



ULUSLARARASI 3B YAZICI TEKNOLOJİLERİ
VE DİJİTAL ENDÜSTRİ DERGİSİ





INTERNATIONAL JOURNAL OF 3D PRINTING
TECHNOLOGIES AND DIGITAL INDUSTRY

ISSN:2602-3350 (Online)

URL: <https://dergipark.org.tr/ij3dptdi>

AĞIRLIK AZALTMA AMACIYLA ELEKTRON IŞINI İLE ERGİTME YÖNTEMİYLE ÜRETİLEN BİR UÇAK PARÇASININ TASARIMI, TOPOLOJİ OPTİMİZASYONU

DESIGN, TOPOLOGY OPTIMIZATION AND TESTING OF
AN AIRCRAFT PART PRODUCED BY ELECTRON BEAM
MELTING FOR WEIGHT REDUCTION

Yazarlar (Authors): Orhan Gülcan , Barış Sokollu , Selen Temel Yiğitbaşı , Erhan İlhan Konukseven 

Bu makaleye şu şekilde atıfta bulunabilirsiniz (To cite to this article): Gülcan O., Sokollu B., Yiğitbaşı S.T., Konukseven E.İ., “Ağırlık Azaltma Amacıyla Elektron Işını ile Ergitme Yöntemiyle Üretilen Bir Uçak Parçasının Tasarımı, Topoloji Optimizasyonu ve Testi” *Int. J. of 3D Printing Tech. Dig. Ind.*, 6(2): 207-217, (2022).

DOI: 10.46519/ij3dptdi.993983

Araştırma Makale/ Research Article

Erişim Linki: (To link to this article): <https://dergipark.org.tr/en/pub/ij3dptdi/archive>

AĞIRLIK AZALTMA AMACIYLA ELEKTRON IŞINI İLE ERGİTME YÖNTEMİYLE ÜRETİLEN BİR UÇAK PARÇASININ TASARIMI, TOPOLOJİ OPTİMİZASYONU VE TESTİ

Orhan Gülcan^a*, Barış Sokollu^b, Selen Temel Yiğitbaşı^b, Erhan İlhan Konukseven^c

^aGeneral Electric Aviation, Turkey Technology Center, TÜRKİYE

^bTürk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., TÜRKİYE

^cOrta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, TÜRKİYE

* Sorumlu Yazar: orhan.gulcan@ge.com

(Geliş/Received: 16.09.2021; Düzeltme/Revised: 24.02.2022; Kabul/Accepted: 02.07.2022)

ÖZ

Bu çalışmanın amacı, konvansiyonel üretim kısıtlarına uygun olarak tasarlanan bir uçak parçasının, topoloji optimizasyonu yöntemleri kullanılarak, aynı yüklemeye koşullarına dayanacak şekilde, ağırlığının azaltılabileceğini göstermektir. Bu amaçla, optimizasyon sonucu elde edilen parça geometrisi, sonlu elamanlar analizine tabi tutulmuş ve aynı yüklemeye koşullarında plastik deformasyon göstermediği gösterilmiştir. Optimize edilmiş geometri, elektron ışınıyla ergitme (EIE) yöntemiyle, Ti6Al4V malzemeden üretilmiş ve parçada meydana gelen boyutsal sapmalar ölçülmüştür. Ölçüm sonuçlarından elde edilen sapmaların, montaj toleransları dahilinde olduğu görülmüştür. Son olarak, üretilen parça statik teste tabi tutulmuş ve numerik sonuçlar ile test sonuçlarının uyumlu olduğu gösterilmiştir. Bütün bu çalışmalar neticesinde, bir uçak parçasının topoloji optimizasyonu ile, aynı yüklemeye koşullarına dayanacak şekilde, ağırlığının %40,7 oranında azaltılabileceği, EIE yöntemiyle başarılı bir şekilde üretilebileceği ve test verilerine dayanarak, uçakta kullanılabileceği gösterilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Topoloji Optimizasyonu. Elektron Işını ile Ergitme. Titanyum. Eklemeli İmalat. Boyutsal Sapma.

DESIGN, TOPOLOGY OPTIMIZATION AND TESTING OF AN AIRCRAFT PART PRODUCED BY ELECTRON BEAM MELTING FOR WEIGHT REDUCTION

ABSTRACT

The aim of this study is to show that weight of an aircraft part designed based on conventional manufacturing restrictions can be reduced by using topology optimization methods along with withstanding the same loading conditions. For this purpose, the geometry of the part obtained by optimization was subjected to finite elements analysis and no plastic deformation under the same loading conditions was observed. Optimized geometry was produced by electron beam melting (EBM) method with Ti6Al4V material and dimensional deviations in the produced part were measured. The deviations from the measurement results were found to be within the installation tolerances. Finally, the produced part was subjected to static testing and it was shown that numerical results and test results were found to be compatible. As a result of all these studies, it was shown that the weight of an aircraft part withstanding the same loading conditions can be reduced by 40.7 % by using topology optimization method, produced successfully by EBM method and used in aircraft based on test data.

Keywords: Topology Optimization. Electron Beam Melting. Titanium. Additive Manufacturing. Dimensional Variation.

1. GİRİŞ

ASTM'nin (The American Society for Testing and Materials) bir alt komitesi olan eklemeli imalat teknolojileri komitesine göre (Committee F42 on Additive Manufacturing Technologies) 7 farklı kategoride değerlendirilen [1] eklemeli imalat teknolojisinde, genel olarak üretilecek üç boyutlu geometri sanal ortamda katmanlara ayrılır ve her bir katman için üretilecek makineye özgü takım yolu (lazer yolu, elektron ışını yolu, nozul yolu vs.) çıkartılır. İlgili takım yoluna göre de parçanın katman katman üretimi sağlanır [2]. Ham malzemeden talaş kaldırarak üretme esasına dayanan konvansiyonel üretim yöntemlerinin aksine, eklemeli imalat teknolojileri, katman katman üretim esasına dayanır [3] ve bu sayede konvansiyonel yöntemlerle üretimi zor ya da imkansız olan parçaların hızlı ve çok daha az sayıda bileşenli olarak üretilebilmesine olanak sağlar [4, 5].

Elektron ışını ile ergitme (EIE) yöntemi, yukarıda bahsi geçen 7 farklı kategoriden biri olan toz yatağı füzyonu yöntemlerinden biridir. Bu yöntemde, vakum ortamda (10⁻²-10⁻³ Pa), argon veya helyum gazlarının yardımıyla inşa tablası üzerine serilen metal tozların elektron ışınıyla ergitilmesi hedeflenir. Öncelikle elektron ışınları, tablaya bir katman kalınlığı kadar serilen tozları yaklaşık 500-700 °C'de, yüksek tarama hızı, büyük elektron ışını odak boyutu ve düşük elektron ışını akımı ile sinterler. Bu aşamadan sonra, elektron ışınları, sinterlenmiş tozları düşük tarama hızı, küçük elektron ışını odak boyutu ve yüksek elektron ışını akımı ile ergitir. Bir katman ergitildikten sonra tabla bir katman kalınlığı kadar aşağı yönde hareket eder ve yeni bir toz tabakası, bir önceki ergitilen toz tabakasının üstüne serilir. İşlemin bu şekilde devam etmesi sonucunda, nihai parça elde edilmiş olur [6]. Antonyamy vd.'nin [7] belirttiği gibi EIE yöntemi sayesinde çok düşük buy-to-fly oranları (ham malzeme ağırlığının nihai parça ağırlığına oranı) elde edilebilmektedir.

Havacılık sanayinde, yakıt tasarrufu ve uçuş performansı açısından, üzerine gelen yükleri taşıyan ve asgari ağırlığa sahip parçaların tasarlanması ve üretilmesi önem arz etmektedir. Eklemeli imalat teknolojilerinde elde edilen başarılar ve ulaşılan gelişmeler, daha karmaşık ve daha az ağırlığa sahip parçaların tasarlanması ve üretilebilmesine olanak sağlamaktadır.

Günümüzde, havacılık sanayinde kullanılan parçaların, ağırlık azaltma çalışmaları kapsamında, istenilen performans kriterlerinden ödün vermeden ve eklemeli imalatla üretime uygun olacak şekilde tekrar tasarlanmaları amacıyla kullanılan en önemli yöntemlerden birisi topoloji optimizasyonudur [8].

Topoloji optimizasyonu, belirli yük ve sınır koşulları altında herhangi bir tasarım uzayında sistem performansını azami hale getirmek için kullanılan bir yapısal optimizasyon yöntemidir. Topoloji optimizasyonu sayesinde, malzemenin, tasarlanan parça genelinde optimum dağılımı sağlanarak daha hafif parçaların elde edilmesi sağlanmış olur. Genel olarak topoloji optimizasyonu yöntemlerinde, önceden tanımlanmış tasarım konfigürasyonları mevcut değildir. Dolayısıyla topoloji optimizasyonu neticesinde, herhangi bir tasarım uzayında çok karmaşık şekilli geometriler elde edilebilmektedir. Bu geometrilerin geleneksel üretim yöntemleri ile üretilebilmeleri çoğu zaman mümkün olmadığı için, eklemeli imalat yöntemleri, bahsi geçen karmaşık geometrilerin üretilmesinde daha tercih edilir hale gelmiştir [9].

Literatürde farklı geometrilere ve yükleme ve sınır koşullarına sahip parçaların topoloji optimizasyonu konusunda çalışmalar yapılmıştır. Vasudeva ve Soundararajan [10], bir braketin titreşim özelliklerinin optimizasyonu üzerine yaptıkları çalışmada, braketteki yüksek gerinim enerjisi görülen bölgeleri güçlendirmek için ilave unsurlar ekleyerek frekansı azami hale getirmek şeklinde bir amaç fonksiyonu kullanmışlardır. Yapılan çalışma sonucunda, her ne kadar ana amaç bu olmamasına rağmen, tasarım ağırlığının 1,35 kg'dan 1,2 kg'a düştüğü belirtilmiştir. Sreedhar ve Sasidhar [11], bir motor montaj braketinin rijitliği ve dayanımını değiştirmeden, kapladığı hacmi asgariye indirmek için topoloji optimizasyonu kullanarak tasarımında değişiklik yapmışlardır. Yapılan çalışma neticesinde, yorulma ve dayanım kriterleri sağlanırken, frekans ve rijitlik değerleri iyileştirilerek ağırlık %20 azaltılmıştır. Marchesi vd. [12], bir dizel motoru topoloji optimizasyonuna tabi tutmuşlar ve eklemeli imalata uygun olacak şekilde tasarım değişikliği yapmışlardır. Viqaruddin vd. [13], alüminyum motor bağlantı braketine topoloji optimizasyonu uygulayarak, performans

kriterlerinden ödün vermeden ağırlığını %30 oranında azaltmışlardır. Walton and Moztarzadeh [14], EIE yöntemi ile üretilecek şekilde parçaları topoloji optimizasyonuna tabi tutmuşlar ve karmaşık geometriye sahip nihai tasarımlar elde etmişlerdir. Yazarlar, bu sayede, ham madde kullanım miktarının %86 oranında azaldığını belirtmişlerdir. Li vd. [15], bir quadcopter kol tasarımına topoloji optimizasyonu uygulamışlar ve eklemeli imalatla üretime uygun olarak elde edilen tasarımın, aynı yükleme ve sınır koşullarında, ana tasarımdan %44,7 daha az deplasman gösterdiği belirtilmiştir. Bassoli vd. [16], bir otomotiv elektrik motorunu tutan braket modelini, topoloji optimizasyonuna tabi tutmuşlar ve toz yatağı füzyonu ile üretmişlerdir. Üretim sonuçlarından elde edilen bilgilere göre, ağırlıkta ciddi bir kazanım elde edilememesine rağmen, parça üzerinde oluşan yüklerde ciddi azalma meydana gelmiş.

Topoloji optimizasyonu sonucu elde edilen geometrilerin eklemeli imalat yöntemleri ile üretilmeleri neticesinde karşılaşılan en önemli problemlerden bir tanesi boyutsal sapmalardır. Boyutsal sapmalar sadece montaj problemlerine değil aynı zamanda parçanın mekanik dayanımında da değişime sebep olabilmektedir [17]. Boyutsal sapmaların, üretilen parçanın elastik modülünde değişime sebep olduğu, literatürde yapılan bir çalışmada belirtilmiştir [18]. Literatürde farklı çalışmalarda, eklemeli imalat yöntemleri ile üretilen parçalarda görülen boyutsal sapmalar farklı nedenlere bağlanmıştır. Bartolomeu vd. [19], direkt metal lazer ergitme yöntemiyle üretilen Ti6Al4V kafes yapılarda görülen boyutsal sapmaları, toz tanecik boyutu ile ergiyik havuzundan, havuzun dışındaki ergimemiş tozlara uygulanan ısı transferi arasındaki farka bağlamışlardır. Ran vd. [20], Ti6Al4V kafes yapılarda, tasarımda eklenen mikro çaptaki gözeneklerin üretim sonucunda farklı çıktığını belirtmiş ve bunu tam ergimemiş tozların gözenek yüzeylerine yapışmasına bağlamışlardır. Wang vd. [21] ise, eklemeli imalat yöntemleri ile üretilen parçalardaki boyutsal sapmaları, eklemeli imalatın doğası gereği, katman katman üretim sonucu oluşan basamak etkisine ve tam ergimemiş tozların yüzeye yapışmasına bağlamışlardır. Calignano vd. [22], AlSi10Mg parçalarının lazer toz yatağı füzyonu yöntemi ile üretilmesi sonucu meydana gelen boyutsal sapmaları, tasarlanan CAD geometrisinin,

üretime uygun olacak şekilde .stl formatına dönüştürülmesi sırasında yaşanan model kayıplarına, proses parametrelerine ve inşa yönüne bağlamışlardır. Ahmed vd. [23], seçici lazer ergitme yöntemi ile üretilen AlSi10Mg parçalardaki boyutsal farkları, parça kalınlığına ve inşa yönüne bağlamışlardır. Yan vd. [24], AISI 316L paslanmaz çelik malzemeden, direkt metal lazer ergitme yöntemiyle üretilen kafes yapılarda meydana gelen boyutsal sapmaları, tam ergimemiş tozların yüzeye yapışmasına bağlamışlardır. Maran vd. [25] ise maraging çelik (MS1) malzemeden, seçici lazer ergitme yöntemiyle üretilen yapılardaki boyutsal sapmaları inşa yönüne bağlamışlardır. Eklemeli imalat termal bir proses olduğu için, işleme sonucu parçada artık termal gerilme kaynaklı problemlerin (büzülme, salgı vb.) oluşabileceği ve bunun nihai parça boyutlarında değişime sebep olacağı literatürde belirtilmiştir [26].

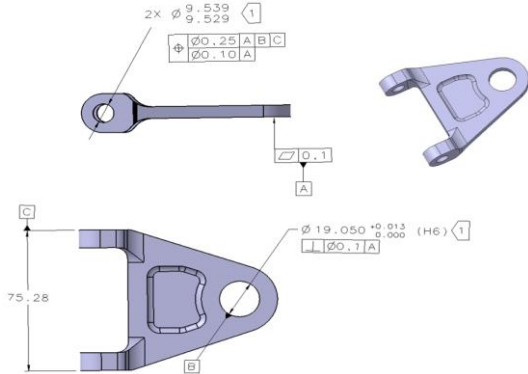
Literatürde, topoloji optimizasyonu konusunda yapılan birçok çalışma olmasına rağmen, çalışmaların çoğunun nümerik çalışmalar olduğu ve elde edilen sonuçların üretim ve test verileri ile karşılaştırılmadığı görülmüştür. Nümerik sonuçların değerlendirilmesinin üretim ve test verisi ile desteklenmesi, elde edilecek nihai parça geometrisinin daha güvenilir bir şekilde, farklı uygulamalarda kullanılmasına olanak sağlayacaktır. Özellikle EIE yöntemi ile topoloji optimizasyonu sonucu elde edilen geometrilerin üretilmesi konusunda yapılan çalışmalar çok sınırlıdır. Literatürdeki bu eksikliği gidermek amacıyla yapılan bu çalışmada ana hedef, topoloji optimizasyonu kullanarak, bir uçak parçasının, istenilen yüklerle dayanırken, daha hafif olarak tasarlanabileceğini nümerik ve deneysel olarak göstermektir. Çalışma iki aşamadan oluşmaktadır. Birinci aşamada bir uçak bağlantı parçası topoloji optimizasyonuna tabi tutulmuş ve elde edilen geometri sonlu elemanlar analizi yöntemiyle analiz edilerek, istenilen yükleme koşullarında plastik deformasyona maruz kalmadığı gösterilmiştir. İkinci aşamada ise, topoloji optimizasyonu sonucu elde edilen geometri EIE yöntemiyle üretilip, teste tabi tutulmuş ve sonrasında analiz ve test sonuçları karşılaştırılmıştır. Aynı zamanda üretilen parçada görülen boyutsal sapmalar da ölçülmüştür. Bu sayede uçak sanayi gibi ağırlığın çok önemli olduğu endüstrilerde kullanılan parçalara topoloji optimizasyonu uygulanarak, daha hafif parçalar elde

edilebileceği ve analiz sonuçları ile uyumlu olacak şekilde, bu parçaların EIE yöntemiyle kolayca üretilebileceğinin gösterilmesi hedeflenmiştir.

2. MATERYAL VE METOT

2.1. Uçak Parçasının Tasarlanması ve Optimizasyonu

Optimizasyon probleminde kullanılacak uçak parçasının (Şekil 1) modellenmesi için Catia V5 R16 (Dassault Systems, Fransa) yazılımı kullanılmıştır. Tasarlanan uçak parçasının optimizasyonunda, mesh işlemi, yükleme ve sınır koşullarının tanımlanması için Hypermesh (Hyperworks, Altair Engineering Company, ABD), analiz ve optimizasyon işlemleri için Optistruct (Hyperworks, Altair Engineering Company, ABD) ve sonuçların simülasyonu için Hyperview (Hyperworks, Altair Engineering Company, ABD) ve optimize edilmiş geometrinin üç boyutlu modelinin elde edilmesinde Osmooth (Hyperworks, Altair Engineering Company, ABD) yazılımları kullanılmıştır.



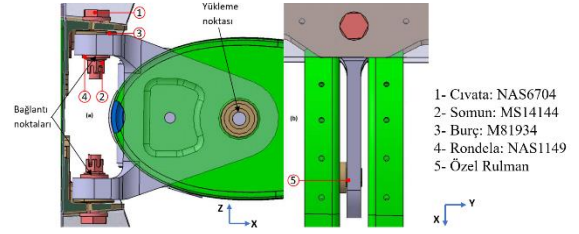
Şekil 1. Optimizasyon problemi için kullanılacak uçak parçası.

2.2. Sınır ve Yükleme Koşulları

Uçak parçasının uçakta monte edildiği bölge Şekil 2'de ve yükleme koşulları Çizelge 1'de gösterilmiştir.

2.3. Optimize Edilmiş Parçanın Üretimi

Optimize edilmiş parçanın üretimi için Arcam Q20 Plus (ArcamEBM, GE Additive, İsveç) EIE makinesi kullanılmıştır. Parçaların üretiminde 45-100 µm tanecik boyutlarına sahip Arcam Ti6Al4V (Grade 5) tozlar kullanılmıştır. Malzemeye ait kimyasal kompozisyon ve mekanik özellikler sırasıyla Çizelge 2 ve 3'te gösterilmiştir. Parçanın üretimi sırasında standard EIE parametreleri kullanılmıştır. İlgili parametreler Çizelge 4'te gösterilmiştir.



Şekil 2. Optimizasyon probleminde kullanılacak uçak parçasının montaj şekli: a) yandan, b) üstten görünüş (uçak koordinat sistemine göre).

Çizelge 1. Uçak koordinat sistemine göre parçaya etki eden yükler.

	X eksenini (N)	Y eksenini (N)	Z eksenini (N)
Yük 1	-117,5	0	7476,1
Yük 2	-731,9	0	-6662,4
Yük 3	1472,6	0	7060,0
Yük 4	238,0	0	-6988,2
Yük 5	-3018,9	0	6349,4

Çizelge 2. Arcam Ti6Al4V (Grade 5) tozunun kimyasal kompozisyonu.

Malzeme	Ağırlıkça %
Al	6
V	4
C	0.03
Fe	0.1
O	0.15
N	0.01
Ti	Denge

Çizelge 3. Arcam Ti6Al4V (Grade 5) tozunun mekanik özellikleri.

Özellik	Değer
Akma Dayanımı	950 MPa
Azami Çekme Dayanımı	1020 MPa
Uzama	% 14
Alan Daralması	% 40
Elastisite Modülü	120 GPa

2.4. Üretilen Parçanın Taranması, Boyutsal Sapma Ölçümü ve Test Edilmesi

EIE yöntemiyle üretilen parçanın ana geometriden boyutsal olarak ne kadar saptığını ölçmek için üç boyutlu taranması gerekmektedir. Bu amaçla, HP-L-20.8T Lazer Scanner (Hexagon MI, İngiltere) cihazı kullanılmıştır. Çizelge 5'te tarama cihazı ile alakalı bilgiler gösterilmiştir. Lazer tarama işlemi parça alt bağlantı noktasından tezgaha sabitlenerek 360 dereceden görüntü alınacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Elde edilen taranmış geometri ile ana geometri arasındaki boyutsal farklar PolyWorks (InnovMetric, Kanada) yazılımı yardımıyla hesaplanmıştır.

Çizelge 4. EIE üretim parametreleri

ÖN ISITMA	Odak ofseti		44 mA			
	Isıtma odak ofseti		100 mA			
	Azami ısıtma süresi		60 s			
	Parçaya göre ofset		4 mm			
	Ön ısıtma 1		Ön ısıtma 2			
	Azami ışın akımı	36 mA	Azami ışın akımı	45 mA		
	Işın hızı	40500 mm/s	Işın hızı	40500 mm/s		
Tekrarlama sayısı	3	Tekrarlama sayısı	3			
ERGİTME	Yüzey sıcaklığı		925 °C			
	Kontur sayısı		3			
	Dış kontur		İç kontur			
	Hız	450 mm/s	Hız	450 mm/s		
	Akım	9 mA	Akım	9 mA		
	Odak ofseti	6 mA	Odak ofseti	6 mA		
	Ofset	0.27	Ofset	0.18		
	TARAMA					
	Işın		Tarama		Kalınlık	
	Manuel hız	4530 mm/s	Çizgisel ofset	0.22	Hız faktörü	2.7
Azami akım	28 mA	Tarama derinliği	0.09			
Odak ofseti	45 mA					
Hız faktörü	32					

Çizelge 5. HP-L-20.8T tarama cihazı bilgileri

Lazer	Görünür kırmızı – 690nm
Mesafe ve Derinlik (Z)	180±40 mm
Ölçüm Hassasiyeti	ISO 10360-8:2013
PForm.Sph.D95%:Tr:ODS (MPL) Prob dağılım değeri	34 µ
PForm.Sph.D95%:Tr:ODS (MPL) Prob dağılım değeri	22 µ
Çizgi Frekansı (maks.)	100 Hz
Nokta Alma Hızı (maks.)	150000 nokta/saniye

EIE yöntemiyle üretilen parçaların testi için, MTS 244.12 Tension-Compression Piston (MTS Systems Corporation, ABD) cihazı kullanılmıştır. Üretilen parçaların test cihazına bağlanabilmesi için 17-4-PH paslanmaz çelik malzemeden test fikstürü üretilmiştir. Uzama miktarının ölçümünde 4 adet, ±%5 gerinim aralığı ve 350 ± %0,3 ohm resistansa sahip CEA-XX-125UN-350 gerinim ölçer (strain gage) kullanılmıştır. Gerinim ölçer seçimi ve yerleşiminde uçak parçasının sonlu eleman analizinden elde edilen asal gerinim yön ve değerlerinin yanı sıra parça üzerindeki kısıtlı alan sebebiyle gerinim ölçer boyutu dikkate alınmıştır. Gerinim ölçer yerleşimi için sonlu eleman analizlerinde gerilim konsantrasyonu

görülen alanlardan uzak olacak şekilde parçanın gövde bölgesindeki düz yüzeyler değerlendirilmiştir. Analizlerde parçanın bu yüzeylerinde gerçekleşen gerilmelerin çekme ve basma baskın olduğu görülmüş ve testin sıcaklık duyarlılığı olmadığından aksel yükleri okuyacak şekilde Tip 1 -Çeyrek Köprülü gerinim ölçer tercih edilmiştir. Ayrıca, parçanın iki yüzüne de gerinim ölçer yerleştirilerek üretim esnasında parçanın simetrisini bozacak şekilde meydana gelmiş olabilecek boyutsal sapmaların değerlendirilmesi amaçlanmıştır.

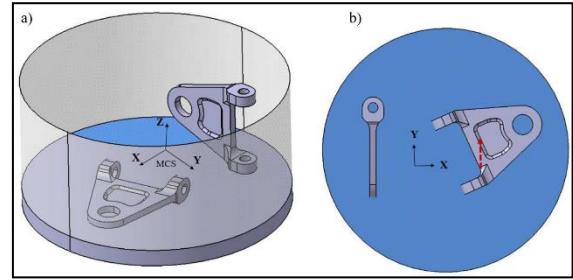
2.5. Sonlu Elemanlar Analizi

Ana geometri ve optimize edilmiş geometrinin sonlu elemanlar analizinde, lineer olmayan statik analiz tipi kullanılmıştır. Yakınsama problemlerinin önüne geçmek amacıyla minimum eleman boyutu 0.5 mm olarak belirlenmiştir. Geometrilere HyperMesh yazılımında ilk olarak birinci dereceden yüzey elemanlarla (S3) örülmüş, hatalı elemanlar ve kritik bölgelerle ilgili mesh düzeltmeleri yapılmış ve ardından Patran 2017.0.3 (MSC Software, ABD) ortamına aktarılmıştır. Sonlu eleman modelinin hazırlanmasında hassasiyet analizi gerçekleştirilmemiş, topoloji optimizasyonu sonrası Osmooth modülünde düzeltilmiş olan üçgen yüzey elemanlar (CTRIA3) kullanılmıştır. Lineer olmayan statik analizin çözümünde yakınsama hatası ile karşılaşmamak için boyutu 0.4 mm'den küçük olan elemanlar elle düzeltilmiştir. Test koşullarına en yakın seviyede çözüm gerçekleştirebilmek için Ti6Al4V malzemesinin gerilim-gerinim grafiği malzeme özelliği olarak tanımlanmıştır. Optimizasyon sonrası yumuşatma işlemi uygulanan yüzeyler öncelikle birinci derece iki boyutlu elemanlarla (TRIA3) örülmüştür. Örülen birinci derece elemanlar ikinci dereceye modifiye edilmiş (TRIA6) ve bu elemanlara membran malzeme özelliği tanımlanmıştır. İkinci derece elemanların düğüm noktaları kullanılarak parçaya dört yüzlü elemanlar (TET10) uygulanmıştır. Parçanın test fikstürüne bağlantısı için tek boyutlu elemanlar (BAR2) kullanılmış ve başlangıç/bitiş düğümleri RBE3 elemanlar yardımıyla fikstüre ve parçaya bağlanmıştır. Parçaya gelen aktüatör yükü de RBE3 eleman kullanılarak tanımlanmıştır. Model çözüm süresini optimize etmek amacıyla test fikstürü iki boyutlu elemanlar kullanılarak (QUAD4) modellenmiştir. Sınır koşulları fikstür üzerinde ankastre şeklinde tanımlanmış, modeldeki asimetrijelerin yakınsama problemlerine yol açmasını önlemek için yük uygulama bölgesine boyutsuz BAR2 eleman tanımlanarak modelin düzlem-dışı hareketi bu elemanın serbest düğümü üzerinden kısıtlanmıştır. Modele uygulanan yük test sürecinde görülen maksimum yük baz alınarak yapılmış, %10 yük artışı belirlenerek sonlu eleman modeli tamamlanmıştır. Hazırlanan model Nastran 2017.0 (i8) (MSC Software, ABD) yazılımı kullanılarak SOL106 ortamında çözdürülmüştür.

3. DENEYSEL BULGULAR

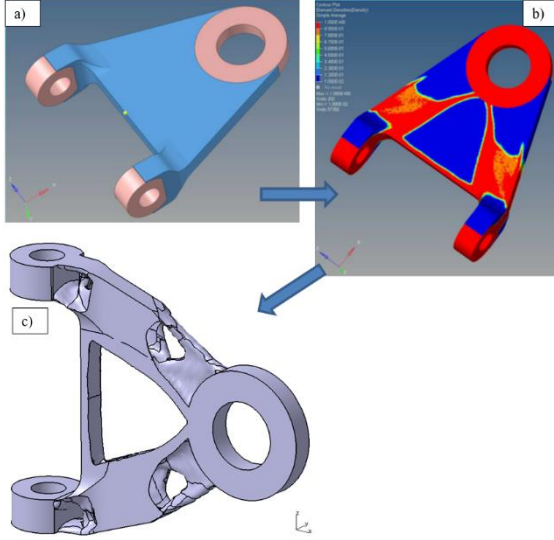
3.1. Sonlu Elemanlar Analizi

Bu çalışmanın yazarları tarafından daha önce yapılan bir deneysel çalışmada belirtildiği gibi, EIE yönteminde herhangi bir parçanın yatay ya da dikey inşa yönünde üretilmesi akma ve azami çekme dayanımını etkilemektedir [27]. Dolayısıyla optimizasyon sırasında, malzeme verisi tanımlarken, parçaların Şekil 3'teki gibi yatay ya da dikey yönde üretilmesi durumuna göre farklı malzeme verileri kullanılmıştır. Malzeme verileri [27] nolu kaynaktan alınmıştır.



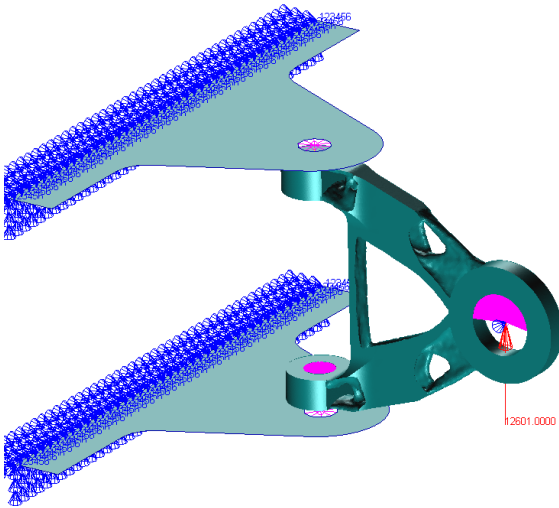
Şekil 3. Parçanın EIE tezgahında yatay ya da dikey inşa yönünde üretilme durumu: a) üç boyutlu görünüm, b) üstten görünüm.

İnşa yönüne göre elde edilen dayanım verilerine göre optimizasyonu yapıldığında, parçanın dikey olarak üretilmesi durumuna göre yapılan topoloji optimizasyonu sonucu daha hafif parça elde edildiği görülmüştür. Optimizasyon ara aşaması ve optimizasyon sonucu elde edilen geometri Şekil 4'te gösterilmiştir. Şekil 4a'da mavi olarak gösterilen bölge optimizasyonda kullanılacak tasarım uzayı olarak belirlenmiştir. Delik lokasyonları montaj açısından önemli olduğu için tasarım uzayına dahil edilmemiştir. Şekil 4b'de görüldüğü gibi optimizasyon sırasında parçada gerilmelerin az görüldüğü bölgelerden (koyu mavi bölgeler) daha fazla, çok görüldüğü bölgelerden (kırmızı bölgeler) daha az malzeme çıkartılarak nihai geometri elde edilmiştir (Şekil 4c).

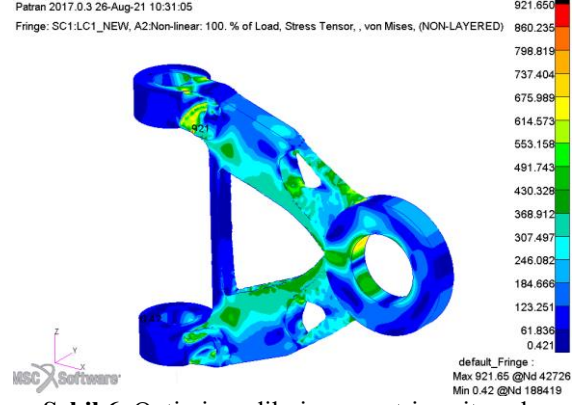


Şekil 4. a) Optimize edilecek parça ve tasarım uzayı (mavi bölge), b) Yükleme sonucu parça üzerinde meydana gelen yüksek ve düşük gerilmeli bölgeler, c) Optimize edilmiş geometri.

Şekil 5'te optimize edilmiş parçaya ait sınır ve yükleme koşulları ve Şekil 6'da ise sonlu elemanlar analizi sonuçları gösterilmiştir. Şekil 6'dan da görülebildiği gibi mevcut yükleme ve sınır koşullarında parçanın üzerinde meydana gelen en yüksek gerilim, malzemenin akma dayanımından daha düşük olacak şekilde, 921 MPa çıkmıştır.



Şekil 5. Optimize edilmiş geometriye ait sınır ve yükleme koşulları.



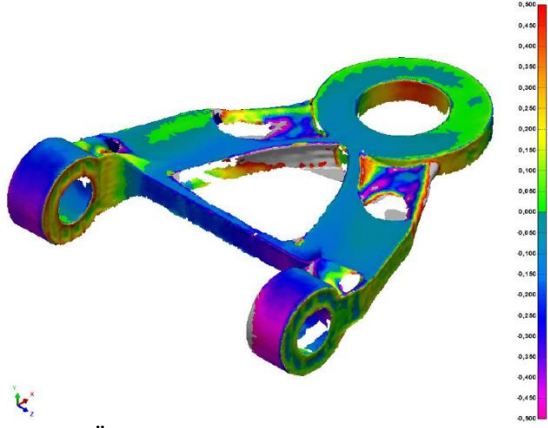
Şekil 6. Optimize edilmiş geometriye ait sonlu elemanlar analizi sonucu (ölçüler MPa).

Optimize edilmiş parça geometrisi ve başlangıç geometrisi ağırlık açısından karşılaştırıldığında, optimize edilmiş parça ağırlığının, başlangıç geometrisinden %40,7 daha az olduğu görülmüştür. Diğer bir ifadeyle, optimizasyon neticesinde, aynı yükleme koşullarına dayanabilen ama % 40,7 daha hafif bir parça elde edilmiştir.

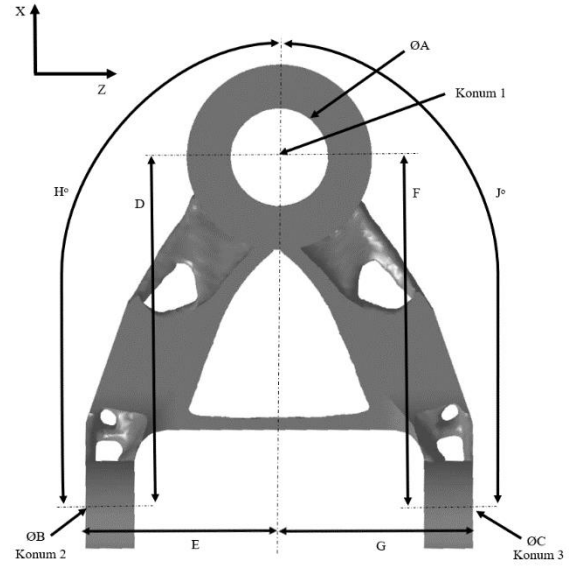
EIE yöntemiyle üretilmiş optimize edilmiş geometri, Şekil 7'de gösterilmiştir. Üretim sırasında herhangi bir sıkıntı ile karşılaşmamıştır. Bu sayede optimize edilen ve konvansiyonel yöntemlerle üretilmesi zor olan parçanın EIE yöntemiyle başarılı bir şekilde üretilebildiği gösterilmiştir.

3.2. Boyutsal Sapma Sonuçları

Ana geometrinin üretilen geometri ile üst üste yerleştirilmesi sonucunda elde edilen boyutsal sapma dağılımı Şekil 8'de gösterilmiştir. Üretilen parçanın ana geometriden boyutsal sapma miktarını bulmak için, Şekil 9'daki gibi üç çap ölçüsü (A, B ve C), dört boyut ölçüsü (D, E, F ve G), 2 adet açı ölçüsü (H ve J) ve üç adet delik merkez konum ölçüsü (Konum 1, Konum 2 ve Konum 3) seçilmiştir. Toplam 12 ölçüye ait nominal değerler, üretilen parçadan elde edilen değerler ve sapma miktarları Çizelge 6'da gösterilmiştir.



Şekil 8. Üretilen parçanın boyutsal sapma dağılımı.



Şekil 9. Üretilen parçanın boyutsal sapma ölçümlerinde kullanılan ölçüler.

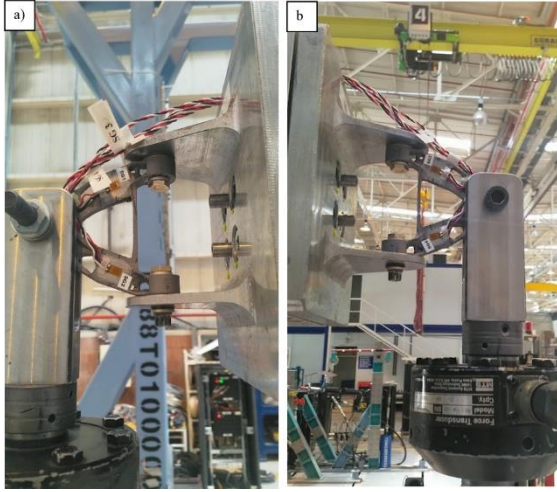
Çizelge 6. Üretilen parçaya ait ölçüm sonuçları ve nominal değerlerle karşılaştırması.

Ölçüm Değeri	Nominal Değer ve Tolerans	Üretilen Parça	Sapma
A (çap, mm)	19,050 ± 0,300	18,927	- 0,123
B (çap, mm)	9,550 ± 0,250	9,626	+ 0,076
C (çap, mm)	9,550 ± 0,250	9,609	+ 0,059
D (mm)	6,040 ± 0,900	64,591	- 0,449
E (mm)	34,856 ± 0,450	34,540	- 0,316
F (mm)	66,785 ± 0,900	65,995	- 0,790
G (mm)	31,812 ± 0,450	32,135	+ 0,323
H (derece)	90,000 ± 1,000	90,527	+ 0,527
J (derece)	90,000 ± 1,000	90,162	+ 0,162
Konum 1 [X, Y, Z] (mm)	[11598,353, -989,500, 286,486] ± [0,750, 0,750, 0,750]	[11597,977, - 990,092, 286,649]	[-0,376, -0,592, +0,163]
Konum 2 [X, Y, Z] (mm)	[11533,313, -989,500, 251,629] ± [0,750, 0,750, 0,750]	[11533,323, - 989,337, 252,119]	[+0,010, +0,163, +0,490]
Konum 3 [X, Y, Z] (mm)	[11531,567, -989,500, 318,297] ± [0,750, 0,750, 0,750]	[11531,911, - 989,397, 318,795]	[+0,344, +0,103, +0,498]

Çizelge 6'dan da görülebileceği gibi çap ölçümlerinde azami 0,123 mm sapma, boyutsal ölçümlerde azami 0,790 mm sapma, açısız ölçümlerde azami 0,527 derece sapma ve delik merkez konumlarında X ekseninde azami 0,376 mm, Y ekseninde azami 0,592 mm ve Z ekseninde azami 0,498 mm sapma görülmüştür. İlgili sapmalar, parçanın uçağa montajında dikkat edilmesi gereken toleranslar dahilinde olduğu için kabul edilebilir görülmüştür.

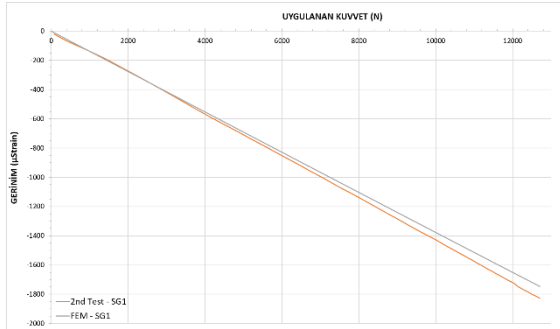
3.3. Test Sonuçları

Şekil 10'da test cihazına yerleştirilen test fikstürü, üretilmiş parça ve parça üzerine yerleştirilen dört adet gerinim ölçer görülmektedir. Yükleme öncesi piston kalibrasyonu yapılmış ve yük sekansı maksimum yüke kadar %5'lik artışlar halinde uygulanmıştır.

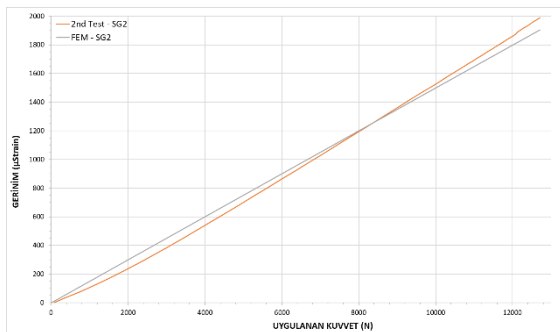


Şekil 10. Test cihazına yerleştirilen test fiyktürü, üretilmiş parça ve dört adet gerinim ölçer.

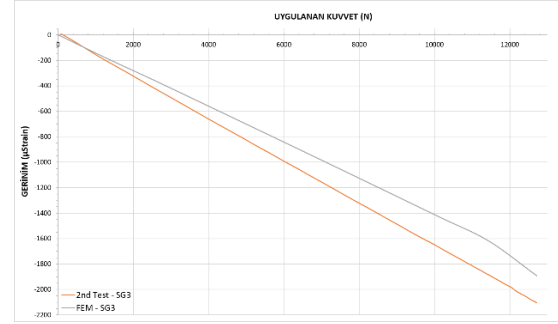
Şekil 11-14'de sırasıyla gerinim ölçer 1, 2, 3 ve 4 için elde edilen test sonuçları ve sonlu elemanlar analizi sonucu elde edilen gerinim ölçüm değerleri karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. Gerinim grafikleri yalnızca yük uygulama aşamasını kapsamaktadır.



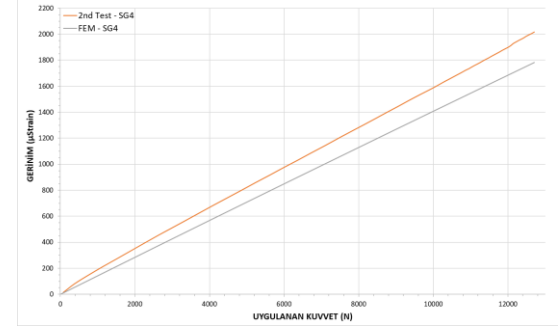
Şekil 11. 1 nolu gerinim ölçer ve sonlu elemanlar analizi sonucunda elde edilen gerinim değerleri.



Şekil 12. 2 nolu gerinim ölçer ve sonlu elemanlar analizi sonucunda elde edilen gerinim değerleri.



Şekil 13. 3 nolu gerinim ölçer ve sonlu elemanlar analizi sonucunda elde edilen gerinim değerleri.



Şekil 14. 4 nolu gerinim ölçer ve sonlu elemanlar analizi sonucunda elde edilen gerinim değerleri.

Sonlu eleman analizinde görülen azami gerinim daha önce belirtildiği gibi akma dayanımının altında kalmıştır. Test esnasında parçada kırılım gözlenmemesi ve gerinim ölçerlerde plastisite bulgusu olmaması analiz sonucunu desteklemektedir.

Şekil 11-14 incelendiğinde, parçanın iki koluna yerleştirilen gerinim ölçerlerden elde edilen gerinim değerleri ile sonlu elemanlar analizi sonuçlarının, gerinim ölçer 1 ve 2 için yakinen, gerinim ölçer 3 ve 4 için farklı çıktığı görülmektedir. Yani, parçanın kollarının bir yüzeyinden elde edilen test verileri sonlu elemanlar analizi sonuçları ile uyum arz ederken, diğer yüzeyinden elde edilen veriler, sonlu elemanlar analizi sonuçlarından farklı çıkmıştır. Bunun farklı sebepleri olduğu düşünülmektedir. Birinci sebebi, gerinim ölçerlerin yüzey pürüzlülüğü yüksek olan yüzeylere yapıştırılmasıdır. Yazarlar tarafından, bir diğer deneysel çalışmada belirtildiği gibi, dik üretilen numunelerde yüzey pürüzlülüğü Ra: 18,2 µm ve Rz: 87,9 µm olarak çıkmıştır [27]. Her ne kadar gerinim ölçerlerin monte edileceği yerlerde aşındırma ile yüzey pürüzlülüğü azaltılsa da, Ti6Al4V parçasının yüksek sertliğinden dolayı, yüzey pürüzlülüğü istenildiği kadar düşürülemediği ve bu da farklı gerinim ölçerlerde farklı sonuçlar çıkmasına sebep olmuştur. İkinci sebep, testteki gerçek

sınır koşulları ile sonlu elemanlar analizinde kullanılan sınır koşullarının aynı olmamasıdır. Nonlineer analizde, yakınsama problemi yaşanmaması için, yükleme noktası, parça dönmesini engelleyecek şekilde, yükleme düzlemine dik yönde tutulmuştur. Test düzeneğinde, bahsi geçen bir sınır koşulu olmadığı için, parçadaki asimetri bir yüzeydeki yüklerin farklı çıkmasına sebep olabilmektedir. Diğer bir sebep simülasyonda ideal boyutlar dikkate alındığı halde parçanın imalatında geometrik sapmaların olmasıdır. Gülcan vd.'nin [28] belirttiği gibi, EIE yöntemi ile üretilen parçaların mekanik ve mikroyapı özellikleri, tarama hızı, lazer gücü, katman kalınlığı, yanal kayma mesafesi, tarama deseni, inşa yönü gibi parametrelerden etkilenmekte ve seçilen parametre setine göre üretilen parçanın farklı bölgelerinde farklı gözenek miktarları görülebilmektedir. Kolların farklı yüzeyinden, analiz ve test sonucu elde edilen değerler arasındaki farkın bir diğer sebebinin, yapının homojen olmaması olduğu düşünülmektedir.

Test sonucu elde edilen gerilim değerleri, malzemenin elastik bölgesinde çıktığı yani malzemenin akma dayanımını geçmediği için, optimize edilmiş ve üretilmiş parçanın, sonlu elemanlar analizini doğrulayacak şekilde test davranışı gösterdiği ve üzerine gelecek yükleri, plastik deformasyon göstermeden karşıladığı gösterilmiştir.

4. SONUÇ

Uçak sanayi gibi ağırlığın direkt olarak yakıt tüketimini, dolayısıyla uçuş maliyetini etkilediği endüstrilerde, tasarlanan parçaların ağırlık azaltma çalışmaları önem arz etmektedir. Topoloji optimizasyonu yöntemleri kullanılarak elde edilen geometrilerin karmaşık yapısından dolayı, eklemeli imalat yöntemleri ile üretilebilirliğinin ve üretim sonucu elde edilen parçaların boyutsal sapmalarının ve gerçek yükleme koşullarında gösterdikleri mukavemetin detaylı incelenmesi, bu parçaların güvenli bir şekilde uçakta kullanılmaları açısından önemlidir. Bu çalışmada, konvansiyonel yöntemlerle üretime uygun olacak şekilde tasarlanmış bir uçak parçasının, topoloji optimizasyonu yöntemi ile aynı yükleme koşulları geçerli iken, ağırlığının azaltılması denenmiştir. Elde edilen verilere göre:

- Topoloji optimizasyonu sayesinde ana geometriden %40,7 daha hafif parça elde edilmiştir.
- Optimize edilen geometri EIE yöntemi ile başarılı bir şekilde üretilebilmiştir.
- Üretim sonucu meydana gelen boyutsal sapmalar, toleranslar dahilindedir.
- Test ve sonlu elemanlar analizi uyumludur. Çıkan farkların yüzey pürüzlülüğünden ve analiz ve testteki farklı sınır koşullarından kaynaklandığı değerlendirilmiştir.

KAYNAKLAR

1. Najmon, J. C., Raeisi, S. and Tovar, A., "Review of additive manufacturing technologies and applications in the aerospace industry", Additive Manufacturing for the Aerospace Industry, Elsevier Publishing, Amsterdam, Netherlands, Pages 7-31, 2019.
2. Avila, J. D., Bose, S. and Bandyopadhyay, A., "Additive manufacturing of titanium and titanium alloys for biomedical applications", Titanium in Medical and Dental Applications, Woodhead Publishing Series in Biomaterials, Pages 325-343, 2018.
3. Herzog, D., Seyda, V., Wycisk, E. and Emmelmann, C., "Additive manufacturing of metals", Acta Materialia, Vol. 117, Pages 371-392, 2016.
4. Flores, I., Kretschmar, N., Azman, A. H., Chekurov, S., Pedersen, D. B. and Chaudhuri, A., "Implications of lattice structures on economics and productivity of metal powder bed fusion", Additive Manufacturing, Vol. 31, Pages 100947, 2020.
5. Gülcan, O., Günaydın, K. and Tamer, A., "The state of the art of material jetting—a critical review", Polymers, Vol. 13, Issue 16, Pages 2829, 2021.
6. Zhang, L., Wang, J., Liu, Y., Jia, Z. and Liang, S., "Additive manufacturing of titanium alloys", Encyclopedia of Materials: Metals and Alloys, Elsevier Publishing, Amsterdam, Netherlands, Pages 256-274, 2022.
7. Antonysamy, A., Meyer, J. and Prangnell, P., "Effect of build geometry on the β -grain structure and texture in additive manufacture of Ti6Al4V by selective electron beam melting", Materials Characterization, Vol. 84, Pages 153-168, 2013.
8. Gülcan, O., Şimşek, U. ve Kavas, B., "Eklemeli imalatla üretilen işlevsel olarak derecelendirilmiş metal yapılar", Mühendis ve Makina, Cilt 62, Sayı 702, Sayfa 1-22, 2021.

9. Zegard, T. and Paulino, G. H., "Bridging topology optimization and additive manufacturing", *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 53, Pages 175-192, 2016.
10. İnternet: Vasudeva, R. and Soundararajan S., "Optimization of front axle mounts vibration characteristics for driveline integration with chassis", General Motors Technical Center, India. <https://www.altairatc.com/>, Mayıs 23, 2022.
11. İnternet: Sreedhar, B. and Sasidhar, N., "Optimization of mounting bracket", Hyundai Motor, India. <https://www.altairatc.com/>, Mayıs 23, 2022.
12. Marchesi, T. R., Lahuerta, R. D., Silva, E. C., Tsuzuki, M. S., Martins, T. C., Barari, A. and Wood, I., "Topologically optimized diesel engine support manufactured with additive manufacturing", *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 48, Issue 3, Pages 2333-2338, 2015.
13. Vıqaruddin, M. and Reddy, D. R., "Structural optimization of control arm for weight reduction and improved performance", *Materials Today: Proceedings*, Vol. 4, Issue 8, Pages 9230-9236, 2017.
14. Walton, D. and Moztarzadeh, H., "Design and development of an additive manufactured component by topology optimization", *Procedia CIRP*, Vol. 60, Pages 205-210, 2017.
15. Li, D., Liao, W., Dai, N., Dong, G., Tang, Y. and Xie, Y. M., "Optimal design and modeling of gyroid-based functionally graded cellular structures for additive manufacturing", *Computer-Aided Design*, Vol. 104, Pages 87-99, 2018.
16. Bassoli, E., Defanti, S., Tognoli, E., Vincenzi, N. and Esposti, L. D., "Design for additive manufacturing and for machining in the automotive field", *Applied Sciences*, Vol. 11, Issue 16, Pages 7559, 2021.
17. Gülcan, O., "Eklemeli imalatla üretilen kafes yapıların mekanik özellikleri" *Makina Tasarım ve İmalat Dergisi*, Cilt 19, Sayı 1, Sayfa 17-34, 2021.
18. Dallago, M., Zanini, F., Carmignato, S., Pasini, D. and Benedetti, M., "Effect of the geometrical defectiveness on the mechanical properties of SLM biomedical Ti6Al4V lattices", *Procedia Structural Integrity*, Vol. 13, Pages 161-167, 2018.
19. Bartolomeu, F., Dourado, N., Pereira, F., Alves, N., Miranda, G. and Silva, F. S., "Additive manufactured porous biomaterials targeting orthopedic implants: A suitable combination of mechanical, physical and topological properties", *Material Science and Engineering C*, Vol. 107, Pages 110342, 2020.
20. Ran, Q., Yang, W., Hu, Y., Shen, X., Yu, Y., Xiang, Y. and Cai, K., "Osteogenesis of 3D printed porous Ti6Al4V implants with different pore sizes", *Journal of Mechanical Behavior of Biomedical Materials*, Vol. 84, Pages 1-11, 2018.
21. Wang, D., Wu, S., Bai, Y., Lin, H., Yang, Y. and Song, C., "Characteristics of typical geometrical features shaped by selective laser melting", *Journal of Laser Applications*, Vol. 29, Issue 2, Pages 22007, 2017.
22. Calignano, F., "Investigation of the accuracy and roughness in the laser powder bed fusion process", *Virtual Physics Prototyping*, Vol. 13, Issue 2, Pages 97-104, 2018.
23. Ahmed, A., Majeed, A., Atta, Z. and Jia, G., "Dimensional quality and distortion analysis of thin-walled alloy parts of AlSi10Mg manufactured by selective laser melting", *Journal of Manufacturing and Materials Processing*, Vol. 3, Issue 2, Pages 51, 2019.
24. Yan, C., Hao, L., Hussein, A., Young, P. and Raymont, D., "Advanced lightweight 316L stainless steel cellular lattice structures fabricated via selective laser melting", *Materials and Design*, Vol. 55, Pages 533-541, 2014.
25. Maran, S., Masters, I. G. and Gibbons, G. J., "Additive manufacture of 3D auxetic structures by laser powder bed fusion—design influence on manufacturing accuracy and mechanical properties", *Applied Sciences*, Vol. 10, Issue 21, Pages 7738, 2020.
26. Kuo, Y. H. and Cheng, C. C., "Self-supporting structure design for additive manufacturing by using a logistic aggregate function", *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 60, Pages 1109-1121, 2019.
27. Gülcan, O., Yiğitbaşı S. T. ve Konukseven, E. İ., "Elektron ışınıyla eritme yöntemiyle üretilen ti6al4v parçalarının mekanik özellikleri üzerinde inşa yönünün etkisi", *Makina Tasarım ve İmalat Dergisi*, Cilt 19, Sayı 1, Sayfa 1-9, 2021.
28. Gülcan O., Konukseven E. İ. Ve Yiğitbaşı S. T., "Katmanlı imalatla üretilen ti6al4v parçalarının mekanik özellikleri" *Makina Tasarım ve İmalat Dergisi*, Cilt 15, Sayı 1, Sayfa 27-37, 2017.