

T.C.
KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI
YÜKSEK LİSANS TEZİ

ROKET MOTOR BORUSU TASARIMININ BALİSTİK PARAMETRELERE
ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

EMRAH KARAYEL

TEMMUZ 2018

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalında Emrah KARAYEL tarafından hazırlanan ROKET MOTOR BORUSU TASARIMININ BALİSTİK PARAMETRELERE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI adlı Yüksek Lisans Tezinin Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU
Anabilim Dalı Başkanı

Bu tezi okuduğumu ve tezin **Yüksek Lisans Tezi** olarak bütün gereklilikleri yerine getirdiğini onaylarım.

Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN
Danışman

Jüri Üyeleri

Başkan : Prof. Dr. Veli ÇELİK _____

Üye : Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU _____

Üye (Danışman) : Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN _____

...../...../.....

Bu tez ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onaylamıştır.

Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Sevgili Aileme, Biricik Eşim Sümeyra ve Oğlum Ege Ali' ye



ÖZET

ROKET MOTOR BORUSU TASARIMININ BALİSTİK PARAMETRELERE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

KARAYEL, Emrah

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri Bölümü, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN

Temmuz 2018, 72 sayfa

Bu tez çalışması ile katı yakıtlı roket motorlarından yüksek verimlilik elde edilmesi amacı ile farklı özellikte motor gövde malzemesi kullanımı araştırılmıştır. Roket motor gövdelerinde yaygın olarak kullanılan çelik malzeme ile kompozit malzemelerin karşılaştırılması ve çelik malzemedeki kompozit malzemeye geçerek motor gövdelerinin hafifletilmesi, motor veriminin artırılması ve maliyetlerin düşürülmesi hedeflenmiştir.

Presleme, sıvama ve mekanik işleme yöntemi ile üretilen çelik gövdelerin üretim prosesleri zor, zaman alıcı ve yüksek maliyetlidir. Yüksek maliyetin sebebi zor üretim koşulları ve fire oranının fazla olmasıdır.

Kompozit malzemeler günümüzde yaygın bir kullanıma sahip olduğundan ve mekanik özelliklerin çeliklerin önüne geçmesinden dolayı daha mukavim bir gövde tasarımı yapılabilecektir. Kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinin gelişmiş olmasından dolayı kısa sürelerde çok daha fazla gövde üretimi söz konusu olabilecektir.

Topçu roketlerinde amaç roketin harp başlığını en uzun menzile ve en doğru noktaya ulaştırmasıdır.

Toplam ağırlığı 67 kilogram olan 122 mm Topçu Roketinin 20 kilogramını motor gövdesi oluşturmaktadır. Toplam ağırlığın % 29'u olan bu oran roket kütle faktörünü düşürmektedir. Kompozit gövde ile bu oran yaklaşık % 50 oranında düşecek ve toplam ağırlığın % 15'i motor gövdesine ait olacaktır. Böylece ağırlık azalması sebebiyle roket menziline kayda değer bir artış söz konusu olacaktır.

Mevcut roketlerde kullanılan motor gövdelerinin malzeme yapısı ve mekanik davranışları araştırılmış, motor gövdelerinden alınan numuneler çekme testine tabi tutulmuştur. Çekme testi sonucunda ortalama 950 MPa çekme mukavemeti elde edilmiştir. Hidrostatik testler yapılmış, 30 saniye süreyle 30 MPa basınç uygulanmış ve gövdelerde herhangi bir deformasyon oluşmadığı görülmüştür.

Bu çalışmada SMC (Sheet Molding Compound (sıcak pres kalıplama pestili)) yöntemi ile motor gövdesinin tasarımı çalışılmıştır. Çelik motor borularının yerine SMC kompozit malzeme ile üretilebilirliği araştırılmıştır.

C-SMC malzeme ile yapılması tasarlanan motor gövdesinin üretilebilirliği araştırılmış, katı modeli oluşturulmuş, model üzerinden basınç ve gerilme analizleri yapılmıştır. Hidrostatik test, 30 MPa basınç altında 30 saniye süreyle ANSYS programı ile uygulanmış ve herhangi bir plastik deformasyon oluşmamıştır. Tasarlanan motor gövdesinin çekme gerilmesi 788 MPa'dır.

Anahtar Kelimeler: Roketler, Roket Motor Gövdesi, Roket Menzili, Kompozit Malzemeler, Çelik Malzemeler

ABSTRACT

RESEARCH OF THE EFFECTS OF ROCKET MOTOR TUBE DESIGN ON ROCKET BALLISTIC PARAMETERS

KARAYEL, Emrah

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Defence Technologies, Master's Thesis

Supervisor: Assistant Prof. Dr. Hayri YAMAN

July 2018, 72 pages

In this thesis study, the purpose of obtaining high efficiency from solid propellant rocket motors and the use of motor tube materials with different characteristics have been investigated. It is aimed to compare the steel materials and composite materials commonly used in rocket motor bodies and to reduce the engine bodies, increase the engine efficiency and reduce the costs by passing from the steel material to composite material.

The production processes of steel bodies, produced by pressing, plastering and mechanical processing methods, are difficult, time consuming and costly. The reason for the high cost is the difficult production conditions and the high waste rate.

As composite materials have a widespread use today and mechanical properties are in front of the steel, a more robust body design can be made. Since the production methods of composite materials are improved, there will be much more body production in the short term.

The purpose of artillery rockets is to deliver the warhead of the rocket to the longest range and the right spot.

The total weight of the 122 mm Artillery Rocket, 67 kg, is 29% of the weight of the rocket motor body. This ratio, which is 29% of total weight, reduces the rocket mass factor. With a composite body this ratio will drop by about 50% and 15% of the total weight will belong to the engine body. Thus, there will be a significant increase in rocket range.

The material structure and mechanical behavior of the engine bodies used in the existing rockets were investigated, and the samples from the engine bodies were subjected to the tensile test. As a result of the tensile test, an average tensile strength of 950 MPa was obtained. Hydrostatic tests were performed, 30 MPa pressure was applied for 30 seconds, and no deformation was observed in the bodies.

In this study, the design of the motor body was studied by SMC (Sheet Molding Compound (hot press punching)) method. Manufacturability of SMC composite material was investigated instead of steel motor tubes.

The manufacturability of the engine body designed with C-SMC material was investigated, solid model was created, pressure and stress analyzes were made on the model.

The hydrostatic test was performed with the ANSYS program for 30 seconds at 30 MPa pressure and no plastic deformation occurred. The tensile stress of the designed motor body is 788 MPa.

Key Words: Rockets, Rocket Motor Tube, Rocket Range, Composite Materials, Steel Materials

TEŞEKKÜR

Tüm hayatım boyunca yanımda olan aileme ve bu tezin hazırlanmasında her zaman yanımda olan değerli hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hayri YAMAN'a, çalışmamda her zaman yardımlarını esirgemeyen TCM Otomotiv çalışanlarına sonsuz teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER DİZİNİ

Sayfa

ÖZET	i
ABSTRACT	iii
TEŞEKKÜR	v
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ	x
SİMGELER DİZİNİ	xi
KISALTMALAR	xiii
1. GİRİŞ	1
1.1. Katı Yakıtlı Roket Motorlarının Temel Parçaları	3
1.1.1. Çekirdek (Grain)	4
1.1.2. Gövde	4
1.1.3. Nozul (Lüle).....	5
1.1.4. Ateşleyiciler	5
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	6
2.1. Çelik Malzemeler	6
2.1.1. Kalitesiz Yumuşak Çelikler	6
2.1.2. Kolay Kaynak Çelikleri.....	7
2.1.3. Yapı Çelikleri	8
2.1.4. İmalat Çelikleri.....	8
2.1.4.1. Karbonlama Yöntemi ile Kabuk Sertleşebilir İmalat Çelikleri (Sementasyon Çelikleri)	8
2.1.4.2. Nitrürleme Yöntemi ile Kabuk Sertleşebilir İmalat Çelikleri.....	9
2.1.4.3. Otomat Çelikleri.....	9
2.1.5. Islah Çelikleri	9
2.1.6. Soğuk Çekme Çelikler	9
2.1.7. Paslanmaz Çelikler.....	10
2.1.8. Takım Çelikleri	10
2.2. Kompozit Malzemeler.....	10
2.2.1. Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri	13

2.2.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	16
2.2.2.1. Sürekli Fiber Takviyeli Kompozitler	17
2.2.2.2. Kısa Fiber Takviyeli Kompozitler	18
2.2.2.3. Parçacık Takviyeli Kompozitler	18
2.2.3. Kompozit Motor Borusu Çalışmaları.....	19
2.2.4. SMC Üretim Süreci.....	19
2.2.4.1. SMC Pestillerinin Üretimi	20
2.2.4.2. SMC Pestillerin Hazır Kalıplanması.....	21
2.2.4.3. SMC' nin Sınıflandırılması	23
2.2.4.4. SMC Üretim Yönteminin Avantajları.....	26
2.2.5. Roketlerde Temel Hesaplamalar	28
2.2.6. Roketlerde İtki ve Momentum	30
2.2.6.1. Toplam İtki.....	31
2.2.6.2. Özgül İtki	32
2.2.6.3. Egzoz Hızı.....	34
2.2.6.4. Karakteristik Egzoz Hızı	35
2.2.6.5. İtki Katsayısı	36
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	38
3.1. Çelik Motor Borusu	38
3.1.1. Roket Motor Gövdelerinde Isı Etkisi	39
3.1.2. Roket Motor Gövdelerinde Kullanılan Malzemeler	40
3.1.3. Çelik Motor Gövdesi Malzemesi	41
3.1.4. Motor Gövdesi Malzeme Mukavemeti	42
4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR VE BULGULAR.....	48
4.1. Çelik Motor Borusu Çalışmaları	48
4.2. Kompozit Motor Borusu Tasarımı	59
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	66
KAYNAKLAR	68

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>ŞEKİL</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Katı Yakıtlı Bir Roket Motoru	3
2.1. Kompozit Malzeme Faz Çeşitleri.....	11
2.2. Çeşitli materyallerin yoğunluk ve dayanım değerleri	11
2.3. Kompozitlerin yapısal bileşenlerinin şekline göre sınıflandırılması.....	13
2.4. Çeşitli malzemelerin farklı sıcaklık etkisinde ölçüsel değişim davranışları	14
2.5. Çeşitli malzemelerin çekme gerilmeleri.....	15
2.6. Kompozit malzeme takviye tipleri, Parçacık Takviyeli (b) Kısa fiber takviyeli (c) Sürekli fiber takviyeli.....	16
2.7. Tipik bir SMC formülasyonu	20
2.8. SMC pestil bileşiminin üretimi	21
2.9. SMC ile parça üretimi	22
2.10. Yaygın biçimde kullanılan SMC tipleri a) SMC-R, b) SMC C-R,.....	25
2.11. SMC ve diğer malzemelerle üretilen parçaların ağırlıklarının karşılaştırılması.....	27
2.12. Bir katı yakıtlı roket motorunda gaz basıncı, gaz hızı, sıcaklık değerleri motorun farklı bölgelerinde farklı davranışları.....	29
2.13. Katı yakıtla çalışan bir roket motorunun çalışma süresince itki kuvveti veya basınç değişim grafiği.....	32
3.1. Motor borusuna montaj edilmiş yakıt çekirdeği	39
3.2. Örnek bir motor borusu katı modeli.....	42
3.3. Gerilme- Uzama Diyagramı	43
3.4. Kalitest KT/ 2010-001 seri numaralı çekme test cihazı	44
3.5. Hidrostatik test cihazına ait fotoğraflar.....	45
3.6. Hidrostatik test öncesi ve sonrası deformasyon kontrol aparatı.....	46
3.7. Motor borusu boyama sistemi	47
4.1. Deneysel çalışmalarda kullanılan numunenin boyutları (ASTM E8).....	48
4.2. Çekme testine ait numuneler	49
4.3. Birinci numune çekme-zaman diyagramı	50
4.4. İkinci numune çekme-zaman diyagramı	51
4.5. Üçüncü numune çekme-zaman diyagramı	52

4.6. Dördüncü numune çekme-zaman diyagramı	53
4.7. Beşinci numune çekme-zaman diyagramı	54
4.8. Altıncı numune çekme-zaman diyagramı	55
4.9. Çekme testi sonrası çekme çubukları	56
4.10. Zamana bağlı itki değişimi statik test grafikleri.....	57
4.11. Zamana bağlı iç basınç değişimi statik test grafikleri.....	58
4.12. Kompozit ön motor borusu	59
4.13. Ön motor borusu kütleli özellikleri.....	60
4.14. Kompozit arka motor borusu	61
4.15. Arka motor borusu kütleli özellikleri.....	62
4.16. Ön- arka motor borusu montaj resmi	63
4.17. Basınç uygulanan motor borusu.....	63
4.18. Motor borusuna uygulanan deformasyon analizi.....	64
4.19. Malzeme özelliklerine göre yapılan mukavemet analizi.....	65

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
2.1. Lif uzunluğunun mukavemete etkisi	23
2.2. SMC ile bazı malzemelerin karşılaştırılması	27
2.3. Kuantum kompozit olan AMC-8595'in özellikleri.....	28
3.1. Motor gövdesi üretiminde kullanılan malzemeler ve mukavemet değerleri.....	40
3.2. Çelik motor borusu malzeme analizi.....	41



SİMGELER DİZİNİ

F	Roket itki kuvveti (N)
\dot{m}	Kütlesel debi (kg/s)
v_e	Nozul gaz çıkış hızı (m/s)
P_e	Egzoz çıkış basıncı (MPa)
P_a	Ortam basıncı (MPa)
A_b	Yakıt çekirdeği yanma yüzey alanı (m ²)
A_e	Nozul çıkış kesiti (m ²)
A_t	Nozul boğaz kesiti (m ²)
P_c	Yanma oda basıncı (MPa)
K	Özgül ısı oranı (Birimsiz)
I_t	Toplam itki (N.s)
I_{sp}	Özgül itki (s)
g_0	Yerçekimi ivmesi (m/s ²)
\dot{w}	Anlık gaz akış ağırlığı (kg.m/s ³)
ξ	$(k + 1)/(k - 1)$ (Birimsiz)
R	Gaz sabiti (kJ/kg.K)
T_g	Maksimum gaz sıcaklığı (K)
M_g	Yakıtın moleküler ağırlığı (kg/kmol)
c^*	Karakteristik egzoz hızı (m/s)
A_t	Nozul boğaz kesit alanı (m ²)
A_e	Nozul çıkış kesit alanı (m ²)
\dot{m}	Kütlesel debi (kg/s)
c_F	İtke sabiti (Birimsiz)
ϵ	Nozul çıkış kesit alanı ile nozul boğaz kesit alanı oranı (Birimsiz)
M	Yakıt ile birlikte toplam roket ağırlığı
r	Katı yakıt yanma hızı (mm/s)
r_0	Erezyonlu yanma hızı (mm/s)
L	Katı yakıt uzunluğu (m)
D	Katı yakıt çapı (m)

K	Yanma yüzey alanının nozul kesit alanına oranı (A_b/A_t) (Birimsiz)
E	Elastisite modülü (N/m^2)
ε	Elastik yüzde uzama miktarı (Birimsiz)
σ_m	Maksimum gerilme (MPa)
σ_r	Kopma gerilmesi (MPa)
k	Isı iletkenlik katsayısı (W/mK)
λ	Isı iletkenlik katsayısı (W/mK)
c_p	Sabit basınç özgül ısınma ısısı (kJ/kgK)
d_D	Yakıt yoğunluğu (g/cm^3)



KISALTMALAR

Kg	kilogram
K	Kelvin
Atm	Atmosfer basıncı
C	Karbon
Mn	Mangan
Si	Silisyum
P	Fosfor
S	Kükürt
Ni	Nikel
Mo	Molibden
Cu	Bakır
EC	Eşdeğer Karbon
SMC	Sıcak Pres Kalıplama Pestili
BMC	Sıcak Pres Kalıplama Hamuru
MPa	Megapaskal
CTLE	Doğrusal Termal Genişleme Katsayısı

1. GİRİŞ

Genelde bir vasıta, istenen ivme bileşenini meydana getiren ve itme kuvveti olarak adlandırılan kuvvetler vasıtasıyla tahrik edilir. Bu kuvvetler değişik yollarla elde edilebilir [1]. Roket motorlarında itme kuvveti, itki değişimleriyle sistemin kendi bünyesinde meydana gelir. Başka bir deyişle roket motorunun bünyesindeki ateşleyicinin yakıtı yakması sonucu oluşan gazların nozuldan çıkışı itme kuvvetini meydana getirmektedir [2].

Roket motorları, roket içinde taşınan yakıt malzemesinin fiziksel durumuna göre dört gruba ayrılırlar. Bunlar; katı yakıtlı roket motorları, sıvı yakıtlı roket motorları, gaz yakıtlı roket motorları ve hibrit yakıtlı roket motorlarıdır. Bu çalışmada katı yakıtlı Double Base (DB) roket motorlarda roket motor borusunun balistik parametre etkisi incelenecektir.

Bir katı yakıtlı roket kimyasal tahrikin en basit formudur. Bu roketlerde yakıt ve oksitleyicinin her ikisi de yanma odasının içine yerleştirilen çekirdek (grain)'in içinde mevcuttur. Katı yakıtlı roketlerde yanma odası, sıvı yakıtlı roketlere göre daha büyüktür. Ateşleyici olarak adlandırılan ve yanma olayını başlatan bir cihaz yanma odasının merkezi boşluğu içine yerleştirilir. Ateşleme işleminden sonra, katı yakıtın yanması ile oluşan kızgın gazlar merkezi boşluk boyunca akar ve bir nozul vasıtasıyla yüksek hızlara ivmelendirilirler.

Yanma esnasında gazlar katı yakıt çekirdeğinin yüzeyinde yayılırlar. Böylece, katı yakıt yüzeyi yanma esnasında kendine göre ters bir yönde lineer bir gerilme hızıyla geriler. Yanma gazları gövdeyle yalnızca yanma olayının sonunda temas eder [1].

Genellikle bir yakıt ve oksitleyici bileşenden oluşan katı yakıtın yüksek basınçlı yanma reaksiyonundan açığa çıkan enerji, reaksiyon ürün gazlarının yüksek sıcaklıklara yükselmesine imkân sağlar (2500-4000 K). Bu gazlar daha sonra lüleden genişletilerek yüksek hızlara (1800-4300 m/s) çıkabilmektedir [3].

Roket motorlarını diğer direkt ve indirekt tepkili motorlardan ayıran en önemli özellikler aşağıda sıralanmıştır:

- Roket motorları, bünyesindeki yakıtın içinde oksitleyiciler olduğundan dolayı yanma olayında çevre havasını kullanmamaktadır. Bu nedenle roket motorları, gerek uzay araçlarında ve gerekse uzaya gönderilen roketlerin tahrikleri için uygundur. Ayrıca atmosfer içinde kısa zamanda büyük itme kuvveti istediğinde de roket motoru kullanılır. Özellikle avcı uçaklarının ilk hareketinde, yüksek irtifa ve hıza sahip olmak istediğinde de roket motoru kullanılmaktadır. Bu tip uçaklarda karışık tahrik sistemi, diğer bir deyişle hem roket motoru, hem de jet motoru kullanılmaktadır [2].

- Roket motorlarının hareketli parçası yoktur. Ayrıca motorun şeklide sabittir. Roketin çalışması, diğer direkt ne indirekt tepkili motorlarda olduğu gibi uçuş hızına bağlı değildir. Ayrıca roketler yüksek Mach sayılarında çalışırlar.

- Roket motorlarının yanma odası basınçları 2-21 MPa civarındadır. Dolayısıyla, küçük yanma odası hacimlerinde yüksek enerjiler elde edilir.

- Roket motorlarının bünyesinde yakıcı ve yakıt bir arada bulunur. Roket motorlarının yakıt sarfiyatları çok yüksektir. Yakıt sarfiyatı bir tonluk bir itme için saniyede 3-6 kg'dır. Buna karşılık direkt tepkili motorların yakıt sarfiyatı bir tonluk bir itme için saniyede 0,25-0,3 kg'dır. Bu nedenle roket motorlarında itme kuvveti başına daha fazla yakıt bulunur ve roketler daha ağır olurlar.

- Roket motorları boyutsal olarak küçük ve yanma süreleri kısadır. Roket motorlarının kullanım alanları genel olarak iki grupta toplanabilir.

1- Uzay araştırmalarında kullanılması:

Uzayın incelenmesi, roketlerin yerden uzaya fırlatılması ve bünyelerindeki yapay peyklerin (uyduların) istenilen yörüngeye oturtulmasıyla başlar. Uzaya fırlatılan roketler önceleri daha çok sıvı yakıtlı roketlerdi. Fakat son zamanlarda katı yakıtlı roketlerde kullanılmaya başlamıştır.

2- Atmosfer içinde roketlerin kullanım alanları:

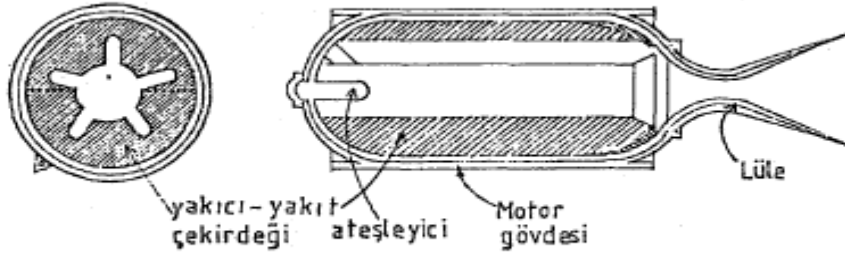
Genellikle askeri amaçlar için savunma ve saldırı amaçlı kullanılmaktadır. Diğer alanlarda da kullanılması üzerinde araştırmalar yapılmaktadır.

Askeri amaçlar için kullanılan roketlerde genellikle kısa mesafelerde katı, uzun mesafelerde ise sıvı yakıtlı roket motorları kullanılmaktadır [2].

1.1. Katı Yakıtlı Roket Motorlarının Temel Parçaları

Katı yakıtlı bir roket motoru (Şekil 1.1.) dört temel parçadan meydana gelir.

- Çekirdek (Grain)
- Gövde
- Nozul (Lüle)
- Ateşleyici



Şekil 1.1. Katı Yakıtlı Bir Roket Motoru

1.1.1. Çekirdek (Grain)

Çekirdek, katı yakıtın roket motoru içerisinde şekillendirilmiş halidir. Katı yakıt malzemesi ve çekirdeğin geometrisi roket motorunun performansını etkileyen önemli parametrelerdendir. Çekirdek, katı yakıtın dökülmesi veya ekstrüze edilmesiyle şekillendirilir ve görünüşü sert kauçuk veya plastiğe benzerdir [3].

1.1.2. Gövde

Roket motorunun gövdesinin şekli, çekirdeğin şekliyle bağlantılıdır. Gövde dizaynı aynı zamanda, söz konusu olan uygulamayla da ilgilidir. Motor gövdesi dizaynında aşağıdaki hususlar dikkate alınmalıdır:

- Mekanik yük (roket motorunun çalışması esnasında, gövde yüksek bir basınca maruz kalır).
- Isıl yük (yanma gazları temasta olan gövde kısımları yüksek bir ısı dayanımına sahip olmalıdır).
- Korozyon
- Uzay şartları, vakum, radyasyon, gök taşları...

Roket gövdesi dizaynında, gerilme-korozyon çatlama önemli bir problem oluşturmaktadır. Ağır olmayan, ince metal gövdelere verilen önem, gerilme korozyonu ve çatlak oluşumunu şiddetlendirmektedir. Gövdenin biçimi (özellikle silindirik gövdelerde uzunluk çap oranları) yalnızca gövdenin karşılaması gereken gerilmeleri değil, aynı zamanda verilen bir yakıt miktarını örtmek için gerekli malzeme miktarını da etkilemektedir.

Çok büyük ve uzun roket motorlarında, hem çekirdek hem de gövde bölümler halinde üretilirler. Daha sonra bu parçalar mekanik olarak birbirine monte edilirler. Yüksek dayanımlı çelikler, titanyum alaşımları ve fiberglas takviyeli plastikler roket motoru gövdesi dizaynında en yaygın olarak kullanılmakta olan malzemelerdir.

1.1.3. Nozul (Lüle)

Roket nozulunun görevi, yanma gazları entalpisini kinetik enerjiye en iyi verimle dönüştürmektir. Yanma ile serbest kalan enerji roket motoru lülesinin genişleyen kısmında kinetik enerjiye dönüşür ve itme kuvvetini meydana getirir.

Roket motorlarında, genellikle önce daralan ve sonra genişleyen lüle tipi olan De-Laval lüle kullanılır. Roket lülesinin daralan kısmında gazların çıkış hızı oldukça düşük ve buradaki kayıplar çok azdır. Buna karşın, lülenin genişleyen kısmı değişik geometrik şekillerdedir ve buradaki gazların hızı yüksektir.

1.1.4. Ateşleyiciler

Katı yakıtların ateşlenmesi, bir sinyalin alınmasıyla başlayan, ısı üretimi, ateşleyiciden motor çekirdek yüzeyine ısı transferi, alevi bütün yanma yüzeyine yayma, boş olan yanma odasını gazla doldurma ve yanma odası basıncını yanma titreşimleri, tahrip edici şok dalgaları, ateşleme gecikmesi gibi ciddi anormallikler olmaksızın yükseltmek işlemlerini içeren bir seri hızlı ve karmaşık olayları içermektedir. Katı yakıtlı bir roket motorunda ateşleyici, motorun ateşlenmesi için ihtiyaç duyulan gaz ve ısıyı üretir.

Bu çalışmada çelik malzeme ile üretimi yapılan kısa menzilli bir roket motor borusunun, kompozit esaslı malzeme ile üretilebilirliği, çelik ve kompozit arasında ne gibi avantajlar ve dezavantajlar olduğu incelenmiştir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1. Çelik Malzemeler

Çelik muhteviyatında maksimum % 1,6 karbon içeren demir alaşımli bir malzemedir. Düz karbonlu çeliklerde C oranı % 1'i geçmez. Tüm çeliklerin bileşiminde ayrıca Mn, Si, P ve S bulunur. Çelikte en belirleyici özellik kendisine mukavemet ve sertlik değerlerini kazandıran % C miktarıdır. % C miktarının ortaya çıkardığı bazı olumsuzluklar da vardır. % C miktarı arttıkça çeliğin süneklik, tokluk, kaynak edilebilirlik özellikleri azalır [4].

Çelikler aşağıdaki gibi sınıflandırılabilir. Ancak bir çelik cinsi özellikleri itibari ile birden fazla sınıfa girebilir. Bunlar;

- Kalitesiz yumuşak çelikler
- Kolay kaynak çelikleri
- Yapı çelikleri
- İmalat çelikleri
- İslah çelikleri
- Soğuk çekme çelikler
- Paslanmaz çelikler
- Takım çelikleri

Olarak kategorilere ayrılabilirler.

2.1.1. Kalitesiz Yumuşak Çelikler

Tasarımda kullanılacak malzemede çekme dayanımı, aşınmaya karşı direnç, sıcaklığa duyarlılık, çekme veya uzamadan kaynaklanacak sorunlar söz konusu değilse kalitesiz yumuşak çelikler kullanılabilir. Çöp tenekesi, bahçe parmaklığı gibi kullanım yerlerinde aranacak özellik sadece korozyona karşı dayanıklılık ise bu gibi

yerlerde düşük karbonlu çelik kullanılması aynı zamanda malzemenin kolay kaynak yapılabilmesini, yumuşak olduğundan kolay şekil verilebilmesini ve böylece hem işçilikten hem malzeme maliyetinden tasarruf edilebilmesi sağlanmış olur.

Düşük karbon çeliği olarak belirtilen bu çelikler içeriğinde % 0,05-% 0,15 arasında karbon içermekte olup SAE1010 veya DIN-Ck10 (1.1121) standartlarında tanımlanmışlardır.

2.1.2. Kolay Kaynak Çelikleri

Çelikte karbon oranı ve kalınlık arttıkça kaynak edilebilirlik zorlaşır ve ancak bir takım önlemler alınması ile gerçekleşebilir. 20 mm den ince malzemelerde karbon (C) % 0,25 den az ise herhangi bir önleme gerek kalmadan malzemeyi kaynak etmek mümkün olur. Bu tip çeliklere kolay kaynak çelikleri denir. Silolar, basınçsız kaplar, şaseler, genel amaçlı imalatlar için kolay kaynak çelikleri seçilir.

Kolay kaynak edilebilir çelikler için W.S.Nr: 1.0301 (C10), W.S.Nr: 1.0401 (C15), W.S.Nr: 1.1121 (Ck10) örnek olarak gösterilebilir. Eğer kaynak edilecek malzeme alaşımlı bir çelik ise önce eş değer karbon oranı (EC) bulunmalıdır.

Düz karbonlu çeliklerde $EC = (C + Mn/4 + Si/4) \%$

Düşük alaşımlı çeliklerde $EC = (C + Mn/6 + Cr/S + Mo/4) \%$

Düşük alaşımlı çeliğin kimyasal bileşenlerine göre hesaplanan EC değeri hangi düz karbonlu çeliğin EC değerine yaklaşık olarak denk geliyorsa ilgili düşük alaşımlı çelik için aynı EC değerindeki karbonlu çelik için uygulanan kaynak yöntemi uygulanır.

2.1.3. Yapı Çelikleri

Bir yapı çeliğinin belirtilen mukavemet değerleri sıcak veya soğuk haddeden geçerek almış olduğu form için geçerlidir. Eğer Yapı çeliği tornada veya frezede talaş kaldırılarak inceltilecek olursa ortaya çıkacak olan mukavemet değerleri katalogta belirtilen değerlerden çok daha düşük olur çünkü yapı çeliklerinde iç kısımlardaki mukavemet değerleri kabuktaki mukavemet değerlerinden çok daha düşüktür. Bu nedenden yapı çeliklerine kesme ve delik delme işlemleri hariç talaş kaldırmalı işlemler ve ısıtım işlemleri uygulanamaz. Yapı çelikleri temin edilmiş olduğu formda kesilir, bükülür, delinir ve kaynak edilebilir.

2.1.4. İmalat Çelikleri

Sade karbon veya alaşımsız makine imalat çeliği olarak da bilinirler. İmalat çeliği yaklaşık % 0,20-0,60 arasında karbon içeren alaşımsız çeliklerdir. İçerdiği yüksek oranda karbon miktarından dolayı karbon çeliği olarak da anılırlar.

2.1.4.1. Karbonlama Yöntemi ile Kabuk Sertleşebilir İmalat Çelikleri (Sementasyon Çelikleri)

Bu çelik türü içeriğinde % 0,29'dan daha az karbon olmasına rağmen karbonlama yöntemi ile yüzeydeki karbon oranının % 1'e kadar arttırılabildiği, daha sonra su verilerek yüzeyin 65 HRC değerine kadar sertleştirilebildiği çelik türleridir. Bu çelik türleri yüzeyinde aşınmaya maruz kalacağı için yüzeyin sert, ağır yükler taşıyacağı veya şoklara maruz kalacağı için içyapı tokluğunun fazla olması istenen parçalar için kullanılır.

2.1.4.2. Nitrürleme Yöntemi ile Kabuk Sertleşebilir İmalat Çelikleri

Yüzey sertliğinin artırılması için uygulanan bir diğer yöntem Nitrürleme yöntemidir. Bu yöntemde azotça zengin ortamda malzeme 600 °C’de uzun bir zaman bekletilerek malzeme yüzeyinde azot miktarı artırılarak yüzeyin su verilmeden sertleştirilmesi sağlanır. Aşınma ve yorulma direncinin çok yüksek ve yüzey sertliğinin 72 HRC sertliklerine kadar çıkması gereken makine parçaları için bu tip çelikler kullanılmaktadır.

2.1.4.3. Otomat Çelikleri

Karbonlu çeliklerin tezgâhlarda kolay işlenebilirliğini sağlamak için içeriğine kurşun, kükürt, fosfor katılarak talaşın uzamadan kırılması sağlanır. Bu tip çeliklere otomat çelikleri denir. Bu çelikler genellikle soğuk haddelenmiş olarak piyasaya sürülür.

2.1.5. İslah Çelikleri

Makine üretiminde kullanılmak üzere su verilerek sertlikleri derinlemesine arttırılabilen çeliklere ıslah çelikleri denir. Bu çelikler yalın karbonlu çelik (örnek 1.0501 C35) olabildiği gibi alaşım çeliği (örnek: 1.6582 34 CrNiMo6) de olabilirler.

2.1.6. Soğuk Çekme Çelikler

İmalat ve ıslah çelikleri normal oda sıcaklığında bir veya birkaç kalıptan geçirilerek belli bir şekil almaları sağlanıyorsa bu çeliklere Soğuk Çekme Çelik veya Transmisyon Çeliği denilmektedir. Soğuk çekmeden maksat ısıtılma işlemi gerek kalmadan malzemenin akma ve kopma mukavemetlerini arttırmaktır. Sıcak haddelenmiş sacın sadece inceltirilerek mekanik özelliklerinin geliştirilmesi gerekiyorsa çekme yerine oda sıcaklığında haddeleme yeterlidir. Bunlara ise soğuk haddelenmiş çelik denilir.

2.1.7. Paslanmaz Çelikler

İçeriğinde % 12 ile % 26 oranında Cr bulunan malzemelere paslanmaz çelik denir. Bunlar adı üzerinde paslanmayan (korozyona dayanıklı) çeliklerdir. Bu çeliklerin bir diğer özelliği yüksek sıcaklıklara dayanıklı olmalarıdır.

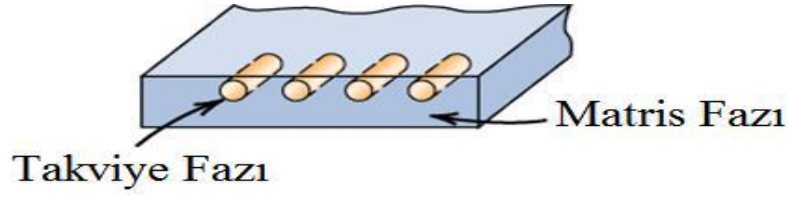
2.1.8. Takım Çelikleri

Yüksek alaşımlı ve yüksek oranda karbon içeren çeliklere takım çelikleri denir. DIN normunda kısa gösterimdeki simgelerin başında X bulunursa bu çeliğin yüksek alaşımlı olduğunu belirtir. Örnek: X36 Cr Mo17 (1.2316). Bu malzemelerin ıslah çeliklerinden en önemli farkı içyapılarındaki temizlik nedeni ile belirtilen mukavemet ve sertlik değerlerinde sapmanın minimum olmasıdır. Bu nedenle takım çelikleri ıslah çeliklerinden çok daha fazla pahalıdır.

2.2. Kompozit Malzemeler

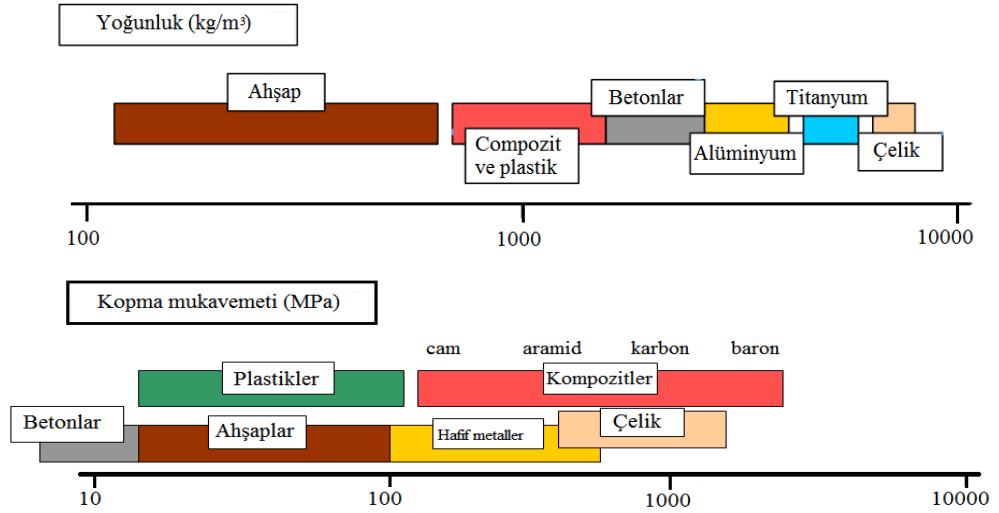
Kompozit malzeme, temel olarak birbiri içerisinde çözünmeyen ve birbirinden farklı şekil ve/veya malzeme kompozisyonuna sahip iki veya daha fazla bileşenin karışımından veya birleşmesinden oluşan bir malzeme sistemidir [5].

Son zamanlar kompozit malzemelerin özelliklerinin oldukça gelişmesi sonucunda, günümüzde ileri kompozitler olarak adlandırılır. Kompozit malzemeler, Şekil 2.1'de görüldüğü gibi matris (Sürekli ve Ana Faz) ve takviye fazı (İkincil Faz) olmak üzere iki fazda bulunurlar [6]. Kompozitler matris malzemesine göre incelendiğinde polimer, metal ve seramikler olmak üzere üç farklı gruba ayrılırlar.



Şekil 2.1. Kompozit Malzeme Faz Çeşitleri [7]

Polimer esaslı kompozit malzemelerde fiberler takviye fazı olarak görev yapmaktadır. Termoset veya termoplastik reçineler ise polimer esaslı kompozit malzemelerde matris görevi yapmaktadır. Kompozit malzemenin içerisindeki fiberler ve reçine bir ara yüzey bağlanması ile birbirlerine bağlanırlar. Kullanılacak kompozit malzemeden istenen; mekanik özellikler, çevre şartlarına dayanıklılık, görünüm, maliyet ve bunun gibi özellikler ile çok çeşitli olabilmekte ve hemen hemen her isteği karşılayabilecek uygun bir takviye matris çifti oluşturulabilmektedir. Şekil 2.2. incelendiğinde kompozit malzemeler ile diğer materyallerin yoğunluk ve dayanım ilişkisini daha iyi anlayabiliriz.



Şekil 2.2. Çeşitli materyallerin yoğunluk ve dayanım değerleri [8]

Kompozit malzemelerin avantajı bileşenlerinin en iyi özelliklerini bir arada toplamasıdır. Kompozit malzemelerin üretimiyle aşağıdaki özelliklerin biri veya birkaçının geliştirilmesi amaçlanır.

- Düşük yoğunlukta yüksek dayanım,
 - Fiberler gerilim yönünde düzenlenebilir,
 - Korozyon direnci,
 - Kırılma tokluğu,
 - Yüksek titreşim ve darbe dayanımı
 - Çok düşük, kontrol edilebilir termal genleşme,
 - Mekanik dayanım, basınç, çekme, eğilme, çarpma dayanımı,
 - Yorulma dayanımı, aşınma direnci,
 - Isı iletkenliği veya ısı direnci,
 - Hasar görmüş yerler kolay tamir edilebilir,
 - Akustik iletkenlik, ses tutuculuğu veya ses yutuculuğu,
 - Yüksek sıcaklığa dayanıklılık,
 - Elektrik iletkenliği veya elektriksel direnç,
 - Görünüm
- ve benzeri özellikler şeklinde sıralanabilir [8].

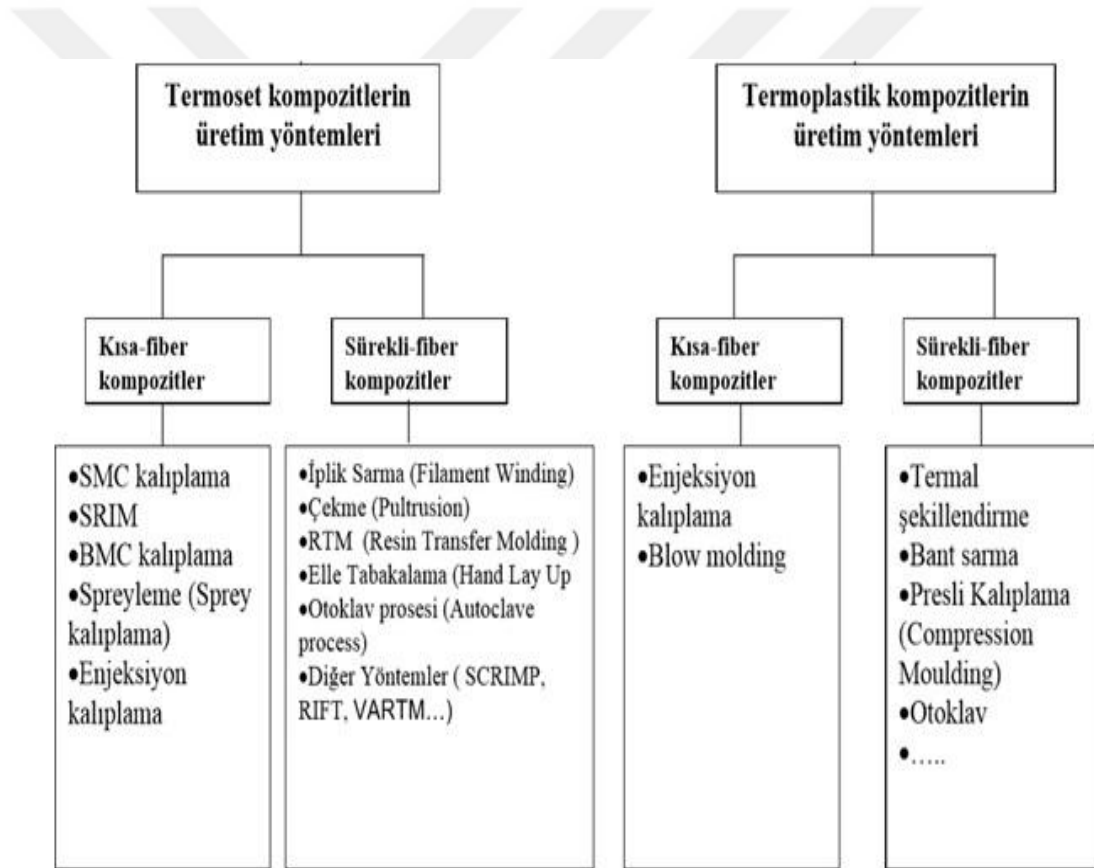
Yukarıda belirtilen özelliklerdeki iyileştirmeler, bu malzeme grubunun hava ve uzay endüstrisinin yanında kara ve deniz taşımacılığı, çeşitli spor malzemeleri, savunma sanayi, tıp gereçleri, kimya sanayi, balistik, müzik aletleri ve inşaat sanayi gibi birçok uygulama sahası bulmuş durumdadır [9].

Fiber takviyeli kompozit malzemenin mekanik özellikleri makro ve mikro düzeyde kabul edilir. Kompozit bir malzeme anizotropik lineer elastik katı malzeme olarak düşünülebilir. Makro düzeyde bakıldığı zaman kompozit malzeme sürekli homojen sayılabilir [10].

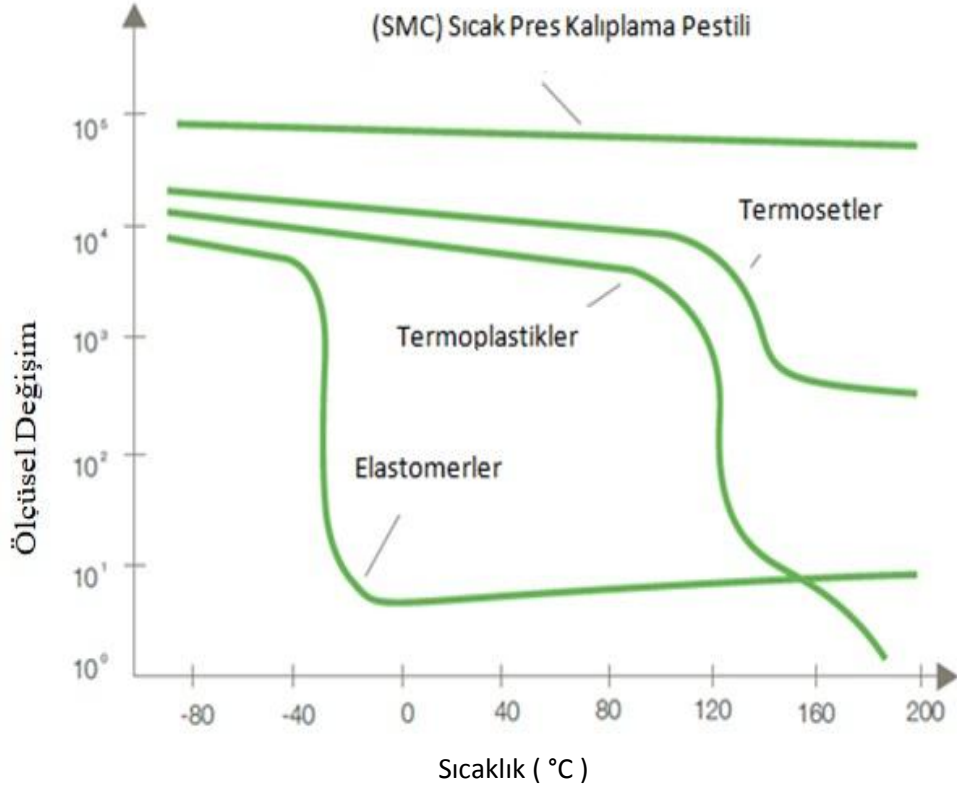
2.2.1. Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

Seçilecek üretim yöntemi; takviye malzemesine (elyaf), matris malzemeye (reçine), parça şekline, istenen mekanik ve fiziksel özelliklere bağlı olarak değişim gösterir [11].

Bir parçayı üretmek için genel olarak; ham madde, kalıp, ısı ve basınca ihtiyaç vardır. Kullanım amacına göre kompozit malzeme üretimi uygun yöntem ve tekniklerle gerçekleştirilmektedir. Aşağıda Şekil 2.3'te uygulanan mevcut kompozit malzeme üretim yöntemleri görülmektedir.

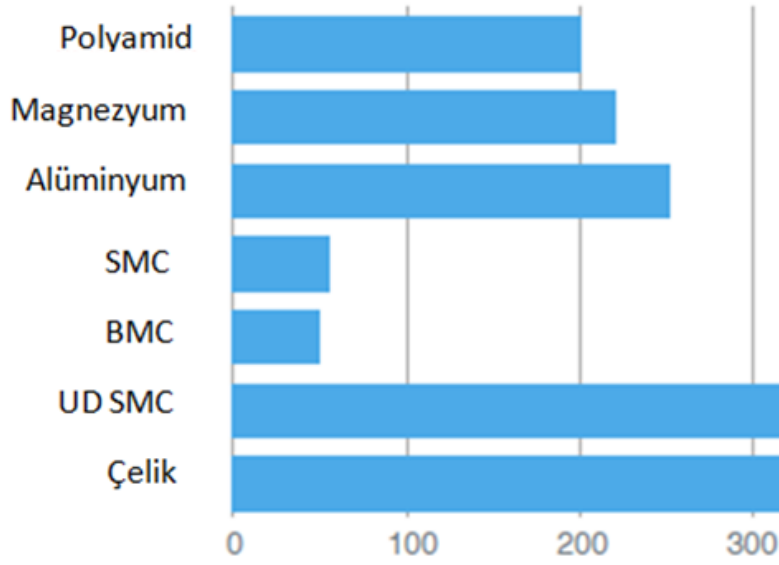


Şekil 2.3. Kompozitlerin yapısal bileşenlerinin şekline göre sınıflandırılması [12]



Şekil 2.4. Çeşitli malzemelerin farklı sıcaklık etkisinde ölçüsel değişim davranışları [27]

Şekil 2.4'te SMC yöntemi ile termosetler, termoplastikler, elastomerlerin sıcaklık etkisindeki ölçüsel değişimleri verilmiştir. Buna SMC yöntemi diğerlerine göre sıcaklık değişiminden en az etkilenen yöntem olarak karşımıza çıkmaktadır. Buda roket gövdesi gibi yüksek ısı altından çalışan ürünler için büyük avantaj sağlayacağı değerlendirilmiştir.



Şekil 2.5. Çeşitli malzemelerin çekme gerilmeleri (MPa) [27]

Şekil 2.5'te çeşitli malzemelerin çekme gerilmeleri verilmiştir. UD SMC, SMC malzemeye dolgular ve güçlendiriciler ilave edilerek mukavemeti artırılmış SMC' dir. Buna göre çeşitli güçlendiriciler ile çelik malzemeden daha mukavemetli malzemeler elde etmek mümkün görünmektedir.

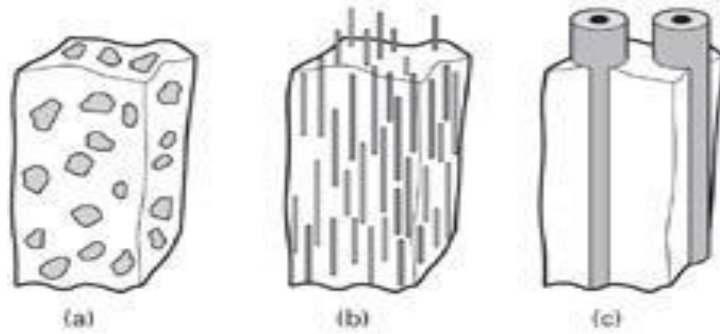
SMC takviye malzemesi olarak kırılmış cam elyaf ile dolgu malzemesi içeren bir reçinenin SMC makinesinde birleştirilmesi ile oluşan pestil biçiminde malzemedir. Kalıp sıcaklığı 120-170 °C arasındadır. Kalıplama süresi ve kalıplama basıncı; parçanın büyüklüğü, kalınlığı ve SMC tipine bağlı olarak değişmektedir. SMC hazır kalıplama bileşiminin, çelik, alüminyum ve diğer çinko metal döküm gibi malzemelere göre toplam maliyet/performans getirisinde sağladığı avantajlar, tasarımcılar ve mühendisler tarafından sıkça ifade edilmektedir. Tek bir kalıpta birçok parça birleştirilebilir. SMC ürünler hafiftir ve yüksek sertlik ve dayanım özelliklerine sahiptir. SMC kalıplama, metal kalıplamada gereken birden fazla ekipmanın aksine tek bir ekipman ile işlenebildiğinden, genellikle metal kalıplama

prosesinden daha ucuzdur. Ayrıca SMC kalıplama ekipmanının yapımı da daha kısa sürede gerçekleşir [13].

Yapının ana bileşenlerini termoset reçineler, cam elyaf takviye malzemeleri ve dolgu malzemeleri teşkil eder. Bunlardan başka düşük profile katkısı, sertleştirme insiyatörleri, kıvamlaştırıcılar, proses katkıları ve kalıp ayırıcılar ilave edilirler. Yapıdaki değişik parçalar yardımıyla SMC-BMC de her isteğe uygun formül geliştirilmesi mümkün olmaktadır. Bu sayede kullanım yerinin ihtiyaçlarına uygun olarak yüksek mekanik zorlamalara dirençli ürünler elde edilebilmektedir.

2.2.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler reçine (Matrix) ve takviye (Reinforcement) bileşenlerinden oluşmaktadır. Şekil 2.6'da kompozit malzeme takviye tipleri gösterilmiştir. Kompozitler takviye elemanın geometrik yapısına göre sınıflandırılmaktadır. Temel olarak reçine içine gömülmüş sürekli, kırılmış veya tabaka halindeki fiberlerden oluşmaktadır. Takviye elemanının şekli direk olarak kompozit malzemenin özelliklerini ve üretim yöntemini etkilemektedir.



Şekil 2.6. Kompozit malzeme takviye tipleri, Parçacık Takviyeli (a) Kısa fiber takviyeli (b) Sürekli fiber takviyeli (c) [14].

2.2.2.1. Sürekli Fiber Takviyeli Kompozitler

Sürekli fiber takviyeli kompozit malzeme içerisinde çok yönlü olarak takviye edebilmek için çoklu fiberler halinde veya dokunmuş kumaş halinde kalıp içerisine yerleştirilebilir. Sürekli fiberlerde yönlendirilme özelliklerinden dolayı diğer takviye elemanlarına göre daha üstün özelliklere sahiptirler. Fiberlerin kompozit malzeme içerisinde belli doğrultularda yerleştirilebilmeleri büyük bir avantaj sağlar. Kompozitin kullanıldığı yer ve üzerine gelen yüklemelerde çekme, basma ve eğilme gerilmeleri için istenilen yönlerde dayanım özelliklerine ulaşılabilir. Tek yönde çekme dayanımına maruz kalan bölgeler, yönlendirilmiş uzun fiberler nedeniyle fiber doğrultusunda maksimum performans gösterirler. Ancak fiber eksenine dik doğrultuda düşük özellikler elde edilir çünkü bu yöndeki gerilmelerde matris dayanımı esas olmaktadır. Fiber eksenine hem dik, hem de paralel kuvvet uygulandığında mekanik özellikleri iyileştirmek için değişik açılarda takviye yapılarak bu doğrultularda daha yüksek özelliklerin elde edilmesi mümkün olabilmektedir [15].

Benzer şekilde çarpma dayanımı, ısı iletkenlik, ısı genleşme gibi davranışlar da fiberlerin yönlenme eksenine bağlıdır [16].

Fiber takviyeli yapı elemanlarının yüklenmesi hiçbir zaman tek veya iki eksenli değildir. Birkaç yönden yüklemeye karşılaşılan kompozitlerde, fiberler farklı yönlerde yerleştirilerek veya dokumalar halinde hazırlanarak kullanılabilir. İki boyutlu dokumalar, kompozit her zaman en az iki yönde dayanıklılık kazandırırken üç boyutlu dokumalar kompozitin mekanik dayanımını her üç yönde arttırırlar. Üç boyutlu dokumalar, her katmanı farklı eksenlerdeki fiberlerden oluşan kıvrımsız (non-crimp) yapıda imal edilebilen, çok katlı kumaşlardır. Katların sayısı, eksen açısı, ağırlığı ve kullanılan fiber tipi isteğe göre tasarlanabilmektedir [16].

2.2.2.2. Kısa Fiber Takviyeli Kompozitler

Kısa fiber olarak adlandırılan fiberler yaklaşık 1-5 µm çapında ve 0,5-6 mm uzunluğunda üretilirler. Kompozit malzeme içerisindeki kısa fiberlerin verimi sürekli fiberlere oranla düşük olmasına rağmen pazar içerisindeki önemi giderek artmaktadır. Kısa fiberlerden üretilen kompozit malzemelerde en çok cam fiber kullanılmasına rağmen karbon ve aramid kısa fiberlerde kullanılmaktadır. Kısa fiberlerden elde edilen kompozit malzemelerin elastisite modülü ve çekme dayanımı sürekli fiberler ile üretilen kompozit malzemelerin % 90 ile % 50'si arasındadır. Sürekli fiber takviyeli kompozit malzemelerde fiberler homojen bir yapıya sahipken kısa fiber takviyeli kompozitlerde rastgele yapıdadırlar [7].

2.2.2.3. Parçacık Takviyeli Kompozitler

Parçacık takviyeli kompozitlerde en az iki makro ölçekli partikülün veya bir matris içine makro ölçekli partiküllerin ilave edilmesi ile elde edilen kompozitlerdir. Sürekli fiberler kompozitlere göre çok daha izotropik özellikler sergilerler. Parçacık takviyeli kompozitlerde, takviye amacıyla kullanılan malzemenin üç yöndeki boyutları arasında önemli ve belirgin bir fark yoktur. Pul, pelet, granül, küre, disk şeklindeki geometrilere sahip ve şekilsiz kırıntılar bu grupta yer alırlar [16].

Parçacığın boyutunun mikron mertebesinde olan kompozitler parçacık takviyeli kompozitlerin bir sınıfı iken parçacık boyutunun mikron altında olduğu kompozitler dispersiyonla sertleştirilmiş kompozitler sınıfını teşkil ederler. Parçacık takviyeli bir kompozit malzemenin mukavemeti veya sertliği direkt olarak takviye fazının sertlik ve mukavemeti ile doğru orantılıdır. Partikül takviye malzemeleri metal, seramik veya polimer matrislerle kolaylıkla kullanılabilirler. En yaygın uygulama alanları yüksek aşınma dayanımı ve yüksek servis sıcaklığı gereken alanlardır [17,18].

Parçacık takviyeli kompozitlerde parçacık ve matris etkileşimi moleküler ya da atomik düzeydedir. Takviye elemanının etkinliğinin yüksek olması için matris malzeme içerisinde eşit olarak dağılmış olması gerekmektedir. Ayrıca bu iki fazın (takviye ve matris) hacim oranı kompozit malzemenin mekanik özelliklerini etkileyen önemli bir faktördür [7].

2.2.3. Kompozit Motor Borusu Çalışmaları

Kompozit malzeme kullanımının amacı;

- Hafiflik,
- Yüksek mukavemet,
- Kolay üretilebilir olması,
- Malzeme yapısından dolayı korozyona karşı çelik malzemeye göre daha dayanıklı olmasıdır.

Sürekli gelişen teknoloji, kullanılan malzemelerin sonlu olması, yenilikçi tasarımlarda geleneksel malzemelerin talep edilen özellikleri tam olarak karşılayamaması gibi birçok sebeplerden ötürü çok sayıda üstün özelliği bir arada barındıran kompozit malzemelere talep günden güne artmaktadır. Kaynakların sınırlı olması, enerji ve çevre sorunları ile ilgili problemlerin çözümünü daha da önemli hale getirmiştir. Güncel problemlerin çözümü ancak yeni ve üstün nitelikli malzemelerin üretimi ile mümkün olabilir [19].

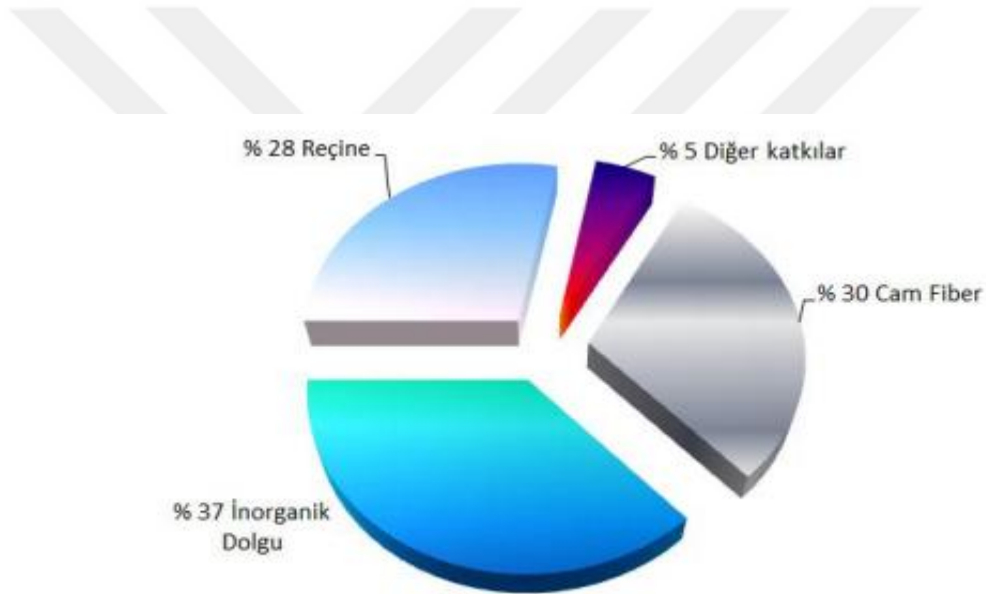
2.2.4. SMC Üretim Süreci

Kompozit üretim yöntemlerinden biri olan SMC iki adımda üretilir. Birinci adımda özel olarak hazırlanan, cam fiber, doymamış polyester, dolgu ve katkı maddeleri bir araya getirilip karıştırılarak pestil (prepreg) biçiminde malzemeler hazırlanır. İkinci adımda da olgunlaşması için bir süre bekletilen pestiller yüksek basınçlı ısıtmalı kalıplarda istenen şekle getirilir [20,21].

SMC üretim aşamalarını başarılı bir şekilde tamamlamak için prosesin hem kimyasal hem de mekanik olarak kontrolünün sağlanması gerekmektedir. Bu da ancak üretim süreci hakkında çok iyi bilgi birikimi olduğunda mümkündür. Örneğin üretim süreci esnasındaki hatalardan dolayı malzeme yüzeyinde ya da içerisinde boşluk oluşursa bu hem yüzey kalitesini düşürecek aynı zamanda mekanik özelliklerini olumsuz etkileyecektir [22,23]. Yine matris ve fiber arasındaki etkileşimler ile fiber oranı ve homojen dağılımı düzgün sağlanamazsa mekanik özellikler ve yüzey kalitesi olumsuz etkilenecektir [23,24].

SMC ile karmaşık şekillerin üretilebilmesi, metal parçaların bünye içine gömülebilmesi, farklı cidar kalınlıklarında çalışabilme mümkündür. Ayrıca ürünün iki yüzü de kalıp ile şekillenmektedir. Diğer kompozit malzeme üretim tekniklerinin olanak vermediği delik gibi karışık şekiller elde edilebilmektedir ve ıskarta oranı düşüktür [19].

Genellikle SMC hazır kalıplama yapılmadan önce pestil biçimde üretilen levhaların içinde matris malzemesi olarak polyester reçine, takviye malzemesi olarak cam fiber, inorganik dolgu malzemeleri ve katkı malzemeleri olarak katalizörler, kalıp ayırıcılar, kalınlaştırıcılar gibi birçok malzeme belli oranlarda bulunur. (Şekil 2.7.)

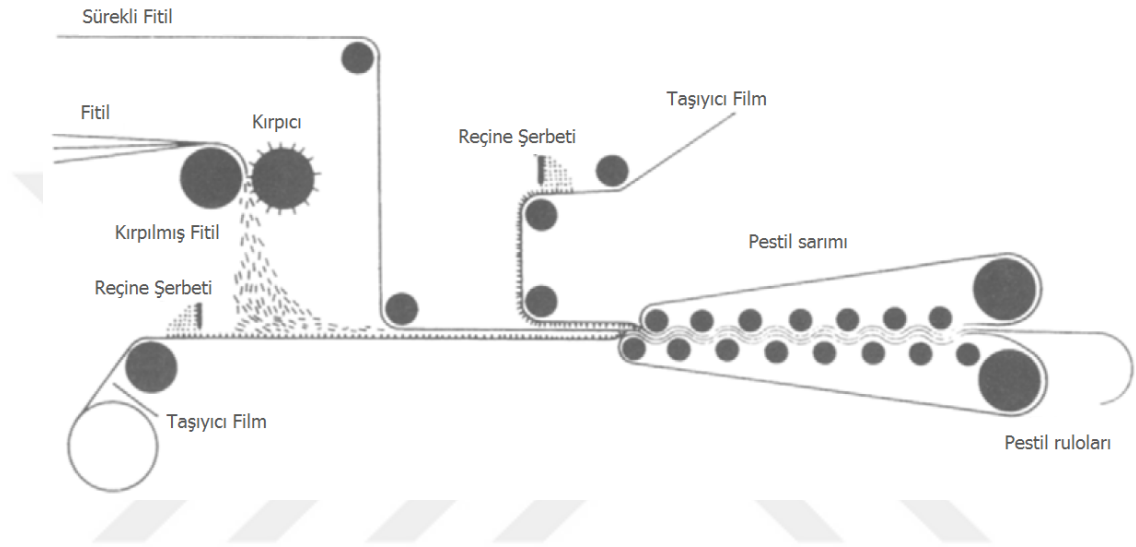


Şekil 2.7. Tipik bir SMC formülasyonu

2.2.4.1. SMC Pestillerinin Üretimi

Belli oranlarda mikserlerde karıştırılan hamur şeklindeki macun, Şekil 2.8’de gösterildiği gibi konveyör band hattında ilerlerken üzerine cam fiber lifler kırılarak serpiştirilir ve üzerine tekrar hamur şeklindeki macun eklenir. Bu pestil biçimindeki malzeme yığını naylon veya polietilen taşıyıcı film arasına rulolar vasıtasıyla

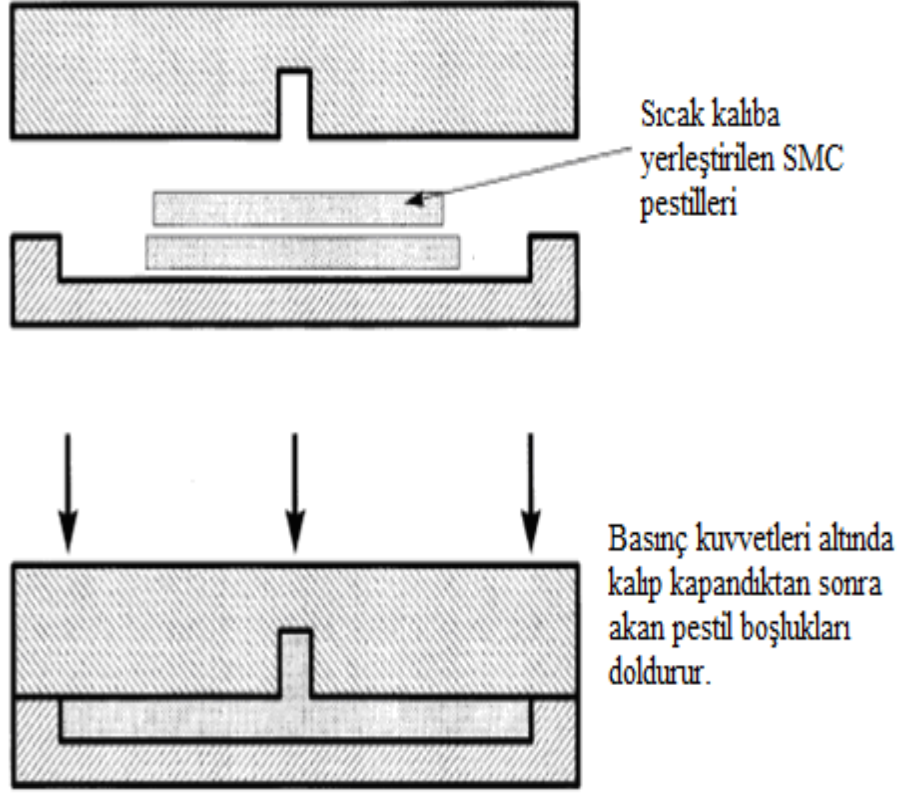
sıkıştırılır. Hazırlanan malzemenin taşıyıcı filmler arasına sıkıştırılmasının nedeni reçinenin uçuculuğunu önlemektir. Kalıplama yapılmadan önce pestilin uygun bir viskoziteye ulaşması için olgunlaşması gerekmektedir. Bunun için sıcaklık kontrollü bir ortamda pestil bir süre bekletilir [12]. Bazı özel uygulamalarda takviye malzemesi olarak karbon, bor lifi gibi farklı güçlendirme malzemeleri, reçine malzemesi olarak da vinil ester, epoksi gibi reçineler kullanılabilir.



Şekil 2.8. SMC pestil bileşiminin üretimi [20]

2.2.4.2. SMC Pestillerin Hazır Kalıplanması

SMC üretiminde; önceden hazırlanan pestiller uygun sıcaklığa getirilmiş kalıp içerisine bırakılmadan önce üzerindeki taşıyıcı filmler sökülür ve malzeme tartılarak hidrolik presteki kalıba yerleştirilir. Şekil 2.9’da gösterildiği gibi yerleştirilen bu pestiller yüksek sıcaklık ve basınç altında yumuşayarak kalıp boşluğuna akar ve böylelikle istenilen şekli alır. Kalıplama sıcaklığı 120-160 °C, kalıp basıncı ise 8-14 MPa aralığındadır. Kalıplama süresi parça kalınlığına ve bileşimdeki katkı maddelerine göre 1-6 dakika arasında değişir. Ayrıca yüzey kalitesinin önemli olduğu parçalarda kalıp içinde kaplama yapılabilir. Bu durum kalıplama süresini değiştirmektedir. Kalıptan çıkan parçalarda gerekli görüldüğünde temizleme, delme gibi ikincil işlemler uygulanabilir.



Şekil 2.9. SMC ile parça üretimi [29]

SMC için matris malzemesi olarak genellikle polyeşter reçine kullanılmaktadır. Pestil içine katılan katkı maddeleri malzemenin performansını ve üretim sürecini etkiler. Cam fiberler, genellikle 12-50 mm uzunluğunda kıyılır. Bazı uygulamalarda 50 mm'den daha uzun fiberler de kullanılır. Pestil içerisinde ağırlıkça % 25-50 arasında çeşitli miktarlarda kullanılırlar [20].

Yapılan araştırmalarda cam fiber içeriği arttıkça üretilen parçalar daha iyi mekanik özelliklere sahip olmaktadır. Kalıplama yapılırken malzeme içinde kullanılan liflerin uzunlukları da parçanın mukavemetini etkilemektedir. Çizelge 2.1'de kısa ve uzun fiberlerin malzemenin mukavemetine etkisi görülmektedir.

Çizelge 2.1. Lif uzunluğunun mukavemete etkisi [20].

Özellik	SMC R25	SMC R50	Çelik SAE 1008
Çekme dayanımı (MPa)	65-90	124-204	330,7
Çekme modülü (GPa)	10-12,5	12,2-19,1	206,7
Eğilme dayanımı (MPa)	155-200	248-380	
Eğilme modülü (GPa)	8,5-14	11,6-16,4	
Özgül ağırlık	1,8-2,0	1,85-2,15	

2.2.4.3. SMC' nin Sınıflandırılması

SMC yönteminde malzeme içerisine katılan cam fiber oranının yanı sıra bu liflerin üretilen parça içerisindeki dağılımlarının da parçanın mukavemetine etkisi çok fazladır. Pestil içerisinde kullanılan reçine ve takviye malzemelerine göre çeşitli SMC tipleri tanımlamak mümkündür. Literatürde mevcut ürünleri aşağıdaki gibi sıralamak mümkündür:

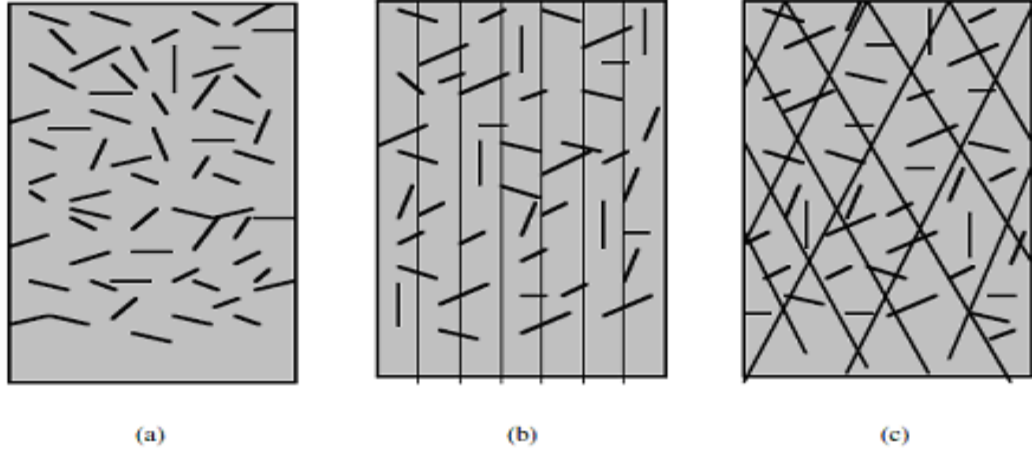
- SMC-R: Minimum 12 mm uzunluğunda istenilen boylarda kırılan fiberler malzeme içerisinde rastgele olarak dağılım göstermektedir. Çeşitli kesitlerdeki

parçaların kalıplanmasına uygun olan bu yöntemde son ürünün özellikleri tüm yönlerde aynıdır. Kalıp içerisindeki akış yönü ve mesafesine bağlı olarak özelliklerinde farklılıklar görülebilir. Pestil içerisindeki ağırlıkça yüzde oranı R harfinden sonra yazılır (Örneğin SMC-R25, ağırlıkça % 25 fiber oranı).

- SMC-C: Malzeme içerisinde sürekli cam elyafı tek yönlü bir yönelimle dizilmiştir. Elyaf yönünde iyi mekanik özelliklere sahipken diğer yöndeki özellikleri daha düşüktür. Presleme esnasında ise akışkanlığı daha düşüktür.
- SMC-C-R: Daha mukavemetli malzemelerin üretilmesi için rastgele ve sürekli elyaflar bir araya getirilerek elde edilir. Bu yöntemde de malzemenin mekanik özellikleri sürekli elyaf yönünde daha fazladır. Malzeme içerisindeki elyaf oranları ağırlıkça yüzde olarak birlikte yazılır (C20R20 gibi).
- SMC-X: Çapraz yöndeki X şeklinde sürekli liflerin ve rastgele liflerin mukavemeti artırmak için bir araya gelmesi ile üretilir.
- SMC-D: Bu yöntemde ise tek yönlü ama sürekli olmayan 100 mm veya daha fazla uzunluktaki lifler kullanılmaktadır. Geniş bir biçimde dağıtılan lifler elyaf yönünde daha iyi bir akış sağlar ama SMC-C' ye göre mukavemet biraz azalabilir. SMC kullanılan fiberlere göre de sınıflandırılmaktadır. Bunlar:
 - Cam fiber SMC GF-SMC

Takviye malzemesi olarak genellikle cam fiberler kullanılır. Matris malzemesi olarak ise daha ekonomik olduğu için doymamış polyeşter reçine kullanılır.

Yaygın biçimde kullanılan SMC tipleri Şekil 2.10'da verilmiştir.



Şekil 2.10. Yaygın biçimde kullanılan SMC tipleri a) SMC-R, b) SMC C-R, c) SMC X [19]

- Karbon fiber SMC CF-SMC

Vinil ester veya epoksi reçineli, karbon fiberli SMC uygulamaları oldukça yenidir. Yüksek mukavemet ve hafifliğin istendiği yerlerde karbon fiberle güçlendirilmiş kompozit malzemeler metal malzemelerin yerini almaya devam etmektedir [25]. Karbon fiber E-cam fiberden 3 kat daha mukavemetli ve % 20 daha hafiftir. Pahalı bir malzeme olduğu için yarış araçları, rüzgar türbinleri, uzay araçları gibi senelik üretimi (1000/yıl) olan özel uygulamalarda kullanılmaktadır. Araç ağırlığını azaltarak yakıt tasarrufu sağlasa bile halen daha otomotiv endüstrisi için çok pahalıdır. Palmer vd. karbon fiber SMC için geri dönüşümden elde ettikleri karbon parçacıkları SMC üretiminde parça içine katarak fiyatı düşürmeye çalışsa bile çok fazla başarı elde edememişlerdir [26]. Talebin artması neticesinde fiyatın daha fazla düşmesi beklentisi vardır [27,28,29].

Bu çalışmada SMC (sheet molding compound- sıcak pres kalıplama pestili) yöntemi ile motor gövdesinin üretilebilirliği çalışılmıştır. Çelik motor borularının yerine SMC kompozit malzeme ile üretilebilirliği araştırılmıştır.

- Doğal lif takviyeli SMC NF- SMC

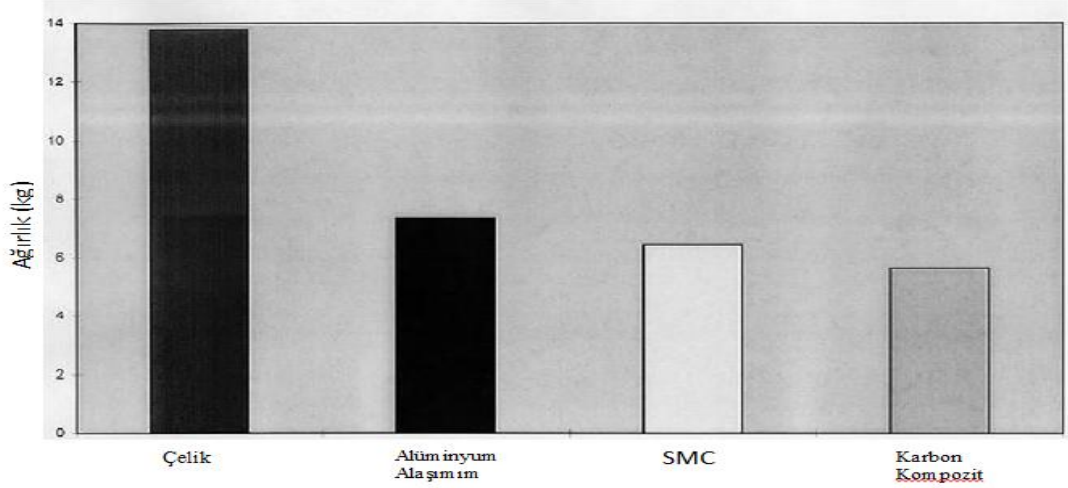
Keten, jute, kenevir gibi doğal liflerle SMC üretim denemeleri yapılmıştır. Cam fiberlere göre düşük yoğunluk ve düşük ekipman aşınması gibi birkaç avantajı vardır. Voorn vd. 2001'de yaptıkları çalışmada kısa keten lifleri kullanarak SMC parça üretmiş, cam fiber SMC'ye yakın mekanik değerler elde etmişlerdir [21]. Doğal fiberlerin sürekli elde edilememesi seri üretim süreçlerinde bir dezavantajdır.

2.2.4.4. SMC Üretim Yönteminin Avantajları

SMC yöntemi ile üretilen parçalar çelik, alüminyum gibi diğer malzemelere göre maliyet/performans açısından avantajlı olabilmektedir. Karışık parçaların tek aşamada üretilmesi, hafif ve mukavemeti yüksek parçalar elde edilebilmesi, metal kalıplamanın tersine tek bir ekipman ile üretimin gerçekleştirilmesi üstün özelliklerinden yalnızca bir kaçıdır. Yine karışık parçaların yapılabilmesine imkân tanınması hem tasarımcıya esneklik kazandırmakta hem de tek aşamada üretime izin vererek, zaman ve maliyet açısından önemli avantajlar sağlamaktadır. Aşağıda bu üstün özellikler özetlenmiştir:

- Üretim esnasında kısa çevrim süresi
- Kompleks parçalar için tasarım esnekliği
- Yüksek kalitede yüzey kalitesi ve estetik görünüm
- Yüksek ve düşük sıcaklıklarda mükemmel mekanik özellikler
- Çeliğe göre düşük termal iletim katsayısı
- Tam ve stabil boyutlar
- Düşük ağırlık
- Kimyasal dayanım
- Uygun kullanım süresi
- Montajlarda parça sayısını azaltması ve kalıplama esnasında vida gibi parçaların yerleştirilmesi sayesinde düşük maliyet sağlanması,
- Alev geciktirici, düşük duman emisyonlu, halojensiz formülasyon
- Alüminyum ve çeliğe göre üstün ses sönümleme,
- Düşük sistem maliyetleri ve metale göre üretimde daha kısa tasarım zamanı
- Son kullanıcı isteklerine göre formül uyarlayabilme [22,24,26,27].

SMC ve çelik, alüminyum alaşımları, karbon alaşımlarının ağırlıkları Şekil 2.11’de karşılaştırılmıştır.



Şekil 2.11. SMC ve diğer malzemelerle üretilen parçaların ağırlıklarının karşılaştırılması [19].

Çizelge 2.2’de SMC ile bazı malzemelerin çeşitli kriterlere göre karşılaştırılması yapılmıştır.

Çizelge 2.2. SMC ile bazı malzemelerin karşılaştırılması [27]

Malzeme	Çelik	Al-Mg	Termoplastik	SMC/BMC
Parça birleştirme	---	°	+++	+++
Uyarılama	---	---	+	+++
Korozyon dayanımı	---	---	++	+++
Hafif tasarım	---	+++	++	+++
Yangına dayanıklılık	+++	++	---	+++
Özgül esnemezlik	--	+	--	+++
Su emme	+++	+++	---	+
Doğrudan boyanabilirlik	+++	+++	--	+++
Isıya dayanım	+++	++	---	++
Kütle renklendirme	---	---	+++	+++
Geri dönüşüm	++	++	+	+
Eko verimlilik*	--	---	°	++

Pozitif : +++ , Negatif : --- , Nötr: °

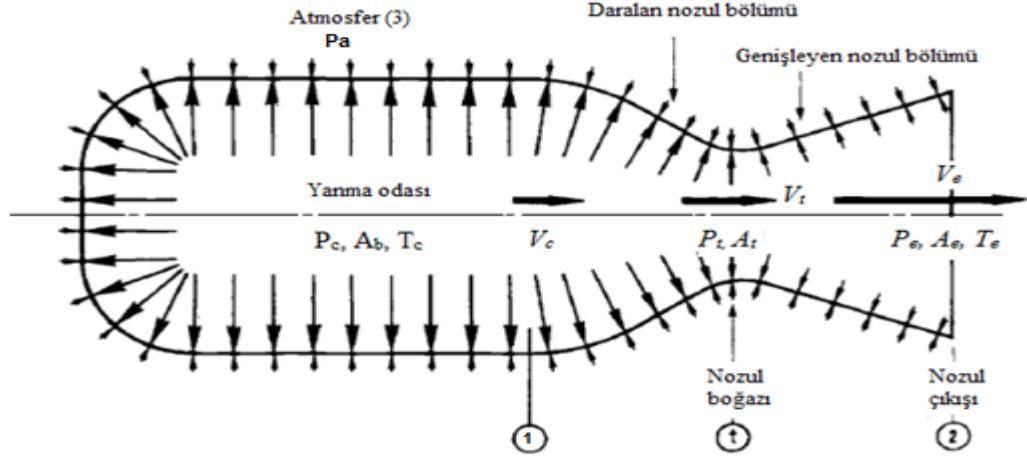
C-SMC malzeme mekanik analiz bilgileri Çizelge 2.3'te verilmiştir.

Çizelge 2.3. Kuantum kompozit olan AMC-8595'in özellikleri

Özellik	Yöntem	Değerler
Lif içeriği (% ağırlık)	Çözücü yıkama	55
Özgül ağırlık	ISO 1183	1.49
Çekme Mukavemeti (MPa)	ASTM D 3039	1200
Elastisite Modülü (GPa)		120
Poison Oranı		0,331
Eğme Mukavemeti (MPa)	ISO 178	1270
Eğme Modülü	ISO 178	74.4
İzod Darbe Mukavemeti (J/m)	ISO 180/1A	1440
CTLE (mm/mm/°C)	ASTM D 696	$9,47 \times 10^{-7}$

2.2.5. Roketlerde Temel Hesaplamalar

Bir roketin oluşturduğu itki, temelde mekanik, kimyasal ve termodinamik çalışma koşulları altında gerçekleşmektedir. Roket motor yanma odasında üretilen gazın, nozuldan geçerken hız kazanması neticesinde itki kuvveti oluşmaktadır. Nozuldan çıkan gazların oluşturduğu itki kuvveti roketi, istenilen istikamete sevk edebilmektedir [30].



Şekil 2.12. Bir katı yakıtlı roket motorunda gaz basıncı, gaz hızı, sıcaklık değerleri motorun farklı bölgelerinde farklı davranışları

Burada (P_c) yanma odası basıncını, (A_b) yanma odası yüzey alanını, (T_c) yanma odası sıcaklığını, (V_c) yanma odası gaz hızını, (P_t) nozul boğaz basıncını, (A_t) nozul boğaz kesit alanını, (V_t) nozul boğaz hızını, (V_e) nozul çıkış hızını, (P_e) nozul çıkış basıncını, (A_e) nozul çıkış kesit alanını ve (T_e) nozul çıkış sıcaklığını ifade etmektedir [31].

Şekil 2.7’de (1) ile gösterilen kısım, yanma odasını ifade etmektedir. Bu kısımda genellikle yanma süresince basıncın sabit olduğu kabul edilmektedir. Roket motor tasarımında yanma odasında üretilen gazın yüksek hız kazandırılarak roketi terk etmesi amacıyla nozul boğazı önce daralan daha sonra genişleyen yapıda tasarlanmaktadır. Yanma odasında üretilen gaz, nozul boğazında hızı artarken basıncı düşmektedir. Optimum roket çalışma şartlarının sağlanması için nozulun genişleyen çıkış kısmı motor çapından daha küçük olmak kaydıyla oluşturulmalıdır. Nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit çalışma koşulunda en yüksek itki oluşmaktadır [32].

2.2.6. Roketlerde İtki ve Momentum

Roketlerde itki, yanma odasında yakıtın yanması ile oluşan yüksek basınçlı gaz kütlesine yüksek hız kazandırılması sonucunda ve nozul çıkış basıncı ile ortam basıncı arasındaki farklardan oluşan kuvvet etkisi ile oluşmaktadır. Roketin oluşturduğu itki kuvveti, yanma odasında birim zamanda üretilen gaz kütlesi ve üretilen gazın nozuldan çıkış hızına bağlı olarak değişmektedir [30].

Nozuldan akan gaz kütlesi sabit kabul edildiğinde itme kuvveti aşağıda (3.1)'de verilen denklem ile ifade edilmektedir.

$$F = \frac{dm}{dt} v_e = \dot{m} v_e = \frac{\dot{w}}{g} v_e \quad (3.1)$$

Bu denklemde; (dm) zamana göre yanma ile üretilen gaz kütlesi değişimini, (v_e) nozul çıkışı gaz hızını, (\dot{w}) nozul çıkışı akan gaz ağırlığını, (g) yerçekimi ivmesini ifade etmektedir.

$$F = \dot{m} v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (3.2)$$

Momentum kavramı roketin hareketini sağlayan temel yapıyı oluşturmaktadır. Roket motoru içerisinde üretilen gaz kütlesi nozuldan yüksek hızda dışarı atılması esnasında iki tür itki oluşur; birincisi momentum etkisi ile oluşan itki, ikincisi ise nozul çıkış kesitinden çıkan gaz basıncı (P_e) ile ortam basıncı (P_a) arasındaki fark neticesinde oluşan itki kuvveti çiftlerinden oluşmaktadır. Denklem (3.2)'de eşitliğin birinci terimi momentum etkisi ile oluşan itkiyi $(\dot{m} v_e)$, ikinci terim nozul çıkışındaki basınç farkı ile oluşan itkiyi $(P_e - P_a) A_e$ ifade etmektedir.

$$F = A_t P_c \left[\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_a) A_e \quad (3.3)$$

Bu denklem tüm roket uygulamalarında özgül ısı oranı (k) sabit değeri için geçerli genişleme sürecindeki itki kuvveti hesaplamalarında kullanılmaktadır [32]. Bir roketin oluşturduğu maksimum itki kuvveti, nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olduğunda ($P_e = P_a$) sağlanmaktadır. Denklem (3.4)'ten görüleceği gibi nozul çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olduğu kabul edildiğinde eşitliğin sağ tarafı sıfır olur ve maksimum itki kuvveti oluşur.

$$F_{\max} = A_t P_c \left[\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.4)$$

Tek motorlu roketin oluşturacağı maksimum itki denklem (3.4)'te verilmiştir. Roket üzerinde birden fazla itki üreten sistem var ise toplam itki;

$$\Sigma F = F_1 + F_2 + F_3 + \dots \quad (3.5)$$

İtki prensibi ile çalışan tüm roketlerde, itki üreten tüm ünitelerin ürettiği itkiler ayrı ayrı toplanması ile denklem (3.5)'te görüldüğü gibi toplam itki kuvveti elde edilmektedir.

2.2.6.1. Toplam İtki

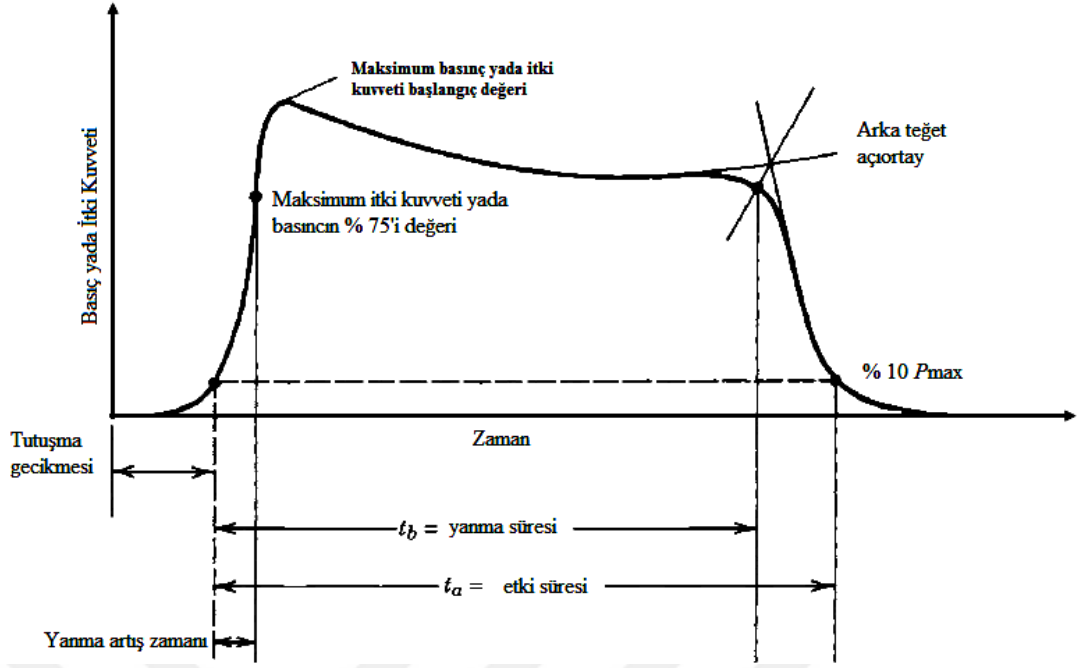
Yanma süresi boyunca zamana göre üretilen itki kuvvetinin integrali alınarak hesaplanan değerdir.

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (3.6)$$

Tüm yanma süresince itki kuvvetinin sabit olduğunu kabul edilirse;

$$I_t = Ft \quad (3.7)$$

Bir rokette toplam itki (I_t) tüm yakıtın toplam enerji dönüşümü ile orantılı olmaktadır [31].



Şekil 2.13. Katı yakıtla çalışan bir roket motorunun çalışma süresince itki kuvveti veya basınç değişim grafiği [3,22]

Toplam itki (I_t) Şekil 2.8’de görüldüğü gibi ortalama itki kuvveti ile yanma süresinin çarpımından elde edilen değer olarak hesaplanmaktadır. İtki kuvvetinin uzun süreli sabit kalması, roketin düzgün doğrusal hareketle hedefe sevk edilmesini sağlayacaktır.

2.2.6.2. Özgül İtki

Özgül itki, birim zamanda üretilen gaz miktarına bağlı olarak elde edilen veya birim zamanda tüketilen yakıt miktarıyla elde edilen itki miktarını ifade etmektedir [35].

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g \int \dot{m} dt} \quad (3.8)$$

Bu denklem (3.8)’de roketin itki ürettiği ortalama zaman aralığındaki, özgül itki değerini ifade etmektedir [34].

Roket, ilk ateşlenmesi yapıldıktan sonra oluşan tutuşma gecikmesi ve art yanmalar ihmal edildiğinde, itki kuvveti (F) ve kütleli gaz akışı (\dot{m}) sabit kabul edildiğinde özgül itki (I_{sp});

$$I_{sp} = \frac{F}{(\dot{m}g)} = \frac{F}{\dot{w}} \quad (3.9)$$

ifade edilir. Denklem (3.9) da anlık yakıt akış ağırlığını (\dot{w}) ifade etmektedir. Özgül itki denklemi ayrıntılı verilecek olursa denklem (3.10)'da olduğu gibidir [36,37]:

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \left[\frac{2k}{k-1} \frac{R}{M_g} T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{g} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{\xi}{2}} \sqrt{\frac{RT_c}{kM_g} \left(\frac{P_e - P_a}{P_c} \right) \frac{A_e}{A_t}} \quad (3.10)$$

Özgül itki, yaklaşık en sade haliyle yazıldığında denklem (3.11)'de verildiği gibidir:

$$I_{sp} \cong \sqrt{\frac{T_g}{M_g}} \quad (3.11)$$

Bu eşitlikte (M_g) moleküler gaz ağırlığı, (ξ) simgesi ise ; $\xi = (k + 1)/(k - 1)$ oranını ifade etmektedir. Maksimum özgül itki (I_{sp}) aynı zamanda yanan yakıtın özgül itki oranının (k) bir fonksiyonu olmasına rağmen, (k) yakıt miktar değişiminden etkilenmez. Denklem (3.11)'de görüleceği gibi yüksek enerjili maddelerin yüksek sıcaklıkta (T_g), yüksek yanma ürünleri (M_g) üretmeleri her zaman kullanışlı bir roket yakıtı olacağı anlamına gelmemektedir. Benzer şekilde maksimum itki kuvveti (F_{max}), maksimum itki sabiti ($c_{F,max}$) ve maksimum özgül itki ($I_{sp,max}$) nozul çıkış basıncı (P_g), atmosfer basıncına (P_a) eşit olduğunda sağlanmaktadır [19]. Yani $P_e = P_a$ olduğunda özgül itki yeniden yazılacak olursa:

$$I_{sp,max} = \frac{1}{g} \left[\frac{2k}{k-1} \frac{R}{M_g} T_g \left\{ 1 - \left(\frac{P_a}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.12)$$

Bir rokette özgül itki, karakteristik egzoz hızı ve itki sabitinin çarpımının yerçekimi ivmesine oranlanması ile hesaplanabilmektedir. Bu denklem daha sade haliyle (3.13)'te verildiği gibidir.

$$I_{sp} = \frac{c_F c^*}{g} \quad (3.13)$$

İtki sabiti (c_F) nozul içerisindeki gaz akışının genişleme prosesi verimliliğini, karakteristik egzoz hızı (c^*) ise yanma prosesi verimliliğini ifade ederken, özgül itki (I_{sp}) ise tüm roket motorunun verimliliğini ifade etmektedir [30].

2.2.6.3. Egzoz Hızı

Efektif egzoz hızı, gerçekte nozul boyunca üniform olarak hareket etmez ve her noktada büyüklükleri farklı davranış gösterebilmektedir. Nozul hattında gaz hızının tam olarak ölçülmesi zordur. Egzoz hızı (c); diğer adı efektif egzoz hızı ve tek boyutlu doğrusal akış olduğu kabul edildiğinde aşağıda (3.14) denklemde verildiği gibidir.

$$c = I_{sp} g = \frac{F}{\dot{m}} \quad (3.14)$$

Burada (I_{sp}) özgül itkiyi, (g) yerçekimi ivmesini, (F) roket itme kuvvetini ve \dot{m} kütleli akış hızını ifade etmektedir.

Efektif egzoz hızı, kütleli gaz akış hızı (\dot{m}) sabit kabul edildiğinde;

$$c = v_e + (P_e - P_a)A_e/\dot{m} \quad (3.15)$$

Egzoz çıkış basıncı ve atmosfer basıncı birbirlerine eşit ($P_e = P_a$) olduğunda ortalama efektif egzoz hızı nozul çıkış hızına eşit ($c = v_e$) olmaktadır. Egzoz çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit olmadığı ($P_e \neq P_a$) durumda ($c \neq v_e$) eşit olmamaktadır [25]. Efektif egzoz hızı ($c = v_e$) eşit kabul edildiğinde itki kuvveti tekrar yazılacak olursa:

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e = \dot{m} c \quad (3.16)$$

Roket motorlarında, yanma odası gazları nozula ses altı hızda gider, nozul boğazında ses hızına ulaşır ve nozul boğazı genişlemesi ile ses üstü hıza ulaşır [35]. Buradan nozul çıkış hızı (v_e) :

$$v_e = \sqrt{\frac{T_c R}{M_g} \frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3.17)$$

Burada (v_e) nozul çıkış hızını, (T_c) yanma odası sıcaklığını, (k) özgül ısılar oranını ($k = c_p/c_v$), (P_e) nozul çıkış basıncını, (c_p) sabit basınçta özgül ısıyı, (c_v) sabit hacimde özgül ısıyı, (R) gaz sabitini, (M_g) yakıtın moleküler ağırlığını (kg/kmol) ifade etmektedir [35].

2.2.6.4. Karakteristik Egzoz Hızı

Karakteristik egzoz hızı, roket itki sistemlerinde sıklıkla kullanılan bir terimi ifade etmektedir. Egzoz hızı katı yakıtın, enerji seviyesini belirleyen bir yakıt özelliğidir [32,33,38]. Karakteristik egzoz hızı (c^*) sembolü ile gösterilmektedir. Karakteristik egzoz hızı yanma odası basıncı, nozul boğaz kesit alanı ve nozuldan deşarj edilen gaz akış hızı oranı ile denklem (3.18)'da verildiği gibi formüle edilmektedir.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (3.18)$$

Karakteristik egzoz hızı (c^*) farklı roket tasarımlarının ve roket yakıtlarının performans ilişkilerini karşılaştırmak amacıyla da kullanılmaktadır. Roket üzerinde yapılan basit ölçümlerle, birim zamanda kütesel akış (\dot{m}), yanma odası iç basıncı (P_c) ve nozul kesit alanına bağlı olarak değişmektedir.

Karakteristik egzoz hızı roket motorlarında önemli analiz parametrelerindedir. Karakteristik egzoz hızı; yanma sıcaklığı, moleküler ağırlık ve gaz sabiti ilişkileriyle de ifade edilmektedir [37].

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_c}{kM_g} \left[\frac{k+1}{2} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \quad (3.19)$$

Karakteristik egzoz hızı daha çok gaz sabiti, yakıtın molekül ağırlığı ve yanma sıcaklığına bağlı bir karakteristik özelliği ifade etmektedir. Burada (R) gaz sabitini, (T_c) yanma odası sıcaklığını ve (M_g) katı yakıt moleküler ağırlığını ifade etmektedir [36,37].

2.2.6.5. İtki Katsayısı

İtki katsayısı (C_F), genellikle yakıt özelliğine bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Nozul dizaynı ve yanma odası basıncı itki katsayısına etki eden faktörlerdendir. Yaklaşık değeri 1,5-1,6 civarındadır [35]. İtki katsayısı, roketin ürettiği itki kuvvetinin yanma odası basıncı (P_c) ve nozul kesit alanına (A_t) bölünmesi ile hesaplanmaktadır [32]. En sade ifadeyle itki katsayısı;

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (3.20)$$

denkleminde ifade edilmektedir.

İtke katsayısı yanma odası basıncı, nozul kesit alanı, nozul çıkış basıncı, atmosfer basıncı, nozul çıkış hızı, nozul çıkış ve boğaz oranı terimleri ile ilişkilendirilmesiyle itke katsayısı daha net ifade edilecek olursa;

$$c_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{k}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{(k-1)/k}\right] + \frac{P_e - P_a}{P_c} \epsilon} \quad (3.21)$$

Denklem (3.21)'de ($\epsilon = A_e/A_t$), nozul çıkış kesit alanının nozul boğaz kesit alanına oranı olarak ifade edilmektedir. Bu oran ($\epsilon = A_e/A_t$), nozul tasarımının en önemli parametrelerinden biridir. İtke katsayısı (c_F), fiziksel olarak sabit bir katı yakıt gaz akış yapılanmasında nozul verimliliğini ifade etmektedir [35,36,37,39].

$$\frac{A_t}{A_e} = \left[\frac{k+1}{2}\right]^{\frac{1}{k-1}} \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (3.22)$$

Optimum izantropik nozul genişleme oranı denklem (3.22)'de verildiği gibidir.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Çelik Motor Borusu

Roketlerde roket motoru taşıyıcı bölümdür. Motor borusu, ateşleyici, yakıt, yakıt tutucular, kompensatör parçalar, nozul, patlatma diyaframı veya kapak, devre yatakları, kanatlar, kanat yayları, vs. gibi aksamardan oluşan bölümdür. Fonksiyonu, harp başlığını istenen şekilde ve zamanda hedefe ulaştırmaktır.

Bir roket motorunun maruz kaldığı yükler ve tipleri:

Motor Yüğü	Yükün Tipi
İç basınç	Çift eksenli yük
Eksenel itme yükleri	Eksenel yük, titreşim
Nozul yükleri	Eksenel yük, eğilme, kesme
Lançerde kanat ve gövde yükleri	Eksenel, eğilme, kesme
Yukarıdaki yüklerle ek olarak;	

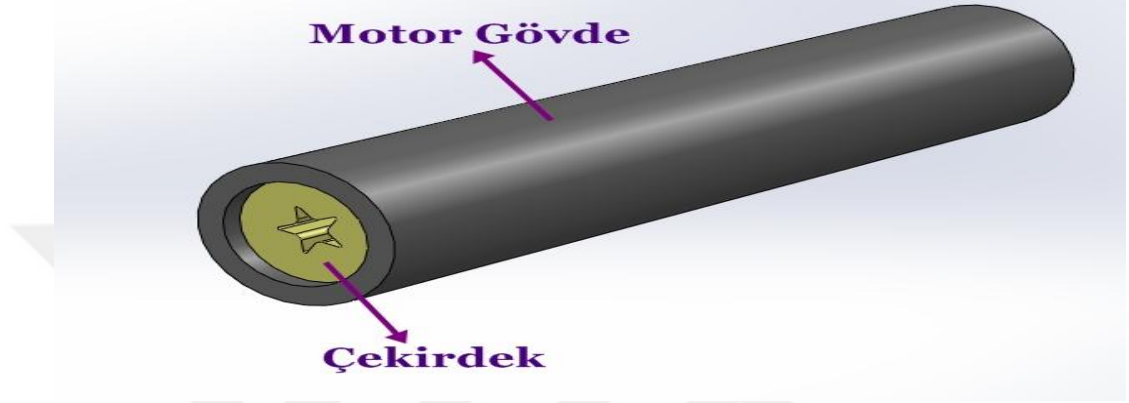
Sıcaklıktan dolayı ısı, ısı genleşme, gerilim, % uzama, korozyon ve dış etkenlerin etkisi altında şartlar dikkate alınarak dizayn yapılır.

Katı yakıtlı roketlerin genel ve sabit dizayn esasları yoktur. Her roketin kendine ait özel dizaynı yapılır. Dizaynda mekanik, metalürji, termodinamik, kimya, fizik, ısı transferi, mukavemet, elektrik vb. tüm mühendislik prensiplerinden faydalanılır.

Bir roket tasarımında dizayn hesaplamalarıyla sonuca yaklaşılsa da asıl statik, dinamik testler ve denemeler neticeyi belirler.

Katı yakıtlı roketlerde motor borusu ateşleyici, nozul kompleksi, yakıt çekirdeği, harp başlığı ve diğer yardımcı elemanların monte edildiği, yakıtın yanmasıyla birlikte oluşan gaz basıncına ve ısınmadan dolayı oluşan şekil değiştirme ve genleşme gerilmelerine dirençli olduğu kadar, hafif olması istenen, silindirik yapıda roket

motoru elemanıdır. Roket motorunun yüksek sıcaklık (2500-4000 K) ve yüksek basınç altında çalışması sonucu cidarlarından oluşan basınç ve ısıl gerilmelere göre tasarım yapılır. Roket yakıt çekirdeği Şekil 3.1’de görüldüğü gibi motor borusu içerisine dış yüzeyine özel yalıtım malzemesi kaplanması yapılarak sıkı bir şekilde motor borusuna montaj edilmektedir.



Şekil 3.1. Motor borusuna montaj edilmiş yakıt çekirdeği [30]

3.1.1. Roket Motor Gövdelerinde Isı Etkisi

Radyasyon ve konvektif ısı akımıyla ısınan cidar, malzeme direncinin zayıflamasına sebep olacağı göz önüne alınırsa, roket motorlarının, içten ısı yalıtkan maddelerde kaplanması veya korunması, gerek malzeme direncini korumayı, gerekse ağırlığı azaltmayı amaçlayan bir önlemdir. Bazı roketlerde ise yakıt inhibite edilerek önlem alınmaktadır.

Motor borusunun dizaynında; motorun çalışma ve çevre şartları dikkate alınarak, malzeme cinsi, nominal kalınlık, minimum dayanım mukavemeti, maksimum gerilme mukavemeti, hidrostatik test basıncı, sıcaklık ve basınç altında davranışı, izolasyon cinsi, izolasyon yoğunluğu vb. dikkate alınarak dizayn yapılır.

3.1.2. Roket Motor Gövdelerinde Kullanılan Malzemeler

Malzeme olarak uygun metal alaşımları, fiber glass monolitik, yüksek gerilime dayanan fiber ve plastik karışımı, metal-fiber bölümleri yapılabilir. Çizelge 3.1'de motor gövdesi üretiminde kullanılan malzemeler ve mukavemet değerleri gösterilmiştir.

Çizelge 3.1. Motor gövdesi üretiminde kullanılan malzemeler ve mukavemet değerleri [3]

Malzeme	Çekme Gerilmesi N/mm ²	Elastisite Modülü N/mm ²	Yoğunluk g/cm ³	Gerilme- Yoğunluk Oranı
Filamanlar				
E-cam	1930-3100	72,000	2.5	1040
Aramid (Kevlar 49)	3050-3760	124,000	1.44	
Karbon fiber yada grafit fiber	3500-6900	230,000-300,000	1.53- 1.80	2800
Bağlayıcılar				
Epoksi	83	2800	1.19	70
Filaman Takviyeli Kompozit Malzemeler				
E-cam	1030	35,000	1,94	500
Kevlar 49	1310	58,000	1,38	950
Grafit IM	2300	102,000	1.55	1400
Metaller				
Titanyum alaşımı	1240	110,000	4.60	270
Alaşımlı Çelik	1400-2000	207,000	7.87	205
Alüminyum alaşımı (2024) Isıl işlemlili	455	72,000	2.79	165

3.1.3.Çelik Motor Gövdesi Malzemesi

122 mm Topçu Roketlerinde kullanılan motor gövdesi çelik malzemeden üretilmiştir. Düşük karbonlu çelikten (C oranı 0,11-0,15 arası) üretilen gövde, Si, Ni, Cr, Cu gibi alaşım elementlerinin ilavesiyle mukavemeti arttırılmıştır. Mevcut boru gövdesine ait analiz sonuçları Çizelge 3.2’de verilmiştir.

Çizelge 3.2. Çelik motor borusu malzeme analizi

Malzeme Analizi Sonuçları			
ELEMENT	%	ELEMENT	%
Karbon (C)	0,133	Nikel (Ni)	0,643
Fosfor (P)	0,023	Bakır (Cu)	0,021
Silisyum (Si)	0,343	Mangan (Mn)	0,778
Krom (Cr)	0,147	Demir (Fe)	Kalan

Örnek bir motor borusu katı modeli Şekil 3.2’de verilmiştir. Burada 1 ile gösterilen bölüm arka kısım, 2 ile gösterilen kısım ise harp başlığının montajının yapıldığı ön kısımdır.



Şekil 3.2. Örnek bir motor borusu katı modeli

3.1.4. Motor Gövdesi Malzeme Mukavemeti

Gövde üzerindeki önemli parametrelerden birisi de kopma mukavemetidir. Malzemenin mekanik özelliklerinin başında kopma mukavemeti gelir. Kopma mukavemeti için dinamometre kullanılır. Dinamometre ile yapılan deneylerle Gerilme-Uzama diyagramı kurulur. Bu deneyi yapabilmek için dinamometre ile deney çubuklarına gerek vardır. Bu deney malzeme mukavemet değerinin bulunması için ilk yapılan deneydir ve bu gün hala geçerliliğini korumaktadır [40].

Gerilme kuvvet ile doğru orantılı olduğundan diyagramda genel tanımların yapılabilmesi için kuvvet yerine gerilme alınmıştır. Deney çubuğunda, diğer deyimle malzemede meydana gelen bütün değişikliklerin kendine özgü deyimleri vardır. Bu deyimleri şu şekilde sıralayabiliriz:

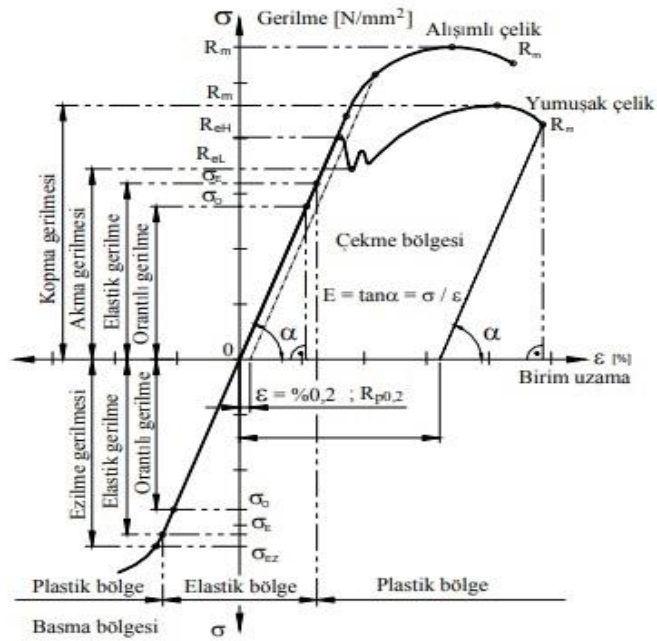
Kopma mukavemeti: Devamlı ve doğrusal artan gerilme sonucu malzemenin koptuğu gerilme büyüklüğüne "kopma mukavemeti" adı verilir ve R_m ile gösterilir.

Akma mukavemeti: Kuvvetin sabit kalmasına rağmen kalıcı deformasyonun başladığı gerilmenin değerine "akma mukavemeti" adı verilir ve σ_{AK} veya τ_{AK} (sigma veya tau indeks ak) ile gösterilir.

% 0,2 Uzama mukavemeti: Kuvvetin sabit kalmasına rağmen kalıcı deformasyonun % 0,2 olduğu gerilmenin değerine "% 0,2 uzama mukavemeti" adı verilir ve $R_{p0,2}$ ile gösterilir.

Orantılı mukavemet: Devamlı ve linear olarak fazlalaşan gerilme ile uzamanı birebirine oranının sabit kaldığı gerilme büyüklüğüne " orantılı mukavemet " adı verilir ve σ_0 veya τ_0 (sigma veya tau indeks o) ile gösterilir.

Elastiklik modülü: Elastiklik modülü, orantılı mukavemet de, gerilmenin uzamaya oranıdır (Şekil 3.3.)



Şekil 3.3. Gerilme- Uzama Diyagramı [40]

Şekil 3.4'de gösterilen Kalitest KT/ 2010-001 seri numaralı test cihazı ile yapılan çekme testleri ve yüzde uzama grafikleri Şekil 4.3. ile 4.8. arasında verilmiştir.



Şekil 3.4. Kalitest KT/ 2010-001 seri numaralı çekme test cihazı

Gövde üzerinde yapılan diğerk bir test de hidrostatik testtir. 30 MPa basınç gövde üzerine 30 saniye süreyle uygulanır ve basınç bir değışim olmaması beklenmektedir. Aşağıda gösterilen Şekil 3.5'te hidrostatik teste ait test cihazı görünmektedir.



Şekil 3.5. Hidrostatik test cihazına ait fotoğraflar

Basınç testi öncesinde boru üzerinden Şekil 3.6'daki gibi komparatörler vasıtasıyla ölçüm alınır. Test öncesi ve sonrası ölçüm farkı en fazla 0,07 mm olmalıdır.



Şekil 3.6. Hidrostatik test öncesi ve sonrası deformasyon kontrol aparatı

Bu testler yapıldıktan sonra boru iç yüzeyine termo-insulasyon maddesi Şekil 3.7'de gösterilen sistemle boyama işlemi yapılarak (70-300 mikron kalınlık) ısı iletimi düşürülmekte ve boruya daha ince cidarda daha fazla mukavemet sağlanmaktadır.



Şekil 3.7. Motor borusu boyama sistemi

Dış yüzeyler korozyona karşı korunması amacıyla çinko fosfat kaplama yapılmaktadır. Çinko fosfat kaplama üzerine montaj prosesinde mumsu bir tabaka ile kaplanmakta ve depolama ömrü artırılmaktadır.

4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR VE BULGULAR

4.1. Çelik Motor Borusu Çalışmaları

Söz konusu gövde de minimum 750 MPa'lık bir kopma mukavemeti direnci beklenmekte, bu değerde ki yüzde uzama minimum % 2,5 olması gerekmektedir.

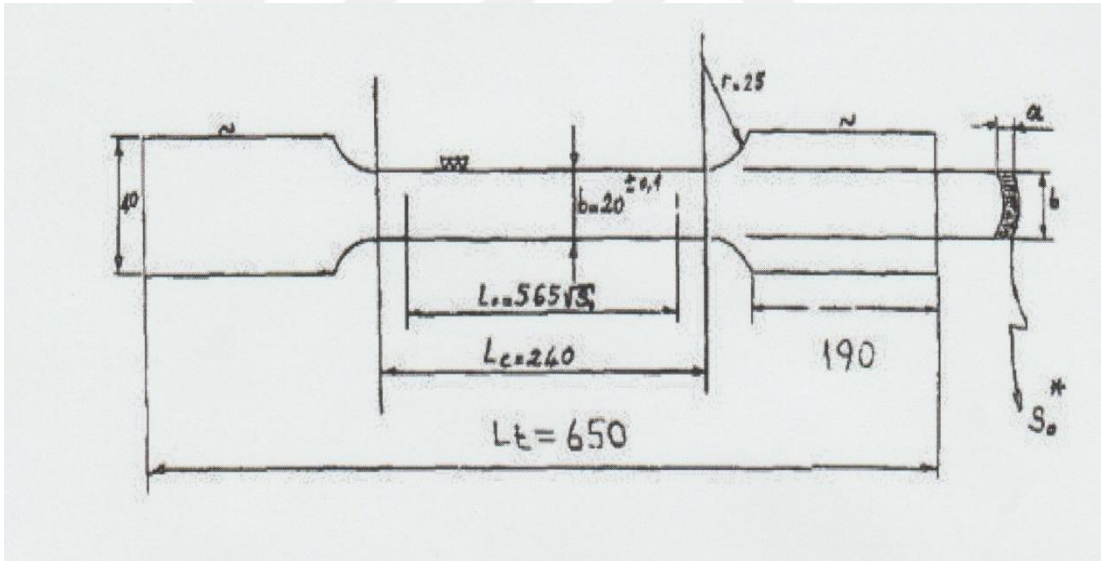
Borular için çekme numunesi ölçüleri;

Boru dış çapı $D > 60$ mm ise:

a = Borunu et kalınlığı (mm)

b = Deney parçasının genişliği (mm)

D = Borunun dış çapı (mm)



Şekil 4.1. Deneysel çalışmalarda kullanılan numunenin boyutları (ASTM E8)

Şekil 4.1'de çekme deneylerinde kullanılan numunelere ait örnek verilmiştir.

S_o = Kesit alanı hesabı

Boru dış çapı $80 \geq d > 60$ ise;

$$S_o = \left(\frac{b}{4}\right) \sqrt{(D^2 - b^2)} + \frac{D^2}{4} \arcsin \frac{b}{D} - \left(\frac{b}{4}\right) [(D - 2a)^2 - b^2] - \left(\frac{D-2a}{2}\right)^2 \arcsin \left(\frac{b}{D-2a}\right) \quad (3.23)$$

Boru dış çapı $117 \geq d > 80$ ise;

$$S_o = axb \left[1 + \frac{b^2}{6D(D-2a)} \right] \quad (3.24)$$

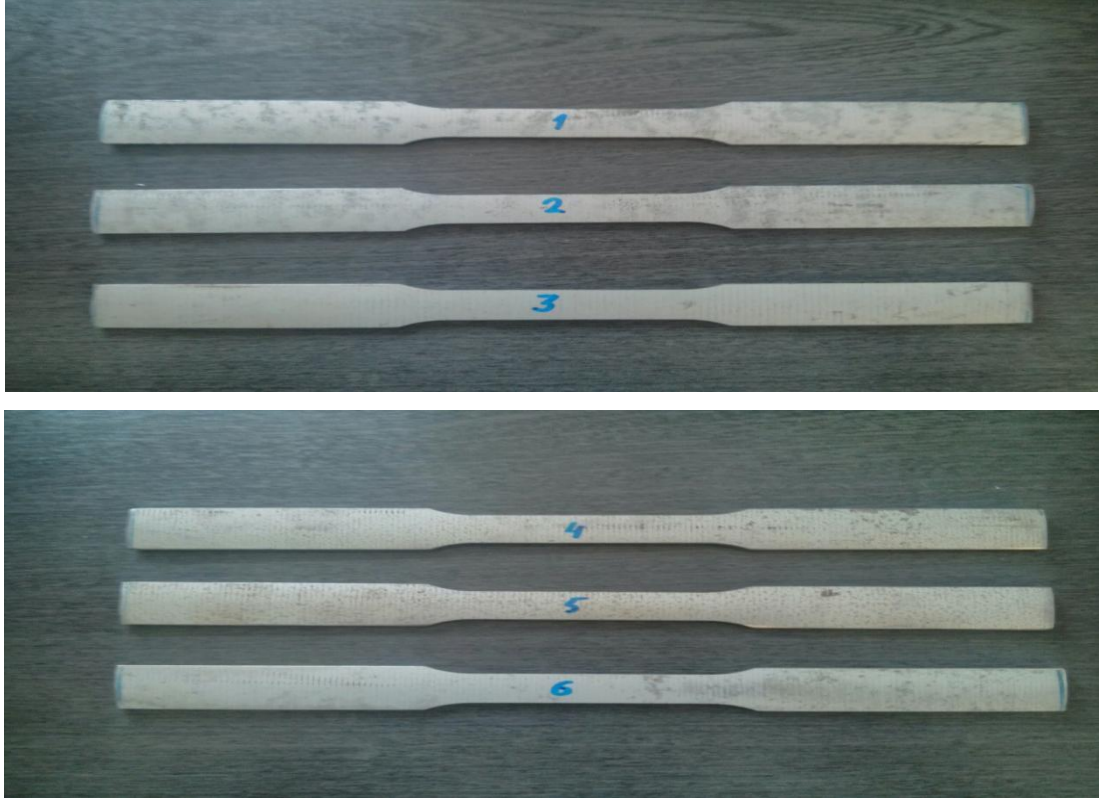
Boru dış çapı $D > 117$ ise;

$S_o = axb$ formülü ile hesap edilir.

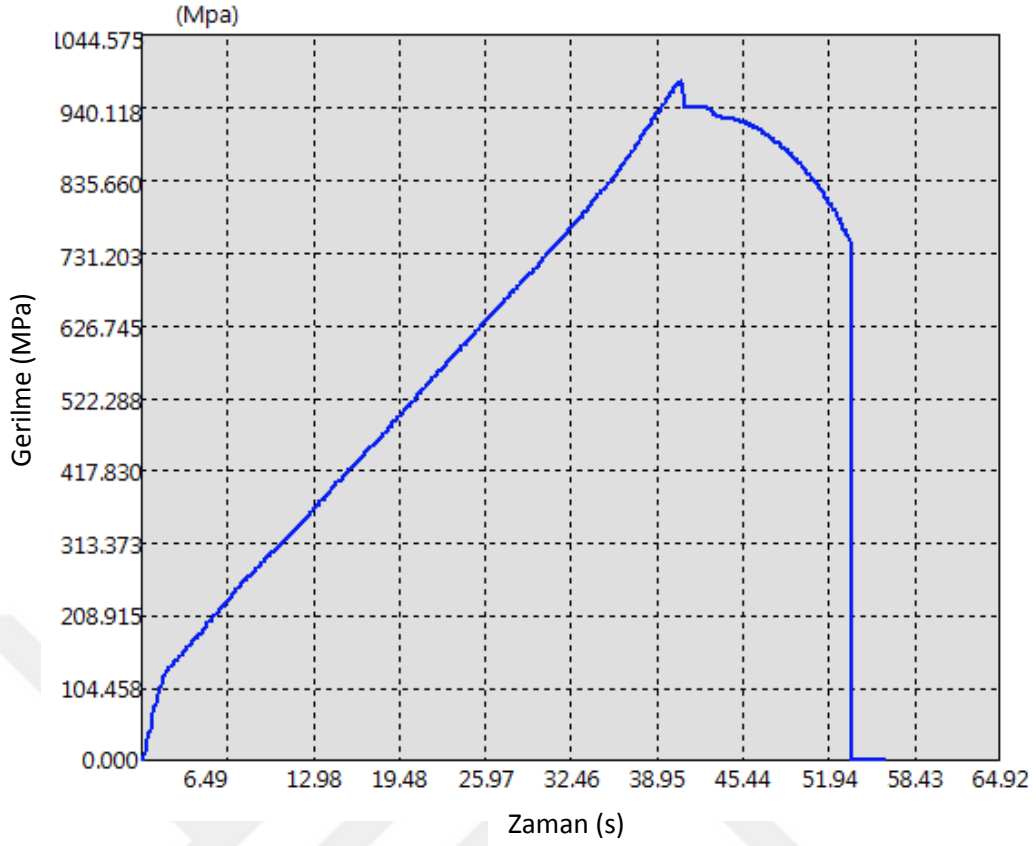
Mevcut çelik boru çapı 122 mm olduğundan dolayı $S_o = axb$ formülü kullanılmıştır.

Buradan $S_o = 45,11 \text{ mm}^2$ olarak bulunmuştur.

Şekil 4.2'de 6 adet çekme testi numuneleri gösterilmiştir.

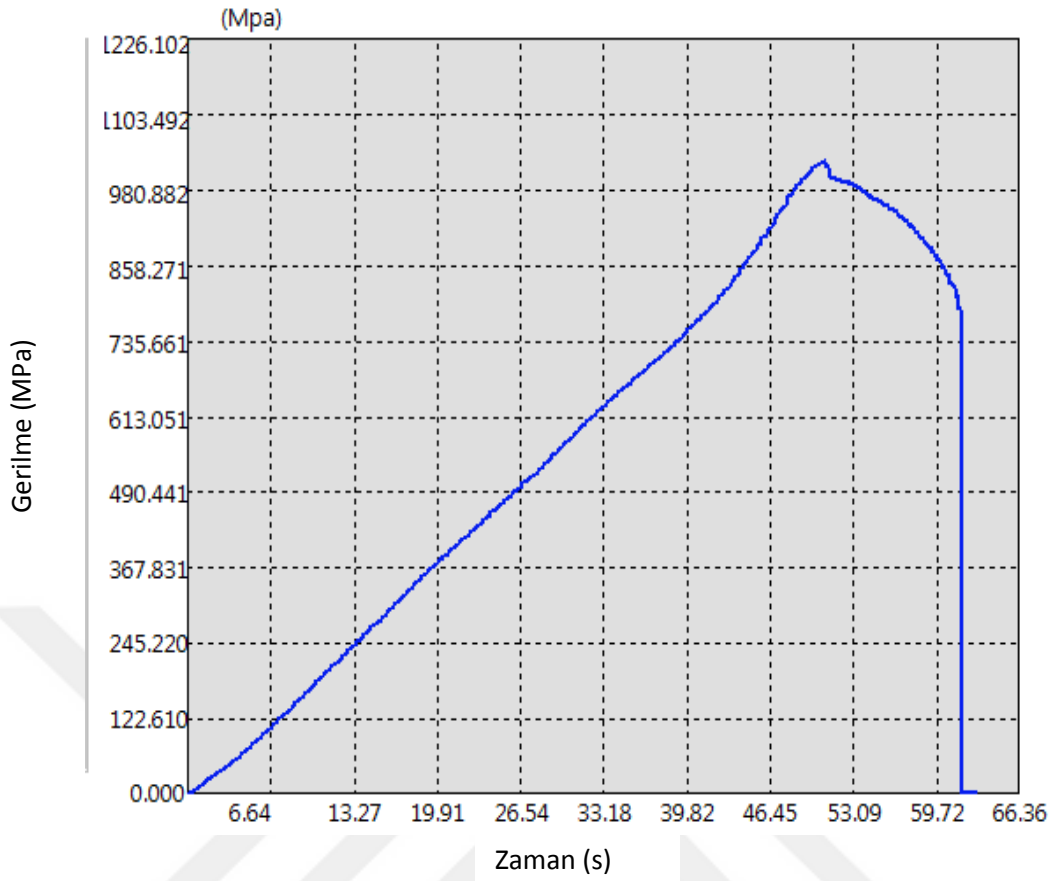


Şekil 4.2. Çekme testine ait numuneler



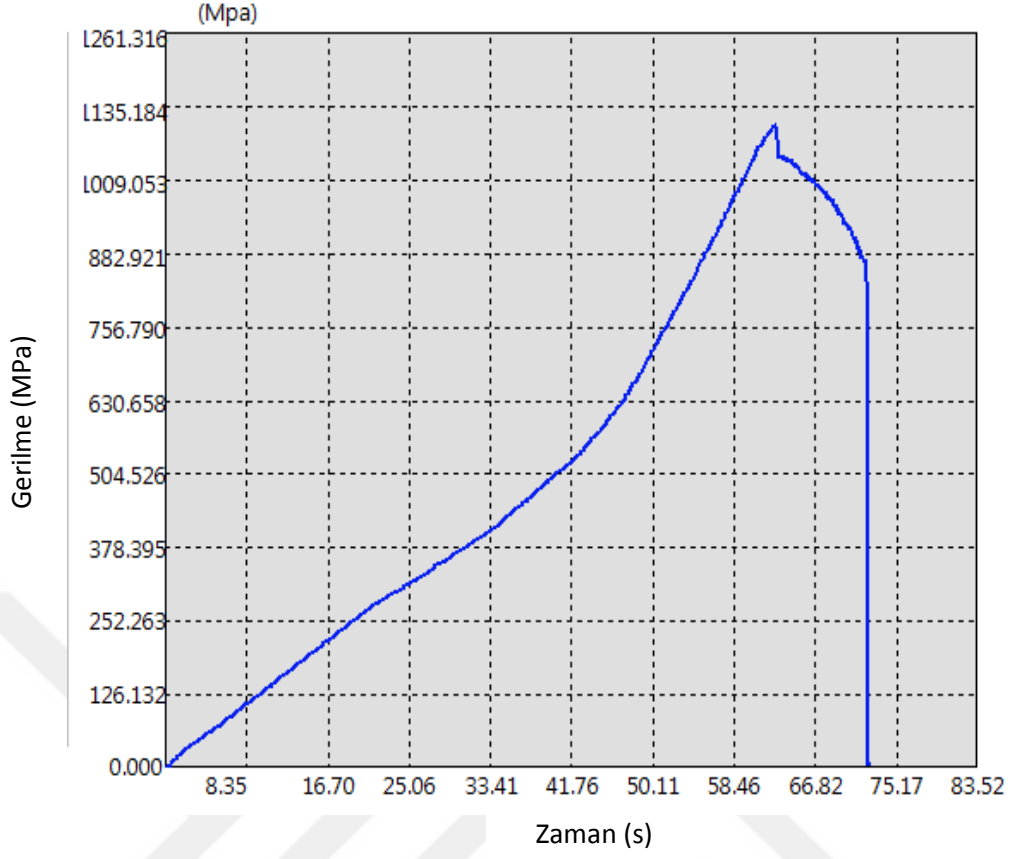
	Max Kuvvet	Max. kuvvet uzaması	kopma kuvveti	kopma uzaması	Kesit Alanı	Test Süresi	gerilme
	N.	mm.	N.	mm.	mm ²	sn.	N./mm ²
1	44130.000	7.014	34912.000	9.705	45.120	56.500	978.059
Ortalama							
St.Sapma							

Şekil 4.3. Birinci numune çekme-zaman diyagramı



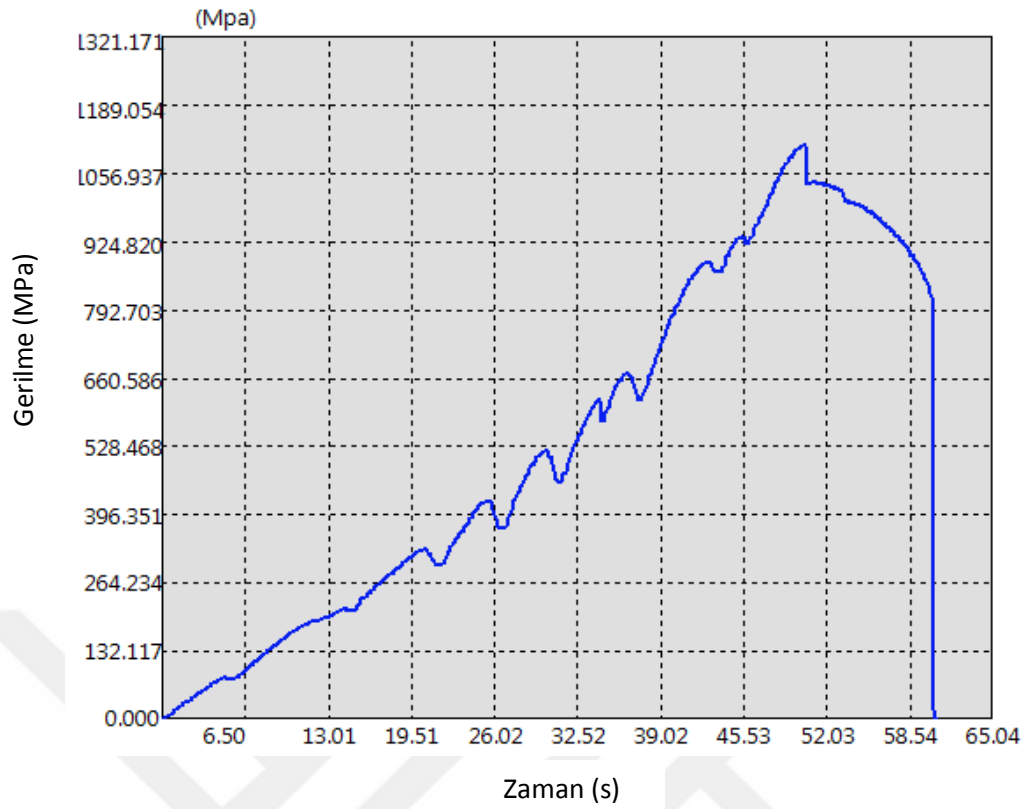
	Max Kuwet	Max. kuwet uzaması	kopma kuvveti	kopma uzaması	Yüzde Uzama	Kesit Alanı	Test Süresi	gerilme
	N.	mm.	N.	mm.	%	mm ²	sn.	N./mm ²
1	46042.000	8.749	35304.000	10.848	12	44.870	63.100	1026.120
Ortalama								
St.Sapma								

Şekil 4.4. İkinci numune çekme-zaman diyagramı



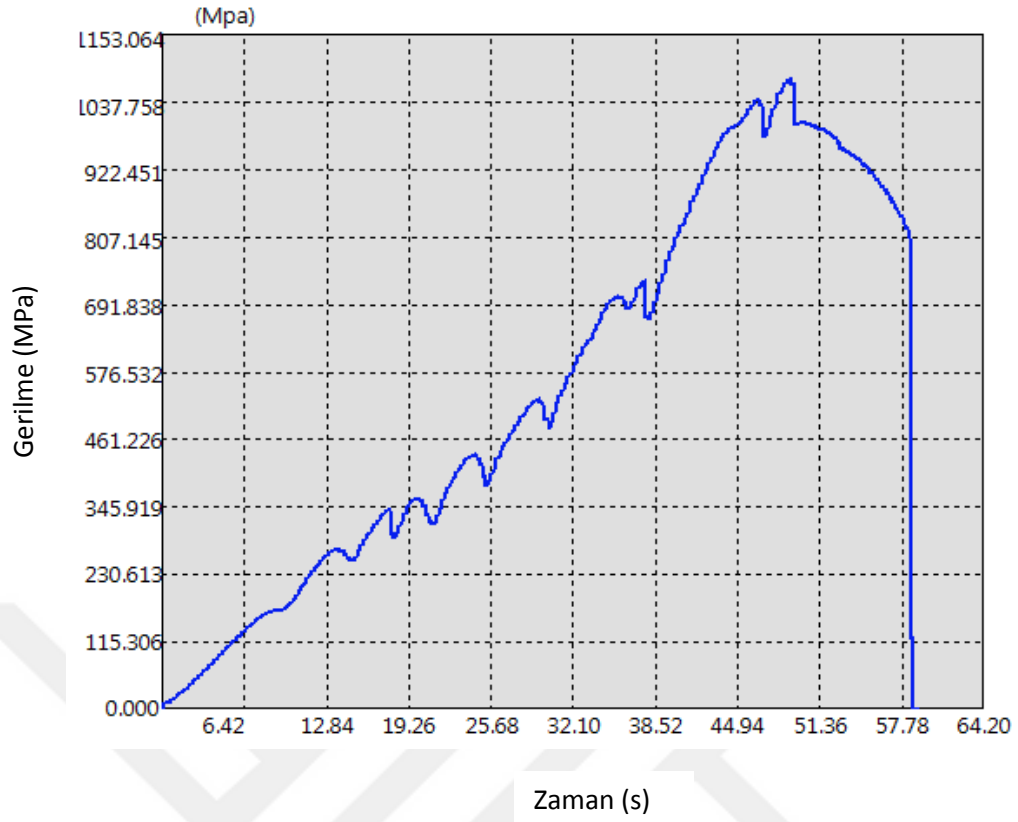
	Max Kuvvet	Max. kuvvet uzaması	Kopma Kuvveti	Kopma Uzaması	Yüzde Uzama	Kesit Alanı	Test Süresi	Gerilme
	N.	mm.	N.	mm.	%	mm ²	sn.	N./mm ²
1	49720.000	10.775	39962.000	12.489	11,50	45.110	72.700	1102.195
Ortalama								
St.Sapma								

Şekil 4.5. Üçüncü numune çekme-zaman diyagramı



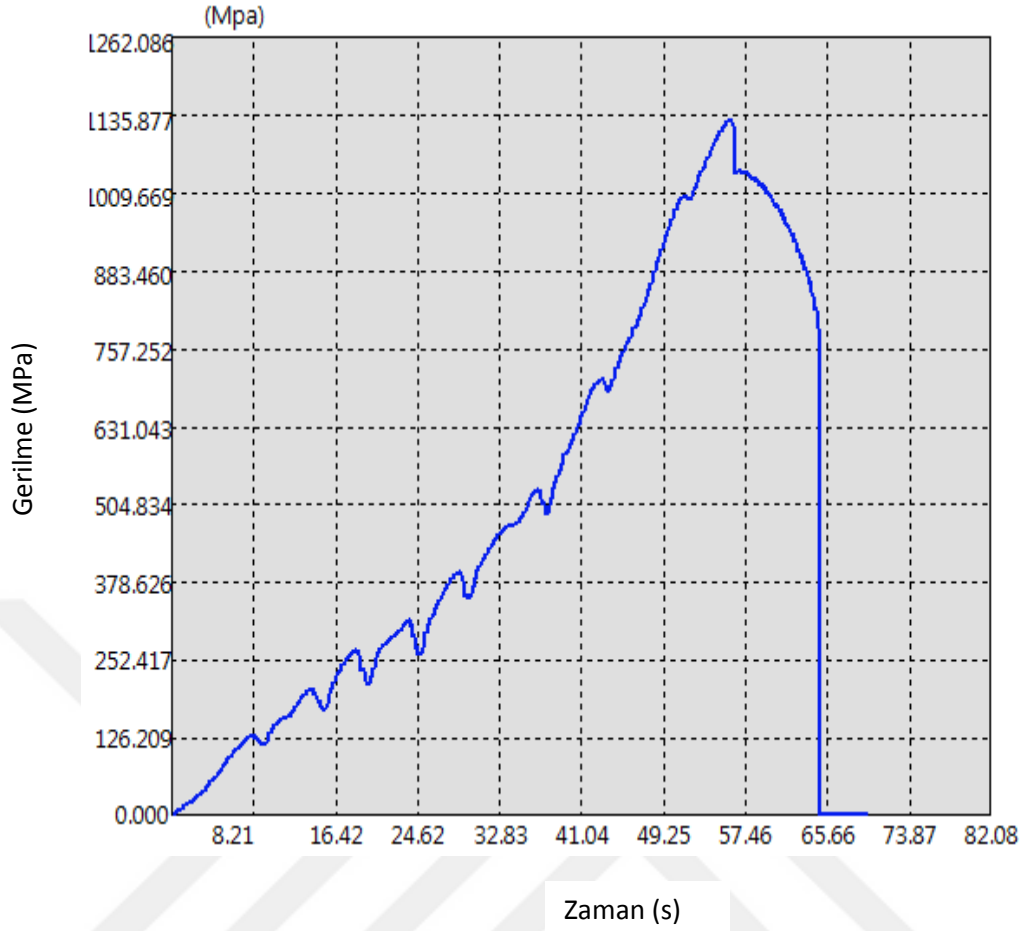
	Max Kuvvet	Max. kuvvet uzaması	Kopma Kuvveti	Kopma Uzaması	Yüzde Uzama	Kesit Alanı	Test Süresi	Gerilme
	N.	mm.	N.	mm.	%	mm ²	sn.	N./mm ²
1	42120.000	8.666	32558.000	10.484	13	37.900	61.000	1111.346
Ortalama								
St.Sapma								

Şekil 4.6. Dördüncü numune çekme-zaman diyagramı



	Max Kuvvet	Max. kuvvet uzaması	Kopma Kuvveti	Kopma Uzaması	Yüzde Uzama	Kesit Alanı	Test Süresi	Gerilme
	N.	mm.	N.	mm.	%	mm ²	sn.	N./mm ²
1	40011.000	8.457	31283.000	10.172	10.500	37.200	59.200	1075.565
Ortalama								
St.Sapma								

Şekil 4.7. Beşinci numune çekme-zaman diyagramı



	Max Kuvvet	Max. kuvvet uzaması	Kopma Kuvveti	Kopma Uzaması	Yüzde Uzama	Kesit Alanı	Test Süresi	Gerilme
	N.	mm.	N.	mm.	%	mm ²	sn.	N./mm ²
1	41825.000	9.652	30450.000	12.022	12.000	37.110	69.900	1127.055
Ortalama								
St.Sapma								

Şekil 4.8. Altıncı numune çekme-zaman diyagramı

Test sonrası çekme çubuklarının görüntüleri Şekil 4.9'da verilmiştir.

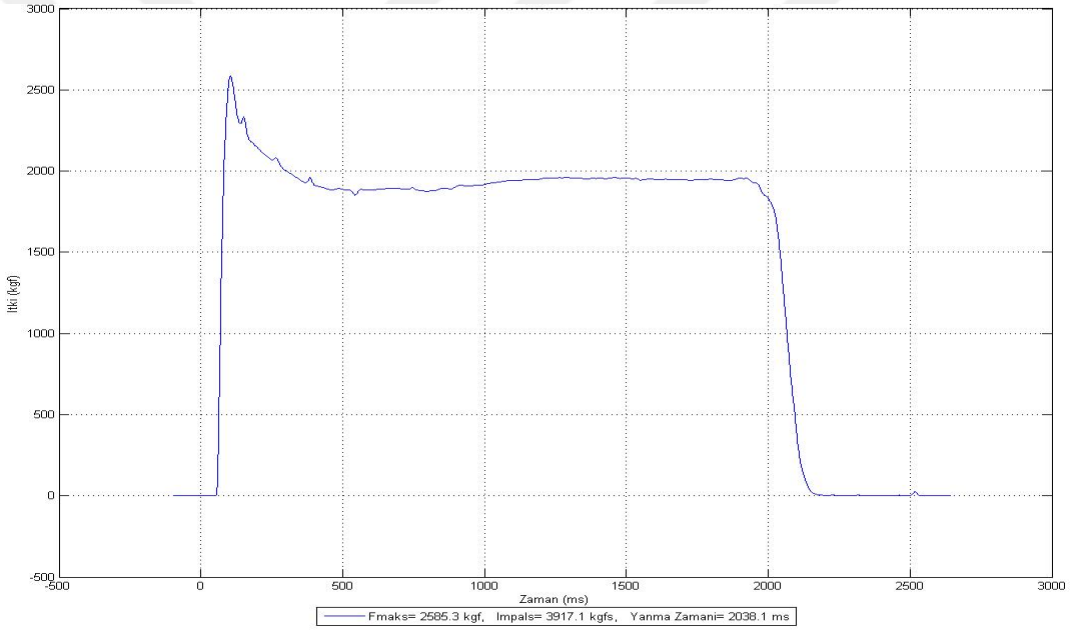
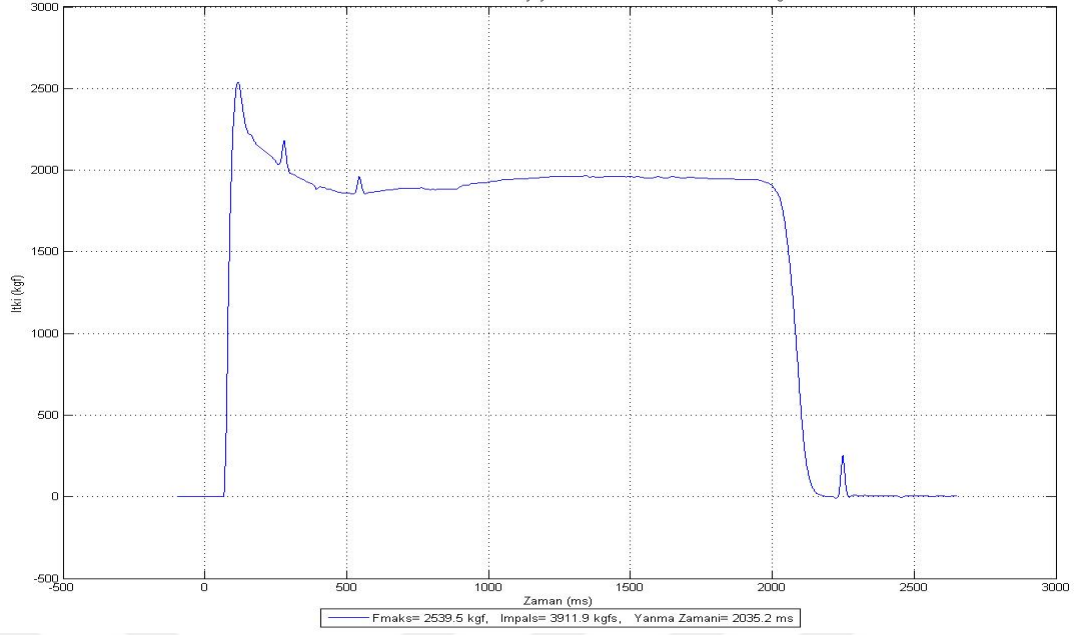


Şekil 4.9. Çekme testi sonrası çekme çubukları

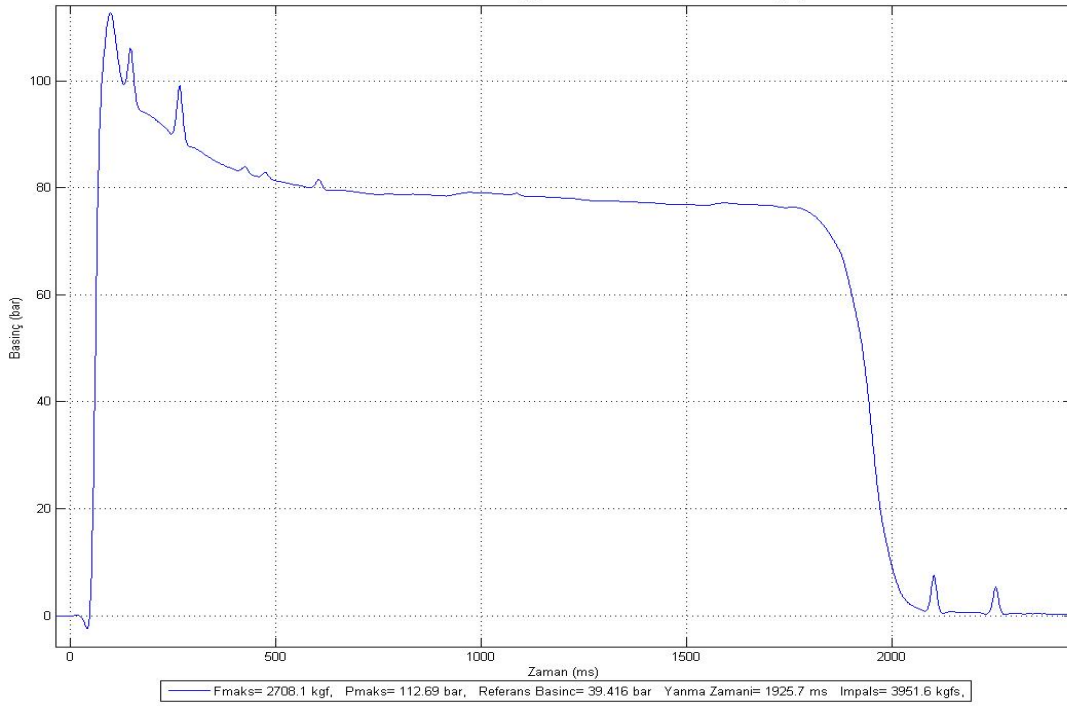
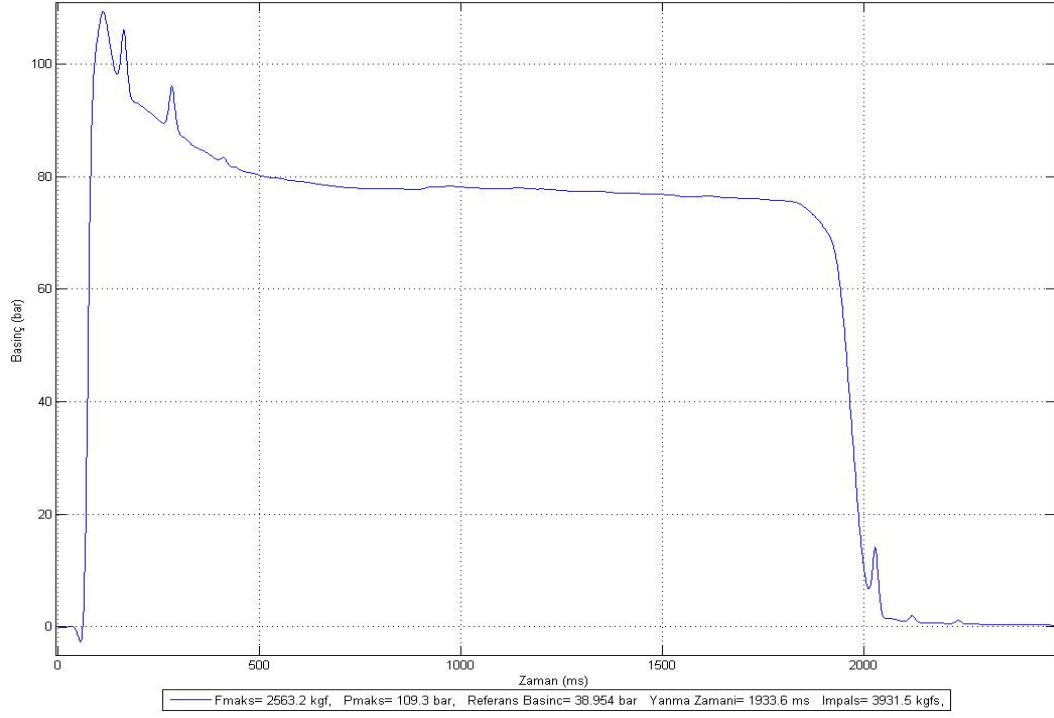
Çekme testleri uygun çıkan motor gövdesine öncelikle ölçüsel kontrol yapılmıştır. Ölçüsel kontrollerden sonra gövdeler Şekil 3.5'de gösterilen cihazlarla hidrostatik teste alınmıştır. 30 MPa basınç gövde üzerine 30 saniye süreyle uygulanmış ve basınçta herhangi bir değişim olmamıştır. Basınç testi öncesinde ve sonrasında boru üzerinden Şekil 3.6'da gösterilen komparatörler vasıtasıyla ölçümler alınmıştır. Ölçüm sonucunda istenen değer olan 0,07 mm salgı değeri sağlanmıştır.

Bu testler yapıldıktan sonra boru iç yüzeyine termo-insulasyon maddesi, Şekil 3.7'de gösterilen sistemle boyama işlemi yapılarak gövdeler statik teste hazır hale getirilmiştir.

Motor gövdelerine daha sonra statik test uygulanmaktadır. Yakıt, ateşleyici, nozul ve diğer yardımcı elemanlar gövde içerisine monte edilerek statik test rampasında ateşlenerek itki, toplam impulse, yanma zamanı ortalama itki, motor çalışma süresi, ateşleme gecikmesi gibi değerler alınmaktadır. Örnek bir itki statik test grafiği Şekil 4.10'da, basınç test grafiği Şekil 4.11'de verilmiştir.



Şekil 4.10. Zamana bağlı itki değişimi statik test grafikleri



Şekil 4.11. Zamana bağlı iç basınç değişimi statik test grafikleri

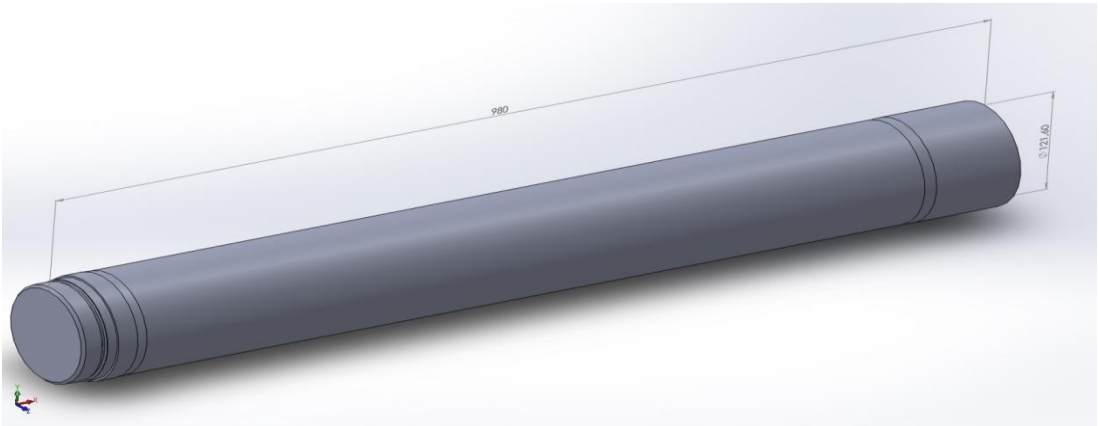
Şekil 4.10. incelendiğinde; İtke kuvvetinin 2600 kgf değerlerine pik yapıp, daha sonra 1900 kgf değerinde istikrarlı bir şekilde kaldığı ve 2 saniye civarı yanmanın devam ettiği ve bu aralıkta toplam 3900 kgf-sn'lik bir impuls elde edildiği görülmüştür.

Şekil 4.11. incelendiğinde; basıncın 110 bar civarında pik yaptığı ve 80 bar civarında istikrarlı bir basınç değeri okunduğu görülmektedir. 1,9 saniye yanmanın sürdüğü ve bu sürede maksimum kuvvetin 2600 kgf olduğu ve 3950 kgf-sn'lik bir impuls elde edildiği görülmüştür.

Statik test esnasında motor borusunda şişme, aşırı genleşme gibi durumlar söz konusu olursa istenen basınç ve itke kuvvetlerini elde etmek mümkün olmamaktadır.

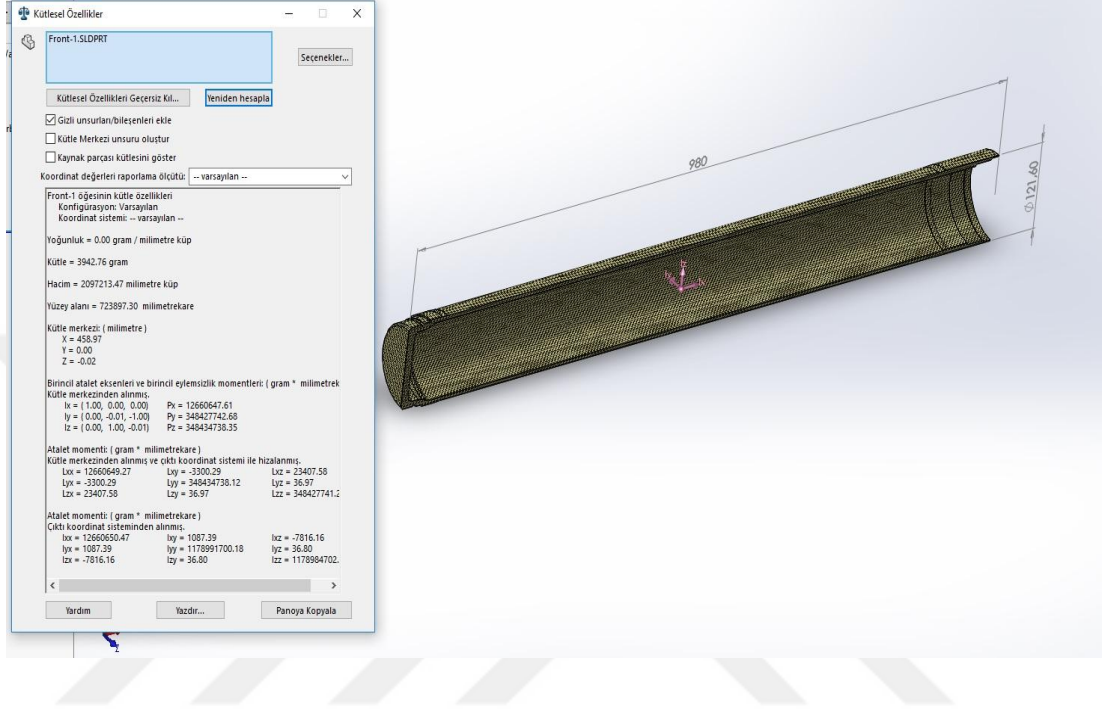
4.2. Kompozit Motor Borusu Tasarımı

SMC malzeme ile üretilmesi tasarlanan kompozit motor borusu Catia ve Solidworks ile katı modelleri oluşturulmuştur. Motor borusu ön motor borusu ve arka motor borusu olarak iki parçalıdır. Ön motor borusu roketin ön kısmında, harp başlığının takıldığı parçadır. Ön motor borusu katı modeli Şekil 4.12' de verilmiştir.



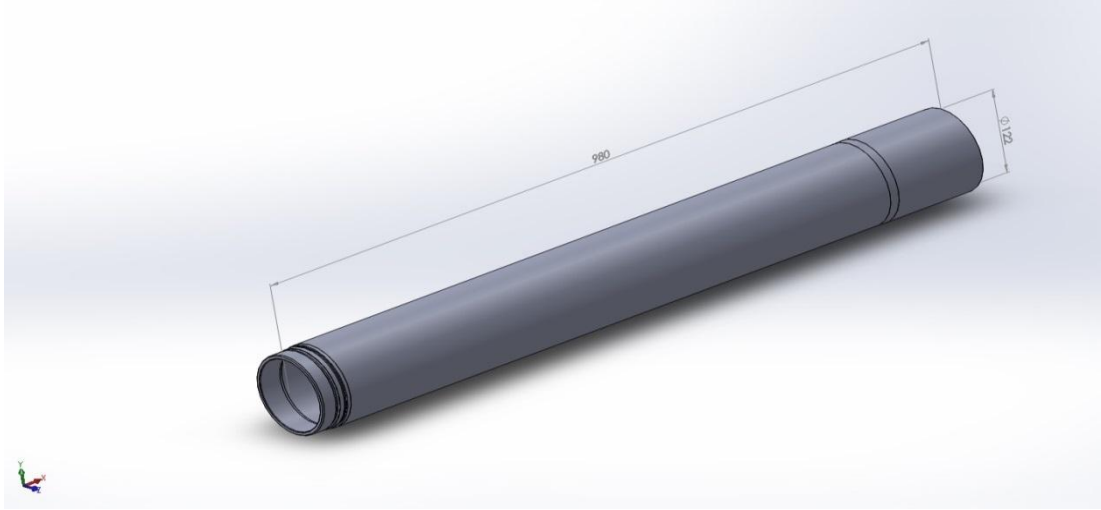
Şekil 4.12. Kompozit ön motor borusu

Ön motor borusuna Çizelge 2.3'teki mekanik değerler girilmiş ve Şekil 4.13'teki değerler alınmıştır. Buna göre 980 mm boyunda ve 122 mm çapındaki ön motor borusunun ağırlığı 3,943 kilogramdır. Mevcut çelik ön motor borusunun ağırlığı 9,875 kilogramdır. Ön motor borusunda 5,932 kilogramlık bir ağırlık düşmesi mevcuttur.



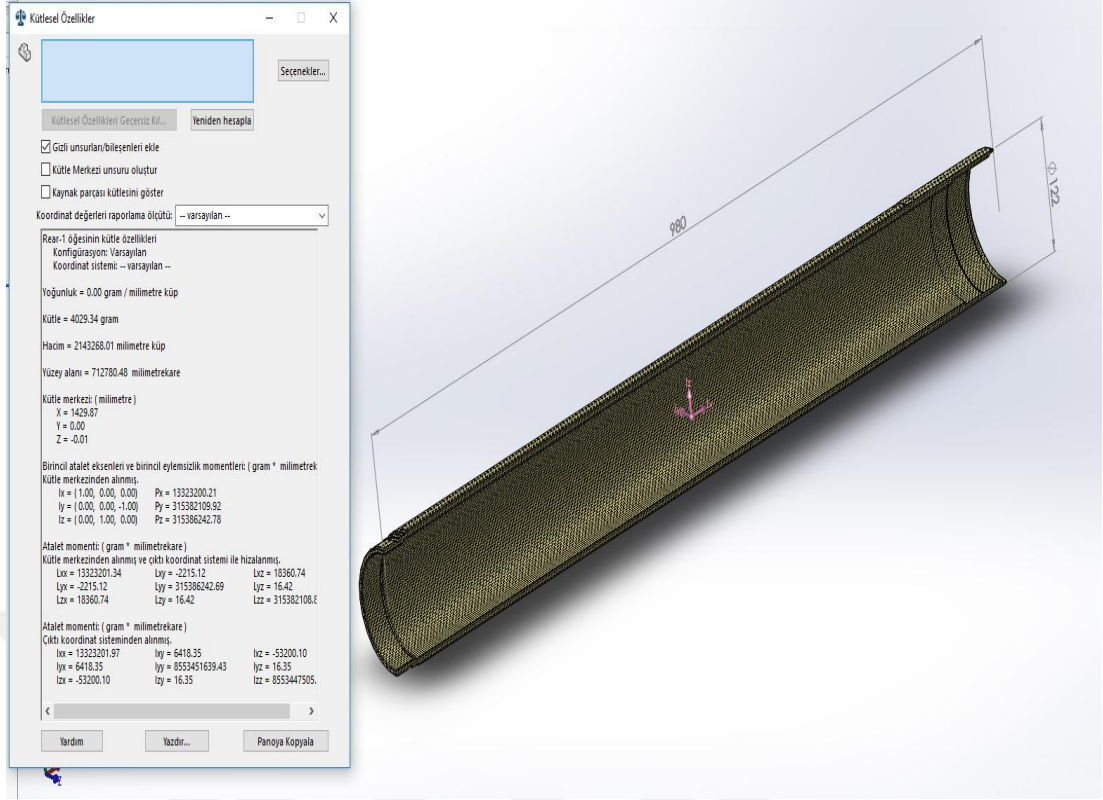
Şekil 4.13. Ön motor borusu kütle özellikleri

Arka motor borusu, roketin kuyruk kısmının bağlandığı kısımdır. Arka motor borusunun da katı modelleri oluşturulmuştur. Oluşturulan katı model Şekil 4.14' te verilmiştir.



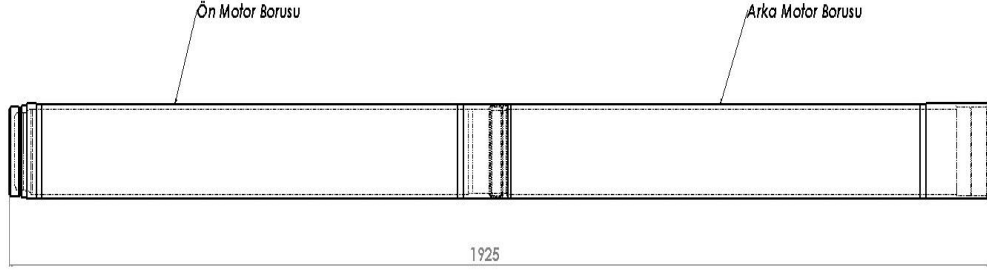
Şekil 4.14. Kompozit arka motor borusu

Arka motor borusuna Çizelge 2.3'teki mekanik değerler girilmiş ve Şekil 4.15'teki değerler alınmıştır. Buna göre 980 mm boyunda ve 122 mm çapındaki arka motor borusunun ağırlığı 4,290 kilogramdır. Mevcut çelik ön motor borusunun ağırlığı 10,325 kilogramdır. Ön motor borusunda 6,035 kilogramlık bir ağırlık düşmesi mevcuttur.



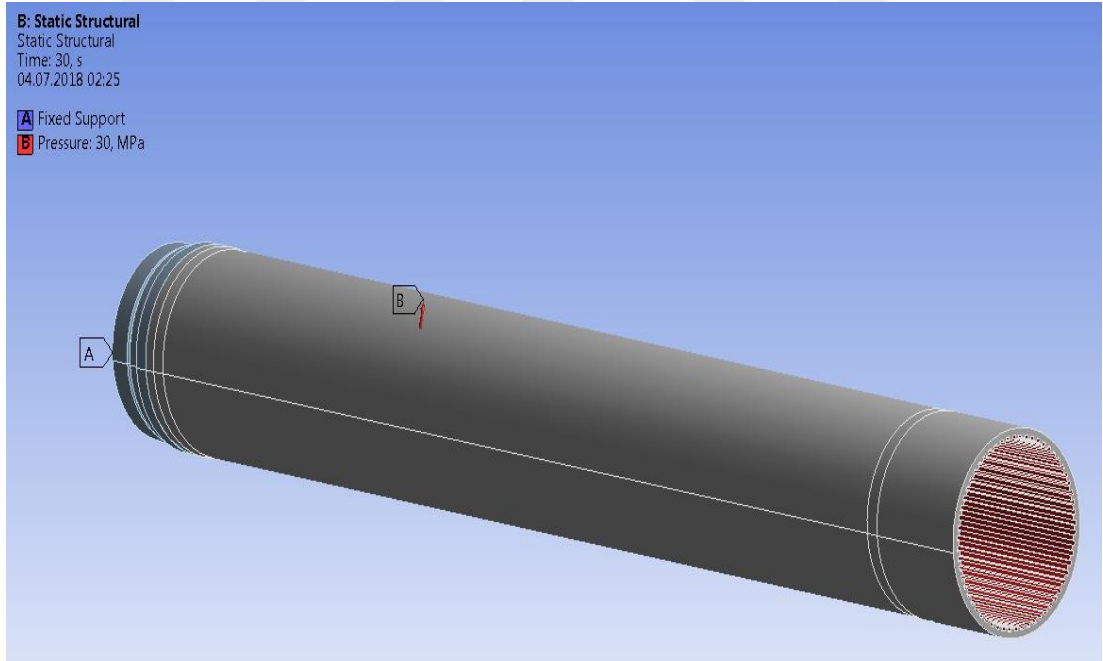
Şekil 4.15. Arka motor borusu kütsel özellikleri

Ön ve arka motor borusunun montaj resmi Şekil 4.16’da verilmiştir. Kompozit motor borusu çiftinin toplam ağırlığı 8,233 kilogramdır. Mevcut çelik motor borusu çiftinin ağırlığı 20,200 kilogramdır. Toplam 11,967 kilogramlık bir ağırlık azalması mevcuttur.



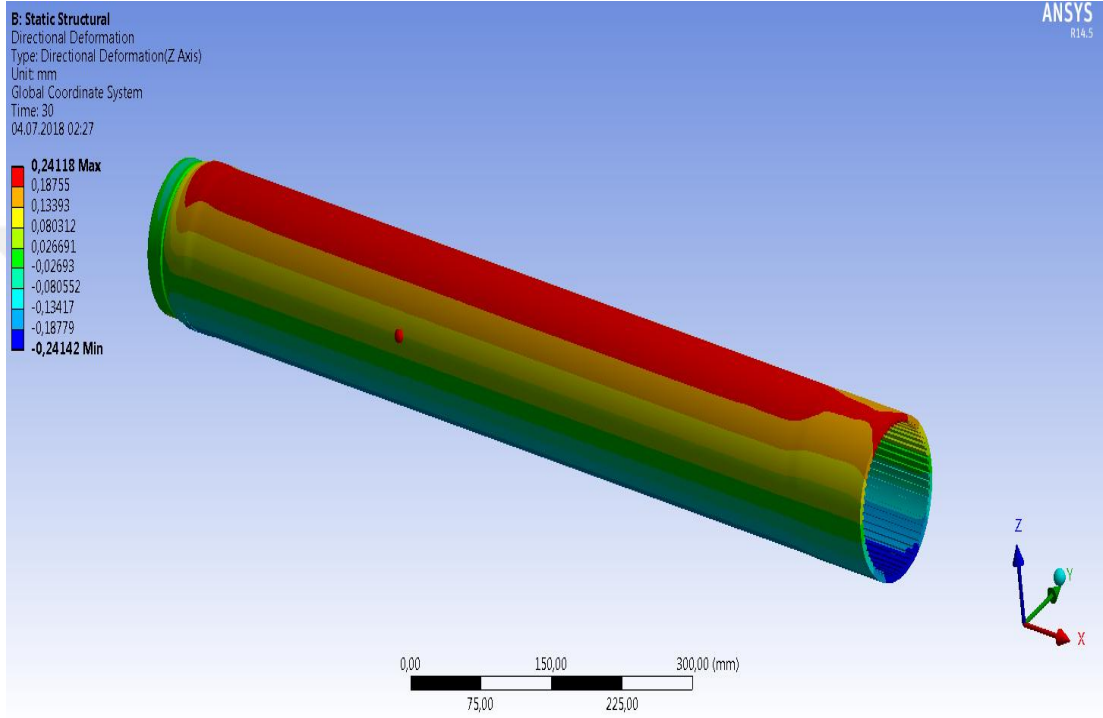
Şekil 4.16. Ön- arka motor borusu montaj resmi

Şekil 4.17’de tasarımı gösterilen motor borusuna Ansys analiz programı ile 30 saniye süresince 30 MPa basınç uygulanmıştır.



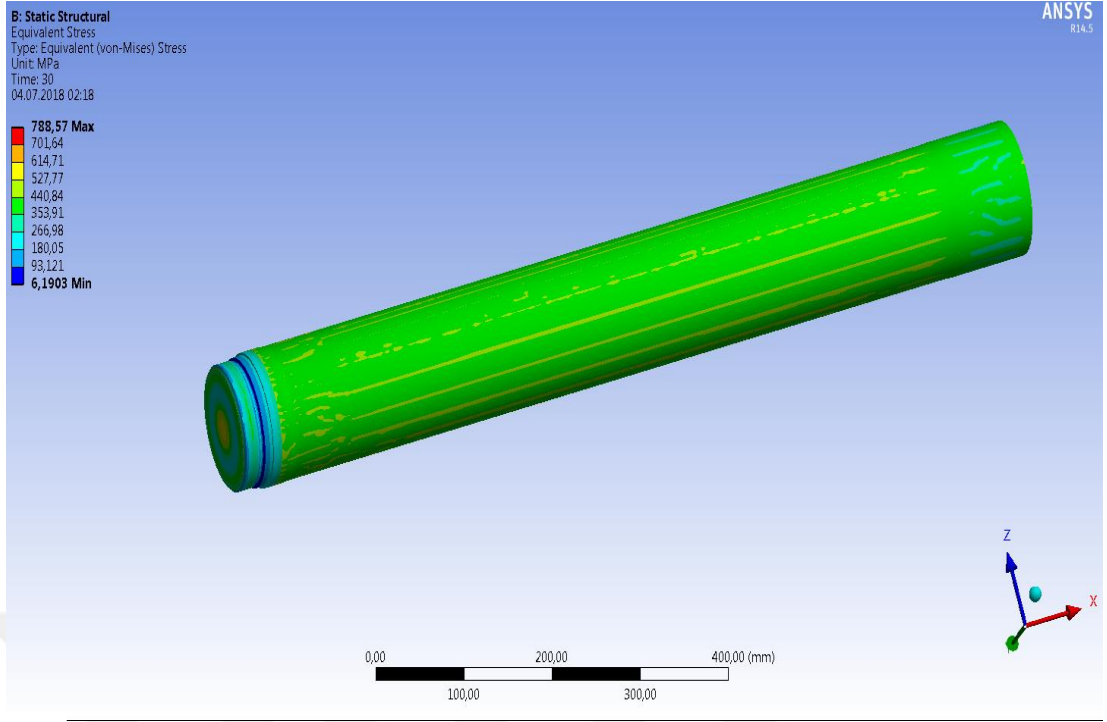
Şekil 4.17. Basınç uygulanan motor borusu

30 saniye süreyle 30 MPa basınç uygulanan motor borusuna yapısında herhangi bir deformasyon olup olmadığını görmek için deformasyon kontrolü yapılmış ve yarıçapta 0,25 mm çap değişimi görülmüştür. Oluşan gerilme malzeme çekme mukavemet değerini aşmadığı için kalıcı deformasyon olmayacağı beklenmektedir. Şekil 4.18’de malzeme üzerindeki deformasyon analizi gösterilmiştir.



Şekil 4.18. Motor borusuna uygulanan deformasyon analizi

Malzeme özelliklerine göre, Şekil 4.19’da gösterilen analiz sonucuna göre çekme mukavemeti 788 MPa’dır.



Şekil 4.19. Malzeme özelliklerine göre yapılan mukavemet analizi

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Katı yakıtlı bir roket motor borusu kullanılabilirliği ile ilgili araştırma ve deneysel çalışmalar yapılmıştır. Yapılan çalışmada öncelikli olarak çelik roket motor gövdesinin malzeme analizi yapılarak yapısındaki içerik elementleri analiz edilerek belirlenmiştir.

ASTM standartlarına göre çelik roket motor gövde numunesinin çekme testleri yapılması için numuneler hazırlanmıştır. Numuneler standartlar çerçevesinde boyutlandırılmış ve test cihazı için numunenin silindirik yapısından dolayı çekme aparatları tasarlanmış ve yapılmıştır. Test sonucunda alınan veriler karşılaştırılmış, istenen değerlere göre uygun olduğu görülmüştür. Motor borusunun ön bölgesinde istenen değer 750 MPa, orta bölgesinde 950 MPa, arka bölgesinde 850 MPa dır.

Çelik roket motor gövdesi daha sonra hidrostatik teste tabi tutulmuştur. 30 saniye süreyle 30 MPa basınca tabi tutulmuştur. Test öncesi ve sonrasında boru gövdesi belli noktalarından çap ölçümleri alınmış ve bu başlangıç ve sonuç değerleri karşılaştırılmıştır. Test öncesi ve sonrası çap değişimi istenen 0,07 mm değerini karşılamıştır.

Aynı çapta ve boyutlarda katı modeli oluşturulan kompozit yapıli roket motor gövde analizleri yapılmıştır. SMC kompozit üretim yöntemi ile modellenen roket motor gövdesi ANSYS ve CATIA programları ile analiz edilmiş, mevcut standartlarda belirtilen mekanik davranışları karşıladığı tespit edilmiştir. 30 MPa basınç altında deformasyon yarıçapta 0,25 mm olmuştur ve bu değer elastik bölgede kaldığı için çap değişimi söz konusu değildir.

Tasarımı yapılan ön motor borusu ile arka motor borusu toplam ağırlığı 8,233 kilogramdır. Mevcut çelik motor borusu çiftinin ağırlığı 20,200 kilogramdır. Toplam 11,967 kg ağırlık azalması sağlanmıştır. Bu da roket verimini arttırmakta farklı roket motorları içinde, menzilde kayda değer bir artış göstergesidir. Daha küçük gövdelerle daha uzun menzilde roketler üretmek mümkün olacaktır.

Kompozit yapıdaki motor gövdesinin üretim yönteminin çelik motor gövdesine göre daha kolay üretim prosesi olması ve düşük maliyetli olması toplam ürün maliyetini düşürebilir. Kalıp ile üretim söz konusu olduğu için üretim hattının güvenilirliği artmış olacaktır. Kısa zaman içinde istenilen miktarlarda üretim söz konusu olabilecektir.

Bir sonraki aşama olarak SMC malzeme ile üretim yapabilmek için kalıp tasarımlarının oluşturulması, malzemenin istenen ölçülerde basılarak mekanik testlerinin yapılmasıdır.

Daha sonra hidrostatik test yaparak iç basınca dayanımının analizlerle karşılaştırması ve uygun sonuç alınması halinde kompozit motor borusunu, roket motor gövdesi haline getirerek statik atış testlerinin yapılmasıdır.

Testlerden uygun sonuç alınamaması halinde önerilerde de belirttiğim kompozit malzemenin mukavemet değerlerinin iyileştirilmesi çalışması yapılabilir. Boru ölçülerinde bir takım değişikliklere giderek mukavemet değerleri artırılabilir. Yada hafif bir metal gömlek tasarımı yapılarak kompozit içine gömülebilir.

Bu çalışmada 122 mm çapındaki çelik roket motor borusunun kompozit malzeme ile üretilebilirliği araştırılmıştır. Diğer motor boruları içinde benzer çalışmalar yapılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] WILLIAMS, F.A., BERRIERE, M. and HAUNG, N.C., “Fundamentals Aspects of Solid Propellant Rocket Motors”, Agardograph – 116, Technivision, 1969.
- [2] SAFGÖNÜL, B., “Sıvı Yakıcı- Yakıtlı Roker Motorları”, İTÜ Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, Yayın No.128, İstanbul, 1978
- [3] SUTTON, G.P., “Rocket Propulsion Elements”, John Wiley and Sons. Inc., 1986
- [4] Anonim, <http://www.muhendislikbilgileri.com/?pnum=16&pt=malzeme+secimi> (Erişim Tarihi: 28.06.2018)
- [5] Demirel, A., Karbon Elyaf Takviyeli Epoksi Kompozit Malzemelerin Karakterizasyonu. Yüksek Lisans Tezi Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2007.
- [6] Bal, H., Thermal and Mechanical Properties Of Continuous Fiber Reinforced Thermoplastics. Yüksek Lisans Tezi. Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir, 2009.
- [7] Callister, W. D., & Rethwisch, D. G. Fundamentals of materials science and engineering, Wiley, (471660817), 164-185, 2013.
- [8] Umeco, Introduction to Advanced Composites and Prepreg Technology, 2-14. 2012.
- [9] Kelly, A., & Zweben, C. Comprehensive composite materials. Materials Today, 2(1), 20-21, 1999.
- [10] Şahin, Y. (2000). Kompozit Malzemelere Giriş. Ankara: Gazi Kitabevi, 38-42.

- [11] ZOR,M., Kompozit Malzeme Mekanığı Ders Notları http://kisi.deu.edu.tr//mehmet.zor/composite%20materials/3-imalat_teknolojileri.pdf (Erişim Tarihi: 28.06.2018)
- [12] anakçı, A., AA2024 Matrisli B₄C Parçacık Takviyeli Kompozitlerin Vorteks Yöntemiyle Üretimi ve Özelliklerinin İncelenmesi, Doktora Tezi, KTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Trabzon, 2006.
- [13] Anonim, <http://www.poliset.net/teknolojiler/smc-bmc> (Erişim Tarihi: 28.06.2018)
- [14] Meyers, M. A., Chawla, K. K. Mechanical Behavior of Materials 2e. United Kingdom: Cambridge university press, 765-775, 2008.
- [15] Öz, F. E., Cibar, K., Ersoy, N. (2012). Micromechanical Progressive Damage Model For Predicting Resin Dominated Strength Values Of Fibre Reinforced Composites Under Various Types Of Loading. European Conference On Composite Materials, İtaly, 15.
- [16] Saçak, M., Polimer Teknolojisi. Ankara: Gazi Kitabevi, 114-278, 2005.
- [17] Schwartz. M.M., Composite Material Handbook. USA: McGraw-Hill Inc, 8-50, 1984
- [18] Sabancı, Ő., Fiber Takviyeli Polimer Matrisli Kompozitlerin Enjeksiyon Yöntemiyle Üretimi. Yüksek Lisans Tezi. Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 2005.
- [19] BİNGÖL, M., ÇAVDAR, K., Sheet Molding Compound (SMC) Yöntemi ile Kompozit Malzeme Tasarımı ve Üretimi. 3. Ulusal Tasarım İmalat Analiz Kongresi, 29-30 Kasım 2012, Balıkesir, s.184-199
- [20] ROSATO. D., ROSATO. D., Reinforced Plastics Handbook, Elsevier Science & Technology Books, 2004.

- [21] VOORN, B. V., SMIT, H.H.G., SINKE, R.J., KLERK B. D., Natural Fibre Reinforced Sheet Molding Compound, Composites, Part A 32 1271-1279, 2001.
- [22] MERLE, G., ALLEMAND, J., CAMINO, G., LUDA , M. P., REVELLINO, M., BLANCON, R., MORPHOLOGY analysis of microvoids in SMC: ageing effects, Composites, Part A 29A 1535–1543, 1998.
- [23] LE, T.-H., DUMONT, P.J.J., ORGE'AS, L., FAVIER, D., SALVO, L., BOLLER, E., X-ray phase contrast micro tomography for the analysis of the fibrous microstructure of SMC composites, Composites, Part A 39 91–103, 2008.
- [24] KIM, M-S., LEE, W-I., HAN, W-S., VAUTRIN, A., Optimisation of location and dimension of SMC precharge in compression moulding process, Computers and Structures, 89 1523– 1534, 2011.
- [25] PICKERING, S.J., Recycling technologies for thermoset composite materials-current status, Composites, Part A 37 1206–1215, 2006.
- [26] PALMER, J., SAVAGE, L., GHITA, O.R., EVANS, K.E., Sheet moulding compound (SMC) from carbon fibre recyclate, Composites, Part A 41 1232–1237, 2010.
- [27] https://smcbmc-europe.org/design_for_success/rapport_design_for_success.pdf. (Erişim Tarihi: 28.06.2018)
- [28] MASSARDIER-NAGEOTTE, V., CARA, F., MAAZOUZ, A., SEYTRE, G., Prediction of the curing behavior for unsaturated polyester–styrene systems used for monitoring sheet moulding compounds (SMC) process, Composites Science and Technology, 64 1855–1862, 2004.

- [29] BIRRELL, M., Hybrid Thermoplastik Composite (HTPC) for Horizontal Automotive Panels, SPE Automotive Composite Conference & Exhibition, 2008.
- [30] Yaman, H., Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (db) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması, Doktora Tezi, Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale, 2013.
- [31] K. Güven, Yüksek Enerjili Maddelerin Çift Bazlı (db) Roket Yakıtlarında Kullanımı ve Performans Etkilerinin Araştırılması. Doktora Tezi. Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kırıkkale, 2013.
- [32] Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements. Seventh Edition ISBN 978-0-471-08024-5 USA, 2010.
- [33] Ward, T.A., Eerospace Propultion Systems. W345 John Wiley & Sons (Asia) Pte Ltd, Singapore, 2010.
- [34] Mattingly, J.D., Element of Propultsion: Gas Turbines and Rockets. 161-227. American Institute of Aeronoistics and Astronautics (AIAA Education Series), 2006.
- [35] İnger, E., Roket ve Füze Mühendisliği. 10-120. Palme Yayıncılık. Ankara, 2010.
- [36] Kubato, N., Propellant And Exsplosives. Germaney 2002.
- [37] Yıldırım, C., Analysis of Grain Burnback and Internal Flow In Solid Propellant Rocket Motors In 3-Dimensions. Doktora Tezi. Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, 2007.
- [38] Anonim, Farklı yakıtlarla çalışan roketlerin itki sistemlerinin oluşturduğu özgül itki ve itki değer aralıkları, NASA, http://dawn.jpl.nasa.gov/mission/ion_prop.asp (Erişim tarihi: 20.06.2018)

[39] Östlund, J., Flow Processes in Rocket Engine Nozzles With Focus on Flow Separation and Side-Loads. Technical Reports From Royal Institute of Technology Department of Mechanics S-100 44 Stockholm, 2002.

[40] KUTAY, G., Mukavemet Değerleri Malzemenin Mukavemet Değerleri,05-2 Kasım 2009, <http://www.guven-kutay.ch/mukavemet/05-2-mukavemet-degerleri.pdf>, (Erişim tarihi: 22.06.2018)

