

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**ÇOK DİSİPLİNLİ YAKLAŞIMLA KATI YAKITLI ROKET MOTORU
YAPISAL DAYANIM VE İÇ BALİSTİK PERFORMANS OPTİMİZASYONU**

DOKTORA TEZİ

Ceyhun TOLA

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

EYLÜL 2017

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**ÇOK DİSİPLİNLİ YAKLAŞIMLA KATI YAKITLI ROKET MOTORU
YAPISAL DAYANIM VE İÇ BALİSTİK PERFORMANS OPTİMİZASYONU**

DOKTORA TEZİ

**Ceyhun TOLA
(511142118)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Melike NİKBAY

EYLÜL 2017

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511142118 numaralı Doktora Öğrencisi Ceyhun TOLA, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “ÇOK DİSİPLİNLİ YAKLAŞIMLA KATI YAKITLI ROKET MOTORU YAPISAL DAYANIM VE İÇ BALİSTİK PERFORMANS OPTİMİZASYONU” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Melike NİKBAY**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Sıtkı USLU
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Kemal Bülent YÜCEİL
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Melih PAPİLA
Sabancı Üniversitesi

Teslim Tarihi : 24 Temmuz 2017
Savunma Tarihi : 18 Eylül 2017





Anneme,



ÖNSÖZ

Bu çalışmada, yüksek verime sahip katı yakıtlı roket motorlarının kısa sürede tasarlanmasına öncülük etmek amacıyla, oluklu kesite sahip bir katı yakıt geometrisinin iç balistik performans ve yapısal dayanım bakımından optimizasyonu gerçekleştirilmiştir.

Tez çalışmasının yürütülmesinde gösterdikleri bilimsel katkılar için danışmanım Prof. Dr. Melike Nikbay, tez izleme komitesi üyeleri Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu ve Yard. Doç. Dr. Sıtkı Uslu'ya teşekkür ederim.

Doktora öğrenimim boyunca beni 2211 projesi ile destekleyen TÜBİTAK'a teşekkürlerimi arz ederim.

Roketsan A.Ş.'de görev yaptığım süre zarfında kendileriyle çalışmaktan büyük onur duyduğum ve tezimde bana destek sağlayan dostlarım Yusuf Ata ve Sibel Aral'a teşekkür ederim.

Son olarak, hayatım boyunca beni güçlendiren, her koşulda sevgi ve desteğini hissettiren, en büyük gurur ve ilham kaynağım, annem Nurâl Serdaroğlu'na sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Temmuz 2017

Ceyhun Tola
Uçak & Uzay
Yüksek Müh.



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xv
SEMBOLLER	xvii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xxiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xxv
ÖZET.....	xxix
SUMMARY	xxxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	1
1.2 Literatür Araştırması	1
1.3 Tezin Literatüre Katkıları.....	10
1.4 Katı Yakıtlı Roket Motorları Hakkında Genel Bilgiler.....	10
1.4.1 Motor gövdesi	11
1.4.2 Yalıtım	11
1.4.3 Ateşleyici	11
1.4.4 Lüle	12
1.4.5 Katı yakıt.....	12
1.4.5.1 2 boyutlu (2B) geometriler.....	14
1.4.5.2 3 boyutlu (3B) geometriler.....	19
1.5 Yol Haritası	22
2. KATI YAKITIN MEKANİK ÖZELLİKLERİ.....	23
2.1 Elastik Katı.....	23
2.2 Viskoz Sıvı	24
2.3 Viskoelastik Katı	25
2.3.1 Viskoelastik malzemelerin mekanik özellikleri.....	25
2.3.1.1 Sürünme	25
2.3.1.2 Gevşeme.....	25
2.3.2 Viskoelastik malzemelerin modellenmesi	26
2.3.2.1 Kelvin – Voigt modeli.....	27
2.3.2.2 Maxwell modeli	28
2.3.2.3 Standart doğrusal katı model.....	29
2.3.2.4 Genelleştirilmiş Maxwell modeli.....	29
3. KATI YAKITIN YAPISAL KARAKTERİZASYONU	31
3.1 Yapısal Karakterizasyon Testleri	31
3.1.1 Gerilme gevşeme testleri.....	31
3.1.2 Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri.....	33
3.1.3 Termo-mekanik analizler	34
3.1.4 Diferansiyel taramalı kalorimetre testleri	35
3.2 Kaydırma Fonksiyonları.....	36

3.3 Prony Seri Fonksiyonu	36
3.4 Yakıt Ana Eğrisi	37
4. YAPISAL ANALİZ MODELİ	41
4.1 Sonlu Elemanlar Modeli	41
4.1.1 Geometri	41
4.1.2 Malzeme özellikleri	42
4.1.3 Çözüm ağı	43
4.1.4 Sınır koşulları	44
4.1.5 Yükler	44
4.1.5.1 Şartlandırma adımı	44
4.1.5.2 Ateşleme adımı	46
4.2 Yapısal Analiz Modelinin Doğrulanması	47
4.2.1 Analitik model	47
4.2.2 Sonlu elemanlar modeli	50
4.2.3 Sonuçların karşılaştırılması	51
4.3 Parametrik Sonlu Elemanlar Modelinin Oluşturulması	51
4.3.1 Parametrik ısı transferi analiz modelinin oluşturulması	52
4.3.2 Parametrik viskoelastik analiz modelinin oluşturulması	58
4.4 Sonlu Elemanlar Yöntemi Formülasyonu	58
4.4.1 Doğrusal Statik Sonlu Elemanlar Yöntemi formülasyonu	59
4.4.2 Doğrusal viskoelastik Sonlu Elemanlar Yöntemi formülasyonu	59
5. YAPISAL ANALİZ SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ	63
5.1 Katı Yakıtın Yapısal Başarısızlık Modları	63
5.1.1 Yakıt yüzeyinde oluşan çatlaklar	63
5.1.2 Yakıt yalıtım arayüzünde ayrılma	64
5.1.3 Dilatasyon (Topraklanma)	65
5.1.4 Aşırı Deformasyon	66
5.2 Yapısal Analiz Sonuçlarının Değerlendirme Yöntemleri	66
5.2.1 Deterministik yaklaşımla değerlendirme yöntemi	67
5.2.1.1 Tasarım çarpanı	68
5.2.1.2 Azaltma çarpanları	69
5.3 Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçlarının Deterministik Yaklaşımla Değerlendirilmesi	73
5.4 Kesit Geometri Değişkenlerinin Yapısal Dayanım Üzerine Etkilerinin Cevap Yüzeyi Yöntemi ile İncelenmesi	74
5.4.1 Kesit geometri değişkenlerinin şartlanma işlemi sonunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkilerinin incelenmesi	75
5.4.2 Kesit geometri değişkenlerinin sabit ateşleme basıncı varsayımıyla gerçekleştirilen ateşleme analizleri sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkilerinin incelenmesi	78
6. GERİYE YANMA ANALİZLERİ	83
6.1 Geriye Yanma Analiz Yöntemleri	83
6.1.1 Analitik yöntemler	84
6.1.2 Sayısal yöntemler	85
6.1.3 Teknik resim yöntemleri	85
6.1.4 Geriye yanma analiz yöntemlerinin karşılaştırılması	86
6.2 Oluklu Kesit İçin Analitik Geriye Yanma Eşitliklerinin Türetilmesi	86
6.2.1 Olasılık A	88
6.2.1.1 Faz – 1	90
6.2.1.2 Faz – 2	91

6.2.1.3 Faz – 3	92
6.2.1.4 Faz – 4	93
6.2.1.5 Çözümün doğrulanması	94
6.2.2 Olasılık B	95
6.2.2.1 Faz – 1	96
6.2.2.2 Faz – 2	96
6.2.2.3 Faz – 3	96
6.2.2.4 Faz – 4	97
6.2.2.5 Çözümün doğrulanması	97
6.2.3 Olasılık C	97
6.2.3.1 Faz – 1	98
6.2.3.2 Faz – 2	99
6.2.3.3 Faz – 3	99
6.2.3.4 Faz – 4	99
6.2.3.5 Çözümün doğrulanması	100
6.2.4 Olasılık D	100
6.2.4.1 Faz – 1	101
6.2.4.2 Faz – 2	101
6.2.4.3 Faz – 3	102
6.2.4.4 Faz – 4	102
6.2.4.5 Çözümün doğrulanması	103
6.2.5 Olasılık E	103
6.2.5.1 Faz – 1	105
6.2.5.2 Faz – 2	105
6.2.5.3 Faz – 3	105
6.2.5.4 Faz – 4	105
6.2.5.5 Çözümün doğrulanması	105
6.2.6 Olasılık F	106
6.2.6.1 Faz – 1	107
6.2.6.2 Faz – 2	107
6.2.6.3 Faz – 3	109
6.2.6.4 Faz – 4	109
6.2.6.5 Çözümün doğrulanması	110
6.2.7 Olasılık G	110
6.2.7.1 Faz – 1	111
6.2.7.2 Faz – 2	112
6.2.7.3 Faz – 3	112
6.2.7.4 Faz – 4	112
6.2.7.5 Çözümün doğrulanması	112
6.2.8 Olasılık H	113
6.2.8.1 Faz – 1	114
6.2.8.2 Faz – 2	114
6.2.8.3 Faz – 3	115
6.2.8.4 Faz – 4	115
6.2.8.5 Çözümün doğrulanması	115
6.2.9 Olasılık I	115
6.2.9.1 Faz – 1	117
6.2.9.2 Faz – 2	117
6.2.9.3 Faz – 3	117
6.2.9.4 Çözümün doğrulanması	117

6.2.10 Olasılık J.....	118
6.2.10.1 Faz – 1	119
6.2.10.2 Faz – 2	119
6.2.10.3 Faz – 3	119
6.2.10.4 Çözümün doğrulanması.....	120
6.2.11 Olasılık K	120
6.2.11.1 Faz – 1	121
6.2.11.2 Faz – 2	121
6.2.11.3 Faz – 3	122
6.2.11.4 Çözümün doğrulanması.....	123
6.2.12 Olasılık L.....	124
6.2.12.1 Faz – 1	125
6.2.12.2 Faz – 2	125
6.2.12.3 Faz – 3	125
6.2.12.4 Faz – 4	125
6.2.12.5 Çözümün doğrulanması.....	125
7. İÇ BALİSTİK PERFORMANS ANALİZLERİ.....	127
7.1 Balistik Parametreler	127
7.1.1 Lüle genişleme oranı	127
7.1.2 İtki katsayısı	128
7.1.3 Yanma hızı	129
7.1.4 Karakteristik hız	130
7.1.5 İtki	130
7.1.6 Özgül itki.....	131
7.1.7 Toplam darbe.....	131
7.1.8 Yanma basıncı ve olası en yüksek basınç değeri	131
7.2 İç Balistik Performans Çözücü.....	132
7.2.1 Varsayımlar	132
7.2.2 Temel denklemler.....	132
7.2.3 Çözücünün geçerli olduğu narinlik oranı aralığı.....	134
7.2.4 Çözücünün doğrulanması.....	136
7.2.4.1 İçi boş silindirik kesite sahip geometriler için geriye yanma analizleri.....	137
7.2.4.2 Geliştirilen çözücünden elde edilen sonuçların literatürdeki sonuçlar ile karşılaştırılması	138
7.2.5 Çözücüde kullanılan girdiler	139
7.2.6 Örnek iç balistik performans çözücü.....	140
7.3 Kademe Sayısının Roket Verimi Üzerine Etkilerinin İncelenmesi	141
7.4 Eroziyon Yanma Etkilerinin İncelenmesi	143
8. KESİT GEOMETRİ DEĞİŞKENLERİNİN İÇ BALİSTİK PERFORMANS VE YAPISAL DAYANIM ÜZERİNE ETKİLERİ	147
8.1 Kesit Geometri Değişkenlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerine Etkisi	147
8.2 Kesit Geometri Değişkenlerinin P_{kr} Değeri Üzerine Etkisi.....	151
8.3 Kesit Geometri Değişkenlerinin t_{kr} Değeri Üzerine Etkisi	154
8.4 Kesit Geometri Değişkenlerinin Katı Yakıt Kütlesi Üzerine Etkisi.....	158
8.5 Kesit Geometri Değişkenlerinin Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerine Etkilerinin Bağlaışık Analizler Yardımıyla İncelenmesi.....	162
9. KATI YAKITIN İÇ BALİSTİK PERFORMANS VE YAPISAL DAYANIM BAKIMINDAN OPTİMİZASYONU	169
10. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	183

KAYNAKLAR	185
EKLER.....	191
ÖZGEÇMİŞ.....	199





KISALTMALAR

ABD	: Amerika Birleşik Devletleri
ASTM	: American Section of the International Association for Testing Materials
AGARD	: Advisory Group for Aerospace Research and Development
DSC	: Differential Scanning Calorimetry
EPDM	: Ethylene Propylene Diene Monomer
HTPB	: Hydroxyl Terminated Polybutadiene
KDF	: Knockdown Factor (Azaltma Çarpanı)
GT	: Güvenlik Toleransı
NATO	: North Atlantic Treaty Organization
SAGE	: Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü
SEA	: Sonlu Elemanlar Analizleri
STANAG	: Standardization NATO Agreement
TÇ	: Tasarım Çarpanı
TMA	: Thermomechanical Analysis
TÜBİTAK	: Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırmalar Kurumu
WLF	: Williams Landel Ferry



SEMBOLLER

a	: Yanma hızı katsayısı
a	: Yakıt iç yarıçapı
a	: Roketin ivmesi
a_T	: Kaydırma faktörü
$a_T(T_i)$	: T_i sıcaklığındaki kaydırma faktörü
A_b	: Yakıtın yanma yüzey alanı
A_e	: Lüle çıkış alanı
A_t	: Lüle boğaz alanı
b	: Yakıt dış yarıçapı
B	: Şekil fonksiyonları
c	: Efektif lüle çıkış hızı
c_s	: Yakıtın özgül ısısı
c^*	: Karakteristik hız
C	: Malzeme kapasitesi
$C_{elastik}$	: Simetrik malzeme katılık matrisi
C_F	: İtke katsayısı
C_p	: Özgül ısı
C_1, C_2	: WLF fonksiyonuna ait sabit katsayılar
CV_C	: C parametresi için değişim katsayısı
CV_S	: S parametresi için değişim katsayısı
d	: Motor iç çapı
D	: Motor gövdesi dış çapı,
D	: Malzeme kapasitesi ile yük altındaki malzeme cevabı arasındaki fark
D	: Karakteristik port geçişi ($D = 4A_p/S$, burada, A_p port alanı, S perimetre uzunluğu)
D	: Birikmiş hasar değeri
E	: Elastisite modülü
E_c	: Motor gövdesinin Elastisite Modülü
E_i	: Gevşeme modülü sabitleri
E_p	: Yakıtın Elastisite Modülü
E_∞	: Uzun vadeli gevşeme modülü
f	: Oluk ucu yarıçapı
$f_{dış}$	: Dış kuvvet
$f_{iç}$	: İç kuvvet
F	: İtke
$g_i(s)$	: Optimizasyon eşitsizlik kısıtlamaları
g_0	: Deniz seviyesinde yerçekimi ivmesi
G	: Birim alan başına debi miktarı
h	: Motor gövdesinin kalınlığı
$h_i(s)$	: Optimizasyon eşitlik kısıtlamaları
$\bar{h}$	: Ortalama zorlanmış taşıma katsayısı

I_{sp}	: Özgöl itki
I_{spmax}	: Belirli bir yakıt kütesinden elde edilen maksimum özgöl itki
I_t	: Toplam darbe
I_{tmax}	: Belirli bir yakıt kütesinden elde edilen maksimum toplam darbe
k	: Isı iletim katsayısı
K	: Eleman katılık (rijitlik) matrisi
K	: C/S oranı (güvenlik oranı)
$\bar{K}$	: μ_C/μ_S oranı (ortalama güvenlik oranı)
K_0	: Bütün yakıt kafilelerinden elde edilen ortalama güvenlik oranı
K_{min}	: Minimum güvenlik oranı
$K_{tasarım}$	: Tasarım güvenlik oranı
L	: Yakıtın boyu
m_f	: Roketin yakıt haricindeki kütesi
m_p	: Yakıt kütesi
m_{pl}	: Faydalı yükün kütesi
m_0	: Roketin toplam kütesi
m_{str}	: Roketin yapısal kütesi
$\dot{m}$	: Debi
$\dot{m}_g$	: Yanan yakıtın debisi
$\dot{m}_n$	: Lülede çıkan gazların debisi
M	: Yanma odasındaki gaz kütesi
n	: Yanma hızı basınç etki katsayısı
N	: Oluk sayısı
Nu	: Ortalama Nusselt sayısı
p	: İç basınç
P_{kr}	: Ateşleme sırasında basıncın ilk ani artışı sırasında oluşan en yüksek (kritik) basınç değeri
P_{amb}	: Ortam basıncı
P_c	: Yanma odası basıncı
P_e	: Lüle çıkış basıncı
P_{max}	: Yanma sürecinde karşılaşılan maksimum basınç
P_f	: Sistemin başarısızlık olasılığı
Pr	: Prandtl sayısı
r_0	: Saint Robert Yasası'ndan hesaplanan yanma hızı
r_e	: Eroziyon olmadan kaynaklanan ilave yanma hızı
r_b	: Yanma Hızı
r_{b-ref}	: Belirli bir basınçtaki referans yanma hızı
R	: Gaz sabiti
R	: Sistemin güvenilirlik olasılığı
$R_{dış}$	: Dış çap
R_i	: İç çap
$R_{iç}$	: İç çap
R_o	: Dış çap
R_p	: Oluk merkezinin yarıçapı
$R_{uç}$	: Oluk ucu yarıçapı
$R_{uç-merkez}$	: Oluk merkezinin yarıçapı
Re	: Reynolds sayısı
s^{alt}	: Optimizasyon değişkenlerinin alt sınırları

$s^{üst}$	: Optimizasyon değişkenlerinin üst sınırları
S	: Toplam yanma perimetresi uzunluğu
S	: Uygulanan yük altında malzemenin verdiği gerilme ya da gerinim cevabı
S_1, S_2, S_3	: Sırasıyla 1,2 ve 3 numaralı yanma perimetrelerinin uzunlukları
Re	: Reynolds sayısı
t	: Zaman
t	: Ateşlemeden sonra geçen süre
t_{fi}	: σ_i seviyesindeki gerilmeye maruzken başarısızlığa kadar geçen süre
t_0	: σ_0 seviyesindeki gerilmeye maruzken başarısızlığa kadar geçen süre
t_p	: Bütün yakıt bitene kadar geçen süre (motorun çalışma süresi)
t_{kr}	: Ateşleme sırasında basıncın p_{kr} değerine ulaştığı süre
$t_{şart}$	: Yakıtın şartlanma süresi
t_y	: Yakıtın yanma süresi
T_A	: Yakıtın aktivasyon enerjisinden ileri gelen katsayı
T_c	: Yanma odası sıcaklığı
T_{film}	: Film sıcaklığı
T_{son}	: Roket motorunun son sıcaklığı
T_{ilk}	: Roket motorunun ilk sıcaklığı
T_0	: Referans sıcaklık
T_0	: Yanma sonucu oluşan alev sıcaklığı
T_s	: Yakıt yanma yüzeyi sıcaklığı
T_i	: Yakıtın ilk sıcaklığı
u	: Sonlu elemanlar analizinde yer değiştirme (deplasman)
u	: Roket hızı
u_{∞}	: Şartlandırma kabinindeki fanın hızı
V_e	: Lüle çıkış hızı
V_i	: Gaz hacmi
V_p	: Port Hacmi
X_1	: S_1 perimetresinin alt ucunun simetri hattı ile kesişme noktasını belirten (X_1, Y_1) noktasının apsisi
X_2	: S_1 perimetresinin alt ucunun S_3 perimetresinin üst ucu ile kesişme noktasını belirten (X_2, Y_2) noktasının apsisi
X_3	: S_2 perimetresinin alt ucunun S_3 perimetresinin üst ucu ile kesişme noktasını belirten (X_2, Y_2) noktasının apsisi
Y_1	: S_1 perimetresinin alt ucunun simetri hattı ile kesişme noktasını belirten (X_1, Y_1) noktasının ordinatı
Y_2	: S_1 perimetresinin alt ucunun S_3 perimetresinin üst ucu ile kesişme noktasını belirten (X_2, Y_2) noktasının ordinatı
Y_3	: S_2 perimetresinin alt ucunun S_3 perimetresinin üst ucu ile kesişme noktasını belirten (X_2, Y_2) noktasının ordinatı
y	: Yanma miktarı
y_{max}	: Yanma miktarı değerinin alabileceği en yüksek değer
$y_{S1=0}$	: S_1 perimetresinin sıfır değerine ulaştığı y değeri
$y_{S2=0}$	: S_2 perimetresinin sıfır değerine ulaştığı y değeri
$y_{S3=0}$	: S_3 perimetresinin sıfır değerine ulaştığı y değeri
$z_i(s)$	: Optimizasyon amaç fonksiyonları
Z_h	: Analiz sonucunda hesaplanan gerinim ya da gerilme değeri
Z_i	: İzin verilen en yüksek gerinim ya da gerilme değeri

α	: Isıl genleşme katsayısı
α	: Değişken katsayı
α_1	: S_1 perimetresinin alt ucunun simetri hattıyla kısıtlanma miktarını saat yönünün tersi yönde ölçen açı
α_2	: S_1 perimetresinin alt ucunun S_3 perimetresiyle kısıtlanma miktarını saat yönünün tersi yönde ölçen açı
β	: Logaritmik gerilme – zaman eğrisinin negatif eğimi
β	: Eroziyon yanma durumunda yakıt yanma hızı hesabında SI birimleri kullanıldığında yaklaşık 53 olarak hesaba katılan bir sabit
γ	: Özgül ısıların oranı
ΔL	: Genleşme miktarı
Δt_i	: σ_i gerilmesine maruz kalınan süre
ΔT	: Sıcaklık farkı
Δu	: Roketin ateşlemeden sonra kazandığı hız
Δu_f	: N kademedan oluşan roketin ateşlemeden sonra kazandığı toplam hız
Δy	: $y_{S3=0}$ ile y parametresi arasındaki fark
ε	: Gerinim
ε	: Lüle çıkış alanının lüle boğaz alanına oranı
ε_e	: Efektif gerinim
$\varepsilon_{\text{limit}}$	: Gerinim dayanım limiti
ε_s	: Sönümleyicideki gerinim
$\varepsilon_{\text{toplam}}$	: Toplam gerinim
ε_y	: Yaydaki gerinim
ε_{zz}	: z yönündeki gerinim
$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$	: Asal gerinimler
η	: Sönüm katsayısı
θ_c	: S_1 perimetresinin üst ucunun motor gövdesi tarafından kısıtlanma miktarını yakıt oluk ucundan itibaren saat yönünün tersi yönde ölçen açı
θ_p	: S_1 perimetresinin üst ucunun motor gövdesi tarafından kısıtlanma miktarını yakıt merkezinden itibaren saat yönünün tersi yönde ölçen açı
θ_{p2}	: S_2 perimetresinin üst ucunun motor gövdesi tarafından kısıtlanma miktarını yakıt merkezinden itibaren saat yönünün tersi yönde ölçen açı
θ_s	: S_2 ve S_3 perimetrelerinin kesiştiği noktanın açısını yakıt merkezinden itibaren ölçen açı
θ_{s2}	: S_1 ve S_3 perimetrelerinin kesiştiği noktanın açısını yakıt merkezinden itibaren ölçen açı
λ_i	: Gevşeme zaman sabitleri
μ	: Yanmış gazların dinamik viskozitesi
μ_c	: Malzeme kapasitesinin ortalaması
μ_D	: Malzeme kapasitesi ile yük altındaki malzeme cevabı arasındaki farkın ortalaması
μ_s	: Yük altındaki malzeme cevabının ortalaması
ν	: Kinematik viskozite
ν_p	: Yakıtın Poisson Oranı
ν_c	: Motor gövdesinin Poisson Oranı
ν_{film}	: Film sıcaklığındaki kinematik viskozite

ρ	: Korelasyon katsayısı
ρ_b	: Yanmamış yakıtın yoğunluğu
ρ_g	: Yanma odasındaki gazların yoğunluğu
ρ_p	: Yakıtın yoğunluğu
σ	: Gerilme
σ_c	: Malzeme kapasitesinin standart sapması
σ_D	: Malzeme kapasitesi ile yük altındaki malzeme cevabı arasındaki farkın standart sapması
σ_{limit}	: Gerilme dayanım limiti
σ_{rr}	: Radyal yöndeki gerilme
σ_s	: Sönümleyicideki gerilme
σ_S	: Yük altındaki malzeme cevabının standart sapması
σ_{toplam}	: Toplam gerilme
σ_y	: Yaydaki gerilme
$\sigma_{\theta\theta}$	: Teğetsel yöndeki gerilme
τ_i	: Zaman sabitleri
$\phi(\chi)$	: Kümülatif normal dağılım fonksiyonu
χ	: Malzeme özelliği
ψ	: Simetri hattı ile (X_2, Y_2) koordinatı arasındaki açı
ψ_2	: Simetri hattı ile (X_3, Y_3) koordinatı arasındaki açı



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1 : Prony Serisi Katsayıları.....	39
Çizelge 3.2 : WLF Fonksiyon Parametreleri	39
Çizelge 4.1 : Oluklu Yakıt Geometrisine Ait Değişkenler	42
Çizelge 4.2 : Malzemelerin Mekanik ve Isıl Özellikleri.....	43
Çizelge 4.3 : Film Sıcaklığı için Havaya ait v , k ve Pr Değerlerinin İnterpolasyon ile Hesaplanması	45
Çizelge 4.4 : Analitik Hesaplamalarda Kullanılan Girdi Değerleri.....	49
Çizelge 4.5 : Parametrik Isı Transferi Modeli için Gerekli Cevap Yüzeyine ait Limitler	54
Çizelge 4.6 : Cevap Yüzeyinden Elde Edilen Şartlanma Süre Tahmini Eşitliğinin Doğrulanması.....	57
Çizelge 5.1 : ABD’de Kullanılan Güvenlik Toleransı Değerlerinin Füze Görev Türüne Göre Değişimi	68
Çizelge 5.2 : HTPB Bazlı Yakıtlar için ABD’de Kullanılan Yaşlanma Azaltma Çarpanları.....	70
Çizelge 5.3 : ABD’de Kullanılan α Değerleri	71
Çizelge 5.4 : Çalışmada Kullanılan Azaltma Çarpanlarının Değerleri.....	72
Çizelge 6.1 : Geriye Yanma Analiz Yöntemlerinin Karşılaştırılması	86
Çizelge 6.2 : A Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	89
Çizelge 6.3 : A Olasılığı için Faz Sınırları	90
Çizelge 6.4 : B Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	95
Çizelge 6.5 : B Olasılığı için Faz Sınırları.....	96
Çizelge 6.6 : C Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	97
Çizelge 6.7 : C Olasılığı için Faz Sınırları.....	98
Çizelge 6.8 : D Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	100
Çizelge 6.9 : D Olasılığı için Faz Sınırları	101
Çizelge 6.10 : E Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.....	103
Çizelge 6.11 : E Olasılığı için Faz Sınırları.....	104
Çizelge 6.12 : F Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.....	106
Çizelge 6.13 : F Olasılığı için Faz Sınırları	107
Çizelge 6.14 : G Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	110
Çizelge 6.15 : G Olasılığı için Faz Sınırları	111
Çizelge 6.16 : H Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	113
Çizelge 6.17 : H Olasılığı için Faz Sınırları	114
Çizelge 6.18 : I Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.....	116
Çizelge 6.19 : I Olasılığı için Faz Sınırları	117
Çizelge 6.20 : J Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	118
Çizelge 6.21 : J Olasılığı için Faz Sınırları.....	119
Çizelge 6.22 : K Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu	120

Çizelge 6.23 : K Olasılığı için Faz Sınırları.....	121
Çizelge 6.24 : L Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.....	124
Çizelge 6.25 : L Olasılığı için Faz Sınırları	125
Çizelge 7.1 : İçi Boş Silindirik Kesit için Örnek Kesit Boyutu	138
Çizelge 7.2 : 0B İç Balistik Çözücünün Doğrulama Analizinde Kullanılan Girdiler	138
Çizelge 7.3 : İçi Boş Silindirik Kesit için Örnek Kesit Boyutu	139
Çizelge 7.4 : 0B İç Balistik Çözücünde Kullanılan Girdiler	140
Çizelge 7.5 : Örnek İç Balistik Performans Analizinde Kullanılan Kesit Değişkenleri	140
Çizelge 7.6 : Tek Kademeli ve Üç Kademeli Sistemde Kütle Dağılımı.....	143
Çizelge 8.1 : Cevap Yüzeyi Sınırları	147
Çizelge 9.1 : Optimizasyon Kısıtlamalarına ait Sınırlar	171
Çizelge 9.2 : Optimizasyon Değişkenlerine ait Limitler	171
Çizelge 9.3 : Pareto-Optimal Çözüm Kümesine Ait Sonuçlar	177
Çizelge 9.4 : Optimizasyon Sürecinde Elde Edilen Sonuçların Optimum Sonuç ile Karşılaştırılması	180

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Katı Yakıtlı Roket Motor Tasarımı Üzerine Yürütülen Literatür Araştırmalarının Gruplandırılması	2
Şekil 1.2 : Sforzini'nin Çalışmasında Kullandığı 15 Parametre	3
Şekil 1.3 : Basit bir Katı Yakıtlı Roket Motoru Kesiti	11
Şekil 1.4 : Basınç – Zaman Grafiği Davranışına Göre Yakıt Geometrilerinin Sınıflandırılması	13
Şekil 1.5 : Farklı Kesite Sahip Katı Yakıtların İtici - Zaman Profilleri.....	14
Şekil 1.6 : Katı Yakıt Örnekleri.....	14
Şekil 1.7 : İçi Dolu Silindir.....	15
Şekil 1.8 : İçi Boş Silindir.....	16
Şekil 1.9 : Yıldız Tipi Geometrik Kesit.....	17
Şekil 1.10 : Oluklu Tip Geometrik Kesit.....	17
Şekil 1.11 : Vagon Tekerli Tipi Geometrik Kesit.....	18
Şekil 1.12 : Çıpa Tipi Geometrik Kesit	18
Şekil 1.13 : Kemik Tipi Geometrik Kesit	19
Şekil 1.14 : Dendrit Tipi Geometrik Kesit	19
Şekil 1.15 : Oluklu Tüp Geometrisi.....	20
Şekil 1.16 : Silindir – Koni Geometrisi	21
Şekil 1.17 : Silindir – Yüzgeç Geometrisi	21
Şekil 1.18 : Tez Kapsamında Kurgulanan Bağlaştırmalı Optimizasyon Süreci	22
Şekil 2.1 : Doğrusal Elastik Malzemenin Mekanik Davranışı ve Modellenmesi.....	24
Şekil 2.2 : Doğrusal Viskoz Malzemenin Mekanik Davranışı ve Modellenmesi.....	24
Şekil 2.3 : Elastik, Viskoz ve Viskoelastik Malzemelerde Sürünme Davranışı.....	25
Şekil 2.4 : Elastik, Viskoz ve Viskoelastik Malzemelerde Gevşeme Davranışı	26
Şekil 2.5 : Viskoelastik Malzemelerin Mekanik Davranışı	27
Şekil 2.6 : Kelvin - Voigt Modeli	27
Şekil 2.7 : Maxwell Modeli	28
Şekil 2.8 : Standart Doğrusal Katı Model.....	29
Şekil 2.9 : Genelleştirilmiş Maxwell Modeli.....	30
Şekil 2.10 : Modifiye Edilmiş Genelleştirilmiş Maxwell Modeli	30
Şekil 3.1 : Rijit Uçlu Numunelerle Gerçekleştirilen Gerilme Gevşeme Testi.....	32
Şekil 3.2 : Gerinim Kontrollü Olarak Gerçekleştirilen Gerilme Gevşeme Testi.....	32
Şekil 3.3 : Gerilme Gevşeme Testinde Kullanılan Numune Boyutları [mm].....	32
Şekil 3.4 : JANNAF Numunesi ve Çekme Testi	33
Şekil 3.5 : Tipik Çekme Testi Gerilme – Gerinim Eğrisi	34
Şekil 3.6 : Termo-mekanik Analizler Sonucunda Elde Edilen Sıcaklık – Genleşme Grafiği.....	35
Şekil 3.7 : Prony Serisi'nin Grafiksel Gösterimi	37
Şekil 3.8 : Yakıt Ana Eğrisi	38
Şekil 3.9 : [62]'deki HTPB Bazlı Yakıt Ait Dayanım Davranışı	39

Şekil 4.1 : Oluklu Yakıt Geometrisi ve Kesit Değişkenleri.....	41
Şekil 4.2 : Sonlu Elemanlar Analizleri için Hazırlanan Geometri Örneği.....	42
Şekil 4.3 : Örnek bir Kesit için Oluşturulan Çözüm Ağı.....	43
Şekil 4.4 : 5 Adet Oluğa Sahip Örnek bir Kesit için Oluşturulan Simetri Sınır Koşulları	44
Şekil 4.5 : Ateşleme Basıncının Uygulandığı Bölge	47
Şekil 4.6 : Yapısal Doğrulama Modeli	47
Şekil 4.7 : Analitik Çözüm Sonuçları	50
Şekil 4.8 : Doğrulama Amacıyla Oluşturulan Sonlu Elemanlar Modeli	50
Şekil 4.9 : Doğrulama Modeli Üzerinde Gerilmelerin Değişimi [MPa].....	51
Şekil 4.10 : Analitik ve Sayısal Sonuçların Karşılaştırılması	51
Şekil 4.11 : Oluklu Yakıtın Soğuma Davranışı	53
Şekil 4.12 : Yüzey Merkezli Kompozit Model.....	53
Şekil 4.13 : Kesit Parametrelerinin ve Etkileşimlerinin Motor Şartlanma Süresi Üzerindeki Etkisi	54
Şekil 4.14 : Kesit Parametrelerinin Motor Şartlanma Süresi Üzerindeki Etkisi.....	55
Şekil 5.1 : Yakıt Yüzeyinde Çatlak Oluşumu.....	64
Şekil 5.2 : Arayüz Ayrılması	65
Şekil 5.3 : Dilatasyon Başarısızlık Modu	65
Şekil 5.4 : Aşırı Deformasyon Modu.....	66
Şekil 5.5 : Yaşlanma ile Gerinim Dayanımındaki Azalma.....	70
Şekil 5.6 : Örnek Bir Kesit Geometrisi için Doğrusal Viskoelastik Şartlandırma Analizi Sonucu.....	75
Şekil 5.7 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Şartlandırma Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.....	76
Şekil 5.8 : Kesit Değişkenlerinin Şartlandırma Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi	76
Şekil 5.9 : Örnek Bir Kesit Geometrisi için Doğrusal Viskoelastik Ateşleme Analizi Sonucu	79
Şekil 5.10 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.....	79
Şekil 5.11 : Kesit Değişkenlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi	80
Şekil 6.1 : Oluklu Yakıt Geometrisinin Analitik Çözümünde Kullanılan Fazlar.....	84
Şekil 6.2 : 3 Boyutlu Geometrilerin Basit Geometriler Yardımıyla Modellenmesi ..	84
Şekil 6.3 : Oluklu Yakıt Geometrisinin Analitik Çözümünde Kullanılan Parametreler.....	87
Şekil 6.4 : A Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.....	89
Şekil 6.5 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_s , θ_p , θ_c , α_1 Açıları ve (X_1, Y_1) Koordinatı	90
Şekil 6.6 : A Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	94
Şekil 6.7 : B Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.....	95
Şekil 6.8 : B Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.	97
Şekil 6.9 : C Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.....	98
Şekil 6.10 : C Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.....	100
Şekil 6.11 : D Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.....	101
Şekil 6.12 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_{p2} Açısı.....	102
Şekil 6.13 : D Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.....	103

Şekil 6.14 : E Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar	104
Şekil 6.15 : E Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	105
Şekil 6.16 : F Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar	106
Şekil 6.17 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_{s2} , ψ , α_2 Açıları ve (X_2, Y_2) Koordinatı.....	108
Şekil 6.18 : F Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	110
Şekil 6.19 : G Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar	111
Şekil 6.20 : G Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	113
Şekil 6.21 : H Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar	114
Şekil 6.22 : H Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	115
Şekil 6.23 : I Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar	116
Şekil 6.24 : I Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	118
Şekil 6.25 : J Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar	118
Şekil 6.26 : J Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	120
Şekil 6.27 : K Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar	121
Şekil 6.28 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_{p2} , ψ_2 Açıları ve (X_3, Y_3) Koordinatı.	122
Şekil 6.29 : K Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	123
Şekil 6.30 : L Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.....	124
Şekil 6.31 : L Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması	126
Şekil 7.1 : Lüle Geometrisine Ait Kesit	127
Şekil 7.2 : Roket Motoru Üzerindeki Kuvvetler.....	130
Şekil 7.3 : 0 Boyutlu Katı Yakıtlı Roket Motoru Korunum Denklemleri	132
Şekil 7.4 : Farklı Narinlik Oranları (L/d) için Analitik ve Deneysel Sonuçların Karşılaştırılması.....	136
Şekil 7.5 : İçi Boş Silindirik Kesit için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.....	138
Şekil 7.6 : İç Balistik Performans Analizi Sonuçlarının Karşılaştırılması	139
Şekil 7.7 : Örnek İç Balistik Performans Analiz Sonuçları	140
Şekil 7.8 : Roket Kademe Sayısının Sistem Verimi Üzerine Etkisi.....	143
Şekil 7.9 : Eroziyon ve Eroziyon Olmayan Yanma Profillerinin Karşılaştırılması.....	144
Şekil 7.10 : Farklı Yakıt Formülasyonları için Akış Hızının Eroziyon Yanma Katkı Oranı Üzerine Etkisinin İncelenmesi	146
Şekil 8.1 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerindeki Etkisi.....	147
Şekil 8.2 : Kesit Değişkenlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerindeki Etkisi	148
Şekil 8.3 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin P_{kr} Üzerindeki Etkisi.....	151
Şekil 8.4 : Kesit Değişkenlerinin P_{kr} Üzerindeki Etkisi	152
Şekil 8.5 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin t_{kr} Üzerindeki Etkisi	155
Şekil 8.6 : Kesit Değişkenlerinin t_{kr} Üzerindeki Etkisi.....	155
Şekil 8.7 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Katı Yakıt Kütlesi Üzerindeki Etkisi.....	159

Şekil 8.8 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Katı Yakıt Kütlesi Üzerindeki Etkisi	159
Şekil 8.9 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi (Bağlaşık Analiz Sonucu)	163
Şekil 8.10 : Kesit Değişkenlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi (Bağlaşık Analiz Sonucu)	164
Şekil 9.1 : Amaç Fonksiyonları Düzleminde Pareto-Optimal Küme ve Ütopik Nokta.....	170
Şekil 9.2 : Optimizasyon Sürecine ait Akış Şeması.....	173
Şekil 9.3 : Mode Frontier’de Optimizasyon Sürecinin Modellenmesi	174
Şekil 9.4 : Uygulanabilir Optimizasyon Çözümlerinin Kütle – Özgül İtki – Kütle – Güvenlik Toleransı Grafiği Üzerinde Dağılımı	176
Şekil 9.5 : Uygulanabilir Optimizasyon Çözümlerinin Elde Edilen Pareto-Optimal Çözüm Kümesinin Dağılımı	176
Şekil 9.6 : 14.5 kg – 15.5 kg Kütle Arasındaki Tasarımların Pareto-Optimal Çözüm Kümesine Ait İtki – Zaman Grafikleri.....	179
Şekil 9.7 : 863 Numaralı Tasarımın Geometrisi	179
Şekil 9.8 : Kütle – Özgül İtki – Toplam Darbe Arasındaki İlişki	180

ÇOK DİSİPLİNLİ YAKLAŞIMLA KATI YAKITLI ROKET MOTORU YAPISAL DAYANIM VE İÇ BALİSTİK PERFORMANS OPTİMİZASYONU

ÖZET

20. yüzyılın başlangıcından itibaren insanoğlunun uzayın derinliklerini keşfetme arzusu doruk noktasına ulaşmıştır. Bu amaçla, bu yüzyılın ilk çeyreğinde, Konstantin Tsiolkovsky, Hermann Oberth ve Robert Goddard gibi değerli bilim insanları, dünyanın yer çekimi ivmesinden kurtularak uzayın derinliklerine seyahat etme olanağı sağlayacağına inandıkları sistemler üzerinde yoğun çalışmalar yürütmüşlerdir. Hayallerinin yaşadıkları zamanın ötesinde olması nedeniyle çalışmaları hak ettikleri değeri göremeyen bu araştırmacılardan Hermann Oberth'in "The Rocket into Planetary Space" isimli doktora tez çalışması 1922 yılında "ütopik" olarak nitelendirilerek red edilmiştir. Ancak, Ay'a seyahat edilmesini sağlayan Saturn V roketinin tasarımcısı Wernher Von Braun'un mentoru olan Oberth gibi azimli bilim insanları, çalışmalarına ara vermeden devam ederek, 1957 yılında Dünya yörüngesine ilk uydunun yerleştirilmesini ve 1969 yılında Ay'a ayak basılmasını sağlamışlardır. Uzayın keşfi amacıyla başlatılan bu çalışmaların ve roket biliminin önemi İkinci Dünya Savaşı sırasında fark edilmiş ve roket motorlarının askeri amaçlarla kullanılmasına başlanmıştır. Sonraki yıllarda teknolojinin daha da gelişmesi ve artan iletişim talebi ile birlikte, roket motorları, farklı görevlere sahip uyduları Dünya'nın yörüngesine yerleştirmek amacıyla tasarlanmıştır.

Roket motorları, kullandıkları yakıt türüne göre katı yakıtlı, sıvı yakıtlı ve hibrid roket motorları olmak üzere üç ana gruba ayrılır. Bu türler içerisinde katı yakıtı taşıyan roket motorları, güvenilirlik, düşük üretim maliyeti ve depolama kolaylığı gibi avantajları sebebiyle askeri sistemler tarafından sıklıkla tercih edilirler.

Katı yakıtlı roket motorlarının tasarım süreci, iç balistik performans analizleri ve yakıt yapısal analizleri olmak üzere iki temel analiz disiplininin oluşur. Bu disiplinlerin birbirinden ayrı şekilde incelenmesinin yol açtığı iteratif sürecin tasarım maliyetlerini artırarak tasarım takvimlerinin sarkmasına yol açtığı; dahası, optimum tasarıma göre daha ağır ve daha düşük performansa sahip roket motorlarının tasarlanmasına neden olduğu görülmektedir. Bu durumu önlemek ve tasarım sürecini mümkün olduğunca kısaltarak belirli bir kütle için, iç balistik performans ve yapısal dayanım bakımından optimum performansa sahip roket motorlarını tasarlamak amacıyla tez kapsamında her iki analiz disiplininin birbirini döngüsel olarak tamamladığı bağlaşıklık analiz ve çok disiplinli optimizasyon yöntemi kurgulanmıştır.

Tez çalışması, yakıtın yapısal karakterizasyonu, parametrik sonlu elemanlar analiz modelinin oluşturulması, yapısal analiz sonuçlarının değerlendirilmesi, geriye yanma analizleri, iç balistik performans analizleri ve optimizasyon olmak üzere 6 temel bölümden oluşmaktadır.

Katı yakıtın yapısal karakterizasyonunun anlatıldığı bölümde, yapısal analiz modelinde kullanılacak yakıtı ait malzeme özelliklerinin belirlenme yöntemi

anlatılmıştır. Bu kapsamda, yakıt ana eğrisinin oluşturulmasında öneme sahip olan gerilme gevşeme ve sabit hızlı tek eksenli çekme testlerine yer verilmiş ve çalışma kapsamında kullanılan yakıt ana eğrisi hakkında bilgi sunulmuştur. Ayrıca, yapısal analiz modelinde malzeme girdisi olarak kullanılan parametrelerin elde edilmesini sağlayan termo-mekanik analizler ve diferansiyel taramalı kalorimetre testleri hakkında özet bilgi verilmiştir.

Yapısal analiz modeli bölümünde, roket motorunun sonlu elemanlar analiz modeline ait geometrik özellikler, malzeme özellikleri, sınır koşulları ve yüklemeler hakkında bilgi verilmiştir. Çalışma kapsamında hazırlanan yapısal analiz modeli, optimizasyon sürecinde kullanılacağı için, çözüm süresinden tasarruf etmek amacıyla düzlem gerinim varsayımı altında simetri sınır koşulları kullanılarak hazırlanmıştır. Yapısal model üzerinde kurgulanan yüklemeler iki adımda gerçekleştirilmiştir. Şartlandırma adı verilen ilk adımda, roket motoru, gerinimsiz – gerilmesiz sıcaklıktan görev yapması planlanan en düşük sıcaklığa kadar soğutulmuş ve bu süre zarfında oluşan gerinim ve gerilmelerin dağılımı elde edilmiştir. Daha sonra, ateşleme adımı, roket motorunun ateşlenmesi sonucunda oluşan ve iç balistik performans analizleri kapsamında hesaplanan ani basınç artışı değeri basınç – zaman grafiğine sadık kalınarak yakıt yanma yüzeyine uygulanmıştır. Sonlu elemanlar analizlerinde yükleme 2 adımda peşi sıra gerçekleştirildiği için şartlandırma ve ateşleme adımları sonucunda elde edilen gerinim ve gerilme değerleri süperpoze edilmiştir. Şartlandırma analizlerini mümkün olduğunca yüksek doğrulukta gerçekleştirebilmek için katı yakıtın şartlandırma kabini içinde soğuma süresinin ve bu süre zarfında yapısal analiz modelindeki düğüm noktası ve elemanların zamana bağlı sıcaklık dağılımlarının ısı transferi analizleri ile belirlenmesi sağlanmıştır. Isı transferi analizleri sonucunda elde edilen veriler, doğrusal viskoelastik analizlerin şartlandırma adımlarında girdi olarak kullanılmıştır. Yapısal analiz modeli bölümünde ayrıca, doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar modeli literatürdeki analitik çözüm yöntemleri kullanılarak doğrulanmıştır. Son olarak ısı transferi ve doğrusal viskoelastik analiz modelleri optimizasyon sürecinde kullanılabilecek şekilde parametrize edilmiştir. Parametrizasyon işlemi sırasında cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak roket motorunun soğuma süresini öngören bir eşitlik geliştirilerek doğrulanmıştır.

Sonraki bölümde, yapısal analiz sonuçlarının deterministik yaklaşımla değerlendirilme yöntemi anlatılmıştır. Bu yöntem kullanılırken, azaltma çarpanı değerleri ve bu değerlerin belirlenmesi sırasında izlenen yol hakkında kapsamlı bilgi verilmiştir.

Geriye yanma analizleri bölümünde farklı geometriye sahip 2 ve 3 boyutlu tasarımların geriye yanma karakteristikleri hakkında özet bilgi sunularak mevcut analiz yöntemleri karşılaştırılmıştır. Optimizasyon çalışması sırasında çok sayıda geriye yanma analizi gerçekleştirileceği göz önünde bulundurularak tez kapsamında incelenen oluklu kesite sahip katı yakıt geometrisinin geriye yanma analizlerinin analitik yöntem kullanılarak gerçekleştirilmesi kararlaştırılmıştır. Bu kapsamda, oluklu kesite sahip yakıt geometrisi için karşılaşılabilecek bütün tasarım olasılıkları belirlenmiş ve her bir olasılığa ait geriye yanma çözümleri türetilerek doğrulanmıştır.

İç balistik performans analizlerini gerçekleştirmek amacıyla sıfır boyutlu (0B) iç balistik performans çözücü oluşturulmuş ve bu çözücü, literatürdeki deneysel ve analitik çözümler kullanılarak doğrulanmıştır. Bu sayede, L/d oranı (narinlik oranı) 5 ve daha küçük olan sistemler için çok kısa süre içerisinde yüksek doğrulukta çözüm

sunan bir çözücünün optimizasyon sürecinde kullanılması hedeflenmiştir. İç balistik performans çözücünün ihtiyaç duyduğu yanma yüzey alanının ve port hacminin zamanla değişimi gibi bilgiler analitik geriye yanma çözümlerinden elde edilmiştir. İç balistik performans analizleri sonucunda elde edilen basınç zaman grafiği, doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar analizlerinin ikinci adımı olan ateşleme adımına yük bilgisi sağlamak amacıyla kullanılmaktadır. İç balistik performans analizleri sonucunda hesaplanan diğer parametreler sırasıyla, yakıt kütlesi, itki – zaman grafiği, özgül itki ve toplam darbedir.

Son olarak optimizasyon aşamasında Çok Amaçlı Genetik Algoritma tekniği kullanan bir optimizasyon sürücüsünden faydalanılmıştır. Öncelikle iç balistik performans analizleri gerçekleştirilerek yakıt kütlesi, yanma süresi, bu süre boyunca karşılaşılan maksimum basınç, özgül itki, toplam darbe ve ateşleme anında ani basınç artışına denk gelen süre ve bu süreye karşılık gelen basınç değeri çıktı olarak hesaplanmıştır. Bu çıktılarından, kütle minimize edilmeye çalışılırken, özgül itkinin maksimize edilmesi gerektiği bilgisi girilmiştir. Ayrıca yanma süresi, toplam darbe ve yanma süresi boyunca karşılaşılan maksimum basınç değeri için optimizasyon kısıtları uygulanmıştır. Daha sonra, ısı transferi analizleri gerçekleştirilerek sonuç dosyası doğrusal viskoelastik analizlerin şartlandırma adımında girdi olarak okutulmuştur. Ateşleme adımında ise, iç balistik performans analizlerinden elde edilen, ateşleme anında ani basınç artışına denk gelen süre ve bu süreye karşılık gelen basınç değeri ateşleme yükü olarak yakıtın yanma yüzeyine uygulanmıştır. Doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar analizlerinin tamamlanmasının ardından, gerinim ve gerilmenin en yüksek olduğu bölgeler için deterministik yaklaşımdan faydalanılarak zamana bağlı güvenlik toleransı değeri hesaplanmış ve bu değerlerin 0.1'den daha yüksek olması gerektiği bilgisi girilmiştir. Dolayısıyla çalışma kapsamında, oluklu kesite sahip katı yakıt geometrisi için yapısal dayanımdan ödün vermeden mümkün olan en düşük yakıt kütlesine ve en yüksek iç balistik performans değerine sahip olan tasarım kombinasyonları optimizasyon kısıtlarına uygun şekilde belirlenmiştir. Son olarak, optimizasyon aşaması sonucunda farklı kütle değerlerine karşılık gelen olası en yüksek performans değerlerinin seri şekilde analiz edilmesini sağlayan denklemler türetilmiştir.

Çalışma kapsamında, optimizasyon çalışmasından bağımsız olarak oluklu yakıt kesitine ait geometrik parametrelerin yakıt kütlesi, özgül itki, ateşleme anında ani basınç artışına denk gelen süre ve bu süreye karşılık gelen basınç değeri, şartlandırma ve ateşleme adımları sonucunda hesaplanan minimum gerinim güvenlik toleransı değerleri üzerine etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak analiz edilmiştir.

Çalışmadan elde edilen bilgi birikimi ve oluşturulan yöntem, daha hafif ve yüksek performansa sahip savunma sistemleri ile beraber verimli ulusal fırlatma sistemlerinin geliştirilmesine katkı sunarak tasarım sürecini kısaltması hedeflenmiştir.



A MULTIDISCIPLINARY APPROACH IN OPTIMIZATION OF A SOLID ROCKET MOTOR FOR STRUCTURAL STRENGTH AND INTERNAL BALLISTIC PERFORMANCE

SUMMARY

Humans have always desired to explore the universe and this enthusiasm was reached to top at the beginning of the 20th Century. Honorable scientists like Konstantin Tsiolkovsky, Hermann Oberth and Robert Goddard worked intensely on projects that made it possible to travel into universe getting away from the gravitational force of the earth. Since their dreams and aims were beyond the time that they lived in, their studies did not draw much interest that they deserved and Hermann Oberth's doctoral dissertation named as "The Rocket into Planetary Space" was rejected in 1922 claiming that it was "utopian". On the other hand, determined scientists having similar ideas as Oberth, like his student Wernher Von Braun who, was the designer of Saturn V, eventually provided the system that enabled to travel to the moon in 1969. The significance of the studies related to rocket science was realized during World War II and rockets had also been designed for military purposes since those dates. In later years, rockets had also been designed for satellite launching purposes in order to meet the increasing communication demand.

Rocket motors are grouped into three main categories according to their propellant type that they use: which are solid rockets, liquid rockets and hybrid rockets. Solid rocket motors are usually preferred for military duties due to their reliability, low cost and ease of storage.

Design process of solid rocket motors consists of two main disciplines which are internal ballistic performance analysis and structural strength analysis of the propellant. Single discipline analyses of these disciplines lead to iterative design processes which yield increased design costs and extension of the design time. Furthermore, separate analyses of these disciplines result with bulky and heavier rocket motor designs with lower internal ballistic performance relative to an optimum design. In order to prevent this, within the content of this thesis, a coupled analysis strategy is developed and used in order to design and optimize a solid rocket motor with a certain mass.

This research consists of 6 essential topics which are: characterization of the solid propellant, construction of the parametric finite element analysis model, evaluation of the finite element analysis results, burnback analysis, internal ballistic performance analysis and multidisciplinary optimization of the system.

In this thesis, after introducing solid rocket motor components and summarizing literature review in Chapter 1, mechanical properties of solid rocket propellants are explained in Chapters 2 and 3. In Chapter 3, characterization of solid rocket propellants and construction of propellant master curve are presented. Within this scope, test techniques such as stress relaxation and uniaxial tension tests which are used while generating the propellant master curve are further elaborated.

Additionally, information about thermomechanical analyses and differential scanning calorimetry tests which are used to determine the material properties of the propellant are explained in detail.

In Chapter 4, broad information about the finite element model of the solid rocket motor is presented. Geometrical properties, material properties, boundary conditions and load specification is addressed. Within the content of this work, finite element model and analysis have to be updated very frequently due to the optimization process. Therefore, a simplified finite element model was constructed using symmetry boundary conditions under plane strain assumption in order to save time during structural analysis. Two loading steps are constructed in the finite element model which are cool-down and ignition steps. In the cool-down step, solid rocket motor is cooled down from its stress-strain free temperature to its minimum operating temperature using a special refrigerator that is blowing cold air with constant speed. Then, stress and strain distribution of the propellant during the cool down process is recorded. In the ignition step, pressure peak value (corresponding to first sudden rise in the pressure vs time history plot) is derived from internal ballistic performance analysis and is applied to the burning surface of the propellant. Then, additional stress and strain distributions resulting from the ignition step in addition to the cool-down step are superposed and finally stress and strain results obtained from cool-down and ignition loads are transferred to an in house code for margin of safety calculation. Meanwhile, in order to analyze the cool-down process of viscoelastic solid propellant with high accuracy, one needs to determine the temperature distribution as a function of cool-down time. Temperature distribution of the propellant during this process is determined by performing heat transfer analysis. Then, the temperature distribution is used as an input data for the cool-down step of viscoelastic finite element analysis. On the other hand, in order to predict the cool-down time of the propellant without any iterations a surrogate analytical equation is developed and validated by using the response surface method. This step also enables parametrization of the finite element analysis models. This step also enables the parametrization of finite element analysis model. Finally, the finite element model is validated for simple tubular geometry using the analytical solutions.

Evaluation of the finite element analysis results using deterministic approach is explained in Chapter 5. The methodology taken into account during the determination of knock-down factors is also explained in this section.

After the parametric finite element model is generated, an efficient approach to achieve the burnback analysis is established. Considering the fact that the optimization iterations require numerous burnback analyses, an analytical burnback solution method is developed as the most efficient method for this problem. In order to obtain burnback solutions of slotted grains, first, all of the possible design scenarios are investigated and 12 burnback patterns are determined. Analytical equations for each of the burnback patterns are formulated and then validated in Chapter 6.

In Chapter 7, a zero dimensional (0D) internal ballistic performance solver is implemented and validated. This solver provides satisfactory results for solid rocket motor designs with aspect ratio (Length/Diameter) of 5 as maximum. Geometric variation of burning surface and port volume with respect to web thickness is generated and transferred to zero dimensional internal ballistic solver. The implemented internal ballistic solver is validated using analytical and experimental

results found in the literature. Outputs of the internal ballistic solver are, mass of the propellant, pressure vs time and thrust vs time history plots, specific impulse and total impulse. From this output, pressure vs time history data is utilized as load data for ignition step of the viscoelastic finite element model.

In Chapter 8, effects of sectional geometric parameters of slotted grain on mass of the propellant, specific impulse, pressure load corresponding to first sudden increase in the pressure vs time history and the time which corresponds to that pressure, strain margin of safety values calculated for the end of cool-down and the ignition steps are analyzed using response surface method.

In Chapter 9, multidisciplinary optimization process is integrated to the above framework by employing Multi Objective Genetic Algorithm (MOGA). In the optimization iterations, first, internal ballistic performance analyses are accomplished and mass of the propellant, pressure vs time history, specific impulse and total impulse are determined. The parametric heat transfer analysis provides temperature distribution as a function of time for viscoelastic structural analysis. Both of these loads are applied to the propellant in separate steps. After receiving structural results, highest strain and stress values are fed to an in house code to calculate the structural margin of safety values with respect to time using a deterministic approach. The multi-objectives of the optimization problem are to minimize the mass of the propellant while maximizing the specific impulse. As structural constraints, the optimum design is required to satisfy a margin of safety value greater than 0.1 for both stress and strain criteria. As a further study, formulations representing the approximate maximum specific and total impulse values in terms of a certain propellant mass are derived from the pareto-optimal chart.

The goal of this thesis is to develop a methodology to enable and enhance the design of optimum missile systems and launching systems with improved multidisciplinary performance and strength criteria. This approach can contribute significantly to industrial missile development projects by providing sought-after design alternatives in an efficient and affordable way to serve the demands of defence industry.



1. GİRİŞ

1.1 Tezin Amacı

Katı yakıtlı roket motorlarının tasarım süreci, temel olarak iç balistik performans ve yakıt yapısal analizleri olmak üzere iki farklı analiz disiplinini barındırmaktadır. Bu süreçte, genellikle iç balistik performans ve yapısal dayanım analizleri birbirinden bağımsız olarak sürdürülür. Böylece tasarım süreci, iç balistik performans ve yapısal analiz hesaplamalarının birçok kez tekrarlandığı iteratif bir prosese dönüşür. Artan iterasyon sayıları, tasarım maliyetlerinde artışa, tasarım takvimlerinde ise sarkmalara neden olduğu için günümüzde halen kısıtlı sayıda iterasyon ile elde edilebilen; ancak, hedeflenen optimum tasarıma kıyasla daha ağır ve daha düşük iç balistik performansa sahip roket motorları tasarlanmaktadır.

Tez kapsamında, bir kütle kısıtı için mümkün olan en yüksek performansı, yapısal dayanımdan ödün vermeden sağlayan; oluklu geometriye sahip katı yakıtlı roket motorunun kısa süre içerisinde tasarlanması hedeflenmiştir.

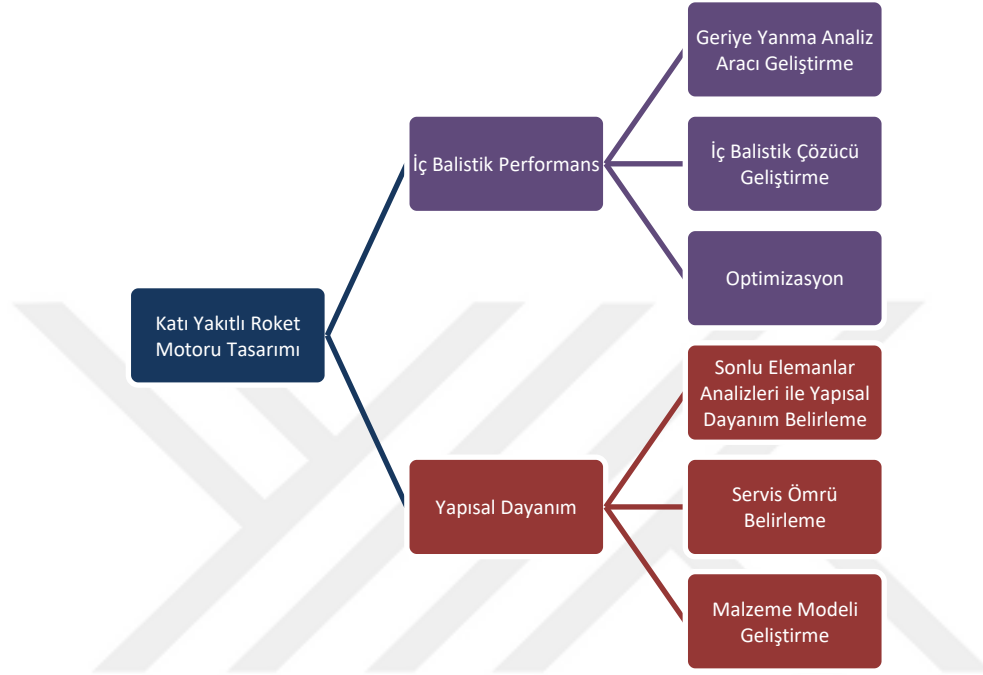
Özetle, hazırlanan tezin; geliştirilen bağlaşıklık analiz yöntemi ve analitik geriye yanma çözümlerini kullanarak, katı yakıtlı roket motoru tasarım sürecini ve maliyetini düşürmesi; daha hafif ve daha yüksek performansa sahip (optimum) katı yakıtlı savunma sistemlerinin geliştirilmesine rehberlik etmesi; ulusal fırlatma sistemlerinde kullanılacak katı yakıtlı roket motorlarının verimlerinin arttırılmasına katkıda bulunması; benzer alanda akademik çalışmalar yapan kurum ve kişilere yol gösterici niteliği taşıması amaçlanmıştır.

1.2 Literatür Araştırması

Katı yakıtlı roket motorları, güvenilirlik, düşük üretim maliyeti, depolama ve nakliye kolaylığı gibi birçok avantaja sahiptirler. Bu sebeple, 1960'lı yıllardan beri farklı askeri sistemlerde katı yakıtlı roket motorlarının kullanımı tercih edilmektedir. Yoğun şekilde kullanılan bu teknolojinin iyileştirilerek daha verimli hale getirilmesi

amacıyla 1960'lı yılların sonu itibariyle, katı yakıtlı roket motorlarının optimizasyon çalışmaları önem kazanmıştır.

Katı yakıtlı roket motoru teknolojisi üzerinde gerçekleştirilen araştırmalar, kimyasal yakıt üretim süreci hariç tutulmak kaydıyla, iç balistik performans ve yapısal dayanım analizleri olmak üzere iki ana disipline ayrılabilir (Şekil 1.1).



Şekil 1.1 : Katı Yakıtlı Roket Motor Tasarımı Üzerine Yürütülen Literatür Araştırmalarının Gruplandırılması.

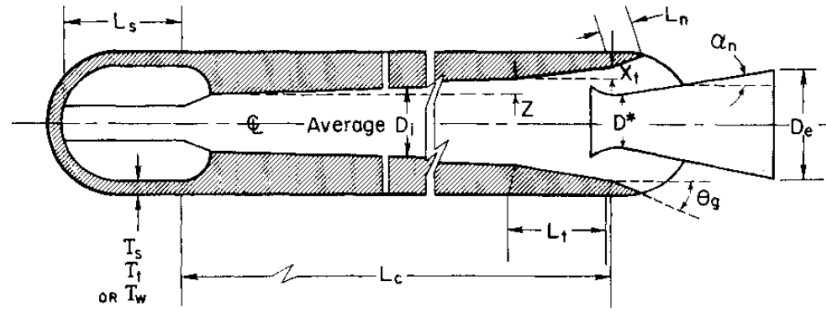
Araştırmalar, iç balistik performans disiplinde geriye yanma, iç balistik performans çözücü geliştirme ve optimizasyon üzerine odaklanmıştır.

1968 yılında, Billheimer, tarafından katı yakıtlı roket motoru tasarımı sürecinde otomasyona geçmenin önemi ilk kez vurgulanmıştır [1].

1967'de, Peterson ve ekibi, 3 boyutlu geometrilerin geriye yanma analizlerini analitik olarak gerçekleştirebilen bir bilgisayar programı hazırlamışlardır [2]. Bu program, 3 boyutlu yakıt geometrisini silindir, koni, küre ve üçgen prizma gibi 4 temel geometriyi kullanarak modellemekte ve karmaşık olmayan 3 boyutlu geometriler için geriye yanma analizlerini gerçekleştirebilmektedir [2].

Woltosz, 1977 yılında, tamamlamış olduğu yüksek lisans çalışmasında, toplam darbenin motor ağırlığına oranını optimize etmek amacıyla, örüntü arama (İng. pattern search) tekniğinden faydalanmıştır [3]. Çalışma kapsamında, Woltosz, toplam

darbenin motor ağırlığına oranını maksimize etmede kullanılabilecek kritik önemde 5 farklı tasarım boyutu öne sürmüştür [3]. Sforzini, 1980 yılında, katı yakıtlı roket motoru tasarımına yön veren Şekil 1.2’de gösterilen 15 parametreyi değiştirerek iyileştirmek için Woltosz’un [3] kullandığı örüntü arama tekniğini tercih etmiştir [4]. Bu amaçla Sforzini, SRMDOP isminde katı yakıtlı roket motoru tasarım ve optimizasyonu için kullanılan bir çözücü geliştirmiştir [4]. Optimizasyon çalışması kapsamında, yakıtın geriye yanma analizleri, analitik ifadeler kullanılarak hesaplanmıştır [4]. Ayrıca, Sforzini, detayları [5] numaralı referansta sunulan basitleştirilmiş balistik çözücüyü kullanarak iç balistik performans analizlerini gerçekleştirmiş ve arzu edilen itki – zaman profilini sağlayan parametre değerlerini elde etmiştir [4].



Şekil 1.2 : Sforzini'nin Çalışmasında Kullandığı 15 Parametre [4].

Ricciardi, 1992 yılında, yıldız tipi kesite sahip farklı konfigürasyonlardaki yakıtların geriye yanma analizlerini gerçekleştiren bir program oluşturmuştur [6]. Bu program içerisinde, çalışma kapsamında elde edilen analitik formüller kullanılmış ve türetilen sonuçlarla, iç balistik performans analiz programlarına doğrudan girdi sağlanmıştır [6]. Geriye yanma analizlerinde analitik yöntemin tercih edilmesi sayesinde, oluşturulan programın kısa sürede çözüm sağlayarak optimizasyon sürecinde de kullanılabileceği vurgulanmıştır [6].

Clegern, 1993 yılında, katı yakıtlı motorların tasarım ve optimizasyon işleminde kullanılması amacıyla, kullanıcı dostu arayüze sahip bir program geliştirmiştir [7]. Bu programın geliştirilme amacı: Tasarımcıların, istenilen iç balistik performans değerine sahip, mümkün olan en düşük kütleli katı yakıtlı roket motorunu geliştirirken en iyi başlangıç değer parametrelerini seçebilmelerini sağlamaktır [7].

Anderson ve ekibi, 2001 yılında, bir füze sistemine ait katı yakıtlı roket motorunu genetik algoritma yöntemi kullanarak tasarlamışlardır [8]. Çalışma kapsamında,

maksimum menzil, minimum kalkış ağırlığı ve minimum g (yerçekimi ivmesi) yükü gibi birden fazla kriterin sağlanması hedeflenerek genetik algoritma metodunun disiplinlerarası çalışmalardaki kullanılabilirliği test edilmiştir [8].

2003 yılında, Hartfield ve ekibi, farklı silindirik kesit geometrilerine sahip yakıt geometrileri için geriye yanma analizlerinde kullanılmak üzere analitik eşitlikleri elde ederek derlemiştir [9]. Çalışma kapsamında, bu tür analitik yöntemlerin özellikle optimizasyon çalışmalarında süreden tasarruf sağlamada sunduğu avantaja dikkat çekilmiştir [9].

2004 yılında Toker, doktora tez çalışması kapsamında, Hızlı İlerleme Metodu (İng. Fast Marching Method) yardımıyla 3 boyutlu geometriler için geriye yanma çözümlemesi gerçekleştirmiştir [10]. Bu yöntemde, yakıt – yanmış gaz ara yüzünün tek yönde hareket etme özelliğinden faydalanılarak 3 boyutlu çözüm ağı üzerinde Eikonal tipi denklemler çözülmektedir [10]. Çalışma kapsamında, geriye yanma analiz sonuçları, roket motoru ateşleme verileri kullanılarak doğrulanmıştır [10]. Aynı sene, Püskülcü, yüksek lisans tez çalışması kapsamında, 2 ve 3 boyutlu yakıt geometrileri için geriye yanma analiz çözümlemelerini gerçekleştirmiştir [11]. Analizlerin doğrulanması amacıyla TÜBİTAK SAGE tesislerinde çeşitli ateşleme testleri yapılmış ve çalışmada elde edilen analiz sonuçları test sonuçlarıyla doğrulanmıştır [11].

Nisar ve Guozhu, 2008 yılında yayınladıkları iki farklı çalışmada, vagon tekeri ve silindir – yüzgeç (İng. finocyl) tipi geometriler için hibrid optimizasyon yöntemlerini kullanarak optimizasyon çalışması yürütmüşlerdir [12, 13]. [13] numaralı referansla belirtilen çalışmada, silindir – yüzgeç tipi 3 boyutlu geometriyi modellemek amacıyla 17 parametre kullanmışlardır. Geriye yanma analizlerini analitik formüller kullanarak gerçekleştirmiş, iç balistik performans analizlerini de toplu parametre yöntemi (İng. lumped parameter method) kullanarak tamamlamışlardır [13]. Çalışmada, tasarım kısıtlarına sadık kalınarak yakıt kütlesi minimize edilmiştir [13]. Cavallini, aynı yıl hazırladığı doktora tez çalışmasında, 3 boyutlu karmaşık geometriye sahip katı yakıtlı roket motorlarının geriye yanma ve iç balistik performans analizlerini çözmede kullanılan programlar geliştirmiştir [14]. Geriye yanma analizlerini, GREG isimli, sayısal yöntemleri kullanarak çözüm yapan kendi geliştirdiği program yardımıyla tamamlamış, iç balistik performans analizlerini ise

SPINBALL isimli, sanki 1 boyutlu süreksiz sayısal simülasyon modeli kullanarak gerçekleştirmiştir [14].

2010 yılında, Açık, yüksek lisans tez çalışması kapsamında, yakıt kesit geometrisi ve lüle geometrisini değiştirerek gereksinim duyulan itki zaman grafiğini elde etmeyi sağlayan bir optimizasyon aracı oluşturmuştur [15]. Böylece kısa süre içerisinde iç balistik performans bakımından optimum parametrelerin belirlenmesine ve dolayısıyla tasarım çevriminin kısılmasına katkı sağlamıştır [15]. Açık, çalışmasında iç balistik performans analizlerini gerçekleştirebilmek için sıfır boyutlu (0B) iç balistik çözücü ve lüle kısmı için de kararlı 1 boyutlu izantropik çözücü geliştirmiş ve doğrulamıştır [15]. Optimizasyon çalışması kapsamında kompleks metot tercih edilmiştir [15]. Aynı sene, Kamran ve Guozhu, 3 boyutlu radyal oluklu yakıt geometrisinin tasarımı ve genetik algoritma yöntemiyle optimizasyonu üzerine araştırma yürütmüşlerdir [16]. Çalışma kapsamında gerçekleştirilen geriye yanma analizlerinde teknik resim yöntemleri (İng. drafting), ticari CAD yazılımı aracılığıyla tamamlanmıştır [16]. Ayrıca iç balistik performans hesapları toplu parametre yöntemi (İng. lumped parameter method) kullanılarak yapılmıştır [16].

Sheikholeslam ve beraberindekiler, 2011 yılında, tüp kesite sahip katı yakıtlı roket motorlarında erozif (aşındırıcı) yanmanın başladığı narinlik oranını (L/d) tespit etmek amacıyla deneysel çalışmalar yürütmüşlerdir [17].

Kamran ve Guozhu 2012 senesinde yayınladıkları çalışmalarında, katı yakıtlı bir roket motorunu CAD ticari yazılımı ile modelledikten sonra yakıt kütlesini minimize etmek için genetik algoritma tabanlı bir teknikten faydalanmışlardır [18]. Aynı yıl, Yücel, yüksek lisans tez çalışması kapsamında, 3 boyutlu katı yakıtlı roket motoru için gereksinim duyulan itki zaman grafiğini elde etmeyi sağlayan bir optimizasyon aracı geliştirmiştir [19]. Çalışma kapsamında, 3 boyutlu geriye yanma analizleri analitik yöntemler kullanılarak çözümlenmiştir [19]. Böylece optimizasyon aşamasında çok sayıda farklı tasarımın iç balistik performans bakımından seri şekilde analiz edilmesi sağlanmıştır [19]. Yücel, çalışmasında iç balistik performans analizlerini gerçekleştirirken, Açık tarafından geliştirilen 0 boyutlu iç balistik çözücü ve lüle kısmı için de kararlı 1 boyutlu izantropik çözücünden faydalanmıştır [19]. Çalışmanın optimizasyon aşamasında, genetik algoritma yönteminden faydalanılmıştır [19]. Johannson, aynı yıl hazırladığı yüksek lisans tez çalışmasında, katı yakıtlı roket motorlarının geriye yanma analizlerini sayısal yöntemlerle

gerçekleştirmiş ve oluşturduğu iç balistik çözücü yardımıyla analiz ettiği geometrilerin itki zaman profilini elde etmiştir [20]. Buna ek olarak, istenilen itki zaman profilini sağlayan geometrik parametreleri elde etmek için dolaysız arama yöntemini kullanarak optimizasyon çalışmasını tamamlamıştır [20]. Ayrıca hazırlanan geriye yanma ve optimizasyon algoritmaları, çalışma kapsamında doğrulamıştır [20].

2013 yılında, Rousseau ve ekibi, sistem tanımlama adımından başlayarak, iç balistik performans bakımından görev gereksinimlerine uygun katı yakıtlı roket motoru tasarımını oluşturmada büyük kolaylık sağlayan bir aracı, Matlab ortamında geliştirmişlerdir [21]. Hazırlanan bu araç yardımıyla, hem ön tasarım hem de detay tasarım aşamasında kullanılabilecek doğrulukta sonuçlar sunulmaktadır [21].

2014 yılında, Ata, yüksek lisans tez çalışması kapsamında, basit geometriler haricinde bütün kompleks geometri türlerinde de kullanılabilen, 3 boyutlu sayısal geriye yanma çözücüsü geliştirmiş ve sonuçları doğrulamıştır [22]. Yeni geliştirilen bu çözücünün diğer sayısal çözüm yöntemlerine göre doğruluktan ödün vermeksizin çok daha hızlı çözüm sağladığı kanıtlanmıştır [22]. Dolayısıyla 3 boyutlu karmaşık geometrilerin iç balistik performans bakımından optimizasyonunda, çalışma kapsamında geliştirilen çözücü, sağladığı kısa çözüm süresi ve yüksek doğruluk oranı göz önünde bulundurularak tercih edilebilir [22]. Aynı yıl, Stalin ve ekibi, yıldız kesitli 3 boyutlu katı yakıtlı roket motorlarının geriye yanma ve iç balistik performans analizlerini yürüttükleri bir çalışma yayınlamışlardır [23]. Çalışmada, geriye yanma analizleri analitik formüller kullanılarak Matlab ticari yazılımında hazırlanan çözücü yardımıyla gerçekleştirilmiş ve hazırlanan programdan elde edilen sonuçlar CATIA teknik çizim programından elde edilen sonuçlarla karşılaştırılarak doğrulanmıştır [23]. İç balistik performans çözümünü ise eşdeğer basınç yöntemini kullanarak tamamlamışlardır [23].

Shekhar, 2015 yılında, Saint Robert Yasası'ndaki yanma hızı basınç katsayısının tüp kesite sahip katı yakıtlı roket motorunun basınç – zaman grafiği üzerindeki etkisini incelemiştir [24].

2017 yılında, Zeping ve beraberindekiler, katı yakıtlı roket motorların arzu edilen iç balistik performans gereksinimlerine pratik şekilde ulaşmasını sağlayan bir verimli bir yöntem geliştirmişlerdir [25].

Katı yakıtlı roket motoru teknolojisi üzerine yürütülen çalışmaların bir diğer kolu olan yapısal dayanım ile ilgili başlıca araştırmalar ise sonlu elemanlar analizleri ile yapısal dayanım inceleme, servis ömrü belirleme ve malzeme modeli geliştirme şeklinde gruplandırılabilir. Askeri amaçla üretilen katı yakıta sahip roket motorları için yapısal bakımdan önem teşkil eden konulardan biri de motorların raf ömrüdür. Raf ömrü dolan roket motorlarının ateşlenmesi, ateşleme anında patlama ve benzeri problemlere yol açacağından, tasarlanan roket motorlarının raf ömürlerinin titizlikle saptanması büyük önem arz etmektedir. Literatürde, roket motorlarının servis ömürlerinin belirlenmesi üzerine sonlu elemanlar yöntemini de içeren çalışmalar bulunmaktadır.

Chappell ve Jensen 1967 yılında, Monte Carlo yöntemini kullanarak roket motoru sistemlerinin başarısızlığa uğrama olasılığı üzerine araştırma yürütmüşlerdir [26]. Çalışmada, düzlem gerinim yaklaşımı altında sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır [26]. Roket motoru başarısızlık tahminlerinde birikmiş hasar yöntemi kullanılmış; birikmiş hasar parametreleri ve güvenlik toleransı değerleri roket motoru yaşına göre ekstrapolasyonla hesaplanmıştır [26].

Thrasher 1981 yılında yayınladığı çalışmasında, dumanı azaltılmış Maverick roket motorunun servis ömrünü hesaplamıştır [27]. Çalışma kapsamında, yaşlanmanın kimyasal ve mekanik etkilerini analize dâhil edebilmek amacıyla laboratuvar ortamında hızlandırılmış yaşlandırma testleri yürütülmüştür [27]. Daha sonra, doğrusal viskoelastik malzeme modeli kullanılarak ve düzlem gerilme, eksenel simetrik modelleme gibi farklı yaklaşımlarla oluşturulan sonlu elemanlar modelleri, ısı yükleri ve basınç yükleri altında analiz edilerek roket motorunun servis ömrü öngörülmüştür [27].

Heller 1979 – 1996 yılları arasında tamamladığı çalışmalarda, roket motoru raf ömrü üzerine kapsamlı araştırmalar yürütmüştür [28 – 31]. Bu çalışmalardan 1979 yılında yayınlanan araştırmada; yakıt, elastik malzemeden modellenmiş ve yıl boyu değişim gösteren çevresel sıcaklığı matematiksel olarak tanımlayabilecek bir model öne sürülmüştür [28]. Bu modelde, sıcaklığın değişimi mevsimsel ve günlük çevrimlerin normal dağılımlarıyla tanımlanmıştır [28]. Daha sonra, oluşturulan matematiksel sıcaklık döngü modeli kullanılarak roket motorunun 1 yıllık ısı yük çevrimi altında başarısızlığa uğrama olasılığı, sistemin günlük ısı çevrimlerindeki başarısızlığa uğrama olasılıkları toplanarak hesaplanmıştır [28]. 1983 yılında Heller, Singh ile

birlikte yürüttüğü araştırmasında, malzeme modelini doğrusal viskoelastik malzeme olarak güncellemiş ve kimyasal yaşlanma ile birlikte gerilmeye bağlı birikmiş hasar parametrelerini hesaba katmıştır [29]. Bahsi geçen çalışmada, düzlem gerinim varsayımı altında oluşturulan sonlu elemanlar modeli kullanılarak ısı yüklerinin 10 yıldan daha uzun bir sürede yarattığı etki incelenmiştir [29]. 1989 yılında yayınladıkları çalışmalarında, Zibdeh ve Heller, servis ömrü hesapları için bu kez “First Passage Method” adında yeni bir yöntem kullanmışlardır [30]. 1994 yılında Jahanreh, Heller ve Thangjitham tarafından yayınlanan çalışmada, roket motorlarının servis ömürlerini belirlemede kullanılan bir indeks geliştirilmiştir [31]. Aynı çalışmada, Monte Carlo simülasyon yöntemi yerine FOSM (First-Order Second-Moment) güvenilirlik yöntemi kullanılmıştır [31].

Margetson ve Wong, 1996 yılında yayınlanan çalışmalarında, katı yakıtlı roket motorlarının raf ömrü öngörüsü için bir metodoloji geliştirmişlerdir [32]. Çalışmada, deterministik ve olasılıksal yaklaşımlar, gerinim ve gerilme gibi farklı başarısızlık kriterleri bazında karşılaştırılmıştır [32]. Collingwood, Clark ve Becker, aynı yıl yayınladıkları olasılıksal servis ömrü tanımlama ile ilgili çalışmalarında, doğrusal olmayan viskoelastik malzeme modeli ve katı yakıtlı roket motorundaki hasar ve hacim değişimini (İng. dilatation) modellemek için farklı analiz modelleri kullanmışlardır [33].

Özüpek, 1997 yılında tamamladığı doktora tez çalışmasında, yüksek oranda uzama kapasitesine sahip viskoelastik katı yakıtlar için malzeme modeli geliştirmiştir [34].

2002 yılında, Akpan ve Wong, katı yakıtlı roket motorlarının anlık raf ömürlerini belirlemek amacıyla birinci derece güvenilirlik (İng. First Order Reliability Method) ve Monte Carlo simülasyonu yöntemlerini kullanmıştır [35]. Akpan ve ekibi tarafından 2003 yılında yayınlanan çalışmada ise ikinci mertebeden güvenilirlik yöntemleri kullanılarak farklı bölgelerde depolanan motorlar değerlendirilmiştir [36].

2004 yılında Chyuan, katı yakıtlı roket motorlarının zamana bağlı değişkenlik gösteren ısı yüklemesi altındaki başarısızlık modlarını incelemiştir [37]. Çalışma sonucunda, zamana bağlı değişkenlik gösteren ısı yüklemesinin, katı yakıtın yapısal bütünlüğü üzerinde oldukça etkili olduğu ve bu nedenle ihmal edilmemesi gerektiği anlaşılmıştır [37].

Marotta ve ekibi, 2005 yılında, olasılıksal analizlerin, taktik füzelerin güvenilirliğini belirlemedeki rolü üzerinde çalışmıştır [38]. Çalışmada, yapısal sağlamlık izleme sistemlerinin (İng. Health Monitoring Systems) roket motorları ile bütünleştirilerek buradan elde edilen verilerin istatistiksel mühendislik yöntemleri yardımıyla analizinden bahsedilmiştir [38].

Milos, 2007’de yayınlanan çalışmasında, yıldız şekilli yakıt çekirdeği geometrisine ait parametreleri değiştirerek, yakıt üzerinde oluşan gerilme ve gerinim değerlerini minimize ettikten sonra hedeflenen iç balistik performans değerlerinin sağlandığını teyid etmiştir. [39].

Hasanoğlu, 2008 yılında hazırladığı yüksek lisans tez çalışması kapsamında, 3 boyutlu sonlu elemanlar modelleri ve birikmiş hasar yöntemleri kullanarak, katı yakıtlı roket motorunun çevresel depolama yükleri altındaki güvenilirliğini analiz etmiştir [40].

Kuran ve beraberindekiler, 2010 yılında, titreşim yüklerinin roket motorları üzerindeki etkilerini incelemişlerdir [41]. Çalışmada, farklı taşıma senaryoları için analizlerde kullanılacak yükler, cevap yüzeyi yöntemi yardımıyla elde edilmiş ve birikmiş hasar yöntemi ile hasar analizi gerçekleştirilmiştir [41].

Ho, 2010 senesinde, katı yakıtlı roket motorlarının yapısal bütünlük analizlerinden yola çıkarak servis ömürlerini belirleme yöntemleriyle ilgili elde ettiği detaylı bilgileri, geçmiş araştırma ve tecrübelerinden derlediği [42] numaralı referansta birleştirmiştir.

Yıldırım ve Özüpek, 2011 yılında yayınlanan çalışmalarında, sonlu elemanlar yöntemini kullanarak katı yakıtlı bir roket motorunun yapısal analizini gerçekleştirmiş ve katı yakıttaki yaşlanmanın analiz sonuçlarına etkilerini incelemişlerdir [43]. Çalışma kapsamında, yükleme, depolama ve ateşleme anlarında motorda oluşan gerilme ve gerinim değerleri elde edilmiştir. Analizler, yaşlanmış ve yaşlanmamış yakıtlar için tekrar edilmiş olup, sonuçlar, motorun servis ömrünün belirlenmesinde kullanılmıştır [43]. Aynı sene, Gligorijevic ve ekibi tarafından yayınlanan çalışmada, motor gövdesine yapışık olarak üretilmiş katı yakıt için yapısal analiz prosedürü önerilmiştir. Araştırmada, kimyasal yaşlanma etkileri hesaba katılırken, doğal yaşlanmış numunelerden elde edilen verilerden faydalanılmıştır [44]. Yakıtta biriken hasar, birikmiş hasar yöntemleri ile

incelenmiştir. Çalışma kapsamında, elde edilen sonuçlar gerçek test verileri ile karşılaştırılarak doğrulanmıştır [44].

2012 yılında Yılmaz, yüksek lisans tez çalışması kapsamında, katı yakıtlı bir roket motorunun rastlantısal çevresel sıcaklık ve taşıma yükleri altında servis ömrünü belirlemek amacıyla bir çalışma yürütmüştür [45]. Çalışmada, sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak lineer viskoelastik analizler, gerçekleştirilmiştir [45]. Yakıtın yapısal dayanım kapasitesinde görülecek azalmalar, birikmiş hasar parametreleri yöntemiyle hesaplanmış; ayrıca yaşlanma etkileri de hesaba katılmıştır [45].

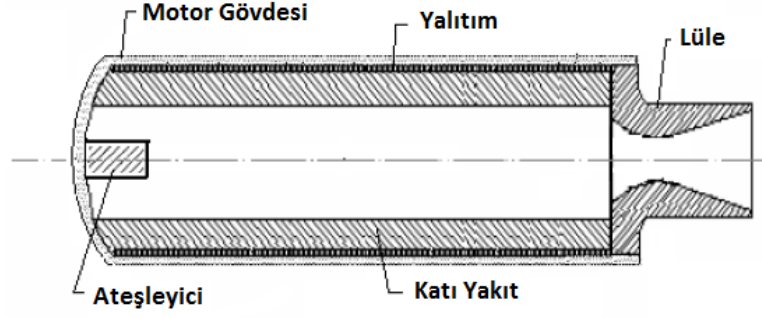
2016 yılında, Shabana ve beraberindekiler, küresel geometriye sahip katı yakıtlı bir roket motoru tasarlayarak motor gövdesini yapısal açıdan optimize etmişlerdir [46].

1.3 Tezin Literatüre Katkıları

Görüldüğü üzere, literatür araştırması kapsamında incelenen hiçbir çalışmada iç balistik performans analizi ve yapısal dayanım analizlerinin optimizasyonu birlikte gerçekleştirilmemiştir. Bu bakımdan, hazırlanan tez, iç balistik performans ve yapısal dayanım analizlerini birbirleriyle etkileşimli biçimde optimize etme bakımından ilk olma özelliğine sahiptir. Buna ek olarak, oluklu kesit geometri tasarım olasılıkları belirlenerek her bir olasılık için baştan sona artık yakıt fazları da dâhil olmak üzere geriye yanma analizlerini gerçekleştiren analitik ifadeler elde edilerek literatüre kazandırılmış ve analitik çözümler geometrik çözümler yardımıyla doğrulanmıştır. Son olarak geometrik kesit parametrelerinin hem yapısal dayanım güvenlik toleransı üzerine etkileri hem de iç balistik performans üzerine etkileri her iki disiplinin döngüsel bakımdan birleştirilmesiyle ilk kez çalışma kapsamında incelenmiştir.

1.4 Katı Yakıtlı Roket Motorları Hakkında Genel Bilgiler

Katı yakıtlı roket motorları; motor gövdesi, yalıtım, ateşleyici, lüle ve katı yakıt olmak üzere 5 ana bölümden oluşmaktadır. Bu bölümler, Şekil 1.3 üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 1.3 : Basit bir Katı Yakıtlı Roket Motoru Kesiti [15].

1.4.1 Motor gövdesi

Yalıtım, ateşleyici ve katı yakıtın güvenli biçimde muhafaza edilmesini sağlayan motor gövdesinin; uçuş boyunca oluşabilecek manevra yükleri ile birlikte, yanma odasında oluşan basınç ve ısı yüklerine belirli bir güvenlik toleransı içerisinde dayanması gerekmektedir. Füzenin yapısal bütünlüğünü koruyarak görevini kusursuz şekilde yerine getirmesinde önemli rol oynayan motor gövdesinin; mümkün olduğunca yüksek mukavemet, düşük yoğunluk ve maliyete sahip malzemelerden üretilmesi istenir. Motor gövdeleri genellikle yüksek mukavemete sahip metal alaşımlarından ya da kompozit malzemelerden üretilmektedir [15, 22, 45].

1.4.2 Yalıtım

Yalıtım, motor gövdesini yanma odasında oluşan yaklaşık 3000 K civarındaki yüksek sıcaklıktan korumak amacıyla kullanılan, motor gövdesi ve yakıt arasında bulunan, düşük ısı iletkenliğe sahip, genellikle güçlendirilmiş EPDM'den (Ethylene Propylene Diene Monomer) elde edilen izolasyon malzemesidir. Motor gövdesini yüksek sıcaklıktan korumanın yanı sıra, yalıtım; yanma yüzeyi olarak görev yapması istenmeyen bazı katı yakıt yüzeylerinin izole edilmesi için kullanılır. Ayrıca yalıtım, filament sargı yöntemiyle üretilen motor gövdelerinden kaynaklanabilecek olası sızıntıların önüne geçmek amacıyla kullanılmaktadır [15, 22, 45].

1.4.3 Ateşleyici

Yanma prosesi için gerekli olan enerjiyi katı yakıt yüzeyine aktarmak için ateşleyici kullanılır. Ateşleyici, mekanik, elektriksel veya kimyasal girdiyi ısı enerjisi çıkartısına dönüştürerek enerjinin serbest kalmasını ve yanma tepkimesinin başlamasını sağlar. Katı yakıtlı roket motorlarının ateşlenmesinde genellikle piroteknik malzemeler kullanılır [15, 22, 45].

1.4.4 Lüle

Lüle, roket motoru performansını belirleyen en önemli bölümlerden biridir. Roket lülesinin temel görevi, kimyasal tepkime sonucunda elde edilen enerjinin kinetik enerjiye dönüştürülmesini sağlamaktır. Katı yakıtın yanması sonucunda elde edilen yüksek basınç ve sıcaklığa sahip gazların yakınsak – ıraksak lüleden geçirilerek hızlandırılmasıyla itki elde edilir. Roket lüleleri hem yüksek sıcaklığa hem de yanma sonucunda açığa çıkan gazların aşındırıcı etkilerine dayanmak durumundadır. Özellikle lülenin boğaz kısmı, aşındırıcı gazlardan en çok etkilenen bölgedir. Bu nedenle roket lülesi tasarımında, lüle boğazında aşınmaya karşı son derece dirençli malzemeler olan grafit, refrakter metal (tuğlamsı metal) gibi malzemeler kullanılır [15, 22, 45].

1.4.5 Katı yakıt

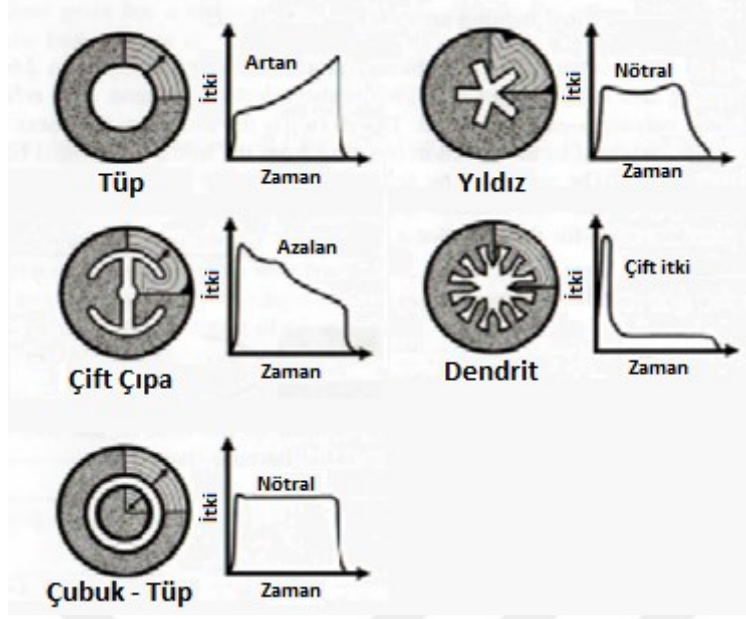
Katı yakıt, füze sisteminin görevini yerine getirmesine yetecek miktardaki itkiyi ve uygun itki profilini elde etmesini sağlayan kimyasal bileşimdir. Katı yakıt tasarımı yapılırken, öncelikle görev türü ile uyumlu bir yakıt malzemesi seçilir, daha sonra; gerekli itme kuvvetini ve itki profilini sağlayan; öte yandan yeterince yüksek mukavemete sahip yakıt çekirdeği geometrisi tasarlanır. Disiplinler arası tasarıma iyi bir örnek teşkil eden yakıt çekirdeği tasarımı, iç balistik performans ve mukavemet disiplinlerinin bir arada çalışılmasıyla tamamlanabilir.

Roket motorlarında kullanılan katı yakıtlar, kartuşlu veya gövde cidarına yapışık olmak üzere iki sınıfa ayrılır [47]. Kartuşlu yakıtlarda, harici olarak bağımsız biçimde üretilen katı yakıt kartuşları, gövde içerisine yerleştirilir. Gövde cidarına yapışık katı yakıtların üretimi sırasında ise; yakıt, motor gövdesinin içerisine dökülür ve burada şekillendirilir. Özetle, gövde cidarına yapışık katı yakıtlar üretilirken, motor gövdesi dış kalıp görevi görür.

Kartuşlu yakıtların en önemli avantajı, raf ömrü dolan roket motorlarına ait katı yakıt kartuşlarının yeni kartuşlarla değiştirilerek mühimmatın tekrar kullanıma elverişli hale getirilebilmesidir. Ancak kartuşlu yakıtlar genellikle küçük ölçekli taktik füze sistemlerinde kullanılırlar ve gövde cidarına yapışık yakıtlara göre daha düşük performansa sahiptirler. Bu sebeple, birçok büyük ölçekli füze sisteminde daha performanslı olan gövde cidarına yapışık katı yakıtlar kullanılır [48].

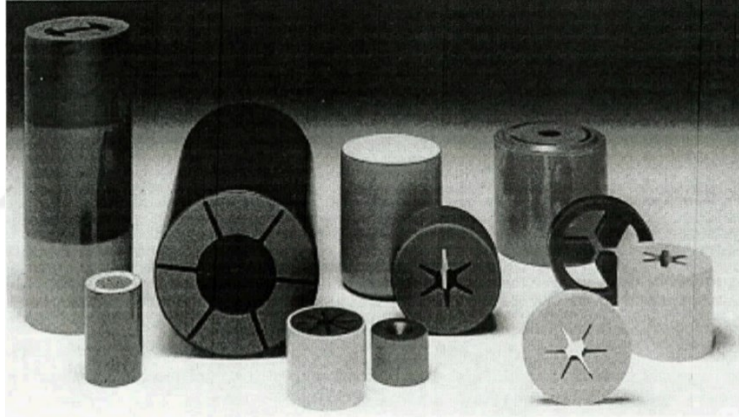
Şekil 1.4’de sunulan basınç – zaman profillerini elde etmek amacıyla farklı türde katı yakıt geometrileri tasarlanmaktadır. Bazı geometrilerde istenilen profil sabit kesit geometrisiyle (yakıtın üçüncü boyutunda herhangi bir değişiklik yapılmadan) elde edilirken, bazı tasarımlarda da değişken kesit geometrisi tercih edilir. Kesit geometrisinin sabit olduğu tasarımlar 2 boyutlu geriye yanma analizleriyle çözümlenirken, değişken kesit geometrisine sahip tasarımlar için 3 boyutlu geriye yanma analizlerinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

13



Şekil 1.5 : Farklı Kesite Sahip Katı Yakıtların İtki - Zaman Profilleri [49].

Şekil 1.6'da farklı kesit geometrilerine sahip katı yakıt örnekleri gösterilmiştir.



Şekil 1.6 : Katı Yakıt Örnekleri [47].

Aşağıda, roket motoru kesit geometrileri ve bu geometrilerin göstermiş olduğu temel özellikler hakkında özet bilgi sunulmuştur.

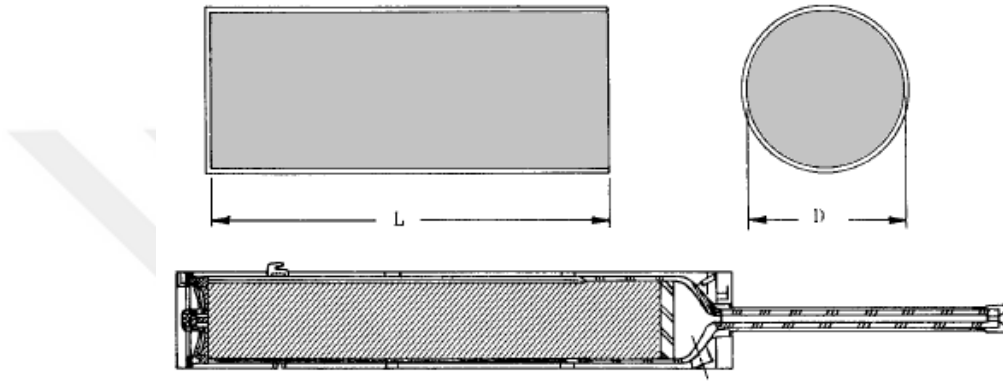
1.4.5.1 2 boyutlu (2B) geometriler

Bilinen 2 boyutlu katı yakıt geometrisi alternatifleri: içi dolu silindir, içi boş silindir, yıldız kesitli, oluklu kesite sahip, vagon tekeri kesitli, çıpa kesitli, kemik ve dendrit kesitli geometriler olarak listelenebilir.

İçi dolu silindir

Bu tip motorlar, Şekil 1.7'deki gibi içleri tamamen yakıt doldurulmuş silindirlere oluşurlar. Motoru tanımlamak için 2 değişken gerekli olup; bunlar, dış çap (D) ve motor uzunluğudur (L). Motor ateşlendikten sonra yakıt, motor boyunca yanar. Dolayısıyla 600 mm den daha küçük dış çapa sahip motorlarda yanma alanı zamana göre değişmez ve 1.1 numaralı denklem kullanılarak hesaplanır:

$$A_b = \frac{\pi D^2}{4} \quad (1.1)$$



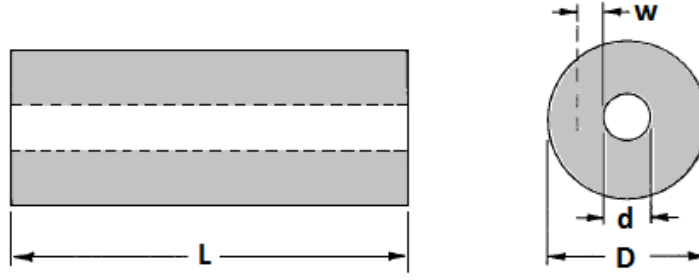
Şekil 1.7 : İçi Dolu Silindir [50].

600 mm'den daha küçük dış çapa sahip içi dolu silindirik katı yakıt motorları nötral davranış sergiler. 600 mm ve daha büyük dış çapa sahip motorlarda ise, yalıtım - yakıt arayüzünde, yanma hızının daha yüksek olduğu; bu sebeple yanma alanının konikleştiği bilinmektedir [48].

Bu tür motorların yanma süresi; motorun yanma yüzeyinin sadece dairesel kesit kadar olması ve silindirin tamamının yakıt dolu olması sebebiyle diğer motorlara göre daha uzundur. Ayrıca bu motorların anlık olarak sağladıkları itki miktarı düşüktür. Dolayısıyla bu tip motorlar düşük miktarda itkinin uzun süre boyunca gerekli olduğu görevlerde kullanılırlar [50].

İçi boş silindir

İçi boş silindirik motorlar, motor boyu (L), motor iç çapı (d) ve motor dış çapı (D) olmak üzere 3 değişken ile Şekil 1.8'deki gibi modellenir.



Şekil 1.8 : İçi Boş Silindir [50].

Bu tip geometrilerde, silindirin baş kısımlarına yalıtım yerleştirilerek, yanmanın sadece radyal yönde kalması sağlanabilir. Bu durumda, yanma yüzeyi zamanla artacak ve oluşan basınç – zaman grafiği artan eğilim gösterecektir.

Eğer sistemin nötr basınç – zaman davranışı göstermesi arzu ediliyorsa, silindir başlarına yalıtım konmadan bu yüzeylerin de yanma yüzeyi olması sağlanır. Böylece yanma süreci başladıktan sonra motor hem içten dışa radyal yönde hem de silindir başlarından ortaya doğru yanar. Radyal yönde yanma yüzeyi artarken, silindir uçlarındaki yanma yüzeyi zamanla azalır. Böylece her iki ucu da yanma yüzeyi olarak kullanılan içi boş silindirik yakıtın basınç – zaman grafiği, motor uzunluğunun çapına oranı (L/D) uygun şekilde ayarlandığında nötr davranış sergiler.

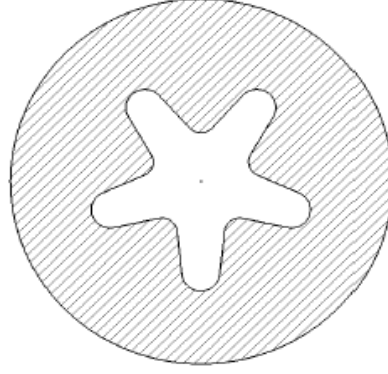
Her iki ucu da yanma yüzeyi olarak kullanılan içi boş silindirik yakıtın yanma yüzeyinin yakıt profil gövde kalınlığı (w) ile değişimi, denklem 1.2 yardımıyla hesaplanabilir [50]:

$$A_b = \pi(d + 2w)(L - 2w) + \frac{\pi}{2}[D^2 - (d + 2w)^2] \quad (1.2)$$

1.2 numaralı denklem kullanılarak, her iki ucu da yanma yüzeyi olarak kullanılan içi boş silindirik yakıtın L/D oranı 2 civarında olması durumunda, yakıtın nötral davranış sergileyeceği; bu oranın 2’den büyük olması durumunda ise artan basınç – zaman davranışı göstereceği elde edilir.

Yıldız

Yıldız kesite sahip yakıtlar, Şekil 1.9’da gösterilen 7 farklı değişken yardımıyla tanımlanır. Bu tip geometrik kesite sahip yakıtların basınç – zaman davranışları, sahip oldukları geometrik parametrelere göre artan, azalan veya nötral olarak değişiklik gösterir [48].

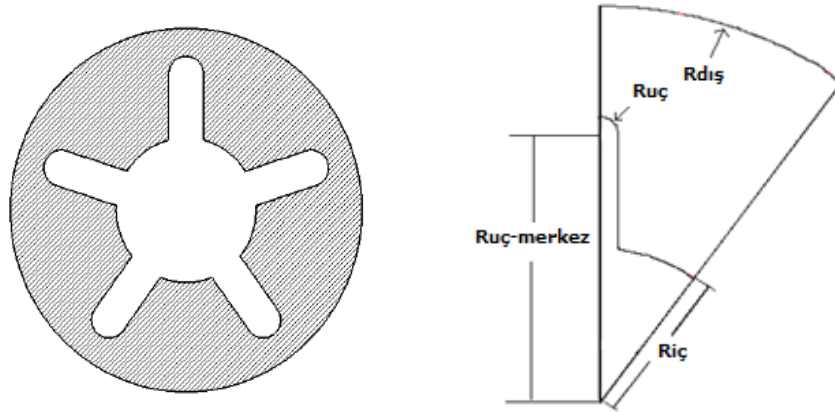


Şekil 1.9 : Yıldız Tipi Geometrik Kesit [62].

Yıldız tipi geometrik kesite sahip katı yakıtların yanma fazlarının sonunda, artık yakıtın (İng. Sliver) yavaş yanması sebebiyle basınç – zaman grafiği aniden azalmaz, yavaş bir şekilde sıfıra iner. Bu durum birden fazla kademeye sahip füze sistemlerinde, kademe ayrılmasını ve ateşlemeyi geciktireceği için arzu edilmez [50].

Oluklu

Oluklu kesite sahip yakıt geometrileri, yıldız tipi geometrilerin özelleştirilmiş bir biçimi olup Şekil 1.10’da gösterilen 5 değişken ile tanımlanır. Bu parametreler, $R_{dış}$, $R_{iç}$, $R_{uç}$, $R_{uç-merkez}$ ve N ’dir. Burada N , oluk sayısını temsil etmektedir.



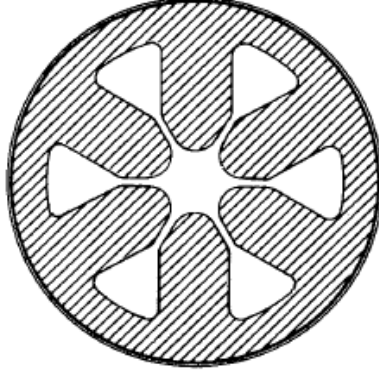
Şekil 1.10 : Oluklu Tip Geometrik Kesit [50].

Eğer küçük bir motor hacminden yüksek itki elde edilmek istenirse, oluk sayısı artırılarak yanma yüzey alanının ve dolayısıyla birim zamanda elde edilen itkinin artırılması sağlanabilir.

Bu tez çalışması kapsamında, oluklu yakıt geometrisine sahip katı yakıt çekirdeği kullanılarak sistem yapısal dayanım ve iç balistik performans gereksinimleri bakımından çok amaçlı olarak optimize edilmiştir.

Vagon tekeri

Vagon tekeri kesitine sahip yakıtların modellenmesinde 10 adet kesit parametresi kullanılır.

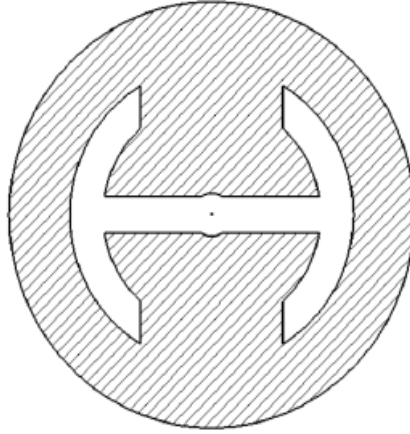


Şekil 1.11 : Vagon Tekerı Tipi Geometrik Kesit [50].

Bu tür yakıtların hacimsel doluluk oranları da %70 civarındadır. Bu nedenle, vagon tekeri tipi geometrik kesite sahip yakıtlar düşük yanma süresinde yüksek itki elde edilmek istenen roket/füze sistemlerinde tercih edilir [48, 51].

Çıpa

Çıpa tipi kesite sahip yakıtların modellenmesinde 10 adet kesit parametresi kullanılır.

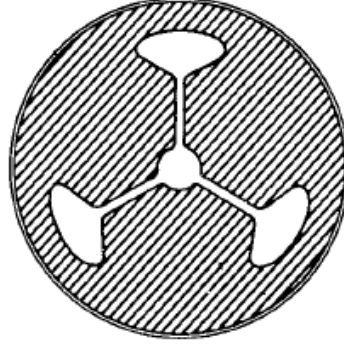


Şekil 1.12 : Çıpa Tipi Geometrik Kesit [50].

Bu türde kesite sahip katı yakıtlar, çıpa geometrisi sebebiyle yanma fazlarının sonunda önemli miktarda ve herhangi bir desteğe sahip olmayan artık yakıt bırakırlar. Bu durum, yakıt geometrisinin kesme kuvvetlerinden kaynaklı başarısızlığa uğramasına sebep olacağından, çıpa tipi geometrik kesit pek tercih edilmez [50].

Kemik

Kemik tipi kesite sahip yakıtlar 10 farklı değişken yardımıyla tanımlanır.

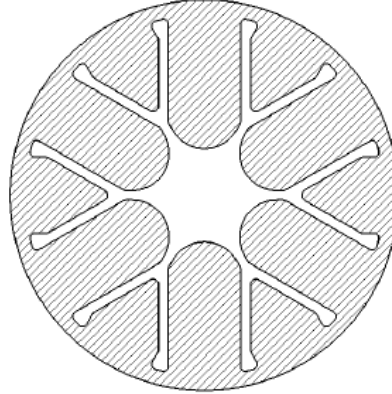


Şekil 1.13 : Kemik Tipi Geometrik Kesit [50].

Bu tip kesite sahip yakıtlar, diğer kesit türlerine göre üstün yapısal dayanım özelliklerine sahiptir. Bu sebeple, balistik performans gereksinimlerini karşılamaktan ziyade, yapısal dayanım gereksinimlerini karşılamının daha kritik olduğu sistemlerde tercih edilirler [50].

Dendrit

Dendrit kesite sahip yakıtlar, yıldız ve vagon tekeri tipi geometrik kesitlerin birleşiminden oluşturulmuştur ve 20 farklı geometrik değişken ile tanımlanırlar. Dendrit tipi yakıtların, hacimsel doluluk oranları %60 - %65 arasında değişir [50].



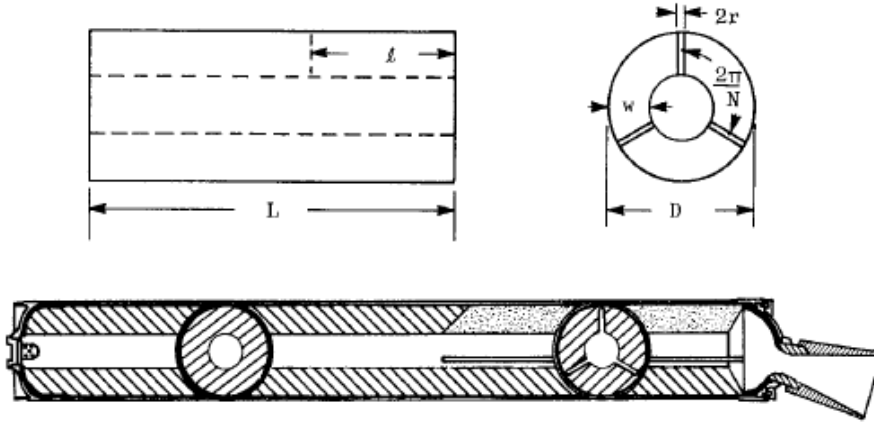
Şekil 1.14 : Dendrit Tipi Geometrik Kesit [50].

1.4.5.2 3 boyutlu (3B) geometriler

Bilinen ve sık kullanılan 3 boyutlu katı yakıt geometrisi alternatifleri: oluklu tüp, silindir – koni ve silindir – yüzgeç geometriler olarak listelenebilir.

Oluklu t p

Oluklu t p geometrisi 3 boyutlu bir silindir içerisinde; içi boş silindir ve oluklu türde kesit geometrilerinin bir arada kullanılmasıyla oluşturulmuş bir geometridir. Şekil 1.15'te görüldüğü üzere, bu tip geometride, motorun ba  bölgesinde içi boş silindir tipi kesit görülürken, arka bölgesinde oluklu tip kesit geometrisi kullanılmıştır.



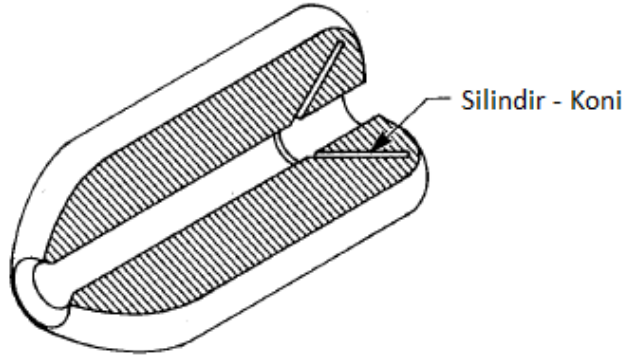
Şekil 1.15 : Oluklu T p Geometrisi [50].

Bu tür geometriler, içi boş silindirik kesitin artan basınç – zaman davranışı ile oluklu kesitin sahip olduğu azalan basınç – zaman davranışını birleştirerek nötr itki profiline sahip motorlar tasarlamak amacıyla kullanılır [50].

Oluklu t p geometrisine sahip sistemler yandıklarında, artık yakıt miktarı oldukça düşüktür. Dolayısıyla, yanma fazının bitiminde, basınç – zaman grafiği ideal tasarımda olması gerektiği gibi aniden azalır. Ayrıca, bu tür geometriye sahip roket motorlarının üretiminde, yakıt geometrisine  ekil vermek amacıyla kullanılan mandrellerin üretimi kolay ve ekonomiktir [50].

Silindir – Koni

Silindir – koni geometrisi,  ekil 1.16'daki gibi konik bir olu un içi boş silindirik kesitle birleştirilmesi sonucunda elde edilir. Bu tip geometriler, içi boş silindirik kesitin artan basınç – zaman davranışı ile dıştan içe doğru yanan koninin göstermiş olduğu azalan basınç – zaman davranışlarının birleşimiyle elde edilen nötr davranışa sahip sistemler tasarlamak amacıyla kullanılır. Nötr davranışı elde edebilmek için, L/D oranının 4'den küçük olması gerekmektedir [50].

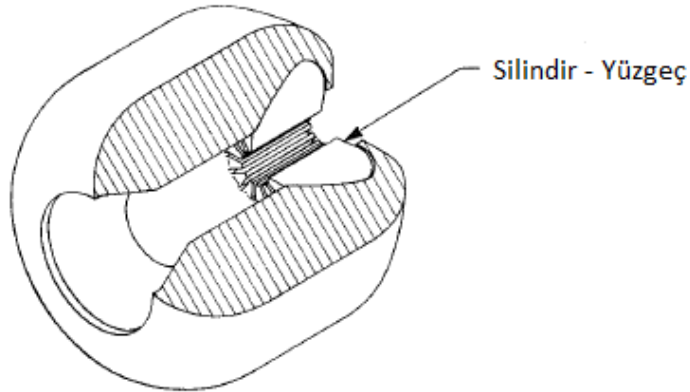


Şekil 1.16 : Silindir – Koni Geometrisi [50].

Silindir – koni geometrisine sahip katı yakıtlı roket motorlarını üretmek maliyetli ve zordur. Bu zorluğun en büyük nedeni yapının geometrisidir. Ayrıca, bu geometriye sahip roket motorlarının yanma karakteristiği yavaştır ve koni uçlarında gerilme yığılmaları meydana gelir [50].

Silindir – Yüzgeç

Silindir yüzgeç tipi geometriler, Şekil 1.17’deki gibi içi boş silindirik kesite sahip geometrinin içerisine yüzgeç şeklindeki olukların açılmasıyla oluşturulur.

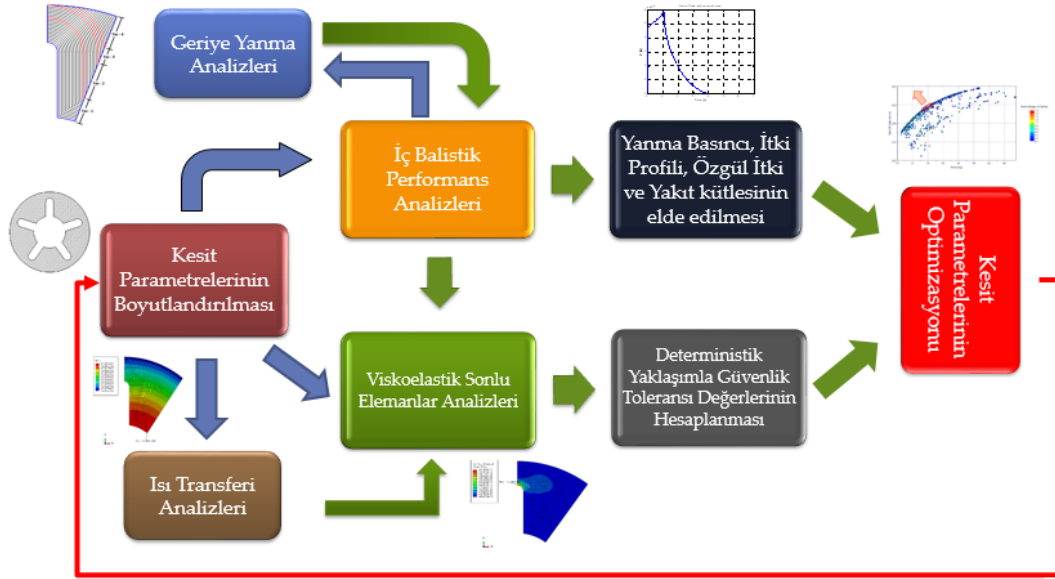


Şekil 1.17 : Silindir – Yüzgeç Geometrisi [50].

Bu tip geometriler, tıpkı silindir – koni biçimindeki geometrilerde olduğu gibi, içi boş silindirik kesitin artan basınç – zaman davranışı ile oluklu kesitin göstermiş olduğu azalan basınç – zaman davranışlarının birleşimiyle elde edilen nötr davranışa sahip sistemler tasarlamak amacıyla kullanılır [50]. Silindir – yüzgeç türü geometriye sahip roket motorlarının üretimi, silindir – koni geometrisine göre daha kolaydır ve maliyetleri daha düşüktür. Düşük L/D oranı ve daha uzun yanma süresine sahip katı yakıtlı roket motorları üretmek amacıyla tercih edilir [50].

1.5 Yol Haritası

Çalışma kapsamında, oluklu kesite sahip katı yakıt geometrileri, iç balistik performans ve yapısal dayanım bakımından bağlaşıklık olarak analiz edilmiş; belirli bir katı yakıt kütlesi için, aynı anda hem yapısal dayanım kriterlerini hem de iç balistik performansı eniyeleyecek yakıt geometrilerine ulaşılmıştır. Şekil 1.18’de bu süreci özetleyen akış şeması sunulmuştur.



Şekil 1.18 : Tez Kapsamında Kurgulanan Bağlaşıklık Optimizasyon Süreci.

Bu kapsamda, öncelikle, Şekil 1.18’in alt yarısında gösterilen viskoelastik sonlu elemanlar analizlerine ve bu analizlerin girdilerinden biri olan ısı transferi analizlerine ait modellerin oluşturulması (Bölüm 4), analiz sonuçlarının deterministik yaklaşımla değerlendirilmesi (Bölüm 5) bölümleri anlatılmıştır. Daha sonra, Şekil 1.18’in üst yarısında listelenen iç balistik performans analizleri (Bölüm 7) ve bu analizler için gerekli girdilerden olan geriye yanma analizleri (Bölüm 6) sunulmuştur. Son olarak bağlaşıklık analiz sürecinin önemi vurgulandıktan sonra kesit parametrelerinin optimizasyonu gerçekleştirilmiştir (Bölüm 9).

2. KATI YAKITIN MEKANİK ÖZELLİKLERİ

Günümüzde, katı yakıtlı roket motorlarının mekanik davranışlarını tamamen kusursuz olarak modellemeye olanak tanıyan bir matematiksel malzeme modeli bulunmadığından, bu motorların maruz kaldıkları yüklemeler altında göstermiş oldukları mekanik cevabı incelemek oldukça karmaşıktır. Ancak, HTPB (Hydroxyl-terminated polybutadiene) bazlı katı yakıtların yapısal analizlerinde mümkün olduğunca gerçekçi sonuçlar elde edilmesini sağlayan lineer viskoelastik malzeme modeli, birçok tasarım çalışmasında sıklıkla tercih edilmektedir.

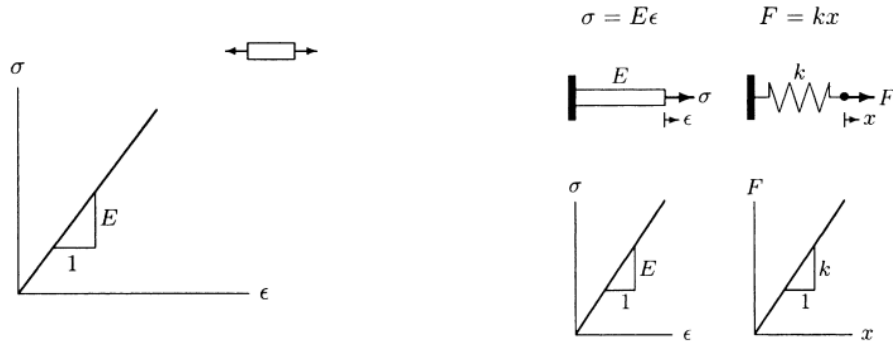
Viskoelastik malzemelerin özelliklerinden bahsetmeden önce elastik katı ve viskoz sıvı kavramları gözden geçirilmelidir.

2.1 Elastik Katı

Tek eksenli ve deformasyon miktarının az olduğu elastik katılar için Hooke Kanunu uygulanabilir. Bu kanuna göre, elastik bir katı ε kadar birim uzamaya maruz kaldığında meydana gelen gerilme miktarı (σ), katının elastisite modülü (E) ile doğru orantılıdır. Elastisite modülü, katının rijitliğinin ölçüsüdür. Hooke Kanunu, denklem 2.1'deki şekilde ifade edilir:

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \quad (2.1)$$

Şekil 2.1-a'da gösterildiği üzere, elastik katılarda, zamandan bağımsız şekilde her gerinim değerine karşılık gelen bir gerilme değeri vardır ve bu değer elastisite modülüne göre değişir. Elastik malzemeler yay modeli yardımıyla Şekil 2.1-b'deki gibi modellenebilir [52]. Ayrıca, elastik katı modelinde enerji sönümlemesi yoktur.



a) Doğrusal Elastik Bir Malzemenin Davranışı

b) Doğrusal Elastik Malzemelerin Mekanik Davranışını Temsil Eden Yay Modeli

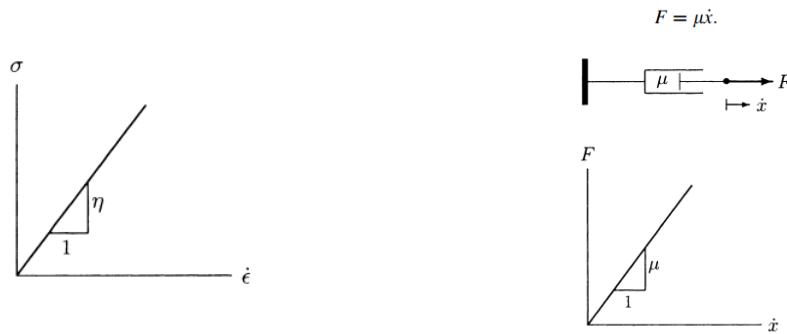
Şekil 2.1 : Doğrusal Elastik Malzemenin Mekanik Davranışı ve Modellenmesi [52].

2.2 Viskoz Sıvı

Sıvıların akmaya karşı göstermiş oldukları direnç viskozite ya da akmaçlık olarak adlandırılır. Viskoz sıvılarda, sabit gerilme altında gerinin lineer olarak artış gösterir. Dolayısıyla sabit gerilme (σ) altında gerinin (ϵ) türevi sabittir. Bu durum, denklem 2.2'deki gibi ifade edilerek Şekil 2.2-a'da gösterilmiştir [52]:

$$\sigma(t) = \eta \cdot \frac{d\epsilon}{dt} \quad (2.2)$$

Viskoz malzemeler sönümleyici modeli kullanılarak, Şekil 2.2-b'deki gibi modellenebilir [52]. İdeal viskoz sıvı modelinde mekanik enerjinin tamamı sönümlenir.

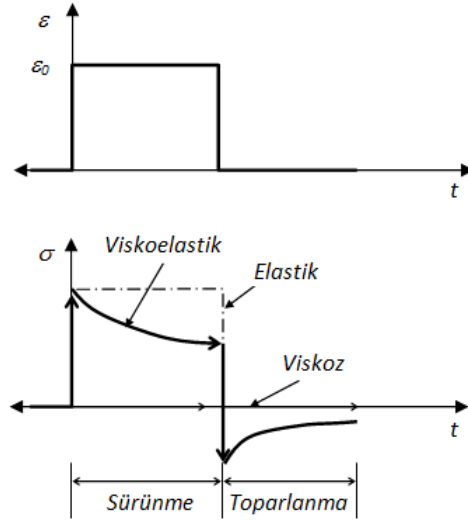


a) Doğrusal Viskoz Bir Sıvının Davranışı

b) Doğrusal Viskoz Malzemelerin Mekanik Davranışını Temsil Eden Sönümleyici Modeli

Şekil 2.2 : Doğrusal Viskoz Malzemenin Mekanik Davranışı ve Modellenmesi [46].

viskoz malzemelerin birim gerinim yükü altındaki gevşeme ve toparlanma davranışları incelenmiştir [53].



Şekil 2.4 : Elastik, Viskoz ve Viskoelastik Malzemelerde Gevşeme Davranışı [54].

Şekil 2.4'e göre elastik malzemelerin gerilme değeri, malzemeye uygulanan birim gerinim ile aniden artmış ve gerinimin ortadan kalkmasıyla da eski haline dönmüştür. Viskoz malzemelerde ise birim gerinim yükünün uygulanmasını takiben hiçbir değişiklik olmamıştır. Bu durum, viskoz malzemelerdeki gerilme değerinin gerinim yükünün zamana göre değişimiyle ($d\varepsilon/dt$) orantılı olmasından kaynaklanmaktadır.

Viskoelastik malzemeler sabit birim gerinim yüküne maruz bırakıldıklarında, yükün uygulanmasıyla aniden artan gerilme değerinin zamanla azaldığı gözlenmiştir. Sonuç olarak viskoelastik malzemelerin gevşeme davranışı gösterdiği görülmüştür. Birim gerinim yükünün kaldırılmasının ardından elastik malzemelerin gerilme değerinin aniden eski haline döndüğü gözlenmiştir. Ancak birim gerinim yükünün kaldırılmasından sonra viskoelastik malzemelerin toparlanmasının bir miktar zaman aldığı görülmektedir.

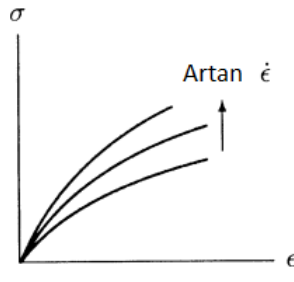
2.3.2 Viskoelastik malzemelerin modellenmesi

Viskoelastik malzemeler, elastik katı ile viskoz sıvı arasında özellikler gösteren malzemeler olup bu tür malzemelerde gerinim ve gerilme arasındaki ilişki, yüke maruz kalınan süreye göre değişim gösterir [53]. Elastik malzemelerin mekanik özellikleri zamana göre sabitken, viskoelastik malzemelerin özellikleri zamana göre değişir. Burada, zamandan kasıt yükün uygulanma süresidir.

Viskoelastik malzemeler için gerilme yalnızca gerininin değil; aynı zamanda, gerininin zamana göre değişiminin de bir fonksiyonudur. Bu durum, denklem 2.3'te ifade edilmiştir [52]:

$$\sigma = \sigma \left(\epsilon, \frac{d\epsilon}{dt} \right) \quad (2.3)$$

Dolayısıyla viskoelastik malzemelerin gerilme – gerinim grafikleri, gerinim değişimine bağlı olarak Şekil 2.5'te gösterildiği üzere birden fazla eğriden oluşur [52].

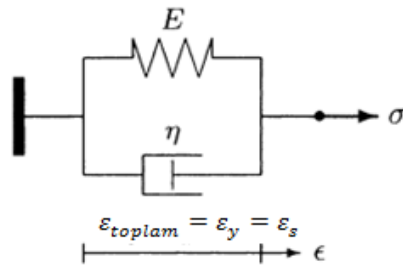


Şekil 2.5 : Viskoelastik Malzemelerin Mekanik Davranışı [52].

Viskoelastik malzemeleri modelleyebilmek için öncelikle Kelvin-Voigt ve Maxwell modellerinin tanımlanması gerekir.

2.3.2.1 Kelvin – Voigt modeli

Bu model, bir yay ve bir sönümleyicinin Şekil 2.6'daki gibi birbirlerine paralel olarak bağlanmasıyla elde edilir [52].



Şekil 2.6 : Kelvin - Voigt Modeli [52].

Dolayısıyla Kelvin-Voigt modelinde, 2.4 ve 2.5 numaralı denklemler yazılabilir:

$$\sigma_{toplam} = \sigma_y + \sigma_s \quad (2.4)$$

$$\epsilon_{toplam} = \epsilon_y = \epsilon_s \quad (2.5)$$

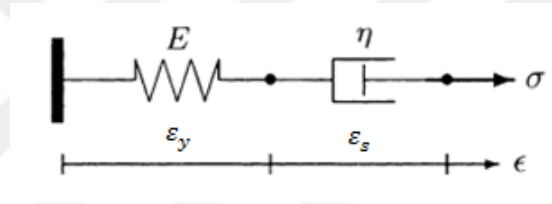
Burada, sırasıyla; $\sigma_{toplaml}$, σ_y , σ_s toplam gerilme, yaydaki gerilme ve sönümleyicideki gerilmeyi; $\varepsilon_{toplaml}$, ε_y , ε_s ise sırasıyla toplam gerinim, yaydaki gerinim ve sönümleyicideki gerinimi ifade etmektedir. Buna göre, yukarıda elastik ve viskoz malzemeler için tanımlanan 2.1 ve 2.2 numaralı denklemler, ilgili yerlere yerleştirildiğinde, denklem 2.6 elde edilir [52]:

$$\sigma = E \cdot \varepsilon + \eta \cdot \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (2.6)$$

Kelvin - Voigt modeli, viskoelastik malzemelerin sürünme davranışını iyi şekilde temsil etse de, gevşeme davranışını yeterince iyi temsil edememektedir.

2.3.2.2 Maxwell modeli

Bu model, bir yay ve bir sönümleyicinin birbirine Şekil 2.7'deki gibi seri olarak bağlanmasıyla elde edilir.



Şekil 2.7 : Maxwell Modeli [52].

Dolayısıyla Maxwell modelinde 2.7 ve 2.8 numaralı ifadeler yazılabilir

$$\sigma_{toplaml} = \sigma_y = \sigma_s \quad (2.7)$$

$$\varepsilon_{toplaml} = \varepsilon_y + \varepsilon_s \quad (2.8)$$

Buradan, denklem 2.9 türetilebilir:

$$\frac{d\varepsilon_{toplaml}}{dt} = \frac{d\varepsilon_y}{dt} + \frac{d\varepsilon_s}{dt} \quad (2.9)$$

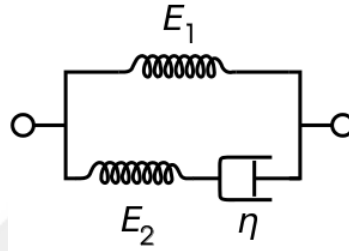
Yukarıda elastik ve viskoz malzemeler için tanımlanan 2.1 ve 2.2 numaralı denklemler, ilgili yerlere yerleştirildiğinde, denklem 2.10 elde edilir [52]:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{E} \frac{d\sigma}{dt} + \frac{\sigma}{\eta} \quad (2.10)$$

Maxwell modeli, viskoelastik malzemelerin gevşeme davranışını iyi şekilde temsil etse de, sürünme davranışını yeterince iyi temsil edememektedir.

2.3.2.3 Standart doğrusal katı model

Viskoelastik malzemelerin iki temel özelliği olan sürünme ve gevşeme davranışlarını olması gerektiği gibi temsil eden modellerden biri, standart doğrusal katı modeldir. Bu model, bir yay ve Maxwell Modeli'nin birbirine Şekil 2.8'deki gibi paralel olarak bağlanmasıyla elde edilir [55].



Şekil 2.8 : Standart Doğrusal Katı Model [55].

Standart Doğrusal Katı Model'e ait denklem takımı da benzer yaklaşımlar uygulanarak, denklem 2.11'deki şekilde türetilir [55]:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{\frac{E_2}{\eta} \left(\frac{\eta}{E_2} \frac{d\sigma}{dt} + \sigma - E_1 \varepsilon \right)}{E_1 + E_2} \quad (2.11)$$

Bu model sürünme ve gevşeme davranışını olması gerektiği gibi temsil edebilmektedir. Ancak problemlerin sayısal olarak modellenmesi için uygun yapıya sahip değildir.

2.3.2.4 Genelleştirilmiş Maxwell modeli

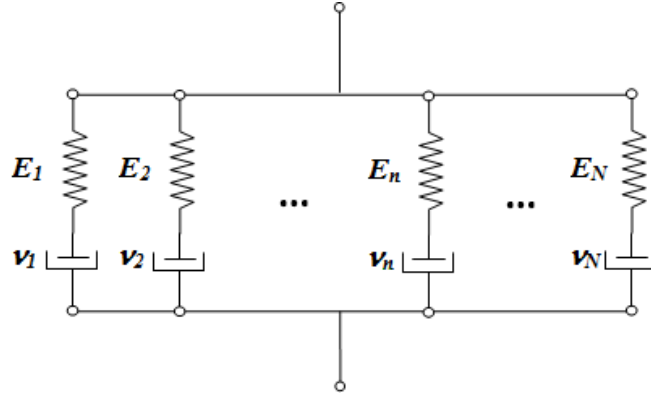
Şekil 2.9'da gösterilen Genelleştirilmiş Maxwell Modeli hem viskoelastik malzemelerin sürünme ve gevşeme davranışlarını doğru şekilde modellemekte, hem de sayısal modellemeye olanak tanımaktadır.

Genelleştirilmiş Maxwell Modeli kullanılarak elde edilen gevşeme davranışı, denklem 2.12'deki gibi ifade edilebilir [45]:

$$E(t) = \sum_{i=1}^n E_i \cdot \exp\left(\frac{-t}{\lambda_i}\right) \quad (2.12)$$

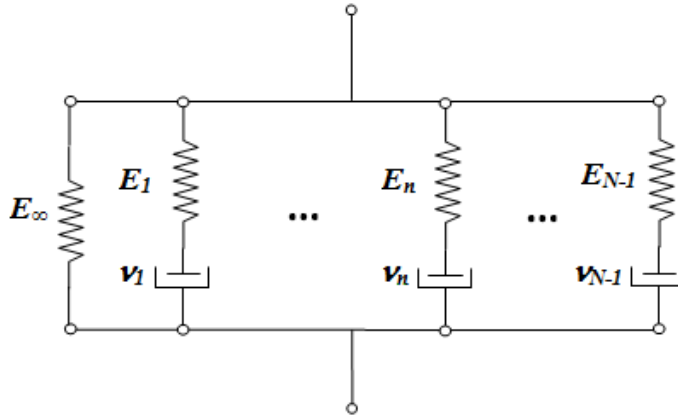
E_i : Gevşeme modülü sabitleri [MPa]

λ_i : Gevşeme zaman sabitleri [s]



Şekil 2.9 : Genelleştirilmiş Maxwell Modeli [45].

Bu durumda, zaman sonsuza ilerlediğinde malzemenin katılığının sıfıra yakınsadığı görülmektedir. Viskoelastik malzemeler gerçekte, zaman sonsuza ilerlediğinde E_∞ sembolüyle tanımlanan, uzun vadeli gevşeme modülü değerine asimptotik olarak yaklaşırlar. Bu sebeple Genelleştirilmiş Maxwell Modeli, son bir modifikasyonla Şekil 2.10'daki haline getirilir.



Şekil 2.10 : Modifiye Edilmiş Genelleştirilmiş Maxwell Modeli [45].

Böylece modifiye haldeki genelleştirilmiş Maxwell Modeli kullanılarak viskoelastik malzemelerin gevşeme davranışı denklem 2.13'te gösterildiği şekilde ifade edilir:

$$E(t) = E_\infty + \sum_{i=1}^n E_i \cdot \exp\left(\frac{-t}{\lambda_i}\right) \quad (2.13)$$

Bu eşitliğe Prony Serisi adı verilir [47].

3. KATI YAKITIN YAPISAL KARAKTERİZASYONU

Katı yakıt olarak geliştirilen malzemeler belirli bir frekansta titreşen uzun polimer zincirlerinden meydana gelmiştir. Sıcaklığın artması serbest hacmi artırır. Polimer zincirlerinin titreşim hareketi de serbest hacim arttıkça artar. Dolayısıyla yüksek sıcaklıklarda polimer zincirleri daha hızlı hareket etmekte ve gevşemeyi hızlandırmaktadır. Sonuç olarak, katı yakıt malzemelerinde bir zaman – sıcaklık eşitliği söz konusudur. Bu tür malzemeler, termoreolojik basit malzemeler olarak adlandırılırlar [53].

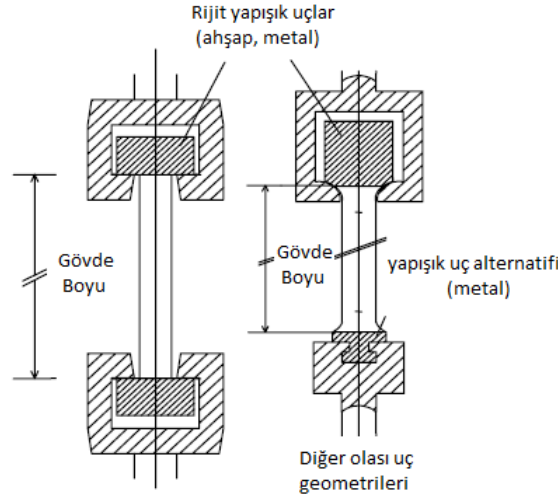
3.1 Yapısal Karakterizasyon Testleri

Roket motorunun, tasarım gereksinimlerini, belirlenen servis ömrü boyunca güvenli şekilde karşılayıp karşılayamayacağını ölçmek amacıyla yapılan yapısal analizlerde, yakıtın mekanik ve ısı özellikleri oldukça önemli bir yere sahiptir. Viskoelastik özellik gösteren katı yakıtların mekanik özelliklerini belirlemek amacıyla özel karakterizasyon testleri gerçekleştirilmektedir.

3.1.1 Gerilme gevşeme testleri

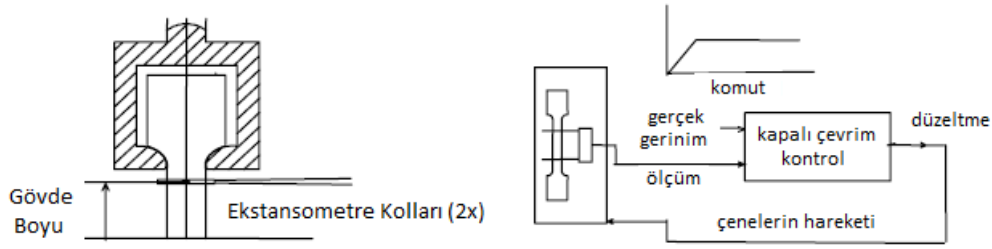
Gerilme gevşeme testleri, katı yakıtın farklı sıcaklıklardaki gevşeme davranışının belirlenmesi amacıyla yürütülür. Bu testlerin sonuçları kullanılarak yakıtın gevşeme davranışının matematiksel modeli ve kaydırma faktörü belirlenmektedir. Gerilme gevşeme testleri STANAG 4507 standardına uygun olarak yürütülmektedir [56].

Eğer gerilme gevşeme testleri gerinim kontrolü uygulanmadan gerçekleştirilecek ise, doğru sonuçlar elde etmek için test numunelerin uçlarına Şekil 3.1’de görülen ahşap veya metalden imal edilmiş rijit uçlar yapıştırılarak test cihazının çenelerine bağlanması gerekir.



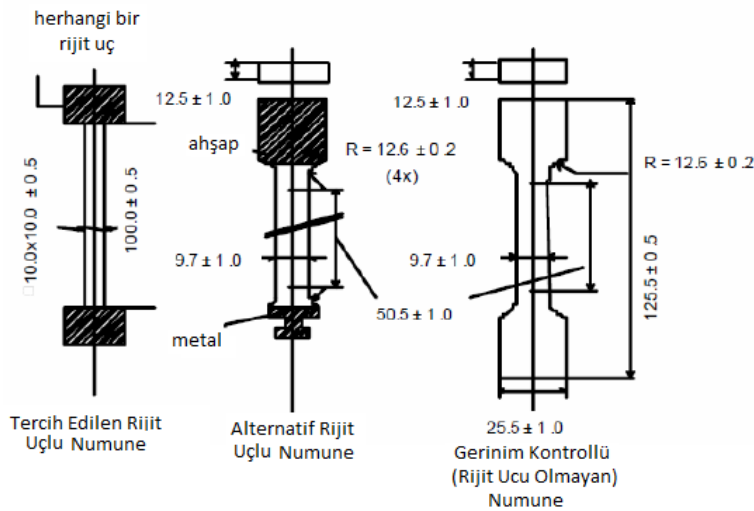
Şekil 3.1 : Rijit Uçlu Numunelerle Gerçekleştirilen Gerilme Gevşeme Testi [56].

Ancak eğer gerilme gevşeme testleri Şekil 3.2’de gösterildiği gibi bir ekstansometre kullanılarak gerinim kontrollü olarak yapılıyorsa, numunelerin üzerine rijit uçlar yapıştırılmasına gerek yoktur.



Şekil 3.2 : Gerinim Kontrollü Olarak Gerçekleştirilen Gerilme Gevşeme Testi [56].

Gerilme gevşeme testlerinde kullanılması tavsiye edilen numunelerin boyutları Şekil 3.3’te gösterilmiştir.



Şekil 3.3 : Gerilme Gevşeme Testinde Kullanılan Numune Boyutları [mm] [56].

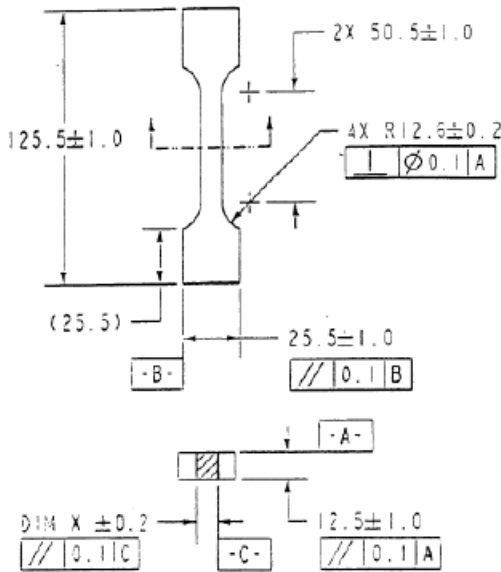
Katı yakıtın farklı sıcaklıklarda göstermiş olduğu gevşeme davranışını elde edebilmek amacıyla gerinim gevşeme testleri farklı sıcaklıklarda gerçekleştirilir. Bu sıcaklıklar genellikle roket/füze sisteminin görev yapması planlanan sıcaklık aralığında seçilir.

Gerilme gevşeme testleri sırasında, hazırlanan test numuneleri sıcaklık kontrollü bir test odasına yerleştirilir. Test başladığında, numuneler, birkaç saniye içerisinde %5'lik gerinim değerine ulaşacakları şekilde uzatılır ve gerinim değeri sabit tutularak test cihazının çenelerindeki kuvvette meydana gelen zamana bağlı azalma kaydedilir. Daha sonra, bu veriler kullanılarak yakıtın gevşeme davranışı elde edilir.

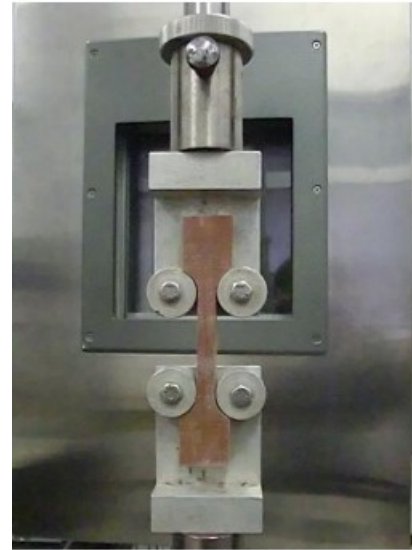
3.1.2 Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri

Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri, yakıtın farklı sıcaklık ve çekme hızlarındaki gerilme-gerinim değerlerinin değişimleri dolayısıyla yakıtın çekme dayanım limitlerini elde etmek amacıyla yapılır. Test sonuçları kullanılarak, yakıtın ana gerilme ve ana gerinim modelleri oluşturulur. Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri STANAG 4506 standardına uygun olarak gerçekleştirilir [57].

STANAG 4506 standardına göre, Şekil 3.4-a)'da teknik resmi sunulan standart JANNAF (Joint Army Navy NASA Air Force) numuneleri sabit hızlı tek eksenli çekme testlerinde kullanılmaktadır [57]. Şekil 3.4-b)'de çekme cihazına yerleştirilmiş bir JANNAF numune örneği gösterilmiştir.



a) JANNAF Numunesi Boyutları [mm] [57].

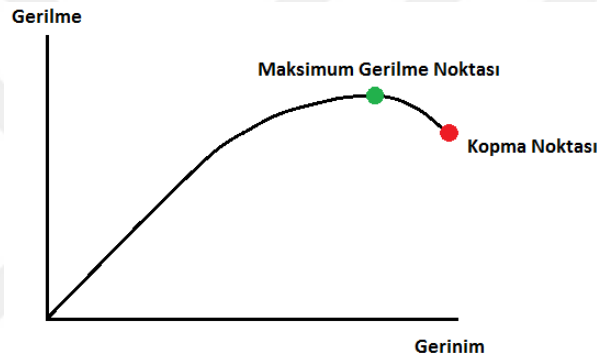


b) Çekme Cihazındaki JANNAF Numune Örneği [58].

Şekil 3.4 : JANNAF Numunesi ve Çekme Testi.

Gerilme gevşeme testlerinde olduğu gibi sabit hızlı tek eksenli çekme testleri de katı yakıtın farklı sıcaklıklarda göstermiş olduğu gevşeme davranışını elde edebilmek amacıyla farklı sıcaklıklarda gerçekleştirilir. Bu sıcaklıklar genellikle, roket/füze sisteminin görev yapması planlanan çevresel sıcaklık aralığında seçilir. Buna ilaveten, sabit hızlı tek eksenli çekme testleri, farklı çekme hızlarında da tekrarlanır. Burada amaç, viskoelastik yakıt malzemesine ait çekme dayanımının, yüke maruz kaldığı süreyle olan ilişkisini ortaya çıkarmaktır. Düşük çekme hızlarında ve yüksek sıcaklıklarda yakıt çok yüksek gerinim dayanımına ulaşabilirken; düşük sıcaklık ve yüksek çekme hızlarında yakıtın dayanabildiği en yüksek gerinim değerleri düşer.

Test numunesi sabit bir sıcaklıkta sabit hızda çekildiğinde, mekanik cevabı Şekil 3.5’deki gibi olur.



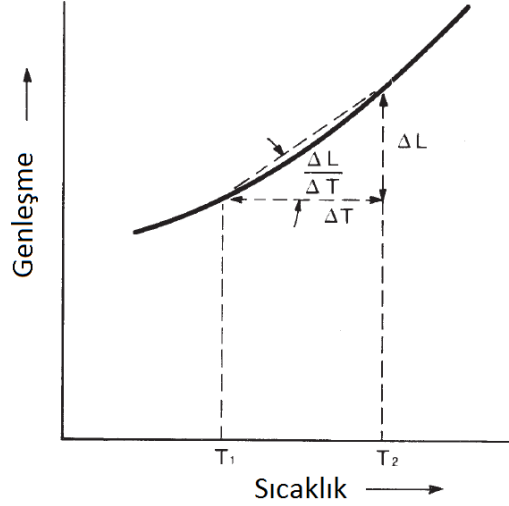
Şekil 3.5 : Tipik Çekme Testi Gerilme – Gerinim Eğrisi.

Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri sırasında, hazırlanan test numuneleri sıcaklık kontrollü bir test odasına yerleştirilir. Testin başlamasıyla birlikte, numuneler, sabit sıcaklıkta, sabit bir hızda kopana dek çekilir. Farklı sıcaklık ve çekme hızlarında tekrarlı olarak gerçekleştirilen test sonuçları kullanılarak yakıtın çekme dayanımı hakkında gerekli bilgi sağlanır.

3.1.3 Thermo-mekanik analizler

Sabit mekanik bir yüke maruz numunenin boyu veya hacminde sıcaklığa bağlı olarak meydana gelen değişimin ölçülmesine “Thermo-mekanik Analiz” adı verilir. Bu yöntem kullanılarak, yakıtın ısıl genleşme katsayısı elde edilir. Katı yakıtlı roket motorlarının yapısal analizlerinde, katı yakıt motorunun ateşlendiği sıcaklığın (dış ortam sıcaklığının) analiz sonuçlarında elde edilen gerilme ve gerinim değerleri üzerinde büyük bir etkisi vardır. Bu sebeple, ısıl genleşme katsayısının thermo-mekanik analizler yardımıyla belirlenmesi büyük önem arz etmektedir.

Termo-mekanik analizler, ASTM E 831 standardına uygun olarak gerçekleştirilir [59]. Test sırasında numunenin sıcaklığı sabit adımlarla artırılarak Şekil 3.6’da görülen sıcaklık – genleşme grafiği oluşturulur.



Şekil 3.6 : Termo-mekanik Analizler Sonucunda Elde Edilen Sıcaklık – Genleşme Grafiği [59].

Bu grafik kullanılarak, ısı genleşme katsayısı, denklem 3.1’deki gibi hesaplanır:

$$\alpha = \frac{\Delta L}{\Delta T} \quad (3.1)$$

α : Isıl genleşme katsayısı [mm/mm/°C]

ΔL : Genleşme miktarı [mm]

ΔT : Sıcaklık farkı [°C]

3.1.4 Diferansiyel taramalı kalorimetre testleri

Malzemenin ısı kapasitesi (ısı sığası), diferansiyel taramalı kalorimetre testleri yardımıyla elde edilir. Bu yöntemde biri referans (boş), diğeri ise analiz edilecek numuneyi içeren aynı sıcaklıktaki 2 kap ısıtılır. İçinde numune bulunan kabı ısıtmak için referans kaba göre daha fazla enerji verilmesi gerekmektedir. Test sırasında, içinde numune bulunan kabı ısıtmak için gerekli ek enerjinin sıcaklığa göre grafiği çizilerek diferansiyel taramalı kalorimetre test grafiği oluşturulur [60].

Diferansiyel taramalı kalorimetre testleri, ASTM E 1269 standardına uygun olarak gerçekleştirilir [61].

3.2 Kaydırma Fonksiyonları

Kaydırma fonksiyonları, termoreolojik basit malzemelerin farklı sıcaklık ve gerinim hızlarındaki davranışlarını temsil eden test sonuçlarını tek bir eğri oluşturacak şekilde birleştirmek amacıyla kullanılır. Doğrusal viskoelastik malzemeler için kullanılan en yaygın kaydırma fonksiyonu denklem 3.2’de gösterilen Williams, Landel ve Ferry (WLF) kaydırma fonksiyonudur [47]:

$$\log(a_T) = \frac{-C_1(T - T_0)}{C_2 + (T - T_0)} \quad (3.2)$$

C_1 ve C_2 : Sabit katsayılar [-]

T_0 : Referans sıcaklık [°C]

a_T : Kaydırma faktörü [-]

WLF kaydırma fonksiyonuna alternatif bir başka fonksiyon ise denklem 3.3’te gösterilen Arrhenius kaydırma fonksiyonudur [47]:

$$\log(a_T) = T_A \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right) \quad (3.3)$$

T_A : Yakıtın aktivasyon enerjisinden ileri gelen katsayı [-]

T_0 : Referans sıcaklık [°C]

Arrhenius kaydırma fonksiyonu doğrusaldır; ancak, WLF kaydırma fonksiyonu doğrusal değildir. Bu sebeple, WLF fonksiyonu ile gerçekleştirilen kaydırma işlemi daha verimli olmaktadır. Mevcut çalışma kapsamında, WLF kaydırma fonksiyonunun kullanımı tercih edilmiştir.

3.3 Prony Seri Fonksiyonu

Katı yakıt malzemesinin göstermiş olduğu sıcaklık ve zamana bağlı gevşeme davranışının yapısal analizlerde girdi olarak kullanılabilmesi için matematiksel bir model oluşturulması gerekir. Bu model, Prony Serileri kullanılarak oluşturulabilir. Prony serileri, aynı zamanda, kullanılan yapısal analiz programının gereksinimleri çerçevesinde, kesme modülü için de oluşturulabilir. Katı yakıtın göstermiş olduğu gevşeme modülü Prony serisi kullanılarak 3.4 numaralı denklemdeki gibi ifade edilir [47]:

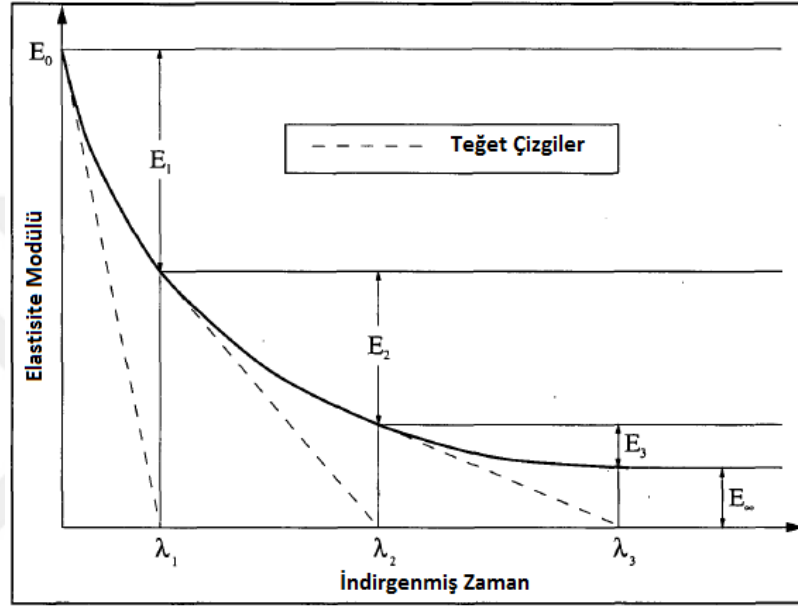
$$E(t) = E_{\infty} + \sum_{i=1}^n E_i \cdot \exp\left(\frac{-t}{\lambda_i}\right) \quad (3.4)$$

E_{∞} : Uzun vadeli gevşeme modülü (Denge gevşeme modülü) [MPa]

E_i : Gevşeme modülü sabitleri [MPa]

λ_i : Gevşeme zaman sabitleri [s]

Şekil 3.7’de, Prony Serisi’nin grafiksel gösterimi sunulmuştur.



Şekil 3.7 : Prony Serisi’nin Grafiksel Gösterimi [47].

Prony serisi grafiğinin oluşturulması için, camsı modül (E_0) değerinden çizilen teğet doğrusu zaman eksenini kestiği noktaya kadar uzatılır. Teğetin indirgenmiş zaman eksenini kestiği nokta λ_1 olarak işaretlenir. Daha sonra, indirgenmiş zaman eksenine dik bir doğru oluşturularak bu doğrunun gevşeme eğrisini kestiği nokta işaretlenir. İndirgenmiş zaman eksenine dik doğrunun gevşeme eğrisini kestiği nokta ile E_0 noktası arasındaki mesafe E_1 olarak not edilir. Bahsedilen işlem, diğer sabitlerin bulunması için tekrarlanır. Prony serisindeki elemanların sayısı arttıkça, yakıtın gevşeme davranışının daha yüksek doğrulukta modellenmesi mümkün olur [47].

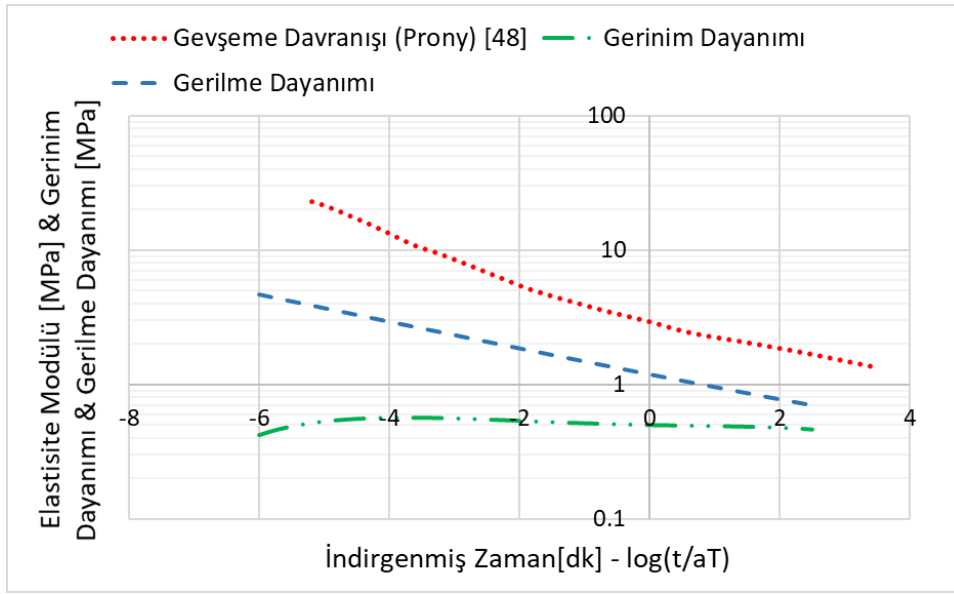
3.4 Yakıt Ana Eğrisi

Viskoelastik malzemelerin mekanik davranışlarının sıcaklık ve zamana göre (indirgenmiş zaman ya da sembolik gösterimle $\log(t/aT)$) tanımlandığı eğrilere ana

eğri adı verilir. Ana eğri üzerinde, yakıtın elastisite modülü, gerinim dayanımı ve gerilme dayanımının zaman – sıcaklığa göre değişimi bulunur.

Çalışmada, gerilme gevşeme testi yapma imkânı bulunmadığından, test yapmadan mümkün olduğunca gerçekçi bir yakıt malzemesi modelleyebilmek amacıyla [48] numaralı referanstaki ana eğriye ait gevşeme verisi normalize edilerek kullanılmıştır.

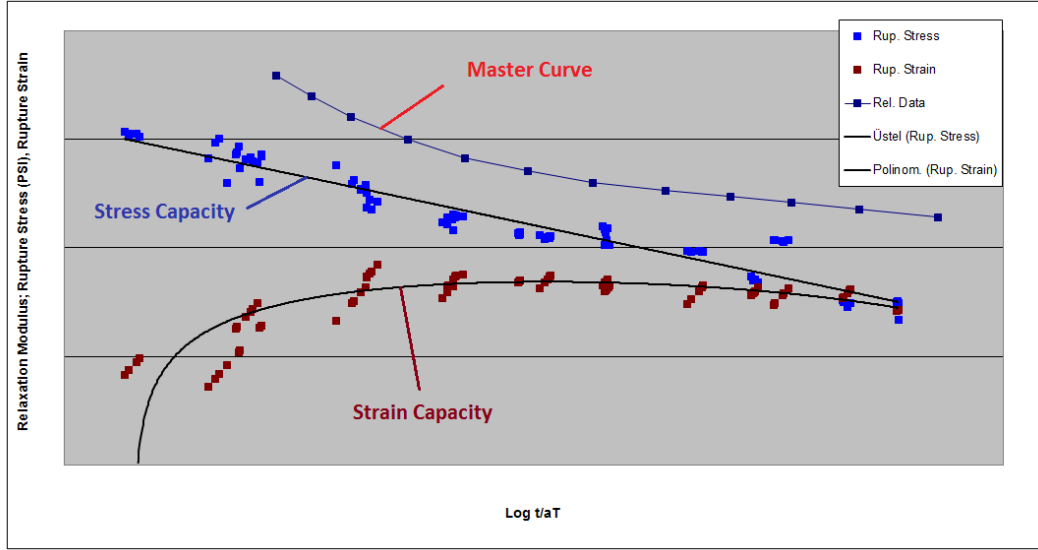
Çalışma kapsamında modellenen yakıtın gevşeme davranışını ve yapısal dayanım limitlerini özetleyen ana eğri Şekil 3.8’de sunulmuştur.



Şekil 3.8 : Yakıt Ana Eğrisi [48].

Yakıt yapısal dayanım limitleri kapsamındaki bilgiler ticari gizli olduğu için literatürde bu bilgilere rastlanmamaktadır. Bu tez çalışması kapsamında, katı yakıt üzerinde mekanik test yapma imkânı bulunmadığından ve yakıt dayanım verileri yakıtın kompozisyonuna bağlı olduğundan, katı yakıtın dayanım limitlerinin sembolik olarak mümkün olduğunca gerçekçi şekilde temsil edilebilmesi için üstel ve çok terimli (polinom) denklemler türetilmiştir. Ancak, bu varsayım yapılırken Şekil 3.9’da gösterilen ve Tola’nın [62] referans numaralı yayınındaki HTPB bazlı yakıtta ait dayanım davranışı temel alınmıştır.

Şekil 3.8’de gösterilen Prony Serisi’ni oluşturan terimler Çizelge 3.1’de, WLF fonksiyon sabitleri ise Çizelge 3.2’de listelenmiştir. Bunlara ek olarak, uzun vadeli gevşeme modülü (E_{∞}) değeri 1.09 MPa olarak belirlenmiştir.



Şekil 3.9 : [62]'deki HTPB Bazlı Yakıtta Ait Dayanım Davranışı.

Çizelge 3.1 : Prony Serisi Katsayıları.

i	E_i [MPa]	λ_i [s]
1	7.664	0.0007
2	7.844	0.0052
3	3.600	0.0578
4	2.536	0.4059
5	1.390	3.5383
6	0.816	37.6457
7	0.757	240.954
8	0.041	3030.30
9	0.429	6905.38
10	0.619	191149

Çizelge 3.2 : WLF Fonksiyon Parametreleri.

$C_1[-]$	210.2
$C_2[-]$	4542.4
T [°C]	35

Gerinim dayanımı (ε_{limit}) için 3.5, gerilme dayanımı (σ_{limit}) için 3.6 numaralı denklemler kullanılmıştır.

$$\varepsilon_{limit} = -0.00039 \cdot [\log(t/a_t)]^4 - 0.00105 \cdot [\log(t/a_t)]^3 + 0.00344 \cdot [\log(t/a_t)]^2 - 0.01164 \cdot \log(t/a_t) + 0.5 \quad (3.5)$$

$$\sigma_{limit} = 1.09 \cdot e^{-0.25 \cdot \log(t/a_t)} + 0.1 \quad (3.6)$$



4. YAPISAL ANALİZ MODELİ

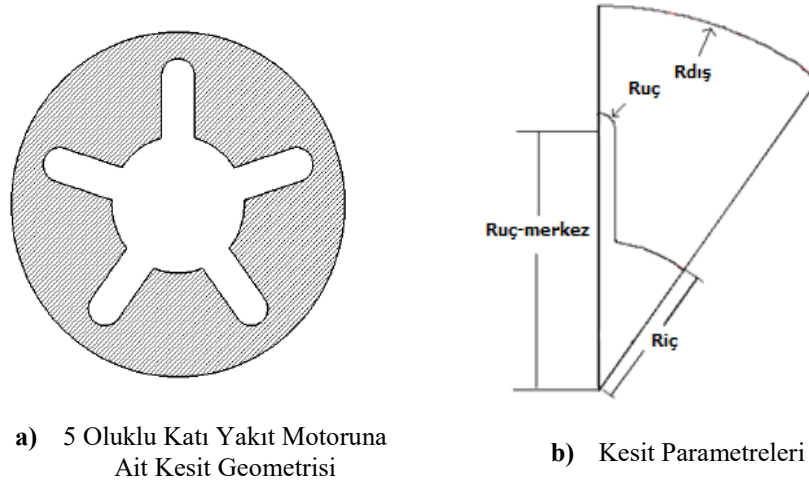
Katı yakıtlı roket motorlarının analizleri sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak yapılmıştır.

4.1 Sonlu Elemanlar Modeli

Çalışma kapsamında gerçekleştirilen yapısal analizler için Abaqus 6.12 ticari sonlu elemanlar yazılımı kullanılmıştır. Bu bölümde, kullanılan geometri ve bu geometriye ait değişkenler; malzeme özellikleri, çözüm ağı, sınır koşulları ve yükler hakkında bilgi verilmiştir.

4.1.1 Geometri

Çalışma kapsamında, oluklu kesit geometrisine sahip katı yakıtlı roket motorlarına ait geometrik değişkenler kullanılarak sonlu elemanlar analizleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.1’de 5 oluğa sahip örnek bir katı yakıtlı roket motoru ve bu motorun modellenmesinde kullanılan kesit değişkenleri gösterilmiştir.



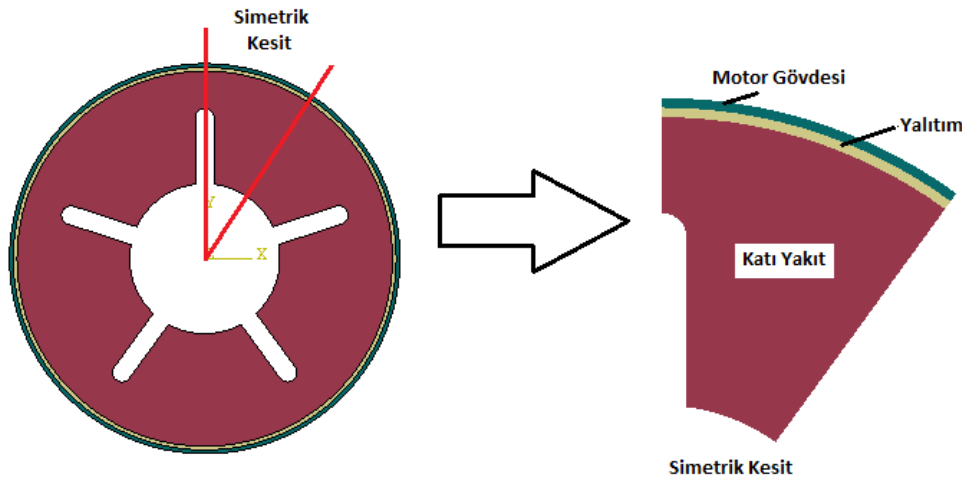
Şekil 4.1 : Oluklu Yakıt Geometrisi ve Kesit Değişkenleri.

Oluklu kesite sahip katı yakıtlı roket motorları için 5’i sürekli 1’i ayrık olmak üzere 6 geometrik değişken mevcuttur. Bu değişkenler Çizelge 4.1’de listelenmiştir.

Çizelge 4.1 : Oluklu Yakıt Geometrisine Ait Değişkenler.

Tür	Parametre	Açıklama
Ayrık	N	Oluk Sayısı
	L	Yakıtın Boyu
	$R_{iç}$	İç Çap
	$R_{dış}$	Dış Çap
	$R_{uç}$	Oluk Ucu Yarıçapı
	$R_{uç-merkez}$	Oluk Merkezinin Yarıçapı

Çizelge 4.1’de listelenen değişkenler hem tasarlanan yakıt geometrisinin dayanımını hem de iç balistik performansını etkilemektedir. Bu değişkenlere ait optimum değerlerin bulunması için yürütülen çalışmada çok sayıda sonlu elemanlar modeli oluşturularak çözümlenmelidir. Bu bakımdan, incelenen problemin yapısına uygun olarak doğru, pratik ve hızlı çözüm sağlayan parametrik sonlu elemanlar modelleri düzlem gerinim modeli simetri sınır koşulları kullanılarak hazırlanmıştır. Yapısal analiz modeli, katı yakıt, yalıtım ve motor gövdesinden oluşmaktadır (Şekil 4.2).



Şekil 4.2 : Sonlu Elemanlar Analizleri için Hazırlanan Geometri Örneği.

4.1.2 Malzeme özellikleri

Yapısal analiz modelinde, HTPB bazlı yakıt, EPDM bazlı yalıtım ve motor gövdesi için Maraging Çelik olmak üzere 3 çeşit malzeme kullanılmıştır. Bu malzemelere ait ısı ve mekanik özellikler Çizelge 4.2’de listelenmiştir.

Yakıtta ait malzeme özellikleri literatürden derlenen özelliklerin ortalamaları kullanılarak elde edilmiş olup, gerçekte bu özelliklere sahip bir yakıt bulunmamaktadır. Ancak listelenen özellikler gerçek bir yakıtın sahip olabileceği değer aralığında bulunup, önceki konuda belirtilen yaklaşım çerçevesinde türetilmiştir. Burada amaç, mümkün olduğunca gerçeğe yakın davranış modeli

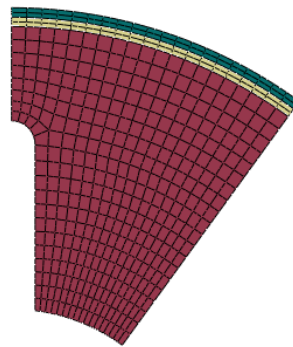
sergileyen sanal bir yakıt malzemesi elde ederek, sonlu elemanlar analizlerinde bu malzemeyi kullanmaktır.

Çizelge 4.2 : Malzemelerin Mekanik ve Isıl Özellikleri [63-65].

Özellik	Maraging Çelik	EPDM Bazlı Yalıtım	HTPB Bazlı Yakıt	Birim	
E	190000	500	1.09 (E_{∞})	MPa	
ν	0.3	0.3	0.499	-	
ρ	8000	1000	1700	kg/m ³	
α	10.1·10 ⁻⁶	5.76·10 ⁻⁴	9.0·10 ⁻⁵	mm/mm/°C	
k	k Sıcaklık (K)		0.2	0.60	W/m/K
	25.3	293			
	25.8	323			
	27	373			
c_p	813	500	c_p Sıcaklık (K)		J/kg/K
			895	233	
			525	273	
			380	313	
			270	343	

4.1.3 Çözüm ağı

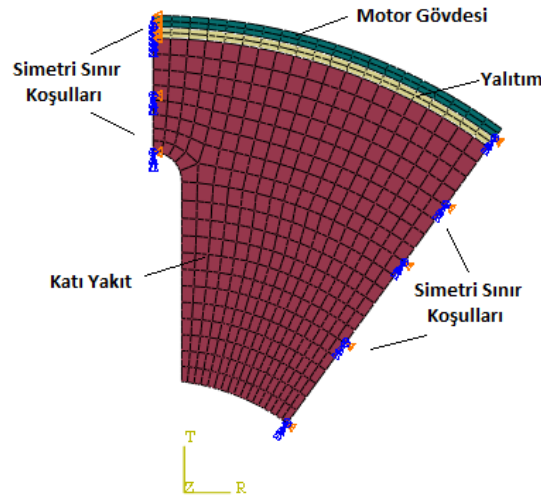
Optimizasyon sürecinde kullanılan parametrik sonlu elemanlar modelleri, farklı boyutlara sahip oluklu kesit geometrilerini, düzlem gerinim varsayımı altında iki boyutlu ikinci mertebeden dörtgensel elemanlar kullanılarak, en büyük elemanın boyutu 2 mm'yi aşmayacak şekilde kurgulamaktadır. Katı yakıtın çözüm ağında kullanılan elemanlar hibrit formülasyona ve indirgenmiş integrasyona sahiptir. Bunun nedeni; gerinim dayanımı bakımından daha kritik olan yakıtın, katılığını (rijitliğini) bir miktar düşürerek analiz sonuçlarında elde edilen gerinim değerinin mümkün olduğunca yüksek hesaplanmasını sağlamak ve böylece daha güvenilir analiz sonuçları elde etmektir. Şekil 4.3'te, 5 oluklu örnek bir kesitin 36 derecelik simetrik dilimini modellemek için hazırlanan çözüm ağı sunulmuştur.



Şekil 4.3 : Örnek bir Kesit için Oluşturulan Çözüm Ağı.

4.1.4 Sınır koşulları

N adet oluğa sahip katı yakıtlı roket motoru geometrileri, sonlu elemanlar analiz çözüm sürecinden tasarruf ederek optimizasyon sürecine hız kazandırmak amacıyla, simetri sınır koşulları kullanılarak $1/(2N)$ 'lik dilimler şeklinde oluşturulmuştur. Şekil 4.4'de örnek olarak, 5 adet oluğa sahip katı yakıtlı roket motoru için hazırlanan $1/10$ 'luk model, simetri sınır koşulları ile birlikte gösterilmiştir.



Şekil 4.4 : 5 Adet Oluğa Sahip Örnek bir Kesit için Oluşturulan Simetri Sınır Koşulları.

4.1.5 Yükler

Katı yakıtlı roket motorunun yakıt yapısal analizleri, şartlandırma ve ateşleme olmak üzere 2 yükleme adımında tamamlanmıştır.

4.1.5.1 Şartlandırma adımı

Bu adımda, katı yakıtlı roket motorunun, 331 K (58 °C) sıcaklıktan 233 K (-40 °C) sıcaklığa soğutulması sırasında oluşan gerinim ve gerilme değerleri analiz edilmektedir. Isı transferi analiz sonuçlarından elde edilen, çözüm ağındaki sıcaklığın zamanla değişimi bilgisi bu adımda analiz yük girdisi olarak kullanılmaktadır.

Katı yakıtın serbest halde üzerinde hiç gerilme ve gerinim barındırmadığı sıcaklığa yakıtın gerinimsiz – gerilmesiz sıcaklığı adı verilir. Gerinimsiz sıcaklık, yaklaşık olarak katı yakıtların olgunlaştırıldığı sıcaklık olan kür sıcaklığına 8 °C eklenerek hesaplanabilir [47]. Çalışmada, yakıtın gerinimsiz sıcaklığı ile gerilmesiz sıcaklığının aynı olduğu varsayılmıştır ve yakıtın kür sıcaklığının 50 °C, gerinimsiz – gerilmesiz sıcaklığının 58 °C olduğu kabul edilmiştir.

Şartlandırma işlemi sırasında roket motorları, gerinimsiz – gerilmesiz sıcaklık değerinden, görev yapacakları minimum sıcaklık değerine (çalışmada -40 °C olarak kabul edilmiştir) zorlanmış taşımın yoluyla şartlandırma kabinlerinde soğutulurlar. Bu kabinlerin içerisinde bulunan fanlar ortalama 2 m/s hızla roket motorlarının üzerine soğuk hava üfler. Şartlandırma kabininde soğutulan roket motorlarındaki katı yakıtın ne kadar süre içerisinde istenilen sıcaklığa soğutulduğunu hesaplayabilmek için zorlanmış taşınım katsayısının hesaplanması gerekmektedir. Bu amaçla, [66] numaralı referanstaki yöntem kullanılmıştır. Öncelikle roket motorunun ilk ve son sıcaklık değerleri belirlenerek denklem 4.1 yardımıyla film sıcaklığı hesaplanır.

$$T_{ilk} = 331 \text{ K (Raket Motorunun ilk Sıcaklığı)}$$

$$T_{son} = 233 \text{ K (Şartlandırma Kabini Sıcaklığı)}$$

$$T_{film} = \frac{T_{ilk} + T_{son}}{2} = 282 \text{ K (Film Sıcaklığı)} \quad (4.1)$$

Film sıcaklığındaki havaya ait kinematik viskozite (ν), ısıl iletkenlik katsayısı (k) ve Prandtl sayısı (Pr), ara değer hesaplama yöntemi (interpolasyon) ile elde edilir. Bu amaçla, $T_1=250 \text{ K}$ ve $T_2=300 \text{ K}$ sıcaklıkları için [66] numaralı referansta hazır olarak sunulan ve Çizelge 4.3'te ilgili sıcaklıkların altında listelenen değerler kullanılarak, $T_{film}=282 \text{ K}$ için interpolasyon işlemi gerçekleştirilmiş, elde edilen sonuçlar Çizelge 4.3'te sunulmuştur.

Çizelge 4.3 : Film Sıcaklığı için Havaya ait ν , k ve Pr Değerlerinin İnterpolasyon ile Hesaplanması [66].

Sıcaklık	$T_1 = 250 \text{ K}$	$T_2 = 300 \text{ K}$	$T_{film} = 282 \text{ K}$
Kinematik			
Viskozite [m^2/s]	$\nu_1 = 11.44 \cdot 10^{-6}$	$\nu_2 = 15.89 \cdot 10^{-6}$	$\nu_{film} = 14.29 \cdot 10^{-6}$
Isıl İletkenlik			
Katsayısı [$W/m.K$]	$k_1 = 22.3 \cdot 10^{-3}$	$k_2 = 26.3 \cdot 10^{-3}$	$k_{film} = 24.9 \cdot 10^{-3}$
Prandtl Sayısı	$Pr_1 = 0.720$	$Pr_2 = 0.707$	$Pr_{film} = 0.712$

Zorlanmış taşınım katsayısı hesaplanırken, roket motoru dış çapının (D) 205 mm olduğu ve şartlandırma kabinindeki fanın (u_∞) 2 m/s hız ile hava üflediği göz önüne alınmıştır. Buna göre, Reynolds sayısı (Re_D), ortalama sıcaklığa göre hesaplanan Nusselt sayısı ($\overline{Nu_D}$) ve ortalama zorlanmış taşınım katsayısı ($\bar{h}$) değerleri, 4.2, 4.3 ve 4.4 numaralı denklemler kullanılarak aşağıdaki gibi elde edilmiştir [66]. 4.3

numaralı denklem Churchill ve Bernstein tarafından önerilmiş olup bu denklem tüm Re_D sayıları ve $Pr > 0.2$ koşulu için geçerlidir [66].

$$Re_D = \frac{u_\infty D}{\nu_{film}} \cong 28695 \quad (4.2)$$

$$\overline{Nu}_D = 0.3 + \frac{0.62 \cdot Re_D^{\frac{1}{2}} \cdot Pr^{\frac{1}{3}}}{\left[1 + (0.4/Pr)^{\frac{2}{3}}\right]^{\frac{1}{4}}} \cdot \left[1 + \left(\frac{Re_D}{282000}\right)^{\frac{5}{8}}\right]^{\frac{4}{5}} \cong 98.097 \quad (4.3)$$

$$\bar{h} = \frac{\overline{Nu}_D \cdot k}{D} = 11.896 \text{ W/m}^2\text{K} \quad (4.4)$$

Re_D : Reynolds sayısı [-]

u_∞ : Akış hızı [m/s]

D : Motor gövdesi dış çapı [m]

$\overline{Nu}_D$: Ortalama Nusselt sayısı [-]

Pr : Prandtl sayısı [-]

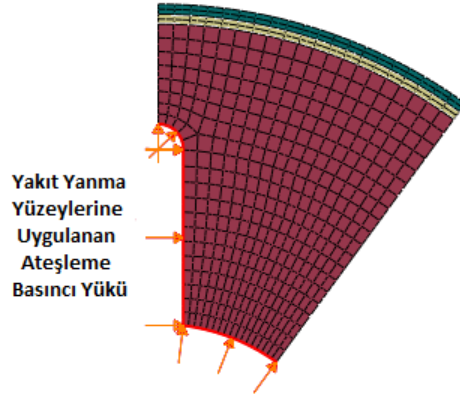
k : Isıl iletkenlik katsayısı [W/m.K]

ν : Kinematik viskozite [m^2/s]

Zorlanmış taşınım katsayısını hesaplayabilmek amacıyla bir Matlab programı oluşturulmuş ve hesaplamalar bu program kullanılarak yapılmıştır.

4.1.5.2 Ateşleme adımı

Roket motorunun 233K sıcaklığa soğutulmasının ardından bu adımda, ateşleme basıncı yükü yakıt yanma yüzeyine uygulanarak, ateşleme basıncı sonucunda oluşan gerinim ve gerilme değerleri hesaplanmaktadır. Ateşleme adımında kullanılacak olan yanma basıncı, iç balistik performans analizleri sonucunda elde edilen itki zaman grafiğine uygun olarak sonlu elemanlar analizlerine dâhil edilmektedir. Ateşleme basıncı yükünün uygulandığı bölge, Şekil 4.5'te gösterilmiştir.



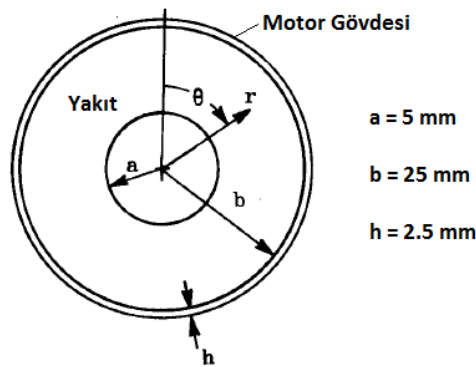
Şekil 4.5 : Ateşleme Basıncının Uygulandığı Bölge.

4.2 Yapısal Analiz Modelinin Doğrulaması

Bu bölümde, sonlu elemanlar analiz programında oluşturulan doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar modelinin doğrulaması yapılmıştır. Bu amaçla, içi boş dairesel kesitli bir yakıtı sahip basit bir motor geometrisinin iç basınç yükü altında verdiği sonuçlar, [51] numaralı referansta sunulan analitik formüller yardımıyla hesaplanmıştır. Radyal ve teğetsel gerilme değerlerinin yarıçap boyunca değişimini analitik olarak hesaplayan bir Matlab programı hazırlanmıştır. Bu program yardımıyla elde edilen sonuçlar ile sonlu elemanlar analizlerinden elde edilen sonuçlar grafiksel olarak karşılaştırılmıştır.

4.2.1 Analitik model

Şekil 4.6’da doğrulama modeline ait geometri gösterilmiştir.



Şekil 4.6 : Yapısal Doğrulama Modeli [51].

Analitik hesaplamalar sırasında yapılan varsayımlar, uygulanan sınır koşulları aşağıda belirtilmiştir. Ayrıca, gerilme değerlerinin hesaplanmasında 4.5, 4.6 ve 4.7 numaralı denklemler kullanılmıştır [51]:

Varsayımlar:

Düzlem Gerinim: $\varepsilon_{zz}(r) = 0$

Sınır Koşulları:

$\sigma_{rr}(r) = -p$: İç basınç.

Gerilme Hesapları:

$$\sigma_{rr}(r) = \frac{p}{\left[\left(\frac{b}{a}\right)^2 - 1\right]} \left\{ \left[1 - \left(\frac{b}{r}\right)^2 \right] - \frac{2(1 - \nu_p)}{\Omega} \left[\left(\frac{b}{a}\right)^2 - \left(\frac{b}{r}\right)^2 \right] \right\} \quad (4.5)$$

$$\sigma_{\theta\theta}(r) = \frac{p}{\left[\left(\frac{b}{a}\right)^2 - 1\right]} \left\{ \left[1 + \left(\frac{b}{r}\right)^2 \right] - \frac{2(1 - \nu_p)}{\Omega} \left[\left(\frac{b}{a}\right)^2 + \left(\frac{b}{r}\right)^2 \right] \right\} \quad (4.6)$$

$$\Omega = \left\{ \left[1 + (1 - 2\nu_p) \left(\frac{b}{a}\right)^2 \right] + \frac{\left[\left(\frac{b}{a}\right)^2 - 1 \right] (1 - \nu_c^2) b E_p}{(1 + \nu_p) h E_c} \right\} \quad (4.7)$$

Bu eşitliklerde:

a : Yakıt iç yarıçapı [mm]

b : Yakıt dış yarıçapı [mm]

h : Motor gövdesinin kalınlığı [mm]

p : İç basınç [MPa]

E_p : Yakıtın elastisite modülü [MPa]

E_c : Motor gövdesinin elastisite modülü [MPa]

ν_p : Yakıtın Poisson Oranı [-]

ν_c : Motor gövdesinin Poisson Oranı [-]

σ_{rr} : Radyal yöndeki gerilme [MPa]

$\sigma_{\theta\theta}$: Teğetsel yöndeki gerilme [MPa]

Analitik hesaplamalarda kullanılan parametrelere ait girdi değerleri Çizelge 4.4’de özetlenmiştir.

Çizelge 4.4 : Analitik Hesaplamalarda Kullanılan Girdi Değerleri.

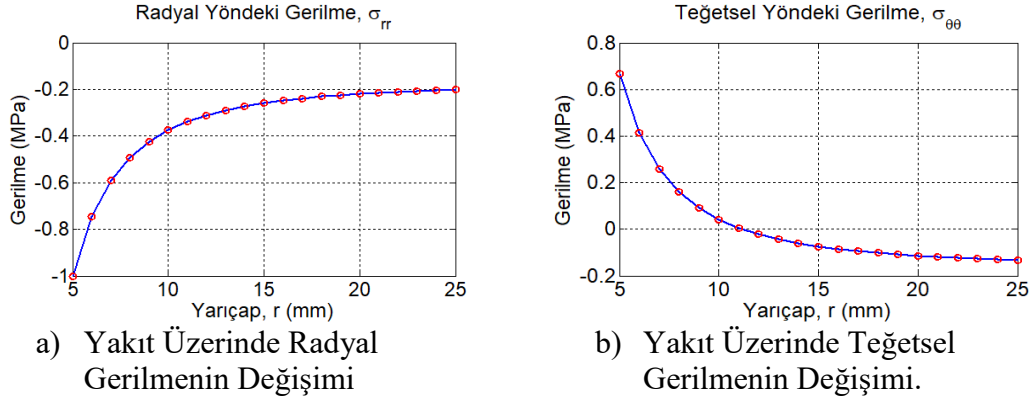
Parametre	Değeri	Birimi
a	5	mm
b	25	mm
h	2.5	mm
p	1	MPa
E_p	10.261	MPa
E_c	210000	MPa
v_p	0.4	-
v_c	0.3	-

Çizelge 4.4’de belirtilen parametrelerden yakıtın elastisite modülünü temsil eden E_p değeri aşağıda anlatıldığı biçimde hesaplanır:

Viskoelastik yakıt malzemesinin elastisite modülü, basınç yükünün uygulanış süresine (yükün aniden ya da yavaş yavaş uygulanmasına) göre değişiklik göstermektedir. Ateşleme basıncını temsil eden basınçlandırma analizlerinde basınç yükü, motor tasarımı ve yakıt türüne bağlı olarak 0.002 saniye gibi oldukça düşük değerlerden 0.5 saniyeye kadar değişebilmektedir. Bu doğrulama analizinde, ateşleme sonucunda yakıt iç yüzeyine uygulanan basıncın, 0.02 saniyede 0’dan 1 MPa değerine ulaştığı varsayılmıştır. Çizelge 4.1’de listelenen Prony Serisi katsayıları kullanılarak 0.02 saniye içerisinde yakıtı basınç yükü uygulanması durumunda yakıtın elastisite modülünün anlık değeri $E_p(0.02) = 10.261 \text{ MPa}$ olarak hesaplanır.

Burada amaç, viskoelastik analiz çözümünden elde edilen gerilme değerleri ile analitik hesaplamalar sonucunda elde edilen gerilme değerlerinin karşılaştırılarak, sonlu elemanlar analiz programına girilen viskoelastik yakıt malzeme modelinin olması gerektiği gibi çalışıp çalışmadığını kontrol etmektir. Sonlu elemanlar analizinde kullanılan viskoelastik malzeme modelinin düzgün şekilde modellenmesi durumunda yakıtın 0.02 saniyelik süre içerisinde uygulanan basınç yüküne vereceği gerilme cevabının, analitik hesaplamalarla elde edilen gerilme değerleri ile uyumlu olması beklenir.

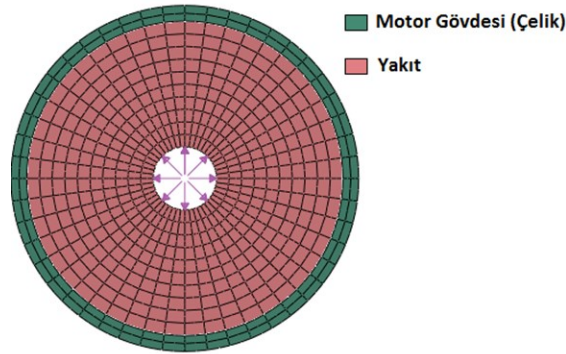
Hazırlanan Matlab programı yardımıyla gerçekleştirilen analitik hesaplamalar sonucunda, radyal ve teğetsel gerilme değerlerinin değişimi Şekil 4.7’deki gibidir.



Şekil 4.7 : Analitik Çözüm Sonuçları.

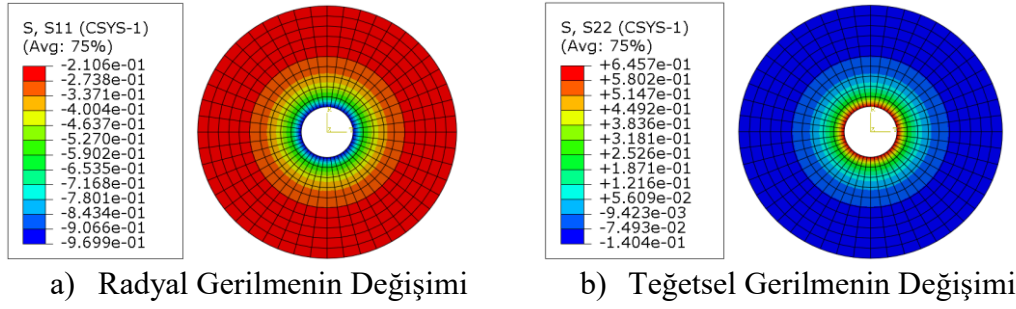
4.2.2 Sonlu elemanlar modeli

Şekil 4.6 ile aynı geometrik boyutlara sahip sonlu elemanlar modeli Şekil 4.8'deki gibi oluşturulmuştur. Modelde, 1920 düğüm noktası ve 576 kuadratik (ikinci mertebeden) eleman bulunmaktadır. Yakıt viskoelastik olarak, Poisson oranı hariç olmak üzere Çizelge 4.2'deki özellikler kullanılarak modellenmiştir. Bu çizelgeden farklı olarak analitik denklemin sağlıklı çözüm sağlayabilmesi açısından yakıt Poisson oranı 0.4 alınmıştır. Yakıt iç çeperine 1 MPa değerinde basınç yükü uygulanmıştır. Basınç yükünün 1 MPa değerine çıkış süresi 0.02 s olarak kabul edilmiştir. Motor gövdesinin 210 GPa'lık elastisite modülü değerine ve 0.3'lük Poisson Oranı'na sahip 4140 çeliğinden imal edildiği varsayılmıştır. Sonlu elemanlar analizi, Abaqus 6.12 ticari yazılımında gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.8 : Doğrulama Amacıyla Oluşturulan Sonlu Elemanlar Modeli.

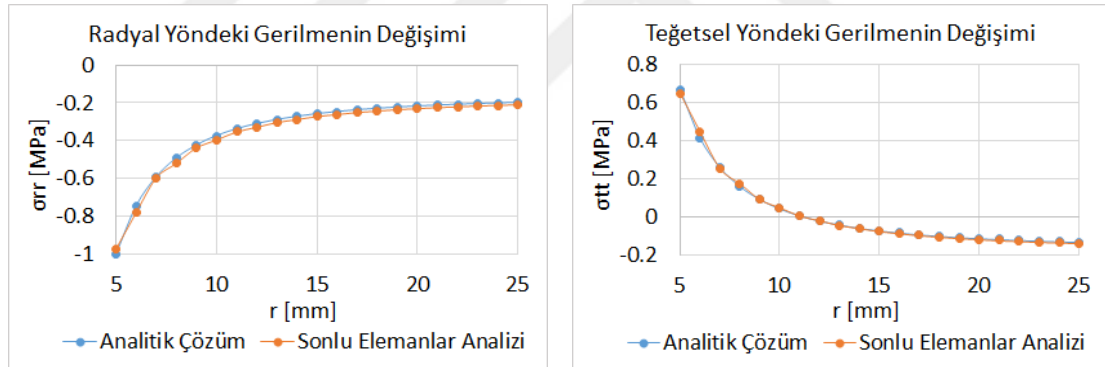
Sonlu elemanlar analizi sonucunda elde edilen radyal ve teğetsel gerilme değerlerinin değişimi Şekil 4.9'da gösterilmiştir.



Şekil 4.9 : Doğrulama Modeli Üzerinde Gerilmelerin Değişimi [MPa].

4.2.3 Sonuçların karşılaştırılması

Şekil 4.10’da gösterilen grafiklerde analitik sonuçlar ile sonlu elemanlar analiz sonuçlarının karşılaştırılması yapılmıştır. Bu sonuçlar göz önüne alındığında, sonlu elemanlar analizlerinde kullanılan viskoelastik malzeme modellemesinin uygun şekilde yapıldığı ve sonlu elemanlar modelinin olması gereken sonuçları sunduğu anlaşılmaktadır. Bu sayede, daha karmaşık kesite sahip katı yakıtlı roket motorları; sonlu elemanlar modelinde kullanılan malzeme modelleri ve eleman türleri yardımıyla analiz edilebilir.



Radyal Gerilmenin Değişimi [MPa]

Teğetsel Gerilmenin Değişimi [MPa]

Şekil 4.10 : Analitik ve Sayısal Sonuçların Karşılaştırılması.

4.3 Parametrik Sonlu Elemanlar Modelinin Oluşturulması

Sayısal optimizasyon süreci kapsamında çok sayıda farklı kesit geometrisi için yapısal analizlerin otomatik olarak gerçekleştirilmesi gerekmektedir ve bu sebeple sonlu elemanlar modelinin parametrik hale getirilmesi ve bir sürücü tarafından otomatik olarak yönetilmesi gerekmektedir.

“Yükler” alt başlığında bahsedildiği üzere, viskoelastik analizleri gerçekleştirebilmek için öncelikle tasarımın gerilmesiz – gerinimsiz sıcaklıktan (331 K) roket motorunun

görev yapması öngörülen minimum ateşleme sıcaklığına (233 K) soğuma süresi boyunca her bir sonlu eleman ve düğüm noktasındaki sıcaklıkların zamana göre değişim bilgisine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sebeple parametrik viskoelastik sonlu elemanlar analiz modelini hazırlamadan önce parametrik ısı transferi analiz modelinin hazırlanması gerekmektedir.

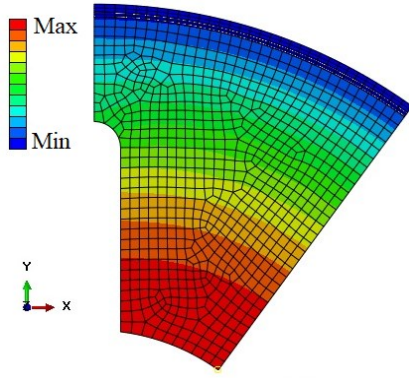
4.3.1 Parametrik ısı transferi analiz modelinin oluşturulması

Pratikte ısı transferi analizlerinde soğuma süresini analiz yapmadan tahmin etmek mümkün olmadığı için deneme yanılma yöntemiyle birden fazla analiz yapılarak bu süre tespit edilmekte ve bu sebeple zaman kaybedilmektedir. Parametrik bir ısı transferi modelinin hazırlanması, tasarımın soğuma süresinin mümkün olduğunca yüksek doğrulukta öngörülmesi ile mümkündür. Dolayısıyla, böyle bir modelin hazırlanabilmesi için oluklu yakıtta ait kesit değişkenlerini kullanarak, tasarımın soğuma süresini önceden tahmin eden bir temsili modelin geliştirilmesi gerekmektedir. Böylelikle hem ısı transferi hesaplarında soğuma süresinin tespiti amacıyla yapılan deneme yanılma analizlerinin yaratacağı zaman kayıpları önlenmiş; hem de soğuma süresinin doğrulukla öngörülmesiyle hesaplama verimliliği artmış ve viskoelastik malzemenin zamana bağlı davranışının yüksek doğrulukla edinilmesi mümkün olmuştur. Bu temsili model, cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak oluşturulmuştur.

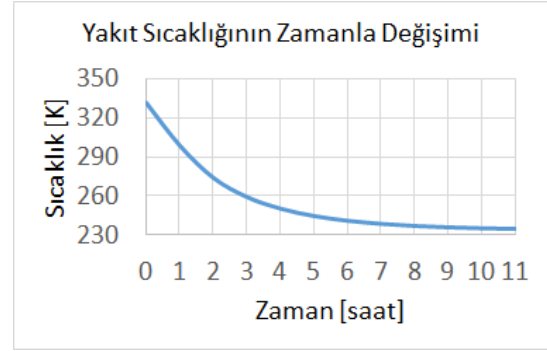
Bu bölümde, kesit parametrelerinin kullanılarak yakıt tasarımlarının soğuma sürelerini elde eden denklemin cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak türetilme yöntemi anlatılmıştır.

Yapılan literatür araştırmasında görüldüğü üzere cevap yüzeyi yöntemi katı yakıt şartlanma süresi öngörüsünde, ilk defa bu çalışma kapsamında, parametrik ısı transferi modeli oluşturmak ve bu sayede optimizasyon sürecinin verimini arttırmak amacıyla kullanılmıştır.

Şekil 4.11’de, şartlandırma işlemi sırasında oluklu bir yakıtta ait sıcaklık dağılımı ve yakıtın en geç soğuyan bölgesinin soğuma davranışı sunulmuştur.



a) Sıcaklık Dağılımı

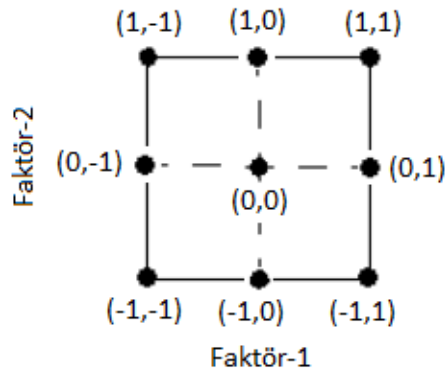


b) Sıcaklığın Zamanla Değişimi

Şekil 4.11 : Oluklu Yakıtın Soğuma Davranışı.

Görüldüğü üzere, yakıtın en geç soğuyan bölgesi en iç kısımdır ve bu bölgedeki soğuma hızı üstel olarak azalmaktadır. Soğumanın son anlarında, sıcaklık değişim gradyanı ihmal edilebilir boyuttadır. Bu sebeple, pratikte yakıt 233.5 K sıcaklığa ulaştığında soğumuş olarak kabul edilir.

Belirli girdi değişkenlerinin deney ya da analiz sonuçlarını ne şekilde etkilediğini grafiksel anlatım yardımıyla belirlemek amacıyla kullanılan yöntemlerden biri de cevap yüzeyi yöntemidir. Oluklu katı yakıtı sahip roket motorunun şartlanma süresi yüzey merkezli kompozit model yardımıyla elde edilmiştir. Şekil 4.12, iki farklı faktöre sahip bir cevap yüzeyinin bu model yöntemiyle oluşturulmasını temsil etmektedir.



Şekil 4.12 : Yüzey Merkezli Kompozit Model.

Yüzey merkezli kompozit modelde cevap yüzeyinin oluşturulmasında kullanılan parametrelerin en yüksek ve en düşük sınır değerlerinin -1 ve 1 değerleri arasında bulunduğunu varsaydığımızda Şekil 4.12’de gösterilen model elde edilir. Buradaki noktalar cevap yüzeyi modelinin oluşturulmasında ihtiyaç duyulan tasarım sonuçlarını temsil etmektedir. Bu noktalardaki faktör değerlerine göre oluşturulan

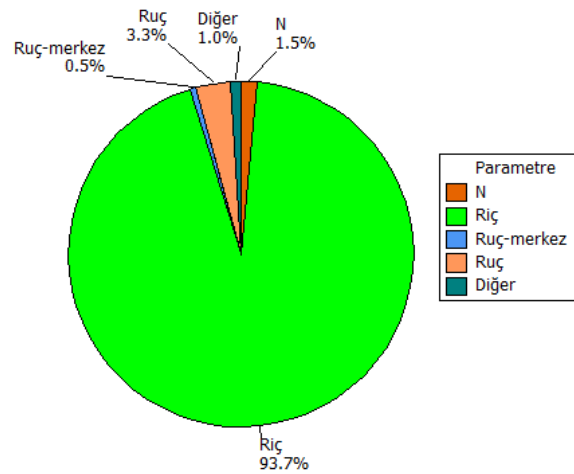
tasarımlar analiz edilerek sonuçlar elde edildikten sonra cevap yüzeyi oluşturularak problemin matematiksel olarak modellenmesi sağlanır. Özetle cevap yüzeyi, belirli tasarım parametrelerinin alt ve üst limitleri çerçevesinde oluşturulur. Optimizasyon sürecinde kullanılacak olan limitleri kapsayacak şekilde Çizelge 4.5'te görülen tasarım kümesi kullanılarak cevap yüzeyi oluşturulması uygun görülmüştür.

Çizelge 4.5 : Parametrik Isı Transferi Modeli için Gerekli Cevap Yüzeyine ait Limitler.

Parametre	Açıklama	Alt Sınır	Üst Sınır	Birim
$R_{iç}$	İç Yarıçap	50	65	mm
$R_{uç-merkez}$	Oluk Merkezinin Yarıçapı	70	85	mm
$R_{uç}$	Oluk Ucu Yarıçapı	2.5	7.5	mm
N	Oluk Sayısı	3	6	-

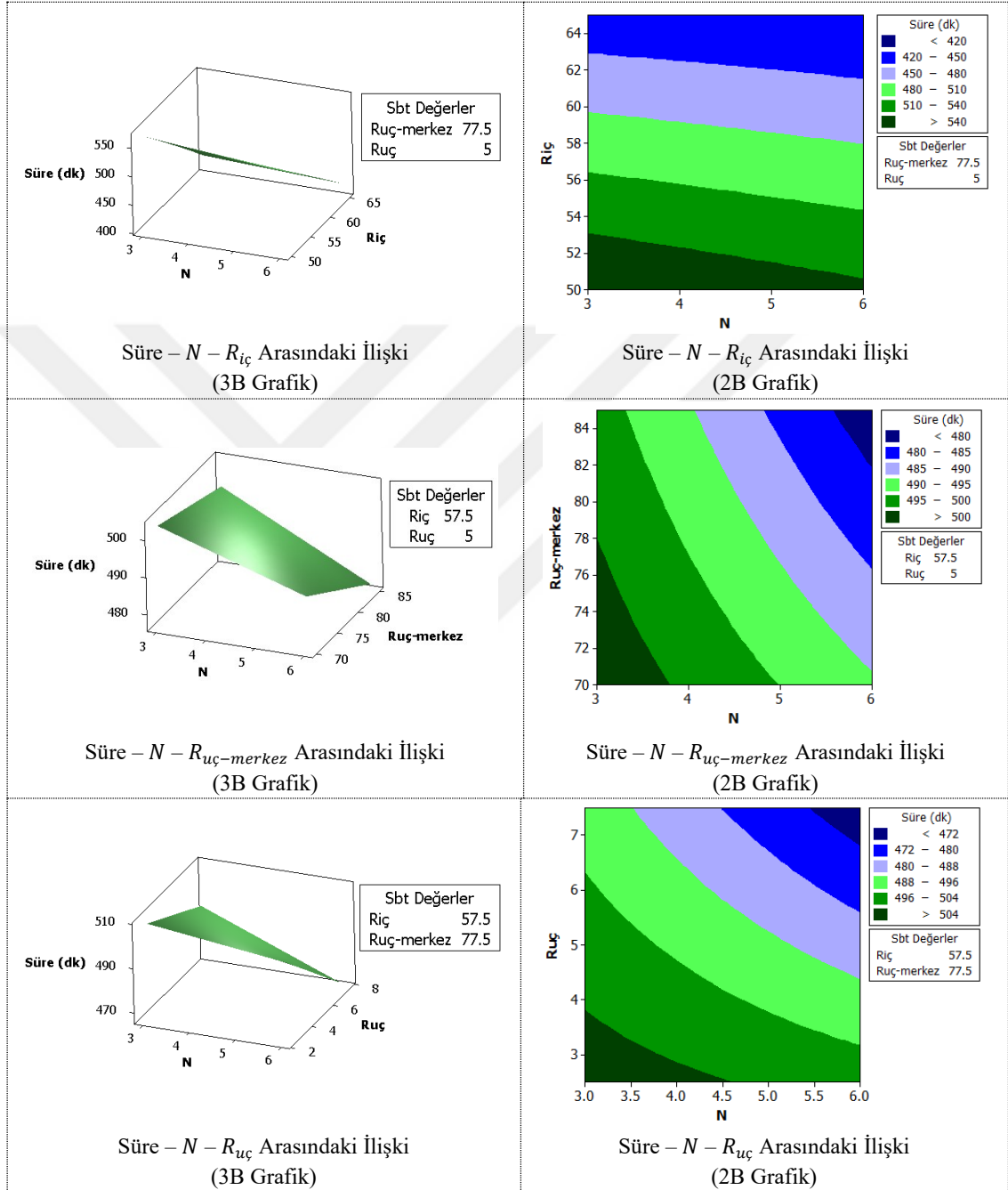
Dolayısıyla Şekil 4.4'deki malzeme konfigürasyonuna, 205 mm çapa ve oluklu kesite sahip katı yakıtlı roket motorları için elde edilmek istenen 331 K'den 233 K'e soğuma süresi tahmin eşitliği, sadece ve sadece Çizelge 4.5'te belirtilen cevap yüzeyi limitleri içerisindeki modeller için (yakıt malzemesi değiştirilmeksizin) kullanılmalıdır.

Cevap yüzeyini oluşturmak amacıyla 25 adet oluklu yakıt geometrisi modellenmiş ve deneme yanılma yöntemiyle ısı tranferi çözümleri gerçekleştirilerek bu modellerin soğuma süreleri hesaplanmıştır. Analiz sonucunda, Şekil 4.13'te görülen oluklu yakıta ait kesit değişkenlerinin ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin roket motorunun şartlanma süresine olan etkisi elde edilmiştir.

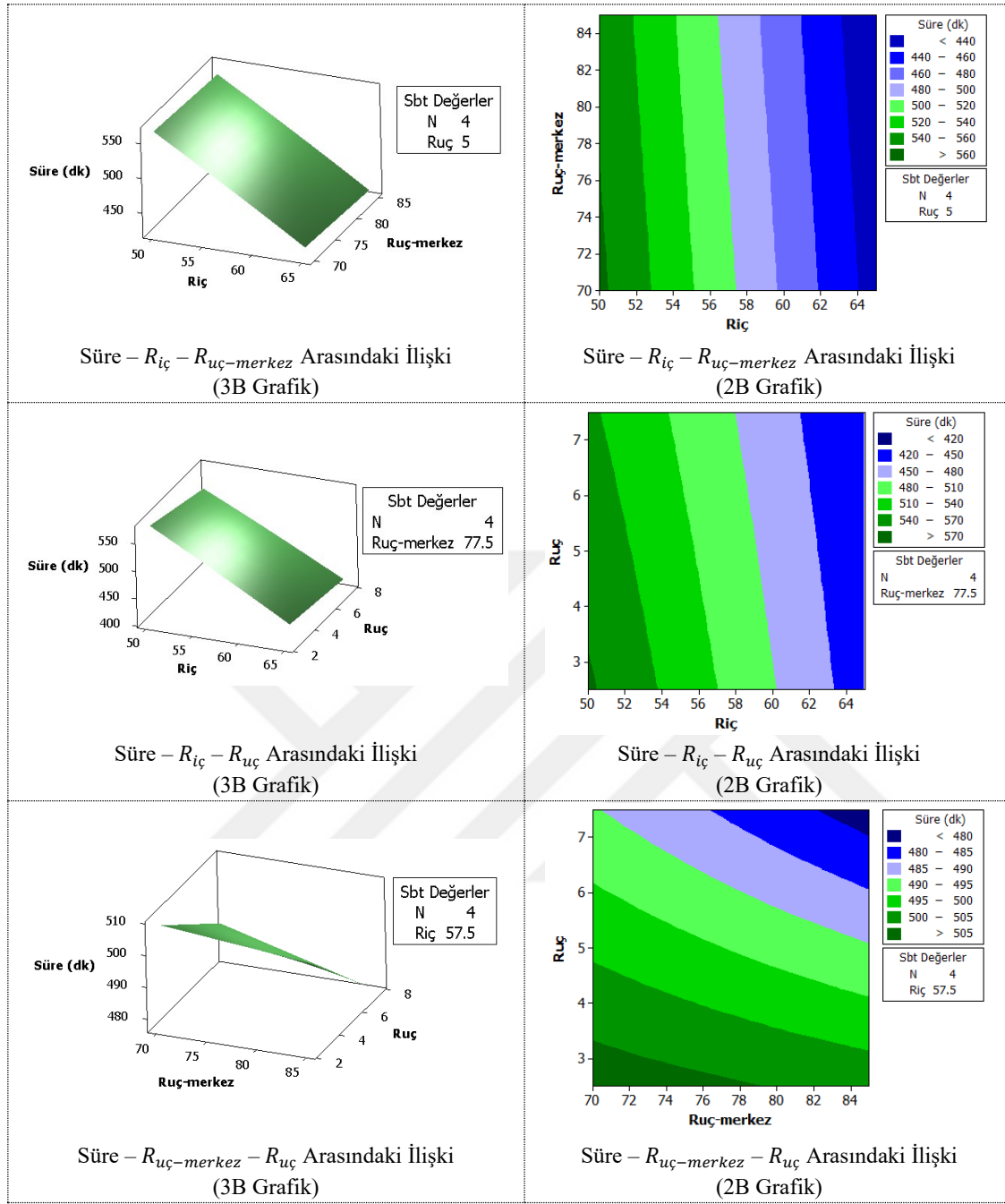


Şekil 4.13 : Kesit Parametrelerinin ve Etkileşimlerinin Motor Şartlanma Süresi Üzerindeki Etkisi.

Şekil 4.13 incelendiğinde, iç yarıçap ($R_{iç}$) parametresinin, yakıt doluluk oranını; dolayısıyla şartlanma süresini domine ettiği saptanmıştır. Bu bulgu beklenilenle uyumludur. Ayrıca oluk ucu yarıçapının ($R_{uç}$) da soğuma süresi üzerinde etkisi olduğu gözlenmiştir. Cevap yüzeyi analizi sonuçları, Şekil 4.14’de sunulmuştur.



Şekil 4.14 : Kesit Parametrelerinin Motor Şartlanma Süresi Üzerindeki Etkisi.



Şekil 4.14 (Devam) : Kesit Parametrelerinin Motor Şartlanma Süresi Üzerindeki Etkisi.

Şekil 4.14 incelendiğinde; iç yarıçap ($R_{iç}$), oluk ucu yarıçapı ($R_{uç}$), oluk merkezi yarıçapı ($R_{uç-merkez}$) ve oluk sayısının (N) bağımsız şekilde artması, motor şartlanma süresinin azalmasına yani motorun daha kısa sürede soğumasına yol açmaktadır. Çünkü tüm bu parametrelerin artması yakıt doluluk oranını azaltmakta ve yakıtın daha kısa sürede soğumasına yardımcı olmaktadır.

Bahsedilen sonuçlara ek olarak, şartlanma süresi, sınırları Çizelge 4.5'te belirtilen kesit değişkenleri kullanılarak oluşturulan denklem 4.8 (cevap yüzeyi denklemi) yardımıyla hesaplanabilir.

$$t_{\text{şart}} = 1010.38 - 2.222 \cdot N - 8 \cdot R_{iç} + 0.616 \cdot R_{uç-merkez} - 2.497 \cdot R_{uç} - 0.025 \cdot R_{uç}^2 + 0.261 \cdot N \cdot R_{iç} - 0.161 \cdot N \cdot R_{uç-merkez} - 1.15 \cdot N \cdot R_{uç} + 0.197 \cdot R_{iç} \cdot R_{uç} - 0.11 \cdot R_{uç-merkez} \cdot R_{uç} \quad (4.8)$$

Elde edilen denklemin doğrulanması amacıyla bir örnekleme kümesi oluşturularak bu modellere ait soğuma süreleri hem deneme yanılma yöntemiyle koşturulan ısı transferi analizleri sonucunda hesaplanmış hem de denklem 4.8'den elde edilen sonuçlar listelenerek eşitliğin hata oranı Çizelge 4.6'da analiz edilmiştir.

Çizelge 4.6 : Cevap Yüzeyinden Elde Edilen Şartlanma Süre Tahmini Eşitliğinin Doğrulanması.

Model No.	N	$R_{iç}$	$R_{uç-merkez}$	$R_{uç}$	Şartlanma Süresi (dk)		% Fark
					SEA Sonuçları	Cevap Yüzeyi Sonuçları	
1	3	50	70	2.5	579	580	0.15
2	6	50	70	2.5	570	570	0.01
3	3	65	70	2.5	438	436	0.52
4	6	65	70	2.5	436	438	0.35
5	3	50	85	2.5	576	578	0.30
6	6	50	85	2.5	563	561	0.44
7	3	65	85	2.5	434	434	0.09
8	6	65	85	2.5	427	428	0.27
9	3	50	70	7.5	561	561	0.03
10	6	50	70	7.5	532	534	0.30
11	3	65	70	7.5	430	431	0.33
12	6	65	70	7.5	419	416	0.72
13	3	50	85	7.5	553	550	0.47
14	6	50	85	7.5	515	516	0.19
15	3	65	85	7.5	420	421	0.25
16	6	65	85	7.5	398	398	0.08
17	3	57.5	77.5	5.0	500	500	0.05
18	6	57.5	77.5	5.0	484	484	0.02
19	5	60	80	5.0	466	466	0.03
20	5	50	75	5.0	554	554	0.05
21	3	60	85	4.0	478	478	0.07
22	3	50	80	6.0	561	561	0.05
23	4	60	70	3.0	483	483	0.03
24	4	55	75	4.0	523	523	0.05
25	4	65	85	5.0	423	423	0.09

Bu çizelgedeki ilk 18 model cevap yüzeyinin oluşturulmasında kullanılan örnekler olup geri kalan modeller rastgele belirlenen tasarım kombinasyonlarıdır.

Çizelge 4.6 incelendiğinde, 4.8 numaralı denklemin şartlanma süre öngörüsünü son derece başarılı şekilde yaptığı görülmektedir. Karşılaşılan en yüksek hata düzeyi %0.72 civarında olup yapılan hata birkaç dakikayı geçmemektedir. Daha önce de belirtildiği üzere sıcaklık gradyanı soğuma aşamasının son safhasında oldukça düşüktür. Bu nedenle 10 dakikalık hatalı tahmin dahi viskoelastik sonlu elemanlar analizlerindeki şartlandırma analizlerinin sonuçları üzerinde ihmal edilebilir bir hataya yol açacaktır. Sonuç olarak, elde edilen denklemin çalışma kapsamında kullanılması uygundur.

Sonlu elemanlar analizlerinin gerçekleştirildiği Abaqus ortamında parametrik modellerin oluşturulması için Python programlarının geliştirilmesi gerekmektedir. Böylece geometrik parametreleri girilen modellerin öncelikle ne kadar sürede şartlanacakları, denklem 4.8 kullanılarak Python ortamında hesaplanır, daha sonra malzeme özellikleri ve sınır koşulları uygulanarak bu süre boyunca modeldeki her bir eleman ve düğüm noktasının sıcaklık değişimi Abaqus ortamında analiz edilir. Bu kapsamda, parametrik ısı transferi analizlerini gerçekleştirmek amacıyla bir Python programı hazırlanmıştır.

4.3.2 Parametrik viskoelastik analiz modelinin oluşturulması

Parametrik ısı transferi aşamasında hazırlanan Python programına benzer olarak doğrusal viskoelastik analizleri Abaqus ticari yazılımında gerçekleştirmek amacıyla ikinci bir Python programı daha oluşturulmuştur. Bu program da, ilk olarak parametrik ısı transferi modelinin hazırladığı aynı çözüm ağı ve malzeme özelliklerini oluşturur. Daha sonra, şartlandırma yük adımı parametrik ısı transferi analizlerinden elde edilen sıcaklık dağılım verisini kullanır. Bu veride, sonlu elemanlara ve düğüm noktalarına ait sıcaklıkların zamanla değişimi bilgisi bulunmaktadır. Daha sonra, ateşleme adımı, sonraki bölümde bahsedilecek olan iç balistik performans çözücünden elde edilen basınç ve bu basıncın etkiye süresi bilgilerini kullanarak yakıt yanma yüzeyine yanma basıncını uygular ve doğrusal viskoelastik analizleri gerçekleştirir.

4.4 Sonlu Elemanlar Yöntemi Formülasyonu

Bu bölümde, doğrusal statik ve doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar analiz sürecinde kullanılan formüller ve çözüm sistematığı hakkında özet bilgi sunulmuştur.

4.4.1 Doğrusal Statik Sonlu Elemanlar Yöntemi formülasyonu

Sonlu elemanlar yönteminde farklı eleman türleri bulunur. Çözüm sırasında bu elemanların sahip olduğu şekil fonksiyonları kullanılır. Problem türüne uygun eleman türü seçildiğinde $\mathbf{B}$ notasyonu ile gösterilen şekil fonksiyonları da belirlenmiş olur.

Gerinim değerleri, bilinen yer değiştirme ($\mathbf{u}$) değerleri kullanılarak, (4.9) numaralı denklem yardımıyla elde edilir [67].

$$\varepsilon = \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (4.9)$$

Elastik yaklaşım kullanılarak, gerilme değerlerinin gerinim değerlerinden elde edilmesi 4.10 numaralı denklemdeki gibi gerçekleştirilir [67].

$$\sigma = \mathbf{C}_{elastik}\varepsilon \quad (4.10)$$

Burada, $\mathbf{C}_{elastik}$ simetrik malzeme katılık matrisidir.

İç kuvvetin tanımı kullanılarak denklem 4.11 elde edilir [67].

$$\mathbf{f}_{iç} = \int \mathbf{B}^T \sigma dV = \left(\int \mathbf{B}^T \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} dV \right) \mathbf{u} = \mathbf{K}\mathbf{u} \quad (4.11)$$

Burada, $\mathbf{K}$ eleman rijitlik (katılık) matrisi, V de eleman hacmidir. Eleman içerisinde iç ve dış kuvvetler birbirini dengeleyeceğinden, $\mathbf{f}_{iç} = \mathbf{f}_{dış}$ olarak yazılabilir. Dolayısıyla denklem 4.12 elde edilmiş olur [67].

$$\mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{f}_{dış} \quad (4.12)$$

Elemanların düğüm noktalarındaki yer değiştirmeleri hesaplamak için denklem 4.13 kullanılır [67].

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}^{-1}\mathbf{f}_{dış} \quad (4.13)$$

4.4.2 Doğrusal viskoelastik Sonlu Elemanlar Yöntemi formülasyonu

Lineer elastik malzemelerden farklı olarak viskoelastik malzemelerde malzeme rijitliği yükün uygulandığı süreye göre değişir. Bu sebeple, bu tür malzemelerin genelleştirilmiş Maxwell Modeli yardımıyla modellenenildiği daha önce

bahsedilmiştir. Viskoelastik malzemeler modellenirken, elastik ve viskoelastik katkı sağlayan iki bölüm kullanılır. Gerilme değerlerinin, yer değiştirme değerleri cinsinden türetilmesi denklem 4.14 ve 4.15'te gösterilmiştir [67].

$$\sigma^{n+1} = \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} \mathbf{u}^{n+1} + \sum_{j=1}^N e^{\left(-\frac{\Delta\tau}{\lambda_j}\right)} \mathbf{h}_j^n + \gamma_j A_j (\mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} \mathbf{u}^{n+1} - \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} \mathbf{u}^n) \quad (4.14)$$

$$\sigma^{n+1} = \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} \left(1 + \sum_{j=1}^N \gamma_j A_j \right) \mathbf{u}^{n+1} + \sum_{j=1}^N e^{\left(-\frac{\Delta\tau}{\lambda_j}\right)} \mathbf{h}_j^n - \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} \left(\sum_{j=1}^N \gamma_j A_j \right) \mathbf{u}^n \quad (4.15)$$

Burada, A_j kısaltması 4.16, γ_j kısaltması 4.17 denklemindeki ifade ile tanımlanır. $\mathbf{h}_j(\tau)$ ise denklem 4.18'deki gibi ifade edilir [67].

$$A_j = \frac{1 - e^{\left(-\frac{\Delta\tau}{\lambda_j}\right)}}{\frac{\Delta\tau}{\lambda_j}} \quad (4.16)$$

$$\gamma_j = \frac{E_j}{E_\infty} \quad (4.17)$$

$$h_j(\tau) = \int_0^\tau E_j e^{\left(-\frac{\tau-s}{\lambda_j}\right)} \frac{\partial \varepsilon(s)}{\partial s} ds \quad (4.18)$$

Lineer elastik sonlu elemanlar analizleri için 4.11 numaralı denklemdeki gibi hesaplanan iç kuvvetler, lineer viskoelastik sonlu elemanlar analizleri için denklem 4.19'daki gibi hesaplanır [67].

$$\mathbf{f}_{iç}^{n+1} = \mathbf{K}_T \mathbf{u}^{n+1} + \mathbf{h}_{geçmiş}^{n+1} - \mathbf{K}_{geçmiş} \mathbf{u}^n \quad (4.19)$$

Burada, $\mathbf{u}^{n+1}$ ve $\mathbf{u}^n$ sırasıyla, güncel ve bir önceki çözüm adımına ait yer değiştirme vektörlerini temsil etmektedir. Viskoelastik analizler dinamik analiz olduğundan güncel ve bir önceki çözüm adımına ait çözümler sonlu elemanlar çözümünde kullanılmaktadır. Denklem 4.19'da $\mathbf{K}_T$, sabit tanjant katılık matrisi ve $\mathbf{K}_{geçmiş}$, önceki çözüm adımına ait katılık matrisi olup bu terimler sırasıyla 4.20 ve 4.21 numaralı denklemlerde ifade edilmiştir [67].

$$\mathbf{K}_T = \mathbf{B}^T \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} V \left(1 + \sum_{j=1}^N \gamma_j A_j \right) \quad (4.20)$$

$$\mathbf{K}_{geçmiş} = \mathbf{B}^T \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} V \sum_{j=1}^N \gamma_j A_j \quad (4.21)$$

Denklem 4.19'daki $\mathbf{h}_{geçmiş}^{n+1}$ terimi, denklem 4.22'deki şekilde hesaplanır [67].

$$\mathbf{h}_{geçmiş}^{n+1} = V \mathbf{B}^T \sum_{j=1}^N e\left(-\frac{\Delta \tau}{\lambda_j}\right) \mathbf{h}_j^n \quad (4.22)$$

Her eleman için $\mathbf{h}_j^{n+1}$ tensörü ise denklem 4.23'teki gibi hesaplanır [67].

$$\mathbf{h}_j^{n+1} = e\left(-\frac{\Delta \tau}{\lambda_j}\right) \mathbf{h}_j^n + \gamma_j A_j \mathbf{C}_{elastik} \mathbf{B} (\mathbf{u}^{n+1} - \mathbf{u}^n) \quad (4.23)$$

Lineer elastik sonlu elemanlar analizlerinde olduğu gibi eleman içerisinde iç ve dış kuvvetler birbirini dengeleyeceğinden, $\mathbf{f}_{iç} = \mathbf{f}_{dış}$ olarak yazılabilir. Dolayısıyla, doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar analizleri için genel denklem 4.24'deki şekliyle elde edilmiş olur [67].

$$\mathbf{K}_T \mathbf{u}^{n+1} = \mathbf{f}_{dış}^{n+1} - \mathbf{f}_{geçmiş}^{n+1} \quad (4.24)$$

Burada $\mathbf{f}_{geçmiş}^{n+1}$, denklem 4.25 kullanılarak elde edilir [67].

$$\mathbf{f}_{geçmiş}^{n+1} = \mathbf{h}_{geçmiş}^{n+1} - \mathbf{K}_{geçmiş} \mathbf{u}^n \quad (4.25)$$

Düğüm noktalarındaki yer değiştirmeleri hesaplamak için ise denklem 4.26 kullanılır [67].

$$\mathbf{u}^{n+1} = \mathbf{K}_T^{-1} [\mathbf{f}_{dış}^{n+1} - \mathbf{f}_{geçmiş}^{n+1}] \quad (4.26)$$



5. YAPISAL ANALİZ SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ

Analiz sonucu değerlendirme yönteminden bahsetmeden önce katı yakıtlı roket motorlarında karşılaşılabilecek yapısal başarısızlık modlarından kısaca bahsetmek gerekir.

5.1 Katı Yakıtın Yapısal Başarısızlık Modları

Katı yakıtlı roket motorlarında görülen başarısızlık modları: Yakıt yüzeyinde oluşan çatlaklar, yakıt yalıtım arayüzünde ayrılma, dilatasyon ve aşırı deformasyondur [47].

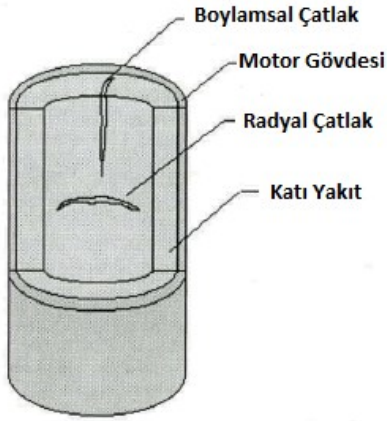
5.1.1 Yakıt yüzeyinde oluşan çatlaklar

Katı yakıt üzerine uygulanan yük, malzemenin dayanım sınırını geçtiğinde yakıt yüzeyinde mikro çatlaklar oluşturur. Bu çatlaklar, uygulanan yükün mertebesine göre zamanla büyüyerek katı yakıt yanma yüzeyinin ani şekilde artmasına yol açarlar. Bu sebeple oluşan ani basınç artışına roket motoru gövdesi dayanamaz ve büyüyen mikro çatlaklar roket/füze sisteminin infilak ederek başarısız olmasına yol açar [47].

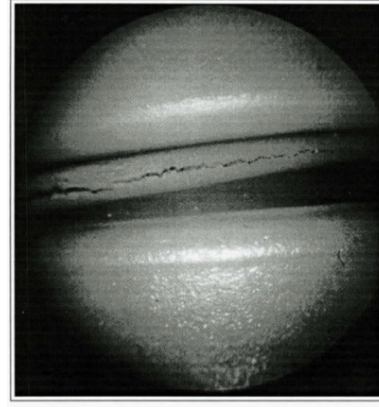
Çatlaklar genelde yakıtın iç yüzeyinde oluşurlar. Çatlak oluşumuna yol açan yükler: uzun depolama süreci sonucunda oluşan termo-mekanik yorulma, sıcaklık değişiminden kaynaklanan ısı yükleri, ateşleme basıncı yükleri ve titreşim yükleridir.

Çatlak oluşumu her zaman başarısızlığa yol açmaz. Yorulma analizi gibi ileri seviye değerlendirmelerde çatlak oluşumu normal kabul edilip sadece kontrol edilemeyen çatlakların sistemi başarısızlığa götürdüğü değerlendirilebilir [47]. Ancak emniyetli bir tasarım gerçekleştirmek adına roket motorlarının tasarımı sırasında yürütülen yapısal analizlerde, katı yakıtın maruz kalacağı yüklemelerde herhangi bir çatlak oluşmaması arzu edilir. Katı yakıtlı roket motoru üretildikten sonra üretim kaynaklı bir çatlak oluşup oluşmadığı X ışını muayenesi ile kontrol edilir.

Yakıt yüzeyinde oluşan çatlakların ilerlemesi Şekil 5.1-a)'da, X ışını muayenesi sonucunda tespit edilen bir çatlak Şekil 5.1-b)'de gösterilmiştir.



a) Yakıt Yüzeyinde Oluşan Çatlakların İlerlemesi [47].



b) X Işını Muayenesinde Bulunan Çatlak [47].

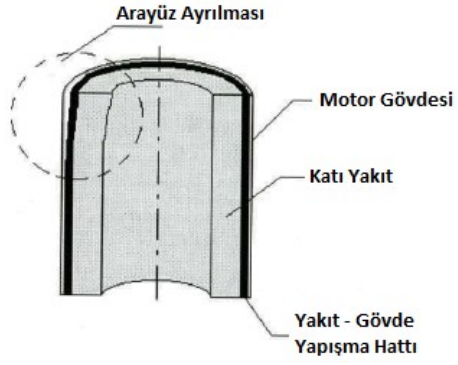
Şekil 5.1 : Yakıt Yüzeyinde Çatlak Oluşumu.

5.1.2 Yakıt yalıtım arayüzünde ayrılma

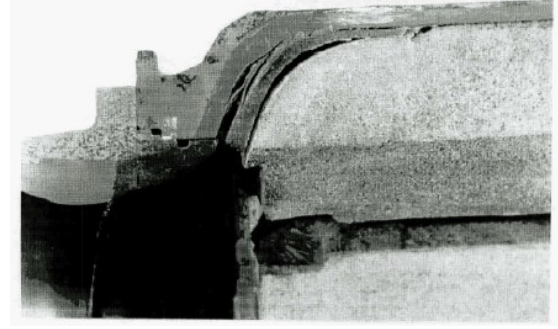
Katı yakıtlı roket motorlarında, genellikle katı yakıt ile motor gövdesi arasında yapıştırıcı ve yalıtım katmanları bulunur. Bahsi geçen katmanlar termo-mekanik yükleme şartlarında farklı gerilmelere maruz kalmaktadır. Katmanların ısı genleşme katsayıları arasındaki fark ($\alpha_{\text{çelik}}=12\mu\text{m/mm/}^{\circ}\text{C}$, $\alpha_{\text{yakıt}}=90\mu\text{m/mm/}^{\circ}\text{C}$) arttıkça katmanların birbirine yapıştığı arayüz bölgesinde oluşan gerilme miktarı da artar. Termal yükler altında oluşan gerilmeler malzemelerin dayanım sınırını aştığında arayüz ayrılması meydana gelebilir [47].

Yakıtın yalıtım arayüzünden ayrılması sonucunda, yakıt yanma yüzeyi aniden artar. Bu artışa bağlı olarak yanma basıncı motor gövdesinin dayanamayacağı değerlere yükselerek sistemin infilak etmesine yol açar. Yüzey çatlaklarında olduğu gibi her arayüz ayrılması sistem başarısızlığına yol açmayabilir. Katmanlar arasında ayrılma görüldüğü ancak motor performansının etkilenmediği istisnai durumlar mevcuttur [47].

Şekil 5.2’de yakıt – motor gövdesi yapışma arayüzündeki ayrılma ve X ışını muayenesi sonucunda görüntülenen bir arayüz ayrılmasına yer verilmiştir.



a) Yakıt – Motor Gövdesi Arayüzündeki Ayrılma [47]



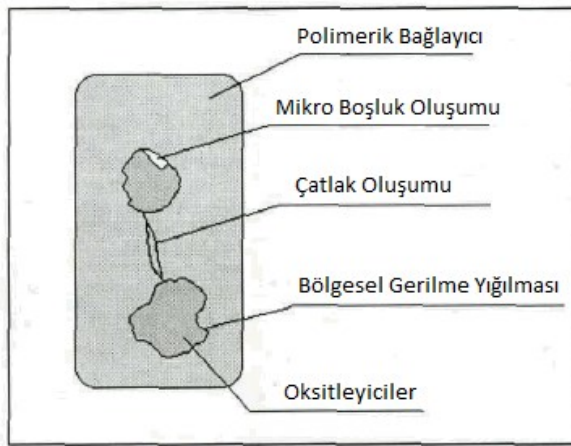
b) X Işını Muayenesinde Keşfedilen Arayüz Ayrılması [47]

Şekil 5.2 : Arayüz Ayrılması.

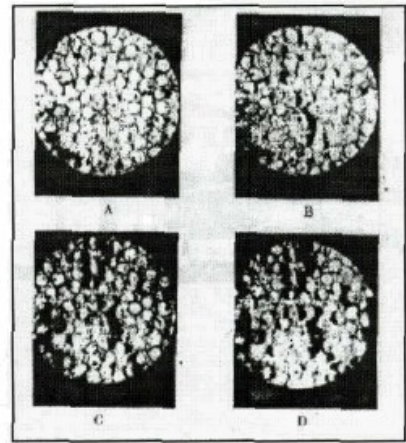
5.1.3 Dilatasyon (Topraklanma)

Dilatasyon, katı yakıt bileşiminde bulunan sert oksitleyici ile yumuşak polimerik bağlayıcının arayüzünde meydana gelen mikroskobik ayrılma olarak tanımlanabilir. Kompozit yapıya sahip katı yakıtın maruz kaldığı yükler sonucunda, oksitleyici malzeme etrafında gerilme yığılmaları meydana gelir. Bu gerilme yığılmaları sonucunda, bağlayıcıda oluşan bozulma sonucunda yapıda mikro boşluklar ortaya çıkar. Bu mikro boşlukların birleşmesiyle gelişen makro çatlaklar roket motorunun başarısızlığa uğramasına neden olur [47].

Şekil 5.3'te dilatasyonun oluşumu şematik olarak özetlenmiş ve farklı gerinim değerlerinde dilatasyon oluşumunun göstermiş olduğu değişime ait deneysel sonuçlar paylaşılmıştır.



(a) Dilatasyon Şeması



(b) Dilatasyonun deneysel olarak gözlenmesi
Gerinim Değerleri A: %5, B: %10, C: %15, D: %25

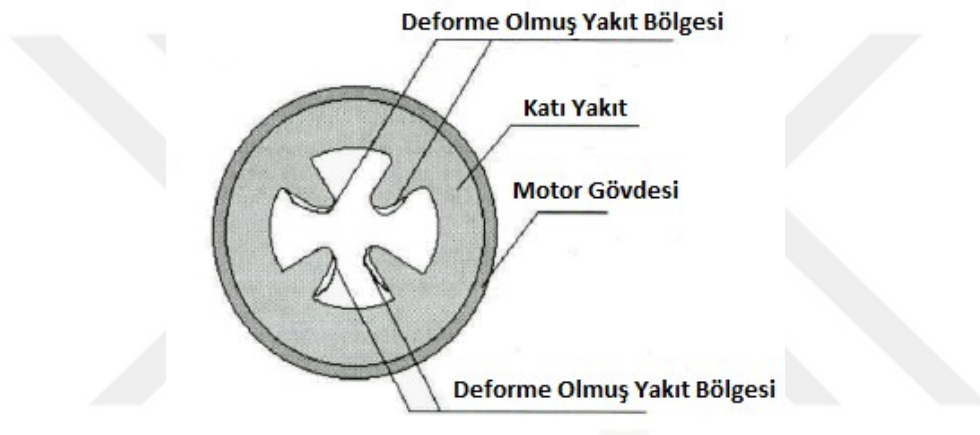
Şekil 5.3 : Dilatasyon Başarısızlık Modu [47].

5.1.4 Aşırı Deformasyon

Katı yakıt geometrisinin motor performansını kabul edilemeyecek ölçüde değiştirdiği durum, aşırı deformasyon başarısızlık modu olarak tanımlanır [47].

Aşırı deformasyon başarısızlık moduna yol açan bazı yüklemeler: Yüksek ivme yükleri, titreşim yükleri, çok büyük katı yakıtlı roket motorlarının uzun süre dik durumda depolanması ve yakıt çekirdeğinin uzunluğu boyunca yaşanacak bir basınç düşmesidir [47].

Aşırı deformasyon başarısızlık modunun şematik bir gösterimi Şekil 5.4’de sunulmuştur:



Şekil 5.4 : Aşırı Deformasyon Modu [47].

Aşırı deformasyon modu, yanma yüzeyini değiştirmenin yanında aşındırıcı (erozif) yanmaya yol açmaktadır. Bu durum, itki zaman grafiğinde düzensizliklere neden olmaktadır. Aşırı deformasyon durumunda, yanma sürecinin gerçekleştiği portlarda tıkanma meydana gelmekte ve bu sebeple, katı yakıt boyunca yanma basıncında ani artışlar yaşanmaktadır. Motor gövdesinin bu ani artışlara daha fazla dayanamaması sistemin infilak etmesine yol açar [47].

5.2 Yapısal Analiz Sonuçlarını Değerlendirme Yöntemleri

Yapısal analiz sonuçları, deterministik yaklaşımla, olasılıksal yaklaşımla ve birikmiş hasar yöntemleriyle değerlendirilebilir. Olasılıksal yaklaşım ve birikmiş hasar yöntemleriyle katı yakıt yapısal bütünlük değerlendirmesi gerçekleştirebilmek için katı yakıtta ait çok sayıda teste ihtiyaç duyulmaktadır [47]. Bu tez çalışması kapsamında bu testlerin gerçekleştirilmesine olanak bulunmadığından, yapısal analiz

sonuçları, en sık kullanılan değerlendirme yöntemi olan deterministik yaklaşım yöntemiyle değerlendirilmiştir. Olasılıksal yaklaşımla ve birikmiş hasar yöntemleriyle ilgili daha detaylı bilgi sırasıyla Ek A ve Ek B’de sunulmuştur.

5.2.1 Deterministik yaklaşımla değerlendirme yöntemi

Viskoelastik özelliklere sahip katı yakıtın yapısal analiz sonuçlarını değerlendirerek tasarım gereksinimlerinin karşılanıp karşılanmadığını anlayabilmek için faydalanılan yöntemlerden biri de deterministik yaklaşım yöntemidir. Deterministik yaklaşımda yapısal analiz sonuçları, uygun bir başarısızlık kriteri kullanılarak, malzeme kapasitesiyle karşılaştırılmakta ve bu karşılaştırma sonucunda hesaplanan bir parametreyle sistemin ne ölçüde güvenli olduğu yorumlanmaktadır. Deterministik yaklaşımda kullanılan bu parametreler; güvenlik faktörü (GF), güvenlik oranı (K) veya güvenlik toleransı (GT) olabilir. Hangi değerlendirme parametresi kullanılırsa kullanılsın, bunlar sistemin güvenilirlik seviyesini farklı formülasyonlarla değerlendiren parametreler olup bu parametreler için kabul edilebilir bir eşik değerin belirlenmesi gerekir. Eşik değerin tayini sırasında, katı yakıt malzemelerinin doğasında bulunan ve testlerde gözlenen istatistiksel dağılımlar, yükleme durumları (ısı şartlandırma yükü, ateşleme basıncı yükü, ivme yükü vb.) ve varsayımlar ile analiz yöntemlerinden ileri gelen hatalar göz önüne alınmalıdır [47].

Çalışma kapsamında AGARD AR-350 raporunda anlatılan denklem 5.1’deki güvenlik toleransı (GT) parametresi, deterministik yaklaşımla değerlendirme yapılması amacıyla kullanılmıştır [47]:

$$GT = \frac{KDF_T \cdot Z_i}{TÇ \cdot Z_h} - 1 \quad (5.1)$$

GT : Güvenlik toleransı değeri

KDF_T : Toplam azaltma çarpanı

Z_i : İzin verilen en yüksek başarısızlık parametresi değeri (örn: gerilme, gerinim)

Z_h : Analiz sonucunda hesaplanan başarısızlık parametresi değeri (örn: gerilme, gerinim)

$TÇ$: Tasarım çarpanı

Bu parametrelerin belirlenme biçimi ve anlamları, takip eden alt başlıklarda detaylı olarak açıklanmıştır.

Katı yakıtlı bir roket motorunun yapısal açıdan güvenilirlik seviyesini belirleyen güvenlik toleransı (GT) değerinin sahip olması istenen eşik değer roket/füze sisteminin tasarlandığı ülkelere, tasarlanan roket/füze sisteminin yakıt tipi, görev türü ve yükleme durumuna bağlı olarak değişiklik gösterir. Çizelge 5.1’de Amerika Birleşik Devletleri’nde kullanılan tipik güvenlik toleransı değerleri paylaşılmıştır [47].

Çizelge 5.1 : ABD’de Kullanılan Güvenlik Toleransı Değerlerinin Füze Görev Türüne Göre Değişimi [47].

Yakıt Türü	Yükleme Durumu	Güvenlik Toleransı (GT)
	Şartlandırma	0.0 – 0.25
	Ateşleme	0.0 – 0.25
	Şartlandırma	0.0 – 1.0
	Ateşleme	0.0 – 1.0

Çalışmada, optimizasyonu gerçekleştirilecek katı yakıtlı roket motorunun balistik bir sistem için geliştirildiği ve sadece ısı şartlandırma ile ateşleme yükleri altında analiz edilecek konvansiyonel bir yakıtı sahip olduğu düşünüldüğünde, kullanılacak güvenlik toleransı eşik değerinin 0.10 olarak belirlenmesi uygun bulunmuştur.

Katı yakıtlı roket motorlarına ait yapısal analizler, viskoelastik malzemelerin analizlerini içerdiği için zamana bağlıdır. Dolayısıyla güvenlik toleransı hesaplama formülünde belirtilen Z_h değeri, yapısal analizler sonucunda zamana bağlı olarak elde edilmektedir. Buna ek olarak, Z_i parametresi de yakıt yapısal dayanımı ile ilgili olup indirgenmiş zamana göre değişkenlik gösterir. Bu nedenle, güvenlik toleransı değeri zamana bağlı olarak hesaplanmaktadır. Çalışma kapsamında, zamana bağlı olarak hesaplanan güvenlik toleransı değerinin, analiz edilen ısı şartlandırma ve ateşleme basıncı analiz adımlarında hiçbir zaman 0.10 değerinin altına düşmemesi sağlanmıştır.

5.2.1.1 Tasarım çarpanı

Katı yakıtın malzeme özelliklerini tamamen kusursuz olarak belirleyebilmek ve sentezlenen yakıtın özelliklerinde test sırasında değişime ya da hatalı ölçüme neden olabilecek bütün parametreleri ortadan kaldırmak oldukça zordur. Tamamen elenmesi mümkün görülmeyen ya da önceden öngörülmesi oldukça güç olan bu hata ve belirsizlikleri bir ölçüde hesaba katarak daha güvenli motor tasarımları gerçekleştirebilmek amacıyla, tasarım çarpanı kullanılır. Tasarım çarpanlarının

belirlenmesi roket/füze sisteminin tasarlandığı kurumdan kuruma ve ülkeden ülkeye göre farklılıklar gösterir. ABD, tasarım çarpanlarını, farklı durumlara göre belirleyebilmek amacıyla aşağıda detayları verilen üç gruba bölmüştür [47]:

- *Grup 1:* Eğer yakıt ve arayüzün karakterizasyonu "iyi" yapılmışsa, yaşlanma ve değişkenlik hakkında çok detaylı bilgiler mevcut ise, $TÇ$ değeri 1.00 – 1.25 aralığında bir değer olarak kabul edilebilir.
- *Grup 2:* Eğer yakıt özelliklerinin 1. grupta belirtilen yakıtle büyük ölçüde benzerlik taşıdığı testler ile kanıtlanmış fakat yakıt üzerinde 1. gruptaki kadar detaylı bir karakterizasyon çalışması yürütülmemiş ise, $TÇ$ değeri 1.5 olarak kabul edilir.
- *Grup 3:* Eğer yakıt ve arayüzün karakterizasyonu ile ilgili çok az bilgi bulunuyorsa ve yeterli miktarda test gerçekleştirilmemiş ise, $TÇ$: 2.0 olarak belirlenebilir.

Tasarım çarpanının gereğinden yüksek bir değer olarak belirlenmesi, yapısal bakımdan gerekenden çok daha güvenilir bir tasarımın yapılmasına ve dolayısıyla iç balistik performans bakımından olması gerekenden daha düşük performansa sahip bir katı yakıt motoru tasarlanmasına yol açar.

5.2.1.2 Azaltma çarpanları

Malzemedeki ve yükleme koşullarındaki belirsizlikleri göz önüne almak ve tasarımı bu yönde geliştirmek amacıyla azaltma çarpanları kullanılır. Denklem 5.2’de, yaşlanma (KDF_Y), değişkenlik (KDF_D), çok eksenlilik ($KDF_Ç$), sıkıştırılabilirlik (KDF_S) gibi bağımsız azaltma çarpanlarının birbirleriyle çarpılmasıyla toplam azaltma çarpanının (KDF_T) hesaplanması gösterilmiştir [47]:

$$KDF_T = KDF_Y * KDF_D * KDF_Ç * KDF_S * ... \quad (5.2)$$

Azaltma çarpanı türleri ve bunlara ait detaylı bilgi, ilgili alt başlıklarda sunulmuştur.

Yaşlanma

Yakıt ana eğrisi, genellikle yaşlanmamış numunelerin test edilmesiyle elde edilen bilgilerden oluşur. Yaşlanma süreciyle birlikte katı yakıtın dayanım değerlerinde belirli azalmalar meydana geldiği bilinmektedir. Tasarlanan roket/füze sisteminin öngörülen raf ömrü göz önüne alındığında, yakıtın mukavemet değerlerinde meydana

bu değişimi yapısal analiz sonuçlarını değerlendirirken hesaba katmak amacıyla değişkenlik azaltma arpanı (KDF_D) kullanılır.

Değişkenlik azaltma çarpanı, 5.3'teki şekilde hesaplanabilir [47]:

$$KDF_D = 1 - \frac{\kappa(\sigma)}{\chi} \quad (5.3)$$

χ : Malzeme zelliği

σ : Malzeme verisinin standart sapması

Birçok ülkede birçok yakıt çeşidi için $\kappa = 3$ olarak kullanılmaktadır. Ancak bu değer farklı yükleme koşullarına göre değişiklik gösterebilmektedir. Çizelge 5.3'te, ABD'de kullanılan κ değerleri paylaşılmıştır [47].

Değişkenlik azaltma çarpanının genellikle 0.7 – 0.8 civarında değiştiği gözlenmiştir. Bu sebeple analiz sırasında elde yeterince veri bulunmadığı düşünülürse, değişkenlik değeri 0.75 olarak kabul edilebilir.

Çizelge 5.3 : ABD'de Kullanılan κ Değerleri [47].

Yakıt Türü	Yükleme Durumu	κ
	şartlandırma	2.0 – 4.0
	Ateşleme	2.0 – 4.0
	şartlandırma	3.0
	Ateşleme	3.0
	şartlandırma	3.0 – 4.6
	Ateşleme	3.0 – 4.6

Çok eksenlilik

Yakıt karakterizasyon testleri sırasında yakıt numuneleri tek eksenli yükleme durumunu temsil edecek şekilde test edilmektedir. Ancak gerçekte, yakıtın maruz kaldığı yükleme 2 ya da 3 eksenli olabilmektedir. Bu durumdan ileri gelen hatayı ortadan kaldırarak, tek eksenli test verilerinin çok eksenli yükleme koşullarında kullanılmasını sağlamak amacıyla çok eksenlilik azaltma arpanı (KDF_C) kullanılır.

Genellikle tek eksenli gerinim test verileri iki eksenli analizlerde kullanılıyor ise (KDF_C) değeri 0.75 olarak kabul edilir. Tek eksenli gerilme test verileri iki eksenli analizlerde kullanılıyor ise $1/KDF_C = 1/0.75 = 1.33$ olarak kullanılır [47]. Buna ek olarak Hollanda, tek eksenli gerinim test verileri üç eksenli analizlerde kullanılıyor ise (KDF_C) değerini 0.91 olarak kabul etmektedir [47].

Sıkıştırılabilirlik

Yakıt yapısal analizlerinin en kritik adımlarından bir tanesi de ateşleme basıncı altında gerçekleştirilen analizlerdir. Ateşleme analiz sonuçlarına ait güvenlik parametrelerini mümkün olduğunca yüksek doğrulukta yorumlayabilmek için yakıtın basınç yükü altında göstermiş olduğu dayanım limitlerinin, yakıt karakterizasyon testleri yardımıyla elde edilmesi gerekir. Ancak, sabit hızlı tek eksenli çekme testlerinin basınçlandırılmış özel test odasında gerçekleştirilmesi için çok özel test düzeneklerine ihtiyaç duyulmaktadır ve özel üretim olarak sipariş edilen bu cihazların maliyeti oldukça yüksektir. Dolayısıyla atmosferik ortamda gerçekleştirilen sabit hızlı tek eksenli çekme testlerine ait verilerin, ateşleme basıncı analizlerinin sonuç değerlendirmesinde kullanılabilmesi amacıyla sıkıştırılabilirlik çarpanı (KDF_S) oluşturulmuştur. Bu nedenle, KDF_S parametresi, sadece ateşleme analizi sonuçları değerlendirilirken kullanılır, şartlandırma analiz sonuçlarının değerlendirilmesi sırasında kullanılmaz. Sıkıştırılabilirlik çarpanı her ne kadar azaltma çarpanları arasında incelense de aslında; basınç yükü, yakıtın mekanik özelliklerini olumlu yönde etkilediği için bir artırma çarpanı gibi davranır.

Atmosferik ortamda gerçekleştirilen sabit hızlı tek eksenli çekme testlerinde elde edilen kopma gerinimlerini, $-17.78\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'nin üzerindeki sıcaklıklarda gerçekleştirilen ateşleme basıncı analiz sonuçlarının değerlendirmesinde kullanabilmek için $KDF_S = 2.0$ olarak; bu sıcaklığın altındaki analiz sonuçlarının değerlendirmesinde kullanabilmek için $KDF_S = 1.5$ olarak hesaba katılmalıdır [47]. Bu parametre gerilme güvenlik toleransı değerlerinin hesaplanmasında kullanılmamakta sadece ateşleme adımındaki gerinim güvenlik toleransı değerlerinin hesaplanmasında göz önüne alınmaktadır. Tasarlanan katı yakıtlı roket motorunun raf ömrünün 10 yıl olacağı varsayılarak, çalışma kapsamında kullanılacak azaltma çarpanlarına ait değerler Çizelge 5.4'de paylaşılmıştır.

Çizelge 5.4 : Çalışmada Kullanılan Azaltma Çarpanlarının Değerleri.

Azaltma Çarpanı	Gerinim Güvenlik Toleransı	Gerilme Güvenlik Toleransı
KDF_Y	0.88	1.12
KDF_D	0.75	0.75
$KDF_{\dot{C}}$	0.75	1.33
KDF_S	1.5	-

5.3 Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçlarının Deterministik Yaklaşımla Değerlendirilmesi

Doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar analizi sonucunda, gerilme ve gerinim güvenlik toleransı değerlerini zamana bağlı olarak hesaplayabilmek amacıyla bir Matlab programı hazırlanmıştır.

Oluşturulan bu programda; Abaqus ticari sonlu elemanlar analiz programında gerçekleştirilen analize ait en kritik düğüm noktasındaki gerinim ve gerilme değerleri, şartlandırma süresince sıcaklığın zamanla değişimi, WLF katsayıları, azaltma çarpanları, tasarım çarpanı ve yakıtta ait gerinim ve gerilme dayanım değerlerini belirten ana eğri grafiğinde sunulan formüller girilir. Böylece, şartlandırma adımının en başından ateşleme adımının sonuna kadar olan süre boyunca gerinim ve gerilme güvenlik toleransı değerlerinin değişimi hesaplanır.

Gerinim güvenlik toleransının hesaplanmasında efektif gerinim değeri referans alınırken; gerilme güvenlik toleransı değerinin hesaplanmasında Von Mises gerilmesi değeri referans alınmıştır. Von Mises gerilmesi değeri Abaqus sonlu elemanlar yazılımı tarafından doğrudan hesaplanmakta fakat efektif gerinim değeri analiz sonucu olarak doğrudan hesaplanmamaktadır. Bu nedenle, güvenlik toleransı hesaplama amacıyla oluşturulan Matlab programında, efektif gerinim değeri 5.4 numaralı denklemdeki gibi hesaplanmıştır:

$$\varepsilon_e = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2} \quad (5.4)$$

Burada; ε_1 , ε_2 , ε_3 asal gerinimleri ifade etmektedir.

Çalışma kapsamında incelenen yakıt geometrisi viskoelastik davranışa sahip olduğu için, güvenlik toleransı değerleri üzerinde, yüklerin uygulanma süreleri de yükler kadar etkilidir. Örneğin, yakıt ateşlendiğinde yanma basıncına ulaşma süresi çok kısa ise yakıt daha az sünekliğe sahip olacak ve daha rijit davranış gösterecektir. Aynı zamanda, yakıtın gerinim güvenlik toleransı değeri azalacaktır. Dolayısıyla, roket motoru basıncının aniden artması iç balistik performans bakımından avantaj sağlarken yapısal dayanım bakımından dezavantaja yol açmaktadır. Benzer şekilde, yakıtın şartlanma süresi ne kadar uzun ise sünekliği de o ölçüde yüksek olacaktır. Dolayısıyla, şartlanma süresinin uzaması, gerinim güvenlik toleransı değeri üzerinde

olumlu bir etki yaratacaktır. Yükün uygulanma süresinin yanında sıcaklık da hesaba katıldığında, en düşük güvenlik toleransı değerinin analizin hangi anında oluşacağını kestirmek güç olabilir. Bu sebeple, güvenlik toleransı değerlerinin zamana bağlı olarak hesaplanması ve en düşük güvenlik toleransı değerinin bulunması amacıyla bir Matlab programı oluşturulmuştur.

5.4 Kesit Geometri Değişkenlerinin Yapısal Dayanım zerine Etkilerinin Cevap Yüzeyi Yöntemi ile İncelenmesi

Bu bölümde, oluklu yakıt geometrisine ait kesit değişkenlerinin şartlandırma ve ateşleme güvenlik toleransı değerleri üzerindeki etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

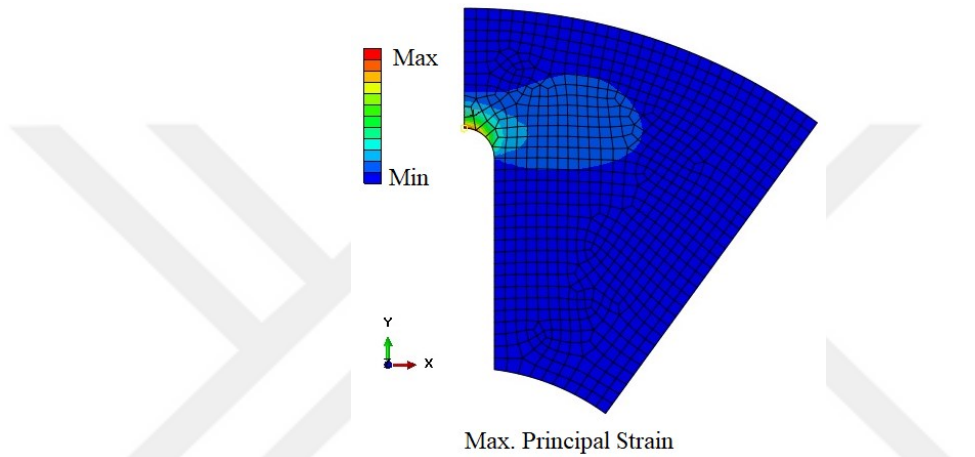
Cevap yüzeyinin oluşturulmasında kullanılan sonlu elemanlar modelleri, “Yapısal Analiz Modeli” başlığı altında anlatıldığı şekilde hazırlanmıştır. Öncelikle, modellerin 331 K’den 233 K sıcaklığa, 2 m/s hız ile hava üfleyen şartlandırma kabinlerinde soğuma süresi ve bu süre boyunca sonlu elemanlar modellerindeki sıcaklık değişimi, ısı transferi analizleri sonucunda belirlenmiştir. Daha sonra, şartlanma süresi boyunca modellerdeki sıcaklığın değişim bilgisi kullanılarak doğrusal viskoelastik analizlerin şartlandırma adımı çözdürülmüş ve sıcaklık değişimi sonucunda oluşan gerinim ve gerilme dağılımları elde edilmiştir. Son olarak, ateşleme basıncının tüm modellerde 0 MPa’dan 5 MPa değerine 0.5 saniye içerisinde çıktığı varsayılarak doğrusal viskoelastik analizlerin ateşleme adımı çözümlenmiştir. Burada amaç, sabit şartlandırma ve ateşleme yükleri altında kesit parametrelerinin yapısal dayanım üzerindeki etkilerini incelemektir; bu sebeple, farklı kesit geometrilerinden dolayı maksimum ateşleme basıncı değeri ve basıncın bu değere ulaştığı süre bütün modellerde sabit alınmıştır. Çalışmanın ileriki bölümlerinde iç balistik performans analizlerinden elde edilen basınç değişimi bilgileri kullanılarak yapısal analizler gerçekleştirilmiştir.

Cevap yüzeyi oluşturmak amacıyla gerçekleştirilen analizlerde, hem şartlandırma hem de ateşleme analizleri sonucunda elde edilen gerinim güvenlik toleransı değerlerinin gerilme güvenlik toleransı değerlerinden daha kritik (daha düşük değere sahip) olduğu gözlenmiştir. Bu sebeple, bu bölümde kesit parametrelerinin gerinim güvenlik toleransı üzerine etkileri incelenmiştir.

5.4.1 Kesit geometri değişkenlerinin şartlandırma işlemi sonunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkilerinin incelenmesi

Bu bölümde, farklı kesit boyutlarına sahip oluklu yakıt tasarımlarının doğrusal viskoelastik analizlerinin şartlandırma adımı sonunda elde edilen sonuçlar kullanılarak hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değeri üzerine etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

Şekil 5.6'da, örnek bir konfigürasyona ait şartlandırma analizi sonuçları gösterilmiştir.

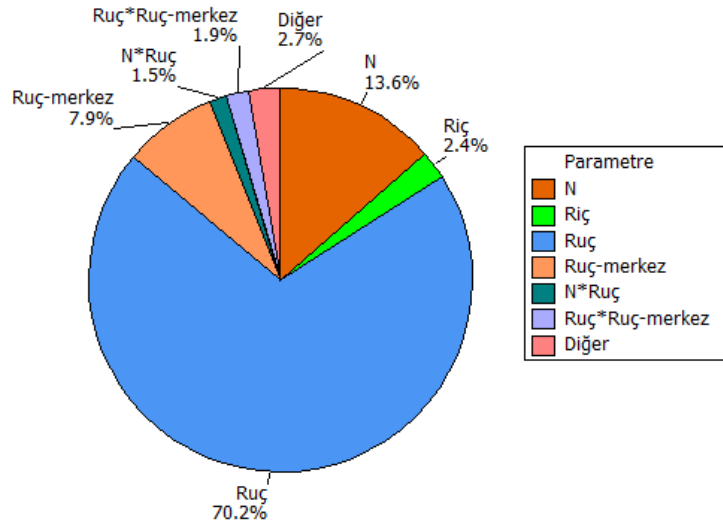


Şekil 5.6 : Örnek Bir Kesit Geometrisi için Doğrusal Viskoelastik Şartlandırma Analizi Sonucu.

Buna göre, şartlandırma analizleri sonucunda yapısal açıdan en kritik bölge yakıt oluk ucudur.

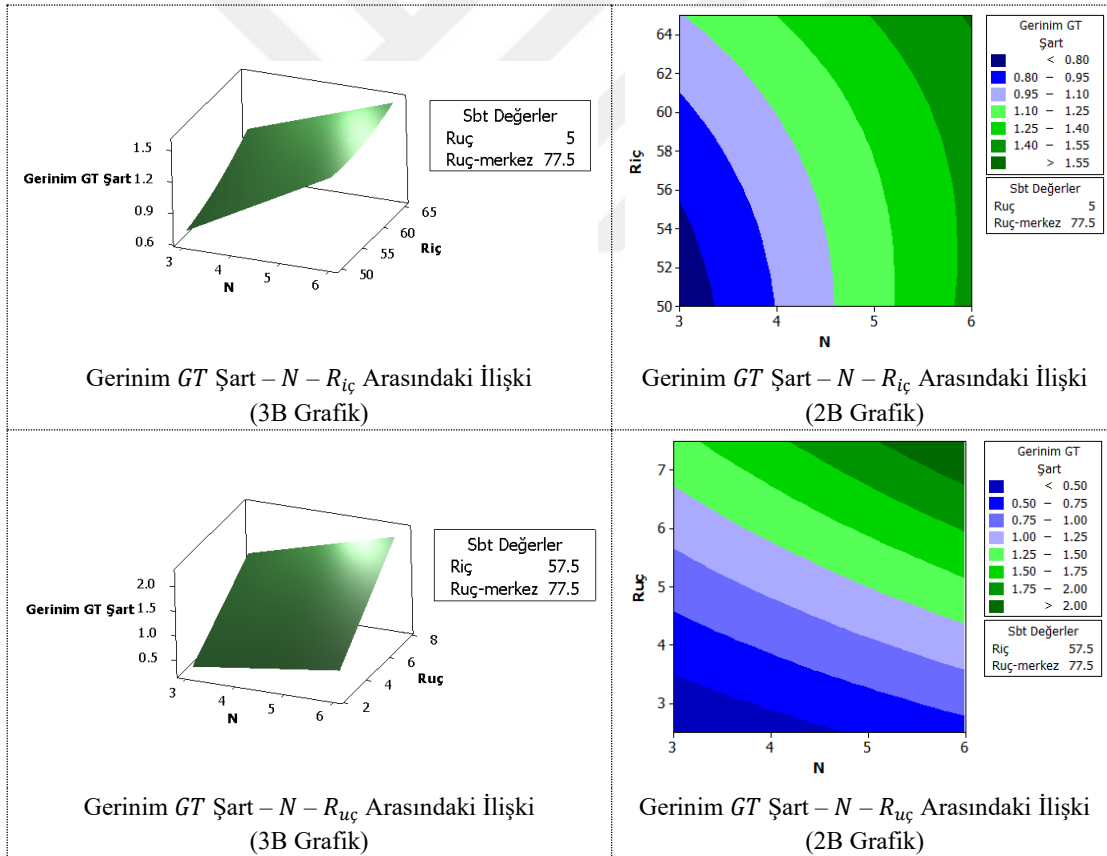
Önceki bölümlerde belirtildiği üzere, cevap yüzeyi, belirli limitler çerçevesinde oluşturulmaktadır ve bu alt başlık kapsamında hazırlanan cevap yüzeyi için kullanılan limitler daha önce Çizelge 4.5'de listelenenmiştir.

Cevap yüzeyi analizleri sonucunda, Şekil 5.7'de görülen oluklu yakıtta ait kesit değişkenleri ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin şartlandırma adımı sonunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkileri elde edilmiştir. Bu şekil incelendiğinde, oluk ucu yarıçapının ($R_{uç}$) yakıtın kritik bölgesinde oluşan gerinim değerini ve dolayısıyla gerinim güvenlik toleransını domine ettiği saptanmıştır. Bu bulgu beklenilenle uyumludur. Ayrıca oluk sayısı (N) ve oluk merkezi yarıçapının ($R_{uç-merkez}$) da şartlandırma adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerinde etkili olduğu gözlenmiştir.

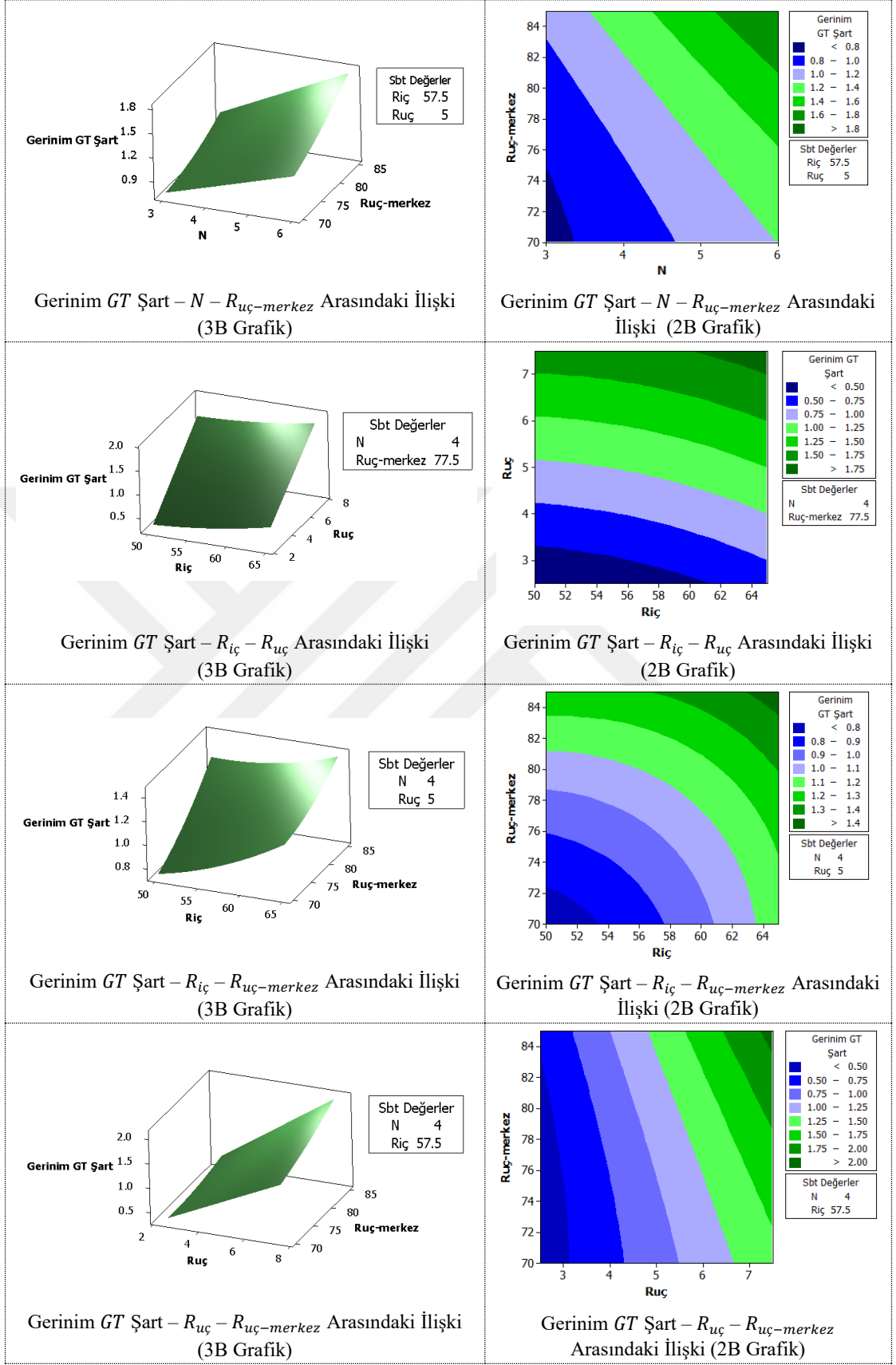


Şekil 5.7 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Şartlandırma Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.

Detaylı analiz sonuçları, Şekil 5.8’de sunulmuştur.



Şekil 5.8 : Kesit Değişkenlerinin Şartlandırma Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.



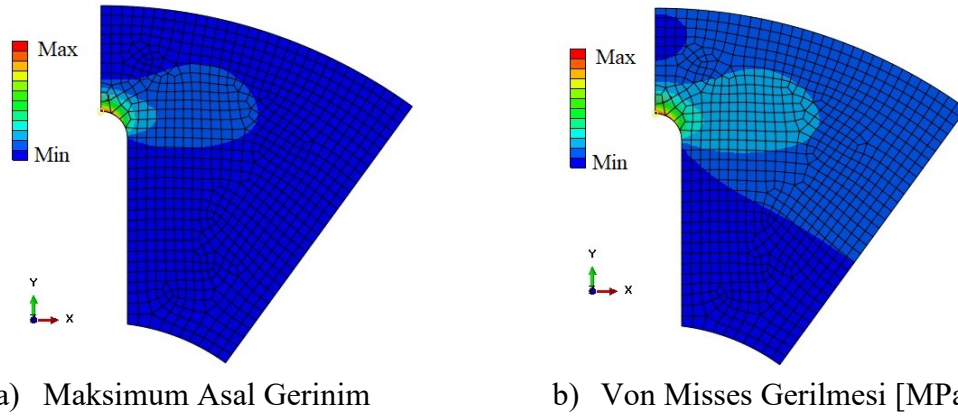
Şekil 5.8 (devam) : Kesit Değişkenlerinin Şartlandırma Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.

Şekil 5.8 incelendiğinde; oluk ucu yarıçapı (R_{uc}), oluk sayısı (N), oluk merkezi yarıçapı ($R_{uc-merkez}$) ve iç yarıçap ($R_{iç}$) değişkenlerinin bağımsız şekilde artması, şartlandırma adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değerinin artmasına yol açmaktadır. Ancak grafiklerden görüldüğü üzere şartlandırma gerinim güvenlik toleransını artırmanın en etkili yolu oluk ucu yarıçapını (R_{uc}) artırmaktır.

5.4.2 Kesit geometri değişkenlerinin sabit ateşleme basıncı varsayımıyla gerçekleştirilen ateşleme analizleri sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkilerinin incelenmesi

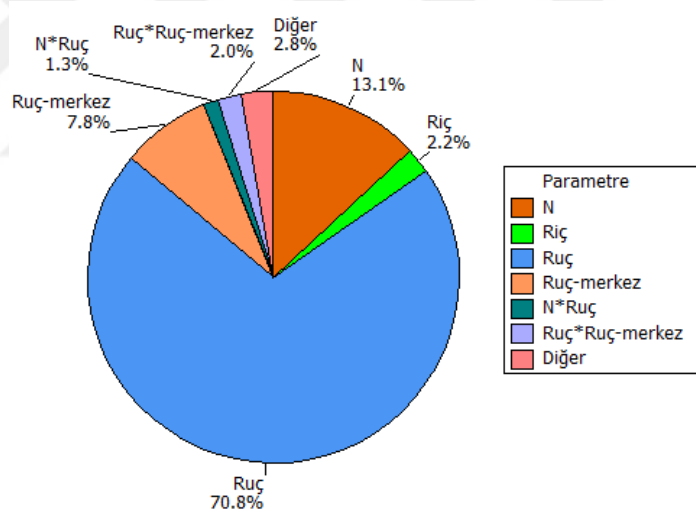
Kesit geometri değişkenlerinin yapısal dayanım üzerine etkileri iki farklı şekilde incelenebilir. Bu yöntemlerden ilki, kesit parametrelerindeki değişikliklerin yanma basıncı üzerinde yol açtığı değişimi göz önüne almadan yani sabit yanma basıncı yükü altında farklı kesit boyutlarına sahip modelleri inceleyerek değerlendirme yapmaktır. Bu yöntem, iç balistik performans analizlerini gerçekleştirmeden, sadece incelenen geometrik parametrelerin tasarımın rijitliği üzerindeki etkisini anlamaya yarar ve tasarımcılar tarafından sıklıkla tercih edilir. Ancak, kesit parametrelerindeki değişimlerin yanma basıncı üzerine olan etkisinin ihmal edilmesi birçok hatayı da beraberinde getirir. Örneğin; tasarımın rijitliğini artıran bir değişim aynı zamanda yakıt yanma yüzey alanının ve dolayısıyla yanma basıncının artmasına yol açarak aslında sistemin yapısal bakımdan daha zayıf düşmesine neden olabilir. İlk analiz yönteminin yol açtığı bu zafiyeti ortadan kaldırarak daha güvenilir ön tasarımlar yapabilmek amacıyla çalışmanın sonraki bölümlerinde, literatürde ilk kez yapısal güvenlik toleransı değişimlerinin hem yapısal hem de iç balistik performans bakımından değerlendirilmesi bağlaşıklık olarak yapılmıştır.

Bu bölümde, öncelikle ilk yöntem; yani, kesit geometri değişkenlerinin sabit yanma basıncı altında yapısal dayanım üzerine etkilerinin cevap yüzeyi yöntemiyle analizi gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.9'da, örnek bir konfigürasyona ait ateşleme analizi sonuçları gösterilmiştir. Şartlandırma analiz sonuçlarına benzer olarak ateşleme analizleri sonucunda da yapısal açıdan en kritik bölge yakıt oluk ucudur.



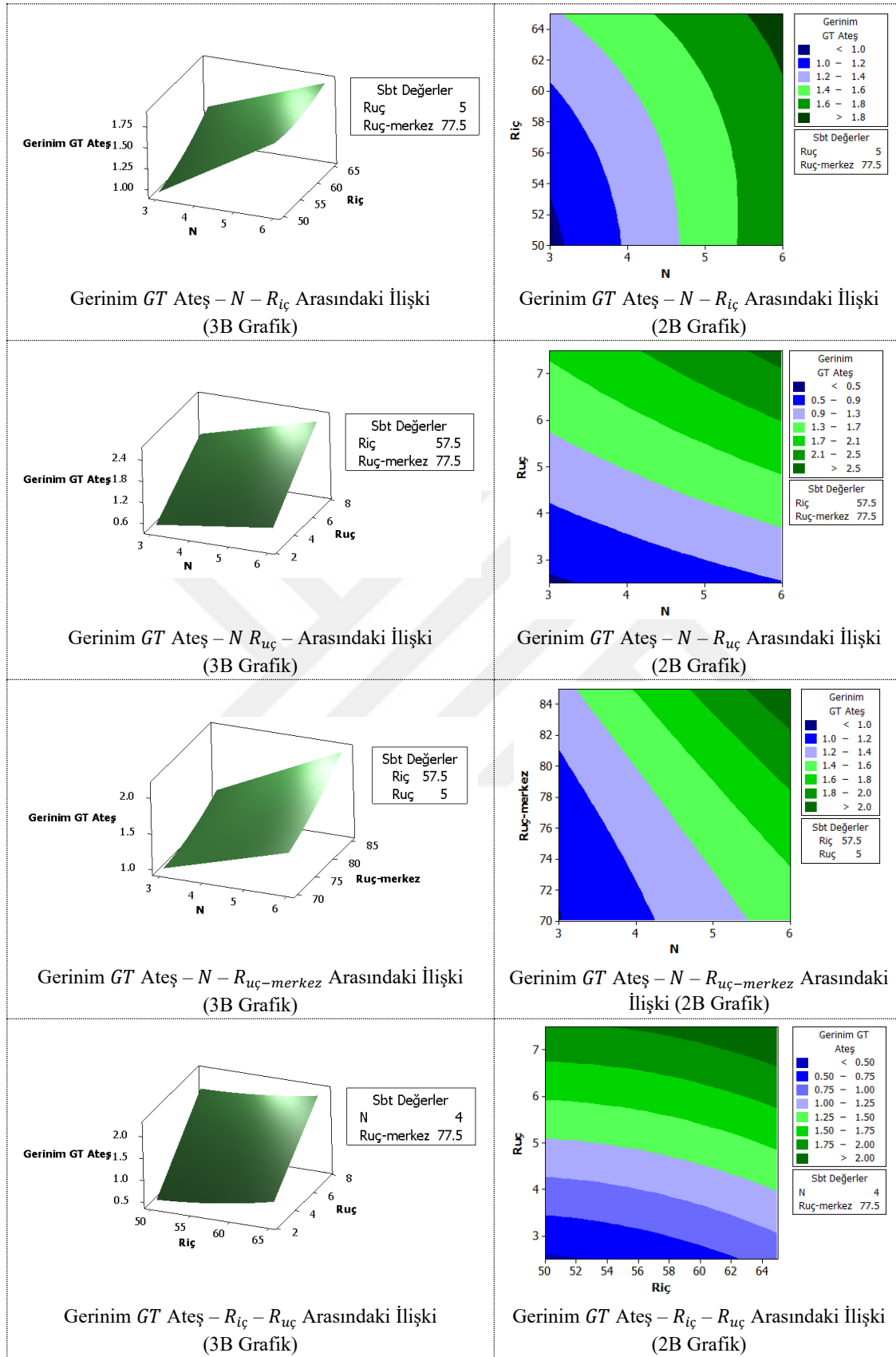
Şekil 5.9 : Örnek Bir Kesit Geometrisi için Doğrusal Viskoelastik Ateşleme Analizi Sonucu.

Bu alt başlık kapsamında hazırlanan cevap yüzeyi için kullanılan limitler de daha önce Çizelge 4.5'te listelenmiştir. Cevap yüzeyi analizleri sonucunda, oluklu yakıta ait kesit değişkenleri ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin ateşleme adımı sonunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkileri elde edilmiştir (Şekil 5.10).

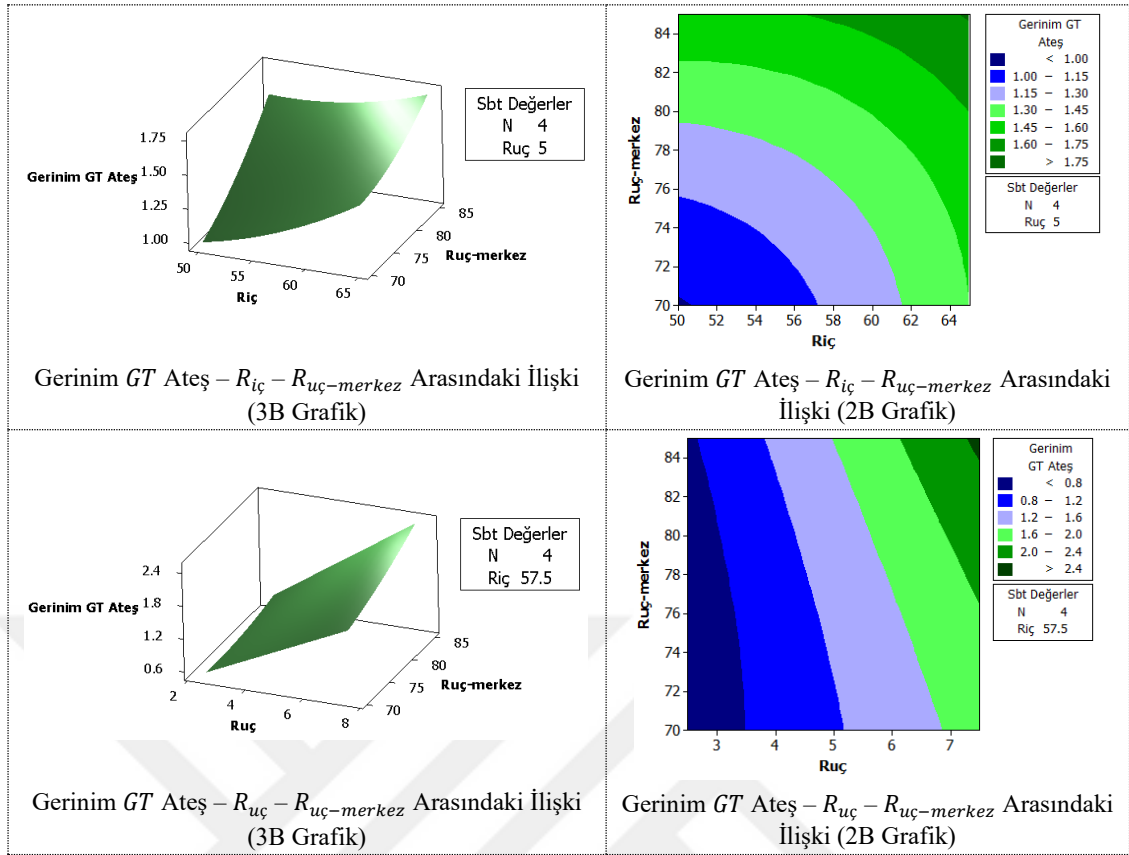


Şekil 5.10 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.

Şekil 5.10 incelendiğinde, şartlandırma adımı sonunda elde edilen sonuçlara çok benzer sonuçlar elde edildiği görülmektedir. Burada da, oluk ucu yarıçapının ($R_{uç}$) yakıtın kritik bölgesinde oluşan gerinim değerini ve dolayısıyla gerinim güvenlik toleransını domine ettiği saptanmıştır. Ayrıca oluk sayısı (N) ve oluk merkezi yarıçapının ($R_{uç-merkez}$) da ateşleme adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerinde etkili olduğu gözlenmiştir. Cevap yüzeyi analizi sonucunda elde edilen detaylı sonuçlar Şekil 5.11'de sunulmuştur.



Şekil 5.11 : Kesit Değişkenlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerininim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.



Şekil 5.11 (devam) : Kesit Değişkenlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi.

Şekil 5.11 incelendiğinde; oluk ucu yarıçapı ($R_{uç}$), oluk sayısının (N), oluk merkezi yarıçapı ($R_{uç-merkez}$) ve iç yarıçap ($R_{iç}$) değişkenlerinin bağımsız şekilde artmasının, ateşleme adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değerinin artmasına yol açtığı gözlenmiştir.

Bu bölümde gerçekleştirilen cevap yüzeyi davranışının şartlandırma analiz sonuçları kullanılarak oluşturulan cevap yüzeyi sonuçları ile aynı davranışa sahip olmasının en büyük nedeni; kesit geometri değişkenlerinin yanma basıncı üzerine etkilerinin ihmal edilerek, ateşleme analizlerinin sabit basınç altında gerçekleştirilmesidir.

Burada ateşleme analiz adımı sonucunda elde edilen veriler sonraki bölümde anlatılan ve burada ikinci yöntem olarak bahsi geçen bağlaşıklık değerlendirme sonuçları ile karşılaştırılarak yanma basıncını değişken almanın önemi vurgulanacaktır.

Bu alt başlık altında tamamlanan cevap yüzeyi analizleri sonucunda aşağıdaki sonuçlara varılmıştır:

$R_{uç}$ değişkeninin artırılarak uç yarıçapının genişletilmesi ve $R_{uç-merkez}$ değişkeninin artırılarak oluk boyunun uzatılması; hem şartlandırma hem de ateşleme adımları sonucunda oluşan maksimum efektif gerinim değerlerinin azalmasını; dolayısıyla şartlandırma ve ateşleme adımları sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değerlerinin artmasını sağlamaktadır.

$R_{iç}$ değişkeninin artırılarak yakıt doluluk oranının azaltılması sonucunda, yakıtın şartlanma süresi azalmaktadır. Ancak, şartlandırma ve ateşleme yükleri sonucunda elde edilen maksimum efektif gerinim değerinde çok hafif bir azalma söz konusudur. Dolayısıyla, $R_{iç}$ değişkeninin arttırılması, şartlandırma ve ateşleme adımları sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değerini diğer değişkenler kadar olmasa da arttırmaktadır.

Oluk sayısının (N) arttırılması, oluşan maksimum efektif gerinim değerinin azalmasını, dolayısıyla şartlandırma ve ateşleme adımları sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değerinin artmasını sağlamaktadır. Özellikle, yakıt doluluk oranının fazla olduğu ($R_{iç}$ değerinin küçük olduğu) durumlarda; oluk sayısının arttırılması, kesitte oluşan maksimum efektif gerinim değerinin azalmasına; dolayısıyla şartlandırma ve ateşleme adımları sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değerlerinin daha büyük oranda artmasına katkıda bulunmaktadır.

6. GERİYE YANMA ANALİZLERİ

Katı yakıt ateşlendiğinde yanma prosesi süresince yakıt yanma yüzeyi, bu yüzeye dik bir şekilde geriye doğru ilerlerler. Bir başka deyişle, yakıt yandıkça, yanma yüzeyine dik bir şekilde hacim kaybeder. Katı yakıt yanma yüzeyinin yanma süresince gösterdiği bu geometrik değişime, geriye yanma adı verilir. Katı yakıtlı roket motorlarına ait iç balistik performans analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için, yakıt yanma yüzeyi değişiminin geriye yanma analizleri yardımıyla elde edilmesi önem arz etmektedir. Çünkü yanma odası basıncının zamanla değişimi, yanma yüzey alanı değişimi kullanılarak hesaplanır.

Geriye yanma analizleri sonucunda, yanma alanının ve motor port hacminin (roket motoru içerisinde yakıtsız hacim) yakıt profil gövde kalınlığı (İng. web) ile değişimi elde edilir.

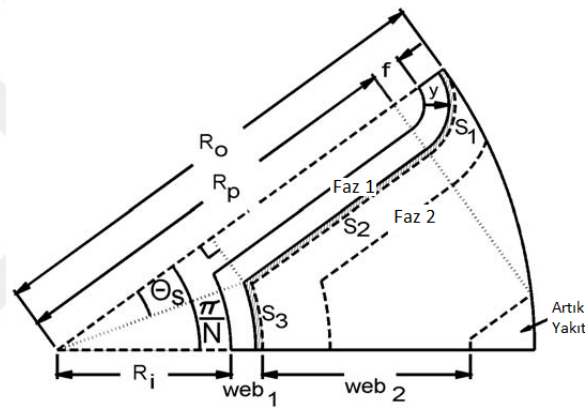
Bu bölümde, iç balistik performans çözücüyeye girdi sağlamak amacıyla tamamlanması gereken geriye yanma analizleri anlatılmıştır. Öncelikle, geriye yanma analiz türleri hakkında bilgi verilerek çalışma kapsamında kullanılması en uygun yöntem belirlenmiştir. Daha sonra, çalışma kapsamında çözülmesi gereken geriye yanma analizlerini tamamlamak amacıyla, oluklu kesite sahip katı yakıtlı roket motorları için karşılaşılabilecek 12 farklı geometrik olasılık belirlenmiş ve her bir olasılığa ait farklı fazların geriye yanma analitik çözümleri geliştirilerek doğrulanmıştır. Son olarak, tüm bu analitik çözümleri içeren bir Matlab programı oluşturulmuş ve bu programa ait örnek sonuçlar listelenmiştir.

6.1 Geriye Yanma Analiz Yöntemleri

Geriye yanma analiz yöntemleri, analitik, sayısal ve teknik resim yöntemleri olmak üzere üçe ayrılır.

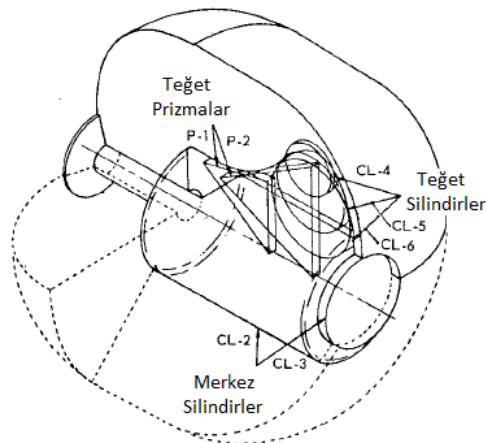
6.1.1 Analitik yöntemler

Bu yöntemde, yanma yüzey alanı basit geometrik parametreler kullanılarak analitik denklemler yardımıyla hesaplanır. 2 boyutlu geriye yanma analizlerinde, kesitteki yanma hattı (perimetre) uzunluğu hesapları, birbiriyle kesişen doğru ve yaylar kullanılarak yapılır. Perimetre uzunluğunun yakıt boyuyla çarpılmasıyla, yanma yüzey alanı elde edilir. Aynı şekilde, roket motoru içerisinde yakıtsız hacim olarak nitelendirilen port hacmi de benzer yaklaşımlarla hesaplanabilir. 2 boyutlu geriye yanma analizlerinde karşılaşılan zorluk, yakıt yandıkça hesaplamalarda kullanılan geometrik parametrelerin zamana göre değişmesidir. Bu sebeple yanma süreci, kesit geometrisinin aldığı şekle göre farklı fazlara ayrılarak, analitik denklemler türetilir (Şekil 6.1).



Şekil 6.1 : Oluklu Yakıt Geometrisinin Analitik Çözümünde Kullanılan Fazlar [9].

Analitik yöntemler 3 boyutlu geometrilerin geriye yansımaları analizlerinde de kullanılır. Bu durumda, yansıma yüzeyini hesap edebilmek için, koni, silindir, küre, elips ve prizma gibi elemanlar yardımıyla 3 boyutlu geometri modellenir (Şekil 6.2) [50].



Şekil 6.2 : 3 Boyutlu Geometrilerin Basit Geometriler Yardımıyla Modellenmesi [50].

Analitik yöntemler kullanılarak, çok kısa süre içerisinde tam doğru sonuçlar elde etmek mümkündür. Ayrıca, bu yöntemde sayısal çözüm tekniklerinde olduğu gibi çözüm oluşturmak için herhangi bir ticari yazılıma ihtiyaç duyulmaz. Analitik çözümü gerçekleştiren program, bir defa oluşturulduktan sonra insan – makine etkileşimine gerek kalmadan farklı kesit parametreleri için çok sayıda çözüm peşi sıra yapılabilir. Bu da analitik yöntemleri özellikle optimizasyon uygulamaları için vazgeçilmez kılmaktadır.

Ancak, analitik yöntemlerle çok karmaşık geometriye sahip bazı tasarımları analiz etmek mümkün değildir. Bu durumda, sayısal yöntemler veya teknik resim yöntemlerinden faydalanılır.

6.1.2 Sayısal yöntemler

Sayısal yöntemler yardımıyla basit ya da karmaşık her tip geometriye ait geriye yanma analizleri yapılabilir. Bu sebeple, genellikle karmaşık geometrilerin geriye yanma analizleri sayısal yöntemlerden ya da teknik resim yöntemlerinden faydalanılarak tamamlanır. Analitik yöntemlerden farklı olarak, sayısal yöntemlerde, CAD programları ile beraber çözüm ağı oluşturan hazır ticari programlar kullanarak analiz edilecek geometrinin çözüm ağının oluşturulması ve sınır koşullarının tanımlanması gerekmektedir [22].

Çözüm kapsamında, oluşturulan çözüm ağı yardımıyla yanma yüzeyinin değişimi adım adım hesaplanır. Bu sebeple, sayısal yöntemlerle gerçekleştirilen geriye yanma analizlerinin çözüm süresi diğer yöntemlere göre daha uzundur. Dolayısıyla, optimizasyon süreçlerinde sayısal yöntemler genellikle tercih edilmezler. Ayrıca, sayısal yöntemlerden elde edilen çözümün doğruluk oranı çözüm ağında kullanılan elemanların sayısına bağlıdır.

6.1.3 Teknik resim yöntemleri

Teknik resim yöntemleri yardımıyla basit ya da karmaşık her tip geometriye ait geriye yanma analizleri yapılabilir. Bilgisayar teknolojisinin tam olarak olgunlaşmadığı ve teknik çizimlerin ağırlıklı olarak çizim araçları yardımıyla kâğıt üzerinde resmedildiği yıllarda, geriye yanma analizleri, yakıt kesitlerinin detaylı çizimleri üzerinde (teknik çizim araçları kullanılarak) ötelenmesiyle gerçekleştirilirdi. Günümüzde ise gelişen bilgisayar teknolojisi ve çizim

programlarının yardımıyla, basit ve karmaşık geometrilerin geriye yanma analizlerini teknik resim yöntemleri yardımıyla bilgisayar ortamında tamamlamak mümkündür. Modern teknik resim yöntemlerinde ticari bir CAD yazılımının kullanılarak yakıt yanma yüzeyinin ötelenmesi gerekir. Bu sayede, yanma yüzeyinin yakıt profil gövde kalınlığı boyunca olan değişimini çok yüksek doğrulukta hesaplamak mümkündür [22].

Teknik resim yöntemleri yardımıyla çözüm gerçekleştirilirken genellikle kullanıcı - makine etkileşimi üst düzeydedir. Bu sebeple, hesaplama zamanı kullanıcı etkileşiminin yol açtığı zaman kaybından ötürü yüksektir. Dolayısıyla, teknik resim yöntemleri, kullanıcı – makine etkileşimi nedeniyle, optimizasyon çalışmalarında tercih edilmemektedir.

6.1.4 Geriye yanma analiz yöntemlerinin karşılaştırılması

Bu bölümde, Çizelge 6.1 kullanılarak geriye yanma yöntemlerinin avantaj ve dezavantajları karşılaştırılmıştır.

Çizelge 6.1 : Geriye Yanma Analiz Yöntemlerinin Karşılaştırılması [22].

Yöntem	Geometrik Analiz Yeteneği	Hesaplama Zamanı	Doğruluk Oranı	Ticari Program Gereksinimi	İnsan – Makine Etkileşim Gereksinimi
Analitik	Basit ve Bazı Kompleks Geometrilere	Çok Kısa	Yüksek Doğrulukta	Yok	Oldukça Az
Sayısal	Bütün Geometrilere	Uzun	Çözüm Ağına Bağlı	CAD ve Çözüm Ağı Oluşturma Programları	Yüksek
Teknik Resim	Bütün Geometrilere	Çok Uzun	Yüksek Doğrulukta	CAD Programları	Çok Yüksek

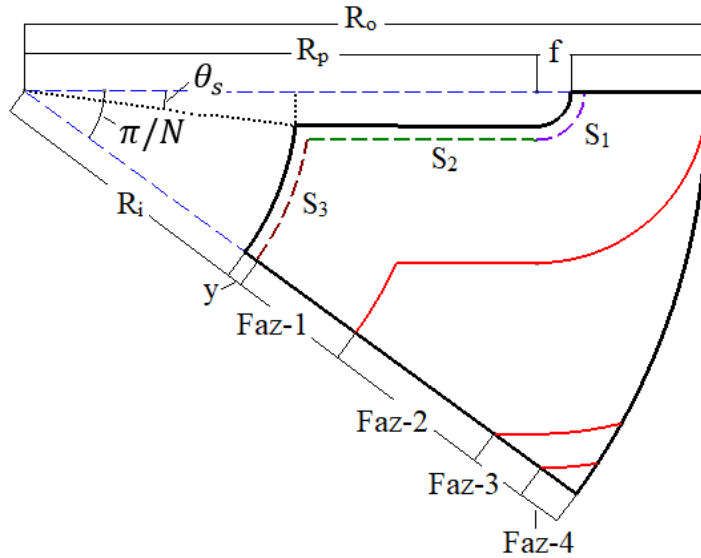
Karşılaştırma sonucuna göre, çalışma kapsamında gerçekleştirilen optimizasyon sürecine en uygun teknik, analitik yöntem olarak belirlenmiştir.

6.2 Oluklu Kesit İçin Analitik Geriye Yanma Eşitliklerinin Türetilmesi

Geriye yanma analizleri, optimizasyon döngüsü içerisindeki iç balistik performans çözücünde kullanılacağından, farklı oluklu kesit boyutlarına uygun olasılıkların tümünü analiz edebilen geriye yanma analiz çözümlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Geriye yanma çözümleri, artık yakıt (İng: Sliver) fazları da göz önüne alındığında 3 – 4 fazdan meydana gelmektedir. 1. faz çözümü bütün tasarım

olasılıkları için ortak olup, diğer fazlar yakıtın geometrik kesit özelliklerine göre farklılık göstermektedir. Literatürde, Hartfield ve ekibinin bu olasılıklardan sadece bir tanesi için geliştirdiği ve ilk iki fazın çözümünü içeren (artık yakıt faz çözümlerini içermeyen) analitik çözüm mevcuttur [9]. Çalışma kapsamında, bütün olası oluklu kesit geometrilerinin geriye yanma analizlerini gerçekleştirebilen analitik çözümler geliştirilerek bu çözümler teknik resim yöntemleri yardımıyla doğrulanmış ve bu sayede kapsamlı bir Matlab programı oluşturulmuştur. Böylece hem literatürün bu konudaki eksikliği giderilmiş hem de optimizasyon döngüsünün daha kısa sürede daha az işlem gücüyle gerçekleştirilmesinin önü açılmıştır. Bu bölümde, oluklu kesite sahip yakıt geometrilerinin geriye yanma analizlerinde kullanılacak 12 olasılık kapsamlı şekilde anlatılmıştır.

Şekil 6.3'te oluklu yakıt geometrisine ait simetrik bir kesit gösterilmiştir. Burada, yanma perimetresi (yanma hattı) S_1 , S_2 ve S_3 olmak üzere 3 parçadan oluşmuştur. Yanma prosesi boyunca bu üç parametre geriye doğru ötelenerek farklı değerler alır ve bütün yakıt bittiğinde hepsi sıfır değerine ulaşır. Şekil üzerinde yakıtın yanma miktarı (yanma kalınlığı) y ile gösterilmiştir. y 'nin yönü yakıtın yanmamış yüzeyinden yüzeye normal yönde tanımlanmıştır



Şekil 6.3 : Oluklu Yakıt Geometrisinin Analitik Çözümünde Kullanılan Parametreler.

Şekil 6.3'teki kesit geometrisinde R_o dış yarıçap, R_i iç yarıçap, R_p oluk merkezinin yarıçapı, f oluk ucu yarıçapı ve N oluk sayısını temsil etmektedir. Bu parametrelerin değişimi ile oluşturulan farklı kesitlerin geriye yanma davranışları çeşitlilik

göstermektedir ve 12 farklı olasılık dâhilinde bütün geriye yanma olasılıklarının incelenebileceği tespit edilmiştir. Bu olasılıklar aşağıda listelenmiştir:

- A. S_3 , S_2 'den önce, S_2 'de S_1 'den önce biterse ve S_3 , yakıt oluk ucu motor gövdesine değmeden sıfıra ulaşırsa.
- B. S_3 , S_2 'den önce, S_2 'de S_1 'den önce biterse ve S_2 ile S_3 , yakıt oluk ucu motor gövdesine değmeden sıfıra ulaşırlarsa.
- C. S_3 , S_2 'den önce, S_2 'de S_1 'den önce biterse ve yakıt oluk ucu motor gövdesine değene kadar hiçbir S değeri sıfıra ulaşmıyorsa.
- D. S_3 , S_1 'den önce, S_1 'de S_2 'den önce biterse ve S_3 , yakıt oluk ucu motor gövdesine değmeden sıfıra ulaşırsa.
- E. S_3 , S_1 'den önce, S_1 'de S_2 'den önce biterse ve yakıt oluk ucu motor gövdesine değene kadar hiçbir S değeri sıfıra ulaşmıyorsa.
- F. S_2 , S_3 'den önce, S_3 'de S_2 'den önce biterse ve S_2 , yakıt oluk ucu motor gövdesine değmeden sıfıra ulaşırsa.
- G. S_2 , S_3 'den önce, S_3 'de S_1 'den önce biterse ve S_2 ve S_3 , yakıt oluk ucu motor gövdesine değmeden sıfıra ulaşırlarsa.
- H. S_2 , S_3 'den önce, S_3 'de S_1 'den önce biterse ve yakıt oluk ucu motor gövdesine değene kadar hiçbir S değeri sıfıra ulaşmıyorsa.
- İ. S_2 , S_1 'den önce, S_1 'de S_3 ile birlikte biterse ve S_2 , yakıt oluk ucu motor gövdesine değmeden sıfıra ulaşırsa.
- J. S_2 , S_1 'den önce, S_1 'de S_3 ile birlikte biterse ve yakıt oluk ucu motor gövdesine değene kadar hiçbir S değeri sıfıra ulaşmıyorsa.
- K. S_1 , S_2 'den önce, S_2 'de S_3 ile birlikte biterse ve yakıt oluk ucu motor gövdesine değene kadar hiçbir S değeri sıfıra ulaşmıyorsa.
- L. S_1 , S_3 'ten önce, S_3 'de S_2 'den önce biterse ve yakıt oluk ucu motor gövdesine değene kadar hiçbir S değeri sıfıra ulaşmıyorsa.

Her bir olasılık, birbirinden farklı fazların birleşiminden oluşur.

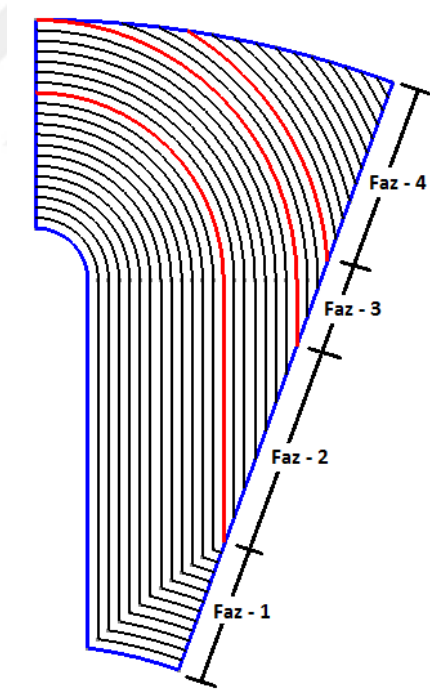
6.2.1 Olasılık A

A olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.2'de sunulan örnek çizim, Şekil 6.4'de gösterilmiştir.

Çizelge 6.2 : A Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	75	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	9	-

Şekil 6.4'den görüldüğü üzere, bu olasılıkta ilk önce S_3 uzunluğu sıfıra ulaşmaktadır. Bu aşama faz -1 olarak adlandırılır. Daha sonra ikinci fazda, S_1 yayı motor gövdesine ya da yalıtıma değene kadar S_1 ve S_2 perimetreleri gerilemeye devam eder. Faz – 2 boyunca S_1 büyür ancak S_2 küçülür. 3. fazda artık S_1 yayının üst ucu motor gövdesine temas etmekte dolayısıyla yanma süreci boyunca S_1 , yakıtın gövdeye ya da yalıtıma temas ettiği bölgeden kısıtlanmakta, S_2 ise azalmaktadır. S_2 'nin sıfır değerine ulaşmasıyla faz – 3 tamamlanır ve 4. faz başlar. Bu son faz boyunca S_1 yayı her iki ucundan kısıtlanmıştır. 4. faz boyunca S_1 yayı giderek küçülür ve sonunda bütün yakıt yandığında sıfır olur.



Şekil 6.4 : A Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Toplam perimetre değeri, yanma yüzey alanının hesaplanmasında, port alanı değeri de port hacminin hesaplanmasında kullanılır. Bu bölümde, A olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren analitik formüller sunulmuştur. A olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.3'te sunulmuştur.

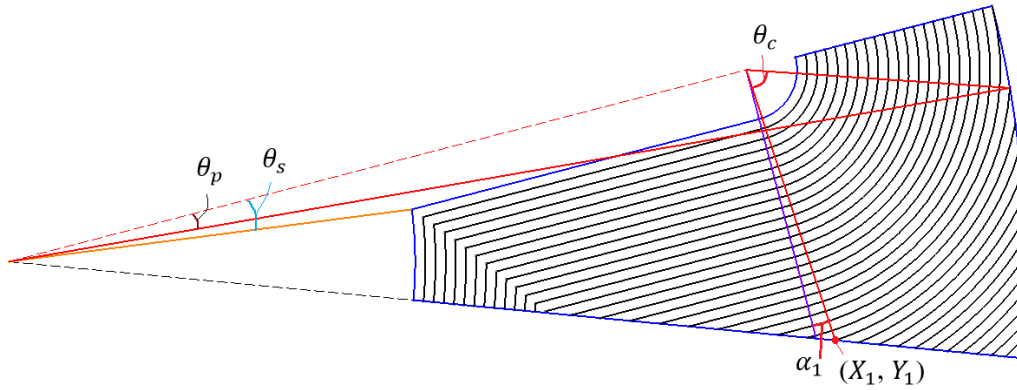
Çizelge 6.3 : A Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = y_{S3=0}$
2	$y = y_{S3=0}$	$y = R_0 - (R_p + f)$
3	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S2=0}$
4	$y = y_{S2=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S2=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_2 'yi ve S_3 'ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.1.1 Faz – 1

Şekil 6.5'te θ_s olarak belirtilen açı, 6.1 numaralı denklem kullanılarak hesaplanır:



Şekil 6.5 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_s , θ_p , θ_c , α_1 Açıları ve (X_1, Y_1) Koordinatı.

$$\theta_s = \sin^{-1} \left(\frac{f + y}{R_i + y} \right) \quad (6.1)$$

S_1 , S_2 ve S_3 olarak parametrize edilen yanma yüzeyi hesabında kullanılacak perimetre değerlerini hesaplamak için denklem 6.2, 6.3 ve 6.4 kullanılır.

$$S_1 = (y + f) \left(\frac{\pi}{2} \right) \quad (6.2)$$

$$S_2 = R_p - \sqrt{(R_i + y)^2 - (f + y)^2} \quad (6.3)$$

$$S_3 = (R_i + y) \left(\frac{\pi}{N} - \theta_s \right) \quad (6.4)$$

Kesit geometrisinin N adet oluğa sahip olduğu göz önüne alınarak toplam yanma perimetresi (S), denklem 6.5 kullanılarak elde edilir:

$$S = 2N(S_1 + S_2 + S_3) \quad (6.5)$$

Buradan, yanma yüzey alanı (A_b), perimetre değerinin (S) yakıt boyu (L) ile çarpılmasıyla elde edilir (Denklem 6.6):

$$A_b = S \cdot L \quad (6.6)$$

Roket motoru içerisinde yakıtsız hacim olarak tanımlanan port hacmini (V_p) hesaplamada kullanılan port alanı (A_p), denklem 6.7 kullanılarak hesaplanır:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} (y + f)^2 \frac{\pi}{2} + \frac{1}{2} (R_i + y)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \theta_s \right) + \frac{1}{2} (R_p + S_2)(y + f) + S_2(y + f) \right] \quad (6.7)$$

Son olarak port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değerinin yakıt boyu (L) ile çarpılmasıyla elde edilir (Denklem 6.8):

$$V_p = A_p \cdot L \quad (6.8)$$

Böylece birinci yanma fazında yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi, 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak hesaplanabilir. Bunlar, bütün olasılıkların 1. fazları için ortak olarak kullanılan, Hartfield ve ekibi tarafından türetilen eşitliklerdir [9].

6.2.1.2 Faz – 2

Bu fazda, S_1 , faz – 1'deki gibi hesaplanır ancak S_2 'nin hesaplanması denklem 6.10'daki gibi değişir ve S_3 de sıfır değerini alır.

$$S_1 = (y + f) \left(\frac{\pi}{2} \right) \quad (6.9)$$

$$S_2 = R_p - \sqrt{(R_i + y_{S3=0})^2 - (f + y_{S3=0})^2} - \Delta y \cdot \cot \left(\frac{\pi}{N} \right) \quad (6.10)$$

$$S_3 = 0 \quad (6.11)$$

6.10 numaralı denklemdeki Δy , S_3 'ün sıfır olduğu y değeri ($y_{S3=0}$) ile o andaki yanma miktarı (y) arasındaki mesafedir. Bu değer denklem 6.12 kullanılarak hesaplanır.

$$\Delta y = y - y_{S3=0} \quad (6.12)$$

Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla 6.5 ve 6.6 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.13 kullanılarak hesaplanır:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} (R_p + S_2)(y + f) + \frac{1}{4} \pi (y + f)^2 \right] \quad (6.13)$$

Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.1.3 Faz – 3

Bu fazda, faz – 2'ye ait çözümden farklı olarak, sadece S_1 yayının üst ucu motor gövdesine ya da yalıtıma temas ettiği için bu yay kısıtlanmaktadır. Yanma süreci başında 90° olan S_1 yayına ait merkez açı değeri bu fazda yanma miktarına bağlı olarak azalmaktadır. Bu açı, θ_c ile sembolize edilmiş ve Şekil 6.5'te gösterilmiştir. Faz – 3 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri 6.14, 6.15 ve 6.16 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = (y + f)\theta_c \quad (6.14)$$

$$S_2 = R_p - \sqrt{(R_i + y_{S3=0})^2 - (f + y_{S3=0})^2} - \Delta y \cdot \cot\left(\frac{\pi}{N}\right) \quad (6.15)$$

$$S_3 = 0 \quad (6.16)$$

Şekil 6.5'te gösterilen θ_c açısı, denklem 6.17 kullanılarak hesaplanır.

$$\theta_c = \cos^{-1} \left[-\frac{R_o^2 - R_p^2 - (y + f)^2}{2R_p(y + f)} \right] - \frac{\pi}{2} \quad (6.17)$$

Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla denklem 6.5 ve 6.6 kullanılarak hesaplanır. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.18 kullanılarak elde edilir:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} (R_p + S_2)(y + f) + \frac{1}{4} \pi (y + f)^2 - \frac{1}{2} R_o R_p \sin \theta_p - \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \theta_c \right) (y + f)^2 + \frac{1}{2} \theta_p R_o^2 \right] \quad (6.18)$$

Şekil 6.5'te gösterilen θ_p açısı, denklem 6.19 kullanılarak hesaplanır.

$$\theta_p = \cos^{-1} \left[-\frac{R_o^2 - R_p^2 - (y + f)^2}{2R_p(y + f)} \right] - \frac{\pi}{2} \quad (6.19)$$

Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.1.4 Faz – 4

Bu fazda, S_2 ve S_3 perimetreleri sıfır değerini alır. S_1 yayı ise her iki ucundan kısıtlanmıştır ve yanma miktarı boyunca adım adım kısalarak faz sonunda sıfır değerine ulaşır.

Faz – 4 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri 6.20, 6.21 ve 6.22 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = (y + f)(\theta_c - \alpha_1) \quad (6.20)$$

$$S_2 = 0 \quad (6.21)$$

$$S_3 = 0 \quad (6.22)$$

θ_c , denklem 6.17 kullanılarak hesaplanır. α_1 açısı, S_1 yayının alt ucunun kısıtlanması nedeniyle θ_c açısından ne kadar daha dar olması gerektiğini hesaplamak amacıyla kullanılır. Şekil 6.5'te gösterilen α_1 açısı, 6.23 numaralı denklem kullanılarak hesaplanır.

$$\alpha_1 = \tan^{-1} \left(\frac{Y_1 - R_p}{X_1} \right) \quad (6.23)$$

Burada, (X_1, Y_1) , S_1 yayı alt ucunun simetri hattına değdiği noktanın koordinatıdır (Şekil 6.5) ve bu değerler sırasıyla denklem 6.24 ve 6.25 kullanılarak elde edilir.

$$X_1 = \frac{2 \tan\left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{N}\right) R_p + \sqrt{4 \tan^2\left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{N}\right) R_p^2 - 4 \left[1 + \tan^2\left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{N}\right)\right] [R_p^2 - (f + y)^2]}}{2 \left[1 + \tan\left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{N}\right)\right]} \quad (6.24)$$

$$Y_1 = X_1 \cdot \tan\left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{N}\right) \quad (6.25)$$

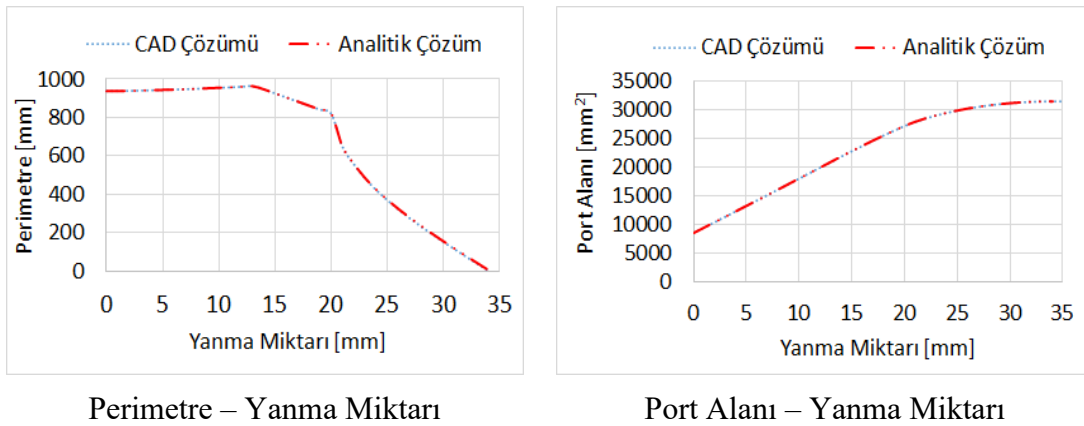
Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla 6.5 ve 6.6 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.26 kullanılarak elde edilir:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} R_p X_1 + \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_1 \right) (y + f)^2 - \frac{1}{2} R_o R_p \sin \theta_p - \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \theta_c \right) (y + f)^2 + \frac{1}{2} \theta_p R_o^2 \right] \quad (6.26)$$

Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.1.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.6'da, A olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.6 : A Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

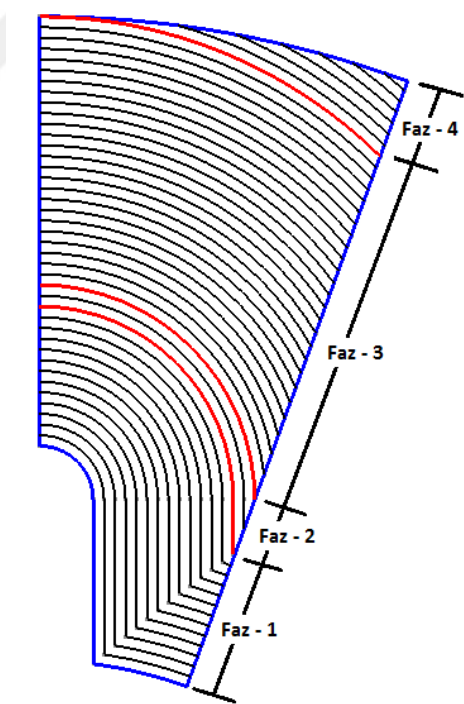
6.2.2 Olasılık B

B olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.4’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.7’de gösterilmiştir.

Çizelge 6.4 : B Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	55	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	9	-

Şekil 6.7’den görüldüğü üzere bu olasılıkta birinci fazda S_3 uzunluğu, ikinci fazda da S_2 uzunluğu sıfıra ulaşmaktadır. 3. fazda ise S_1 yayı alt bölgesinden simetri sınırı boyunca kısıtlanmakta ve faz sonunda da üst ucundan motor gövdesi veya yalıtıma değmektedir. 4. fazda ise S_1 yayı her iki ucundan kısıtlanmıştır. Bu faz boyunca S_1 yayı giderek küçülür ve sonunda bütün yakıt yandığında sıfır olur.



Şekil 6.7 : B Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Bu bölümde, B olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. B olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.5’te sunulmuştur.

Çizelge 6.5 : B Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = y_{S3=0}$
2	$y = y_{S3=0}$	$y = y_{S2=0}$
3	$y = y_{S2=0}$	$y = R_0 - (R_p + f)$
4	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S2=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_2 'yi ve S_3 'ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.2.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.2.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 2'si ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.9 - 6.13 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.2.3 Faz – 3

Bu fazda, S_2 ve S_3 perimetreleri sıfır değerini alır. S_1 yayı ise alt bölgesinden simetri sınırı boyunca kısıtlanmıştır. Faz – 3 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri 6.27, 6.28 ve 6.29 numaralı denklemler kullanılarak elde edilir.

$$S_1 = (y + f) \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_1 \right) \quad (6.27)$$

$$S_2 = 0 \quad (6.28)$$

$$S_3 = 0 \quad (6.29)$$

α_1 , denklem 6.24 ve 6.25 kullanılarak denklem 6.23'teki gibi hesaplanır. Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla 6.5 ve 6.6 numaralı denklemler kullanılarak elde edilir. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.30 kullanılarak hesaplanır:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} R_p X_1 + \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_1 \right) (y + f)^2 \right] \quad (6.30)$$

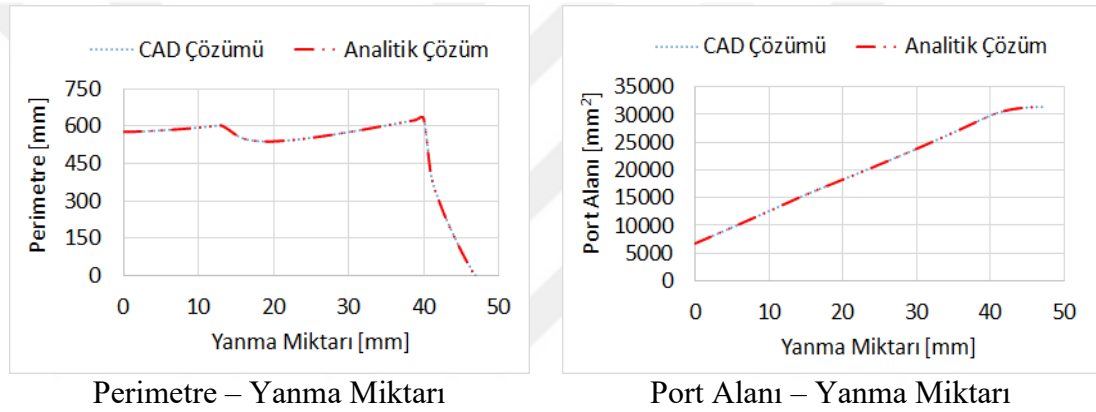
Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.2.4 Faz – 4

Faz – 4 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 4’ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.20 - 6.26 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler aracılığıyla hesaplamalar tamamlanır.

6.2.2.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.8’de, B olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.8 : B Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

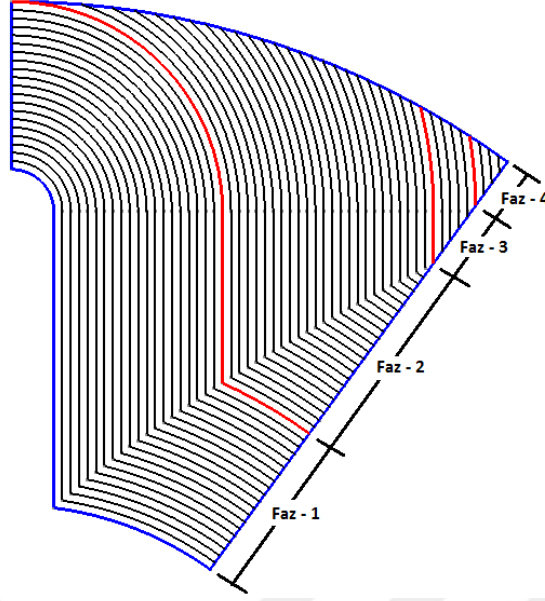
Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

6.2.3 Olasılık C

C olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.6’da sunulan örnek çizim, Şekil 6.9’da gösterilmiştir.

Çizelge 6.6 : C Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	75	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	5	-



Şekil 6.9 : C Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Şekil 6.9'dan görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_1 yayının üst ucu motor gövdesi ya da yalıtıma temas edene kadar devam etmektedir. Bu temas gerçekleştiği anda 1. faz sonlanır ve 2. faz başlar. 2. faz boyunca S_1 , S_2 ve S_3 giderek azalır ve bu fazın sonunda S_3 sıfır değerini alır. 3. fazda S_1 ve S_2 azalmaya devam eder ve S_2 değeri bu fazın sonunda sıfıra ulaşır. 4. fazda ise S_1 yayı hem üst hem de alt ucundan kısıtlanmaktadır ve bu yay faz boyunca azalarak yakıtın bitmesiyle sıfır değerine ulaşır. Bu bölümde, C olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. C olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.7'de sunulmuştur.

Çizelge 6.7 : C Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = y_{S3=0}$
2	$y = y_{S3=0}$	$y = R_0 - (R_p + f)$
3	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S1=0}$
4	$y = y_{S1=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S1=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_1 'i ve S_3 'ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.3.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.3.2 Faz – 2

Bu fazda, S_2 ve S_3 , faz – 1'deki gibi hesaplanır ancak S_1 yayının üst ucu motor gövdesine ya da yalıtıma temas ettiği için kısıtlanmaktadır. Yanma süreci başında 90° olan S_1 yayına ait merkez açı değeri bu fazda yanma miktarına bağlı olarak azalmaktadır. Bu açı daha önce de belirtildiği üzere θ_c ile sembolize edilmiştir. Faz – 2 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri denklem 6.31, 6.32 ve 6.33 kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = (y + f) \cdot \theta_c \quad (6.31)$$

$$S_2 = R_p - \sqrt{(R_i + y)^2 - (f + y)^2} \quad (6.32)$$

$$S_3 = (R_i + y) \left(\frac{\pi}{N} - \theta_s \right) \quad (6.33)$$

Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla denklem 6.5 ve 6.6 kullanılarak hesaplanır. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), 6.34 numaralı denklem kullanılarak elde edilir:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} R_p (y + f) + \frac{1}{4} \pi (y + f)^2 + \frac{1}{2} (R_i + y)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \theta_s \right) - \frac{1}{2} R_o R_p \sin \theta_p - \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \theta_c \right) (y + f)^2 + \frac{1}{2} \theta_p R_o^2 \right] \quad (6.34)$$

Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.3.3 Faz – 3

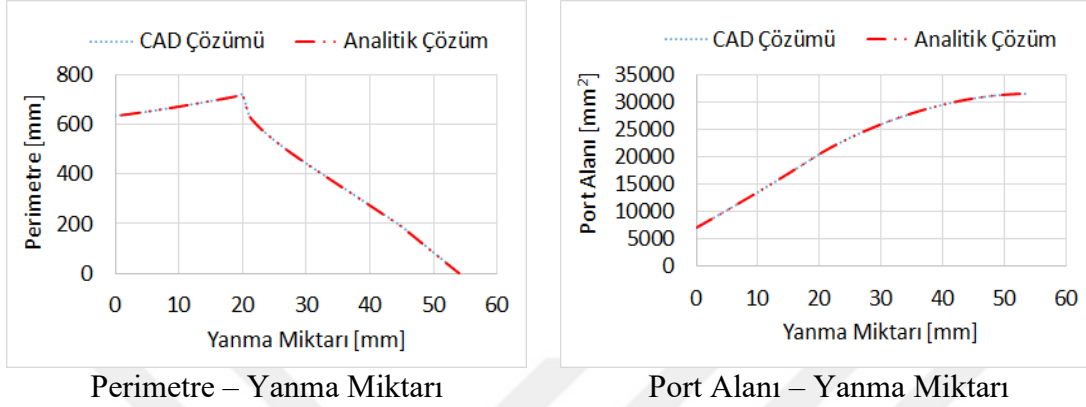
Faz – 3 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 3'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.14 - 6.18 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.3.4 Faz – 4

Faz – 4 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 4'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.20 - 6.26 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.3.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.10’da, C olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.10 : C Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

6.2.4 Olasılık D

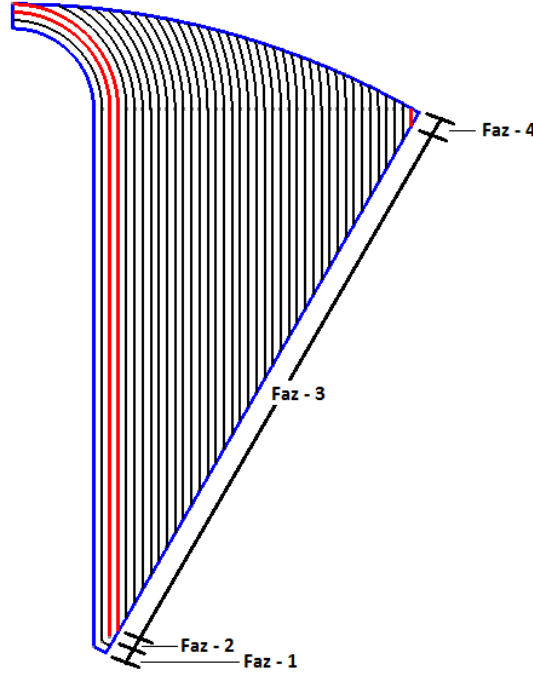
D olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.8’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.11’de gösterilmiştir.

Çizelge 6.8 : D Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	23	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	87	mm
$R_{uç} (f)$	10	mm
N	6	-

Şekil 6.11’den görüldüğü üzere bu olasılıkta birinci faz sonunda S_3 uzunluğu sıfıra ulaşmaktadır. 2. fazda S_1 artmakta, S_2 azalmaktadır. Bu faz, S_1 yayının üst ucu motor gövdesi ya da yalıtıma temas edene kadar devam etmektedir. 3. fazda ise S_1 yayı üst bölgesinden kısıtlanarak azalmakta ve faz sonunda sıfır değerini almaktadır. 4. fazda ise S_2 , hem üst hem de alt bölgesinden kısıtlanarak git gide küçülmekte ve yakıtın tamamen bitmesiyle sıfır değerini almaktadır. Bu bölümde, D olasılığına ait her faz

için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. D olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.9’da sunulmuştur.



Şekil 6.11 : D Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Çizelge 6.9 : D Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = R_0 - (R_p + f)$
2	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S3=0}$
3	$y = y_{S3=0}$	$y = y_{S1=0}$
4	$y = y_{S1=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S1=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_1 ’i ve S_3 ’ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.4.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.4.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 2’si ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.9 - 6.13 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.4.3 Faz – 3

Faz – 3 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 3'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.14 - 6.18 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.4.4 Faz – 4

Bu fazda, S_2 perimetresi hem üst hem de alt bölgesinden kısıtlanarak git gide küçülmekte ve yakıtın tamamen bitmesiyle sıfır değerini almaktadır. S_1 ve S_3 ise daha önceki fazlarda sıfır değerine ulaşmışlardır.

Faz – 4 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri, denklem 6.35, 6.36 ve 6.37 kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = 0 \quad (6.35)$$

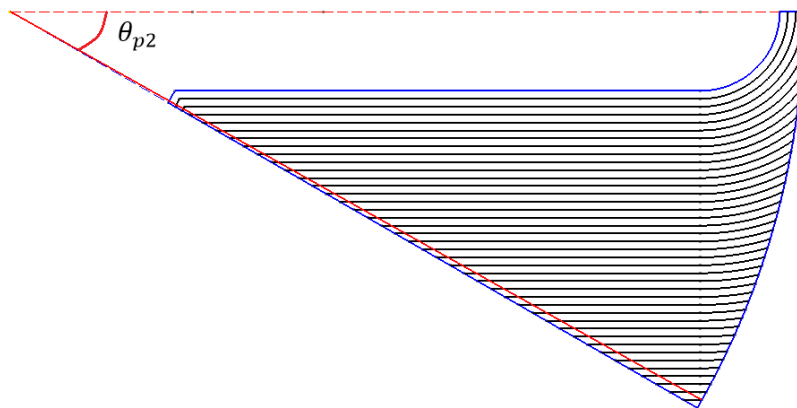
$$S_2 = \sqrt{(R_o)^2 - (f + y)^2} - \sqrt{(R_i + y_{S3=0})^2 - (f + y_{S3=0})^2} - \Delta y \cdot \cot\left(\frac{\pi}{N}\right) \quad (6.36)$$

$$S_3 = 0 \quad (6.37)$$

Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla 6.5 ve 6.6 numaralı denklemler kullanılarak elde edilir. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.38 kullanılarak hesaplanır:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} \theta_{p2} R_o^2 + \frac{1}{2} S_2 (y + f) \right] \quad (6.38)$$

Şekil 6.12'de θ_{p2} ile gösterilen açı, 6.39 numaralı denklem kullanılarak elde edilir.



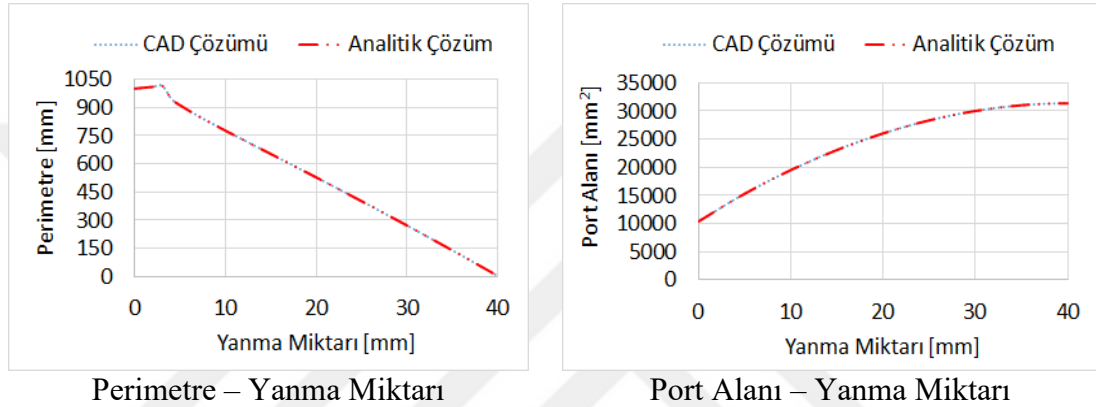
Şekil 6.12 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_{p2} Açısı.

$$\theta_{p2} = \sin^{-1} \left(\frac{y + f}{R_o} \right) \quad (6.39)$$

Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.4.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.13'te, D olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.13 : D Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

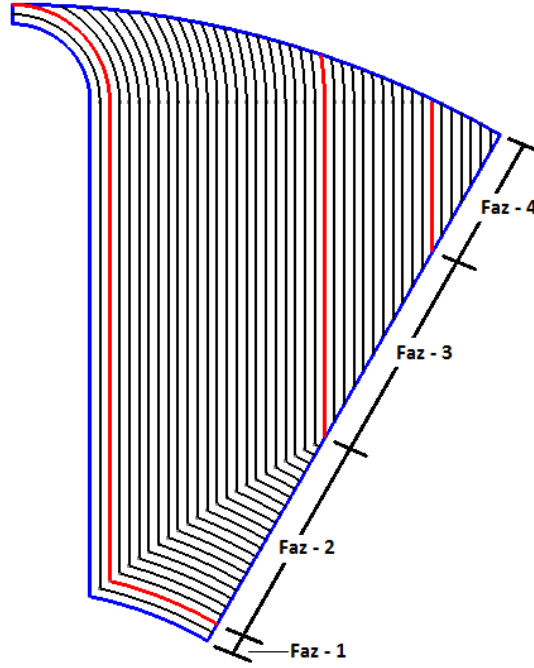
Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

6.2.5 Olasılık E

E olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.10'da sunulan örnek çizim, Şekil 6.14'de gösterilmiştir.

Çizelge 6.10 : E Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	90	mm
$R_{uç} (f)$	8	mm
N	6	-



Şekil 6.14 : E Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Şekil 6.14'den görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_1 yayının üst ucu motor gövdesi ya da yalıtıma temas edene kadar devam etmektedir. Bu temas gerçekleştiği anda 1. faz sonlanır ve 2. faz başlar. 2. faz boyunca, S_1 , S_2 ve S_3 giderek azalır ve bu fazın sonunda S_3 sıfır değerini alır. 3. fazda S_1 ve S_2 azalmaya devam eder ve S_1 değeri bu fazın sonunda sıfıra ulaşır. 4. fazda ise S_2 perimetresi, hem üst hem de alt ucundan kısıtlanmaktadır ve bu perimetre faz boyunca azalarak yakıtın bitmesiyle sıfır değerine ulaşır.

Bu bölümde, E olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. E olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.11'de sunulmuştur.

Çizelge 6.11 : E Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = R_0 - (R_p + f)$
2	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S3=0}$
3	$y = y_{S3=0}$	$y = y_{S1=0}$
4	$y = y_{S1=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S1=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_1 'i ve S_3 'ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.5.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.5.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi C olasılığının 2. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.31 - 6.34 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.5.3 Faz – 3

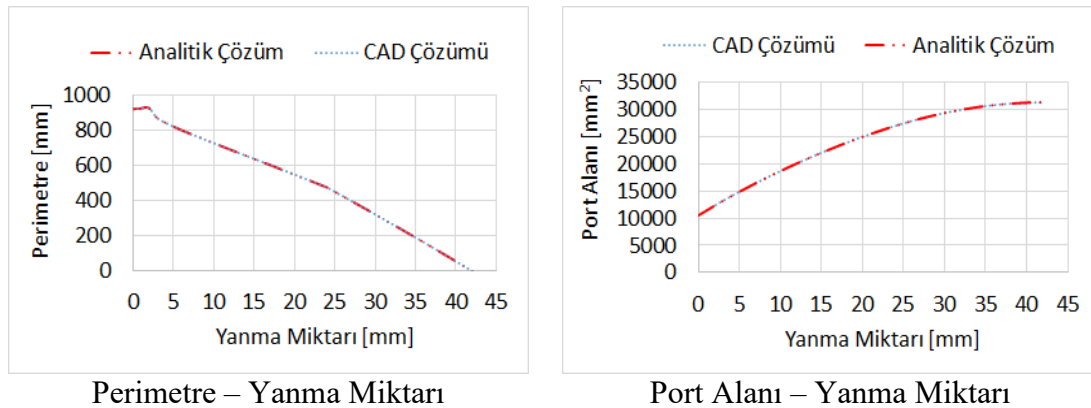
Faz – 3 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 3'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.14 - 6.18 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.5.4 Faz – 4

Faz – 4 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi D olasılığının faz – 4'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.35 - 6.39 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.5.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.15'te, E olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.15 : E Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

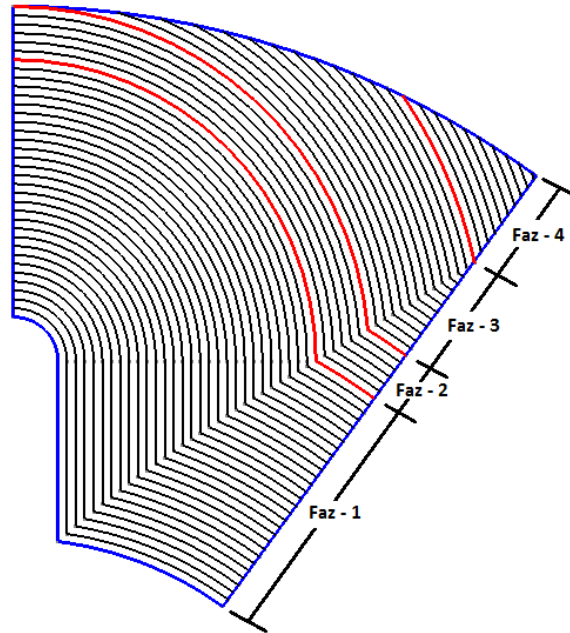
Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

6.2.6 Olasılık F

F olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.12’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.16’da gösterilmiştir.

Çizelge 6.12 : F Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	60	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	5	-



Şekil 6.16 : F Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Şekil 6.16’den görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_2 perimetresi sıfır olana kadar devam etmektedir. S_2 sıfır olduğu anda, 1. faz sonlanır ve 2. faz başlar. 2. faz boyunca, S_1 ve S_3 beraber geriler ve bu fazın sonunda S_1 yayının üst ucu motor gövdesi ya da yalıtıma kadar dayanır. 3. fazda S_1 ve S_3 azalarak geriler ve S_3 değeri bu fazın sonunda sıfıra ulaşır. Son faz olan 4. fazda ise S_1 yayı, hem üst hem de alt ucundan kısıtlanmaktadır ve faz boyunca azalarak yakıtın bitmesiyle sıfır değerine ulaşır.

Bu bölümde, F olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. F olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.13'te sunulmuştur.

Çizelge 6.13 : F Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = y_{S2=0}$
2	$y = y_{S2=0}$	$y = R_0 - (R_p + f)$
3	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S3=0}$
4	$y = y_{S3=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S2=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_2 'yi ve S_3 'ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.6.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.6.2 Faz – 2

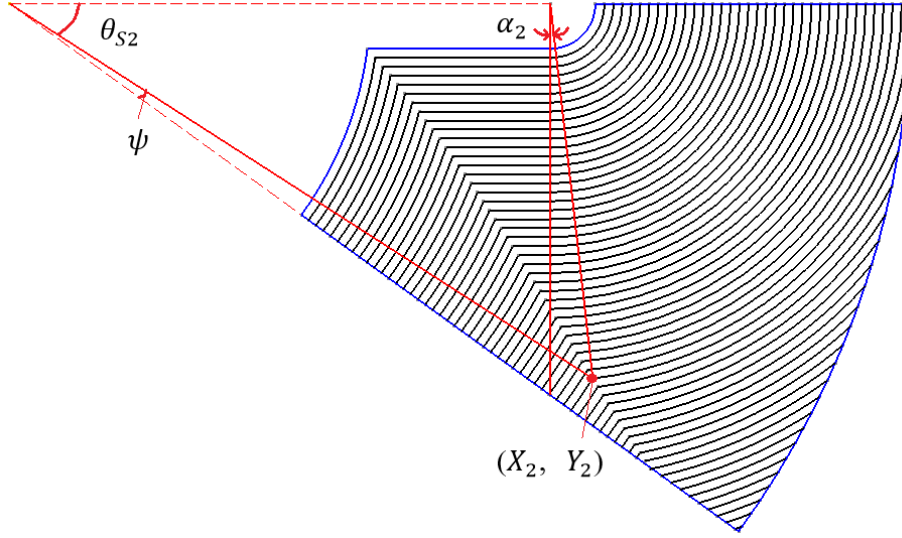
Bu fazda, S_2 değeri sıfırdır, S_1 yayı alt ucundan S_3 ile kısıtlanmaktadır. Faz – 2 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri 6.40, 6.41 ve 6.42 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = (y + f) \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_2 \right) \quad (6.40)$$

$$S_2 = 0 \quad (6.41)$$

$$S_3 = (R_i + y) \left(\frac{\pi}{N} - \theta_{S2} \right) \quad (6.42)$$

Şekil 6.17'de α_2 ile gösterilen açı, S_1 yayının alt ucunun S_3 ile kısıtlanması nedeniyle 90 derecelik başlangıç açısından ne kadarlık bir fark kadar daha dar olması gerektiğini hesaplamak amacıyla kullanılır. α_2 , 6.43 numaralı denklemdeki gibi hesaplanır.



Şekil 6.17 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_{s2} , ψ , α_2 Açıları ve (X_2, Y_2) Koordinatı.

$$\alpha_2 = \sin^{-1} \left(\frac{Y_2 - R_p}{f + y} \right) \quad (6.43)$$

Şekil 6.17’de gösterilen θ_{s2} açısı da denklem 6.44 kullanılarak elde edilir.

$$\theta_{s2} = \cos^{-1} \left(\frac{Y_2}{f + y} \right) \quad (6.44)$$

Burada, (X_2, Y_2) , S_1 yayı alt ucu ile S_3 yayı üst ucunun kesiştiği noktanın koordinatlarıdır (Şekil 6.17) ve bu değerler sırasıyla denklem 6.45 ve 6.46 kullanılarak elde edilir.

$$X_2 = \sqrt{(R_i + y)^2 - Y_2^2} \quad (6.45)$$

$$Y_2 = \frac{(R_i + y)^2 - (f + y)^2 + R_p^2}{2R_p} \quad (6.46)$$

Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.47’deki şekilde hesaplanır:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} \psi (R_i + y)^2 + \frac{1}{2} R_p X_2 + \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_2 \right) (y + f)^2 \right] \quad (6.47)$$

Şekil 6.17’de gösterilen ψ açısı da 6.48 numaralı denklem kullanılarak elde edilir.

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{Y_2}{X_2} \right) - \frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{N} \quad (6.48)$$

Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.6.3 Faz – 3

Bu fazda, faz – 2'ye ait çözümden farklı olarak, sadece S_1 yayının üst ucu motor gövdesine ya da yalıtıma temas ettiği için kısıtlanmaktadır. Yanma süreci başında 90° olan S_1 yayına ait merkez açı değeri bu fazda yanma miktarına bağlı olarak azalmaktadır. Bu açı θ_c ile sembolize edilmiştir. Faz – 3 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri 6.49, 6.50 ve 6.51 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = (y + f)(\theta_c - \alpha_2) \quad (6.49)$$

$$S_2 = 0 \quad (6.50)$$

$$S_3 = (R_i + y) \left(\frac{\pi}{N} - \theta_{s2} \right) \quad (6.51)$$

Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla 6.5 ve 6.6 kullanılarak hesaplanır. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.52 yardımıyla elde edilir:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} \psi (R_i + y)^2 + \frac{1}{2} R_p X_2 + \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_2 \right) (y + f)^2 - \frac{1}{2} R_o R_p \sin \theta_p - \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \theta_c \right) (y + f)^2 + \frac{1}{2} \theta_p R_o^2 \right] \quad (6.52)$$

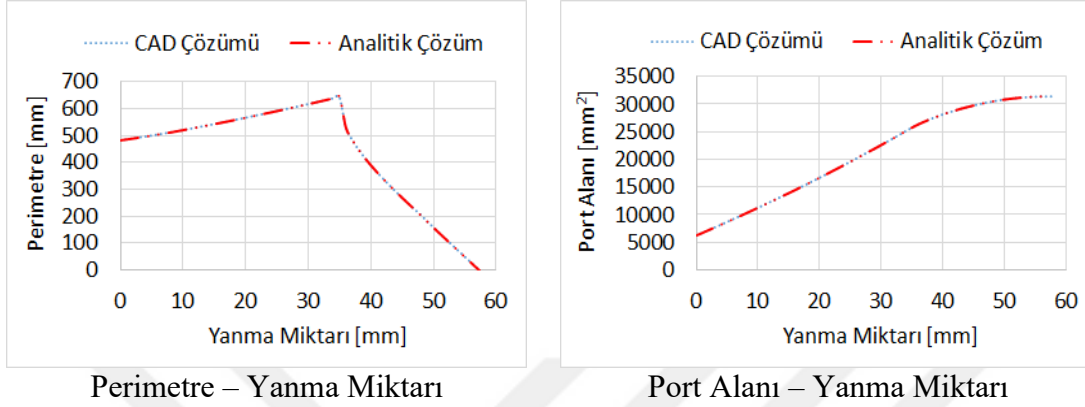
Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.6.4 Faz – 4

Faz – 4 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 4'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.20 - 6.26 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.6.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.18’de, F olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.18 : F Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

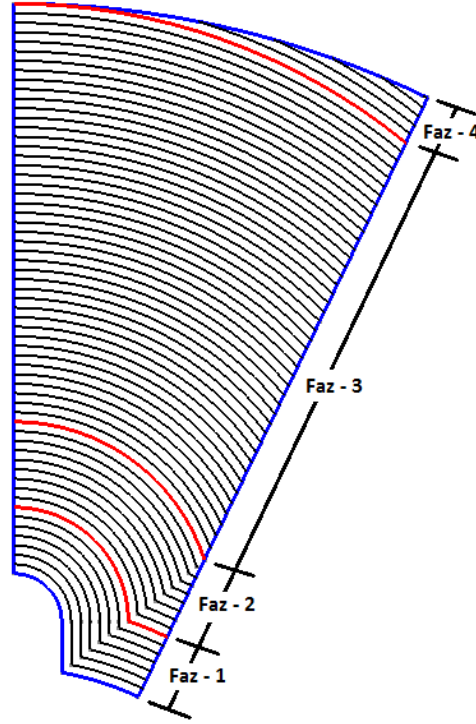
6.2.7 Olasılık G

G olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.14’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.19’da gösterilmiştir.

Çizelge 6.14 : G Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	30	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	35	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	7	-

Şekil 6.19’dan görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_2 perimetresi sıfır olana kadar devam etmektedir. S_2 sıfır olduğu anda, 1. faz sonlanır ve 2. faz başlar. 2. faz boyunca, S_1 ve S_3 beraber ötelenir ve S_3 yayının sıfır değerini almasıyla faz sonlanır. 3. fazda S_1 yayı alt ucundan simetri sınırı tarafından kısıtlanmaktadır. Bu fazın sonunda S_1 yayının üst ucu motor gövdesi ya da yalıtıma kadar dayanır. 4. fazda ise S_1 yayı, hem üst hem de alt ucundan kısıtlanmaktadır ve faz boyunca azalarak yakıtın bitmesiyle sıfır değerine ulaşır.



Şekil 6.19 : G Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Bu bölümde, G olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. G olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.15'te sunulmuştur.

Çizelge 6.15 : G Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = y_{S2=0}$
2	$y = y_{S2=0}$	$y = y_{S3=0}$
3	$y = y_{S3=0}$	$y = R_0 - (R_p + f)$
4	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S2=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_2 'yi ve S_3 'ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.7.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.7.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi F olasılığının 2. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.40 - 6.48 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.7.3 Faz – 3

Bu fazda, S_2 ve S_3 perimetreleri sıfırdır. S_1 yayı ise simetri sınırı tarafından kısıtlanmaktadır. Faz – 3 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri 6.53, 6.54 ve 6.55 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = (y + f) \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_1 \right) \quad (6.53)$$

$$S_2 = 0 \quad (6.54)$$

$$S_3 = 0 \quad (6.55)$$

Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla denklem 6.5 ve 6.6 kullanılarak hesaplanır. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.56 ile hesaplanır:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} R_p X_1 + \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha_1 \right) (y + f)^2 \right] \quad (6.56)$$

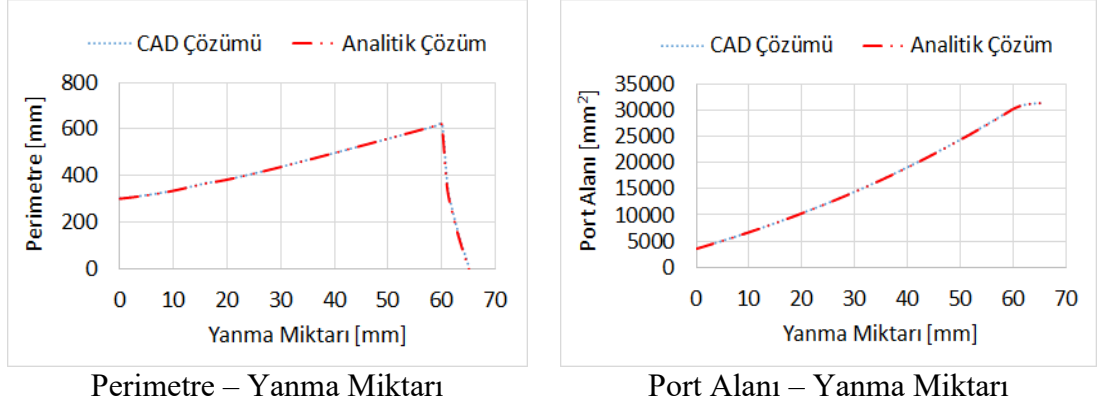
Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

6.2.7.4 Faz – 4

Faz – 4 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 4'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.20 - 6.26 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.7.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.20'de, G olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.20 : G Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

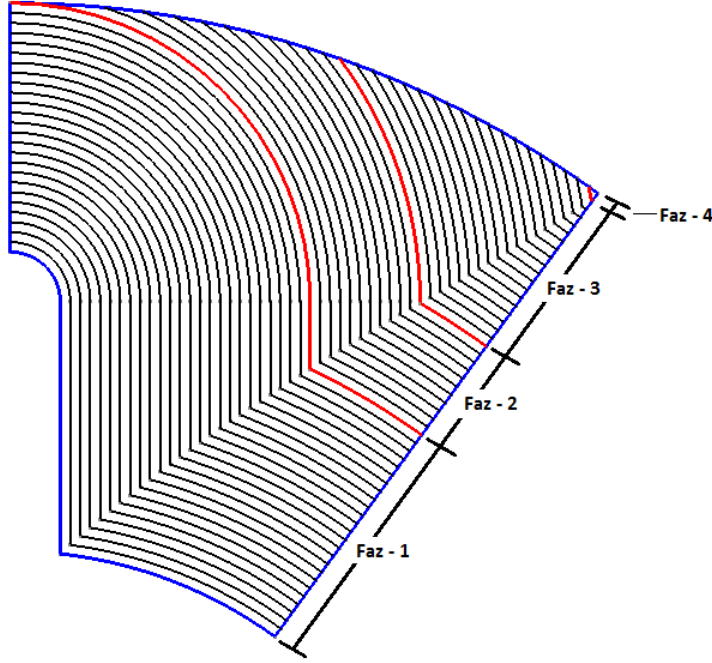
6.2.8 Olasılık H

H olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.16’da sunulan örnek çizim, Şekil 6.21’de gösterilmiştir.

Çizelge 6.16 : H Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	45	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	70	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	5	-

Şekil 6.21’den görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_1 yayının üst ucu motor gövdesi ya da yalıtıma temas edene kadar devam etmektedir. Bu temas gerçekleştiği anda 1. faz sonlanır ve 2. faz başlar. 2. fazda S_1 yayının üst ucu motor gövdesi ya da yalıtım tarafından kısıtlanır ve faz boyunca S_1 , S_2 , S_3 perimetreleri küçülür. S_2 ’nin sıfır değerini almasıyla 2. faz sonlanır. 3. faz boyunca, S_1 ve S_3 beraber ötelenir ve S_3 yayının sıfır değerini almasıyla bu faz sonlanır. 4. fazda ise S_1 yayı, hem üst hem de alt ucundan kısıtlanmaktadır ve faz boyunca azalarak yakıtın bitmesiyle sıfıra ulaşır.



Şekil 6.21 : H Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Bu bölümde, H olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. H olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.17’de sunulmuştur.

Çizelge 6.17 : H Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = R_0 - (R_p + f)$
2	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S2=0}$
3	$y = y_{S2=0}$	$y = y_{S3=0}$
4	$y = y_{S3=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S2=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_2 ’yi ve S_3 ’ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.8.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.8.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi C olasılığının 2. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.31 - 6.34 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.8.3 Faz – 3

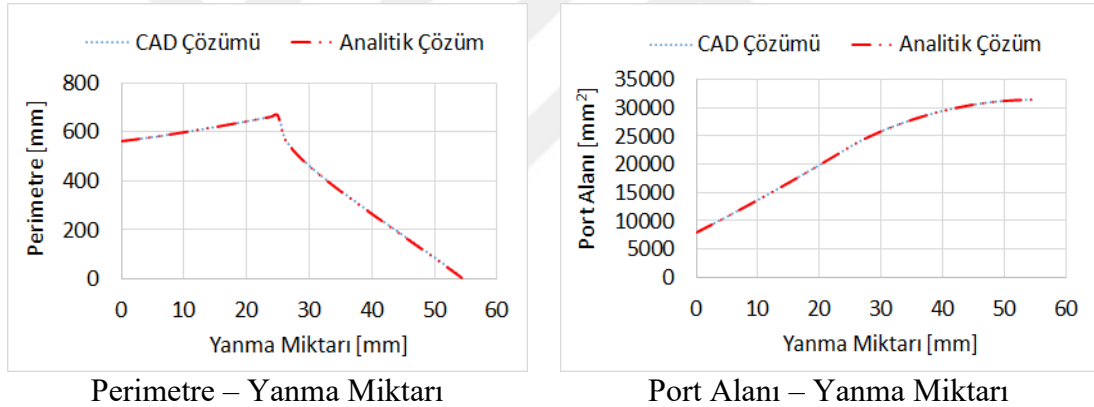
Faz – 3 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi F olasılığının 3. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.49 - 6.52 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.8.4 Faz – 4

Faz – 4 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi A olasılığının faz – 4'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.20 - 6.26 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.8.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.22'de, H olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.22 : H Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

6.2.9 Olasılık I

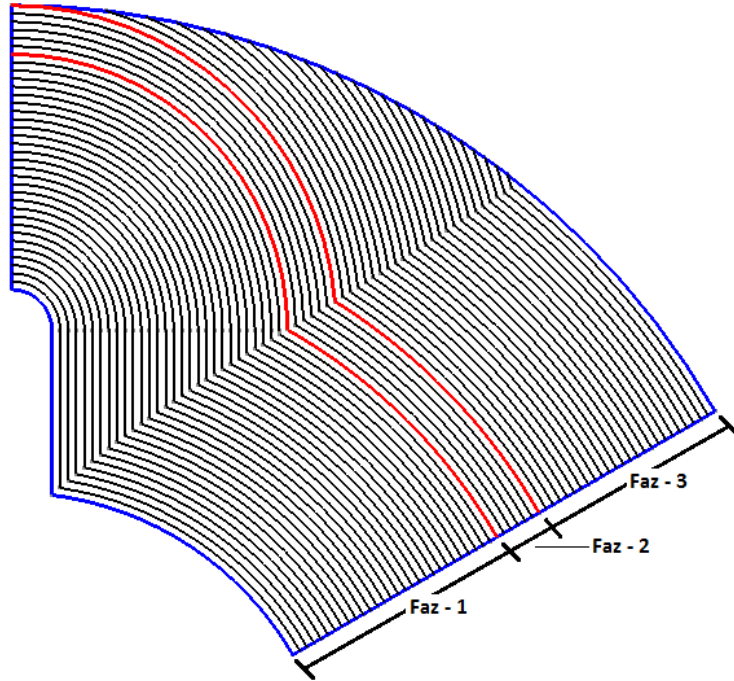
I olasılığının geriye yanma çözümü önceki çözümlerden farklı olarak 3 fazdan oluşmaktadır. Çünkü bu olasılıkta, S_3 yayının geniş olması nedeniyle S_1 ve S_3 yayları yakıt bittiği anda aynı anda sıfırlanmaktadır. Aslında matematiksel olarak S_3 sıfır değerine ulaşmamaktadır. Ancak yakıt, yalıtım ya da motor gövdesine çakışık hale geldiği yanma miktarına ulaştığında, bütün yakıt yandığı için S_3 'ün değeri de sıfıra

çekilmiştir. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.18’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.23’te gösterilmiştir.

Çizelge 6.18 : I Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	60	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	3	-

Şekil 6.23’ten görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_2 perimetresi sıfır olana kadar devam etmektedir. S_2 sıfır olduğu anda, 1. faz sonlanır ve 2. faz başlar. 2. faz boyunca, S_1 ve S_3 beraber ötelenir ve S_1 yayının üst ucunun yalıtım ya da motor gövdesine temas etmesiyle faz sonlanır. 3. fazda, S_1 yayı üst ucundan kısıtlanmaktadır. S_1 ve S_3 yayları yakıt bittiği anda sıfırlanmaktadır. Bu bölümde, I olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. I olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.19’da sunulmuştur.



Şekil 6.23 : I Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Çizelge 6.19 : I Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = y_{S2=0}$
2	$y = y_{S2=0}$	$y = R_0 - (R_p + f)$
3	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S2=0}$, ilgili fazda S_2 'yi sıfır yapan y değerini temsil etmektedir.

6.2.9.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.9.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi F olasılığının 2. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.40 - 6.48 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.9.3 Faz – 3

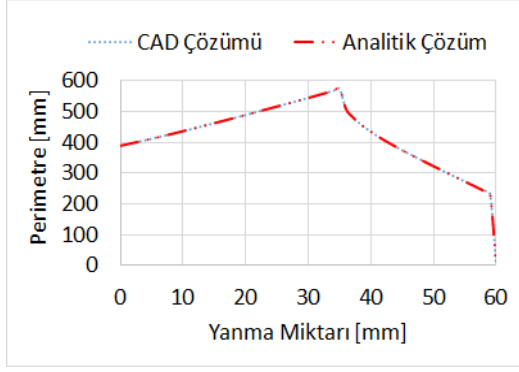
Faz – 3 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi F olasılığının 3. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.50 - 6.52 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

Yukarıdaki formüllerden bağımsız olarak burada dikkat edilmesi gereken nokta; yanma miktarının en büyük olduğu sınır değerinde, S_1 ve S_3 perimetrelerini sıfırlamak ve port hacmini de yakıtın tamamen yandığı bilgisini göz önüne alarak içi boş silindirin hacmine eşitlemektir.

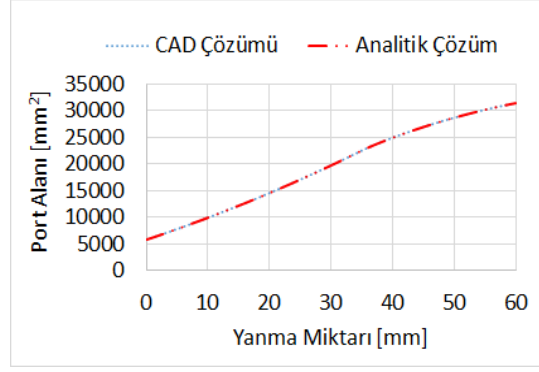
6.2.9.4 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.24'de, I olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur. Çizelge 6.18'deki parametreler kullanılarak oluşturulan geometri için toplam perimetre (S) değerinin yanma miktarıyla değişimi sunulmuştur.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.



Perimetre – Yanma Miktarı



Port Alanı – Yanma Miktarı

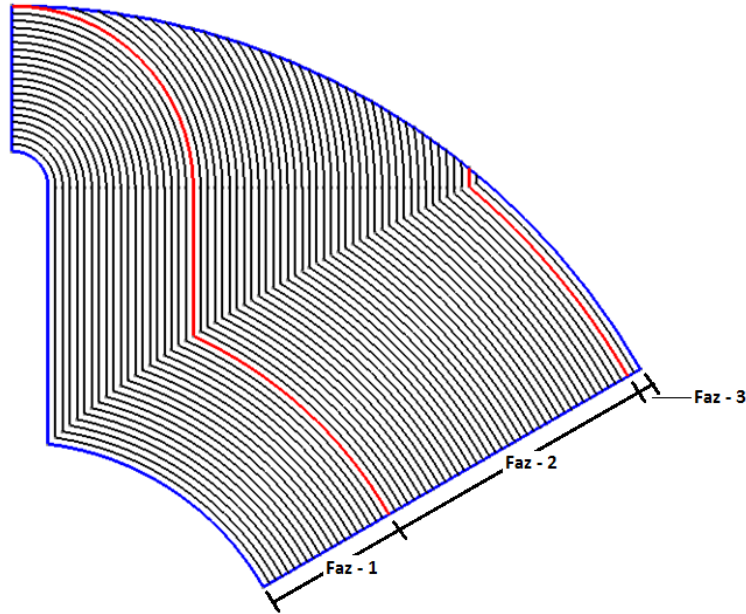
Şekil 6.24 : I Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

6.2.10 Olasılık J

J olasılığının geriye yanma çözümü, I olasılığının çözümüne benzer olarak 3 fazdan oluşmaktadır. Çünkü bu olasılıkta da S_3 yayının geniş olması nedeniyle S_1 ve S_3 yayları yakıt bittiği anda sıfırlanmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.20’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.25’te gösterilmiştir.

Çizelge 6.20 : J Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	75	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	3	-



Şekil 6.25 : J Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Şekil 6.25'ten görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_1 yayının üst ucunun yalıtım ya da motor gövdesine temas ettiği ana kadar devam eder. Bu andan itibaren, 2. faz başlar. Bu faz boyunca S_1 yayı üst ucundan kısıtlanmıştır. 2. faz, S_2 perimetresinin sıfır olmasıyla son bulur. 3. fazda, S_1 ve S_3 yayları, yakıt bittiği anda sıfırlanmaktadır. Bu bölümde, J olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. J olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.21'de sunulmuştur.

Çizelge 6.21 : J Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = R_0 - (R_p + f)$
2	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S2=0}$
3	$y = y_{S2=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S2=0}$, ilgili fazda S_2 'yi sıfır yapan y değerini temsil etmektedir.

6.2.10.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.10.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi C olasılığının 2. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.31 - 6.34 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

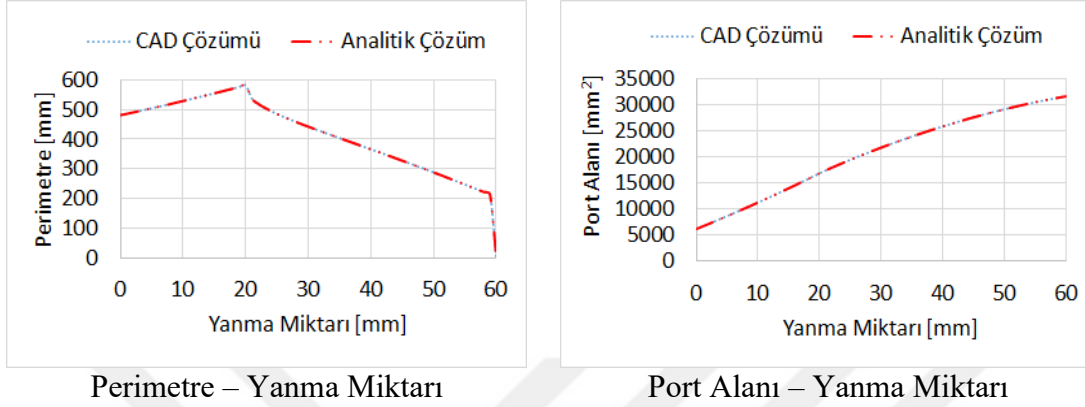
6.2.10.3 Faz – 3

Faz – 3 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi F olasılığının 3. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.50 - 6.52 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

Yukarıdaki formüllerden bağımsız olarak burada dikkat edilmesi gereken nokta; yanma miktarının en büyük olduğu sınır değerinde, S_1 ve S_3 perimetrelerini sıfırlamak ve port hacmini de yakıtın tamamen yandığını göz önüne alarak içi boş silindirin hacmine eşitlemektir.

6.2.10.4 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.26’da, J olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.26 : J Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

6.2.11 Olasılık K

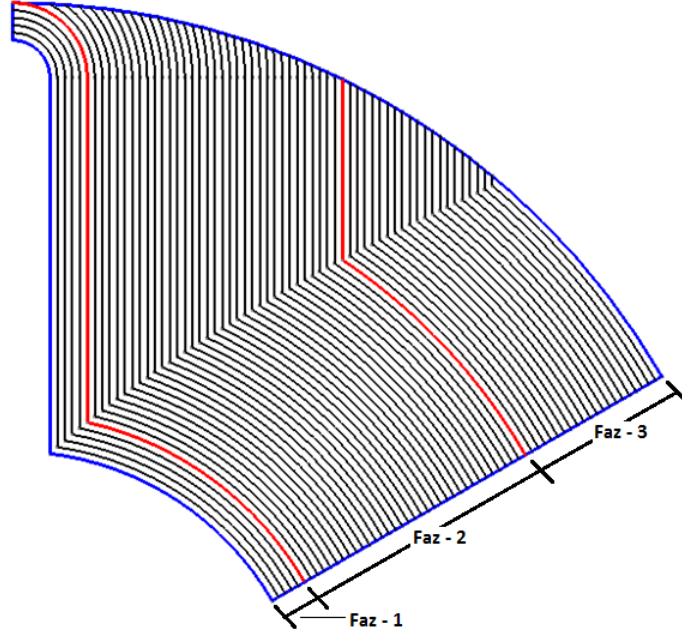
K olasılığının geriye yanma çözümü, I ve J olasılıklarının çözümlerine benzer olarak 3 fazdan oluşmaktadır. Ancak, bu olasılıkta I ve J’den farklı olarak S_3 yayının geniş olması nedeniyle S_2 ve S_3 yayları yakıt bittiği anda sıfırlanmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.22’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.27’de gösterilmiştir.

Çizelge 6.22 : K Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	90	mm
$R_{uç} (f)$	5	mm
N	3	-

Şekil 6.27’den görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_1 yayının üst ucunun yalıtım ya da motor gövdesine temas ettiği ana kadar devam eder. Bu andan itibaren, 2. faz başlar. Bu faz boyunca S_1 yayı üst ucundan kısıtlanmıştır. 2. faz, S_1 yayının sıfır olmasıyla son bulur. 3. fazda, S_2 ve S_3 yayları bulunmaktadır. Bu fazda

S_2 yayı üst bölgesinden yalıtım veya motor gövdesi ile kısıtlanmaktadır. S_2 ve S_3 perimetreleri, yakıt bittiği anda sıfırlanmaktadır. Bu bölümde, K olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. K olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.23'te sunulmuştur.



Şekil 6.27 : K Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Çizelge 6.23 : K Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = R_0 - (R_p + f)$
2	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S1=0}$
3	$y = y_{S1=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S1=0}$, ilgili fazda S_1 'i sıfır yapan y değerini temsil etmektedir.

6.2.11.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.11.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi C olasılığının 2. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.31 - 6.34 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.11.3 Faz – 3

Bu fazda, S_1 yayının değeri sıfırdır. S_2 yayı ise yalıtım ya da motor gövdesi tarafından kısıtlanmaktadır. Faz – 3 için S_1 , S_2 ve S_3 değerleri 6.57, 6.58 ve 6.59 numaralı denklemler kullanılarak hesaplanır.

$$S_1 = 0 \quad (6.57)$$

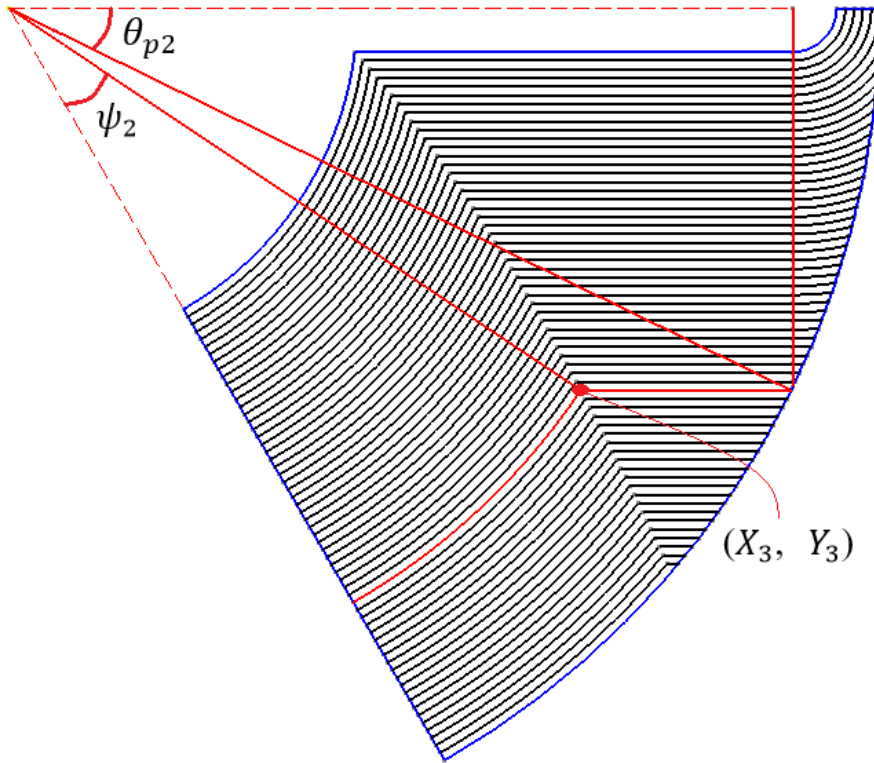
$$S_2 = \sqrt{(R_o)^2 - (f + y)^2} - \sqrt{(R_i + y)^2 - (f + y)^2} \quad (6.58)$$

$$S_3 = (R_i + y) \left(\frac{\pi}{N} - \theta_s \right) \quad (6.59)$$

Toplam yanma perimetresi (S) ve yanma yüzey alanının değişimleri, sırasıyla 6.5 ve 6.6 numaralı denklemler kullanılarak elde edilir. Sonraki aşamada, port alanı (A_p), denklem 6.60 kullanılarak hesaplanır:

$$A_p = 2N \left[\frac{1}{2} \theta_{p2} R_o^2 + \frac{1}{2} S_2 (f + y) + \frac{1}{2} \psi_2 (R_i + y)^2 \right] \quad (6.60)$$

θ_{p2} açısı, denklem 6.39 kullanılarak hesaplanır.



Şekil 6.28 : Analitik Çözümde Kullanılan θ_{p2} , ψ_2 Açıları ve (X_3, Y_3) Koordinatı.

Burada, (X_3, Y_3) , S_1 yayı alt ucu ile S_3 yayı üst ucunun kesiştiği noktanın koordinatlarıdır (Şekil 6.28) ve bu değerler sırasıyla denklem 6.61 ve 6.62 kullanılarak elde edilir.

$$X_3 = f + y \quad (6.61)$$

$$Y_3 = \sqrt{(R_i - f)(2y + R_i + f)} \quad (6.62)$$

Şekil 6.28’de gösterilen ψ_2 açısı da, 6.63 numaralı denklem kullanılarak hesaplanır.

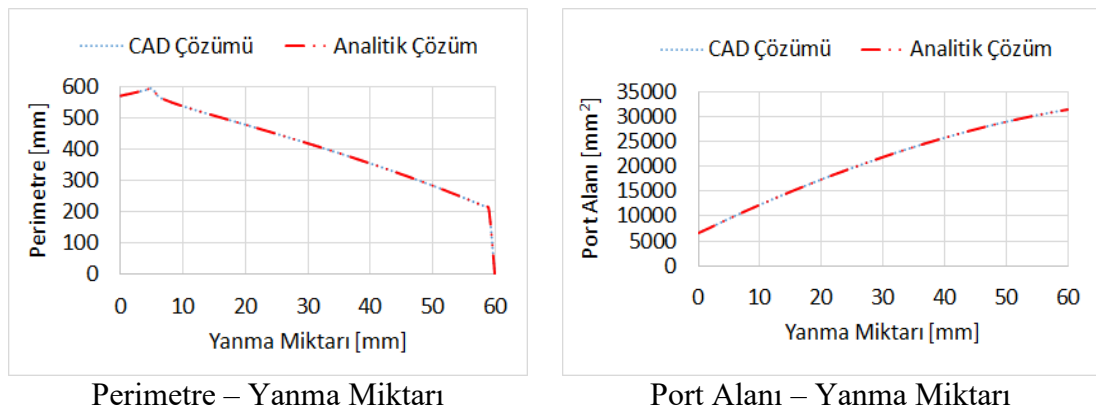
$$\psi_2 = \tan^{-1}\left(\frac{Y_3}{X_3}\right) - \frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{N} \quad (6.63)$$

Port hacmi (V_p), port alanı (A_p) değeri kullanılarak denklem 6.8 ile hesaplanır.

Yukarıdaki formüllerden bağımsız olarak burada dikkat edilmesi gereken nokta, yanma miktarının en büyük olduğu sınır değerinde, S_2 ve S_3 perimetrelerini sıfırlamak ve port hacmini de yakıtın tamamen yandığını göz önüne alarak içi boş silindirin hacmine eşitlemektir.

6.2.11.4 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.29’da, K olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Şekil 6.29 : K Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

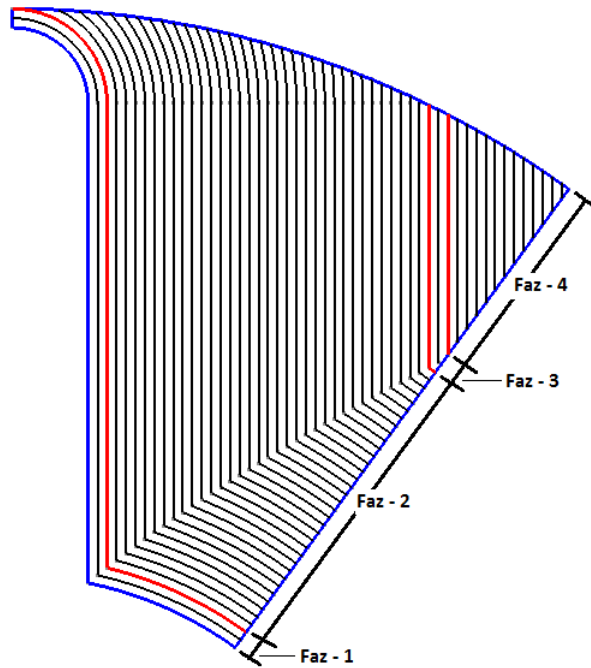
Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

6.2.12 Olasılık L

H olasılığının geriye yanma çözümü 4 fazdan oluşmaktadır. Bu olasılığı temsil eden ve boyutları Çizelge 6.24’de sunulan örnek çizim, Şekil 6.30’da gösterilmiştir.

Çizelge 6.24 : L Olasılığı için Örnek Kesit Boyutu.

Parametre	Boyut	Birim
$R_{dış} (R_o)$	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	40	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	90	mm
$R_{uç} (f)$	8	mm
N	5	-



Şekil 6.30 : L Olasılığı için Geriye Yanma Çözümüne Ait Fazlar.

Şekil 6.30’dan görüldüğü üzere faz – 1, yanma süreci başlangıcından S_1 yayının üst ucunun yalıtım ya da motor gövdesine temas ettiği ana kadar devam eder. Bu andan itibaren, 2. faz başlar. Bu faz boyunca S_1 yayı üst ucundan kısıtlanmıştır. 2. faz, S_1 yayının sıfır olmasıyla son bulur. 3. Fazda, S_2 ve S_3 yayları bulunmaktadır. Bu fazda, S_2 yayı üst bölgesinden yalıtım veya motor gövdesi ile kısıtlanmaktadır. 3. faz S_3 ’ün sıfır değerini almasıyla sonlanır. S_2 ve S_3 perimetreleri, yakıt bittiği anda sıfırlanmaktadır. 4. fazda ise S_2 perimetresi, hem üst hem de alt ucundan kısıtlanır ve faz boyunca azalarak yakıtın bitmesiyle sıfır değerine ulaşır.

Bu bölümde, L olasılığına ait her faz için, yanma yüzey alanı ve port hacminin yanma miktarı ile değişimini veren formüller sunulmuştur. L olasılığı için faz sınırları Çizelge 6.25'te sunulmuştur.

Çizelge 6.25 : L Olasılığı için Faz Sınırları.

Faz	Başlangıç	Bitiş
1	$y = 0$	$y = R_0 - (R_p + f)$
2	$y = R_0 - (R_p + f)$	$y = y_{S1=0}$
3	$y = y_{S1=0}$	$y = y_{S3=0}$
4	$y = y_{S3=0}$	$y = y_{max}$

Burada, $y_{S1=0}$ ve $y_{S3=0}$, sırasıyla, ilgili fazda S_1 'i ve S_3 'ü sıfır yapan y değerlerini temsil etmektedir.

6.2.12.1 Faz – 1

Bu faz, bütün olasılıklar için ortak olup, gerekli hesaplamalar A olasılığının 1. fazında sunulan 6.1 - 6.8 arası denklemler kullanılarak yapılabilir.

6.2.12.2 Faz – 2

Faz – 2 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi C olasılığının 2. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.31 - 6.34 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.12.3 Faz – 3

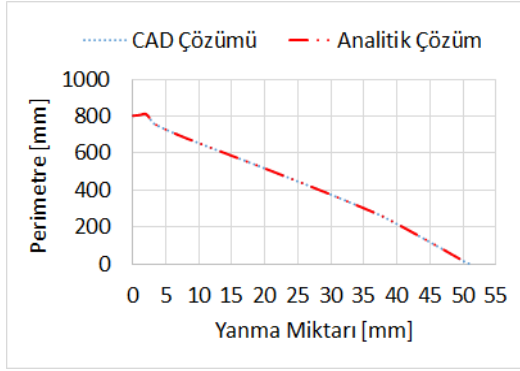
Faz – 3 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi K olasılığının 3. fazı ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.57 - 6.63 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.12.4 Faz – 4

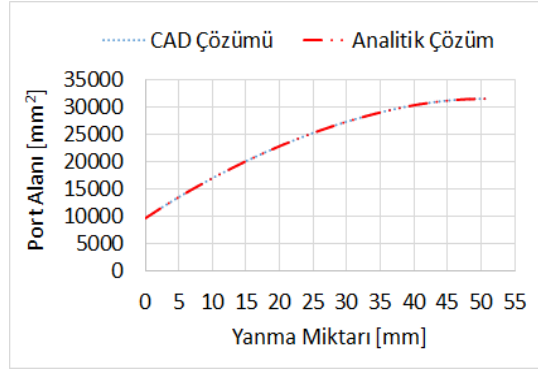
Faz – 4 için yanma yüzey alanı ve port hacminin değişimi D olasılığının faz – 4'ü ile ortaktır. Dolayısıyla, 6.35 - 6.39 arası denklemler kullanıldıktan sonra 6.5, 6.6 ve 6.8 numaralı denklemler kullanılarak hesaplamalar tamamlanır.

6.2.12.5 Çözümün doğrulanması

Şekil 6.31'de, L olasılığının bütün fazları için oluşturulan analitik çözümlerden elde edilen geriye yanma çözümünün teknik resim (CAD) çözümüyle karşılaştırması sunulmuştur.



Perimetre – Yanma Miktarı



Port Alanı – Yanma Miktarı

Şekil 6.31 : L Olasılığı için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiş ve geliştirilen geriye yanma analitik çözümlerinin doğru olduğu anlaşılmıştır.

7. İÇ BALİSTİK PERFORMANS ANALİZLERİ

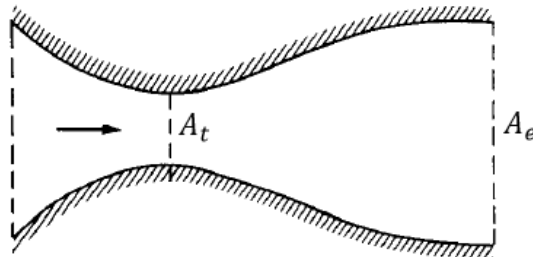
Katı yakıtlı roket motorları, faydalı yükü belirli bir hızla bir hedefe taşımak üzere tasarlanır. Görev gereksinimlerini karşılamanın tek yolu, görev için uygun itki zaman grafiğinin elde edilerek gerekli toplam darbe miktarının karşılanmasıdır. Roket itkisinin zamanla değişimi, yakıtın yanma karakteristiklerine, geometrisine ve lüle tasarımına göre değişir [15]. Bu parametreleri hesaba katarak tasarlanan roket motorlarının itki – zaman (ya da basınç – zaman) değişimlerini elde etmek amacıyla iç balistik performans analizleri gerçekleştirilir. Bu analizler, 1 boyutlu sanki kararlı yaklaşımlar yardımıyla gerçekleştirilebildiği gibi; özel karmaşık durumlar için, 3 boyutlu zamana göre değişen akış çözüm modelleriyle de yapılabilmektedir. 1 boyutlu modeller, genellikle optimizasyon çalışmalarında seri şekilde çözüm elde etmek amacıyla kullanılırlar. 3 boyutlu modeller ise tasarım sürecinin son aşamalarında daha yüksek doğrulukta çözüm elde edebilmek amacıyla tercih edilirler [19].

Roket motorunun iç balistik performans analizlerine geçmeden önce, bazı temel balistik parametreler hakkında özet bilgi sunulacaktır.

7.1 Balistik Parametreler

7.1.1 Lüle genişleme oranı

Lüle genişleme oranı (A_t/A_e), lüle boğaz alanının (A_t) lüle çıkış alanına (A_e) oranı olarak tanımlanır (Şekil 7.1).



Şekil 7.1 : Lüle Geometrisine Ait Kesit [68].

Bu oran, lüle çıkışında ses üstü hıza ulaşması ve lüle içerisinde şok oluşmadığı durumda, sıkıştırılabilir ve izantropik akış formülleri kullanılarak, optimum genişleme durumu için denklem 7.1'deki şekilde hesaplanır [15]:

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (7.1)$$

P_e : Lüle çıkış basıncı [MPa]

P_c : Yanma basıncı [MPa]

γ : Özgül ısıların oranı [-]

Lüle genişleme oranının arttırılması, lüle çıkışındaki gaz hızının artmasına ve böylece bu bölgede daha düşük basınç oluşmasına yol açar. Dolayısıyla, bu oranın artması, daha yüksek toplam darbeye sahip roket motorlarının geliştirilmesine katkıda bulunur.

7.1.2 İtke katsayısı

İtke katsayısı (C_F), itkinin (F), yanma basıncı ve lüle boğaz alanı değerlerinin çarpımına bölünmesiyle elde edilen boyutsuz bir parametredir. İtke katsayısı, sabit yakıt konfigürasyonu için lüle verimini fiziksel olarak ifade etmek için kullanılır [48]. Bu katsayı, denklem 7.2 ile hesaplanabilir.

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (7.2)$$

İtke katsayısı aynı zamanda 7.3 numaralı denklem kullanılarak da hesaplanır [48]:

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \left(\frac{P_e - P_{amb}}{P_c}\right) \left(\frac{A_e}{A_t}\right) \quad (7.3)$$

P_{amb} : Ortam basıncı [MPa]

7.1.3 Yanma hızı

Geriye yanmanın hangi hızda gerçekleştiğini tanımlayabilmek amacıyla yanma hızı parametresi kullanılır. Yanma hızı, yanma yüzeyinin birim zaman içerisinde ötelendiği mesafedir [48].

Yanma hızını etkileyen en önemli etken, yakıt formülasyonudur. Bu etken haricinde yanma hızı: Yanma basıncı, yakıtın ateşlenmeden önceki sıcaklığı (ateşlemenin gerçekleştiği sıcaklık), yanma odası sıcaklığı, yanma yüzeyine paralel yöndeki gazların hızı, motora etkiyen manevra yükleri gibi etkenlere bağlıdır [48].

Yakıt yanma hızı, yanma hızını artıran katalizörler kullanılarak, oksitleyici partiküllerin boyutlarını küçülterek, oksitleyici partikül oranını artırarak, yakıt bağlayıcısının sıcaklığını artırarak, yakıt içerisine metal partikülleri ekleyerek artırılabilir [48].

Yanma hızı (r_b) ile yanma basıncı (P_c) arasındaki ilişki Saint Robert Kanunu'na göre 7.4 numaralı denklemdeki şekilde ifade edilir [48]:

$$r_b = a \cdot P_c^n \quad (7.4)$$

a : Yanma hızı katsayısı [-]

n : Yanma hızı basınç etki katsayısı [-]

Saint Robert Kanunu'nda belirtilen katsayılar (a ve n) farklı basınçlar altında gerçekleştirilen yanma testleri yardımıyla elde edilir.

Yanma oranı hassasiyetinin sıcaklık ve basınca göre olan değişimi 7.5 ve 7.6 numaralı denklemler aracılığıyla elde edilebilir [48]:

$$\sigma_p = \frac{1}{r_b} \left[\frac{\partial r_b}{\partial t} \right]_p \quad (7.5)$$

$$\pi_k = \frac{1}{P} \left[\frac{\partial P}{\partial t} \right]_k \quad (7.6)$$

Burada, σ_p , sabit basınçta, yanma oranının her bir derece başına göstermiş olduğu yüzde değişim olarak tanımlanır. π_k ise, basıncın sıcaklığa olan duyarlılığını tanımlayıp, özel bir k değerinde her bir derece başına basıncın yüzde değişimini

ifade etmektedir. Burada k değeri, yanma yüzeyi alanının lüle boğaz alanına oranı olarak tanımlanır [48].

7.1.4 Karakteristik hız

Karakteristik hız (c^*) [m/s], yakıt ve yanma odası performansını lüle tasarımından bağımsız olarak incelemek amacıyla oluşturulan boyutsuz bir parametredir. Denklem 7.7 kullanılarak hesaplanan bu parametre, yanma basıncı ve lüle boğaz alanı değerleri çarpımının debi miktarına ($\dot{m}$) bölünmesi ile elde edilir [48].

$$c^* = \frac{P_c \cdot A_t}{\dot{m}} \quad (7.7)$$

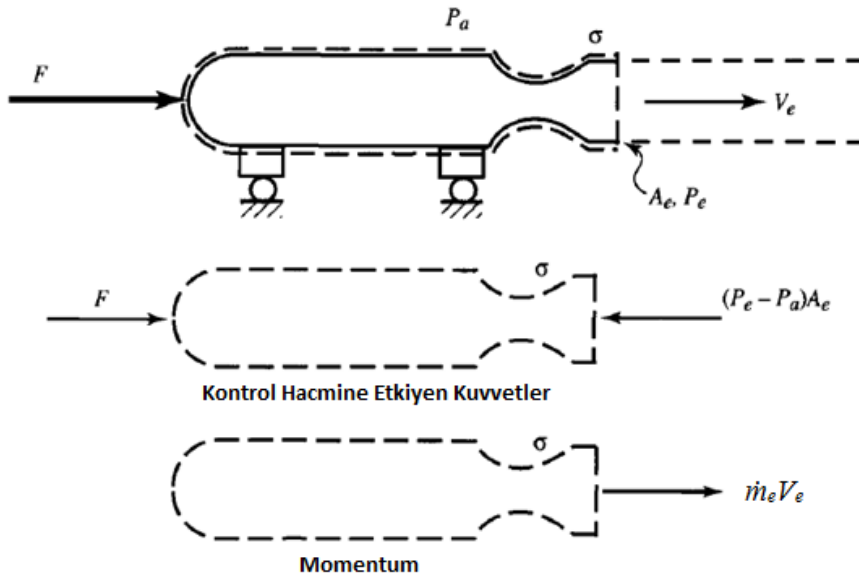
7.1.5 İtke

Roket motorunun üretmiş olduğu itme kuvveti, itki olarak adlandırılır. İtke, Şekil 7.2 kullanılarak, momentum denklemi aracılığıyla 7.8 numaralı denklemden hesaplanır [22]:

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_{amb}) \cdot A_e \quad (7.8)$$

F : İtke [N]

V_e : Lüle çıkış hızı [m/s]



Şekil 7.2 : Roket Motoru Üzerindeki Kuvvetler [22].

Denklem 7.8, yanmış gazların ideal gaz olduğu, lüle içerisindeki akışın izantropik olduğu ve sistemden optimum itkiyi elde etmek amacıyla, lülenin optimum genişleme oranında ($P_e = P_{amb}$) tasarlandığı varsayıldığında itki denklemi denklem 7.18'deki şekilde yazılır. Bu ideal durumda itki, sadece momentumdan kaynaklanmaktadır.

7.1.6 Özgül itki

Özgül itki (I_{sp}), tüketilen birim yakıt kütesinden elde edilen momentum ya da darbe miktarı olarak tanımlanabilir. Bu sebeple özgül itki, kullanılan motorun ne kadar verimli olduğu hakkında bilgi verir. Özgül itki, aynı zamanda itkinin debiye oranı ile orantılıdır, denklem 7.9 kullanılarak hesaplanır ve birimi saniyedir [48].

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F(t).dt}{g_0 \int_0^t \dot{m}.dt} = \frac{F}{g_0 \cdot \dot{m}} = \frac{c^* \cdot C_F}{g_0} \quad (7.9)$$

g_0 : Deniz seviyesindeki yerçekimi ivmesi [m/s^2]

7.1.7 Toplam darbe

Toplam darbe, itkinin zamanla olan değişiminin yanma süresi boyunca integre edilmesiyle elde edilen parametredir. Denklem 7.10 kullanılarak hesaplanan bu değer, roket motorunda kullanılan yakıttan elde edilen toplam enerji ile orantılıdır [48].

$$I_t = \int_0^t F(t).dt \quad (7.10)$$

I_t : Toplam darbe [N.s]

Yeni geliştirilen bir roket motorunun sahip olması gereken toplam darbe miktarı, roket motoru gereksinimleri kullanılarak elde edilir.

7.1.8 Yanma basıncı ve olası en yüksek basınç değeri

Yanma basıncı, yanma odasında gaz akışının başladığı en ön noktadaki basınç olarak tanımlanır [69]. Olası en yüksek basınç ise, maksimum ateşleme sıcaklığında, yakıt özelliklerindeki ve üretimdeki istatistiki değişikliklerin göz önünde

bulundurulmasıyla hesaplanan, yanma odasında karşılaşılabilecek en yüksek basınç değeridir [22].

7.2 İç Balistik Performans Çözücü

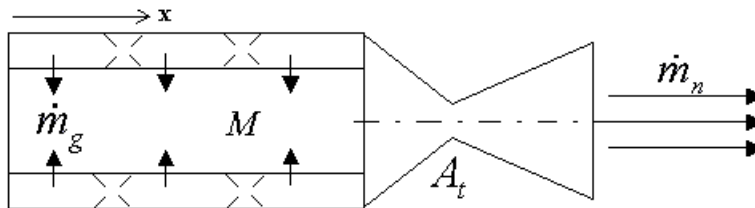
Çalışma kapsamında, oluklu kesit geometrisine sahip farklı geometrik özelliklerdeki katı yakıtlı roket motorlarının iç balistik performans çözümlerini gerçekleştirmek amacıyla, 0 boyutlu iç balistik çözücü ve lüle kısmı için de kararlı 1 boyutlu izantropik çözücü geliştirilmiştir. Bu çözücü yardımıyla farklı geometrik kombinasyonların üretmiş olduğu basınç – zaman ve itki – zaman profillerinin elde edilmesi amaçlanmıştır. Geliştirilen çözücü, girdi olarak, geriye yanma analizleri ile hesaplanan yanma alanının yakıt profil gövde kalınlığına göre değişimini, yakıta ait termo-kimyasal özellikleri ve lüle boyutlarını kullanmaktadır.

7.2.1 Varsayımlar

0 boyutlu iç balistik çözücünün oluşturulmasında; yanma ürünü olarak oluşan gazların ideal gaz olduğu, yanma sonucu oluşan gaz özelliklerinin yanma odası boyunca sabit özellikte olduğu, yakıt yanma oranının, yanma süreci boyunca Saint Robert Kanunu'na uygun davranış göstererek, $r_b = a \cdot P_c^n$ ifadesiyle hesaplanabildiği, erozif yanma ve yanmadaki süreksizlik etkilerinin ihmal edilebilir boyutta olduğu, yanma gazları ataletinin ihmal edilebilir düzeyde olduğu, lüle boyunca oluşan akışın kararlı bir boyutlu ve izantropik olduğu varsayılmıştır [15, 19].

7.2.2 Temel denklemler

Roket motoru yanma odası içerisindeki gazların çok düşük hıza sahip olduğu varsayılarak bu bölgedeki Mach sayısının sıfıra çok yakın olduğu kabul edildiğinde; yanma ürünü olarak çıkan gazların, yakıt boyunca sabit özelliklere sahip olduğu varsayılabilir [19].



Şekil 7.3 : 0 Boyutlu Katı Yakıtlı Roket Motoru Korunum Denklemleri [10].

Şekil 7.3 kullanılarak, kütle korunumu kanununa göre, 7.11 numaralı denklem oluşturulur [15]:

$$\dot{m}_g = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_n \quad (7.11)$$

Burada, $\dot{m}_g$: Yanan yakıtın kütle debisi [kg/s],

$\frac{dM}{dt}$: Yanma odasındaki gaz kütlelerinin zamanla değişimi [kg/s]

$\dot{m}_n$: Lüleden çıkan debi miktarıdır [kg/s].

Yanan yakıtın kütleli debisi ($\dot{m}_g$), denklem 7.12 kullanılarak hesaplanır:

$$\dot{m}_g = \rho_p \cdot A_b \cdot r_b = \rho_p \cdot A_b \cdot a \cdot P_c^n \quad (7.12)$$

ρ_p : Yakıt yoğunluğu [kg/m³]

A_b : Yanma yüzey alanı [m²]

Lüleden çıkan debi miktarı ($\dot{m}_n$), denklem 7.13 kullanılarak bulunur:

$$\dot{m}_n = \frac{P_c \cdot A_t}{c^*} \quad (7.13)$$

Yanma odasında depolanan yakıt kütlelerinin zamanla değişimi (dM/dt), denklem 7.14’de gösterildiği şekilde hesaplanır:

$$\frac{dM}{dt} = \frac{d(\rho_g V_p)}{dt} = \rho_g \frac{dV_p}{dt} + V_p \frac{d\rho_g}{dt} \quad (7.14)$$

ρ_g : Yanma odası gaz yoğunluğu [kg/m³]

V_p : Gaz hacmi (Port hacmi) [m³]

İdeal gaz yaklaşımıyla, yanma odası gaz yoğunluğu (ρ_g), denklem 7.15’teki gibi ifade edilir:

$$\rho_g = \frac{P_c}{R \cdot T_c} \quad (7.15)$$

R : Gaz sabiti [J/kg.K]

T_c : Yanma odası sıcaklığı [K]

Elde edilen eşitlikler, kütle korunumu kanunu kullanılarak yazılan 7.11 numaralı denklemde yerine yerleştirildiğinde, denklem 7.16 elde edilir:

$$\frac{P_c \cdot A_t}{c^*} = \rho_p \cdot A_b \cdot a \cdot P_c^n - \left[\frac{P_c}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dV_p}{dt} + \frac{V_p}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dP_c}{dt} \right] \quad (7.16)$$

Bu işlem yapılırken, [48] numaralı referenstan elde edilen, yakıt yanma odası sıcaklığının yakıt türüne göre belirlenen sabit bir değer olduğu ve bu sıcaklığın yanma prosesi boyunca değişmediği bilgisi kullanılmıştır. Bu eşitlik, 7.17 numaralı denklemde gösterildiği gibi düzenlenir:

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{1}{V_p} \cdot \left[R \cdot T_c \cdot \left(\rho_p \cdot A_b \cdot a \cdot P_c^n - \frac{P_c \cdot A_t}{c^*} \right) - P_c \cdot \frac{dV_p}{dt} \right] \quad (7.17)$$

Buna ek olarak, $\frac{dV_p}{dt} = A_b \cdot r_b = A_b \cdot a \cdot P_c^n$ şeklinde ifade edilir.

Denklem 7.17, katı yakıtlı roket motorlarının iç balistik performans analizlerini gerçekleştirmek amacıyla kullanılır. Bu denklemin küçük zaman adımlarında integre edilmesiyle roket motoruna ait basınç zaman grafiği elde edilir [15].

Yanma basıncının (P_c) zamanla değişimi ve lüle genişleme oranı (A_t/A_e) kullanılarak, lüle çıkış basıncının (P_e) zamanla değişimi, 7.1 numaralı denklem yardımıyla hesaplanır. Daha sonra itki katsayısının (C_F) zamana göre değişimi; lüle çıkış basıncının (P_e) ve yanma basıncının (P_c) zamana göre değişimleri, lüle genişleme oranı (A_t/A_e) ve ortam basıncı (P_{amb}) değerleri kullanılarak 7.3 numaralı denklem yardımıyla elde edilir. Son olarak, itkinin zamanla değişimi 7.18 kullanılarak elde edilir [15]:

$$F = C_F \cdot P_c \cdot A_t \quad (7.18)$$

Böylece farklı roket tasarımları için özgül itki ve toplam darbe hesaplamaları, 7.9 ve 7.10 numaralı denklemler kullanılarak gerçekleştirilir.

Çalışma kapsamında, bu bölümdeki temel denklemler kullanılarak katı yakıtlı roket motoru iç balistik performans analizlerini gerçekleştiren bir iç balistik çözücü Matlab ortamında geliştirilmiştir.

7.2.3 Çözücünün geçerli olduğu narinlik oranı aralığı

Bu bölümde, 0 boyutlu iç balistik çözücü için yapılan varsayımların hangi çözüm aralığında geçerliliğini koruduğu, literatürdeki sonuçlar kullanılarak ele alınmıştır.

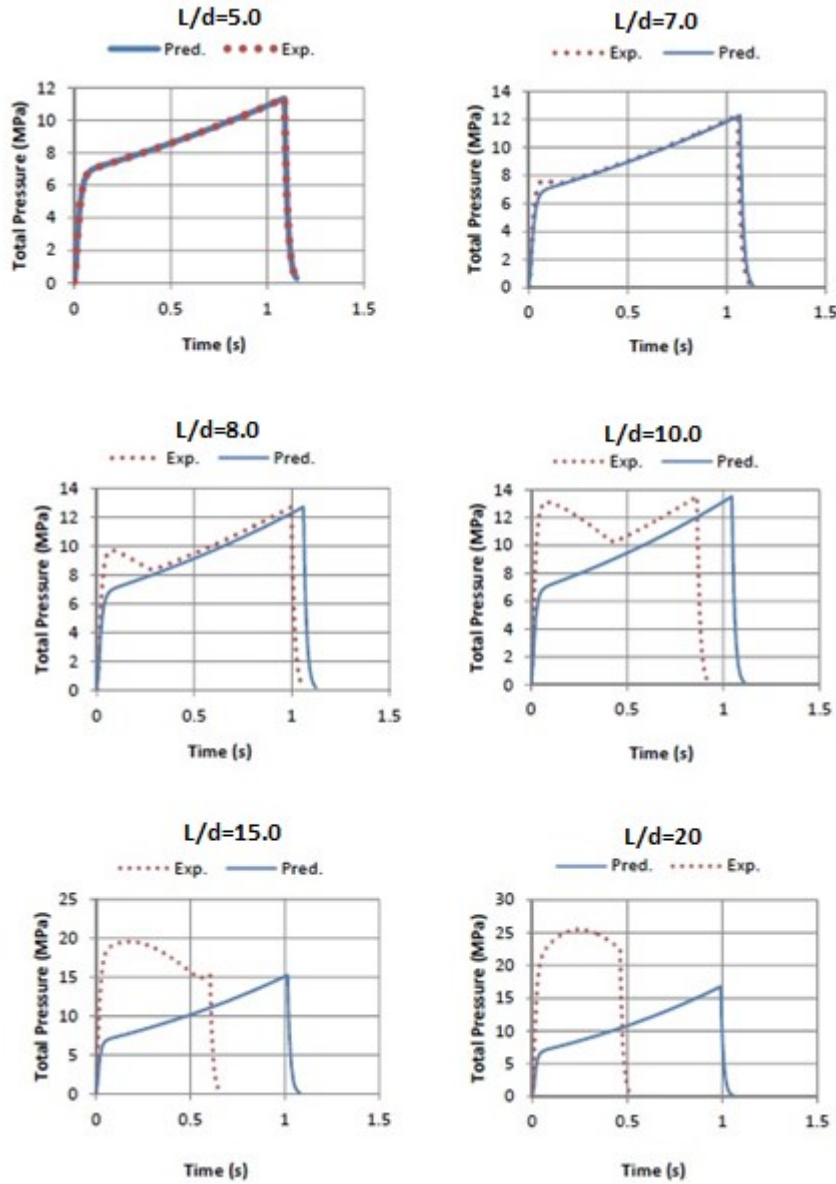
Bu türde bir iç balistik performans çözücünün en büyük avantajı, 3 boyutlu çözücülere göre çok kısa süre içerisinde basınç zaman ve itki zaman profil çıktıları sunarak, ön tasarım ve tasarım aşamalarında gerçekleştirilen optimizasyon çalışmalarında tasarımcılara zaman kazandırmasıdır.

Sheikholeslam ve beraberindekiler, 2012 senesinde, içi boş silindirik geometriye sahip yakıttan üretilmiş katı yakıtlı roket motorlarında, motor narinlik oranının (L/d) erozif yanma üzerine etkisini deneysel olarak incelemişlerdir [17]. Çalışma sonucunda, hangi narinlik oranı (L/d) aralığında erozif yanma etkilerinin ihmal edilmesine rağmen sıfır boyutlu (0B) iç balistik performans çözücünün yüksek doğrulukta sonuçlar verdiği saptanmıştır.

Şekil 7.4'te, Sheikholeslam ve beraberindekilerin [17] numaralı referansta sunulan araştırma sonucunda elde ettikleri deneysel sonuçlar ile [70] numaralı referanstaki sıfır boyutlu iç balistik performans çözücünden elde edilen sonuçların karşılaştırması görülmektedir.

Şekil 7.4'ten görüldüğü üzere, motor narinlik oranı (L/d) 5 ve daha küçük olan sistemler için 0 boyutlu iç balistik performans çözücünün içerisine erozif yanma etkilerini dâhil eden terimlerin katılmasına gerek yoktur. Motor narinlik oranının 7 ve daha yüksek olduğu durumlarda erozif etkilerin ihmal edilmesi durumunda yapılan hatanın giderek büyüdüğü gözlenmiştir. Bunun sebebi, yüksek narinlik oranına sahip sistemlerde, yanma odasındaki gazlara ait hızın artık ihmal edilebilecek kadar küçük bir değere sahip olmamasıdır. Yanma odasındaki gaz hızının artması bu bölgelerdeki yanma basıncının değişmesine ve dolayısıyla da kesit boyunca farklı yanma hızlarının ortaya çıkarak, yakıtın beklenenden daha hızlı tükenmesine yol açmaktadır.

Tez kapsamında gerçekleştirilen bütün analizlerde, en yüksek motor narinlik oranı 5 olarak alındığı için, hazırlanan sıfır boyutlu iç balistik çözücünün yüksek doğrulukta sonuçlar sunduğu belirlenmiştir.



Şekil 7.4 : Farklı Narinlik Oranları (L/d) için Analitik ve Deneysel Sonuçların Karşılaştırılması [17].

7.2.4 Çözücünün doğrulanması

İç balistik performans analizlerinin doğrulanması; geriye yanma çözümlerinin doğrulanması ve sıfır boyutlu (0B) iç balistik performans çözücünün doğrulanması olmak üzere iki aşamada gerçekleştirilir.

Oluklu yakıt geometrisinin geriye yanma çözümü için geliştirilen analitik denklemler “6.3 Oluklu Kesit İçin Analitik Yöntemle Geriye Yanma Analizlerinin Gerçekleştirilmesi” başlığı altında doğrulanmıştır. Bu bölümde ise iç balistik performans çözücü, literatürdeki deneysel ve sayısal sonuçlar kullanılarak doğrulanacaktır.

Roket motoru ateşleme testleri yüksek maliyetlidir. Dolayısıyla zaten yüksek olan maliyeti üretim kolaylığı sağlayarak bir miktar düşürebilmek amacıyla ateşleme testleri genellikle içi boş silindirik kesite sahip basit roket motorları üretilerek gerçekleştirilir.

Shekhar, 2015 yılında yayınlanan çalışmasında, silindirik kesite sahip katı yakıtlı motor geometrisi için yapmış olduğu analitik iç balistik performans çözümünü, deneysel sonuçlar ile karşılaştırmıştır [24]. Bu çalışmayı kullanarak, bu tez kapsamında hazırlanan sıfır boyutlu iç balistik performans çözücüyü doğrulayabilmek için öncelikle, içi boş silindirik kesitlerin geriye yanma çözümünü gerçekleştiren bir çözücü hazırlanarak, bu çözücünden elde edilen sonuçlar teknik resim yöntemleriyle doğrulanmıştır [24]. Daha sonra, Shekhar'ın yayınında belirttiği geometrik boyutlar ve yakıt özellikleri kullanılarak iç balistik performans analizleri gerçekleştirilmiş ve doktora tez çalışması kapsamında geliştirilen sıfır boyutlu iç balistik performans çözücü doğrulanmıştır [24].

7.2.4.1 İçi boş silindirik kesite sahip geometriler için geriye yanma analizleri

Şekil 1.8'de gösterilen içi boş silindirik geometri için yanma yüzey alanını (A_b) ve port hacminin (V_p) yanma miktarına (y) göre değişimini hesaplayan formüller sırasıyla 7.19 ve 7.20 numaralı denklemlerde sunulmuştur.

$$A_b = \pi \cdot (2y + d) \cdot L \quad (7.19)$$

$$V_p = \pi \cdot (y + 0.5d)^2 \cdot L \quad (7.20)$$

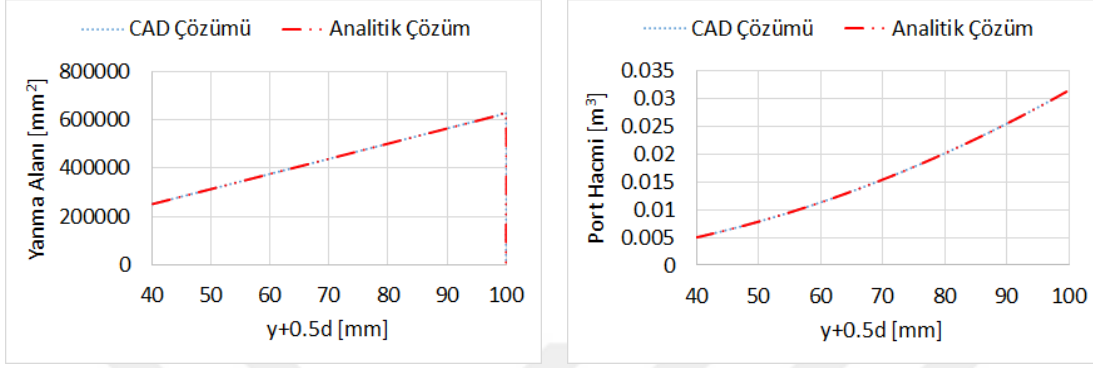
Burada, d , L ve y ; sırasıyla, iç çap, yakıt boyu ve yanma miktarıdır (bkz. Şekil 1.8).

7.19 ve 7.20 numaralı denklemlerden farklı olarak, yakıt bittiğinde yani $2y + d = D$ olduğunda (D : dış çap), A_b değeri sıfıra, V_p değeri ise yakıtın içinde bulunduğu silindirin hacmine eşitlenmelidir.

Şekil 7.5'de, 7.19 ve 7.20 numaralı denklemlerde sunulan analitik çözümler, Çizelge 7.1'deki boyutlara ve içi boş silindirik kesite sahip katı yakıt için teknik resim (CAD) çözümleriyle karşılaştırılmıştır.

Çizelge 7.1 : İçi Boş Silindirik Kesit için Örnek Kesit Boyutu.

Sembol	Açıklama	Boyut	Birim
D	Dış Çap	200	mm
d	İç Çap	80	mm
L	Yakıtın Boyu	1000	mm



a) Yanma Alanı – Yanma Miktarı

b) Port Hacmi – Yanma Miktarı

Şekil 7.5 : İçi Boş Silindirik Kesit için Analitik Çözüm ile CAD Çözümünün Karşılaştırılması.

Sonuçlar incelendiğinde, tam çözümü vermesi gereken analitik ve teknik resim çözümlerinin birbirlerine tam olarak uyumlu olduğu gözlenmiştir. Buradan, içi boş silindirik geometrinin geriye yanma çözümü için kullanılan 7.19 ve 7.20 numaralı denklemlerin doğru olduğu anlaşılmıştır.

7.2.4.2 Geliştirilen çözücünden elde edilen sonuçların literatürdeki sonuçlar ile karşılaştırılması

Shekhar çalışmasında, karakteristik özellikleri de Çizelge 7.2’de, geometrik özellikleri Çizelge 7.3’te, sunulan içi boş silindirik katı yakıt için elde ettiği analitik çözüm sonuçlarını, deneysel sonuçlar ile karşılaştırmıştır [24].

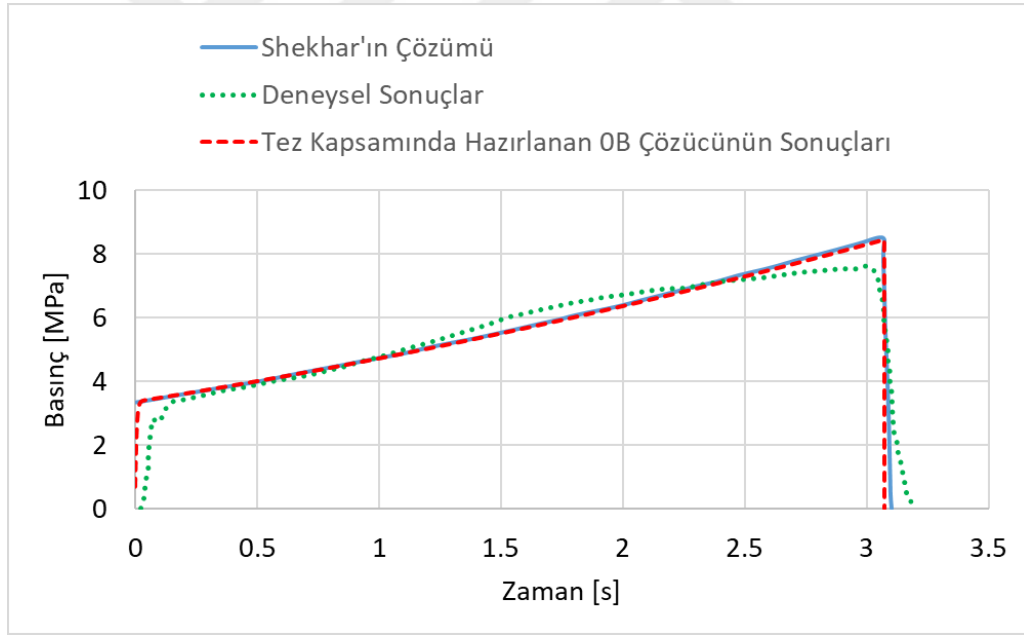
Çizelge 7.2 : 0B İç Balistik Çözücünün Doğrulama Analizinde Kullanılan Girdiler [24].

Sembol	Açıklama	Değer	Birim
T_c	Yanma Odası Sıcaklığı	3370	K
ρ_p	Yakıtın Yoğunluğu	1777	kg/m ³
R	Gaz sabiti	284	J/kg.K
γ	Özgül Isıların Oranı	1.17	-
c^*	Karakteristik Hız	1500	m/s
n	Yanma Oranı Basınç Etki Katsayısı	0.3	-
r_{b-ref}	7 MPa Basıncındaki Referans Yanma Hızı	9.6	mm/s
A_t	Lüle Boğaz Alanı	229.658	mm ²
$A_e/A_t (\varepsilon)$	Lüle Çıkış Alanının Lüle Boğaz Alanına Oranı	4	-

Çizelge 7.3 : İçi Boş Silindirik Kesit için Örnek Kesit Boyutu [24].

Sembol	Açıklama	Boyut	Birim
D	Dış Çap	115	mm
d	İç Çap	60	mm
L	Yakıtın Boyu	200	mm

İlgili grafiksel sonuçlar sayısallaştırılmış, aynı geometriye ve özelliklere sahip yakıt için çalışma kapsamında hazırlanan sıfır boyutlu iç balistik çözücü kullanılarak analitik çözüm gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar ile literatürdeki sonuçlar Şekil 7.6’te karşılaştırılmıştır. Bu şekil incelendiğinde, tez kapsamında hazırlanan sıfır boyutlu iç balistik çözücüden elde edilen sonuçların Shekhar’ın sonuçları ile birebir örtüştüğü, gözlenmiştir [24]. Aynı zamanda, tez kapsamında hazırlanan iç balistik çözücüden elde edilen sonuçlar, deneysel sonuçlar ile de son derece uyumludur. Buna göre, çalışma kapsamında hazırlanan sıfır boyutlu (0B) iç balistik performans çözücünün, narinlik oranı (L/d) 5 ve altındaki sistemleri incelemek için kullanılmasında herhangi bir sakınca yoktur.



Şekil 7.6 : İç Balistik Performans Analizi Sonuçlarının Karşılaştırılması [24].

7.2.5 Çözücüde kullanılan girdiler

Tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen bütün iç balistik performans analizlerinde girdi olarak kullanılan karakteristik yakıt özellikleri Çizelge 7.4’de sunulmuştur.

Çizelge 7.4 : 0B İç Balistik Çözücünde Kullanılan Girdiler.

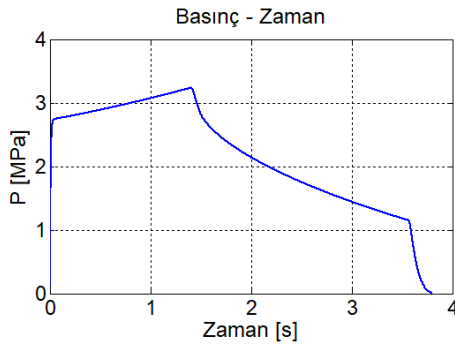
Sembol	Açıklama	Değer	Birim
T_C	Yanma Odası Sıcaklığı	3370	K
ρ_p	Yakıtın Yoğunluğu	1700	kg/m ³
R	Gaz sabiti	284	J/kg.K
γ	Özgül Isıların Oranı	1.17	-
c^*	Karakteristik Hız	1575	m/s
n	Yanma Oranı Basınç Etki Katsayısı	0.4	-
r_{b-ref}	1000 PSI Basıncındaki Referans Yanma Hızı	15	mm/s
A_t	Lüle Boğaz Alanı	2800	mm ²
$A_e/A_t (\epsilon)$	Lüle Çıkış Alanının Lüle Boğaz Alanına Oranı	4	-

7.2.6 Örnek iç balistik performansa çözümü

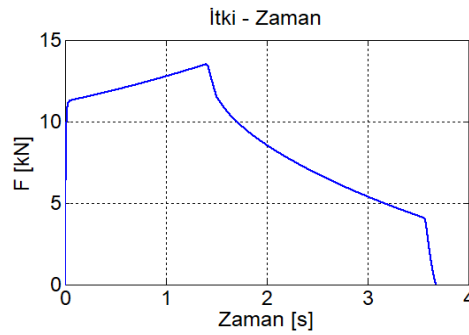
Şekil 7.7’da, Çizelge 7.5’teki kesit değişkenleri ve çalışma kapsamında geliştirilen iç balistik performans çözücü kullanılarak elde edilen örnek sonuçlar sunulmuştur.

Çizelge 7.5 : Örnek İç Balistik Performans Analizinde Kullanılan Kesit Değişkenleri.

Parametre	Açıklama	Değer	Birim
$R_{dış} (R_o)$	Dış Yarıçap	100	mm
$R_{iç} (R_i)$	İç Yarıçap	65	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	Oluk Merkezinin Yarıçapı	80	mm
$R_{uç} (f)$	Oluk Ucu Yarıçapı	5	mm
N	Oluk Sayısı	4	-
L	Yakıtın Boyu	500	mm



a) Basınç – Zaman Grafiği



b) İtki Zaman Grafiği

Şekil 7.7 : Örnek İç Balistik Performans Analiz Sonuçları.

Şekil 7.7-a)'dan görüldüğü üzere, ateşleme anından hemen sonra yanma basıncında ani bir artış meydana gelmektedir. Viskoelastik malzemeler için yükün büyüklüğü kadar uygulanma süresi (etki süresi) de önemlidir. Yapısal dayanım bakımından, büyük miktardaki yükün zamana yayılarak adım adım uygulanması, daha küçük bir yükün aniden uygulanmasına tercih edilir. Bu nedenle, optimizasyon sürecindeki sonlu elemanlar analizlerinde, basıncının aniden arttığı süre zarfında oluşan yanma

basıncı değeri kritik basınç değeri (P_{kr}) olarak kullanılmıştır. Bu basınç değeri ve bu değere karşılık gelen süre (t_{kr}) sıfır boyutlu iç balistik çözücü tarafından hesaplanarak elde edilmektedir.

7.3 Kademe Sayısının Roket Verimi Üzerine Etkilerinin İncelenmesi

0B iç balistik performans çözücü kurgulanırken, erozif yanma etkilerinin ihmal edilmesi, narinlik oranı (L/d) 5'e kadar olan sistemler için yüksek doğrulukta çözüm elde edilmesini sağlamaktadır. Bu durum, hazırlanan çözücünün daha yüksek narinlik oranına sahip sistemler için kullanımını kısıtlamaktadır.

Bu başlık altında, tek kademeli ve yüksek narinlik oranına sahip sistemler tasarlamak yerine her biri daha küçük narinlik oranına sahip birden fazla kademedan oluşan roket motorları tasarlamamanın sistem verimi üzerine etkisi incelenmiştir.

Hangi tasarımın daha verimli olduğunu incelemek amacıyla her birinin toplam kütlesi, toplam yakıt kütlesi ve faydalı yük miktarı eşdeğer, farklı kademe sayısına sahip sistemlerin ateşlendikten sonra kazandıkları hız miktarı (Δu) karşılaştırılmıştır.

Newton'un 2. kanunu 7.21'deki şekilde yazılır [48].

$$F = m \cdot a = m \cdot \frac{du}{dt} \quad (7.21)$$

Burada m , roket kütlesine ve u , roket hızına karşılık gelmektedir. Roket kütlesinin büyük bölümü katı yakıttan meydana geldiği için yanma süreci boyunca roketin kütlesi zamana göre değişir. Roketin ateşlenmesinin ardından t anındaki kütle (m) 7.22'deki gibi hesaplanır [48].

$$m = m_0 - \frac{m_p}{t_p} t = m_0 \left(1 - \frac{m_p}{m_0} \frac{t}{t_p} \right) \quad (7.22)$$

Burada, m_0 : Roketin toplam kütlesi [kg]

m_p : Yakıtın toplam kütlesi [kg]

t : Ateşlemeden sonra geçen süre [s]

t_p : Bütün yakıt bitene kadar geçen süre (motorun çalışma süresi) [s]

7.21'deki itki kuvveti (F), 7.23'teki şekilde ifade edilebilir [48].

$$F = \dot{m} \cdot c \quad (7.23)$$

Burada, $\dot{m}$: Yakıt debisi ($\dot{m} = m_p/t_p$) [kg/s]

c : Efektif lüle çıkış hızı [m/s]

Denklem 7.22 ve 7.23, denklem 7.21’de yerine yerleştirildiğinde, denklem 7.24 elde edilir [48].

$$du = \left(\frac{F}{m} \right) dt = \left(\frac{\dot{m} \cdot c}{m_0 - \frac{m_p}{t_p} t} \right) dt = \left[\frac{(m_p/t_p) \cdot c}{m_0 \left(1 - \frac{m_p}{m_0} \frac{t}{t_p} \right)} \right] dt \quad (7.24)$$

Denklem 7.24 integre edilerek Δu , denklem 7.25’teki şekilde hesaplanır [48].

$$\Delta u = c \cdot \ln \left[\frac{m_0}{(m_0 - m_p)} \right] = c \cdot \ln \left[\frac{m_0}{m_f} \right] \quad (7.25)$$

Burada m_f , roketin yakıt haricindeki kütlesidir.

7.25 numaralı denklem, tek kademeli bir roketin ateşlendikten sonra kazanacağı hız miktarını hesaplamak amacıyla kullanılır [48]. Roket eğer birden fazla kademedan oluşuyorsa, denklem 7.25 kullanılarak her kademenin kazandırdığı hız miktarı ayrı ayrı hesaplanır. Bu değerler toplanarak, N adet kademedan oluşan bir roketin kazandığı toplam hız miktarı (Δu_f) denklem 7.26’daki gibi hesaplanır [48].

$$\Delta u_f = \sum_{i=1}^N \Delta u_i = \Delta u_1 + \Delta u_2 + \Delta u_3 + \dots \quad (7.26)$$

Yukarıdaki bilgiler ışığında, aynı toplam kütleyle, toplam yakıt kütleline, faydalı yük miktarına sahip tek ve çok kademeli roket motorlarının kazandıracığı hız miktarlarının hesaplanması amacıyla bir Matlab programı hazırlanmıştır. Örnek teşkil etmesi açısından, Çizelge 7.6’da toplam kütlesi 16000 kg olan tek kademeli ve 3 kademeli roket sistemlerinin kütle dağılımı sunulmuştur. Verimlilik karşılaştırması yapabilmek için 3 kademeli sistemde, tek kademeli sistemdeki yakıt kütlesi ve yapısal kütle her bir kademeye eşdeğer olarak paylaştırılmıştır. Böylece, aynı miktardaki yakıt, yapısal kütle ve faydalı yüke sahip sistemlerin verimliliği karşılaştırılabilmiştir.

Çizelge 7.6 : Tek Kademeli ve Üç Kademeli Sistemde Kütle Dağılımı.

Parametre	Açıklama	Tek Kademe	Üç Kademe		
			Kademe 1	Kademe 2	Kademe 3
m_0	Toplam Kütle	16000 kg	16000 kg	11000 kg	6000 kg
m_{pl}	Faydalı Yük	1000 kg	11000 kg	6000 kg	1000 kg
m_p	Yakıt Kütlesi	12000 kg	4000 kg	4000 kg	4000 kg
m_{str}	Yapısal Kütle	3000 kg	1000 kg	1000 kg	1000 kg

Çizelge 7.6'dan görüldüğü üzere çok kademeli sistemlerde, bir önceki kademenin faydalı yükü bir sonraki kademenin kütlesine eşdeğerdir. Son kademenin faydalı yükü ise sistemin (bütün roket sisteminin) gerçek faydalı yükünü temsil etmektedir.

Kademe sayısını artırmanın sistemden elde edilen hız kazancı üzerine etkisi Şekil 7.8'de gösterilmiştir.



Şekil 7.8 : Roket Kademe Sayısının Sistem Verimi Üzerine Etkisi.

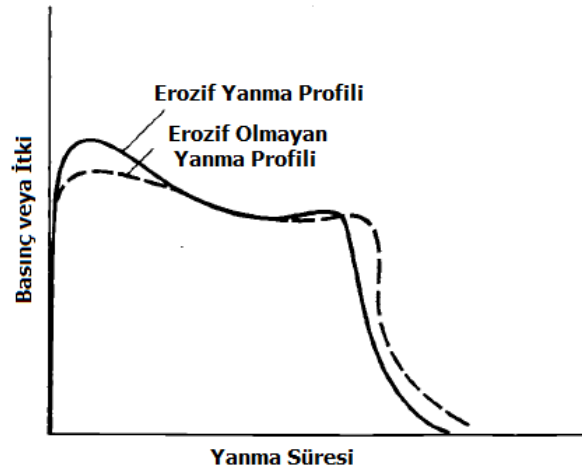
Bu grafik, Çizelge 7.6'da belirtilen tek kademeli roketin farklı eşdeğer kademe sayılarına bölündüğünde sistemin hız kazancının nasıl değişeceğini özetlemektedir. Hesaplamalarda, efektif lüle çıkış hızı (c) 3048 m/s olarak hesaba katılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde, kademe sayısı arttıkça aynı yakıt ile aynı kütleye sahip faydalı yük için daha yüksek hız kazancı sağlamak mümkündür. Dolayısıyla, kademe sayısını artırarak narinlik oranı daha düşük roket kademeleri tasarlamak sistem verimini arttırmaktadır [48].

7.4 Eroziyon Yanma Etkilerinin İncelenmesi

Eroziyon yanma, yakıt yanma yüzeyindeki gazların yüksek hıza sahip olması sonucunda yanma hızında meydana gelen artış olarak tanımlanır [44]. Bu durum, L/d oranının

5'in üzerinde olduğu sistemlerde gerçekleşir [65]. Yakıt yanma yzeyindeki yksek akış hızı ve sınır tabakadaki trbtlans, katı yakıtta ısı transferini arttırarak erozif yanmaya sebep olur [48].

Erozif yanma sonucunda artış gsteren yanma hızı, yanma odası basıncının artmasına yol açar [48]. Ayrıca erozif yanma nedeniyle artan yakıt yanma hızı, katı yakıtın normalden daha kısa srede tkenmesine sebep olur. Bu durum şekil 7.9'da gsterilmiştir.



şekil 7.9 : Eroziyon ve Eroziyon Olmayan Yanma Profillerinin Karşılaştırılması [48].

Erozif yanma L/d oranı 5'ten daha büyük olan katı yakıtlı roket motorlarında, yanma fazının ilk anlarında ortaya çıkar, daha sonra erozif yanmanın gerçekleştiği bölgedeki yakıt yandıkça port alanı genişler ve akışın yavaşlamasıyla birlikte erozif yanma ortadan kalkar [17, 48].

Erozif yanma durumu analiz edilirken göz önünde bulundurulması gereken diğer önemli noktalar da tasarım modeli ve sonlu elemanlar modeli yük senaryosunda gerçekleştirilmesi gereken güncellemelerdir. Eroziyon yanma sırasında roket motoru yanma odasının ön ve arka kısmındaki basınç dağılımları farklı olacağı için bu durumun 3 boyutlu sonlu elemanlar modelinde uygun basınç yükü altında incelenmesi gerekir [48]. Ayrıca, eroziyon yanma sırasında yakıtın belirli bölgeleri daha hızlı tkenektir [48]. Motor gövdesinin yanma prosesi sırasında bu bölgelerde oluşacak yüksek ısıdan etkilenmesini önlemek amacıyla yalıtım kalınlıkları da eroziyon yanma durumu göz önüne alınarak güncellenmelidir [48]. Tasarım sürecini zora sokan bu ve benzeri etmenler sebebiyle roket motoru tasarımları eroziyon yanmanın önüne geçilecek şekilde yapılır.

Eğer tüm çabalara rağmen erozif yanmanın önüne geçecek boyutta bir sistem tasarlanamıyorsa bu durumda erozif yanmayı hesaba katarak yanma hızını yeniden hesaplamak için Lenoir ve Robillard tarafından 1956 yılında geliştirilen 7.27 amprik eşitliği kullanılabilir.

$$r_b = r_0 + r_e = aP_c^n + \alpha \cdot G^{0.8} \cdot D^{-0.2} \cdot e^{-\beta r_b \rho_b / G} \quad (7.27)$$

r_0 : Saint Robert Yasası'ndan hesaplanan yanma hızı [m/s]

r_e : Erozif yanmadan kaynaklanan ilave yanma hızı [m/s]

α : 7.28 numaralı eşitlikten hesaplanan değişken katsayı [-]

G : Birim alan başına debi miktarı [kg/m².s]

D : Karakteristik port geçişi ($D = 4A_p/S$, burada, A_p port alanı, S perimetre uzunluğu) [m]

β : SI birimleri kullanıldığında yaklaşık 53 olarak hesaba katılan deneysel sabit [-]

ρ_b : Yanmamış yakıtın yoğunluğu [kg /m³]

$$\alpha = \frac{0.0288 \cdot c_p \cdot \mu^{0.2} \cdot Pr^{-2/3}}{\rho_b \cdot c_s} \cdot \frac{T_0 - T_s}{T_s - T_i} \quad (7.28)$$

c_s : Yakıtın özgül ısısı [J/kg.K]

μ : Yanmış gazların dinamik viskozitesi [kg/.s]

Pr : Prandtl Sayısı ($Pr = \mu \cdot c_p / \kappa$, burada c_p : yanmış gazların ortalama özgül ısısı,

κ : Yanmış gazların ısıl iletim katsayısı) [-]

T_0 : Yanma sonucu oluşan alev sıcaklığı [K]

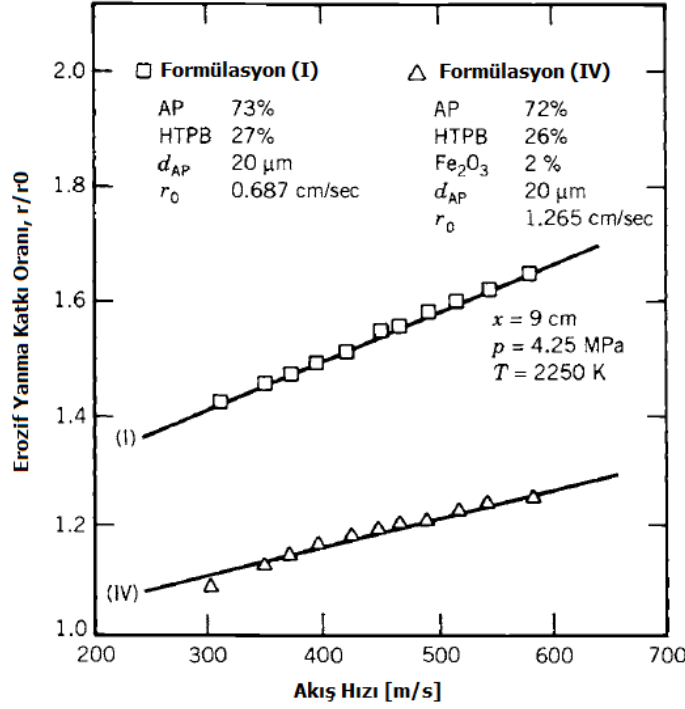
T_s : Yakıt yanma yüzeyi sıcaklığı [K]

T_i : Yakıtın ilk sıcaklığı [K]

7.27 ve 7.28 denklemlerinden görüldüğü üzere erozif yanma etkisini hesaba katarak çözüm gerçekleştirmek için çok sayıda veriye ihtiyaç duyulmaktadır. Bu verilerin elde edilebilmesi için çeşitli motor prototiplerinin üretilerek gerekli test ölçümlerinin tamamlanması gerekmektedir.

Şekil 7.10'da, iki farklı yakıt formülasyonu için yanma odasındaki gaz akış hızlarının erozif yanmadan kaynaklanan ilave yanma hızı üzerindeki etkisi gösterilmiştir. Buna göre, hız artışının erozif yanma oranını arttırdığı ve farklı yakıt formülasyonlarının erozif yanma bakımından akış hızına farklı hassasiyet gösterdikleri gözlenmiştir.

Erozif yanma başlı başına detaylı bir çalışma konusudur ve incelenebilmesi için bir prototip üretilerek detaylı testler sonucunda elde edilecek verilere ihtiyaç duyulmaktadır. Bu bakımdan kavramsal tasarım aşaması için çalışma kapsamında geliştirilen döngünün içerisine erozif yanma etkileri dâhil edilmemiş ve L/d oranı da erozif yanmadan kaynaklı yanma hızı artışını önlemek için 5 ile sınırlandırılmıştır.



Şekil 7.10 : Farklı Yakıt Formülasyonları için Akış Hızının Erozif Yanma Katkı Oranı Üzerine Etkisinin İncelenmesi [48].

8. KESİT GEOMETRİ DEĞİŞKENLERİNİN İÇ BALİSTİK PERFORMANS VE YAPISAL DAYANIM ÜZERİNE ETKİLERİ

8.1 Kesit Geometri Değişkenlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerine Etkisi

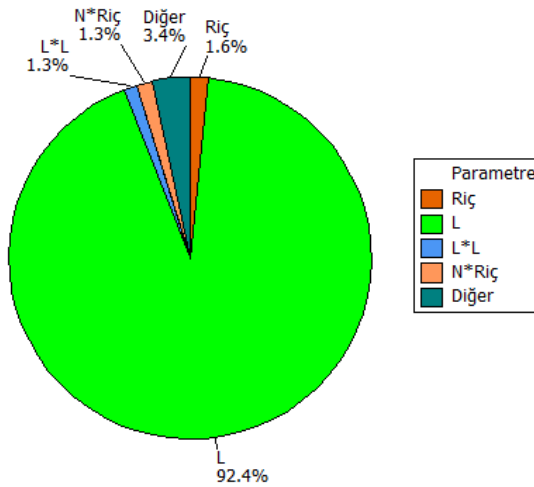
Bu bölümde, oluklu yakıt geometrisine ait kesit değişkenlerinin özgül itki (I_{sp}) üzerindeki etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

Çizelge 4.5’de listelenen değişkenlere ek olarak, yakıt boyu (L) da cevap yüzeyi analizlerine dâhil edilmektedir. Buna göre, cevap yüzeyi için kullanılan ve Çizelge 4.5’de listelenen sınırlar Çizelge 8.1’deki gibi güncellenmiştir.

Çizelge 8.1 : Cevap Yüzeyi Sınırları.

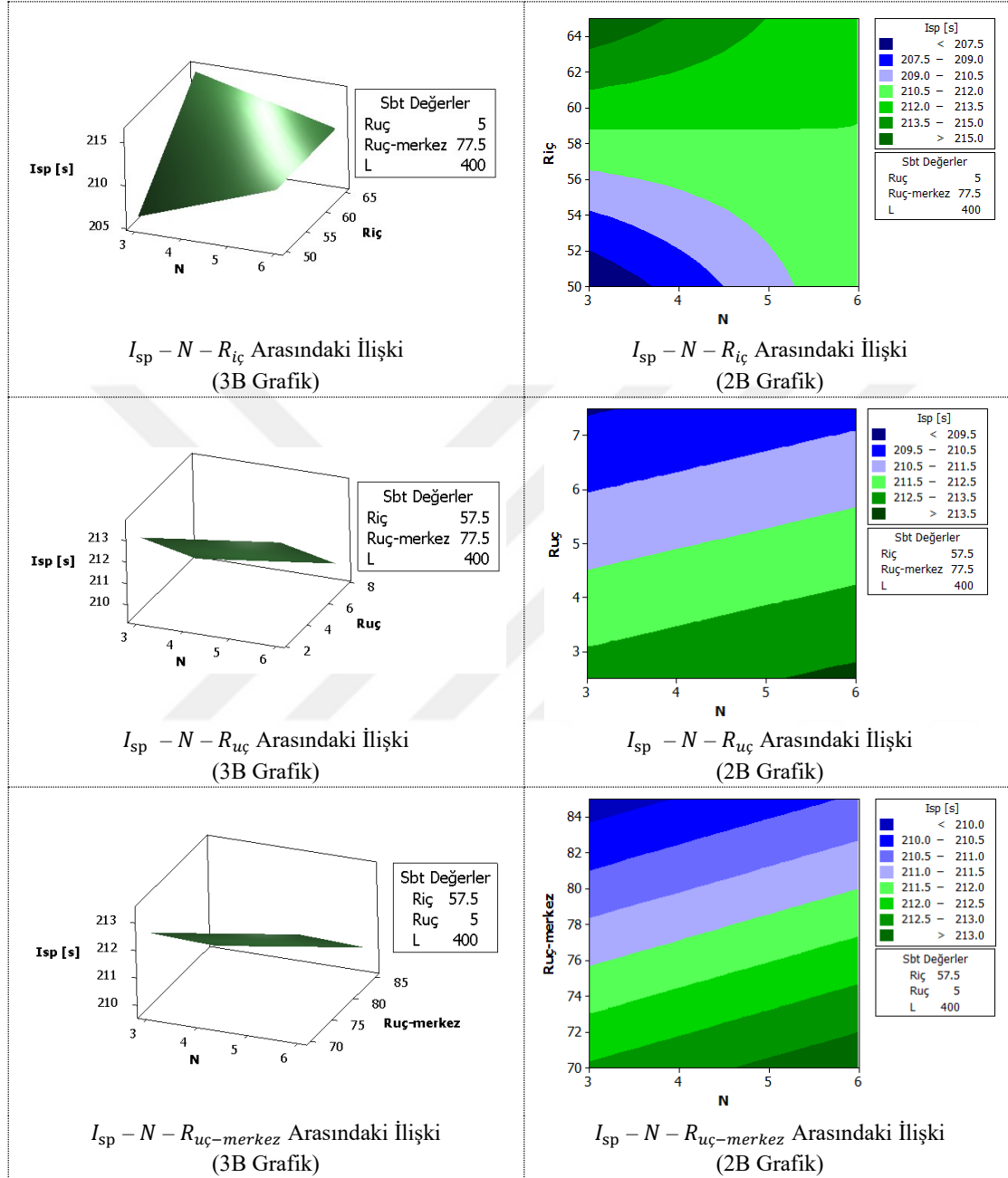
Parametre	Açıklama	Alt Sınır	Üst Sınır	Birim
$R_{iç}$	İç Yarıçap	50	65	mm
$R_{uç-merkez}$	Oluk Merkezinin Yarıçapı	70	85	mm
$R_{uç}$	Oluk Ucu Yarıçapı	2.5	7.5	mm
N	Oluk Sayısı	3	6	-
L	Yakıt Boyu	300	500	mm

Cevap yüzeyi analizleri sonucunda, oluklu yakıtta ait kesit değişkenleri ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin özgül itki (I_{sp}) üzerine etkileri elde edilmiştir (Şekil 8.1).

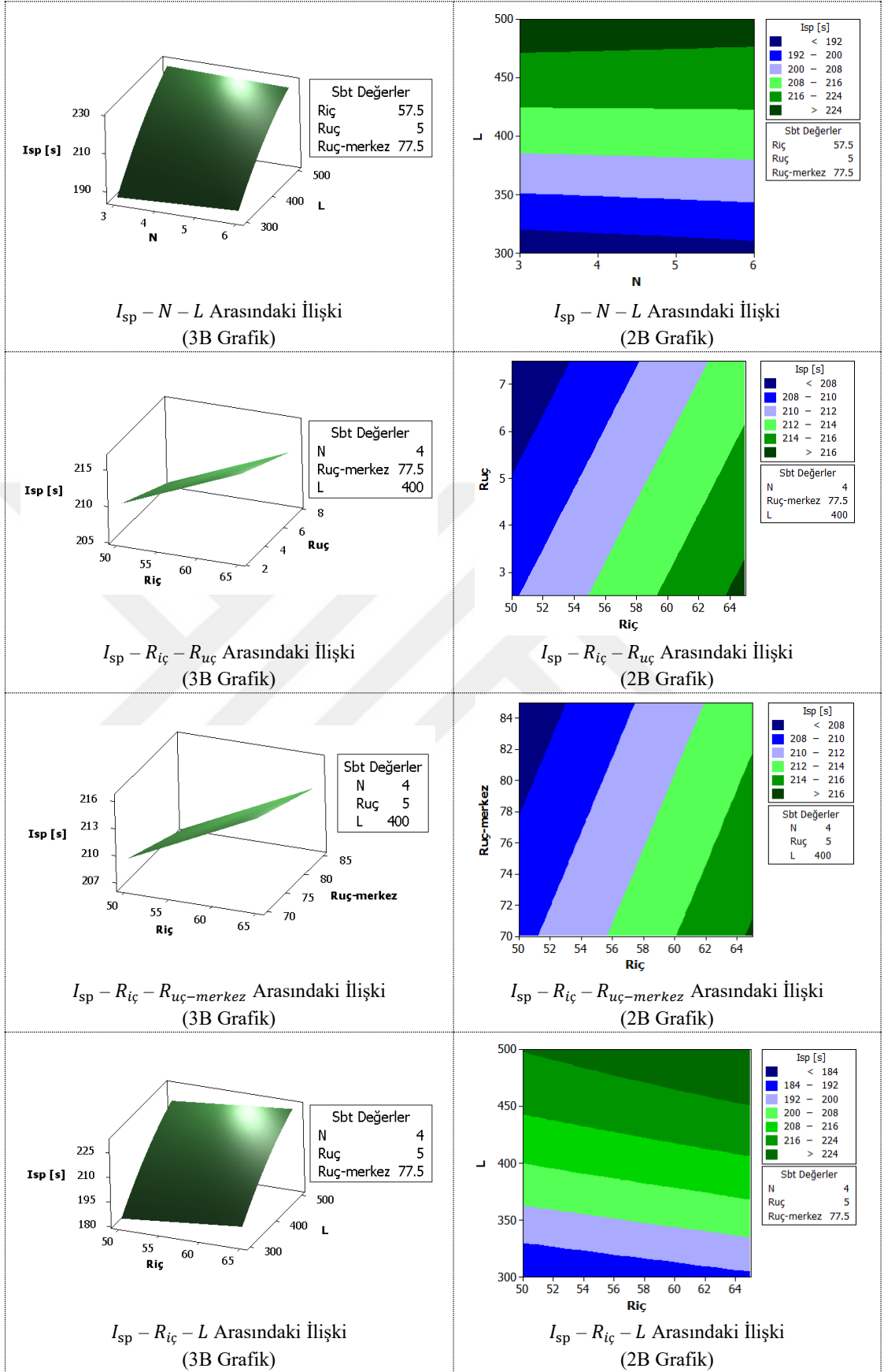


Şekil 8.1 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerindeki Etkisi.

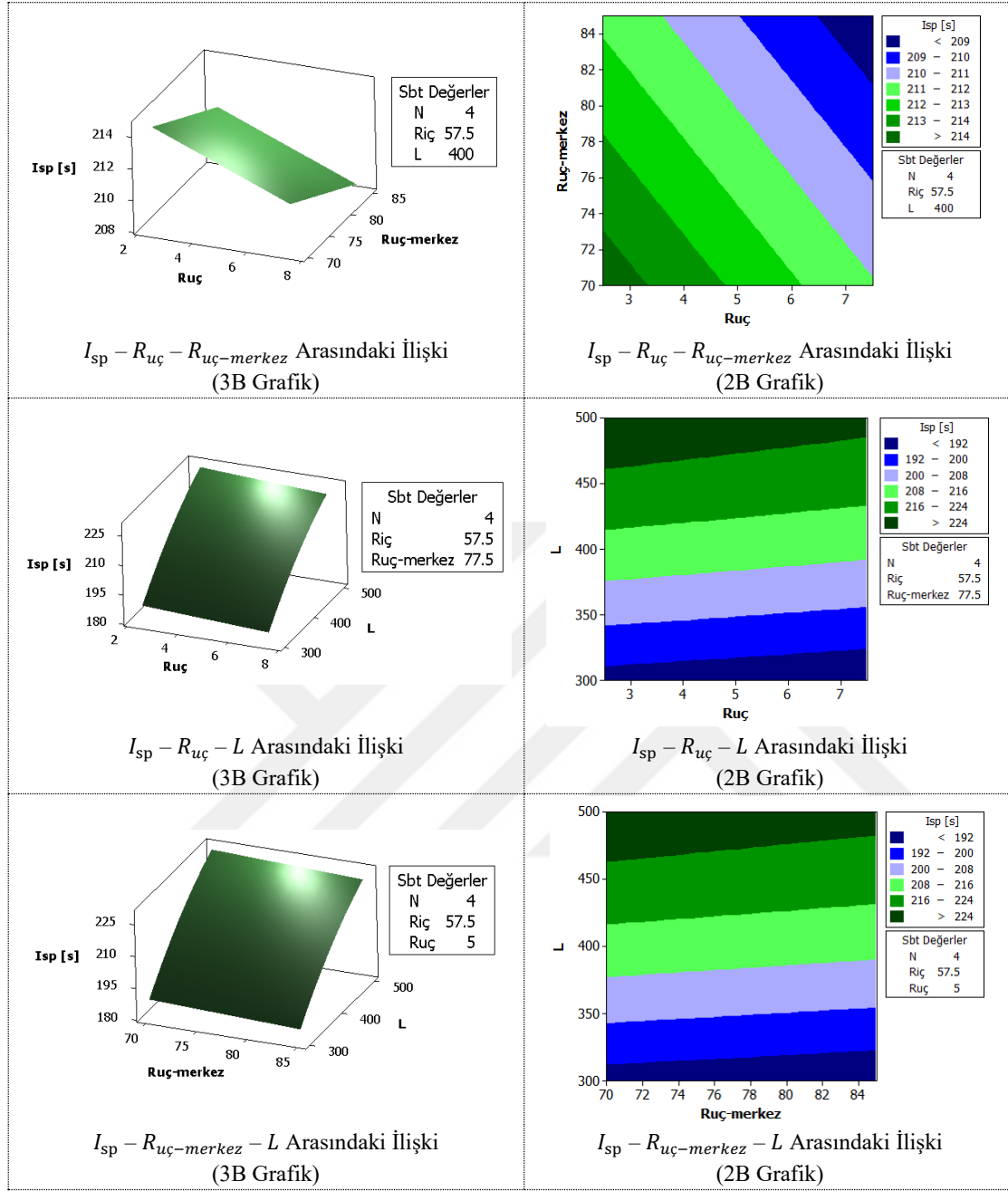
Şekil 8.1 incelendiğinde, yakıt boyunun (L) özgül itki (I_{sp}) değerini domine ettiği saptanmıştır. Cevap yüzeyi analizi sonucunda elde edilen detaylı sonuçlar Şekil 8.2’de sunulmuştur.



Şekil 8.2 : Kesit Değişkenlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.2 (devam) : Kesit Değişkenlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.2 (devam) : Kesit Değişkenlerinin Özgül İtki (I_{sp}) Üzerindeki Etkisi.

Şekil 8.2 incelendiğinde; yakıt boyu (L), oluk sayısı (N) ve iç yarıçap ($R_{iç}$) değişkenlerinin bağımsız şekilde artırılmasının, özgül itki (I_{sp}) değerini arttırdığı gözlenmiştir. Çünkü bu değişkenlerin artışı, yanma yüzey alanını ve dolayısıyla da yanma odası basıncını arttırmaktadır.

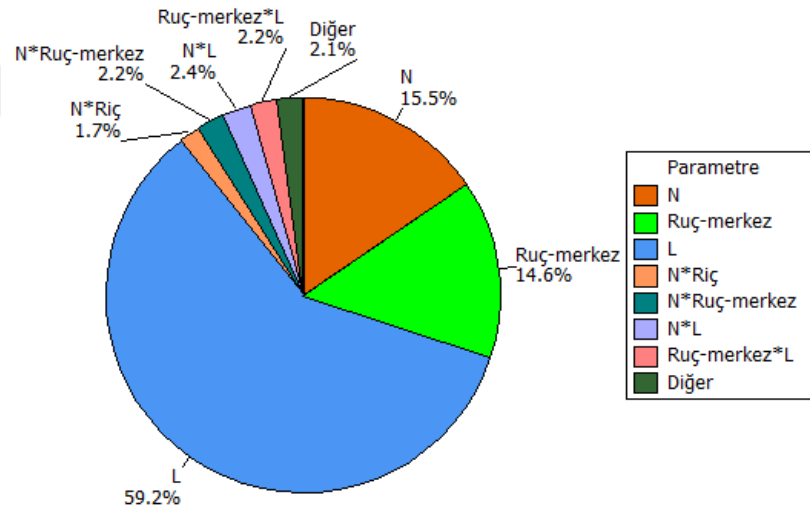
İç balistik performans bakımından daha verimli roket motorları geliştirmek amacıyla özgül itki değerinin (I_{sp}) mümkün olduğunca yüksek olması arzu edilir. Ancak, özgül itkiyi maksimize etmek için yapılan değişiklikler yakıtın yapısal dayanım

bakımından daha zayıf düşmesine yol açar. Çünkü, bu iki disiplin birbirine ters çalışmaktadır ve bu sebeple katı yakıtlı roket motorlarının tasarımında yüksek verimli sistemler üretmek amacıyla çok disiplinli optimizasyon çalışması bağlaşıklık olarak yürütülmelidir. Bu tez çalışması kapsamında bu bağlaşıklık sistemin geliştirilmesi ve uygulanması sağlanmıştır.

8.2 Kesit Geometri Değişkenlerinin P_{kr} Değeri Üzerine Etkisi

Bu bölümde, oluklu yakıt geometrisine ait kesit değişkenlerinin basıncının aniden arttığı süre zarfında oluşan yanma basıncı değeri (P_{kr}) üzerindeki etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

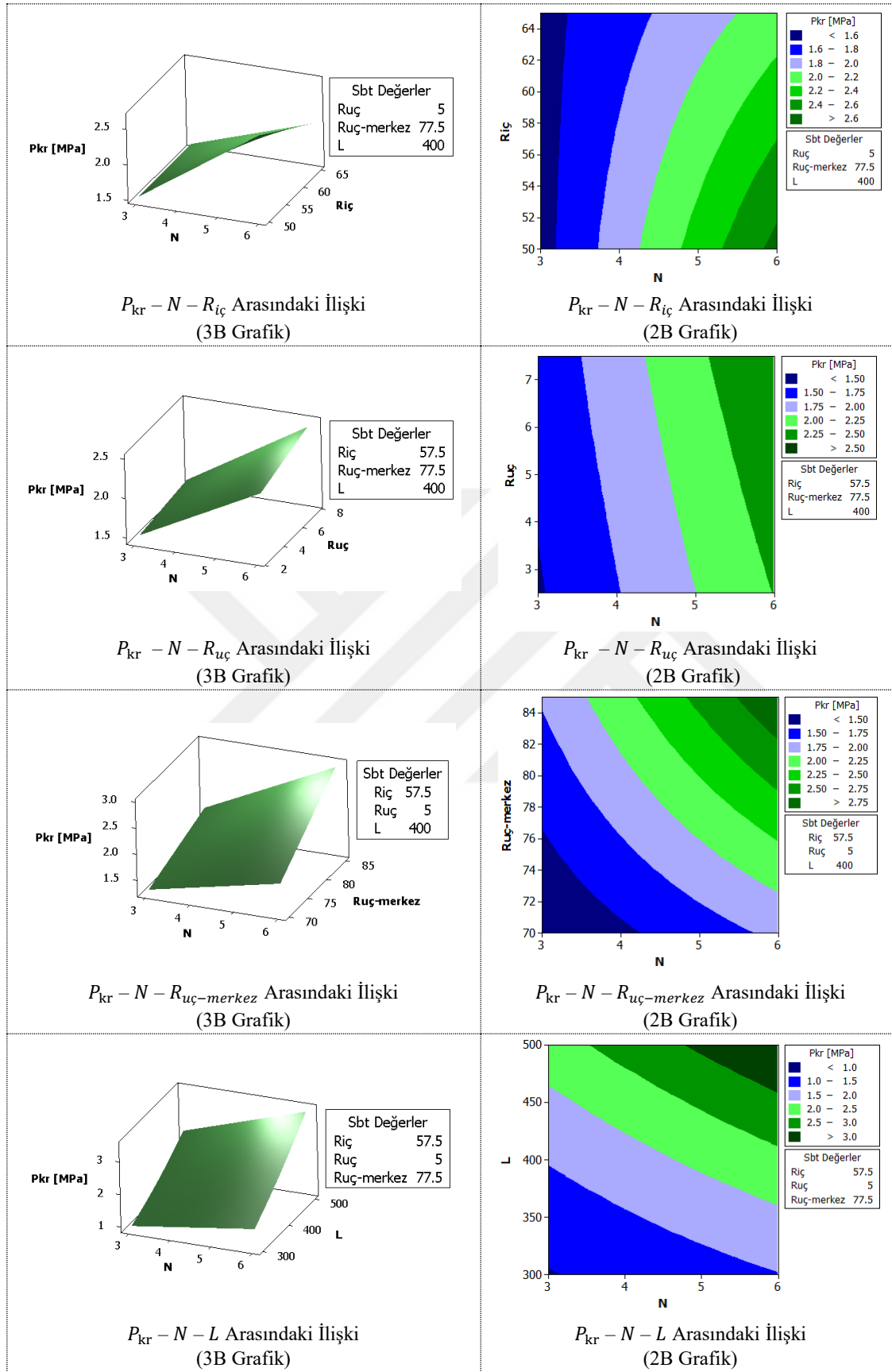
Cevap yüzeyi için kullanılan sınırlar daha önce listelenen Çizelge 8.1'deki sınırlar ile aynıdır. Cevap yüzeyi analizleri sonucunda, oluklu yakıtta ait kesit değişkenleri ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin, P_{kr} üzerine etkileri elde edilmiştir (Şekil 8.3).



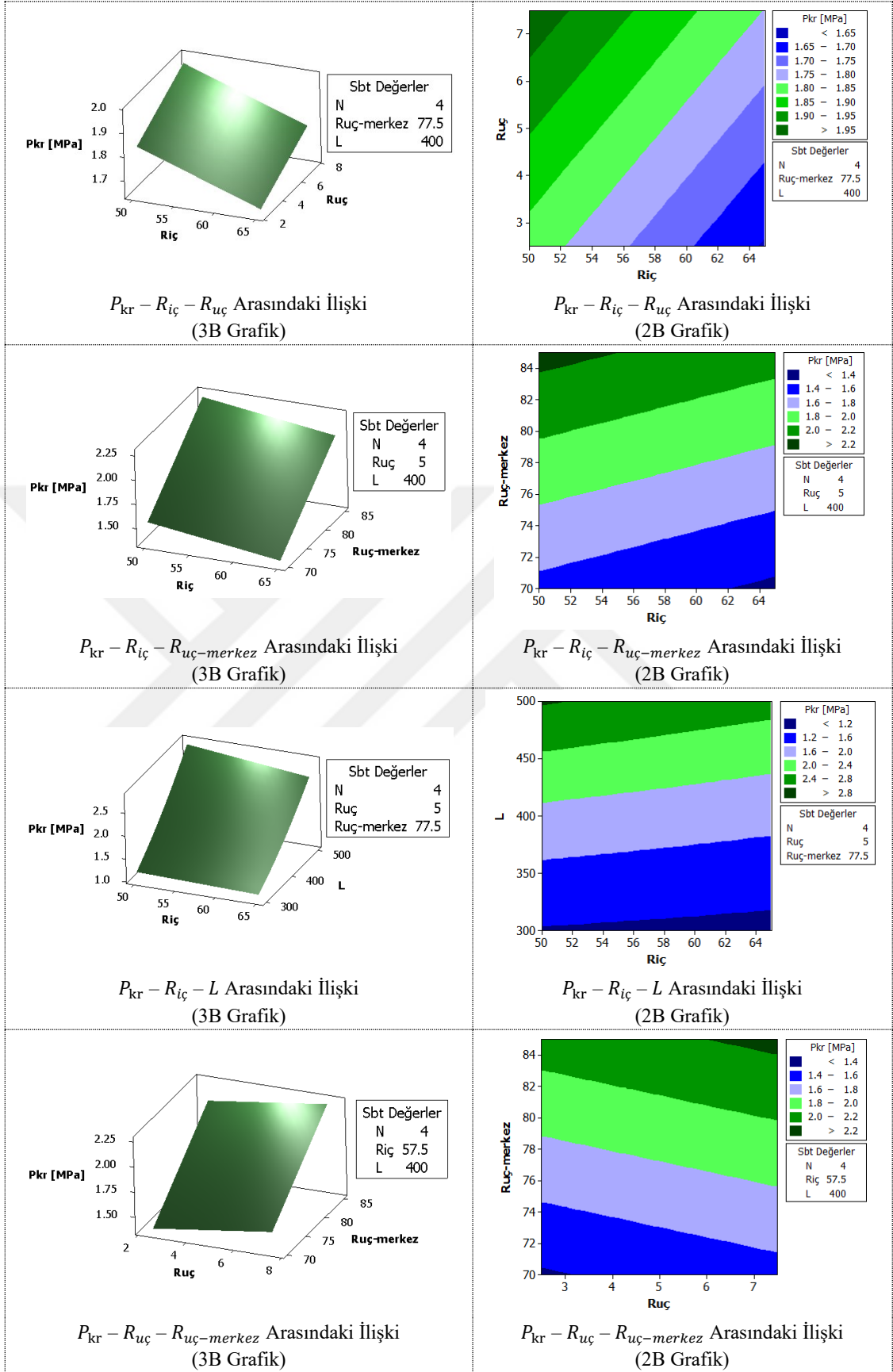
Şekil 8.3 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin P_{kr} Üzerindeki Etkisi.

Şekil 8.3 incelendiğinde, yakıt boyunun (L), oluk sayısı (N) ve oluk merkezinin yarıçapı ($R_{uç-merkez}$) ile birlikte P_{kr} değerini domine ettiği saptanmıştır.

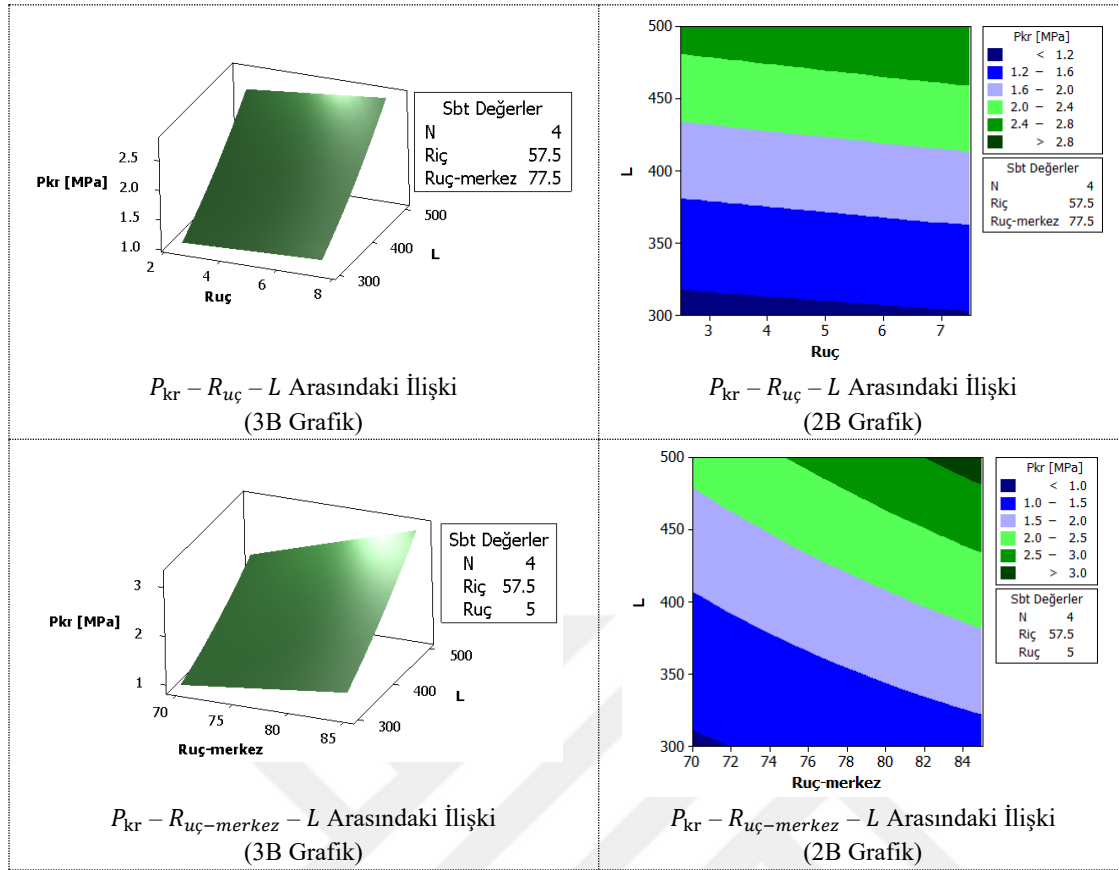
Cevap yüzeyi analizi sonucunda elde edilen detaylı sonuçlar Şekil 8.4'de sunulmuştur.



Şekil 8.4 : Kesit Değişkenlerinin P_{kr} Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.4 (devam) : Kesit Değişkenlerinin P_{kr} Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.4 (devam) : Kesit Değişkenlerinin P_{kr} Üzerindeki Etkisi.

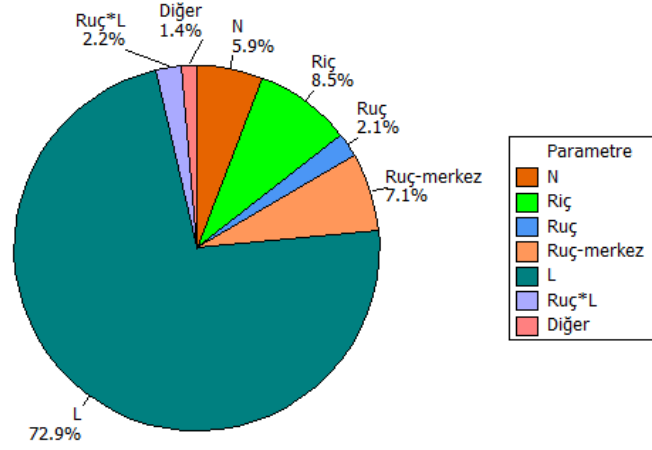
Şekil 8.4 incelendiğinde; yakıt boyu (L), oluk sayısı (N), oluk merkezinin yarıçapı ($R_{uç-merkez}$) ve oluk ucu yarıçapı ($R_{uç}$) değişkenlerinin bağımsız şekilde artırılmasının, basıncının aniden arttığı süre zarfında oluşan yanma basıncı değerini (P_{kr}) arttırdığı gözlenmiştir. Çünkü bu değişkenlerin artışı yanma yüzey alanının artmasına sebep olmaktadır.

Yapısal bakımdan daha dayanıklı roket motorları tasarlamak için P_{kr} değerinin mümkün olduğunca düşük olması; iç balistik performans bakımından daha yüksek performansa sahip roket motorları geliştirmek için ise P_{kr} değerinin mümkün olduğunca yüksek olması arzu edilir. Verimli bir roket motoru tasarımında hem yapısal dayanım hem de performans bakımından P_{kr} değerinin çok disiplinli bir yaklaşımla optimum şekilde belirlenmesi oldukça önemlidir.

8.3 Kesit Geometri Değişkenlerinin t_{kr} Değeri Üzerine Etkisi

Bu bölümde, oluklu yakıt geometrisine ait kesit değişkenlerinin ani basınç artışı süresi (t_{kr}) üzerindeki etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

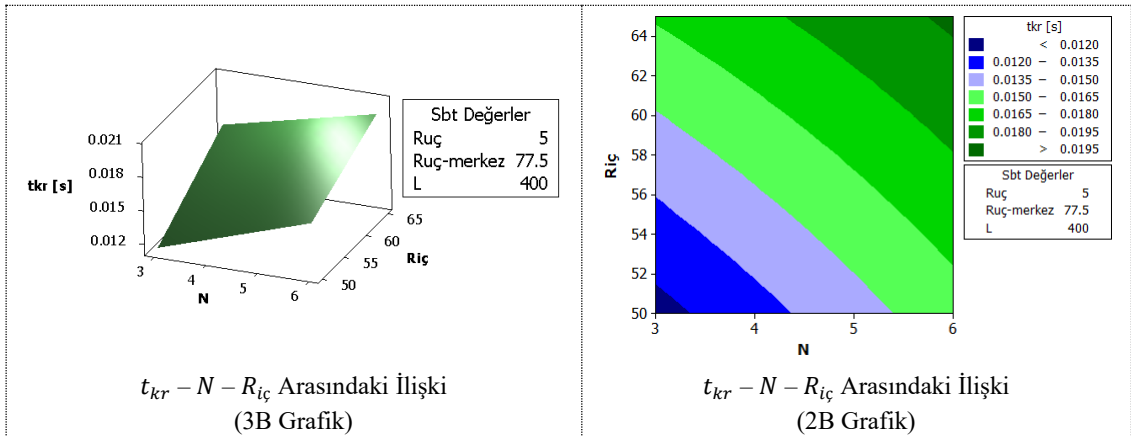
Cevap yüzeyi için kullanılan sınırlar daha önce listelenen Çizelge 8.1'deki sınırlar ile aynıdır. Cevap yüzeyi analizleri sonucunda, oluklu yakıta ait kesit değişkenleri ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin, t_{kr} üzerine etkileri elde edilmiştir (Şekil 8.5).



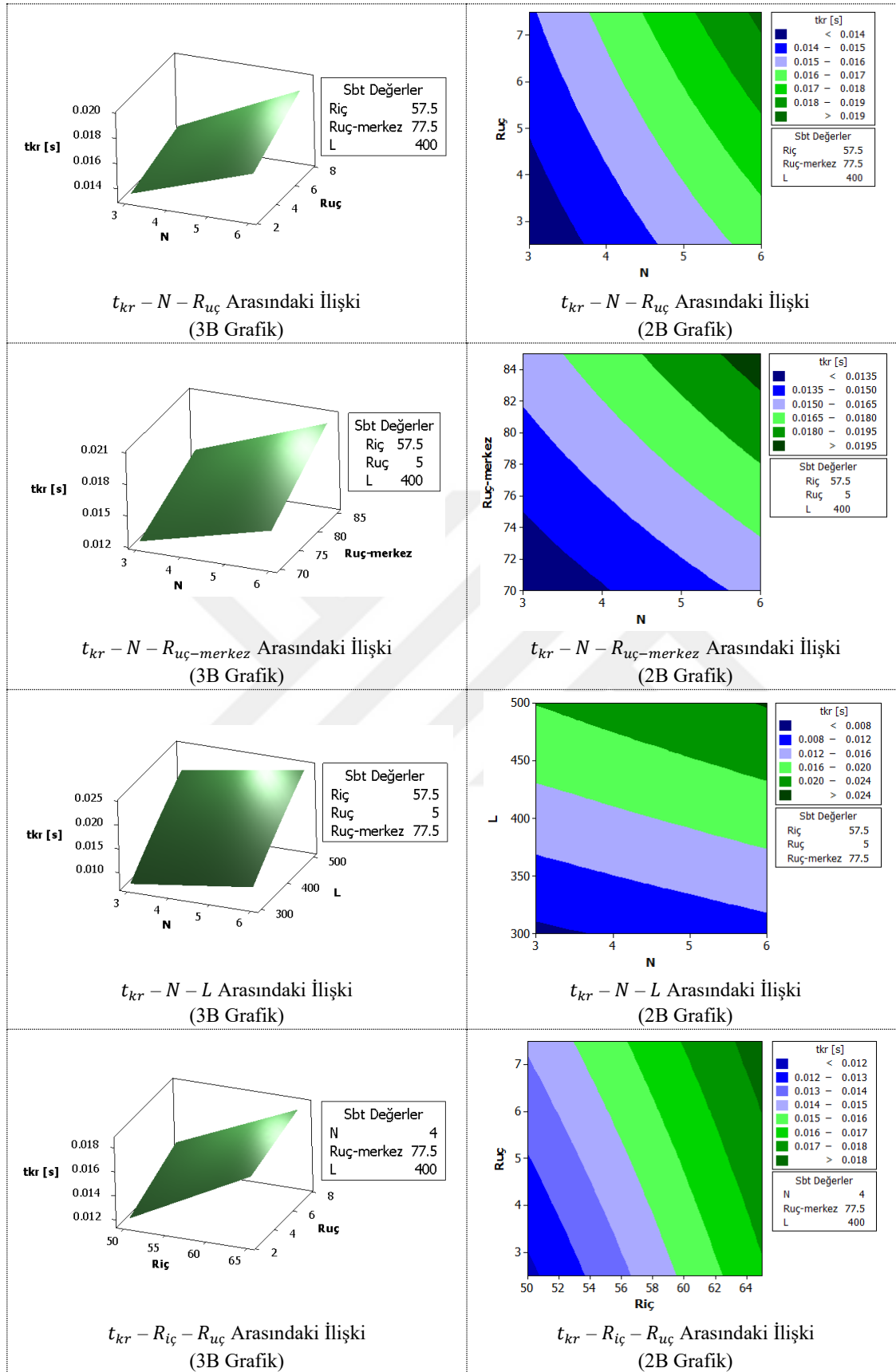
Şekil 8.5 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin t_{kr} Üzerindeki Etkisi.

Şekil 8.5 incelendiğinde, yakıt boyunun (L), iç yarıçap ($R_{iç}$), oluk merkezinin yarıçapı ($R_{uç-merkez}$), oluk ucu yarıçapı ($R_{uç}$) ve oluk sayısı (N) ile birlikte t_{kr} değerini domine ettiği saptanmıştır.

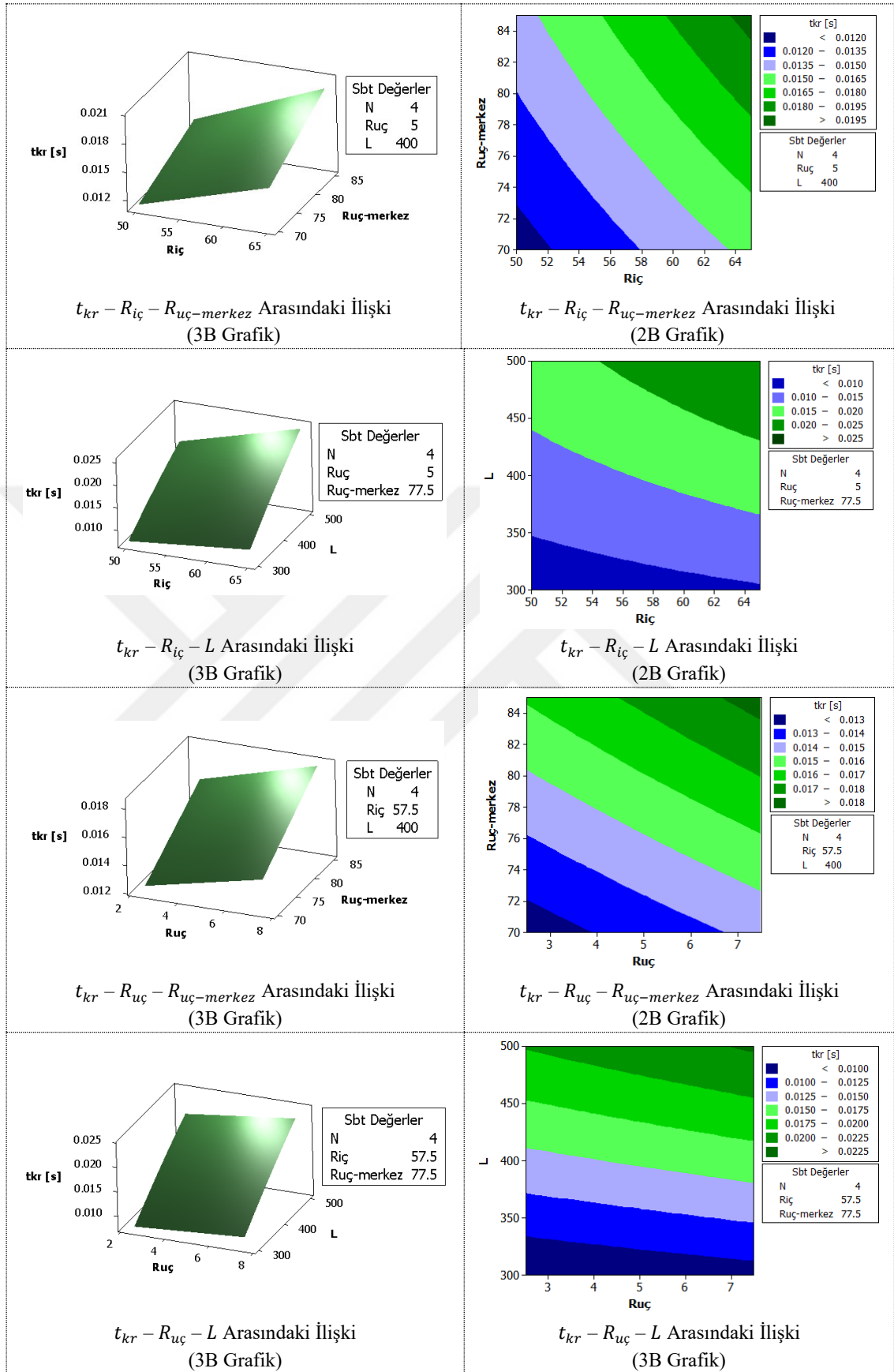
Cevap yüzeyi analizi sonucunda elde edilen detaylı sonuçlar Şekil 8.6'da sunulmuştur.



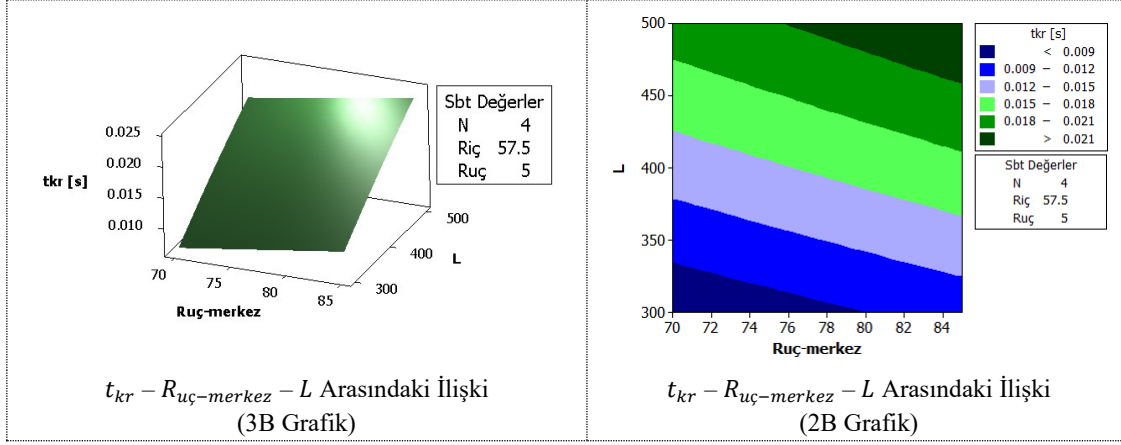
Şekil 8.6 : Kesit Değişkenlerinin t_{kr} Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.6 (devam) : Kesit Değişkenlerinin t_{kr} Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.6 (devam): Kesit Değişkenlerinin t_{kr} Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.6 (devam): Kesit Değişkenlerinin t_{kr} Üzerindeki Etkisi.

Şekil 8.6 incelendiğinde; yakıt boyu (L), iç yarıçap ($R_{iç}$), oluk ucu yarıçapı ($R_{uç}$), oluk merkezinin yarıçapı ($R_{uç-merkez}$) ve oluk sayısı (N) değişkenlerinin bağımsız şekilde arttırılmasının, ani basınç artışı süresini (t_{kr}) uzattığı gözlenmiştir.

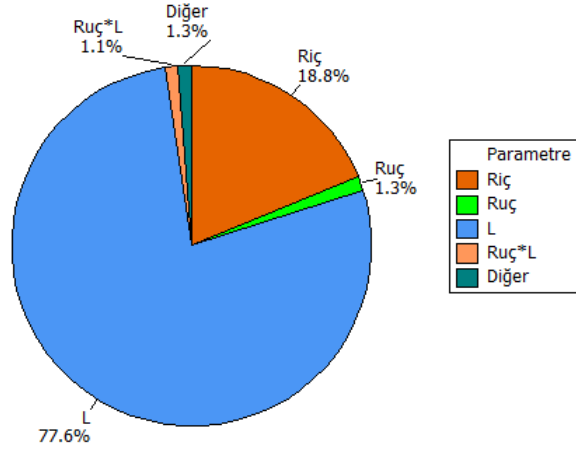
Yapısal bakımdan daha dayanıklı roket motorları tasarlamak için t_{kr} değerinin mümkün olduğunca büyük olması; iç balistik performans bakımından daha yüksek performansa sahip roket motorları geliştirmek için ise t_{kr} değerinin mümkün olduğunca küçük olması arzu edilir. Verimli bir roket motoru tasarımında hem yapısal dayanım hem de performans bakımından t_{kr} değerinin çok disiplinli yaklaşımla optimum şekilde belirlenmesi oldukça önemlidir.

8.4 Kesit Geometri Değişkenlerinin Katı Yakıt Kütlesi Üzerine Etkisi

Bu bölümde, oluklu yakıt geometrisine ait kesit değişkenlerinin katı yakıt kütlesi üzerindeki etkileri cevap yüzeyi yöntemi kullanılarak incelenmiştir.

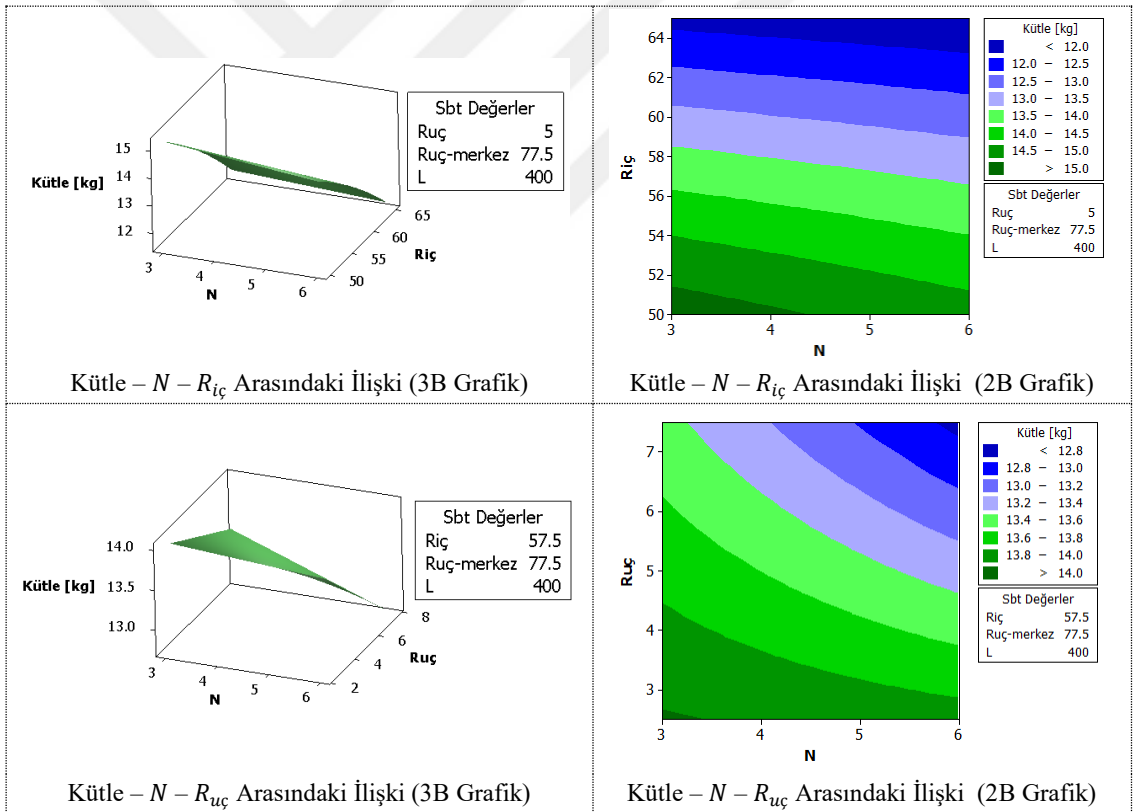
Cevap yüzeyi için kullanılan sınırlar daha önce listelenen Çizelge 8.1'deki sınırlar ile aynıdır. Cevap yüzeyi analizleri sonucunda, oluklu yakıtı ait kesit değişkenleri ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin, katı yakıt kütlesi üzerine etkileri elde edilmiştir (Şekil 8.7).

Şekil 8.7 incelendiğinde, yakıt boyunun (L) iç yarıçap ($R_{iç}$) ile birlikte yakıt kütlesini domine ettiği saptanmıştır. Çünkü yakıt boyu, kullanılan yakıt kütlesini doğrudan etkilemekte; iç yarıçap da yakıt doluluk oranını büyük oranda belirleyerek yakıt kütlesini etkilemektedir.

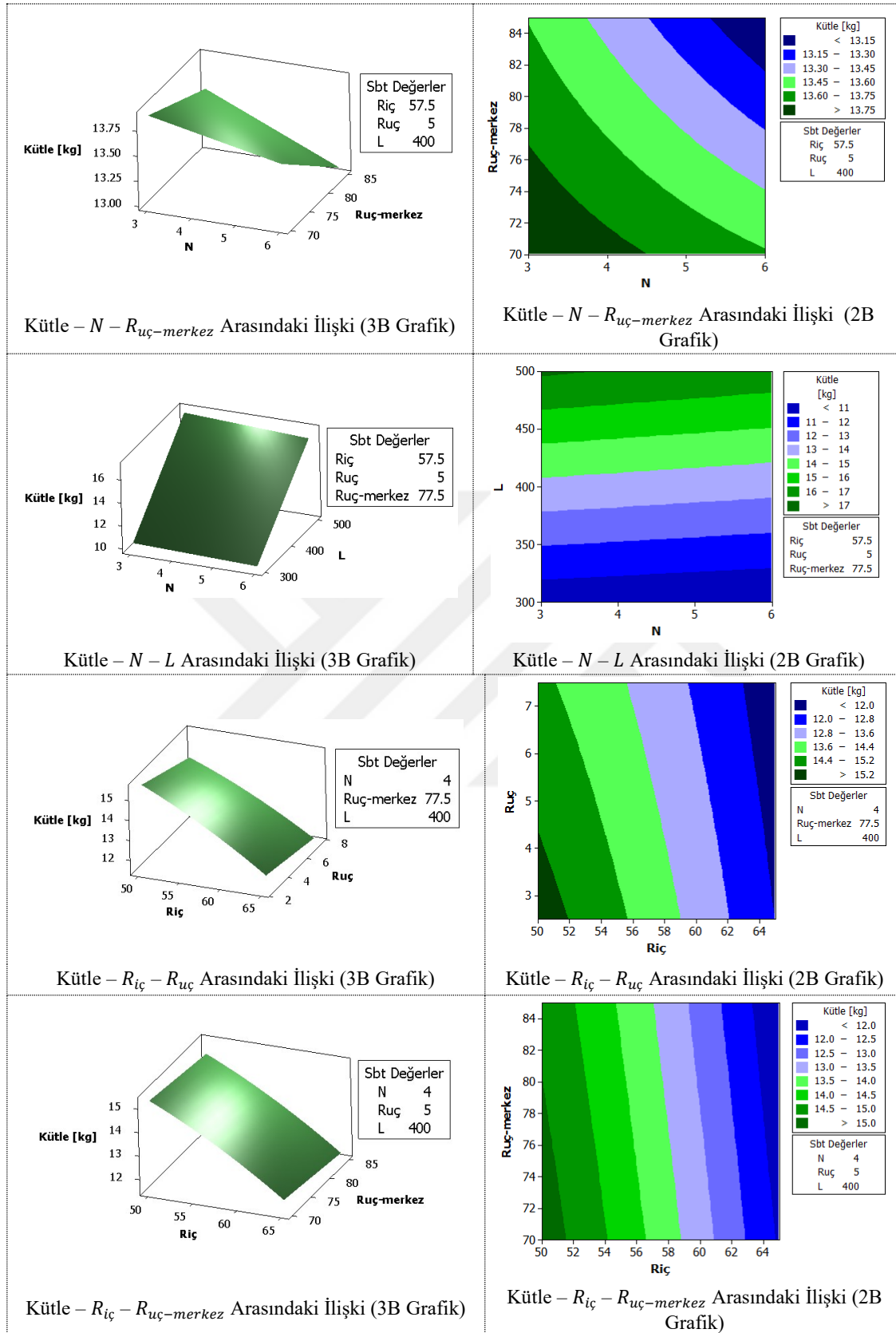


Şekil 8.7 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Katı Yakıt Kütlesi Üzerindeki Etkisi.

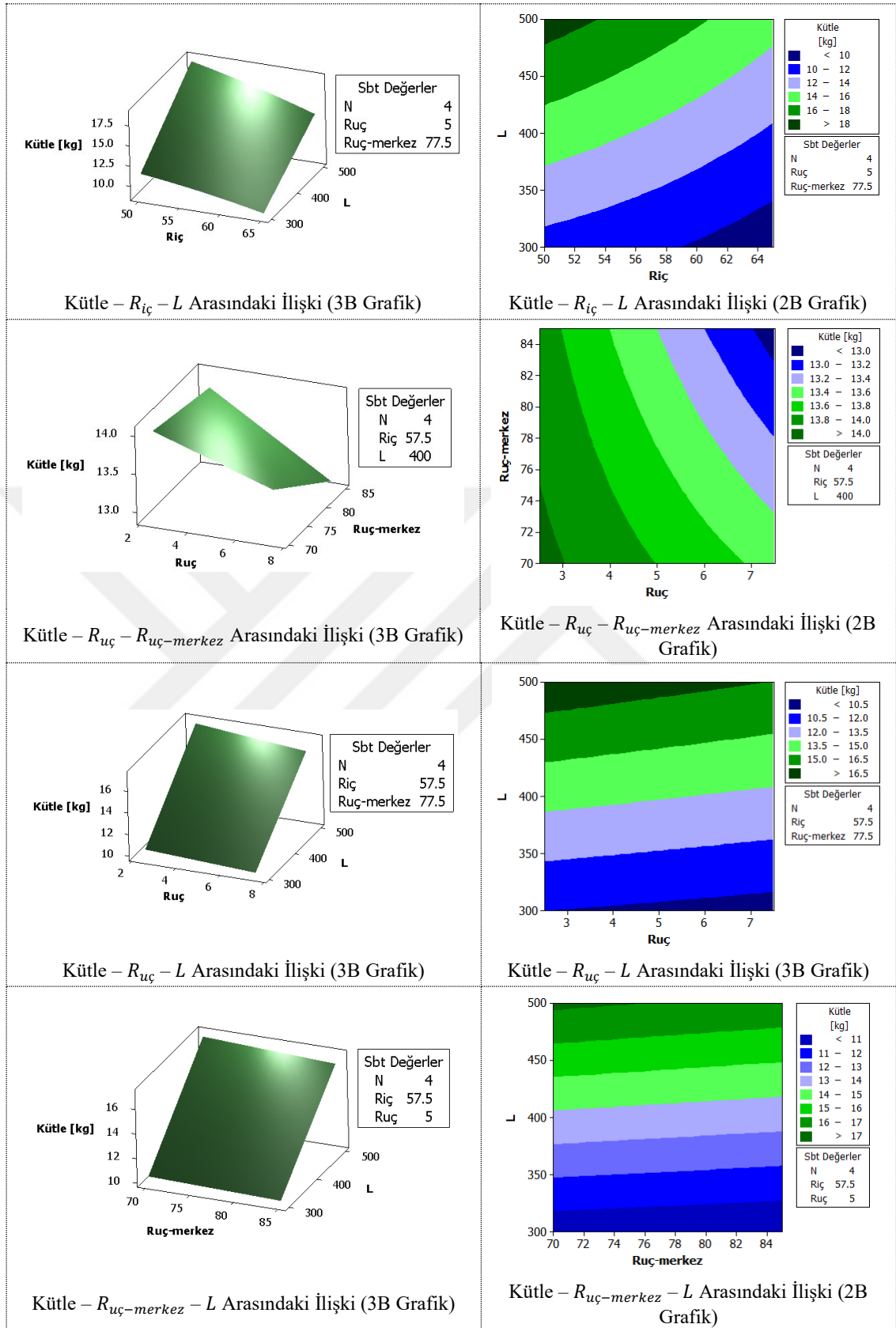
Cevap yüzeyi analizi sonucunda elde edilen detaylı sonuçlar Şekil 8.8’de sunulmuştur.



Şekil 8.8 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Katı Yakıt Kütlesi Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.8 (devam) : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Katı Yakıt Kütlesi Üzerindeki Etkisi.



Şekil 8.8 (devam) : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Katı Yakıt Kütleşi Üzerindeki Etkisi.

Şekil 8.8 incelendiğinde; yakıt boyunun (L) artması sonucunda katı yakıt kütlesinin hızla arttığı; iç yarıçap ($R_{iç}$), oluk ucu yarıçapı ($R_{uç}$), oluk merkezinin yarıçapı ($R_{uç-merkez}$) ve oluk sayısı (N) değişkenlerinin bağımsız şekilde azalması sonucunda da katı yakıt kütlesinin azaldığı gözlenmiştir. Sonuçlar beklenen ile uyumludur.

Motor tasarım ve optimizasyonu sürecinde, kütle kısıtını aşmadan optimizasyon işlemini tamamlamak büyük önem taşır. Bu bakımdan katı yakıt kütlesinin artışı en çok etkileyen değişkenler hakkında bilgi sahibi olmak tasarımın daha kolay şekillenmesini sağlar.

8.5 Kesit Geometri Değişkenlerinin Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerine Etkilerinin Bağlaşık Analizler Yardımıyla İncelenmesi

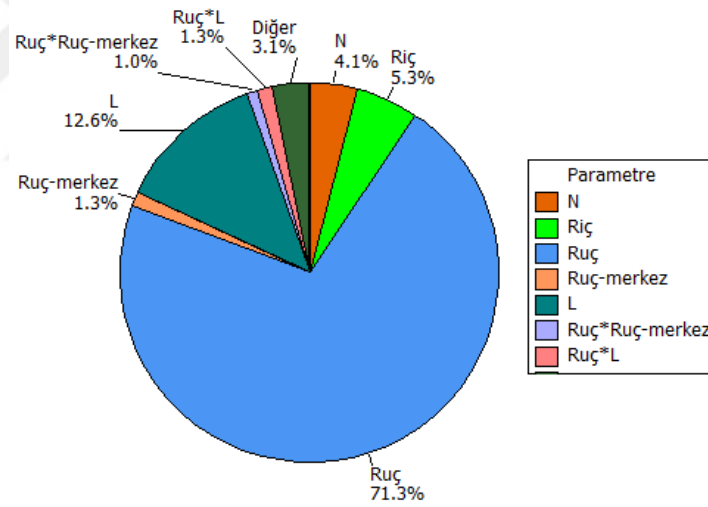
Önceki bölümlerde, kesit geometri değişkenlerinin yapısal dayanım üzerine etkilerinin iki farklı şekilde incelenebildiği belirtilmişti. Bu yöntemlerden ilki kesit parametrelerindeki değişikliklerin yanma odası basıncı üzerinde yol açtığı değişimi göz önüne almadan (yani sabit yanma basıncı altında farklı kesit boyutlarına sahip modelleri inceleyerek) değerlendirme yapmak olarak belirtilmişti. Bu yöntemle gerçekleştirilen cevap yüzeyi analizi *"5.4.2 Kesit geometri değişkenlerinin sabit ateşleme basıncı varsayımıyla gerçekleştirilen ateşleme analizleri sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkilerinin incelenmesi"* başlığı altında sunulmuştu. Ancak, kesit parametrelerindeki değişimlerin yanma basıncı üzerine olan etkisinin ihmal edilmesi, yanma alanının bu parametrelerle değişimi gibi önemli bir noktayı göz ardı eder ve belirli ölçüde hatalı sonuçlar elde edilmesine yol açar. İlk analiz yönteminin yol açtığı bu zafiyeti ortadan kaldırarak daha güvenilir ve daha yüksek performanslı ön tasarımlar yapabilmek amacıyla çalışmanın bu bölümünde (literatürde ilk kez), yapısal güvenlik toleransı değişimlerinin hem yapısal hem de iç balistik performans bakımından değerlendirilmesi bağlaşık olarak yapılmıştır.

Cevap yüzeyi oluşturma süreci 5 adımdan oluşmaktadır. İlk adımda, Matlab ortamında oluşturulan sıfır boyutlu (0B) iç balistik performans çözücü kullanılarak performans analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu analizler sonucunda tasarımın kütlesi, özgül itkisi ve sonlu elemanlar analizlerinde girdi olarak kullanılacak olan basınç ve

bu basınca karşılık gelen zaman hesaplanmıştır. Sonraki iki adımda ise, parametrik sonlu elemanlar modeli oluşturma amacıyla hazırlanan Python programları kullanılarak, sırasıyla ısı transferi ve viskoelastik analizler gerçekleştirilmiştir. Daha sonra, sonuçlar kaydedilip ve Matlab ortamında hazırlanan güvenlik toleransı hesaplama programı kullanılarak güvenlik toleransı değerleri elde edilmiştir. Böylece bağlaşık analiz süreci tamamlanmıştır.

Daha önce belirtildiği üzere ateşleme analizleri açısından en kritik bölge yakıt oluk ucudur ve cevap yüzeyi bu bölgeden elde edilen analiz sonuçları kullanılarak oluşturulmuştur.

Cevap yüzeyi için kullanılan değişken limitler, daha önce listelenen Çizelge 8.1'deki limitler ile aynıdır. Cevap yüzeyi analizleri sonucunda, oluklu yakıtta ait kesit değişkenleri ve bu değişkenlerin birbirleriyle olan etkileşimlerinin ateşleme adımı sonunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerine etkileri elde edilmiştir (Şekil 8.9).



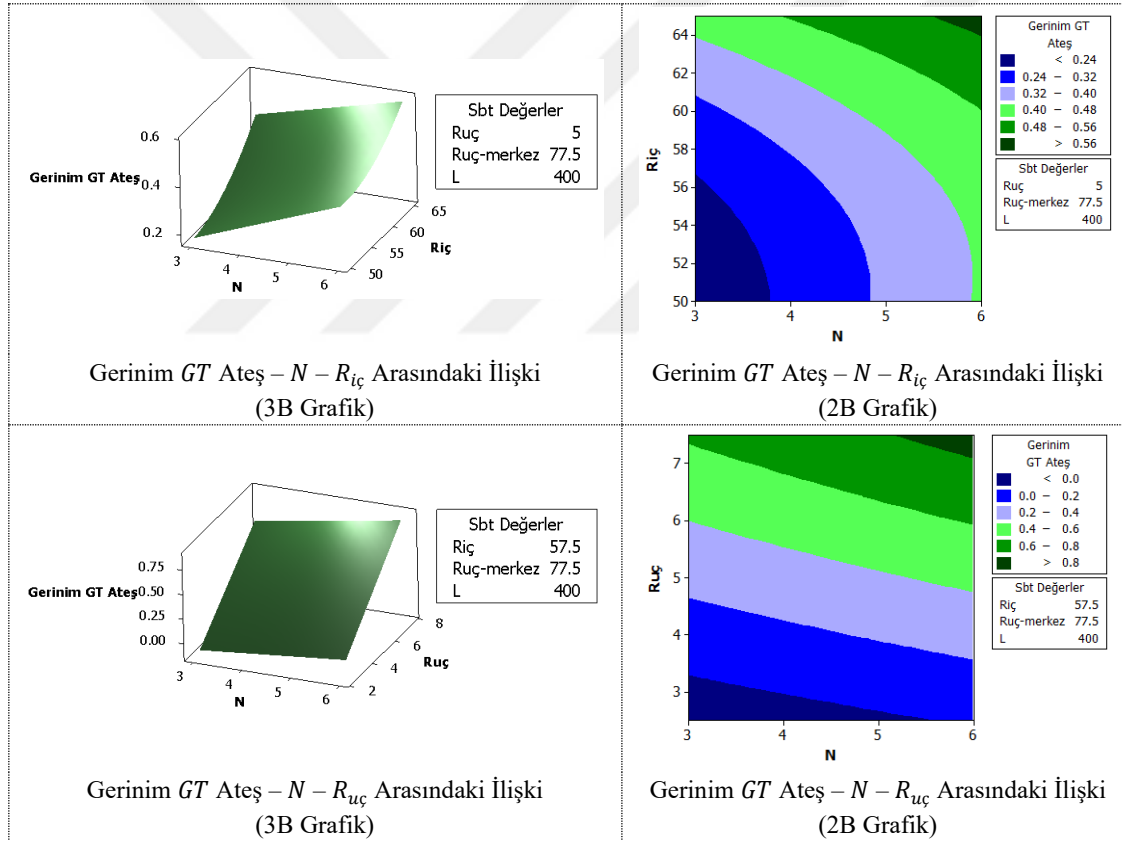
Şekil 8.9 : Kesit Değişkenlerinin ve Etkileşimlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi (Bağlaşık Analiz Sonucu).

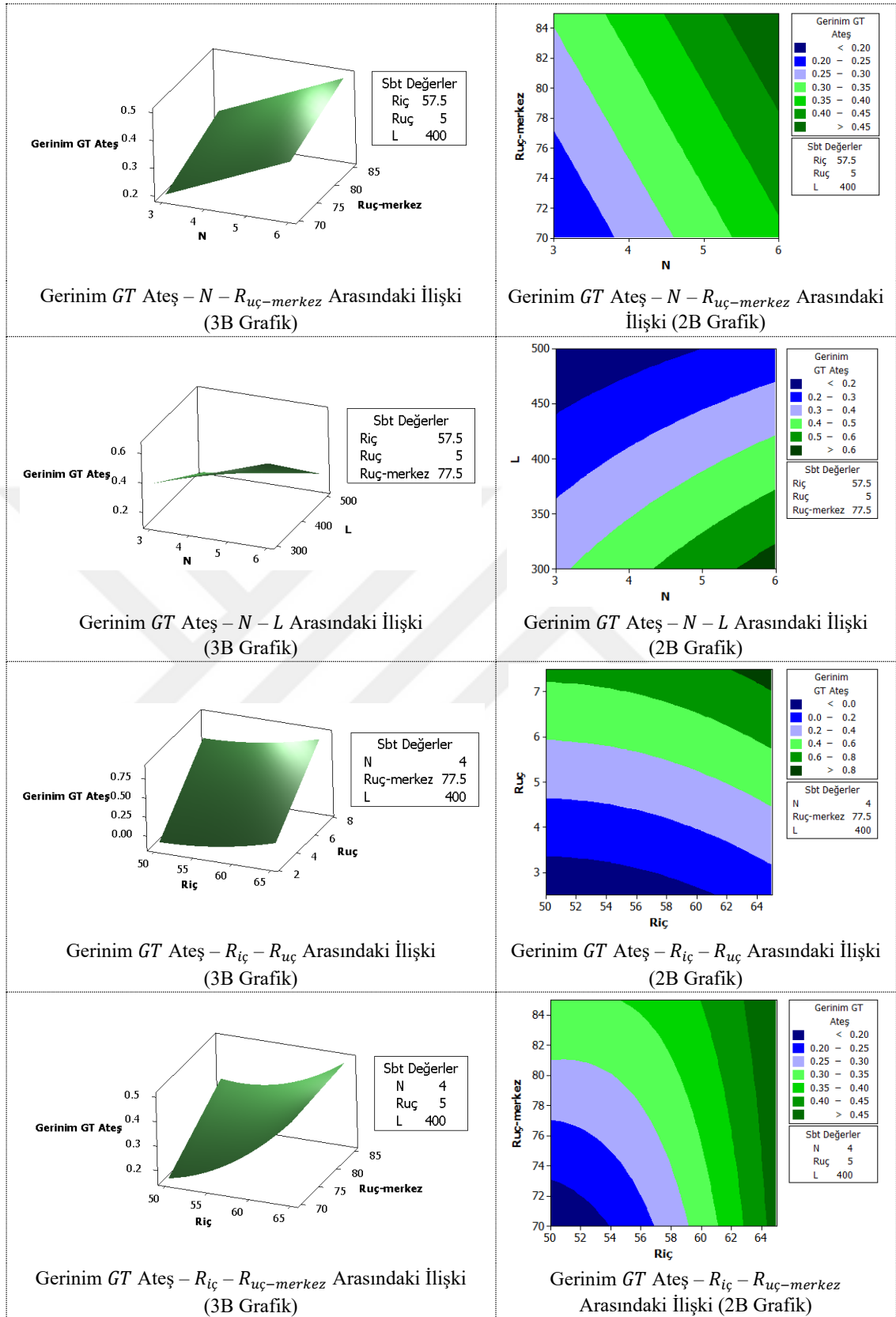
Şekil 8.9 incelendiğinde, oluk ucu yarıçapının ($R_{uç}$) ve yakıt boyunun (L) yakıtın kritik bölgesinde oluşan gerinim değeri ve dolayısıyla gerinim güvenlik toleransı üzerinde baskın olduğu saptanmıştır.

Bağlaşık analiz sonucunda elde edilen yüzdelik etki dağılım grafiği (Şekil 8.9) ile kesit değişkenlerinin yanma basıncı üzerine etkilerinin ihmal edildiği analiz sonuçlarına dayanan etki dağılım grafiği (Şekil 5.10) karşılaştırıldığında aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

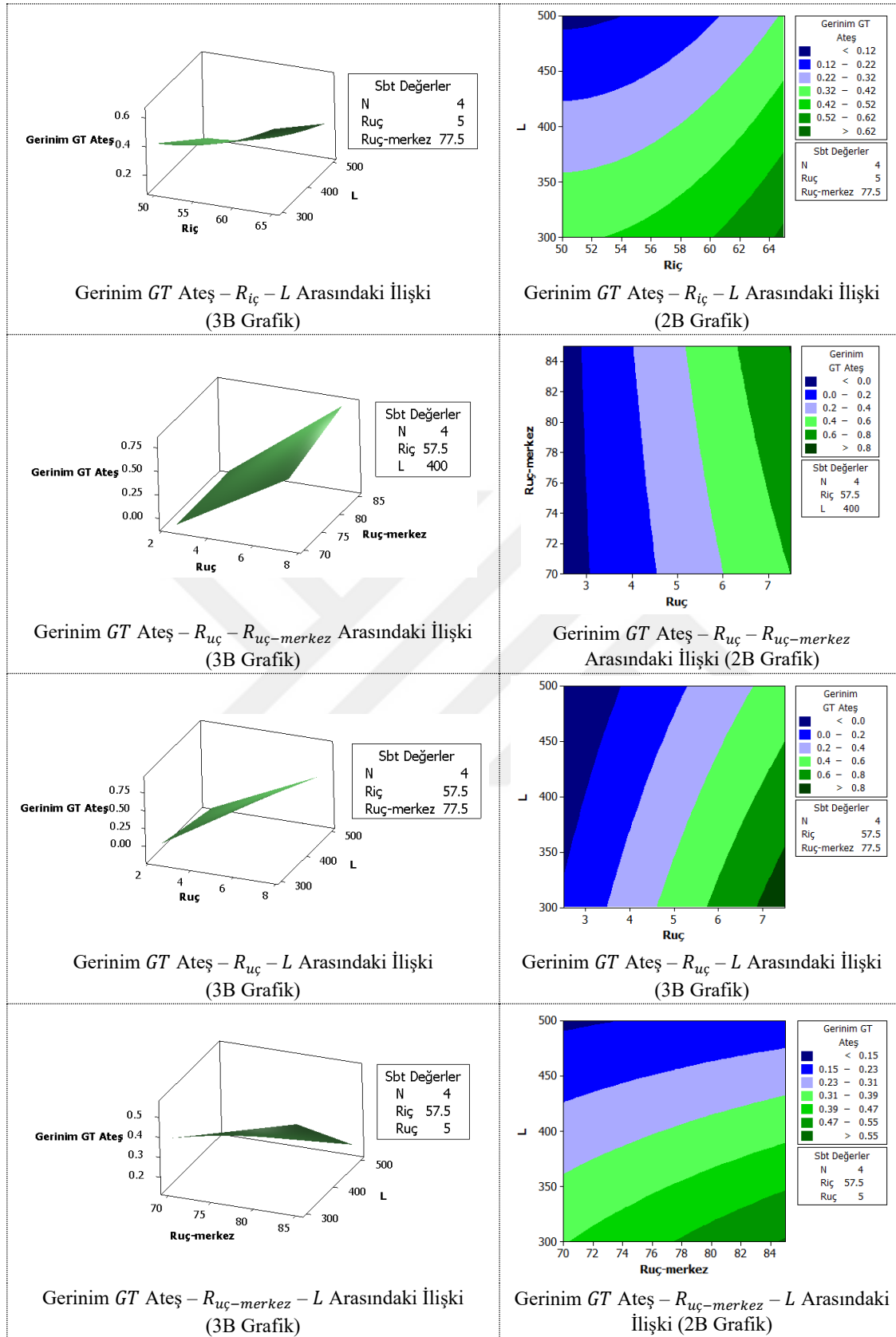
Oluk ucu yarıçapının ($R_{uç}$) her iki çözümde de en etkili değişken olarak bulunduğu görülmüştür. Bağlaışık analiz yapılmadan oluşturulan cevap yüzeyi analizlerinde, yakıt boyu değişkeninin ihmal edilmesi sonucunda, oluk merkezi yarıçapının ($R_{uç-merkez}$) ve oluk sayısının (N) ateşleme adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerinde çok daha etkiliymiş gibi görüldüğü anlaşılmıştır. Kesit parametrelerindeki değişimlerin doğrudan yakıt yanma yüzey alanını ve dolayısıyla da yanma basıncına karşılık gelen zaman grafiğini etkilemesi nedeniyle, yakıt boyunun (L), ateşleme adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı üzerinde belirleyici etkiye sahip olduğu anlaşılmıştır.

Bağlaışık analiz yöntemiyle gerçekleştirilen cevap yüzeyi analizi sonucunda elde edilen detaylı sonuçlar Şekil 8.10'da sunulmuştur.





Şekil 8.10 (devam) : Kesit Değişkenlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerinim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi (Bağlaşıklık Analiz Sonucu).



Şekil 8.10 (devam) : Kesit Değişkenlerinin Ateşleme Adımı Sonundaki Gerininim Güvenlik Toleransı Üzerindeki Etkisi (Bağlaışık Analiz Sonucu).

Bağlaşık olarak gerçekleştirilen analizler sonucunda; $R_{uç}$ değişkeninin arttırılarak uç yarıçapının genişletilmesi ve L değişkeninin azaltılarak yakıt boyunun kısaltılması işlemlerinin ateşleme adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransının artmasına yol açtığı görülmüştür. Buna ek olarak, $R_{uç-merkez}$ değişkeninin arttırılarak oluk boyunun uzatılması ateşleme adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransının artması sağlanmakla beraber bu değişkenlerin güvenlik toleransı değeri üzerine etkisi görece daha azdır. Oluk sayısının (N) arttırılması, her ne kadar yapısal açıdan bir avantaj da olsa, aynı zamanda yakıt yanma yüzey alanını arttırmakta ve dolayısıyla yanma basıncının artmasına neden olmaktadır. Bu sebeple oluk sayısında yapılan değişikliklerin, ateşleme adımı sonucunda hesaplanan gerinim güvenlik toleransı değeri üzerinde ihmal edilebilir düzeyde bir etkisi vardır. Ancak oluk sayısı, roket motorunun iç balistik performansı bakımından ayrı bir öneme sahiptir.

Özetle, katı yakıtlı roket motorlarının kavramsal tasarım aşamasında yakıt yapısal analizlerini bağlaşık olarak gerçekleştirmek, önemli değişkenlerin göz ardı edilmesinin önüne geçerek hem daha yüksek doğrulukta ve daha detaylı sonuçların elde edilmesini sağlayacak hem de tasarım sürecinde yaşanacak iterasyonları önemli ölçüde azaltacaktır.

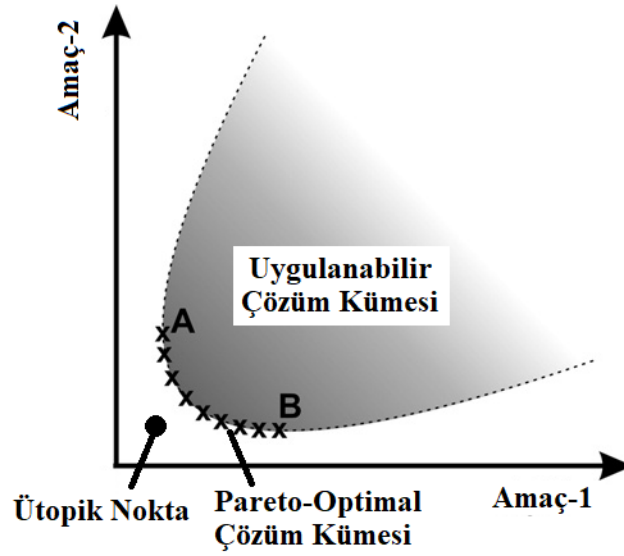
Literatür araştırması kapsamında bilindiği kadarıyla; şu ana kadar literatüre yansımış hiçbir çalışmada, iç balistik performans çözücü sonuçlarından beslenen (bağlaşık) sonlu elemanlar analiz modelleri oluşturularak katı yakıtlı roket motoru değişkenlerinin çok amaçlı optimizasyonu gerçekleştirilmemiştir. Tez kapsamında bu çok disiplinli metodoloji geliştirilerek roket motoru tasarımı için optimum performansa ulaşılmış; böylece, hem çalışmayı daha özgün bir konuma getirmek hem de literatürdeki eksikliği gidermek amaçlamıştır.



9. KATI YAKITIN İÇ BALİSTİK PERFORMANS VE YAPISAL DAYANIM BAKIMINDAN OPTİMİZASYONU

Günümüzde gelişmiş mühendislik sistemlerinde, özellikle kritik savunma teknolojilerini kullanan askeri operasyonlarda gereken keskin kabiliyetlere ulaşabilmek için yüksek güvenilirlikte ve performansa sahip çözümlerin tasarlanması gerekmektedir. Maliyet, performans, ağırlık, dayanım, radara görünmezlik, manevra kabiliyeti gibi çok sayıda kompleks amaca ulaşabilmek için, sistem bazında belirlenen kriterler doğrultusunda tasarım uzayındaki uygun alternatifler içinden eniyi tasarımın elde edilmesi için sayısal optimizasyon tekniklerinden faydalanılmaktadır. Optimizasyon sürecinde, tasarım uzayında tasarım değişkenleri, belirtilen alt ve üst limitler arasında iteratif olarak değiştirilerek, kısıtlamaların tanımlandığı uygun alan dahilinde amaç fonksiyonu ya da fonksiyonlarının optimum değerlerine ulaşılır. Bu sayede eldeki kaynaklar ile elde edilebilecek en iyi tasarıma ulaşılır. Tasarım problemleri birden fazla amacın optimizasyonu üzerine kurgulanmış ise, bu tür problemlere çok amaçlı optimizasyon problemleri adı verilir. Eğer optimize edilmesi istenen amaçlar farklı disiplinleri kapsıyorsa yürütülen süreç çok disiplinli optimizasyon süreci olarak isimlendirilir.

Çok amaçlı optimizasyon problemlerinde, iki veya daha fazla amaç fonksiyonunun eş zamanlı olarak optimize edilmesi (amaç fonksiyonlarının minimizasyonu) hedeflenmiştir [71]. Optimizasyonu hedeflenen bu amaç fonksiyonları genellikle birbirleriyle çelişirler. Özetle, amaç fonksiyonlarından birini uçdeğerine değerine yaklaştırmak, diğer amaç fonksiyonunu uçdeğerinden uzaklaştırmak anlamına gelir. Bu durumda, her iki amaç fonksiyonunun optimum değerlerinden ödün verilerek elde edilen eniyi tasarımları temsil eden bir pareto-optimal küme oluşturulur. Bu küme içerisinde öncelikli amaçlar doğrultusunda nihai tasarımın seçimi gerçekleştirilir. Şekil 9.1’de iki amaca sahip optimizasyon problemine ait pareto çözüm kümesi, bu kümeden elde edilen pareto-optimal küme ve tasarımcının ulaşmayı hedeflediği ama fiziksel olarak ulaşılması mümkün olmayan ütöpik nokta gösterilmiştir.



Şekil 9.1 : Amaç Fonksiyonları Düzleminde Pareto-Optimal Küme ve Ütopik Nokta [72].

Çok amaçlı bir optimizasyon problemi, matematiksel olarak aşağıdaki şekilde tanımlanır [71]:

$$\text{Amaç fonksiyonları:} \quad \min \mathbf{z}(\mathbf{s}) = (z_1(\mathbf{s}), z_2(\mathbf{s}), \dots, z_k(\mathbf{s})) \quad (9.1)$$

$$\text{Eşitlik kısıtlamaları:} \quad h_i(\mathbf{s}) = 0; \quad i = 1, 2, \dots, n_h \quad (9.2)$$

$$\text{Eşitsizlik kısıtlamaları:} \quad g_j(\mathbf{s}) \leq 0; \quad j = 1, 2, \dots, n_g \quad (9.3)$$

$$\text{Opt.değişkenlerinin alt ve üst sınırları} \quad \mathbf{S} = \{ \mathbf{s} \in \mathbb{R}^{n_s} \mid \mathbf{s}^{alt} \leq \mathbf{s} \leq \mathbf{s}^{üst} \} \quad (9.4)$$

Burada k , amaç fonksiyonlarının; n_h , eşitlik kısıtlamalarının, n_g eşitsizlik kısıtlamalarının ve n_s de optimizasyon değişkenlerinin sayısını temsil etmektedir.

Yukarıda matematiksel formülasyonu gösterilmiş olan çok amaçlı optimizasyon problemi, verilen kısıtlamaları sağlayacak şekilde türev-tabanlı ve türevsiz algoritmalar olmak üzere iki farklı matematiksel yöntem ile çözülebilir. Türevsiz algoritmalar arasında yer alan ve çok amaçlı optimizasyon problemlerinin çözümünde yaygın olarak kullanılan yöntemlerden biri olan Çok Amaçlı Genetik Algoritma Yöntemi (MOGA) bu tez çalışması kapsamında oluklu kesit geometrisine sahip katı yakıt geometrisinin optimize edilmesi amacıyla kullanılmıştır. Bu sayede,

herhangi bir türev bilgisine ihtiyaç duymadan pareto-optimal çözüm kümesi elde edilecektir [71].

Tez çalışmasının bu bölümünde, 100 mm sabit dış yarıçap ve oluklu kesite sahip katı yakıt geometrisinin iç balistik performans ve yapısal dayanım bakımından çok disiplinli optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon işleminde, 4 sürekli ($R_{iç}$, $R_{uç}$, $R_{uç-merkez}$, L) ve 1 süreksiz (N) değişken kullanılmıştır. Optimum katı yakıtlı roket motorunun, mümkün olan en düşük yakıt kütlesiyle mümkün olan en yüksek özgül itkiyi yapısal dayanımın ve performans ile ilgili Çizelge 9.1’de sunulan optimizasyon kısıtlamalarına uygun olarak Çizelge 9.2’de listelenen optimizasyon değişkenlerine ait limitleri aşmadan sağlaması arzu edilmektedir.

Çizelge 9.1 : Optimizasyon Kısıtlamalarına ait Sınırlar.

Sembol	Açıklama	Alt Sınır	Üst Sınır	Birim
I_t	Toplam darbe	25000	-	N.s
P_{max}	Yanma sürecinde karşılaşılan maksimum basınç	2	-	MPa
t_y	Yanma süresi	5	6	s
GT	Güvenlik toleransı değerleri	0.1	-	-

Çizelge 9.2 : Optimizasyon Değişkenlerine ait Limitler.

Sembol	Alt Limit	Üst Limit	Adım	Birim
$R_{iç} (R_i)$	50	65	0.5	mm
$R_{uç-merkez} (R_p)$	70	85	0.5	mm
$R_{uç} (f)$	2.5	7.5	0.25	mm
N	3	6	1	-
L	300	500	10	mm

Çizelge 9.2’deki hassasiyet sütununda, optimizasyon değişkenlerinin hangi adımla değiştirileceğini belirtmektedir. Örneğin; oluk sayısının 3 ile 6 arasında değişen bir tam sayı olması gerekmektedir. Bu işlem, adımın 1 olarak tanımlanmasıyla sağlanır. Oluk sayısı (N) haricindeki değişkenler sürekli değişkenler olsa da üretim toleransları göz önüne alınarak bu değişkenler için de adım değerleri tanımlanmıştır. Böylece bu tez çalışması kapsamında yürütülen optimizasyon çalışması sonucunda elde edilen geometrilerin doğrudan üretilebilir bir konfigürasyona sahip olması sağlanmıştır.

Tez çalışması kapsamında incelenen optimizasyon problemi matematiksel olarak aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$\min m_p(\mathbf{s}) \text{ ve } \max I_{sp}(\mathbf{s}) \quad (9.5)$$

$$g_1(\mathbf{s}) = 1 - \frac{I_t(\mathbf{s})}{25000N \cdot s} \leq 0; \quad g_1(\mathbf{s}) \in \mathbb{R}$$

$$g_2(\mathbf{s}) = 1 - \frac{P_{max}(\mathbf{s})}{2MPa} \leq 0; \quad g_2(\mathbf{s}) \in \mathbb{R}$$

$$g_3(\mathbf{s}) = 1 - \frac{t_y(\mathbf{s})}{5s} \leq 0; \quad g_3(\mathbf{s}) \in \mathbb{R} \quad (9.6)$$

$$g_4(\mathbf{s}) = \frac{t_y(\mathbf{s})}{6s} - 1 \leq 0; \quad g_4(\mathbf{s}) \in \mathbb{R}$$

$$g_5(\mathbf{s}) = 1 - \frac{GT(\mathbf{s})}{0.1} \leq 0; \quad g_5(\mathbf{s}) \in \mathbb{R}$$

$$\mathbf{S} = \{\mathbf{s}_1 \in \mathbb{R} \ \& \ \mathbf{s}_2 \in \mathbb{Z} \mid \mathbf{s}^{alt} \leq \mathbf{s}_{1,2} \leq \mathbf{s}^{üst}\}$$

$$\mathbf{s}_1 = \{R_{iç}, R_{uç-merkez}, R_{uç}\} \text{ ve } \mathbf{s}_2 = \{N, L\}$$

$$70mm \leq R_{uç-merkez} \leq 85mm$$

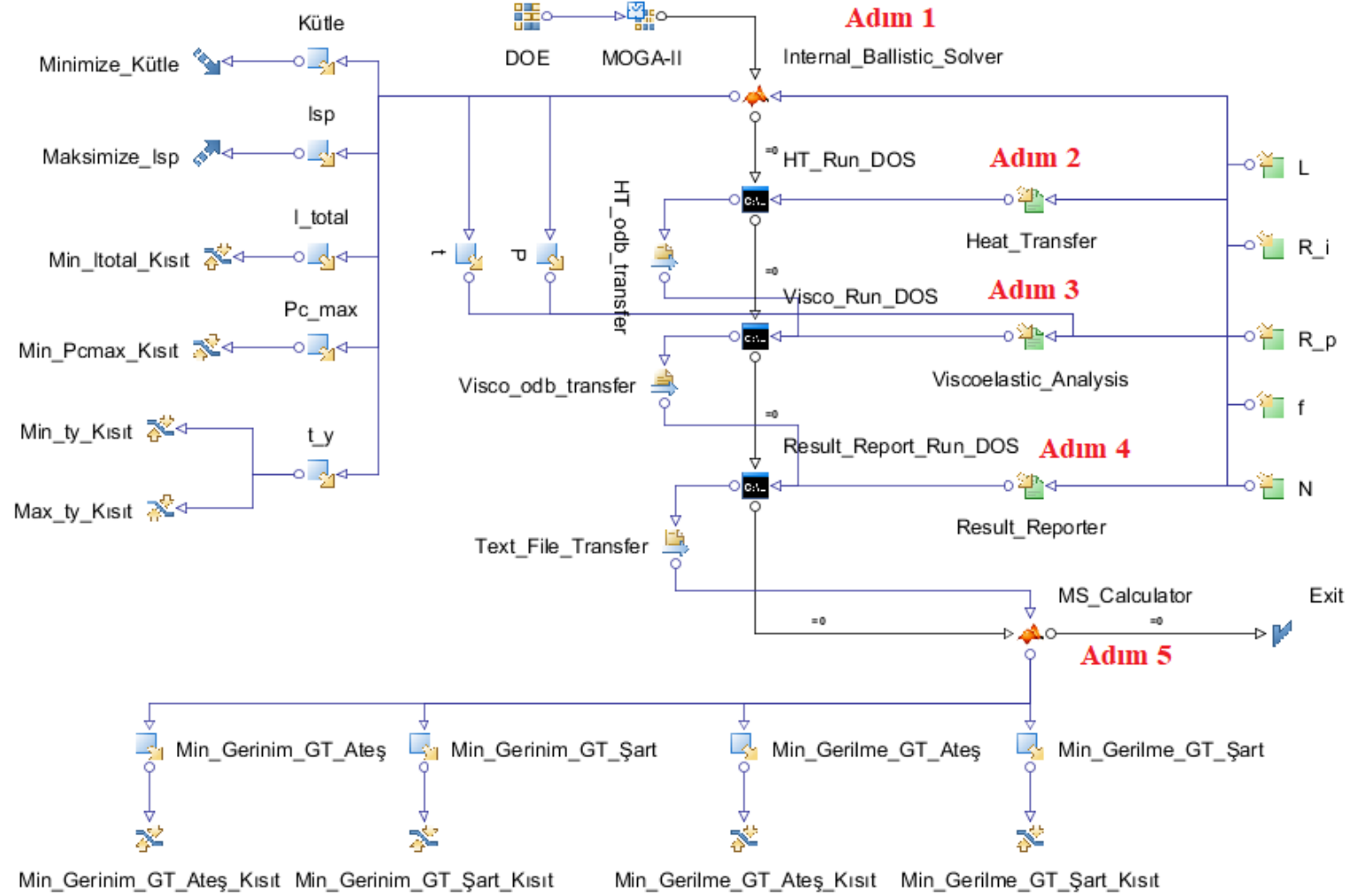
$$50mm \leq R_{iç} \leq 65mm \quad (9.7)$$

$$2.5mm \leq R_{uç} \leq 7.5mm$$

$$300mm \leq L \leq 500mm$$

$$3 \leq N \leq 6$$

Şekil 9.2’de, optimizasyon süreci için kurgulanan akış şeması sunulmuştur. Çok disiplinli optimizasyon sürecini gerçekleştirmek amacıyla ModeFrontier yazılımından faydalanılmıştır [73]. Şekil 9.3’te, bu sürecin ModeFrontier yazılımında oluşturulan akış şeması sunulmuştur.



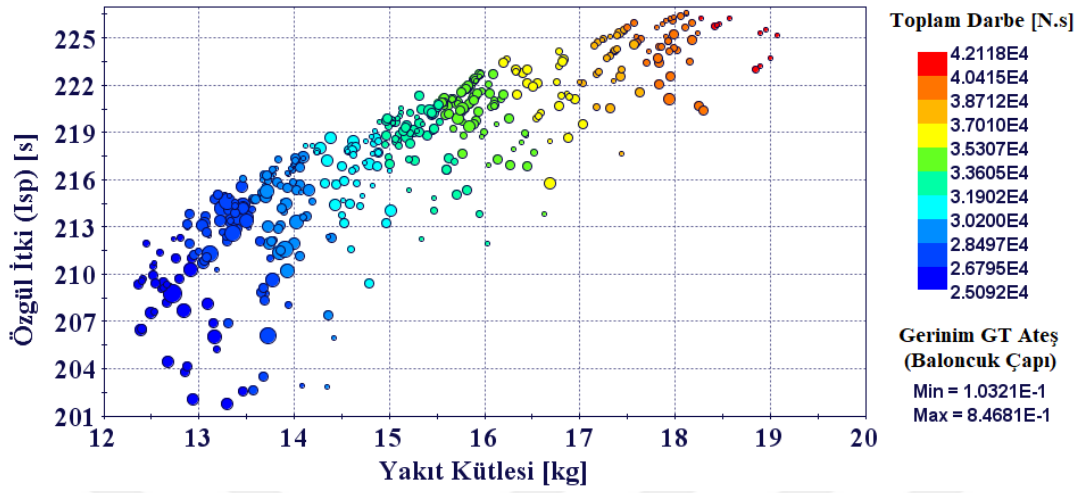
Şekil 9.3 : Mode Frontier’de Optimizasyon Sürecinin Modellenmesi.

Şekil 9.3'ten görüldüğü üzere optimizasyon süreci 5 adımdan oluşmaktadır. Öncelikle, Matlab ortamında oluşturulan sıfır boyutlu (0B) iç balistik performans çözücü, yine Matlab ortamında hazırlanan analitik geriye yanma çözücünün ürettiği sonuçları kullanarak tasarımın kütle, yanma sürecinde karşılaşılan maksimum basınç (P_{max}) özgül itki (I_{sp}), toplam darbe (I_t), yanma süresi (t_y) ve sonlu elemanlar analizlerinde girdi olarak kullanılacak olan basınç (P_{kr}) ve bu basınca karşılık gelen zaman (t_{kr}) değerleri hesaplanmaktadır. Sonraki 4 adım sırasıyla tasarımın sonlu elemanlar yöntemiyle modellenerek ısı transferi ve viskoelastik analizlerin gerçekleştirilmesi, sonuçların raporlanması ve analiz sonuçlarının değerlendirilerek güvenlik toleransı değerlerinin hesaplanması ile ilgilidir. Isı transferi ve viskoelastik analizleri Abaqus ortamında parametrik olarak gerçekleştirebilmek ve sonuçları raporlamak amacıyla 3 farklı Python programı oluşturulmuştur. Python programlarının betik modda çalıştırılmasının ardından, sonuçların değerlendirilerek güvenlik toleransı değerlerinin hesaplanması amacıyla önceki bölümde bahsedilen Matlab programı kullanılmıştır. Şartlandırma (soğutma) ve ateşleme adımları için gerinim ve gerilme güvenlik toleransı değerlerinin zamana göre değişimi hesaplandıktan sonra en düşük güvenlik toleransı değerlerinin eşik değerden (0.1) daha düşük olup olmadığı ModeFrontier tarafından kontrol edilmektedir. Buna ek olarak toplam darbe (I_t), yanma süresi (t_y) ve bu süre boyunca karşılaşılan en yüksek basınç değeri ile ilgili Çizelge 9.1'de belirtilen optimizasyon kısıtlamaları kullanılmıştır. Optimizasyon sürecinde amaç, ilk adımda hesaplanan yakıt kütlelerinin minimize, özgül itki değerinin de maksimize edilmesidir. ModeFrontier, Çizelge 9.2'deki sınır ve adım büyüklüklerini kullanarak optimizasyon değişkenlerini seçmiş ve değiştirmiştir.

Bu tez çalışması kapsamında birden fazla amaç fonksiyonu olduğu için optimizasyon sürecinde ModeFrontier'in MOGA-II (Multiobjective Genetic Algorithm II) çözücüsü kullanılmıştır.

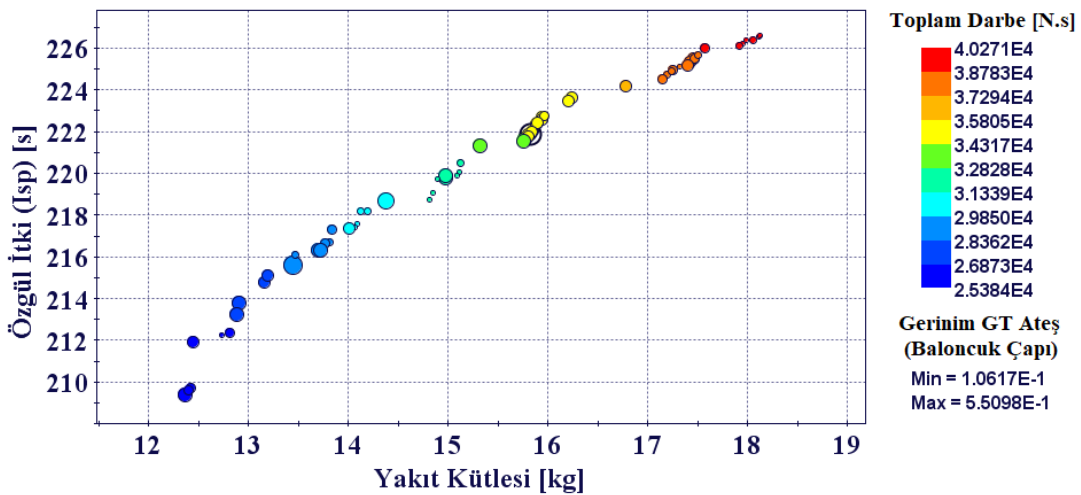
Şekil 9.4'deki her bir baloncuk, optimizasyon sürecinde elde edilen yapısal güvenlik toleransı gereksinimlerini karşılayan (uygun) bir çözümü göstermektedir. Bu şekil incelendiğinde, daha yüksek toplam darbe ve özgül itki değerlerinin ancak daha büyük yakıt kütlelerine sahip tasarımlarla elde edileceği görülmektedir. Buna ek olarak, belirli bir kütlede yakıtın güvenlik toleransı arttırıldıkça özgül itki değeri

düşmektedir. Bu durum beklenilenle uyumludur. Çünkü iç balistik performans ve yapısal dayanım arasında ters orantı olduğu bilinmektedir.



Şekil 9.4 : Uygulanabilir Optimizasyon Çözümlerinin Kütle – Özgül İtki – Kütle – Güvenlik Toleransı Grafiği Üzerinde Dağılımı.

Çalışma kapsamında gerçekleştirilen çok disiplinli optimizasyon sürecinde amaç, belirli bir katı yakıt kütlesi için bütün optimizasyon kısıtlamalarını karşılayan en yüksek özgül itkiye sahip tasarımı elde etmektir. Bu amaçla Şekil 9.4’de gösterilen uygulanabilir çözümler kullanılarak pareto-optimal çözüm kümesi Şekil 9.5’teki gibi elde edilmiştir. Bu sonuçlar, analiz edilen yakıt türü ve kesit geometrisi için belirli bir katı yakıt kütlesi için bütün optimizasyon kısıtlamalarını karşılayan en yüksek özgül itkiye sahip tasarımları temsil etmektedir.



Şekil 9.5 : Uygulanabilir Optimizasyon Çözümlerinin Elde Edilen Pareto-Optimal Çözüm Kümesinin Dağılımı.

Şekil 9.5'te gösterilen ve çok amaçlı optimizasyon çalışması kapsamında elde edilen optimum sonuçları temsil eden pareto-optimal çözüm kümesinde bulunan tasarımlar Çizelge 9.3'te artan katı yakıt kütlesine göre listelenmiştir.

Çizelge 9.3 : Pareto-Optimal Çözüm Kümesine Ait Sonuçlar.

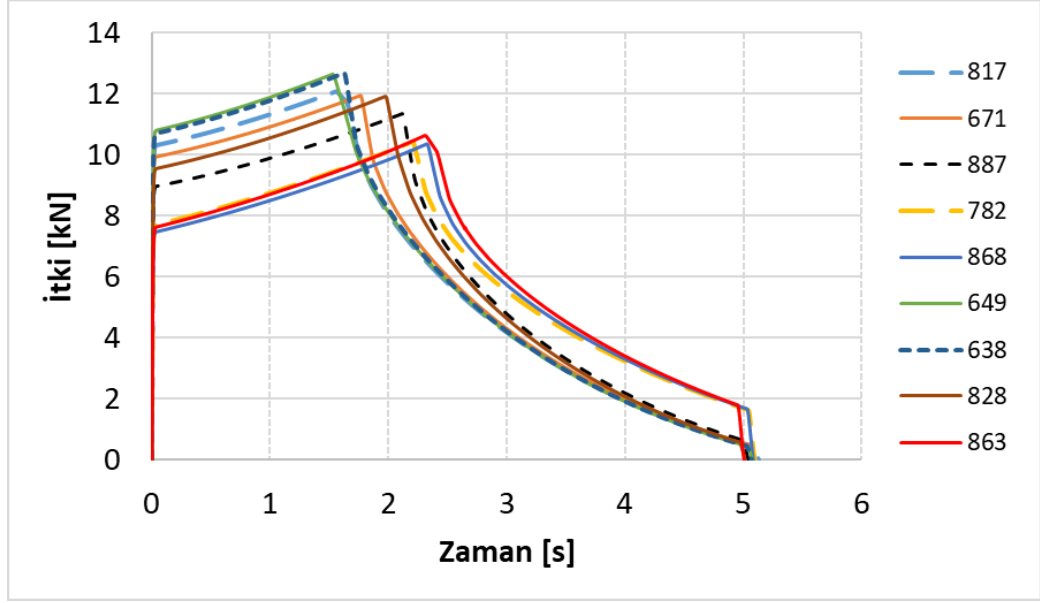
Tasarım No	$R_{iç}$ [mm]	$R_{uç-merkez}$ [mm]	$R_{uç}$ [mm]	N [-]	L [mm]	I_{sp} [s]	I_t [N.s]	m_p [kg]	Min. Gerinim GT
367	59.75	81.70	5.00	4	380	209.39	25384	12.36	0.41
651	59.75	85.00	4.25	4	380	209.62	25491	12.40	0.31
640	59.75	84.40	4.25	4	380	209.75	25538	12.41	0.30
556	60.50	70.30	4.50	5	380	211.95	25870	12.44	0.35
585	59.75	70.00	3.50	5	380	212.27	26509	12.73	0.16
525	59.75	81.70	4.25	4	390	212.36	26676	12.80	0.26
840	59.75	73.60	5.25	4	390	213.23	26924	12.87	0.42
567	60.50	73.60	5.25	5	400	213.84	27053	12.90	0.40
631	59.75	73.90	5.50	4	400	214.80	27716	13.15	0.36
776	59.75	72.70	5.50	4	400	215.11	27831	13.19	0.38
580	59.75	70.00	6.00	5	410	215.61	28436	13.44	0.55
732	59.75	81.70	4.25	4	410	216.11	28539	13.46	0.23
473	59.75	73.60	5.50	5	420	216.32	29043	13.69	0.41
823	59.75	75.10	5.00	5	420	216.34	29102	13.71	0.42
726	59.75	75.10	4.75	5	420	216.68	29252	13.76	0.32
516	59.75	77.50	4.00	5	420	216.74	29350	13.80	0.20
841	59.75	73.90	4.50	5	420	217.34	29484	13.83	0.28
685	59.75	78.70	4.50	5	430	217.40	29864	14.00	0.39
311	59.00	75.70	3.50	5	420	217.45	29993	14.06	0.13
56	59.00	75.40	3.50	5	420	217.58	30053	14.08	0.11
214	59.75	78.10	4.00	5	430	218.21	30218	14.12	0.20
800	58.25	79.60	5.00	3	420	218.21	30363	14.18	0.22
480	59.75	78.10	6.00	5	450	218.73	30837	14.37	0.50
817	58.25	79.30	3.75	5	440	218.78	31773	14.80	0.15
671	58.25	78.10	3.75	5	440	219.10	31900	14.84	0.13
887	58.25	74.80	4.00	5	440	219.73	32090	14.89	0.15
782	57.50	72.70	6.00	4	440	219.80	32268	14.96	0.41
868	57.50	71.50	6.25	4	440	219.91	32301	14.97	0.44
649	58.25	79.30	4.00	5	450	219.94	32543	15.08	0.17
638	58.25	79.00	4.00	5	450	220.07	32618	15.11	0.15
828	58.25	75.10	4.50	5	450	220.54	32716	15.12	0.22
863	57.50	70.60	6.50	4	450	221.37	33242	15.31	0.44
886	56.75	74.20	6.25	4	460	221.59	34234	15.75	0.42
307	56.75	73.90	6.25	4	460	221.66	34272	15.76	0.41
860	56.75	74.20	6.00	4	460	221.80	34359	15.79	0.39
698	56.75	73.00	6.25	4	460	221.87	34378	15.79	0.40
427	56.75	73.90	6.00	4	460	221.91	34425	15.81	0.39
495	56.75	74.50	5.75	4	460	221.94	34448	15.82	0.36
773	56.75	73.30	6.00	4	460	222.01	34462	15.82	0.37
467	56.75	74.20	5.75	4	460	222.05	34519	15.85	0.36
509	56.75	70.90	6.25	4	460	222.39	34638	15.88	0.38
659	56.75	71.50	6.00	4	460	222.43	34678	15.89	0.37
530	56.75	71.50	5.75	4	460	222.61	34785	15.93	0.34
179	56.75	70.30	6.00	4	460	222.71	34814	15.93	0.36
606	56.75	70.90	5.75	4	460	222.77	34866	15.95	0.29
889	56.75	72.70	6.00	4	470	223.47	35508	16.20	0.36
566	56.75	72.70	5.75	4	470	223.64	35612	16.23	0.33
361	56.00	78.70	6.00	4	490	224.20	36890	16.77	0.33
798	55.25	74.80	6.00	4	490	224.55	37761	17.14	0.26

Çizelge 9.3 (devam) : Pareto-Optimal Çözüm Kümesine Ait Sonuçlar.

Tasarım No	$R_{iç}$ [mm]	$R_{uç-merkez}$ [mm]	$R_{uç}$ [mm]	N [-]	L [mm]	I_{sp} [s]	I_t [N.s]	m_p [kg]	Min. Gerinim GT
571	55.25	74.80	5.75	4	490	224.73	37882	17.18	0.24
882	55.25	74.80	5.50	4	490	224.92	38012	17.23	0.20
658	54.50	70.00	7.00	3	480	224.95	38046	17.24	0.33
589	54.50	75.40	5.25	3	480	225.14	38231	17.31	0.13
792	55.25	77.20	6.00	4	500	225.21	38414	17.39	0.35
603	55.25	75.40	6.25	4	500	225.36	38497	17.41	0.35
484	55.25	75.70	6.00	4	500	225.51	38610	17.45	0.33
614	55.25	75.40	6.00	4	500	225.55	38631	17.46	0.33
682	55.25	74.80	6.00	4	500	225.69	38728	17.49	0.24
766	55.25	74.20	5.75	4	500	226.02	38954	17.57	0.27
775	53.75	71.20	6.00	3	490	226.11	39713	17.90	0.21
623	53.75	71.20	5.75	3	490	226.26	39839	17.95	0.15
875	53.75	70.00	5.75	3	490	226.38	39924	17.98	0.17
661	53.75	78.40	6.00	3	500	226.40	40090	18.05	0.24
447	53.75	78.10	5.75	3	500	226.59	40256	18.11	0.17
477	53.75	76.30	6.00	3	500	226.63	40271	18.11	0.16

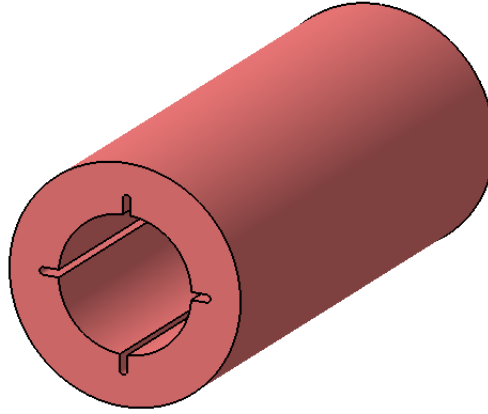
Pareto-optimal küme içerisinde seçim yapılırken, eğer matematiksel bir önceliklendirme tekniği kullanılmayacaksa, tasarımcı açısından daha kritik öneme sahip olan amaç fonksiyonuna öncelik verilerek bu kapsamda bir tasarım belirlenir. Örneğin; bu tez çalışması kapsamında, optimizasyonu gerçekleştirilen katı yakıtlı roket motoru için kütlenin kritik öneme sahip olduğunu ve yakıt kütlesinin 15 kg civarında kalması gerektiğini varsayalım. Bu kapsamda, Çizelge 9.3'te 14.5 kg ile 15.5 kg arasındaki kütleye sahip pareto-optimal çözüm kümesi renklendirilmiştir. Vurgulanan bölümdeki bu tasarımlar arasından seçim yapılırken, roket motorunun itki – zaman grafiği dikkate alınarak diğerlerine göre daha nötral davranışa sahip tasarımın seçilmesi sağlanır. Ayrıca, çok kademeli roket motorlarının tasarlanmasında kolaylık sağlaması açısından, son yanma fazında itkinin aniden sıfıra düştüğü itki – zaman grafikleri de tercih edilmelidir. Bu amaçla, Çizelge 9.3'te vurgulanan 9 farklı tasarımın itki – zaman grafikleri Şekil 9.6'da gösterilmiştir.

İtki – zaman grafikleri incelendiğinde 863 ve 868 numaralı tasarımların nötrallik ve son yanma fazında yakıtın bir anda tükenerek itkinin sıfır değerine ulaşması bakımından daha avantajlı olduğu görülmektedir. Ayrıca, her iki tasarımın da sahip olduğu geometri nedeniyle, ateşleme anında basıncının aniden arttığı süre zarfında oluşan yanma basıncı değeri diğer tasarımlara göre daha düşüktür ve bu durum yapısal dayanım açısından oldukça avantajlıdır. 863 numaralı tasarımın 868'e göre daha yüksek toplam darbe ve özgül itkiye sahip olması nedeniyle bu iki tasarım arasından 863 numaralı tasarımın seçilmesi uygun görülmüştür.



Şekil 9.6 : 14.5 kg – 15.5 kg Kütle Arasındaki Tasarımların Pareto-Optimal Çözüm Kümesine Ait İtki – Zaman Grafikleri.

Özetle, 15 kg civarındaki tasarımlar incelendiğinde en iyisi Şekil 9.7’deki geometriye sahip olan 863 numaralı tasarımdır. Pareto-optimal küme içerisinde yapılan bu tür seçimler farklı kütle aralıkları veya özgül itki gibi farklı amaçlar için gerçekleştirilebilir.



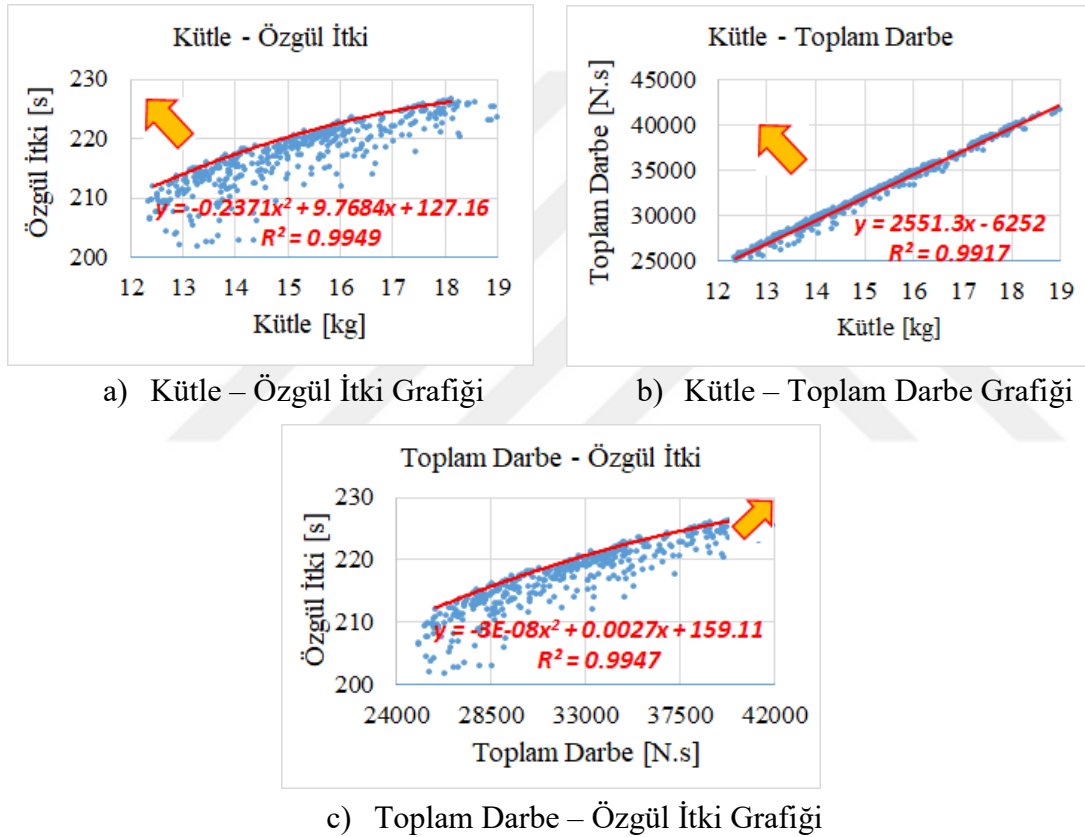
Şekil 9.7 : 863 Numaralı Tasarımın Geometrisi.

Optimizasyon çalışmasının tasarım aşamasında sağladığı faydaları vurgulamak amacıyla Çizelge 9.4 hazırlanmıştır. Bu çizelge incelendiğinde, 15 kg civarındaki yakıt kütlesi için optimum tasarım olarak belirlenen 863 numaralı tasarımın, kendinden daha yüksek kütleyle sahip diğer uygulanabilir tasarımlara göre ortalama %3 oranında daha yüksek özgül itkiye, ortalama %2.5 oranında daha yüksek toplam darbeye ve ortalama %85 oranında daha yüksek yapısal dayanıma sahip olduğu görülmektedir.

Çizelge 9.4 : Optimizasyon Sürecinde Elde Edilen Sonuçların Optimum Sonuç ile Karşılaştırılması.

Tasarım No	$R_{tç}$ [mm]	$R_{uç-merkez}$ [mm]	$R_{uç}$ [mm]	N [-]	L [mm]	I_{sp} [s]	I_t [N.s]	m_p [kg]	Min. Gerinim GT
863	57.50	70.6	6.50	4	450	221.37	33242	15.31	0.44
689	53.00	74.8	4.25	5	420	212.26	31917	15.33	0.17
295	53.00	79.3	5.50	4	430	214.08	32467	15.46	0.31
50	53.00	72.4	4.50	4	420	214.89	32608	15.47	0.19
228	55.25	81.7	6.00	3	440	218.84	33054	15.40	0.40

Dolayısıyla, Çizelge 9.4’de çalışma kapsamında geliştirilen bağlaşıklık süreci kullanılarak optimum tasarımlar elde etmenin sağladığı fayda bir kez daha vurgulanmıştır.



Şekil 9.8 : Kütle – Özgül İtki – Toplam Darbe Arasındaki İlişki.

Şekil 9.4, kütle – özgül itki, kütle – toplam darbe ve toplam darbe – özgül itki arasındaki ilişkilerin bağımsız şekilde incelenerek optimum tasarım sınırını gösteren eğilim denklemlerinin elde edilmesi amacıyla, Şekil 9.8’de gösterilen alt grafiklere parçalanmıştır. Bu şekilden görüldüğü üzere, belirli bir yakıt kütlesi ile elde edilebilecek maksimum özgül itki pareto-optimal çözüm kümesi ile sınırlandırılmış ve bu kümenin davranışını matematiksel olarak ifade eden bir eğri oluşturulmuştur. Buna ek olarak, belirli miktarda yakıt kütlesinin sağlayacağı maksimum toplam

darbe değerleri ve belirli bir toplam darbeden elde edilebilecek maksimum özgül itkinin pratik olarak hesaplanmasını sağlamak amacıyla eğilim çizgileri oluşturulmuştur. Bu eğrilere matematiksel olarak ifade edebilmek için 9.8, 9.9 ve 9.10 numaralı denklemler türetilmiştir.

$$I_{sp_{max}} = -0.2371 \cdot m_p^2 + 9.7684 \cdot m_p + 127.16 \quad (9.8)$$

$$I_{t_{max}} = 2551.3 \cdot m_p - 6252 \quad (9.9)$$

$$I_{sp_{max}} = -3 \cdot 10^{-8} \cdot I_t^2 + 0.0027 \cdot I_t + 159.11 \quad (9.10)$$

Bu denklemler yardımıyla, incelenen yakıt malzemesine ait özellikler, geometrik kısıtlar ve lüle boyutları göz önünde bulundurularak, belirli bir kütleyle sahip olan yakıttan yaklaşık olarak elde edilebilecek maksimum özgül itki ve maksimum toplam darbe miktarları hesaplanabilir. Ayrıca, belirli bir toplam darbe için roket motorunun sahip olacağı maksimum özgül itki hesaplanabilir. Bu bakımdan, çalışma kapsamında geliştirilen bağlaşıık analiz ve çok disiplinli optimizasyon yöntemi uygulanarak, katı yakıtlı roket motorunun kavramsal tasarım aşamasında kısa süre içerisinde optimum geometrik değişkenlerin belirlenmesi sağlanabilir. Ayrıca mevcut yakıt, geometri ve lülenin belirli bir yakıt kütlesi için hedeflenen toplam darbe ve özgül itkiyi katı yakıtın yapısal dayanım kriterleri göz önünde bulundurularak sağlama durumu önceden gözlemlenerek ütöpik bir nokta için boş yere mevcut tasarım üzerinde iterasyon yapılması önlenabilir.

Yakıtın sahip olduğu mekanik özellikler ve yakıtın yanma karakteristiği iyileştirildikçe yukarıdaki denklemler ile ifade edilen tasarım sınırı Şekil 9.8’de gösterilen oklar yönünde ötelenecektir. Dolayısıyla oklar tercih edilen tasarım kriterlerinin yönünü işaret etmektedir.



10. SONUÇ VE ÖNERİLER

Tez kapsamında, oluklu kesite sahip katı yakıtlı roket motoru geometrisi, iç balistik performans ve yapısal analiz disiplinlerinin bağlaşıklık olarak analiz edilmesiyle çok-disiplinli bir çatı altında optimize edilmiştir. Çözüm doğruluğundan ödün vermeksizin iç balistik performans analizleri ile yapısal analizleri verimli bir şekilde gerçekleştirebilmek için çeşitli varsayımlar yapılarak bir yöntem geliştirilmiştir.

İç balistik performans analizlerinin yürütülmesi amacıyla narinlik oranı 5 ve 5'ten küçük sistemler için kısa sürede yüksek doğrulukta çözüm sunan sıfır boyutlu (0B) iç balistik performans çözücü hazırlanmış ve literatür aracılığıyla doğrulanmıştır. Bu çözücünün ihtiyaç duyduğu geriye yanma bilgilerini mümkün olan en doğru ve hızlı şekilde sağlayarak optimizasyon sürecini kısaltmak amacıyla, bütün oluklu yakıt geometri tasarım olasılıkları göz önüne alınarak her bir olasılık için analitik geriye yanma çözümleri türetilmiş ve oluşturulan bu çözümler teknik resim yönteminden faydalanılarak doğrulanmıştır. Bu sayede, iç balistik performans çözümlerinin mümkün olan en hızlı ve doğru sonucu vermesi sağlanmıştır.

Öte yandan, yapısal analiz modelinin hazırlanması için Python ortamında parametrik sonlu elemanlar modeli hazırlanmıştır. Analiz edilecek yükler, şartlandırma (soğutma) ve ateşleme olmak üzere iki adımdan oluşmaktadır. Bu sebeple, ısı transferi analizlerini ve bu analizlerin sonucunu şartlandırma adımıyla girdi olarak kullanan viskoelastik analizleri modellemek amacıyla iki farklı parametrik sonlu elemanlar analiz modeli hazırlanmıştır. Ayrıca hazırlanan yapısal modeller basit bir geometriye ait analitik çözümler kullanılarak doğrulanmıştır. Buna ek olarak, sonlu elemanlar analizlerinin değerlendirilmesini deterministik yaklaşımla gerçekleştirmek amacıyla zamana bağlı güvenlik toleransı hesaplaması yapan bir çözücü hazırlanarak optimizasyon sürecindeki yapısal analiz sonuçları değerlendirilmiştir.

Şekil 9.3'te gösterilen optimizasyon döngüsü 5 adım içerir. Optimizasyon programının belirlediği oluklu kesite sahip katı yakıtlı roket motoruna ait parametreler öncelikle iç balistik performans bakımından sıfır boyutlu iç balistik çözücü ile birlikte tez kapsamında geliştirilerek doğrulanarak analitik geriye yanma

özmleri kullanılarak analiz edilir. Bu analiz sonucunda, katı yakıt kütlesi, özgül itki, toplam darbe, yanma süresi ve bu süre boyunca karşılaşılan en yüksek basınç değeri, ateşleme anında ani basınç artışına karşılık gelen süre ve bu süreye karşılık gelen basınç değerleri kaydedilir. İkinci adımda, belirlenen geometriye ait ısı transferi analizi gerçekleştirilerek sonuçlar kaydedilir. Sürecin nc aşamasında, belirlenen geometri için viskoelastik sonlu elemanlar analiz modeli hazırlanır. Bu esnada, şartlandırma adımı için sıcaklık yk bilgisi, ısı transferi analizlerine ait sonuçlardan okunur. Buna ek olarak, iç balistik performans analizi sonucunda elde edilen ani basınç artışı değeri ve bu değere karşılık gelen süre (yükleme süresi) ateşleme adımımda yk bilgisi olarak yakıt yanma yüzeyine uygulanır. Viskoelastik sonlu elemanlar analizinin tamamlanmasının ardından en yüksek gerinim ve gerilmenin olduğu lokasyondaki sonuçlar dördüncü adım kapsamında kaydedilir. Son adımda ise kaydedilen sonuçlar kullanılarak yapısal açıdan kritik bölgedeki zamana bağlı gerinim ve gerilme sonuçları tez kapsamında hazırlanan Matlab programı yardımıyla deterministik yaklaşım kullanılarak değerlendirilir. Optimizasyon sürecinde incelenen her tasarımın yapısal kısıtlara ve iç balistik performans kısıtlarına uygunluğu kontrol edilir. Süreç sırasında yakıt kütlesinin minimize özgül itkinin maksimize edilmesi hedeflenmiştir. Süreç sonucunda türetilen eşitlikler yardımıyla, belirli miktarda yakıtle elde edilebilecek maksimum özgül itki ve toplam darbe değerleri yaklaşık olarak belirlenir.

Çalışma kapsamında ayrıca, iç balistik performans, dayanım ve kütle üzerinde etkili olan parametreler cevap yüzeyi analizleri ile belirlenerek oluklu yakıtın tasarımını kolaylaştıran kapsamlı bilgiler sunulmuştur.

Bu alanda sürdürülecek, üretim ve test olanaklarına sahip çalışmalarda, erozif yanma etkileri de hesaba katılarak daha geniş narinlik oranı aralığı için çözümler sunan sıfır boyutlu iç balistik performans çözücü hazırlanabilir ve 3 boyutlu sonlu elemanlar modelleri oluşturulabilir. Böylece narinlik oranı 5'in üzerinde olan roket sistemlerinin tasarımında da bu çalışmada hazırlanan sistematığın kullanılması sağlanabilir. Buna ek olarak, optimizasyon sürecinde motor gövde kalınlığı ve yalıtım kalınlığı gibi etmenler değişken olarak modellenerek bu parametrelerin de uygun şekilde belirlenmesi sağlanabilir. Ayrıca, optimizasyon süreci içerisine, füze görev türüne göre belirlenen toplam darbe miktarı gibi kısıtlar eklenerek hedeflenen tasarıma ait konfigürasyon sratlı şekilde tespit edilebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Billheimer, J. S.** (1968). Optimization and Design Simulation in Solid Rocket Design, *3rd Solid Propulsion Conference*, Atlantic City, NJ, USA.
- [2] **Peterson, E. G., Nielson, G. C., Johnson, W. C., Cook, K. S., ve Barron, J. G.** (1968). Generalized Coordinate Grain Design and Internal Ballistics Evaluation Program, *CPIA/AIAA 3rd Solid Propulsion Conference*, Atlantic City, NJ, USA. Haziran 4 – 6.
- [3] **Woltosz, W. S.** (1977). *The Application of Numerical Optimization Techniques to Solid-Propellant Rocket Motor Design* (M.Sc. Thesis). Auburn University, Auburn, Alabama.
- [4] **Sforzini, R. H.** (1980). An Automated Approach to Design of Solid Rockets Utilizing a Special Internal Ballistics Model, *16th Joint Propulsion Conference*, Hartford, CT, USA, 30 Haziran – 2 Temmuz.
- [5] **Sforzini, R. H.** (1972). *Design and Performance Analysis of Solid-Propellant Rocket Motors Using a Simplified Computer Program*, (Report CR-129025), NASA Contractor Report, Auburn University.
- [6] **Ricciardi, A.** (1992). Generalized Geometric Analysis of Right Circular Cylindrical Star Perforated and Tapered Grains. *Journal of Propulsion and Power*, 8(1), 51-58.
- [7] **Clegern, J. B.** (1993). Solid Rocket Motor Conceptual Design – The Development of A Design Optimization Expert System With A Hypertext User Interface, *29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Monterey, CA, USA.
- [8] **Anderson, M., Burkhalter, J., ve Jekins, R.** (2001). Multi-Disciplinary Intelligent Systems Approach to Solid Rocket Motor Design, Part I: Single and Dual Goal Optimization, *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Salt Lake City, UT, USA.
- [9] **Hartfield, R., Jenkins, R., Burkhalter, J., ve Foster, W.** (2003). A Review of Analytical Methods for Solid Rocket Motor Grain Analysis, *39th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, USA, July 20-23.
- [10] **Toker, K., A.** (2004). *Three-Dimensional Retarding Walls and Flow in Their Vicinity* (Ph.D. Thesis), Middle East Technical University, Department of Mechanical Engineering, Ankara.
- [11] **Püskülcü, G.** (2004). *Analysis of 3-D Grain Burnback of Solid Propellant Rocket Motors and Verification with Rocket Motor Tests* (M.Sc. Thesis), Middle East Technical University, Department of Mechanical Engineering, Ankara.

- [12] **Nisar, K. ve Guozhu, L.** (2008). A Hybrid Approach for Design Optimization of Wagon Wheel Grain for SRM, *44th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Hartford, CT, USA, Temmuz 21-23.
- [13] **Nisar, K., Guozhu, L., ve Zeeshan, Q.** (2008). A Hybrid Optimization Approach for SRM FINOCYL Grain Design. *Chinese Journal of Aeronautics*, 21(6), 481-487.
- [14] **Cavallini E.** (2008). *Modeling and Numerical Simulation of Solid Rocket Motors Internal Ballistics* (Ph.D. Thesis), Sapienza University, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Roma, Italy.
- [15] **Açık, S.** (2010). *Internal Ballistic Design Optimization of a Solid Rocket Motor* (M.Sc. Thesis), Middle East Technical University, Department of Mechanical Engineering, Ankara.
- [16] **Kamran, A., ve Guozhu, L.** (2010). Design and Optimization of 3D Radial Slot Grain Configuration. *Chinese Journal of Aeronautics*, 23(4), 409-414.
- [17] **Sheikholeslam, M. R. Z., Kazemi, D., ve Amiri, H.** (2011). Experimental Analysis of the Influence of Length to Diameter Ratio on Erosive Burning in a Solid Tubular Propellant Grain. *Applied Mechanics and Materials*, 110-116, 3394-3399.
- [18] **Kamran, A., ve Guozhu, L.** (2012). An integrated approach for optimization of solid rocket motor. *Aerospace Science and Technology*, 17(1), 50-64.
- [19] **Yücel, O.** (2012). *Ballistic Design Optimization of Three-Dimensional Grains Using Genetic Algorithms* (M.Sc. Thesis), Middle East Technical University, Department of Mechanical Engineering, Ankara.
- [20] **Johannson, M.** (2012), *Optimization of Solid Rocket Grain Geometries* (M.Sc. Thesis), Royal Institute of Technology (KTH), Department of Aerospace Engineering, Stockholm, Sweden.
- [21] **Rousseau C. W., Steyn, S. F., Sullwald, W., De Kock, E. R., Smit, G. J. F., ve Knoetze J. H.** (2013). Rapid Solid Rocket Motor Design, *49th Joint Propulsion Conference*, San Jose, California, USA.
- [22] **Ata, Y.** (2014). *Numerical Burnback Analysis of Three Dimensional Solid Propellant Grains* (M.Sc. Thesis), Middle East Technical University, Department of Aerospace Engineering, Ankara.
- [23] **Stalin, P., Santosh Kumar, Y. N. V., ve Nazumuddin S. K.** (2014). Design and Geometrical Analysis of Propellant Grain Configurations of a Solid Motor. *International Journal of Engineering Development and Research*, 2(4), 3417-3427.
- [24] **Shekhar, H.** (2015). Effects of Burning Rate Index on the Pressure Time Profile of Progressive Burning Tubular Rocket Propellant Configurations. *Central European Journal of Energetic Materials*, 12(2), 347-357.
- [25] **Zeping, W., Donghui, W., Weihua, Z., Okolo, P., ve Yang, F.** (2017). Solid-Rocket-Motor Performance-Matching Design Framework. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 54(3), 698-707.

- [26] **Chappell, R. N., Burton, R. W., ve Jensen, F. R.** (1968). Statistical service life prediction - Minuteman third-stage propellant grain. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 5(1), 42-46.
- [27] **Thrasher, D. I., ve Hildreth, J. H.** (1982). Structural Service Life Estimate for a Reduced Smoke Rocket Motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 19(6), 564-570.
- [28] **Heller, R., Kamat, M., ve Singh, M.** (1979). Probability of Solid-Propellant Motor Failure Due to Environmental Temperatures. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 16(3), 140-146.
- [29] **Heller, R. A., ve Singh, M. P.** (1983). Thermal storage life of solid-propellant motors. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 20(2), 144-149.
- [30] **Zibdeh, H. S., ve Heller, R. A.** (1989). Rocket motor service life calculations based on the first-passage method. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 26(4), 279-284.
- [31] **Janajreh, I., Heller, R. A., ve Thangjitham, S.** (1994). Safety index approach to predicting the storage life of rocket motors. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 31(6), 1072-1078.
- [32] **Margetson, J., ve Wong, F. C.** (1996). Service Life Prediction of Solid Rocket Propellant Motors Stored in a Random Thermal Environment (AGARD CP-586 No. 36), AGARD Report.
- [33] **Collingwood, G. A., Clark L. M., ve Becker, E. B.** (1996). Solid Rocket Motor Service Life Prediction Using Nonlinear Viscoelastic Analysis and a Probabilistic Approach (AGARD CP-586 No. 29), AGARD Report.
- [34] **Özüpek, Ş.** (1997). *Constitutive Equations for Solid Propellant* (Ph.D. Thesis), The University of Texas at Austin, Austin, Texas.
- [35] **Akpan, U. O., ve Wong, F. C.** (2002). The Role of Probabilistic Sensitivity Analysis in Assessing the Service Life of Solid Rocket Motors, 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, Colorado, USA, Nisan 22-25.
- [36] **Akpan, U. O., Dunbar, T. E., ve Wong, F. C.** (2003). Probabilistic Risk Assessment of Solid-Propellant Rocket Motors. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 40(3), 426-432.
- [37] **Chyuan, S.** (2005). Numerical study of solid propellant grains subjected to unsteady state thermal loading. *International Journal of Computer Applications in Technology*, 24(2), 98.
- [38] **Marotta, S. A., Ooi, T. K., Kudiya, A. J., Gilbert, J. A., ve Toutanji, H. A.** (2005). Predicting reliability of tactical missiles using health monitoring data and probabilistic engineering analyses. *Proceedings of the 2005 SEM Annual Conference and Exposition on Experimental and Applied Mechanics*, 703-711.
- [39] **Milos, P.** (2007). Geometry Optimization of Star Shaped Propellant Grain With Special Attention to Minimization of Stress and Strain. *Faculty of Mechanical Engineering Transactions*, 35(1), 35-40.

- [40] **Hasanoğlu, M. S.** (2008). *Storage Reliability Analysis of Solid Rocket Propellants* (M.Sc. Thesis), Middle East Technical University, Department of Mechanical Engineering, Ankara.
- [41] **Kuran, B., Taşkınoğlu, E. E., ve Çiçek, B. C.** (2010). Effect of Vibration Loads on the Service Life of Solid Rocket Propellants. *SAVIAC, 81st Shock and Vibration Symposium*, Orlando, Florida, USA, Ekim 24-28.
- [42] **Ho, S.** (2010). *Structural Failure Analysis and Prediction Methods for Aerospace Vehicles and Structures* (1st ed.). Bentham Science.
- [43] **Yıldırım, H. C. ve Özüpek, Ş.** 2011, Structural Assessment of a Solid Propellant Rocket Motor: Effects of Aging and Damage. *Aerospace Science and Technology* 15(8), 635 – 641.
- [44] **Gligorijevic, N., Rodic, V., Jeremic, R., Zikovic, S. ve Subotic, S.** (2011). Structural Analysis Procedure for a Case Bonded Solid Rocket Propellant Grain. *Scientific Technical Review*, 61(1), 3-11.
- [45] **Yılmaz, O.** (2012). *Service Life Assessment of Solid Rocket Propellants Considering Random Thermal and Vibratory Loads* (M.Sc. Thesis), Middle East Technical University, Department of Mechanical Engineering, Ankara.
- [46] **Shabana, A., Gowtham, T. L., ve Gowtham, M.** (2016). Internal Ballistic Prediction and Design Optimization of a Solid Spherical Rocket Motor. *ICEETS, International Conference on Emerging Engineering Trends and Science*, India, 29 Mart.
- [47] **AGARD.** (1997). *Structural Assessment of Solid Propellant Grains* (AGARD-AR-350).
- [48] **Sutton, G. P., ve Biblarz, O.** (2001). *Rocket Propulsion Elements* (7th ed.). John Wiley and Sons.
- [49] **Ward, T.** (2010). *Aerospace Propulsion Systems* (1st ed.). John Wiley and Sons.
- [50] **NASA.** (1972). *Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics* (NASA SP-8076).
- [51] **NASA.** (1973). *Solid Propellant Grain Structural Analysis* (NASA SP-8073).
- [52] **Ching, R.** (2016). Mechanical Properties of Biological Tissues [PDF dokümanı].
- [53] **Lakes, R. S.** (1999). *Viscoelastic Solids*. Boca Raton: CRC Press.
- [54] **Özgen, G. O.** (2010). *ME708 Techniques for Vibration Control and Isolation Lecture Notes* [Word dokümanı].
- [55] **Vliet, K., J., V.** (2006) *3.032 Lecture Notes* [Word dokümanı].
- [56] **NATO Standardization Agency** (2002). *Physical/Mechanical Properties Stress Relaxation Tests in Tension* (NATO STANAG 4507).
- [57] **NATO Standardization Agency** (2000). *Physical/Mechanical Properties Uniaxial Tensile Test* (NATO STANAG 4506).

- [58] **Chu, H.** (2012). Studying on Burning Rate of Propellant Under Diverse Parameters. *Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science*, San Francisco, USA, October 24-26.
- [59] **ASTM** (2003). *Standard Test Method for Linear Thermal Expansion of Solid Materials by Thermomechanical Analysis* (E831-03), West Conshohocken, PA.
- [60] **Hitit, A.** (2011). *Termal Analiz Yöntemleri Ders Notları*.
- [61] **ASTM** (2001). *Standard Test Method for Determining Specific Heat Capacity by Differential Scanning Calorimetry Standard* (E1269-01), West Conshohocken, PA.
- [62] **Tola, C., Aral, S., ve Acar, B.** (2012). Linear Viscoelastic Analysis of a Solid Propellant Rocket Motor using Abaqus. *Türkiye Abaqus Kullanıcılar Konferansı*, İstanbul, Türkiye, Kasım 8-9.
- [63] **Url-1** <https://en.wikipedia.org/wiki/Maraging_steel>, erişim tarihi 16.04.2016.
- [64] **Url-2** <<http://www.matweb.com>>, erişim tarihi 16.04.2016.
- [65] **Url-3** <<http://www.makeitfrom.com/material-properties/Ethylene-Propylene-Diene-Rubber-EPDM-EPT/>>, erişim tarihi 16.04.2016.
- [66] **Incropera, F. P., Dewitt, D. P., ve Derbentli, T.** (2007). *Isı ve Kütle Geçişinin Temelleri* (4th ed.). İstanbul: Literatür Yayınları.
- [67] **Sedef, M., Samur, E., ve Başdoğan, Ç.** (2006). Real-Time Finite-Element Simulation of Linear Viscoelastic Tissue Behavior Based on Experimental Data. *IEEE Computer Graphics and Applications*, 26(6), 58-68.
- [68] **Anderson, J. D.** (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*. Singapore: McGraw-Hill.
- [69] **Davenas, A.** (1993). *Solid Rocket Propulsion Technology*. Oxford: Pergamon Press.
- [70] **Hill, P., ve Peterson, C.** (1992). *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion* (2nd ed.). Addison – Wesley Publishing Company.
- [71] **Arora, J. S.** (2004). *Introduction to Optimum Design*. Amsterdam: Elsevier
- [72] **Moro, G. D., ve Pipan, M.** (2007). Joint Inversion of surface wave dispersion curves and reflection travel times via multi-objective evolutionary algorithms. *Journal of Applied Geophysics*, 61(1), 56-81.
- [73] **ModeFrontier** (2015). User's Manual.



EKLER

EK A: SEA Sonuçlarının Olasılıksal Yaklaşımınla Değerlendirilmesi

EK B: SEA Sonuçlarının Birikmiş Hasar Yöntemleri ile Değerlendirilmesi





EK A: SEA Sonuçlarının Olasılıksal Yaklaşımla Değerlendirilmesi

Katı yakıtın yapısal analiz sonuçlarını değerlendirerek yapısal bütünlüğü hakkında yorum yapmak amacıyla kullanılan yöntemlerden biri de olasılıksal yöntemidir. Bu yöntemle değerlendirme yaparken, yapısal dayanım sonuçlarındaki istatistiksel değişimler de hesaba katılmaktadır. Bu sebeple, olasılıksal yaklaşım kullanarak değerlendirmede bulunabilmek için istatistiksel bir dağılım elde edecek kadar çok sayıda test sonucuna ihtiyaç vardır [43].

Bir sistemin başarısızlık (P_f) ve güvenilirlik (R) olasılıkları sırasıyla A 1 ve A 2 numaralı denklemlerdeki gibi sembolize edilir [43].

$$P_f = P(C \leq S) \quad (A 1)$$

$$R = P(C > S) \quad (A 2)$$

Burada, malzeme kapasitesi C , uygulanan yük altında malzemenin verdiği gerilme ya da gerinim cevabı da S ile gösterilmiştir [43].

A 2 denklemi yeniden düzenlenerek A 3'teki şekilde yazılabilir [43].

$$R = P(C > S) = P\left(\frac{C}{S} > 1\right) = P\left(\frac{C}{S} - 1 > 0\right) \quad (A 3)$$

Buna ek olarak, güvenlik toleransı (GT) değerinin A 4 denkleminde tanımlandığı göz önüne alınarak A 3 ifadesi denklem A 5'teki haline güncellenir [43].

$$GT = \frac{C}{S} - 1 \quad (A 4)$$

$$R = P(GT > 0) \quad (A 5)$$

C/S oranı, güvenlik oranı (K) olarak tanımlanırsa, sistemin güvenilirlik olasılığı denklem A 6'daki gibi yazılır [43].

$$R = P(K > 1) \quad (A 6)$$

C ve S 'nin normal dağılıma sahip oldukları varsayımı altında, μ_C ve μ_S sırasıyla, C ve S 'nin ortalama değerlerini temsil etmektedir. Malzeme kapasitesi (C) ve yük

altındaki malzeme cevabı (S) arasındaki fark D olarak tanımlanırsa, bu değere ait ortalama, μ_D ; standart sapma da σ_D olarak sırasıyla denklem A 7, A 8 ve A 9’da gösterildiği şekilde ifade edilir [43].

$$D = C - S \quad (\text{A } 7)$$

$$\mu_D = \mu_C - \mu_S \quad (\text{A } 8)$$

$$\sigma_D = \sqrt{\sigma_C^2 + \sigma_S^2} \quad (\text{A } 9)$$

Burada σ_C ve σ_D sırasıyla, malzeme kapasitesi (C) ve yük altındaki malzeme cevabına (S) ait standart sapma değerleridir [43].

Bu bilgiler kullanılarak sistemin güvenilirlik olasılığı denklem A 10’daki gibi düzenlenir [43].

$$R = P(C > S) = P(C - S > 0) = P(D > 0) = \phi\left(\frac{\mu_D}{\sigma_D}\right) \quad (\text{A } 10)$$

Burada, $\phi(\chi)$ kümülatif normal dağılım fonksiyonudur. $\phi(\chi)$, geometrik olarak frekans dağılımı eğrisi altında kalan alanı gösterir ve bu fonksiyona ait değerler, olasılık – istatistik alanı üzerinde yazılmış pek çok kitabın ek bölümünde tablo halinde sunulmuştur [43].

Denklem A 10 yeniden düzenlenerek A 11 elde edilir [43].

$$R = \phi\left(\frac{\mu_D}{\sigma_D}\right) = \phi\left(\frac{\mu_C - \mu_S}{\sqrt{\sigma_C^2 + \sigma_S^2}}\right) = \phi\left(\frac{\frac{\mu_C}{\mu_S} - 1}{\sqrt{\left(\frac{\mu_C}{\mu_S}\right)^2 \left(\frac{\sigma_C}{\mu_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{\mu_S}\right)^2}}\right) \quad (\text{A } 11)$$

C ve S parametreleri için değişim katsayıları, A 12 ve A 13’teki şekilde tanımlanır [43].

$$CV_C = \frac{\sigma_C}{\mu_C} \quad (\text{A } 12)$$

$$CV_S = \frac{\sigma_S}{\mu_S} \quad (\text{A } 13)$$

Ayrıca ortalama güvenlik oranı ($\bar{K}$) da denklem A 14’deki şekilde ifade edilir [43].

$$\bar{K} = \frac{\mu_C}{\mu_S} \quad (\text{A } 14)$$

Buna göre, denklem A 11, yeniden düzenlenerek denklem A 15 elde edilir [43].

$$R = P(C > S) = \phi \left(\frac{\bar{K} - 1}{\sqrt{\bar{K}^2 CV_C^2 + CV_S^2}} \right) \quad (\text{A } 15)$$

A 15 numaralı denklem kullanılarak yakıta ait arayüz dayanımı, yapısal bütünlük analizi ya da servis ömrünü yorumlamak mümkündür. Ancak olasılıksal yöntemlerin kullanılabilmesi için çok sayıda test sonucuna ihtiyaç duyulmaktadır [43]. Katı yakıt karakterizasyon testlerinin maliyetleri ve test süreleri göz önüne alındığında ABD’de halihazırda olasılıksal yöntemler servis ömrü belirleme projeleri haricinde yapısal bütünlük analiz sonuçlarının değerlendirilmesi amacıyla kullanılmamaktadır [43]. Olasılıksal analiz yöntemlerini katı yakıt yapısal bütünlük analizlerinin değerlendirilmesi amacıyla kullanmış olan tek ülkenin Fransa olduğu bilinmektedir [43]. Buna göre, öncelikle K_{min} ile sembolize edilen minimum güvenlik oranı kullanılarak, A 15 denklemi A 16’daki gibi güncellenmiştir [43].

$$\phi = \phi \left(\frac{K_{min} - 1}{\sqrt{K_{min}^2 CV_C^2 + CV_S^2}} \right) \quad (\text{A } 16)$$

K_{min} ile sembolize edilen minimum güvenlik oranı, güvenilirlik oranı belirlendikten sonra A 16 denklemi kullanılarak elde edilir. A 16 denklemindeki, CV_C ve CV_S parametreleri tek bir kafiye ait sonuçları temsil etmektedir. Kafileden kafiye olan değişimi hesaba katmak için bu yöntemin A 17 denklemindeki gibi genişletilmesi gerekmektedir [43].

$$P(K_{tasarım} > K_{min}) = \phi \left(\frac{K_0 - K_{min}}{\sqrt{K_0^2 CV_{2C}^2 - 2\rho K_0 K_{min} CV_{2C} CV_{2S} + K_{min}^2 CV_{2S}^2}} \right) \quad (\text{A } 17)$$

Burada, K_0 , sadece tek bir kafiye değil bütün yakıt kafiyelelerinden elde edilen ortalama güvenlik oranını, CV_{2C} ve CV_{2S} parametreleri bütün kafiyelelere ait değişim katsayılarını, ve ρ da korelasyon katsayısını sembolize etmektedir. 3 sigma için $P(K_{tasarım} > K_{min})$ değeri 0.9986 olarak belirlenir [43].

Olasılıksal değerlendirme işlemi için öncelikle, güvenilirlik oranı ve tek bir kafiye için tamamlanan test sonuçları kullanılarak hesaplanan CV_C ve CV_S parametreleri yardımıyla A 16 numaralı denklemden K_{min} değeri hesaplanır. Daha sonra K_{min} ile birlikte ρ , CV_{2C} ve CV_{2S} değerleri kullanılarak denklem A 17'den K_0 değeri hesaplanır. Sistemin maruz kaldığı yükler sonucunda analitik hesaplamalardan veya sonlu elemanlar analizinden elde edilen S değeri ve bu yükleme için malzemenin sahip olduğu kapasite (C) kullanılarak bir K değeri ($K = C/S$) hesaplanır. Eğer bu K değeri K_0 'dan büyük ise sistemin mevcut yükleme altında yapısal bütünlüğünü koruyacağı sonucuna varılır [43].

EK B: SEA Sonuçlarının Birikmiş Hasar Yöntemleri ile Değerlendirilmesi

Roket motoru servis ömrünün belirlenmesinde birikmiş hasar yöntemi kullanılır. Bu yöntemde, depolama süresince oluşan ısı gerilmelerin yakıt üzerinde biriktirdiği hasar hesaplanmaktadır. Miners Birikmiş Hasar Yöntemi denklem B 1’deki şekilde ifade edilir [43].

$$D = \sum_{i=1}^n D_i = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta t_i}{t_{fi}} \quad (\text{B 1})$$

D : Birikmiş hasar değeri [-]

Δt_i : σ_i gerilmesine maruz kalınan süre [s]

t_{fi} : σ_i seviyesindeki gerilmeye maruzken başarısızlığa kadar geçen süre [s]

Belirli bir gerilme seviyesinde (σ_i) başarısızlığa kadar geçen süre (t_{fi}) ile uygulanan gerilme (σ_0) arasında deneysel gözlemlere dayanan ilişki denklem B 2’deki şekilde ifade edilir [43].

$$t_{fi} = t_0 \cdot a_T(T_i) \cdot \left(\frac{\sigma_0}{\sigma_i}\right)^\beta \quad (\text{B 2})$$

t_0 : σ_0 seviyesindeki gerilmeye maruzken başarısızlığa kadar geçen süre [s]

β : Logaritmik gerilme – zaman eğrisinin negatif eğimi [-]

$a_T(T_i)$: T_i sıcaklığındaki kaydırma faktörü [-]

B 2 denklemi, B 1 denklemi içerisine yerleştirilerek B 3 ifadesi elde edilir [43].

$$D = \sum_{i=1}^n \left[\frac{\Delta t_i}{t_0 \cdot a_T(T_i)} \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_0}\right)^\beta \right] \quad (\text{B 3})$$

Zamana bağlı yükleme senaryoları için B 3 denklemi B 4’deki şekilde genelleştirilebilir [43].

$$D(t) = \frac{1}{t_0 \sigma_0^\beta} \int_0^t \frac{\sigma(t)^\beta}{a_T(t)} dt \quad (\text{B 4})$$

Birikmiş hasar parametresi (D), 0’dan 1’e kadar değer alabilir. Bu parametrenin sıfıra eşit olması sistemin hiçbir yüklemeye maruz kalmadığı, 1 olması ise sistemin belirli

süre boyunca maruz kaldığı gerilmeler sonucunda hasar gördüğü anlamına gelmektedir [43]. Denklem B 5'te sistemin başarısızlığa uğrama durumu ifade edilmiştir.

$$D(t_f) = \frac{1}{t_0 \sigma_0^\beta} \int_0^{t_f} \frac{\sigma(t)^\beta}{a_T(t)} dt = 1 \quad (\text{B } 5)$$

Birikmiş hasar parametresini (D) kullanarak güvenlik toleransı (GT) hesaplamak için B 6 denklemi kullanılır [43].

$$GT = \frac{1}{D(t)} - 1 \quad (\text{B } 6)$$

Buna göre, birikmiş hasar parametresinin 1'e eşit olması durumunda güvenlik toleransı değerinin sıfır olduğu yani sistemin başarısızlığa uğradığı gözlemlenir.

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Ceyhun Tola
Doğum Tarihi ve Yeri : 01.08.1987 / Ankara
E-posta : ceyhuntola@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2010, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği Bölümü.
- **Lisans** : 2010, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü (Çift Anadal).
- **Yükseklisans** : 2012, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı.

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- Uzay Mühendisliği Bölümü'nden birincilikle mezun olmuştur (2010).
- Uçak Mühendisliği ve Uzay Mühendisliği (Çift Anadal) Bölümlerini 4 sene içerisinde tamamlamıştır (2010).
- Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programını 1.5 sene içerisinde tamamlamıştır (Ocak 2012).
- TÜBİTAK 2211 Programı Doktora bursiyeridir.
- Kasım 2010 – Kasım 2011 tarihleri arasında İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nde Araştırma Görevlisi olarak görev yapmıştır.
- Aralık 2011 - Mart 2014 tarihleri arasında Roketsan A.Ş.'de Yapısal Termal ve Dinamik Tasarım Mühendisi olarak görev yapmıştır.
- 2013 yılında Roketsan A.Ş.'nin Süreç İyileştirme Projesine vermiş olduğu katkıdan dolayı başarı sertifikası almıştır.
- Haziran 2014 – Temmuz 2015 tarihleri arasında Vestel Savunma Sanayi A.Ş.'de Kıdemli Mühendis olarak görev yapmıştır.

DOKTORA TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR VE SUNUMLAR

- **Tola, C.,** Nikbay, M. 2017. Solid Rocket Motor Design using a Surrogate Model, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, DOI: 10.1108/AEAT-01-2017-0045.
- **Tola C.,** Nikbay, M. 2017. Prediction of the Cool-Down Time of a Solid Rocket Motor by a Surrogate Model. *47th AIAA Thermophysics Conference, AIAA Aviation Forum*, July 05-09, 2017 Denver, Colorado, USA.
- **Tola C.,** Nikbay, M. 2016. Investigation of the Effects of Slotted Solid Propellant's Sectional Geometry on Structural Strength and Internal Ballistic Performance of a Rocket Motor. *6th EASN International Conference on Innovation in European Aeronautics Research*, October 18-21, 2016 Porto, Portugal.
- **Tola C.,** Nikbay, M. 2016. Optimization of a Solid Propellant Sectional Geometry in terms of Internal Ballistic Performance and Structural Strength. *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, July 25-27, 2016 Salt Lake City, Utah, USA.
- **Tola C.,** Nikbay, M. 2017. Çok Disiplinli Yaklaşımla Katı Yakıtlı Roket Motoru Yapısal Dayanım ve İç Balistik Performans Optimizasyonu. *7. Ulusal Savunma Uygulamaları Modelleme ve Simülasyon Konferansı (USMOS)*, 21-23 Kasım, 2017 Ankara, Türkiye.
- **Tola C.,** Nikbay, M. 2016. Jenerik Katı Yakıtlı Roket Motoru Geometrisinin Sonlu Elemanlar Yöntemiyle Doğrusal Viskoelastik Analizi. *6. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK)*, 28-30 Eylül, 2016 Kocaeli, Türkiye.
- **Tola C.,** Nikbay, M. 2016. Roket Motoru Katı Yakıt Geometrisi Değişkenlerinin Yapısal Dayanım Açısından Cevap Yüzeyi Yöntemiyle İncelenmesi. *6. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK)*, 28-30 Eylül, 2016 Kocaeli, Türkiye.

DİĞER YAYINLAR VE SUNUMLAR

- **Tola C.,** Nikbay, M. 2015. Investigation of the Effect of Thickness, Taper Ratio and Aspect Ratio on Fin Flutter Velocity of a Model Rocket using Response Surface Method. *7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, June 16-19, 2015 Istanbul, Turkey.
- **Tola C.,** Kayran, A. 2013. The Effect of Fiber Orientation Angle and Ply Thickness on Subsonic and Supersonic Flutter Characteristics of a Composite Missile Fin. *7th Ankara International Aerospace Conference*, September 11-13, 2013 Ankara, Turkey.
- **Tola C.,** Aslan, R., Ilarslan, M. 2011. Development of a Mechanical De-orbiting System for a 3Unit CubeSat. *3rd Nano-Satellite Symposium*, December 12-13, 2011 Kitakyushu, Japan.
- Aslan, A. R., Yagci, H. B., Sofyali, A., Suer, M., Umit, E., **Tola, C.,** Ceylan, O., Durna, A. S., Celik, G., Ozturk, D. C. 2011. Development of a 3Unit CubeSat for LEO Communication. *2nd Nano-Satellite Symposium*, March 14-16, 2011 Tokyo, Japan.

- Aslan, A. R., Oz, I., Gulgonul, S., Sofyalı, A., Umit, E., **Tola, C.**, 2011. TURKSAT-3USAT: A 3U Communication CubeSat with Passive Magnetic Stabilization. *5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, June 09-11, 2011 Istanbul, Turkey.
- **Tola, C.**, Kayran, A., Acar, B. 2013. Kompozit bir Füze Fininde Fiber Yönü ve Katman Kalınlığının Sesaltı ve Sesüstü Çırpıntı Karakteristiklerine Etkisinin Abaqus ve Zaero Programlarıyla İncelenmesi. *11. Abaqus Kullanıcılar Toplantısı*, 7-8 Kasım, 2013 İstanbul, Türkiye.
- **Tola, C.**, Aral, S., Acar, B. 2012. Linear Viscoelastic Analysis of a Solid Propellant Rocket Motor Using Abaqus. *10. Abaqus Kullanıcılar Toplantısı*, 8-9 Kasım, 2012 İstanbul, Türkiye.



