



# Topoloji Optimizasyonu Tabanlı Kütle Azaltımı ve Eklemeli İmalat Yaklaşımı: Turbojet Motor Braketi Örneği

Hakan YEŞİLKAYA<sup>1\*</sup> , Çağrı Vakkas YILDIRIM<sup>2,3</sup> 

<sup>1</sup>Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara Havaçılık Meslek Yüksekokulu, Uçak Teknolojisi Programı, Ankara, Türkiye

<sup>2</sup>Erciyes Üniversitesi, Havaçılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Gövde ve Motor Bakımı Bölümü, Kayseri, Türkiye

<sup>3</sup>Erciyes Üniversitesi, Havaçılık Çalışmaları Uygulama ve Araştırma Merkezi, Kayseri, Türkiye

## Makale Bilgisi

Research article  
Received: 23/11/2025  
Revision: 29/12/2025  
Accepted: 12/01/2026

## Anahtar Kelimeler

Topoloji Optimizasyonu  
Eklemeli İmalat  
Kütle Azaltma  
Sonlu Elemanlar Yöntemi  
Motor Braketi

## Makale Bilgisi

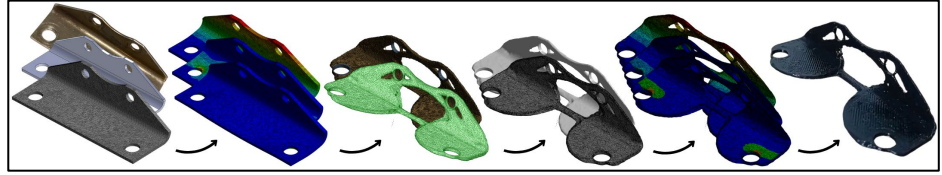
Araştırma makalesi  
Başvuru: 23/11/2025  
Düzeltilme: 29/12/2025  
Kabul: 12/01/2026

## Keywords

Topology optimization  
Additive manufacturing  
Mass reduction  
Finite element method  
Engine bracket

## Grafik Özet (Graphical/Tabular Abstract)

Bu çalışmada, turbojet motor brakentinin topoloji optimizasyonu (TO) ile hafifletilmesi ve eklemeli imalat (Eİ) ile üretilmesi işlemi gerçekleştirilmiştir. Braket %10'luk artışlarla %10 - %90 aralığında hafifletilmiştir. Tasarımlar toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü açısından incelenmiştir. Orijinal ve optimum tasarımların üretimiyle elde edilen hafifletme oranı sayısal hafifletme oranıyla karşılaştırılmıştır. / In this study, the process of lightening the turbojet engine bracket through topology optimization (TO) and manufacturing it using additive manufacturing (AM) was carried out. The bracket was lightened by 10% increments within the range of 10% to 90%. The designs were evaluated in terms of total deformation, von Mises stress, and safety factor. The weight reduction achieved by manufacturing the original and optimized designs was compared with the numerical weight reduction ratio.



Şekil A: Çalışmanın ilerleyiş şeması / Figure A: Study progress chart

## Önemli noktalar (Highlights)

- Orijinal parça tasarımı farklı oranlarda TO ile hafifletilmiştir. / The original part design has been lightened with TO at different ratios.
- Parça tasarımları toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü açısından incelenmiştir ve optimum parça tasarımı belirlenmiştir. / Part designs were examined in terms of total deformation, von Mises stress, and safety factor, and the optimal part design was determined.
- Orijinal ve optimum tasarım arasındaki sayısal hafifletme oranı, parçaların üretimi sonucunda elde edilen hafifletme oranı ile karşılaştırılmıştır. / The numerical weight reduction ratio between the original and optimal designs was compared with the weight reduction ratio achieved as a result of part production.

**Amaç (Aim):** Bu çalışmada, bir braket parçasının TO ve Eİ kombinasyonu ile yapısal ve mekanik gereksinimleri karşılayabilen orijinalinden daha hafif tasarlanması ve üretilmesi amaçlanmıştır. / This study aims to design and manufacture a bracket part that is lighter than the original but meets the structural and mechanical requirements using a combination of TO and AM.



**Özgünlük (Originality):** Bir braket parçasına farklı oranlarda TO uygulanmıştır. Hafifletme oranı sayısal ve üretim bazlı karşılaştırılmıştır. / TO has been applied to a bracket part at different ratios. The reduction ratio has been compared numerically and production-based.

**Bulgular (Results):** Optimum tasarım toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü gereksinimlerini karşılayabilirken diğer tasarımlar bazı gereksinimleri karşılamış fakat bazı gereksinimleri karşılayamamıştır. / The optimal design can meet the total deformation, von Mises stress, and safety factor requirements, while other designs have met some requirements but failed to meet others.

**Sonuç (Conclusion):** TO ve Eİ kombinasyonu ile yapısal ve mekanik gereksinimleri karşılayabilen, orijinalinden daha hafif tasarımın oluşturulabileceği ve üretilebileceği sonucuna varılmıştır. / It has been concluded that a combination of TO and AM can meet structural and mechanical requirements, enabling the creation and production of a design that is lighter than the original.



## Topoloji Optimizasyonu Tabanlı Kütle Azaltımı ve Eklemeli İmalat Yaklaşımı: Turbojet Motor Braketi Örneği

Hakan YEŞİLKAYA<sup>1\*</sup> , Çağrı Vakkas YILDIRIM<sup>2,3</sup> 

<sup>1</sup>Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara Havaçılık Meslek Yüksekokulu, Uçak Teknolojisi Programı, Ankara, Türkiye

<sup>2</sup>Erciyes Üniversitesi, Havaçılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Gövde ve Motor Bakımı Bölümü, Kayseri, Türkiye

<sup>3</sup>Erciyes Üniversitesi, Havaçılık Çalışmaları Uygulama ve Araştırma Merkezi, Kayseri, Türkiye

### Makale Bilgisi

Araştırma makalesi  
Başvuru: 23/11/2025  
Düzeltilme: 29/12/2025  
Kabul: 12/01/2026

### Anahtar Kelimeler

Topoloji Optimizasyonu  
Eklemeli İmalat  
Kütle Azaltma  
Sonlu Elemanlar Yöntemi  
Motor Braketi

### Öz

Havaçılık sektöründe braket parçaları gibi yapısal parçaların hafifletilmesi uçuş performansının geliştirilmesine, yakıt tüketiminin azaltılmasına ve faydalı yük taşıma kapasitesinin artırılmasına olanak tanımaktadır. Bu bağlamda öne çıkan uygulamalardan biri topoloji optimizasyonu (TO) kullanılarak mekanik ve yapısal gereksinimleri karşılayabilen hafif parça tasarımlarının oluşturulması ve eklemeli imalat (EI) yöntemleri kullanılarak, hafifletilen karmaşık geometri parçaların üretilmesidir. Bu çalışmada, turbojet motorlarında meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatını taşıyan bir braketin optimum tasarımının belirlenmesi amacıyla, orijinal braket üzerinde %10'luk artışlarla %10 - %90 aralığında TO uygulanmıştır. Orijinal ve hafifletilen tasarımların her birine sayısal yapısal analiz uygulanarak parçaların toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü değerleri incelenmiştir. Çalışma sonucunda, %40 hafifletilen tasarımın optimum tasarım olduğu belirlenmiştir. Orijinal ve optimum parçalar polilaktik asit (PLA) filament kullanılarak eriyik yığıma modelleme (EYM) yöntemi ile üretilmiştir. Sayısal verilerde %40,722 olan hafifletme oranı üretim sonucunda %43,62 olarak hesaplanmıştır.

## Topology Optimization Based Mass Reduction and Additive Manufacturing Approach: The Case of a Turbojet Engine Bracket

### Article Info

Research article  
Received: 23/11/2025  
Revision: 29/12/2025  
Accepted: 12/01/2026

### Keywords

Topology optimization  
Additive manufacturing  
Mass reduction  
Finite element method  
Engine bracket

### Abstract

In the aviation industry, the lightweighting of structural components such as bracket parts enables improved flight performance, reduced fuel consumption, and increased payload capacity. One of the prominent applications in this context is the creation of lightweight part designs that meet mechanical and structural requirements using topology optimization (TO) and the production of lightweight parts with complex geometries using additive manufacturing (AM) methods. In this study, TO was applied to the original bracket in increments of 10% within the range of 10% to 90% to determine the optimal design of a bracket carrying the torch igniter on/off valve assembly in turbojet engines. Numerical structural analysis was applied to each of the original and lightweight designs to examine the total deformation, von Mises stress, and safety factor values of the parts. The study concluded that the 40% lightweight design was the optimal design. The original and optimal parts were produced using the fused deposition modeling (FDM) method with polylactic acid (PLA) filament. The lightening ratio, which was 40.722% in the numerical data, was calculated as 43.62% as a result of production.

## 1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Günümüzde hava araçlarında mevcut kullanımı bulunan parçaların yapısal bütünlüklerini koruyacak ve parçaların ihtiyaç duyduğu mekanik gereksinimleri karşılayacak şekilde hafifletilmesi [1], topoloji optimizasyonu (TO) kullanım alanı bulması ile yükseliş göstermiştir [2]. Mühendislik ve tasarım uygulamalarında orijinalinden daha hafif parça tasarımlarının üretilmesi noktasında TO temel bir araç olarak değerlendirilmektedir [3]. Havacılık sektöründe hava aracı menteşe [1] ve motor braketi [4], uzay sektöründe uzay fırlatma aracına ait fırlatma destek parçası [2], insansız hava araçlarında pylon parçası [5] ve burun iniş takımı çatalı [6], otomotiv sektöründe motor bağlantı

parçası [3], direksiyon mafsalı [7] ve otomotiv salınacağı [8] gibi parçalar üzerinde TO uygulamaları mevcuttur.

Teorik temelleri 1988 yılında Bendsøe ve Kikuchi tarafından atılan [2] ve yapısal optimizasyon uygulamalarının bir türevidir olan TO, belirli sınır şartları altında yapının en verimli malzeme dağılımının hesaplanması için kullanılmaktadır [9]. TO kullanılarak elde edilen tasarımlar, karmaşık geometri ve doğal görünümlü tasarımlardır [4]. Bu yöntemle konsept ve özelleştirilebilen parça tasarımları elde edilebilmektedir [10]. TO ile belirli sınır şartları altında bir hedef fonksiyonunu minimize edilmesi işleminin temel matematiksel ifadesi (Eşitlik 1.1):

$$\min_{\rho}: F = F(u(\rho), \rho) = \int_{\Omega} f(u(\rho), \rho) dV,$$

$$: G_0(\rho) = \int_{\Omega} \rho(x) dV - V_0 \leq 0,$$

$$: G_j(u(\rho), \rho) \leq 0, \text{ ve } H_i(u(\rho), \rho) = 0, j = 1, \dots, m \text{ ve } i = 0, \dots, n$$

$$: \rho(x) = 0 \text{ yada } 1, \forall x \in \Omega$$

1.1

Burada " $F(u(\rho), \rho)$ " hedef fonksiyonu olarak ifade edilmektedir. Malzemenin  $x$  konumunda var olup olmadığını, bilinmeyen bir değişken olan " $\rho(x)$ " ifadesi göstermektedir. "1" malzemenin olduğunu, "0" malzeme olmadığını ifade etmektedir. Söz konusu değişken "0" ve "1" aralığında değerler alabilmektedir. Bilinmeyen değişkene bağlı olarak ilgili durum alanını " $u(\rho)$ " ifade etmektedir ve tasarım alanı " $\Omega$ " ile ifade edilir. " $G_j$ ", " $H_i$ ", " $j = 0, \dots, m$ " ve " $i = 0, \dots, n$ " fonksiyonları, eşitlikler ve eşitsizlikler fonksiyonel kısıtlamaları anlamına gelmektedir. " $j = 0$ " ilk eşitsizlik kısıtlamasını ve " $V_0$ " belirli bir hacim kısıtlamasını ifade etmektedir [11, 12].

TO için farklı yöntemlerin kullanımı mevcuttur. Bu yöntemler arasında cezalandırma ile katı izotropik malzeme, malzeme özelliklerinin rasyonel yakınsaması, seviye kümesi yaklaşımı, evrimsel yapı optimizasyonu ve homojenleştirme metodu gibi yöntemler yer almaktadır [1]. Çeşitli TO yöntemleri kullanılarak elde edilen karmaşık geometri ve doğal görünümlü tasarımların geleneksel üretim yöntemleri (talaşlı imalat) kullanılarak üretilmesi oldukça zordur veya mümkün değildir [2].

İlk geliştirildikleri yıllarda hızlı prototip elde edebilmek için kullanılan eklemeli imalat (Eİ)

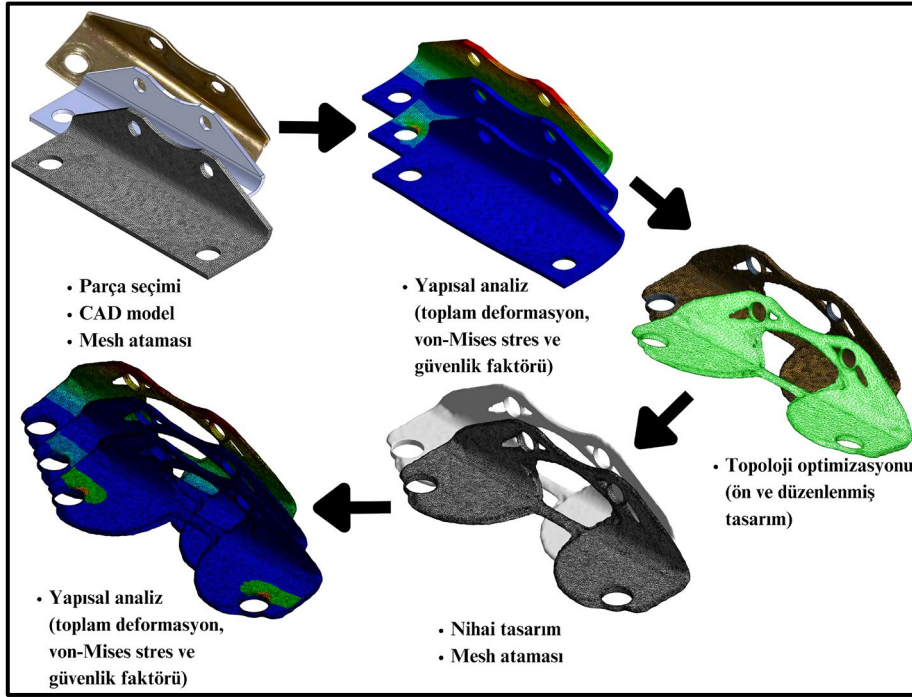
yöntemleri [3], TO kullanılarak elde edilen karmaşık geometri yapıların üretimi noktasında yetersiz kalan geleneksel imalat yöntemlerine iyi bir alternatif oluşturmaktadır [13]. Ayrıca nihai ürünün elde edilebilmesi için gerekli olan üretim sonrası işlemler Eİ yöntemlerinde geleneksel yöntemlere kıyasla daha azdır. Bu sebeple Eİ zaman ve malzeme tasarrufu sağlayan çevre dostu bir imalat yöntemidir [2]. Polimerleri, metalleri ve hibrit malzemeleri ham madde olarak kullanabilme kabiliyeti, Eİ yöntemlerinin sahip olduğu malzeme ağırlığını genişletmektedir. Eİ sahip olduğu geniş malzeme ağı sayesinde otomotiv, askeri, medikal, tıp, diş hekimliği, mimarlık, inşaat, gıda, tekstil, hobi ve sanat gibi çeşitli sektörlerde kullanım alanı bulmuştur [2, 12]. Ayrıca alüminyum alaşımları, paslanmaz çelikleri, titanyum alaşımları ve Inconel gibi metal malzemeleri şekillendirebilmesi Eİ yöntemlerine havacılık sektöründe kullanım imkânı sağlamaktadır [2]. TO ve Eİ'nin kullanılması ile hava araçlarında kullanılan parçaların yapısal bütünlüklerinin ve mekanik gereksinimlerinin korunarak daha hafif bir şekilde üretilmesi mümkündür [12]. Hava araçlarında kullanılan parçaların hafifletilmesi ile uçuş hızı ve itki/ağırlık oranının iyileştirilmesi [1], malzeme tüketiminin azaltılması, montajların basitleştirilmesi, tasarım kusurlarının azaltılması, üretim zamanının ve maliyetlerinin düşürülmesi mümkündür [12].

Literatürde TO ve Eİ'nin beraber kullanıldığı çok sayıda çalışma yer almaktadır. Özellikle TO ile parça tasarımlarının değiştirilerek hafifletilmesi ve karmaşık geometri tasarımların Eİ kullanılarak üretilmesi çalışmaların odak noktasıdır. Çalışmalarda hafifletilen parça tasarımlarının mekanik gereksinimleri karşılayabilmesi dikkat edilen bir husustur. Literatürde yer alan bazı çalışmalar; Xie ve diğ. [1] yaptıkları çalışmada uçaklarda kullanılan bir menteşe braketini TO uygulaması ile %28 hafifletmişlerdir ve hafiflettikleri braketin mukavemet gereksinimlerini karşıladığını belirtmişlerdir. Gebisa ve Lemu [4] jet motoru braketini üzerinde TO uygulamışlardır. %65 hafifletme sağlayarak braketin kütlesini 2,067 kg'dan 0,72 kg'a düşürmüşlerdir. TO ve Eİ kullanılarak hafif parçaların tasarlanıp üretilebileceğini belirtmişlerdir. Yılmaz ve diğ. [5] insansız hava aracına ait bir pylon parçasının kütlesini TO ile %31 oranında hafifleterek 544 g'dan 376 g'a düşürmüşlerdir. Hafiflettikleri parça tasarımını orijinal parçanın ham maddesi olan 7050 Alüminyum yerine Ti6Al4V kullanarak elektron ışını eritme (EIE) yöntemi ile üretmişlerdir. Shi ve diğ. [14] bir havacılık braketinin hafifletilmesi çalışmasını gerçekleştirmişlerdir. Orijinal braket tasarımını topoloji ve boyut optimizasyonundan yararlanarak %18 oranından fazla hafifletmişlerdir. Orijinal, hafifletilmiş ve nihai parça tasarımlarının kütlelerini 1,91 kg, 1,62 kg ve 1,56 kg olarak belirlemişlerdir. Seçici lazer eritme (SLE) yöntemi kullanarak parçanın üretimini gerçekleştirmişlerdir. Walton ve Moztaazadeh [15] TO ile bir süspansiyon parçasının kütlesini %36'lık hafifletme ile 832 g'dan 536 g'a düşürmüşlerdir. Ti6Al4V kullanarak EIE yöntemi ile parçayı üretmişlerdir. Seabra ve diğ. [16] bir havacılık braketinin TO ile hafifletilmesi çalışmasını gerçekleştirmişlerdir. Orijinaline kıyasla hafiflettikleri parça tasarımında ağırlıkça %28 düşüş elde etmişlerdir. Tasarımı SLE kullanarak üretmişlerdir. Tomlin ve Meyer [17] Airbus A320 motor menteşe braketine TO uygulamışlardır. Üretim malzemesi olarak HC101 çelik yerine Ti6Al4V kullanmışlardır. Malzeme ve tasarım değişimi ile parçanın kütlesini yaklaşık %64 hafifleterek 918 g'dan 326 g'a düşürmüşlerdir.

Literatürde yer alan çalışmalar değerlendirildiğinde; çalışmalar TO ile mekanik gereksinimleri karşılayabilen, orijinalinden daha hafif parça tasarımlarının oluşturulmasına ve parça tasarımlarının farklı Eİ yöntemleri kullanılarak üretilmesine odaklanmaktadır. Literatürde incelenen mevcut çalışmalarda TO yapısal bütünlük bozuluncaya kadar değil belirli hafifletme oranlarında gerçekleştirilmiştir. Literatürdeki çalışmalara ek olarak bu çalışmada, orijinal parça tasarımına %10 ve %90 değer aralıklarında %10'luk değer artışları ile TO uygulanmıştır. Bunun yanı sıra, çalışma sonucunda belirlenen optimum tasarımın sayısal ve üretim sonucunda sahip olduğu hafifletme oranları karşılaştırılmıştır. Ayrıca literatürde çok sayıda parçanın tasarımının değiştirilmesi ve hafifletilmesi işlemi gerçekleştirilmiştir. Literatürde yer alan parçalara ek olarak özellikle havacılık sektöründe TO kullanılarak tasarımsal olarak hafifletilebilecek çok sayıda parça mevcuttur. Bu bağlamda çalışmada turbojet motorlarda kullanılan meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatı braketinin TO kullanılarak hafifletilmesi ve Eİ yöntemlerinden olan eriyik yığıma modelleme (EYM) yöntemi kullanılarak üretilmesi işlemi gerçekleştirilmiştir. Çalışmada sırasıyla; 2. Bölümde parça ve sınır şartları tanımlaması, mesh işlemi, TO ile elde edilen ön tasarımlar, bu tasarımların düzenlenmesi, metotlar ve yöntemler yer almaktadır. 3. Bölümde sayısal analizler sonucunda her bir parça tasarımında elde edilen toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü çıktıları ile orijinal ve optimum parça tasarımının üretimi sunulmuştur. 4. Bölüm sonuçları içermektedir.

## 2. METOT VE YÖNTEM (METHOD AND APPROACH)

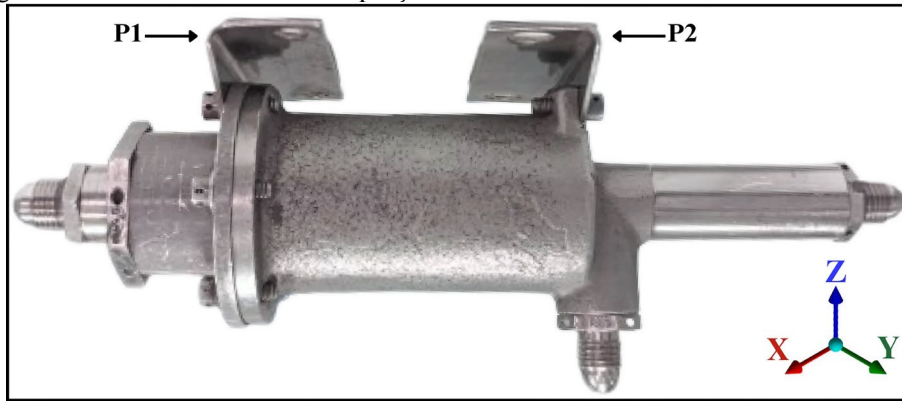
TO uygulaması belirli prosedürlerin izlenmesi ile gerçekleştirilen bir süreçtir. Söz konusu süreç orijinal ve hafifletilen parça tasarımlarının oluşturulmasını ve bu tasarımların aynı sınır şartları altında mekanik davranışlarının incelenerek doğrulanmasını içermektedir [2]. TO uygulamasının ilerleyiş şeması Şekil 1'de yer almaktadır.



Şekil 1. Topoloji optimizasyonu ilerleyiş şeması (Topology optimization progression diagram) [4]

Bu çalışmada turbojet motorlarda kullanılan meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatını tutan bir braket parçasına TO uygulanarak hafifletilmesi ve Eİ kullanılarak üretilmesi işlemi gerçekleştirilmiştir. Vana tertibatı iki braket parçası ile motora bağlanmaktadır ve bu iki braket parçası

P1 ve P2 kodları ile ayrılmaktadır. Şekil 2’de meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatının konumlandırılmasıyla birlikte P1 ve P2 kodlu parçalar yer almaktadır. Çalışma kapsamında P1 kodlu parça incelenmiştir.



Şekil 2. Meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatının, braket parçalarının ve bileşenlerin konumlandırılması (Positioning of the torch igniter on/off valve assembly, bracket parts, and components)

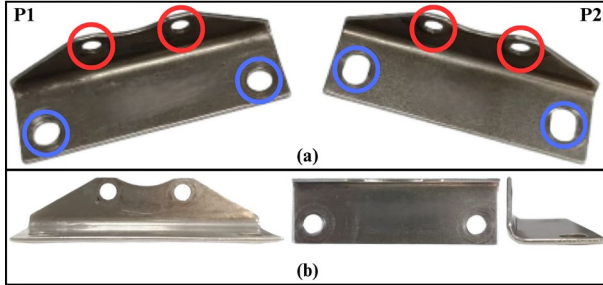
Parçanın hacmi  $3872,36 \text{ mm}^3$ , yüzey alanı  $5595,29 \text{ mm}^2$  ve kütlesi  $31 \text{ g}$ 'dır. Parça manyetik özelliğe sahip değildir ve yoğunluğu  $8,006 \text{ g/cm}^3$  olarak hesaplanmıştır. Parçanın üretim malzemesi AISI

316L paslanmaz çelik olarak belirlenmiştir. AISI 316L paslanmaz çeliğin mekanik özellikleri Tablo 1’de sunulmuştur.

Tablo 1. AISI 316L paslanmaz çeliğin mekanik özellikleri (Mechanical properties of AISI 316L stainless steel) [18]

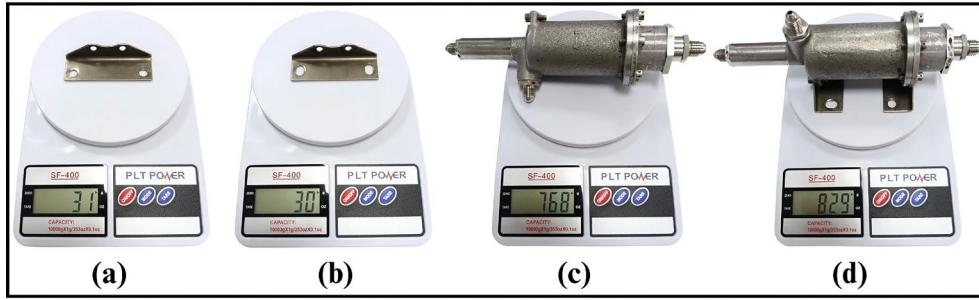
Yoğunluk ( $\text{g/cm}^3$ )	Akma Dayanımı (Çekme MPa)	Akma Dayanımı (Basma MPa)	Çekme Dayanımı (MPa)	Basma Dayanımı (MPa)
8	205	205	515	0

P1 ve P2 kodlu braket parçaları meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatına Şekil 3a'da kırmızı halkalar ile gösterilen dört noktadan cıvata ile bağlanmaktadır. Braket parçaları vana tertibatını Şekil 3a'da mavi halkalar ile gösterilen dört noktadan cıvata ile motora bağlanmaktadır. Şekil 3b'de P1 kodlu braket parçasının farklı açılardan gösterimi sunulmuştur.



Şekil 3. P1 ve P2 kodlu parçalar, (a) parçaların bağlantı noktaları, (b) P1 kodlu braket parçasının farklı açılardan gösterimi (Parts labeled P1 and P2, (a) connection points of the parts, (b) different views of the bracket part labeled P1)

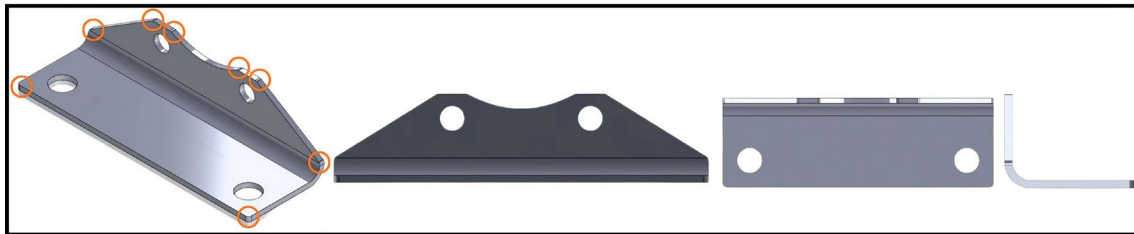
P1 kodlu parçanın kütlesi 31 g, P2 kodlu parçanın kütlesi 30 g, meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatının kütlesi 768 g ve parçaların bileşik kütleleri 829 g olarak ölçülmüştür. Parçaların tekil ve birleşik kütle ölçümleri Şekil 4'te yer almaktadır. Maksimum ivme dahil edilerek P1 ve P2 kodlu braket parçalarının maruz kaldığı dinamik yük Şekil 2'de gösterilen -Z yönünde 48,794 N olarak belirlenmiştir. Dinamik yük, yer çekimi ivmesi 9,81 m/s<sup>2</sup> referans alınarak hesaplanmıştır. P1 ve P2 kodlu braket parçaları, meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatına karşılıklı iki noktadan bağlandığından, çalışma kapsamında braket parçalarına dinamik yükün eşit dağıldığı kabul edilmiştir. Bu bağlamda P1 kodlu parçanın maruz kaldığı dinamik yük -Z yönünde 24,397 N olarak hesaplanmıştır. Havacılık bileşenleri kritik öneme sahip parçalardır ve uçuşa elverişlilik için minimum 1,5 güvenlik faktörü değerini karşılamaları gerekmektedir [19]. Bu kapsamda çalışmada emniyet katsayısı 1,5 alınarak, P1 kodlu parçanın maruz kaldığı dinamik yük -Z yönünde 36,596 N olarak kullanılmıştır.



Şekil 4. Parçaların kütleleri, (a) P1 kodlu parçanın kütlesi, (b) P2 kodlu parçanın kütlesi, (c) meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatının kütlesi, (d) parçaların bileşik kütlesi (The masses of the parts are: (a) the mass of the part with code P1, (b) the mass of the part with code P2, (c) the mass of the torch igniter open-close assembly, (d) the combined mass of the parts)

P1 kodlu parça 1:1 oranında modellenmiştir. Modelleme Solidworks programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Parçanın radyus içeren bölgeleri mesh kalitesinin düşmesine sebebiyet verebilmektedir, bu sebeple radyuslu bölgeler dik

olarak düzenlenmiştir [1] ve parça tasarımı çalışmada bu şekilde kullanılmıştır. Parçada dik olarak düzenlenen bölgeler Şekil 5'te turuncu halkalar ile gösterilmiştir.



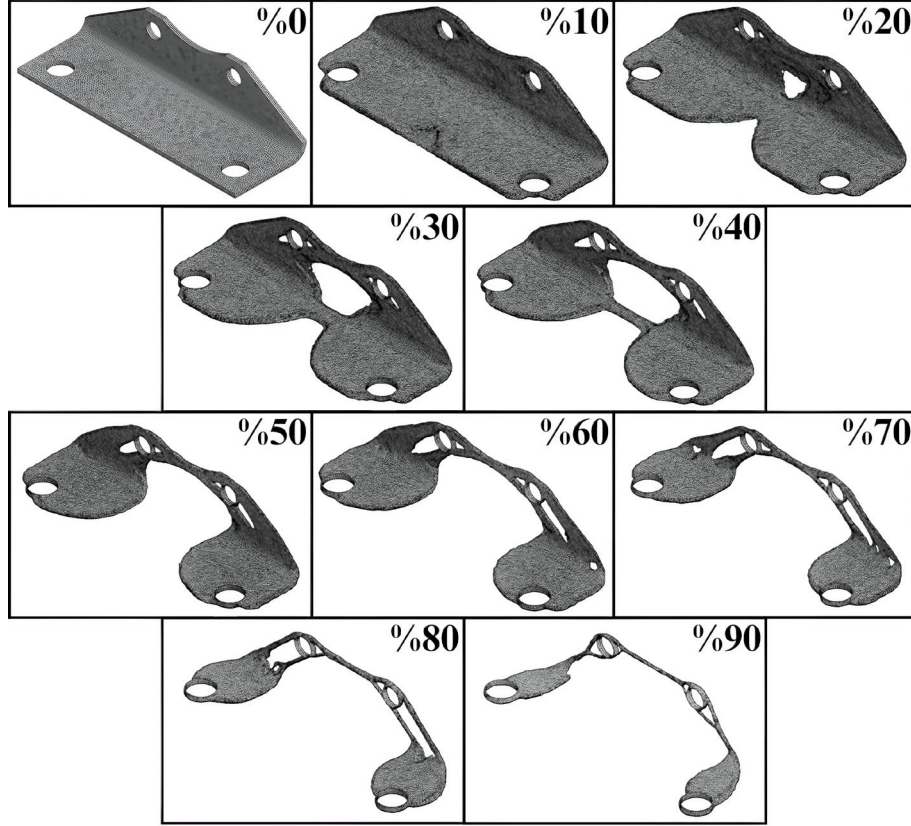
Şekil 5. Parçanın Solidworks modellemesi (SolidWorks modeling of the part)

Solidworks programında modellemesi yapılan parça tasarımı ANSYS Workbench 2022 R2 programında geometri ataması olarak kullanılmıştır. Programda geometri atamasına sırası ile yapısal analiz ve yapısal optimizasyon şemaları bağlanmıştır. Yapısal analiz uygulaması öncesinde

parça tasarımlarının her birine üretim malzemesi olarak, varsayılan ayar olan yapısal çelik yerine AISI 316L paslanmaz çelik tanımlanmıştır. Yapısal analiz ve yapısal optimizasyon için ANSYS Workbench Mechanical kullanılmıştır [1, 20]. Çalışmada sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak

parçalarda ağ yapısı oluşturulmuştur. Mesh ataması sonucunda elde edilen ağ yapısı, kalitesi, düğüm ve eleman sayıları yapısal analiz çıktıları üzerinde oldukça önemlidir [13]. Örneğin Chen ve diğ. [9] orijinal parçada 367.249 düğüm, 263.297 eleman sayılı ve hafiflettikleri parçada 403.126 düğüm, 249.195 eleman sayılı bir yapı kullanmışlardır. Yeterli düğüm ve eleman sayısının elde

edilebilmesi için mesh ataması orijinal ve hafifletilmiş parça tasarımlarının tamamına 0,5 mm olacak şekilde uygulanmıştır. Orijinal parçada 413.505 düğüm ve 273.543 eleman sayılı bir ağ yapısı elde edilmiştir. Şekil 6'da ağ yapısının parça tasarımları üzerindeki gösterimi ve Tablo 2'de parça tasarımlarının düğüm ve eleman sayıları sunulmuştur.



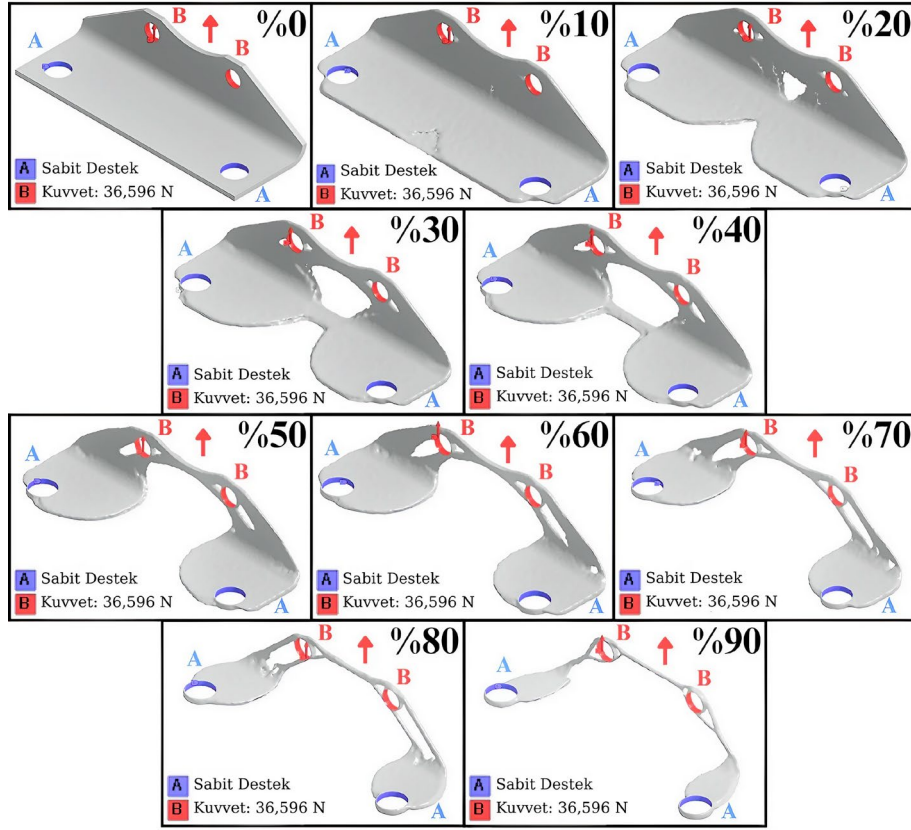
Şekil 6. Parça tasarımlarının ağ yapısı (Part design network structure)

Tablo 2. Parça tasarımlarının düğüm ve eleman sayıları (Number of nodes and elements in part designs)

Hafifletme Oranı (%)	Düğüm Sayısı	Eleman Sayısı
0	413.505	273.543
10	654.596	400.822
20	637.982	387.107
30	562.557	339.619
40	509.850	305.930
50	458.813	273.348
60	387.568	229.756
70	311.417	183.350
80	247.961	144.237
90	151.609	86.566

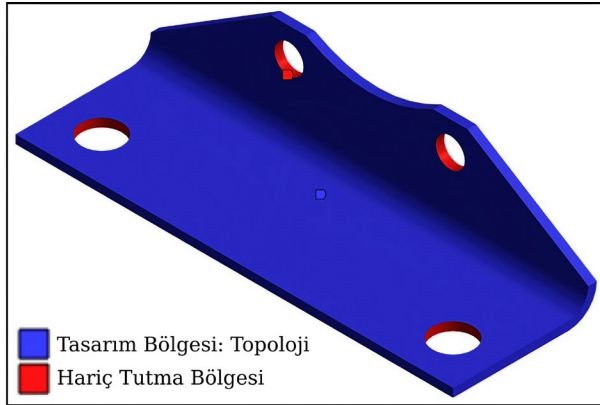
Parça tasarımlarının her biri Şekil 7'de gösterilen A noktalarından sabitlenmiştir ve B noktalarından Şekil 7'de gösterilen B yönünde 36,596 N kuvvete

maruz bırakılmıştır. Toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü yapısal analiz çıktısı olarak belirlenmiştir.



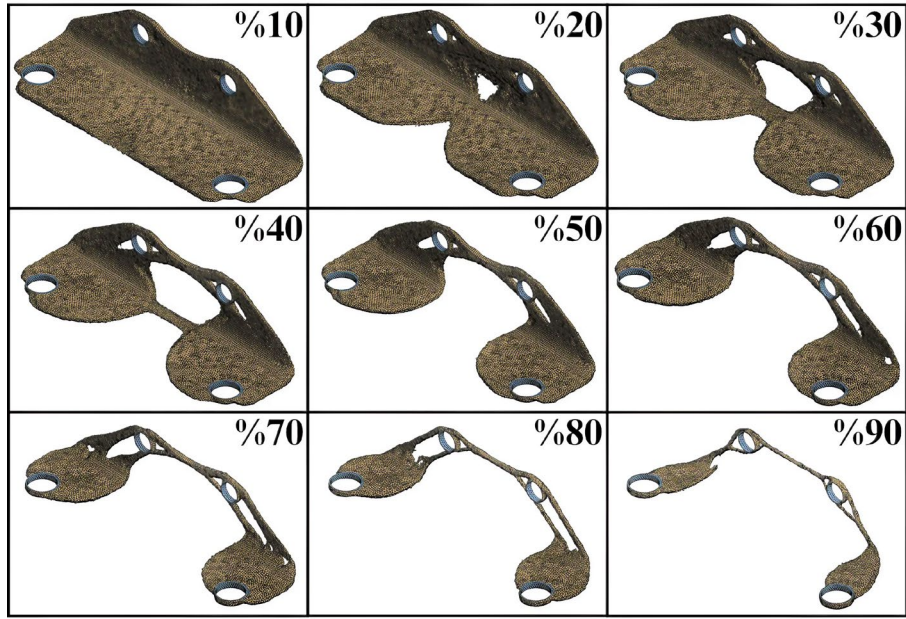
Şekil 7. Parça tasarımlarının sınır şartları (Boundary conditions for part designs)

Çalışmada parçanın bağlantı bölgeleri optimizasyondan muaf tutulmuştur. Şekil 8'de optimizasyona dahil bölgeler mavi renk ile optimizasyondan muaf bölgeler ise kırmızı renk ile gösterilmektedir. Optimum parça tasarımının belirlenebilmesi için parça tasarımına uygulanan TO, %10'luk değer artışları ile %10 - 90 değer aralığında gerçekleştirilmiştir.



Şekil 8. Optimizasyona dahil ve optimizasyondan muaf bölgeler (Areas included in optimization and areas exempt from optimization)

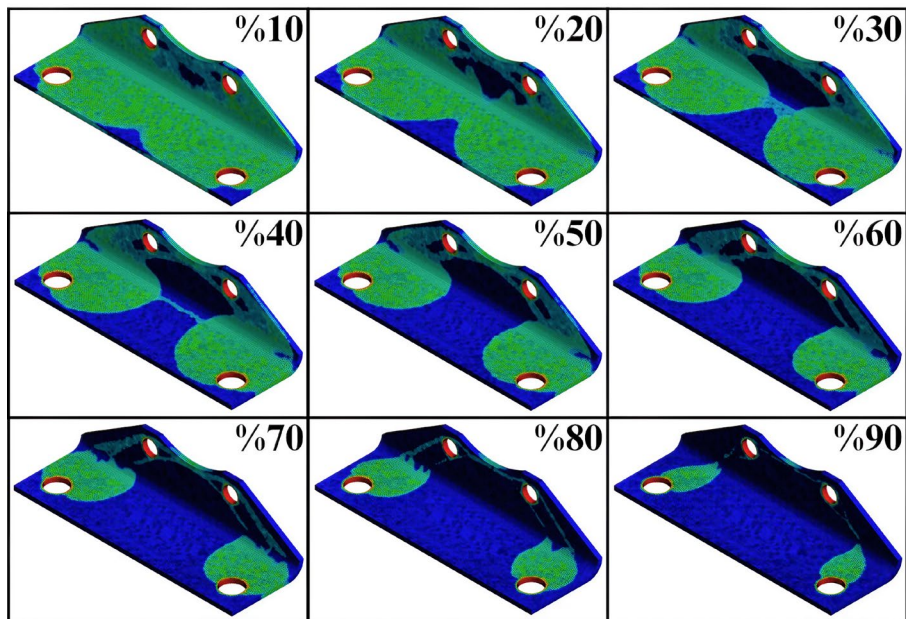
Hedef fonksiyon kütle azaltması olarak tanımlanmıştır. Çalışmada ara yoğunlukların cezalandırılarak yapının boş (0) ve dolu (1) olarak şekillenebilmesi için ceza faktörü 3 olarak seçilmiştir [21]. Orijinal parça tasarımına yoğunluk temelli yapısal optimizasyon uygulanmıştır. TO sonucunda farklı hafifletme oranlarında ön tasarımlar elde edilmiştir. Şekil 9'da elde edilen ön tasarımlar sunulmuştur. Şekil 10'da parçadan çıkarılan bölgeler mavi renk ile, optimizasyondan muaf bölgeler kırmızı renk ile ve parçada muhafaza edilen bölgeler yeşil renk ile gösterilmektedir. Yapıda yeşil bölgeler yapısal bütünlüğü sağlayan ve kritik öneme sahip elemanları ifade ederken mavi renkli bölgeler yapıdan çıkarılabilecek elemanları ifade etmektedir. Orijinal ve TO sonucunda elde edilen ön tasarımların final hacimleri, final kütleleri, kütlelerin yüzdelik değişimleri ve iterasyon sayıları Tablo 3'te sunulmuştur.



Şekil 9. Topoloji optimizasyonu sonucunda elde edilen ön tasarımlar (Preliminary designs obtained as a result of topology optimization)

Tablo 3. Tasarımların hacim, kütle değerleri, kütlelerin yüzdelik değişimleri ve iterasyon sayıları (Design volumes, mass values, percentage changes in mass, and iteration counts)

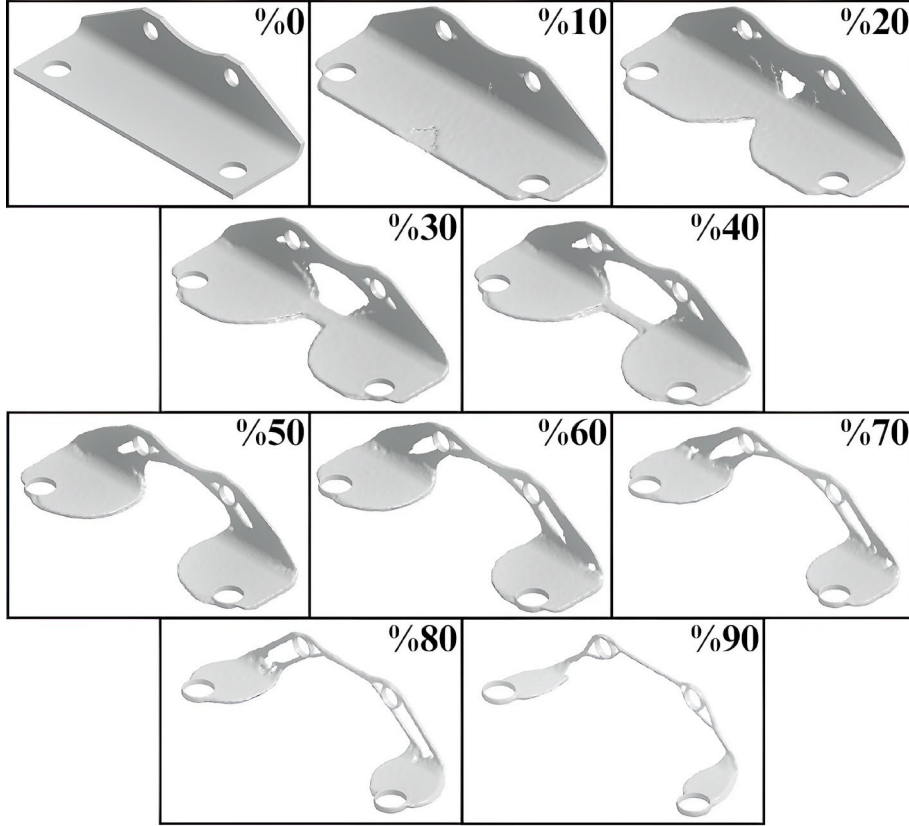
Hafifletme Oranı	Final Hacim (mm <sup>3</sup> )	Final Kütle (kg)	Kütlenin Yüzelik Değişimi (%)	İterasyon Sayısı
%0	3873,2	0,030807	100	-
%10	3428,9	0,027274	88,529	9
%20	3048,5	0,024247	78,707	12
%30	2681,1	0,021326	69,222	13
%40	2296,0	0,018262	59,278	13
%50	1912,6	0,015212	49,379	14
%60	1535,8	0,012216	39,653	16
%70	1165,7	0,0092723	30,098	17
%80	792,2	0,0063011	20,453	27
%90	414,61	0,0032978	10,705	29



Şekil 10. Topoloji optimizasyonu sonucunda parçadan çıkarılan bölgeler (Regions removed from the part as a result of topology optimization)

TO sonucunda elde edilen ön tasarımlar doğrudan kullanılabilir bir yapı sunmamaktadır [7]. Bu sebeple ön tasarımların kusurları ANSYS

Workbench Spaceclaim kullanılarak giderilmiştir ve düzenlenmiştir. Düzenlenen tasarımlar Şekil 11'de gösterilmiştir.



Şekil 11. Kusurları giderilen ve düzenlenen parça tasarımları (Part designs with defects removed and adjusted)

TO sonucunda tasarımı değiştirilerek hafifletilen parça tasarımının Eİ kullanılarak üretilebilirliğinin gösterilebilmesi, sayısal ve üretim sonucunda elde edilen hafifletme oranlarının doğruluğunun belirlenebilmesi adına orijinal ve optimum tasarımlar EYM cihazı kullanılarak polilaktik asit

(PLA) filament ile üretilmiştir. Orijinal ve optimum parça tasarımlarının üretimi Şekil 12'de gösterilen Creality marka Ender-3 S1 EYM cihazı kullanılarak Porima marka PLA filamentle gerçekleştirilmiştir. Parçaların üretimi için kullanılan üretim parametreleri Tablo 4'te yer almaktadır.



Şekil 12. EYM cihazı kullanılarak üretilen orijinal ve optimum parça (Original and optimal parts produced using the FDM device)

**Tablo 4.** Orijinal ve optimum parçaların üretim parametreleri (Production parameters for original and optimal parts)

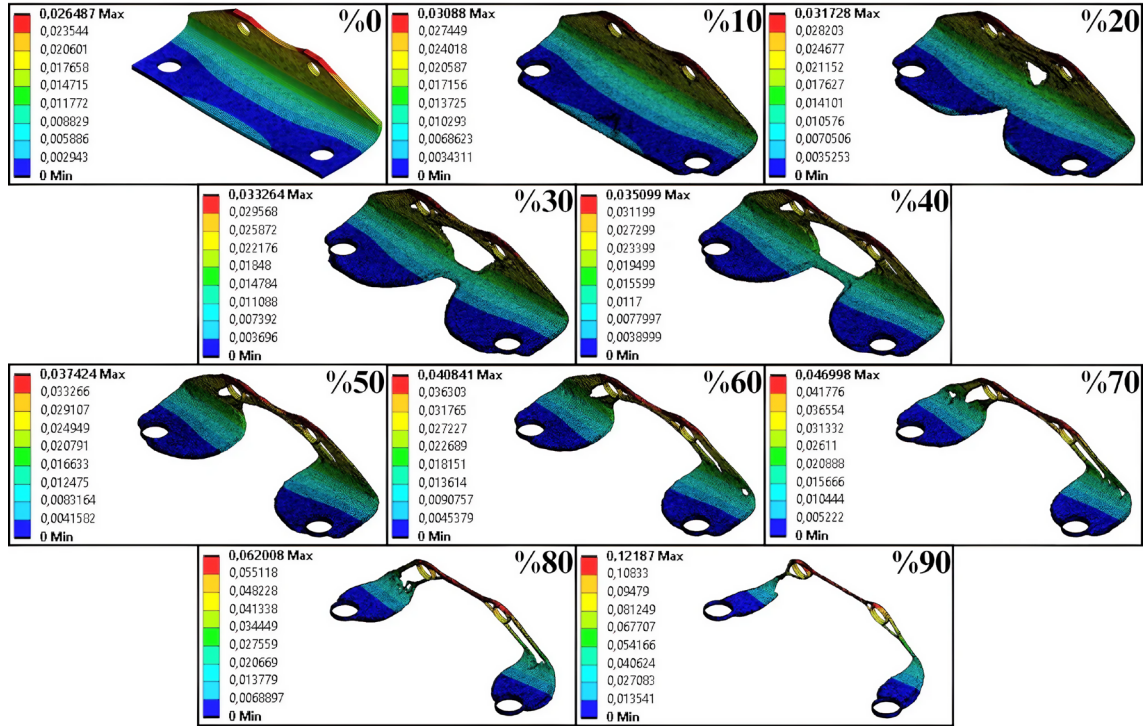
Özelliği	Değer	Özelliği	Değer
Katman yüksekliği (mm)	0,12	Yazdırma sıcaklığı (°C)	205
Duvar kalınlığı (mm)	1,2	Yapı levha sıcaklığı(°C)	60
Duvar hattı sayısı	4	Yazdırma hızı (mm/s)	50
Üst/Alt kalınlık (mm)	0,8	Dolgu hızı (mm/s)	50
Üst/Alt katmanlar	4	Duvar hızı (mm/s)	25
Dolgu yoğunluğu (%)	100	Fan hızı (%)	100
Dolgu şekli	Üçlü altgen	Geri çekme mesafesi (mm)	0,8
Destek yoğunluğu (%)	20	Geri çekme hızı (mm/s)	40
Destek çıkıntı açısı (°)	50	Yapı levhası türü	Kenar
Destek z mesafesi (mm)	0,24	Kenar hattı sayısı	30

### 3. BULGULAR (FINDINGS)

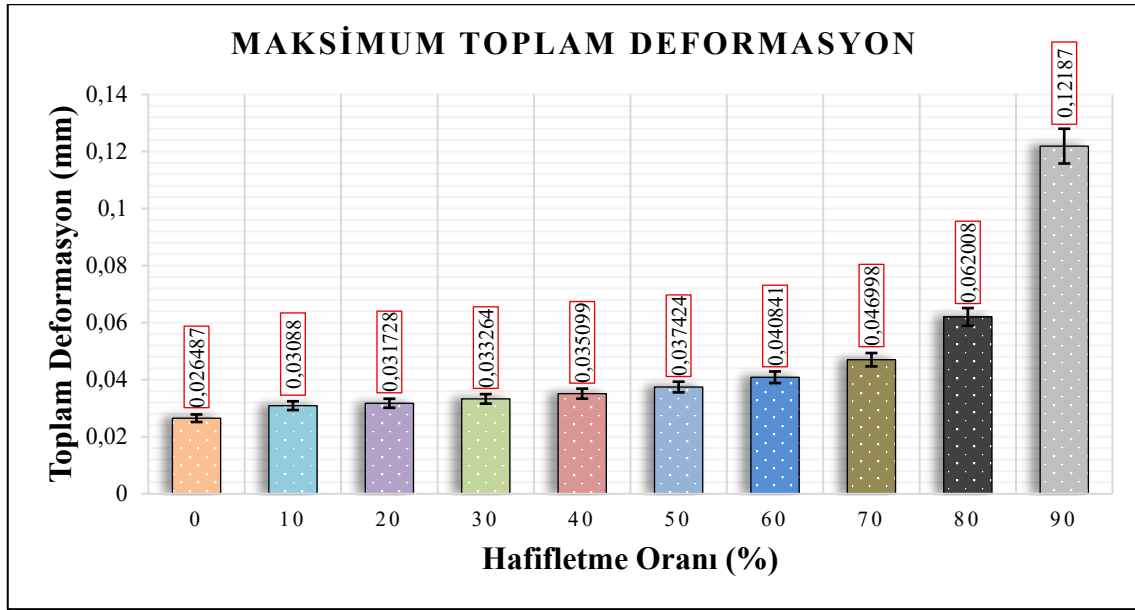
Çalışmada her bir parça tasarımına yapısal analiz uygulanmıştır ve optimum tasarımın belirlenebilmesi için parça tasarımları toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü parametreleri açısından incelenmiştir.

#### 3.1. Toplam Deformasyon (Total Deformation)

Çalışmanın bu bölümünde toplam deformasyon değerleri yer almaktadır. Şekil 13'te toplam deformasyonun parça tasarımları üzerindeki gösterimi sunulmuştur.



**Şekil 13.** Toplam deformasyonun parça tasarımları üzerinde gösterimi (Demonstration of total deformation on part designs)



**Şekil 14.** Parça tasarımlarının maksimum toplam deformasyon değerleri (Maximum total deformation values of part designs)

Orijinal ve TO sonucunda elde edilen parça tasarımlarında (%10 - %90) gözlenen toplam deformasyon değerleri Şekil 14'te sunulmuştur. Yapısal analiz sonucunda orijinal parça tasarımında 0,026487 mm toplam deformasyon elde edilmiştir.

Orijinal parçaya en yakın değer %16,57'lik artışla %10 hafifletilen parça tasarımında (0,03088 mm) ve en uzak değer %360,18'lik artışla %90 hafifletilen parça tasarımında (0,12187 mm) gözlenmiştir.

**Tablo 5.** Maksimum toplam deformasyonun yüzdelik değişimleri (Percentage changes in maximum total deformation)

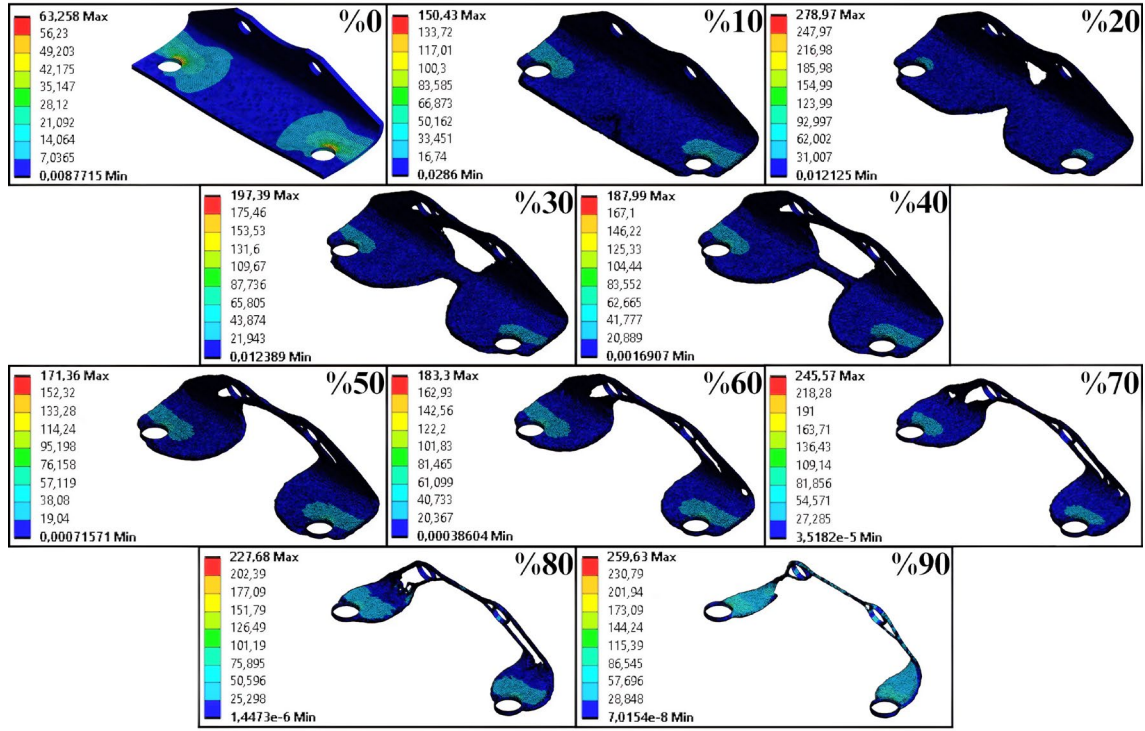
Hafifletme Oranı (%)	10	20	30	40	50	60	70	80	90
<b>Maksimum Toplam Deformasyon Değişimi (%)</b>	+16,5	+19,7	+25,5	+32,5	+41,2	+54,2	+77,4	+134,1	+360,1

Orijinal parça tasarımının hafifletilerek yenilenmesi sonucunda sahip olduğu malzeme kütlesinin azalması, yapının rijitliğinin düşmesine ve dolayısıyla toplam deformasyonun artmasına sebep olmaktadır [1]. Hafifletilen parça tasarımlarının tamamında orijinal tasarımdan daha yüksek toplam deformasyon değeri elde edilmiştir. Literatürde yer alan çalışmalarda da hafifletilen parça tasarımlarının orijinalinden daha yüksek toplam deformasyon değerine sahip olduğu bildirilmiştir [8, 22]. Hafifletilen parça tasarımlarının yüzdelik

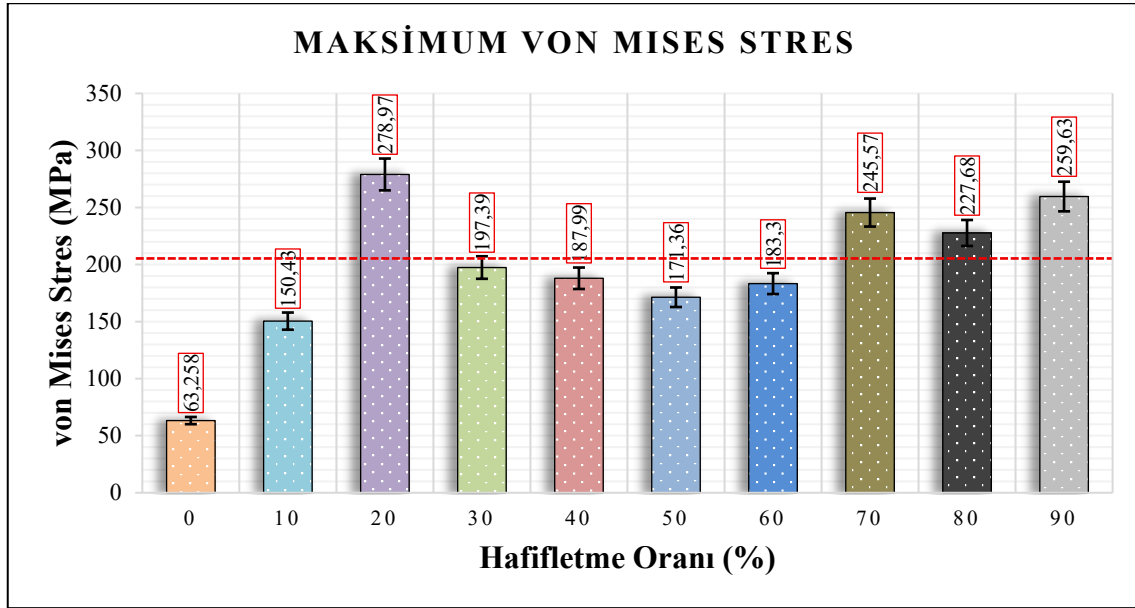
toplam deformasyon değişimleri Tablo 5'te yer almaktadır.

### 3.2. von Mises Stres (von Mises Stress)

Çalışmanın bu bölümünde yapısal analiz sonucunda her bir parça tasarımında elde edilen von Mises stres değerleri yer almaktadır. Şekil 15'te von Mises stresin parça tasarımları üzerindeki gösterimi sunulmuştur.



Şekil 15. von Mises stresin parça tasarımları üzerinde gösterimi (Demonstration of von Mises stress on part designs)



Şekil 16. Parça tasarımlarının maksimum von Mises stres değerleri (Maximum von Mises stress values for part designs)

Orijinal ve hafifletilen parça tasarımlarının (%10 - %90) maksimum von Mises stres değerleri Şekil 16'da yer almaktadır. Şekil 16'da kırmızı renkli limit çizgisi AISI 316L paslanmaz çeliğin akma dayanımını (205 MPa) göstermektedir. Orijinal parça tasarımında 63,258 MPa von Mises stres değeri elde edilmiştir. %10 hafif parça tasarımı %137,80 artış göstererek 150,43 MPa ile orijinal tasarıma en yakın von Mises stres değerine sahip olurken, %20 hafif parça tasarımı %340,92 artış

göstererek 278,97 MPa ile orijinale en uzak von Mises stres değerine sahip olmuştur.

**Tablo 6.** Maksimum von Mises stresin yüzdelik değişimleri (Percentage changes in maximum von Mises stress)

Hafifletme Oranı (%)	10	20	30	40	50	60	70	80	90
Maksimum von Mises Stres Değişimi (%)	+137	+340	+212	+197	+170	+189	+287	+259	+310

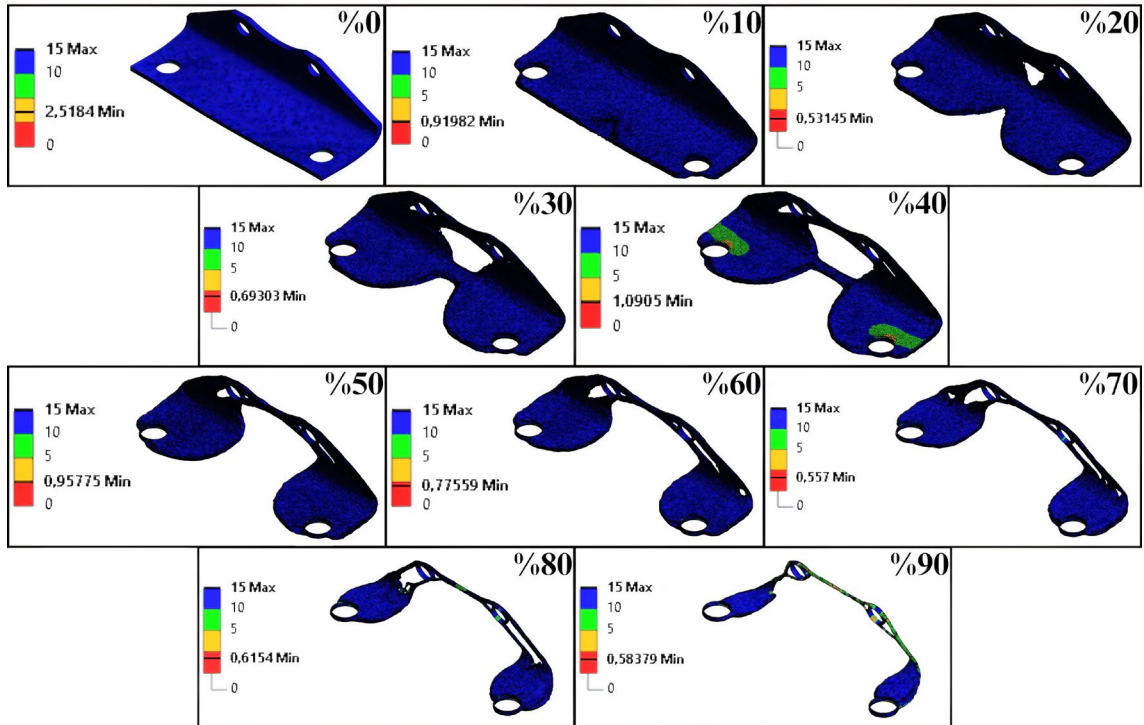
Parça tasarımlarının tamamında von Mises stres artışı gözlenmiştir. Benzer şekilde literatürde yer alan çalışmalarda da hafifletilen parça tasarımlarının von Mises stres değerlerinin orijinal parçadan yüksek olduğu kaydedilmiştir [22]. Hafifletilen parça tasarımlarının yüzdelik von Mises stres değişimleri Tablo 6'da yer almaktadır.

Hafifletilen parça tasarımları tasarım kriterlerini sağlamalıdır ve parça tasarımlarında elde edilen von Mises stres değeri, parçanın üretim malzemesi olan AISI 316L paslanmaz çeliğinin akma dayanımını aşmamalıdır [20]. Bu bağlamda sırası ile %340,92, %287,97, %259,89 ve %310,37'lik değer artışları ile 278,97 MPa, 245,57 MPa, 227,68 MPa ve 259,63 MPa von Mises stres değerleri elde edilen %20, %70, %80 ve %90 hafifletme oranlarına sahip parçalar, AISI 316L paslanmaz çeliğinin akma dayanımının üzerinde von Mises stres değerlerine sahip olmuşlardır. İlgili parçalar tasarım kriterini sağlamamaktadır.

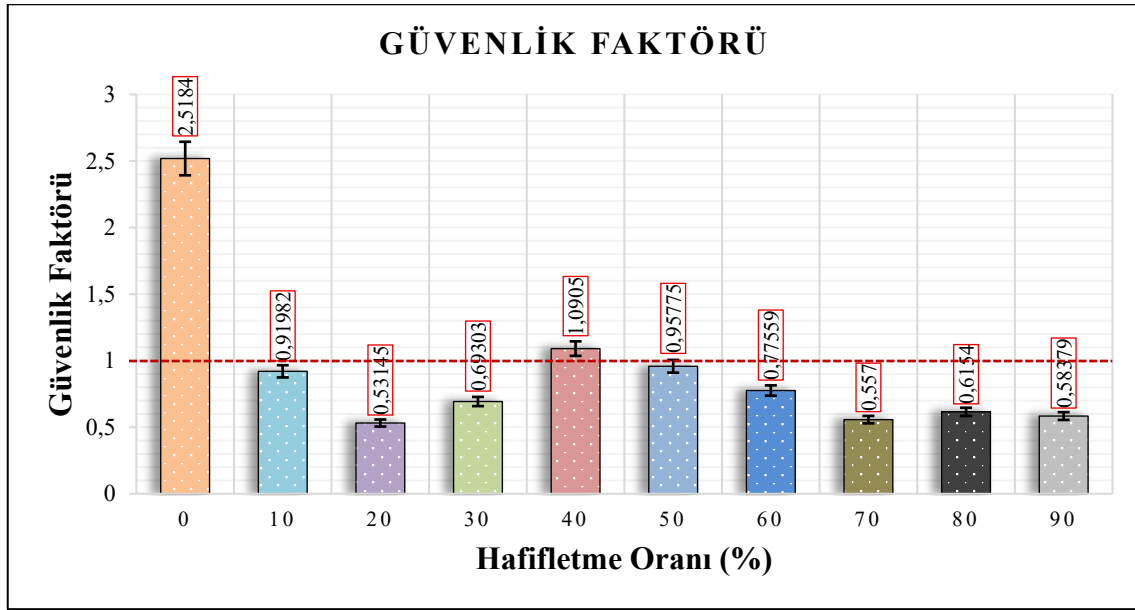
%10, %30, %40, %50 ve %60 hafifletme oranına sahip parça tasarımlarında sırası ile %137,80, %212,01, %197,13, %170,89 ve %189,72'lik von Mises stres artışı meydana gelmiştir ve parçalar 150,43 MPa, 197,39 MPa, 187,99 MPa, 171,36 MPa ve 183,3 MPa von Mises stres değerlerine sahip olmuşlardır. İlgili parça tasarımlarında meydana gelen von Mises stres değer artışı AISI 316L paslanmaz çeliğinin akma dayanımının (Şekil 16'da kırmızı çizgi ile gösterilen) altında kalmıştır. Bu bağlamda, %10, %30, %40, %50 ve %60 hafifletme oranlarına sahip parça tasarımları tasarım kriterini sağlamaktadır.

### 3.3. Güvenlik Faktörü (Safety Factor)

Çalışmanın bu bölümünde her bir parça tasarımında elde edilen güvenlik faktörü değerleri yer almaktadır. Şekil 17'de güvenlik faktörünün parça tasarımları üzerindeki gösterimi sunulmuştur.



**Şekil 17.** Güvenlik faktörünün parça tasarımları üzerinde gösterimi (Demonstration of safety factor on part designs)



Şekil 18. Parça tasarımlarının güvenlik faktörü değerleri (Safety factor values for part designs)

Çalışmada incelenilen parça tasarımlarının güvenlik faktörü değerleri Şekil 18’de yer almaktadır. Şekil 18’de kırmızı renkli limit çizgisi “1” değerinde güvenlik faktörünü göstermektedir. Orijinal parça tasarımında 2,5184’lük güvenlik faktörü elde

edilmiştir. %56,69’luk azalış gözlenen %40 hafifletilen parça 1,0905’lik değer ile orijinale en yakın, %78,90’luk azalış gözlenen %20 hafifletilen parça 0,53145’lik değer ile orijinal parçaya en uzak güvenlik faktörüne sahip olmuştur.

Tablo 7. Güvenlik faktörünün yüzdelik değişimleri (Percentage changes in the *safety* factor)

Hafifletme Oranı (%)	10	20	30	40	50	60	70	80	90
Güvenlik Faktörü Değişimi (%)	-63,4	-78,9	-72,5	-56,6	-61,9	-69,2	-77,8	-75,5	-76,8

Orijinal parçaya kıyasla hafifletilen parça tasarımlarının tamamının güvenlik faktörü değerleri azalmıştır. Güvenlik faktörünün incelendiği benzer çalışmalarda da orijinal parçaya kıyasla hafifletilen parçalarda daha düşük güvenlik faktörü elde edilmiştir [6]. Hafifletilen parça tasarımlarının yüzdelik güvenlik faktörü değişimleri Tablo 7’de yer almaktadır.

%40 hafifletilen parça tasarımı haricinde hafifletilen parça tasarımlarının tamamı “1” değerinin altında güvenlik faktörüne sahip olmuştur. %56,69’luk güvenlik faktörü azalması ile 1,0905 değeri elde edilen %40 hafifletme oranına sahip parça tasarımında “1” değerinin üzerinde güvenlik faktörü elde edilmiştir.

### 3.4. Eriyik Yığıma Modelleme Üretimi (Fused Deposition Modelling Production)

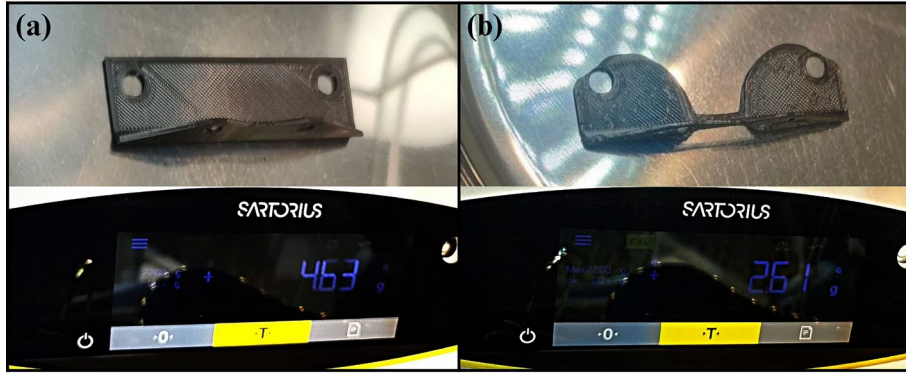
Optimum parça tasarımının belirlenmesi adına her bir parça tasarımı üzerinde gerçekleştirilen sayısal yapısal analizler incelendiğinde, hafifletilen tüm parça tasarımlarının orijinal parça tasarımına

kıyasla daha yüksek toplam deformasyon değerlerine sahip olduğu görülmüştür.

%20, %70, %80 ve %90 hafifletilen parça tasarımlarında elde edilen von Mises stres değerlerinin AISI 316L paslanmaz çeliğinin akma dayanımını (205 MPa) aşması nedeniyle, optimum tasarım olarak değerlendirilmemiştir. %10, %30, %40, %50 ve %60 oranlarında hafifletilen tasarımlar, von Mises stres değerleri bakımından ilgili akma dayanımının altında kalmıştır ve bu açıdan uygun bulunmuştur.

Hafifletilen parça tasarımlarının tamamında orijinal parça tasarımına kıyasla daha düşük güvenlik faktörü değerleri elde edilmiştir. Bu tasarımlar arasında yalnızca %40 hafifletilen parça tasarımı, “1” değerinin üzerinde güvenlik faktörüne sahip olmuştur. Diğer tasarımların tamamı güvenlik faktörü açısından “1” değerinin altında kalmıştır.

İlgili veriler göz önünde bulundurulduğunda, çalışmada %40 hafifletilen parça tasarımı orijinal tasarıma alternatif ve en uygun parça tasarımı olarak kabul edilmiştir.



**Şekil 19.** PLA filament ile EYM cihazı kullanılarak üretilen, a) orijinal parçanın kütlesi, b) optimum parçanın kütlesi (Produced using PLA filament and an FDM device, a) the mass of the original part, b) the mass of the optimized part)

PLA filament ile EYM üretimi sonucunda orijinal parçanın kütlesi 4,63 g ve optimum tasarımın kütlesi 2,61 g olarak belirlenmiştir. Parçaların kütle ölçümleri Şekil 19'da yer almaktadır. Üretim sonucunda orijinal parça tasarımında 2,02 g kütle azalması elde edilerek %43,62 hafifletme sağlanmıştır. Sayısal ve üretim sonucu elde edilen hafifletme verileri kıyaslandığında; sayısal verilerde %40,722 ve üretim sonucunda %43,62 hafifletme olduğu belirlenmiştir.

#### 4. SONUÇ (CONCLUSION)

TO ve Eİ'nin beraber kullanımı mekanik gereksinimlerden ödün vermeden hafifletilmiş ve optimize edilmiş havacılık parçalarının geliştirilmesine olanak tanımaktadır. Bu çalışmada, turbojet motorlarda kullanılan meşale ateşleyici açma-kapama vana tertibatını taşıyan bir braket parçası TO ile hafifletilmiştir ve Eİ yöntemlerinden olan EYM yöntemi ile üretilmiştir. Optimum tasarımın belirlenmesi amacıyla, orijinal parça %10'luk artışlarla %10 - %90 aralığında TO uygulanmıştır ve dokuz farklı tasarım elde edilmiştir. Orijinal ve hafifletilen parça tasarımlarının her biri toplam deformasyon, von Mises stres ve güvenlik faktörü açısından analiz edilmiştir. Analizlerde elde edilen veriler ışığında %40 oranında hafifletilen parçanın yapısal ve mekanik gereksinimleri karşıladığı sonucuna varılmıştır ve optimum tasarım olarak kabul edilmiştir. Sayısal verilerde, 0,030807 kg olan orijinal parçanın kütlesi %40,722 azaltılarak 0,018262 kg'a düşürülmüştür. TO ve Eİ entegrasyonu ile karmaşık geometri yapıların üretilebilirliğini gösterilebilmek ve hafifletme oranlarının doğruluğunu değerlendirmek için orijinal ve optimum tasarım EYM yöntemi ile PLA filament kullanılarak üretilmiştir. Üretim sonucunda hafifletme oranı %43,62 olarak belirlenmiştir. Bu sonuç, sayısal analizlerle elde edilen değer üretim sonucunda elde edilen değer

ile büyük ölçüde uyumlu olduğunu göstermektedir. Ek olarak TO kullanılarak kütle azaltılması ile malzeme tasarrufunun sağlanabileceği ortaya konmuştur.

Elde edilen bulgular ile TO kullanılarak daha hafif alternatif tasarımların geliştirilebileceği ve Eİ ile başarıyla üretilebileceği doğrulanmıştır. Bununla birlikte, hafifletme sonucunda ortaya çıkan karmaşık geometri yapıların üretilmesinde Eİ yöntemlerinin, geleneksel imalat yöntemlerine iyi bir alternatif olduğu görülmüştür. İmalatta Eİ yöntemlerinin kullanılması, geleneksel yöntemlerin imalat kısıtlarının ortadan kalkmasına ve dolayısı ile TO'nun yeteneklerinin daha etkin kullanılabilmesine imkân tanımaktadır.

#### TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGMENTS)

Yaptığımız çalışmalarda Erciyes Üniversitesi bünyesinde bilgisayar ve laboratuvar imkânı sağlayan TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.'ye teşekkür ederiz. / We would like to thank TUSAŞ-Turkish Aerospace Industries Inc. for providing computer and laboratory facilities at Erciyes University for our studies.

#### ETİK STANDARTLARIN BEYANI (DECLARATION OF ETHICAL STANDARDS)

Bu makalenin yazarı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler.

The author of this article declares that the materials and methods they use in their work do not require ethical committee approval and/or legal-specific permission.

#### YAZARLARIN KATKILARI (AUTHORS' CONTRIBUTIONS)

**Hakan YEŞİLKAYA:** Araştırmayı yapmış, sonuçları analiz etmiş ve makalenin yazım işlemini gerçekleştirmiştir.

He conducted the research, analyzed the results, and wrote the article.

**Çağrı Vakkas YILDIRIM:** Araştırmanın kavramsal çerçevesini oluşturmuş, danışmanlık sağlamış, yazımı kontrol etmiş ve yazımın düzenlenmesi işlemini gerçekleştirmiştir.

He established the conceptual framework of the research, provided consultancy, reviewed the writing, and carried out the editing process.

#### ÇIKAR ÇATIŞMASI (CONFLICT OF INTEREST)

Bu çalışmada herhangi bir çıkar çatışması yoktur.

There is no conflict of interest in this study.

#### KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] B. Xie, X. Wu, L. Liu, and Y. Zhang, “topological design of a hinger bracket based on additive manufacturing,” *Materials*, 16(11), (4061), (2023), doi: 10.3390/MA16114061.
- [2] L. Berrocal et al., “topology optimization and additive manufacturing for aerospace components,” *Progress in Additive Manufacturing*, 4(2), (83–95), (2019), doi: 10.1007/S40964-018-0061-3/METRICS.
- [3] A. Merulla et al., “weight reduction by topology optimization of an engine subframe mount, designed for additive manufacturing production,” *Mater Today Proc*, 19, (1014–1018), (2019), doi: 10.1016/J.MATPR.2019.08.015.
- [4] A. W. Gebisa and H. G. Lemu, “a case study on topology optimized design for additive manufacturing,” *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*, 276(1), (012026), (2017), doi: 10.1088/1757-899X/276/1/012026.
- [5] F. Yılmaz, M. Şahin, and E. Gürses, “weight reduction of an unmanned aerial vehicle pylon fitting by topology optimization and additive manufacturing with electron beam melting,” *Journal of Additive Manufacturing Technologies*, 1(2), (553), (2021), doi: 10.18416/JAMTECH.2111553.
- [6] M. R. Koçak and İ. Korkut, “insansız hava aracı burun iniş takımı çatalı için topoloji optimizasyonu uygulaması,” *Politeknik Dergisi*, 26(4), (1393–1403), (2023), doi: 10.2339/POLITEKNIK.1099868.
- [7] S. Mantovani, S. G. Barbieri, M. Giacomini, A. Croce, A. Sola, and E. Bassoli, “synergy between topology optimization and additive manufacturing in the automotive field,” *Proc Inst Mech Eng B J Eng Manuf*, 235(3), (555–567), (2021), doi: 10.1177/0954405420949209.
- [8] A. Nazlı and N. Özsoy, “bir otomobil salıncağının topoloji optimizasyonu,” *Uludağ University Journal of The Faculty of Engineering*, 29(2), (607–622), (2024), doi: 10.17482/UUMFD.1431634.
- [9] Y. Chen et al., “topology optimization design and experimental research of a 3D-printed metal aerospace bracket considering fatigue performance,” *Applied Sciences*, 11(15), (6671), (2021), doi: 10.3390/APP11156671.
- [10] J. W. Chang and Y. S. Lee, “topology optimization of compressor bracket,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, 22(9), (1668–1676), (2008), doi: 10.1007/S12206-008-0428-3/METRICS.
- [11] O. Sigmund and K. Maute, “topology optimization approaches: A comparative review,” *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 48(6), (1031–1055), (2013), doi: 10.1007/S00158-013-0978-6/FIGURES/2.
- [12] O. Okorie, A. Perveen, D. Talamona, and K. Kostas, “topology optimization of an aerospace bracket: Numerical and experimental investigation,” *Applied Sciences*, 13(24), (13218), (2023), doi: 10.3390/APP132413218.
- [13] M. Işık et al., “topology optimization and manufacturing of engine bracket using electron beam melting,” *Journal of Additive Manufacturing Technologies*, 1(3), (583), (2021), doi: 10.18416/JAMTECH.2111583.
- [14] G. Shi, C. Guan, D. Quan, D. Wu, L. Tang, and T. Gao, “an aerospace bracket designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing,” *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(4), (1252–1259), (2020), doi: 10.1016/J.CJA.2019.09.006.
- [15] D. Walton and H. Moztarzadeh, “design and development of an additive manufactured component by topology optimisation,” *Procedia CIRP*, 60, (205–210), (2017), doi: 10.1016/J.PROCIR.2017.03.027.
- [16] M. Seabra et al., “selective laser melting (SLM) and topology optimization for lighter aerospace componentes,” *Procedia Structural Integrity*, 1, (289–296), (2016), doi: 10.1016/J.PROSTR.2016.02.039.
- [17] M. Tomlin and J. Meyer, “topology optimization of an additive layer manufactured (ALM) aerospace part,” *Proceeding of the 7th Altair CAE technology conference*, (2011).
- [18] R. Păcurar and A. Păcurar, “finite element analysis to improve the accuracy of parts made by stainless steel 316L material using selective laser melting technology,” *Applied Mechanics and Materials*, 657, (236–240), (2014), doi:

10.4028/WWW.SCIENTIFIC.NET/AMM.657.  
236.

- [19] M. V. Mohiuddin, M. M. A. Khan and S. Ferhatullah Hussainy, “topology optimization of an aircraft bracket without shape control,” *Int J Eng Res Appl*, 10(11), (44–54), (2020), doi: 10.9790/9622-1011034454.
- [20] A. M. Aliyi and H. G. Lemu, “case study on topology optimized design for additive manufacturing,” *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*, 659(1), (012020), (2019), doi: 10.1088/1757-899X/659/1/012020.
- [21] M. P. Bendsøe and O. Sigmund, *topology optimization*. Springer Berlin Heidelberg, (2004). doi: 10.1007/978-3-662-05086-6.
- [22] A. B. Bodog and G. Grebenişan, “an integrated approach of topological optimization with parametric validation and response surfaces, using ANSYS ®,” *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*, 1256(1), (012014), (2022), doi: 10.1088/1757-899X/1256/1/012014.