo, A. Murakami, 2004. Dual-mode operations in a scramjet combustor, **Journal of Propulsion and Power**, **20** (4): 760-763.
55. M. L. Fotia, F. Driscoll, 2013. Ram-scram transition and flame/shock-train interactions in a model scramjet experiment, **Journal of Propulsion and Power**, **29** (1): 261-273.
56. C. P. Goyne, C. G. Rodriguez, R. H. Krauss, J. C. McDaniel, C. R. McClinton, 2006. Experimental and numerical study of a dual-mode scramjet combustor," **Journal of Propulsion and Power**, **22** (3): 481-189.
57. Y. Sato, M. Sayama, G. Masuya, T. Komuro, K. Kudou, A. Murakami, K. Tani, N. Chinzei, 1991. Experimental study on autoignition in a scramjet combustor," **Journal of Propulsion and Power**, **7** (5): 657-658.

58. T. Kanda, N. Chinzei, K. Kudo, A. Murakami, T. Hiraiwa, 2004. Autoignited combustion testing in a water-cooled scramjet combustor, **Journal of Propulsion and Power**, **20** (4): 657-664.
59. M. B. Colket, L. J. Spadaccini, 2001. Scramjet fuels autoignition study, **Journal of Propulsion and Power**, **17** (2): 315-323.
60. C. Hirschen, A. Gülhan, W. H. Beck, U. Henne, 2008. Experimental study of a scramjet nozzle flow using pressure-sensitive-paint Method, **Journal of Propulsion and Power**, **24** (4): 662-672.
61. C. Hirschen, A. Gülhan, W. H. Beck, U. Henne, 2009. Measurement of flow Properties and thrust on scramjet nozzle using pressure-sensitive paint, **Journal of Propulsion and Power**, **25** (2): 267-280.
62. C. Hirschen, A. Gülhan, 2009. Infrared thermography and pitot pressure measurements of a scramjet nozzle flowfield, **Journal of Propulsion and Power**, **25** (5): 1108-1120.
63. M. J. Robinson, D. J. Mee, A. Paull, 2006. Scramjet lift, thrust and pitching-moment characteristics measured in a shock tunnel, **Journal of Propulsion and Power**, **22** (4): 85-95.
64. T. Kanda, T. Komuro, G. Masuya, K. Kudo, A. Murakami, K. Tani, Y. Wakamatsu, N. Chinzei, 1991. Mach 4 testing of scramjet inlet models, **Journal of Propulsion and Power**, **7** (2): 275-280.
65. T. Kanda, T. Hiraiwa, T. Mitani, S. Tomioka, N. Chinzei, 1997. Mach 6 testing of a scramjet engine model, **Journal of Propulsion and Power**, **13** (4): 543-551.
66. T. Kanda, T. Sunami, T. Sadatake, K. Tani, T. Mitani, 2001. Mach 8 testing of a scramjet engine model, **Journal of Propulsion and Power**, **17** (1): 132-138.
67. J. Häberle, A. Gülhan, 2008. Experimental investigation of a two-dimensional and a three-dimensional scramjet inlet at Mach 7, **Journal of Propulsion and Power**, **24** (5): 1023-1034.
68. J. Häberle, A. Gülhan, 2008. Investigation of two-dimensional scramjet inlet flowfield at Mach 7, **Journal of Propulsion and Power**, **24** (3): 446-459.

69. T. Kanda, K. Tani, K. Kobayashi, T. Saito, S. Tetsuji, 2002. Mach 8 testing of a scramjet engine with ramp compression, **Journal of Propulsion and Power**, **18** (2): 131-138.
70. T. Hiraiwa, T. Kanda, K. Kobayashi, T. Saito, 2006. Experiments on scramjet engine with ramp-compression inlet at Mach 8, **Journal of Propulsion and Power**, **22** (2): 440-446.
71. K. Tani, T. Kanda, K. Kudou, 2006. Aerodynamic performance of scramjet inlet models with a single strut, **Journal of Propulsion and Power**, **22** (4): 905-912.
72. J. L. Wagner, K. B. Yuceil, A. Vaklivia, N. T. Clemens, D. S. Dolling, 2009. Experimental investigation of unstart in an inlet/isolator model in Mach 5 flow, **AIAA Journal**, **47** (6): 1528-1542.
73. S. Watanabe, 1993. Scramjet nozzle experiment with hypersonic external flow, **Journal of Propulsion and Power**, **9** (4): 521-528.
74. T. Shimura, N. Sakuranaka, T. Sunami, K. Tani, 2001. Thrust, lift, and pitching moment of a scramjet engine, **Journal of Propulsion and Power**, **17** (3): 617-621.
75. T. Mitani, T. Hiraiwa, Y. Tarukawa, G. Masuya, 2002. Drag and total pressure distributions in scramjet engines at Mach 8 flight, **Journal of Propulsion and Power**, **18** (4): 953-960.
76. S. D. Holland, W. C. Woods, W. C. Engelund, 2001. Hyper-X research vehicle experimental aerodynamics test program overview, **Journal of Spacecraft and Rockets**, **38** (6): 828-835.
77. P. L. Moses, V. L. Rausch, L. T. Nguyen, J. R. Hill, 2004. NASA hypersonic flight demonstrators - overview, status, and future plans, **Acta Astronautica**, **55**: 619-630.
78. E. A. Morelli, 2009. Flight-test experiment design for characterizing stability and control of hypersonic vehicles, **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, **32** (3): 949-959.
79. R. T. Volland, A. H. Auslender, M. K. Smart, A. S. Roudakov, V. L. Semenov, V. Kopchenov, 1999. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test, **AIAA-99-4848**.

80. T. Cain, 2007. Reconstructing the Hyshot flights, NATO RTO-EN-AVT-130.
81. C. R. McClinton, V. L. Rausch, L. T. Nguyen, J. R. Sitz, 2005. Preliminary X-43 flight test results, **Acta Astronautica**, **57**: 266-276.
82. A. S. Roudakov, V. L. Semenon, V. I. Kopchenov, J. W. Hicks, 1996. Future flight test plans of an axisymmetric hydrogen-fueled scramjet engine on the Hypersonic Flying Laboratory, *7th International Spaceplanes and Hypersonics Systems & Technology Conference*, 1996, Norfolk, Virginia.
83. J. S. Murphy, J. M. Hank, R. C. Mutzman, 2012. The X-51A scramjet engine demonstration program: technology maturation thru flight tests 1 & 2, NATO RTO-MP-AVT-208.
84. J. M. Hank, J. S. Murphy, R. C. Mutzman, 2008. The X-51A scramjet engine flight demonstration program, *15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, April, 2008, Dayton, Ohio.
85. NASA, 2010. X-51A makes longest scramjet flight, (Web Sayfası: <http://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/X-51A.html>), (Erişim tarihi: 24 Şubat 2013).
86. M. McGilvray, R. Kirchhartz, T. Jazra, 2010. Comparison of Mach 10 scramjet measurements form different impulse facilities, **AIAA Journal**, **48** (8): 1647-1651.
87. B. S. Stewart, R. G. Morgan, P. A. Jacobs, 2003. Rocketdyne Hypersonic Flow Laboratory as high-performance expansion tube for scramjet testing, **Journal of Propulsion and Power**, **19** (1): 98-103.
88. R. C. Rogers, D. P. Capriotti, R. W. Guy, 1998. Experimental supersonic combustion research at NASA Langley, *20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference*, June 15-18, 1998, Albuquerque, NM.
89. R. J. Stalker, A. Paull, D. J. Mee, R. G. Morgan, P. A. Jacobs, 2005. Scramjets and shock tunnels - The Queensland experinece, **Progress in Aerospace Sciences**, **41**: 471-513.
90. T. B. Smith, J. A. Schetz, T. T. Bui, 2003. Development of direct-measuring skin-friction gauges for hypersonic flight tests, **AIAA Journal**, **41** (8): 1429-1437.

91. T. J. McIntyre, A. F. P. Houwing, P. C. Palma, P. A. B. Pabbath, J. S. Fox, 1997. Optical and pressure measurements in shock tunnel testing of a model scramjet combustor, **Journal of Propulsion and Power**, **13** (3): 388-394.
92. C. T. Smith, C. P. Goyne, 2011. Application of stereoscopic particle image velocimetry to a dual-mode scramjet, **Journal of Propulsion and Power**, **27** (6): 1178-1185.
93. J. C. Howison, C. P. Goyne, 2010. Assessment of seeder performance for particle velocimetry in a scramjet combustor, **Journal of Propulsion and Power**, **26** (3): 514-523.
94. T. Mitani, T. Hiraiwa, S. Sato, S. Tomioka, T. Kanda, K. Tani, 1997. Comparison of scramjet engine performance in Mach 6 vitiated and storage-heated air, **Journal of Propulsion and Power**, **13** (5): 635-642.
95. C. P. Goyne, J. C. McDaniel, R. H. Krauss, W. B. Whitehurst, 2007. Test gas vitiation effects in a dual-mode scramjet combustor, **Journal of Propulsion and Power**, **23** (3): 559-565.
96. S. Tomioka, T. Hiraiwa, K. Kobayashi, M. Izumikawa, T. Kishida, H. Yamasaki, 2007. Vitiation effects on scramjet engine performance in Mach 6 flight conditions, **Journal of Propulsion and Power**, **23** (4): 789-796.
97. W. L. Haw, C. P. Goyne, R. D. Rockwell, R. H. Krauss, J. C. McDaniel, 2011. Experimental study of vitiation effects on scramjet mode transition, **Journal of Propulsion and Power**, **27** (2): 506-508.
98. R. D. Rockwell, C. P. Goyne, W. Haw, R. H. Krauss, J. C. McDaniel, C. J. Trefny, 2011. Experimental study of test-medium vitiation effects on dual-mode scramjet performance, **Journal of Propulsion and Power**, **27** (5): 1135-1142.
99. R. D. Rockwell, C. P. Goyne, W. Haw, J. C. McDaniel, C. S. Goldstein, I. A. Schultz, J. B. Jeffries, R. K. Hanson, 2011. Measurement of water vapor levels for investigating vitiation effects on scramjet performance, **Journal of Propulsion and Power**, **27** (6): 1315-1317.
100. M. J. Lewis, 2001. Significance of fuel selection for hypersonic vehicle range, **Journal of Propulsion and Power**, **17** (6): 1214-1221.

101. M. Smart, R. Stalker, 2010. Scramjet combustion processes, NATO RTO-EN-AVT-185.
102. M. R. Tetlow, C. J. Doolan, 2007. Comparison of hydrogen and hydrocarbon-fueled scramjet engines for orbital insertion, **Journal of Spacecraft and Rockets**, **44** (2): 65-373.
103. A. A. Taha, S. N. Tiwari, T. O. Mohieldin, 2002. Combustion characteristics of ethylene in scramjet engines, **Journal of Propulsion and Power**, **18** (3): 716-718.
104. T. Cain, C. Walton, 2002. Chapter 5: review of experiments on ignition and flameholding in supersonic flow, **RTO-TR-AVT-007-V2**.
105. D. W. Bogdanoff, 1994. Advanced injection and mixing techniques for scramjet combustors, **Journal of Propulsion and Power**, **10** (2): 183-190.
106. S.-H. Lee, 2006. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor, part 1: mixing, **Journal of Propulsion and Power**, **22** (5): 1012-1019.
107. S.-H. Lee, 2006. Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor, part 2: combustion, **Journal of Propulsion and Power**, **22** (5): 1020-1026.
108. S.-H. Lee, 2012. Mixing augmentation with cooled pylon injection in a scramjet combustor, **Journal of Propulsion and Power**, **28** (3): 477-485.
109. S. A. Razzaqi, M. K. Smart, 2011. Hypervelocity experiments on oxygen enrichment in a hydrogen-fueled scramjet, **AIAA Journal**, **49** (7): 1488-1497.
110. P. Kolodziej, 2005. Strategies and approaches to TPS design, NATO RTO-EN-AVT-116.
111. S. J. Pérez-Bergquist, N. Vermaak, T. M. Pollock, 2011. High-temperature performance of actively cooled vapor phase strengthened nickel-based thermostructural panels, **AIAA Journal**, **49** (5): 1080-1086.
112. D. E. Glass, 2008. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles," *15th AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, April, 2008, Dayton, Ohio.

113. D. E. Glass, R. Dirling, H. Croop, T. J. Fry, G. J. Frank, 2006. Materials development for hypersonic flight vehicles, *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.
114. S. M. Johnson, M. Gasch, J. W. Lawson, M. I. Gusman, M. M. Stackpoole, 2009. Recent developments in ultra high temperature ceramics at NASA Ames, *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, October 19-22, 2009, Bremen, Germany.
115. S. J. Scotti, C. Clay, M. Rezin, 2003. Structures and materials technologies for extreme environments applied to reusable launch vehicles, *AIAA/ICAS International Symposium and Exposition*, July 14-17, 2003, Dayton, OH, USA.
116. M. Bouchez, 2010. Scramjet thermal management, NATO RTO-EN-AVT-185.
117. A. J. Crow, I. D. Boyd, V. E. Terapon, 2013. Radiation modeling of a hydrogen fueled scramjet, **Journal of Thermophysics and Heat Transfer**, **27** (1): 11-20.
118. W. Bao, X. Li, J. Qin, W. Zhou, D. Yu, 2012. Efficient utilization of heat sink of hydrocarbon fuel for regeneratively cooled scramjet, **Applied Thermal Engineering**, **33**: 208-218.
119. T. Langener, J. von Wofersdorf, J. Steelant, 2001. Experimental investigations on transpiration cooling for scramjet applications using different coolants, **AIAA Journal**, **49** (7): 1409-1419.
120. J. Qin, W. Zhou, W. Baou, D. Yu, Thermodynamic optimization for a scramjet with re-cooled cycle, **Acta Astronautica**, **66**: 1449-1457.
121. J. Qin, S. Zhang, W. Bao, Y. J. Duan, W. Zhou, D. Yu, 2012. Off-design condition cooling capacity analysis of recooling cycle for a scramjet, **Journal of Propulsion and Power**, **28** (6): 1285-1292.
122. K. D. Song, S. H. Choi, S. J. Scotti, 2006. Transpiration cooling experiment for scramjet engine combustion chamber by high heat fluxes, **Journal of Propulsion and Power**, **22** (1): 96-102.
123. Y. Liu, Z. Jiang, 2013. Concept of non-ablative thermal protection system for hypersonic vehicles, **AIAA Journal**, **51** (3): 584-590.

124. K. Sinha, 2010. Computational fluid dynamics in hypersonic aerothermodynamics, **Defence Science Journal**, **60** (6): 663-671.
125. F. Ladainde, 2012. Advanced computational-fluid-dynamics techniques, **AIAA Journal**, **48** (3): 513-514.
126. C. J. Roy, J. R. Edwards, 2000. Numerical simulation of a three-dimensional flame/shock wave interaction, **AIAA Journal**, **38** (5): 745-754.
127. A. G. Dann, R. G. Morgan, 2011. Analytical method of prediction of turbulent boundary-layer separation in hypersonic flows, **AIAA Journal**, **49** (9): 2068-2072.
128. R. H. Korkegi, 1973. Simple correlation for incipient turbulent boundary-layer separation due to a skewed shock wave, **AIAA Journal**, **11** (11): 1578-1579.
129. C. G. Rodriguez, 2003. Computational fluid dynamics analysis of the Central Institute of Aviation Motors/NASA scramjet, **Journal of Propulsion and Power**, **19** (4): 547-555.
130. C. E. Cockrell, W. C. Engelund, R. D. Bittner, T. N. Jentink, A. D. Dilley, 2001. Integrated aeropropulsive computational fluid dynamics, **Journal of Spacecraft and Rockets**, **38** (6): 836-843.
131. W. Huang, Z.-G. Wang, 2009. Numerical study of attack angle characteristics for integrated hypersonic vehicle, **Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)**, **30** (6): 779-786.
132. R. A. Baurle, D. R. Eklund, 2002. Analysis of dual-mode hydrocarbon scramjet, **Journal of Propulsion and Power**, **18** (5): 990-1002.
133. R. Pečnik, V. E. Terrapon, F. Ham, G. Iaccarino, H. Pitsch, 2012. Reynolds-averaged navier-stokes simulations of the HyShoy II scramjet, **AIAA Journal**, **50** (8): 1717-1732.
134. L. Krishnan, N. D. Sandham, 2009. Shock-wave/boundary-layer interactions in a model scramjet intake, **AIAA Journal**, **47** (7): 1680-1691.
135. W. Huang, Z.-g. Wang, M. Pourkashanian, L. Ma, D. B. Ingham, S.-B. Luo, J. Lei, J. Liu, 2011. Numerical investigation on the shock wave transition in a three-dimensional scramjet isolator, **Acta Astronautica**, **68**: 1669-1675.

136. H. Koo, V. Raman, 2012. Large-Eddy Simulation of a supersonic inlet-isolator, **AIAA Journal**, **50 (7)**: 1596-1612.
137. M. Chapuis, E. Fedina, C. Fureby, K. Hannemann, S. Karl, J. M. Schramm, 2012. A computational study of the HyShot II, **Proceedings of the Combustion Institute (in-press)**.
138. C. Fureby, M. Chapuis, E. Fedina, S. Karl, 2011. CFD analysis of the HyShot II scramjet combustor, **Proceedings of the Combustion Institute**, **33**: 2399-2405.
139. D. J. Dalle, M. L. Fotia, J. F. Driscoll, 2010. Reduced-order modeling of two-dimensional supersonic flows with applications to scramjet inlets, **Journal of Propulsion and Power**, **26 (3)**: 545-555.
140. D. J. Dalle, S. M. Torrez, J. F. Driscoll, 2012. Rapid analysis of scramjet and linear plug nozzles, **Journal of Propulsion and Power**, **28 (3)**: 545-555.
141. D. C. Montgomery, 2012. Design and Analysis of Experiments, Wiley, Asia, 730 pp.
142. M. Savaşkan, Y. Taptık, M. Ürgen, 2004. Deney tasarımı yöntemi ile matkap uçlarında performans optimizasyonu, **İTÜ Dergisi**, **3 (6)**: 117-128.
143. G. W. Margavio, T. M. Margavio, 1993. Quality improvement technology using the Taguchi method, **CPA Journal**, **63**: (12): 1-72.
144. G. Akman, C. Özkan, 2011. Sac imalatında karşılaşılan yapışma probleminin deney tasarımı ile çözümü, **Doğuş Üniversitesi Dergisi**, **12 (2)**: 187-199.
145. C. Hamzaçebi, F. Kutay, 2003. Taguchi metodu: bir uygulama, **Teknoloji**, **6 (3-4)**: 7-17.
146. M. A. Hagenmaier, D. L. Davis, 2002. Scramjet component optimization using CFD and design of experiments, *40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, January 14-17, 2002, Reno, Nevada.
147. R. DeLoach, 2007. The modern design of experiments for configuration aerodynamics: a case study, NATO RTO-MP-AVT-147.
148. S. M. Ferlemann, J. S. Robinson, J. G. Martin, C. P. Leonard, L. W. Taylor, H. Kamhawi, 2000. Developing conceptual hypersonic airbreathing engines using

design of experiments methods, *21st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, June 19-22, 2000, Denver, CO.

149. Y. A. Çengel, M. A. Boles, 2011. Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik, Güven Bilimsel, İzmir, 946 pp.
150. T. A. Ward, 2010. Aerospace Propulsion Systems, John Wiley & Sons, New Jersey, 448 pp.
151. NASA, *U.S. Standard Atmosphere Model*, NASA-TM-X-74335, Washington D.C.: NASA, October 1976.
152. Wikipedia, Atmosphere of Earth, 2011. (Web Sayfası: http://en.wikipedia.org/wiki/File:Comparison_US_standard_atmosphere_1962.svg), (Erişim tarihi: 20 Mayıs 2013).

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Muhiddin Tuğrul AKPOLAT
 Uyuşu: Türkiye (TC)
 Doğum Tarihi ve Yeri: 11 Ekim 1988, Nevşehir
 Medeni Durumu: Bekâr
 Tel: +90 312 586 87 28
 Fax: +90 312 586 80 91
 email: tugrul.akpolat@atilim.edu.tr
mtakpolat@gmail.com

Yazışma Adresi: Atılım Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu, Kızılcaşar Mahallesi, 06836, İncek – Gölbaşı – ANKARA

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	ERÜ Mühendislik Fakültesi	--
Lisans	ERÜ Makine Mühendisliği	2011
Lise	Nevşehir YDAL	2006

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
09/2011-08/2012	Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Enerji Sistemleri Mühendisliği KAYSERİ	Proje Asistanı (110M068 Numaralı TÜBİTAK 1001 Projesi)
08/2012-09/2012	Kapadokya MYO NEVŞEHİR	Öğretim Görevlisi (DSÜ)
09/2012-Halen	Atılım Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Uçak Gövde-Motor Bakımı Bölümü ANKARA	ANKARA

YABANCI DİL

İngilizce