

Bir Uçak Braketinin Topoloji Optimizasyonu ve Geleneksel Metotlarla Üretilebilir
Yeniden Modellenmesi

Samet Gönenç

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Havacılık Bilimi ve Teknolojileri Anabilim Bilim Dalı

Temmuz 2024

Topology Optimization And Manufacturable Remodeling Of An Aircraft Bracket
With Traditional Methods

Samet Gönenc

MASTER OF SCIENCE THESIS

Department of Aviation Science and Technologies

July 2024

Bir Uçak Braketinin Topoloji Optimizasyonu ve Geleneksel Metotlarla Üretilabilir
Yeniden Modellenmesi

Samet Gönenç

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü

Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliği Uyarınca
Havacılık Bilimi ve Teknolojileri Anabilim Dalında
YÜKSEK LİSANS TEZİ
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Dr. Öğretim Üyesi Seyid Fehmi DİLTEMİZ

Temmuz 2024

ONAY

Havacılık Bilimi ve Teknolojileri Anabilim Dalı Yüksek Lisans öğrencisi Samet GÖNENÇ' in YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı “Bir Uçak Braketinin Topoloji Optimizasyonu ve Geleneksel Metotlarla Üretilebilir Yeniden Modellenmesi” başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek oybirliği ile kabul edilmiştir.

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Seyid Fehmi DİLTEMİZ

İkinci Danışman :

Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Seyid Fehmi DİLTEMİZ

Üye : Prof. Dr. Dilek TURAN

Üye : Doç. Dr. Selim GÜRGEN

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Fatma TÜMSEK
Enstitü Müdürü

ETİK BEYAN

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre, Dr. Öğr. Üyesi SEYİD FEHMİ DİLTEMİZ danışmanlığında hazırlamış olduğum “Bir Uçak Braketinin Topoloji Optimizasyonu ve Geleneksel Metotlarla Üretilabilir Yeniden Modellenmesi” başlıklı Yüksek Lisans tezimin özgün bir çalışma olduğunu; tez çalışmamın tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygundavrandığımı; tezimde verdiğim bilgileri, verileri akademik ve bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olarak elde ettiğimi; tez çalışmamda yararlandığım eserlerin tümüne atıf yaptığımı ve kaynak gösterdiğimi ve bilgi, belge ve sonuçları bilimsel etik ilke ve kurallara göre sunduğumu beyan ederim.

01/07/2024

Samet GÖNENÇ

İmza

ÖZET

Gelişen teknoloji ile hava araçlarının kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Hava araçlarında oldukça önem taşıyan ağırlık azaltımı, neredeyse kullanılan her parça için gerekli bir unsur haline gelmiştir. Maruz kaldığı yükleme koşulları ve kullanım alanı nedeniyle kritik parçalarda güvenlik faktörü göz önüne alınarak ağırlık azaltılması yaygın bir hale gelmiştir. Bu çalışmada “Bir Uçak Braketinin Topoloji Optimizasyonu ve Geleneksel Metotlarla Üretilabilir Yeniden Modellenmesi” ele alınmıştır. Çalışmada bir uçak braketinin statik analizi yapılarak maksimum gerilmeleri elde edilmiştir. 4140 ve 6061 metalleri kullanılarak seçilen braketin maksimum gerilme ve yükleme koşulları altında topoloji optimizasyonu yapılmıştır. Kullanılabilecek minimum ağırlıkla elde edilen braket topoloji optimizasyon işleminden alınan sonuçlara göre yeniden tasarlanmıştır. Bu çalışma sonunda Sonlu Eleman Metoduna dayalı Topoloji Optimizasyon yöntemiyle birlikte 6061 ve 4041 malzemeden yapılmış bir uçak parçasının optimum geometrisi güvenlik katsayısı 1.50 ve üzerinde kalacak şekilde elde edilmiştir. Elde edilen geometriler talaşlı imalat yöntemi ile üretilip basma deneyine tabi tutulmuştur. ANSYS Workbench programında elde edilen grafikler ile basma deneyinde elde edilen grafikler karşılaştırılmıştır. Elde edilen veriler doğrultusunda ağırlığı azaltılmış braketler ile, kabul edilebilir güvenlik katsayıları ile çalışma yüklerinin karşılanması mümkün olmuştur. Sonuç olarak yapılan çalışmada topoloji optimizasyonu ile geleneksel yollarla üretimin birleştirilebileceği ortaya konmuştur. Ayrıca geometri değişiminin yanı sıra yapısal analiz ve topoloji optimizasyon analizlerinin bir arada kullanılması ile orijinal parçanın daha düşük yoğunluklu malzemeler ile değiştirilebilmesi mümkün olmuştur. Bu da havacılık endüstrisi için kritik bir konu olan ağırlık tasarrufu sağlamıştır.

Anahtar Kelimeler: Topoloji Optimizasyonu, ANSYS Workbench, Sonlu Elemanlar Metodu, Hava Araçları

SUMMARY

With developing technology, the use of aircraft is increasing day by day. While the durability of parts and equipment used in aircraft is important, reducing their weight is also an important issue. Weight reduction, which is very important in the space and aviation industry, has become a necessary element for almost every part used. Due to the loading conditions it is exposed to and the area of use, weight reduction has become common in critical parts, taking into account the safety factor. In this study, “Topology Optimization and Manufacturable Remodeling of an Aircraft Bracket With Traditional Methods” is discussed. In the study, static analysis of an aircraft bracket was performed and maximum stresses were obtained. Topology optimization of the selected bracket was performed under maximum stress and loading conditions using 4140 and 6061 metals. The bracket obtained with the minimum usable weight was redesigned according to the results obtained from the topology optimization process. At the end of this study, with the topology optimization method based on the finite element method, the optimum geometry of an aircraft part made of 6061 and 4041 materials was obtained with a safety coefficient of 1.50 and above. The obtained geometries were produced by machining method and subjected to compression tests. The graphics obtained in the ansys workbench program were compared with the graphics obtained in the compression test. According to the data obtained, the weight-reduced brackets carried the desired weight just like the original brackets. As a result, it has been revealed in the study that topology optimization can be combined with traditional production methods. In addition, by using a combination of structural analysis and topology optimization analysis as well as geometry change, it was possible to replace the original part with lower density materials. This provided the opportunity to save weight, which is extremely critical for aviation.

Keywords: Topology Optimization, ANSYS Workbench, Finite Element Method, Air Vehicles

TEŞEKKÜR

Bu tez sürecinde sürekli yanımda olan, bilgilerini ve desteğini esirgemeyen bu süreçte süreci sabırla yöneten danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi SEYİD FEHMİ DİLTEMİZ’ e bu uzun süreçte yanımda bulunan aileme, arkadaşlarım Yusuf KAYA, Semih Fatih EVCİL ve Oğuzhan MOLLAOĞLU’ na teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET.....	vi
SUMMARY.....	vii
TEŞEKKÜR.....	viii
İÇİNDEKİLER.....	ix
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiv
1.GİRİŞ VE AMAÇ	1
2.LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	3
2.1. Yapılan Çalışmalar	3
2.1.1. Ağırlık Tasarrufu İçin Yapılan Çalışmalar	3
2.1.2. Seçici Lazer Ergitme ile Yapılan Çalışmalar	5
2.1.3. Eklemeli İmalat ile Yapılan Çalışmalar	8
3. MATERYAL VE YÖNTEM	10
3.1. Teorik Bilgi	10
3.1.1. Eklemeli İmalatın Tarihsel Süreci.....	10
3.1.2. Katmanlı İmalat Yönteminin Avantajları	11
3.1.3. Katmanlı İmalat Yönteminin Dezavantajları	11
3.1.4. Talaşlı İmalat.....	12
3.1.5. Uçakların Ana Yapıları.....	22
3.1.6. Uçaklarda Kullanılan Braketler ve Amacı	22
3.1.7. Topoloji Optimizasyonu Nedir?.....	23
3.1.8. Topoloji Optimizasyonun Dezavantajları	24
3.1.9. Topoloji Optimizasyonun Avantajları	24
3.2. Havacılıkta Kullanılan 4140 ve 6061 Metali	24
3.2.1. 4140 Çeliği	24
3.2.2. Alüminyum 6061	26
3.3. Ansys Programı	27

İÇİNDEKİLER

Sayfa

3.3.1. Sonlu Elemanlar Metodu	27
3.4. Uygun Braket Seçimi	28
3.5. Braket için Malzeme Seçimi	29
3.6. Braket Üretimi.....	29
3.7. Ansys ile Topoloji Optimizasyonu	30
3.8. Topoloji Optimizasyonun Geleneksel Yönteme Dönüştürülmesinde Yürütülen İşlem Basamakları.....	37
3.9. Emniyet Katsayısı	39
3.10. Toplam Deformasyon.....	41
3.11. Eşdeğer Gerilme (von-Mises Stress).....	43
3.12 Yorulma	45
3.12.1. S-N Diyagramı (Wöhler Eğrisi).....	46
3.12.2. Gerinim Ömrü Yöntemi e-N (Strain-Life).....	47
3.12.3. Lineer Elastik Kırılma Mekanîği Yöntemi	47
3.13. Üretebilirlik Parametreleri	49
3.13.1. Talaşlı İmalat Süreleri	50
3.13.2. Takım Ömrü.....	50
3.13.3. CNC Tezgahının ve CNC Operatörünün Çalışma Saati	51
3.13.4. Topoloji Optimizasyon Süreleri.....	51
3.13.5. Enerji Tüketimi	51
3.14. Basma Deneyi	52
4.BULGULAR VE TARTIŞMA.....	55
4.1. Braketlerin Talaşlı İmalat Süreleri	55
4.2. Braketler için Kullanılan Takım Ömrü.....	55
4.3. Maliyet ve Tezgâh Çalışma Süresi	56
4.4. Analiz ve Topoloji Optimizasyon Süresi.....	56

İÇİNDEKİLER

Sayfa

4.5. Braketler İçin Harcanan Enerji Miktarı.....	56
4.6. Braketler İçin Uçuş Maliyeti.....	62
5.SONUÇ VE ÖNERİLER	63
KAYNAKLAR DİZİNİ	64



ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.1. Eklemeli İmalata Örnek.....	10
3.2. Eklemeli İmalat Tarihçesi.....	11
3.3. Talaşlı Üretim Yöntemleri	13
3.4. Torna Tezgâhına Bir Örnek	14
3.5. Çevresel ve Alın Frezeleme.....	15
3.6. Matkap Tezgâhına Bir Örnek	16
3.7. Taşlama Tezgâhına Bir Örnek	17
3.8. Broşlama İşlemi Esnasında Çekilen Bir Görüntü.....	18
3.9. Vargelleme ve Planyalama.....	18
3.10. Honlama Tezgâhına Bir Örnek	19
3.11. Lepleme Tezgâhı.....	20
3.12. CNC Tezgâhının Çalışması Esnasındaki Görüntüsü	21
3.13. Uçakların 5 Ana Bileşeni.....	22
3.14. 4140 Çeliği Kullanımına Örnek	25
3.15. 6061 Alüminyum Kullanımına Örnek	26
3.16. Ansys Analizine Bir Örnek.....	27
3.17. Seçilen Braket.....	28
3.18. Braketlerin Üretildiği CNC Tezgâhı.....	29
3.19. Analiz Yapılacak Geometrinin Seçilmesi	30
3.20. Ansys Programında Orijinal Braketin İzometrik Görünüşü	31
3.21. Ansys Programında 6061 Metalinin Mekanik ve Termal Özellikleri	31
3.22. Ansys Programında 4140 Metalinin Mekanik ve Termal Özellikleri	32
3.23. Braket İçin Uygun Mesh Seçimi	32
3.24. Meshleme Yapılmış Braket.....	33
3.25. Sınır Koşullarının Belirlenmesi.....	33
3.26. Braketin Maruz Kaldığı Yükün Tanımlanması.....	34
3.27. Sınır Koşulu Belirlenen ve Yüğü Tanımlanan Braket	34
3.28. Topoloji Optimizasyonun Statik Analize Bağlanması	35
3.29. Topoloji Optimizasyonu Sonucu Elde Edilen Geometri.....	35
3.30. Katı Modele Dönüştürülmüş Braket.....	36
3.31. Braketlerin Yeniden Modellenme Süreci.....	37
3.32. Yeniden Modelleme Yapılmış 6061 Braket İçin Teknik Resim.....	38

Sekil**Sayfa**

3.33. Yeniden Modelleme Yapılmış 4140 Braket İçin Teknik Resim	38
3.34. 4140 Orijinal Braket için Emniyet Katsayısı Değeri.....	39
3.35. 4140 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket için Emniyet Katsayısı	39
3.36. 6061 Orijinal Braket için Emniyet Katsayısı.....	40
3.37. 6061 Yeniden Modellenmiş Braketin için Emniyet Katsayısı	40
3.38. 4140 Orijinal Braket için Toplam Deformasyon	41
3.39. 4140 Yeniden Modellenmiş Braket için Toplam Deformasyon.....	42
3.40. 6061 Orijinal Braket için Toplam Deformasyon	42
3.41. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket için Toplam Deformasyon.....	43
3.42. 4140 Orijinal Braket için von-Mises Gerilimi.....	43
3.43. 4140 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket için von-Mises Gerilmesi.....	44
3.44. 6061 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket için von-Mises Gerilmesi.....	44
3.45. Orijinal 6061 Braket için von-Mises Gerilmesi	45
3.46. Bir Wöhler Eğrisi Örneği	46
3.47. 4140 Orijinal Braket için Yorulma Ömrü	47
3.48. 4140 Yeniden Modellenmiş Braket için Yorulma Ömrü	48
3.49. 6061 Orijinal Braket için Yorulma Ömrü	48
3.50. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket için Yorulma Ömrü	49
3.51. 4 Farklı Braketin Yan Yana Konulmuş Hali	49
3.52. Talaşlı İmalat ile Üretilen 4140 Orijinal Braket	52
3.53. Talaşlı İmalat ile Üretilen 6160 Orijinal Braket	52
3.54. Talaşlı İmalat ile Üretilen 4140 Yeniden Modellenmiş Braket.....	53
3.55. Talaşlı İmalat ile Üretilen 6061 Yeniden Modellenmiş Braket.....	53
3.56. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket Basma Deneyinde	54
4.1. Braket Çeşidine Göre İmalat Süresi	55
4.2. Braket Çeşidine Göre Harcanan Enerji Miktarı	57
4.3. Karşılaştırma Grafiği 1	59
4.4. Karşılaştırma Grafiği 2	59
4.5. Karşılaştırma Grafiği 3	60
4.6. Karşılaştırma Grafiği 4	60
4.7. Braketlerde Topoloji Optimizasyonu Sonucu Meydana Gelen Geometrik Değişim....	61
4.8. Braket Çeşidine Göre Kütle Grafiği	61
4.9. Braket Çeşidine Göre Uçuş Maliyeti.....	62

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Cizelge</u>	<u>Sayfa</u>
3.1. 4140 Çeliğinin Kimyasal Kompozisyonu	25
3.2. 6061 Alaşımının Kimyasal Kompozisyonu.....	26
4.1. 6061 Orijinal Braket Deformasyon Karşılaştırması	57
4.2. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket Deformasyon Karşılaştırması.....	58
4.3. 4140 Orijinal Braket Deformasyon Karşılaştırması	58
4.4. 4140 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket Deformasyon Karşılaştırması	58
4.5. Braketlerin Kütlesi ve Uçuş Maliyetleri.....	62

1.GİRİŞ VE AMAÇ

Uçabilmek insanoğlunun yüzyıllar boyunca hayallerini süslemiştir. Yoğun çalışmalar ve deneyler sonucunda insanoğlunun hayali olan hava araçları üretilmiştir. Üretilen hava araçları neredeyse hayatımızın her alanında kullanılmaktadır. Hayatımızın bir parçası haline gelen hava araçlarının ağırlığı, mukavemet değerleri, statik gerilmeleri gibi birçok parametresi büyük bir önem taşımaktadır. Aynı fiziksel performansı sergileyen daha hafif parçalar üretmek önemli ölçüde tercih edilmektedir. Bu kapsamda kullanılan en yaygın yöntemlerin başında Topoloji Optimizasyonu gelmektedir. Topoloji Optimizasyonu kısaca kullanılacak olan malzemenin tasarımını belirli yük ve sınır koşullarında en optimal şekilde yeniden belirlemek için kullanılan bir optimizasyon yöntemi olarak tanımlanır.

Uzay ve havacılık endüstrisinde yakıt verimliliği ve uçuş güvenliği açısından daha düşük ağırlıkta parçalarla çalışmak oldukça önemlidir. Topoloji Optimizasyonu uçuş güvenliği açısından istenilen değerleri sağlarken aynı zamanda ağırlık ve hacim tasarrufu için kullanılan bir yöntem olarak karşımıza çıkar. Bu sektörde gittikçe artan rekabet ile beraber üretilen ürünlerin üretim maliyetinin daha düşük tutulması da gittikçe önemli bir konu haline gelmiştir. Topoloji optimizasyonunun temel amacı ağırlığı azaltırken parçanın en yüksek mukavemete sahip optimum şeklini bulmaktır. Özellikle son yıllarda işlemcisi yüksek bilgisayarların daha hafif ama daha dayanıklı parçalar yapma isteği nedeniyle bu yöntemin kullanımı artmıştır. Yapılan bu tez çalışmasında bir havacılık braketinin güvenlik faktörü göz önünde bulundurularak farklı malzeme cinsi kullanılarak topoloji optimizasyonu yapılmıştır ve daha hafif bir geometri elde edilmesi amaçlanmıştır.

Uçak braketinin farklı malzeme cinsi kullanılarak topoloji optimizasyonunun yapılması, sonrasında geleneksel imalat yöntemine göre modellenip üretilmesi ve üretilen braketlerin deneye tabi tutularak kullanılabilir olmasının kanıtlanması bu tezi özgün bir çalışma haline getirmiştir.

Ele alınan bu tezin ilk aşamasında 4140 çeliği ve 6061 alüminyumundan seçilen bir uçak braketinin belirlenen sınır koşulları altında topoloji optimizasyonu yapılmıştır.

Tezin ikinci bölümünde topoloji optimizasyonu sonucu braketlerin geleneksel metotlarla üretilebilecek şekilde yeniden modellenmesine odaklanılmıştır. Bu süre boyunca braketlere defalarca kez analiz yapılmıştır ve braketlerin emniyet katsayısı 1.5 ve üzeri olacak şekilde CATIA üzerinden yeniden modellenmiştir.

Tezin üçüncü bölümünde analiz sonuçları doğrultusunda yeniden modellenen braketler talaşlı imalat yöntemi ile üretilmiştir. Üretilen braketlerin talaşlı imalat süreleri, braketler için harcanan enerji miktarı, kullanılan kesici takımların ömrü vb. hesapların nasıl yapıldığı anlatılmıştır.

Tezin dördüncü bölümünde 4140 orijinal braket, 6061 orijinal braket, 4140 yeniden modellenmiş braket ve 6061 yeniden modellenmiş braket için basma deneyi yapılmıştır. Deney sonucunda basma cihazı sayesinde elde edilmiş yük-uzama grafikleri ile ANSYS programında elde edilmiş yük-uzama grafikleri karşılaştırılmıştır.

Tezin beşinci ve son bölümünde tezin birinci bölümden son bölüme kadar olan kısmı değerlendirilmiştir. 4 farklı braket için elde edilen grafiklerin sonuçları, üretilen braketlerin talaşlı imalat süreleri, braketler için harcanan enerji miktarı, kullanılan kesici takımların ömrü gibi sonuçlar bu bölümde verilmiştir. Tezin sonuç ve öneriler kısmı bu bölümde yer almıştır.

2.LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1. Yapılan Çalışmalar

2.1.1. Ağırlık Tasarrufu İçin Yapılan Çalışmalar

Neelakandan vd., (2019) yaptıkları bu çalışmada marş motoru muhafaza braketinin sağlamlığını ve ağırlığını ele almışlardır. Muhafaza braketinin optimizasyonunda stres ve yorulma ömrünü belirlemek için sonlu elemanlar metodu kullanılmıştır ve ardından ağırlık optimize edilmiştir. Bu çalışma boyunca marş motoru muhafaza braketinin çalışma koşulları için duvar kalınlığı ve braket toleransları için optimizasyon yapılmıştır. Braketin üretim koşulları göz önünde bulundurularak ürün ağırlığı ve yorulma yaşam döngüsü gereksinimlerini karşılamak üzere bir tasarım yapılmış ve parça yeniden üretilmiştir. Sonuç olarak marş motoru muhafaza braketinin yeni bir tasarımı oluşturulmuş, oluşturulan bu tasarım sonlu elemanlar metodu ile incelenmiş ve yeniden üretilmiştir. Üretilen parça ilk parçaya göre daha hafiftir ve buna ek olarak üretim maliyeti düşmüştür. Bu çalışma tasarım optimizasyon yöntemlerini ele alırken aynı zamanda yeni başlangıç projeleri için bir örnek olmuştur.

Armentani vd., (2020) yaptıkları bu çalışma ile titreşim davranışına dayalı olarak bir motor braketinin topoloji optimizasyonunu gerçekleştirmişler ve motordan şaseye iletilen titreşimleri azaltmışlardır. Braketin titreşim karakterizasyonu, FEM (Sonlu Elemanlar Yöntemi) aracılığıyla gerçekleştirilen Frekans Tepki Fonksiyonu analizlerine dayandırılmıştır. Topoloji optimizasyonu sırasında oluşturulan farklı braket konfigürasyonlarının rezonans frekanslarının tanımlanması ve sorun olarak ele alınması sonucunda topoloji optimizasyonlu motor braketinin kütlesi yaklaşık %20 oranında azaltılmıştır. Bu çalışma sonunda kütle azaltılmasının yanı sıra titreşimlerin oluşturduğu ses ve gürültü de yaklaşık %10 oranında azaltılmıştır. Kütlesi ve titreşim iletkenliği azaltılan motor braketinin yolcuların konforunu arttırmıştır. Bu çalışma havacılık açısından önemli bir konuya da değinmiştir.

Wattananaphakaseam, vd., (2021) yaptıkları bu çalışmada bir motor dişli kutusunun performansını istenilen seviyeye çıkarmak için belirlenen sınır koşullarında topoloji optimizasyonunu kullanmışlardır. Dört dişliden oluşan bir uçak motor dişli kutusunun tasarımını daha kullanışlı ve hafif hale getirmek için CAD ve FEM yazılımı aracılığıyla çeşitli sayısal simülasyonlar ve analizler gerçekleştirmişlerdir. Analizler sonucunda dişli kutusunun kütlesini en aza indirmek için fazlalık olan ağırlıklar kaldırılmış ve motor dişli kutusu için en uygun malzeme seçilmiştir. Nuz Wattananaphakaseam ve ekibi ANSYS kullanarak uçak motoru dişli kutusundan mukavemet değerlerini kaybetmeden %16,65'lik bir ağırlık azaltması elde etmişlerdir. Malzeme değişimi ile birlikte Topoloji Optimizasyonun uygulanması, motor dişli kutusunun mekanik performansını etkilememiştir. Bir önceki motor dişli kutusuna göre hafif ve verimli bir tasarımın elde edilmesini sağlamıştır.

Liu vd., (2023) karmaşık şekilli parçaları yüksek hassasiyetle üreten bir yöntem olarak bilinen Hibrit Eklemeli-Çıkarmalı Üretimi (HASM), ele almışlardır. Bu makale temel amaç olarak HASM için geleneksel muadiline göre üstün işlevsellik ve hafiflik özelliklerine sahip uygun mekanik yapıları oluşturmak üzere HASM topoloji optimizasyonuna odaklanmıştır. Hem ekleme hem çıkarma imalatı sayesinde geleneksel olarak işlenmesi zor karmaşık geometriler kolaylıkla imal edilmiştir. İmalat yapılırken iki farklı üretim metodunun iyi özellikleri birleştirilmiştir. Sonuç olarak HASM için topoloji optimizasyonu sayesinde geleneksel üretimde karşılaşılan teknik sorunlar çözülmüş ve gelecekteki sorunlara bir rehber olmuştur.

Lopez-Castro vd., (2017) yaptıkları bu çalışmada bir uçak braketinin orijinal malzemesi Ti6Al4V iken uçak braketinin malzemesini AISI 15-5PH olarak değiştirip optimize etmişlerdir. Bu braketin analizi orijinal brakete göre maksimum yer değiştirmeyi, Von Mises gerilimini ve minimum güvenlik faktörünü karşılaştırmayı sağlamıştır. Malzemesi değiştirilen ve yeniden tasarlanan braket EOS M290 makinesinde AISI 15-5PH malzemeden yeniden üretilmiştir. Üretim süreci yaklaşık olarak 29 saat olan bu braket Ti6Al4V'li orijinal parçanın kütlesinin %56'sı kadar hafif üretilmiştir. Braket orijinal malzeme (Ti6Al4V) kullanılarak optimize edilmiş ve ardından daha hafif bir parça (0,45 kg civarında) üretilmiştir. Sonuç olarak AISI 15-5PH paslanmaz çelik kullanmanın daha uygun olduğu sonucu çıkarılmıştır. Yapılan işlem sonrası maliyet ve üretim süreci oldukça azalmıştır ve üretim kolaylaşmıştır.

2.1.2. Seçici Lazer Ergitme ile Yapılan Çalışmalar

Seabra vd., (2016) yaptıkları çalışmada bir uçak braketini Seçici Lazer Ergitme aracılığıyla üretmek üzere optimize etmişlerdir. Malzeme değişikliği nedeniyle güvenlik faktörü orijinal değerinin iki katı artmıştır. Malzeme değiştirmenin kazandırmış olduğu avantaj sayesinde topoloji optimizasyonu yapılmıştır. Optimize edilmiş uçak braket üretildikten sonra nihai tasarımına mekanik ve mühendisliğin gerektirdiği bazı testler uygulanmıştır. Simülasyon sonucunda orijinal uçak braketinin hacmi %54 oranında azaltılmıştır. Sonuç olarak topoloji optimizasyonu ve SLM'nin uyumu sayesinde daha hafif bir havacılık braket üretilmiştir.

SHI vd., (2020) ağır yüklü bir havacılık braketini topoloji optimizasyonu ile optimize etmişler ve eklemeli imalat teknolojisi ile üretmişlerdir. Öncelikle sıcaklık yükleri dikkate alınarak termo-elastik topoloji optimizasyonunun bir formülasyonu oluşturulmuş ve nihai tasarım Seçici Lazer Eritme kullanılarak eklemeli olarak üretilmiştir. Topoloji ve boyut optimizasyonundan yararlanılarak havacılık braketinin kütlesi %18'in üzerinde azaltılmıştır. Bu çalışma termo-elastik topoloji optimizasyonu ve katmanlı imalat teknolojilerinin uyumunun önemini ortaya koymuştur. İstenilen tüm mekanik performanslar karşılanırken havacılık braketinin yapısal kütlesinin %18'inden fazlası azaltılmış ve SLM tekniğinden yararlanılarak içi boş ana gövde ve çeşitli şekilli delikler içeren karmaşık nihai tasarım üretilmiştir.

Chen vd., (2021) yorulma performansını dikkate alarak bir havacılık braketini tasarlamışlar ve üretmişlerdir. Yukarıdaki bilim insanları bu üretimi yaparken topoloji optimizasyonu ve 3D üretim teknolojisini kullanmışlardır. Bu makalede, braketin yorulma hasarı problemi belirlenmiştir. Yorulma performansı dikkate alınarak topoloji optimizasyon eşliğinde yeni bir havacılık braket CAD yazılımı sayesinde yeniden tasarlanmıştır ve SLM yardımı ile üretilmiştir. Yeni brakete yapısının güvenilirliğini kontrol etmek için sayısal simülasyon ile yorulma testi uygulanmıştır. Yeni braket orijinal braket ile karşılaştırıldığında makul bir gerilim dağılımına sahip olduğu sayısal simülasyon ile kanıtlanmıştır. Yorulma testi sonucunda braket tasarımının başında istenilen mühendislik değerlerini mükemmel bir şekilde karşılamıştır. Üretilen yeni braket orijinal brakete oranla %37 daha hafiftir. Her iki yaklaşımda da yeni tasarım yönteminin etkinliği

doğrulanmıştır. Bu çalışma topoloji optimizasyonu tasarım yönteminin ve eklemeli imalatın birlikte çalışmasının sonucunda yorulma performansı da dikkate alınarak hafif yapıların tasarımı için oldukça önemlidir.

Hanush vd., (2022) yaptıkları bu çalışmada bir havacılık braket topoloji optimizasyonunu yapmışlar ve CAD kullanarak yeniden tasarlamışlardır. Yeniden tasarlanan braket güvenlik faktörü açısından analiz edilmiştir. Optimizasyonu yapılmış seçici lazer ergitme işlem parametreleri, 1000 mm/sn tarama hızıyla, 80 W lazer gücüyle yapılmış ve minimum artık gerilim sağlanmıştır. Topoloji optimizasyonu ile parçanın ağırlığı %44,8 azaltılmış ve 2,3 güvenlik faktörüne ulaşılmıştır. Bu çalışmada topoloji optimizasyonu sayesinde malzeme kullanımı azaltılmış ve üretim maliyeti düşürülmüştür. Bu nedenle, topolojisi optimizasyon ile katmanlı üretim entegrasyonu hafif yapılarla ilgili hususlar için oldukça önemlidir sonucu çıkarılmıştır.

Fedai vd., (2022) ele aldıkları çalışmada bir uçak braketinin yeni malzeme tasarımını belirlemek için şekil, boyut optimizasyonun yanı sıra topoloji optimizasyonu da ele almışlardır. Topoloji optimizasyonu öncesinde 0.87739 kg olan braket topoloji optimizasyonu sonunda 0.36373 kg olarak belirlenmiştir. Bu sonuç 0.51366 kg azalma demektir. Yapısal optimizasyon sayesinde ağırlık veya hacmi en aza indirmişler, istenilen sertliği üst düzeye çıkarmışlar, malzeme yapısındaki gerilmeyi azaltmışlar ve üretim maliyetlerini düşürmüşlerdir. Topoloji optimizasyonu sonucu elde edilen yeni geometrinin güvenlik faktörü 0.4309 olarak belirlenmiştir. Bu sayede bir uçak rulman braketinin topoloji optimizasyonu yöntemi ile mukavemet değerlerini koruyarak daha hafif bir tasarıma ulaşmışlardır. Bu değer orijinal braket geometrisine kıyasla daha emniyetlidir. Diğer bir deyişle güvenlik faktöründe herhangi bir olumsuz etki olmadan topoloji optimizasyonu yapılarak 0.51366 kg hafif yeni bir geometri elde edilmiştir.

Kayacan vd., (2023) inceledikleri bir uçak iniş takımı direksiyon pompası gövdesini iki kafes yapısı (bir Gyroid kafesi ve bir Voronoi kafesi) kullanarak yapısal optimizasyona tabi tutmuşlardır. İlk önce Gyroid kafes yapısı uygulanmış ve ağırlığın %32,15'lik kısmı azaltılmış olup 343,85 MPa lık bir gerilim elde edilmiştir. Daha sonrasında ise Voronoi kafes sistemi uygulanmıştır. Bunun sonucunda ise %38,30'luk bir ağırlık azaltması sağlanmıştır. 344,86 MPa'lık değeri elde edilmiştir. Bu çalışmada topoloji optimizasyonu kullanılarak bir

uçak iniş takımı direksiyon pompasının emniyet katsayısı korunarak güvenli bir biçimde çalışması için istenilen mekanik özellikler korunmuş ve parçanın ağırlığı azaltılmıştır. Sonuç olarak iki kafes yapısında da parçanın yapısal bütünlüğü ve mekanik özellikleri korunurken parçalarda ağırlık azaltma işlemi yapılmıştır. Topoloji optimizasyonu ile farklı kafes yapılarının kullanımı üretilebilirlik, statik ve dinamik testler açısından daha fazla alanlarda da kullanılabilir olduğunu göstermiştir.

Gradl vd., (2021) havacılık ve uzay endüstrisindeki metal katkılı üretimin geniş kapsamlı bir incelemesini sunmuşlardır. Bu üretimin temel özellikleri maliyet ve teslim süresinde ciddi bir azalma, yeni malzemelere olanak sunmak, eşsiz tasarım çözümleri, çok verimli ve hafif tasarımlar aracılığıyla kullanılacak olan bileşenlerin kütlesinin azaltılmasıdır. Bu özellikler sayesinde bu üretim yöntemi sıvı yakıtlı roket motorları, yakıt tankları, uydu bileşenleri, ısı eşanjörleri gibi birçok havacılık ve uzay uygulamalarında uygulanmaktadır. Kafes yapıları, havacılık ve uzay uygulamalarına yönelik tasarımlarda iyileştirmeler için büyük bir etki göstermiştir. Sonuç olarak bu optimize edilmiş geometrilerin yapı kalitesi optimizasyonu için de optimize edilmesi, destek yapılarına ya da sarkan bölgelere olan ihtiyacın en aza indirilmesi ki böylece yüzey kalitesinin artırılması ve kusur oluşumunun en aza indirilmesi sağlanmıştır. Enerji absorbe etme özellikleri, hafifliğin yanı sıra ısı transferi gibi özelliklere sahip olan kafes yapılarının, yakın zamanda havacılık ve uzay uygulamalarındaki araştırmalar için ilgi odağı olması beklenmektedir.

Gökdağ vd., (2022) yaptıkları bu çalışmada seçilen alüminyum braketin tasarımını değerlendirmişler ve minimum eleman boyutu kısıtlamalarını kullanarak topoloji optimizasyonu yapmışlardır. Ele alınan braket yeni tasarım yapısal analizlerle sayısal olarak doğrulanmıştır. Doğrulanmış tasarım SLM yöntemi yardımıyla üretilmiş ve eskisine nazaran daha homojen mikroyapı oluşturmak adına ısıtma işlemi uygulanmıştır. Üretilen braketin yeterlilik yükleme koşullarında mekanik testleri yapılmıştır. Daha sonrasında metalurjik ve metrolojik testler ile son test muayene işlemleri uygulanmıştır. Sonuç olarak topoloji optimizasyonu ile tasarlanan yeni braketin mevcut tasarıma göre kıyaslandığında %25 daha hafif olduğu görülmüştür. Güvenlik faktörü korunurken daha hafif hale gelen braket sayesinde yakıt verimliliğinde ve çevresel etkide büyük bir iyileşme sağlanmıştır.

Sulaymon vd., (2022) modern bir eklemeli imalat yöntemi olan SLM'yi ele almışlardır. Ayrıca bu yöntemi kullanarak karmaşık geometrili parçaların imalatını göstermişlerdir. Bu çalışma ile geleneksel imalatla karmaşık geometriler üretmenin olanaklarını ve zorluklarını göstermek amacıyla SLM teknolojisi kullanılarak topoloji optimizasyonu yapılmış bir bisiklet parçasının imalatı ele alınmıştır. Geleneksel yöntemlerle üretilmesi daha zor olan bu parçanın topoloji optimizasyonu ve SLM ile birleşerek daha hafif şekilde üretilmesi sağlanmıştır. Bu araştırma sonucunda metal 3D baskı ile destekleri düzenlemenin ve optimize etmesinin ya da olası sınır kabukları gibi zorluklarla birlikte istenen değerlerin eklemeli yöntemlerle kolay bir şekilde yapıldığı kanıtlanmıştır.

2.1.3. Eklemeli İmalat ile Yapılan Çalışmalar

Tomlin vd., (2011) Eklemeli Katman Üretimi sayesinde bir Airbus A320 motor kaportası menteşe braketini topoloji optimizasyon yöntemini dahil ederek optimize etmişlerdir. Eklemeli Katman Üretim sürecinin tasarım özgürlüğü ile parçada önemli bir ağırlıktan tasarruf edilmiş aynı zamanda maksimum gerilimin azaltılmış ve istenilen sağlamlık korunmuştur. Küçük parçaların optimizasyonu, kütle azaltılması için bir fırsat sunmuştur. Çalışma sonucunda ağırlık tasarrufu sayesinde enerji ve yakıt tasarrufu sağlanmıştır.

Misra vd., (2012) yaptıkları bu çalışmada dört ortak braket konfigürasyonu seçmişler ve braketleri ANSYS'te modellemişlerdir. Modellenen braketler daha sonra PLANE82 elemanlarının yardımıyla meshlenmiştir. Yük değerleri ve sınır koşulları verilen değerlere göre uygulanmıştır. ANSYS destekli Optimality Criterion yöntemiyle sac metal braket topolojik olarak optimize edilmiştir. Bu yazıda, ANSYS 8.0'ın topolojik optimizasyon yetenekleri malzemenin en uygun düzenini bulmak için kullanılmıştır. Uygun olan en iyi malzeme seçilmiştir. Bu kafes kiriş benzeri yapı, kafes kiriş elemanlarının alanı tasarım değişkeni olarak dikkate alınarak ağırlık açısından daha da optimize edilmiştir.

Dağkolu vd., (2021) yaptıkları bu çalışmada topoloji optimizasyonu ve Lazer Toz Yatağı Füzyonu olarak adlandırılan süreci kullanarak yorulma açısından kritik bir havacılık parçasının tasarımını ve katmanlı üretimini ele almışlardır. Ele alınan tüm numuneler ve optimize edilmiş parça, lazer toz yataklı füzyon işlemi (L-PBF) ile ve EOSINT M280

makinesi yardımıyla üretilmiştir. Test numunelerinin tamamı aynı partide aynı anda üretilmiş ve aynı şartlarda bir çeşit temperleme işlemine tabi tutulmuştur. Makine üreticisi tarafından sağlanan Ti-6Al-4V alaşımı için varsayılan parametre seti olarak üretim parametreleri seçilmiş olup bir tabloda gösterilmiştir. Seçilen parametre seti tüm çalışmalarda sabit tutulmuştur. Yorulma açısından kritik olan havacılık ve uzay parçası optimize edilmiştir. Daha sonrasında üretilbilirlik açısından yeniden tasarlanmıştır. Yapılan bu optimizasyon çalışması ile istenilen mekanik gereksinimler karşılanmıştır. Ayrıca termal bozulmalara yönelik üretim simülasyonları ele alınmış olup optimize edilen parça, Lazer Toz Yatağı Füzyonu sayesinde üretildikten sonra mukavemet ve güvenlik değerleri korunmuştur. Ayrıca bu havacılık parçasının ilk parçaya oranla %45 oranında kütle azaltılması sağlanmıştır.

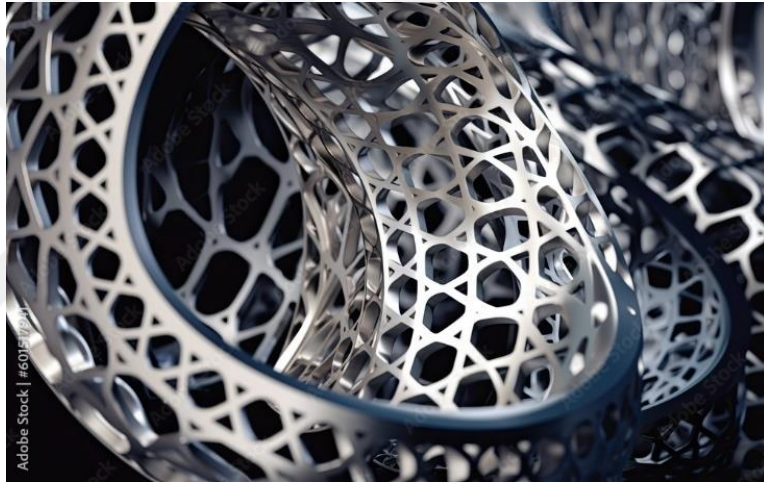
Prathyusha vd., (2022) bu çalışma ile genel olarak ağırlık azaltma çalışmaları için eklemeli imalat ve topoloji optimizasyon süreci üzerine yoğunlaşmışlardır. Özet olarak bu inceleme makalesi topoloji optimizasyon teknikleri kullanılarak katmanlı üretimdeki hızlı gelişmelere odaklanmıştır. Katmanlı üretim teknolojilerinde topoloji optimizasyonunu kullanmak için farklı eklemeli imalat kısıtlamaları kullanılarak farklı yazılımlar kullanılmıştır. Ayrıca makale otomotiv, havacılık ve havacılık uygulamalarının farklı yöndeki uygulamalarında topoloji optimizasyonlarındaki kısıtlamalara ilişkin farklı değerlendirmeleri yeniden gözden geçirmiştir. Araştırma göstermiştir ki bu tür entegrasyondaki zorluklar tasarım yaklaşımına, farklı proses parametrelerine ve malzeme yapısına bağlıdır.

Plocher vd., (2019) bu çalışmada eklemeli üretim tasarımı ve onun yapısal optimizasyondaki yenilikçi gelişmelerin yansıtılmasını ele almışlardır. Genel olarak değerlendirildiğinde eklemeli imalatındaki topoloji optimizasyonu ile beraber kafesleme gibi hafif yapısal optimizasyon incelenmiştir. Burada yapısal olarak optimize edilmiş eklemeli imalat tasarımları için farklı parametrelerin ve yaklaşımların verimliliği kontrol edilmiştir. Aynı zamanda topoloji optimizasyonu ile malzemeyle ilgili özellikler araştırılmıştır. Sonuç olarak ele alınan bu parça orijinal parçalarla kıyaslandığında aynı yapısal performansı sağlamıştır. Ayrıca %33 ile %66 arasında bir ağırlık tasarrufu sağlamıştır. Değerlendirilen tüm faktörlerin, imalat süresini ve maliyetini etkileyen destek malzemesi miktarıyla yakından ilişkili olduğu sonucuna varılmıştır.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Teorik Bilgi

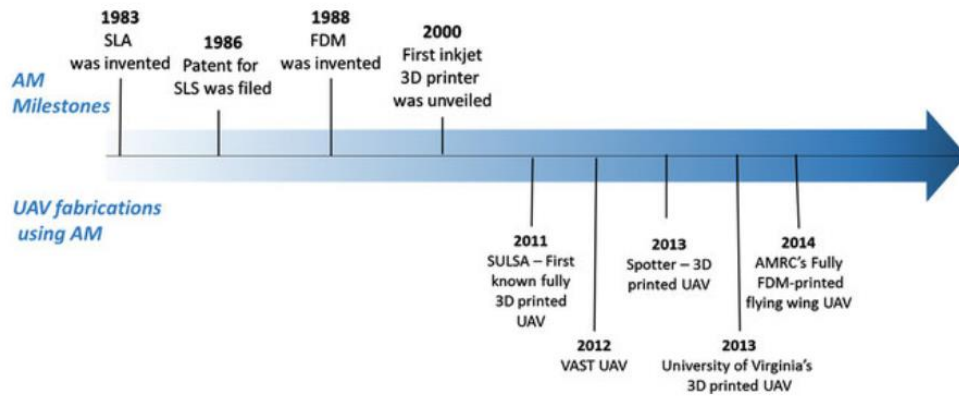
Katmanlı imalat adıyla da bilinen eklemeli imalat temel maddesi plastik, metal ve seramik olan malzemeler kullanarak nesnelerin 3 boyutlu modeline göre katman katman imalatının yapılmasıdır. Katmanlı imalat medikal, sağlık, enerji, otomotiv, havacılık ve uzay endüstrisinde vb. gibi alanlarda sağladığı avantajlar nedeniyle oldukça fazla kullanılmaya başlanmıştır. Eklemeli imalatın kullanıldığı bir örnek Şekil 3.1’de gösterilmiştir.



Şekil 3.1. Eklemeli İmalata Örnek

3.1.1. Eklemeli İmalatın Tarihsel Süreci

İmalat sistemlerinde eklemeli imalat makinelerinin de kullanılabileceği ilk kez ortaya 20.yy sonlarına doğru konmuştur. Chuck Hull adındaki bilim adamı ultraviyole lazer ışınları ile fotopolimerleri şekillendiren adına stereolithografi denilen bir yöntem geliştirilmiştir. Eklemeli imalatın tarihsel süreci Şekil 3.2’de verilmiştir.



Şekil 3.2. Eklemeli İmalat Tarihçesi

3.1.2. Katmanlı İmalat Yönteminin Avantajları

Özellikle havacılık ve uzay sanayinde istenen çok karmaşık geometriler tek parça halinde ek işlem yapmaya gerek kalmadan (kaynak, taşlama, yüzey parlatma, kimyasal parlatma, polisaj ve montaj vb.) imal edilebilir.

3 Boyutlu yazıcılar parçaların imalat basamaklarını basite indirger, imalat sürelerini kısaltır ve modernleştirir. Talaşlı imalat sonrası çıkan ham malzeme hurdaya giderken bu imalat yöntemi sayesinde ham malzeme israfı olmaz.

Havacılık sektöründe çok fazla kullanılan alüminyum, çelik ve metal alaşımlara uygulanabilmesi bir diğer avantajıdır.

Takım tezgahına ek olarak yükseltme ya da sabitleme aparatları kullanmaya gerek yoktur. Ayrıca ekstra fikstürler, kesici takımlar ve soğutma sıvısı kullanamaya gerek yoktur.

Geleneksel talaşlı yöntemle kıyaslandığında takım kısıtlaması yoktur. Bu yüzden karmaşık geometriler kolay şekilde elde edilebilir.

3.1.3. Katmanlı İmalat Yönteminin Dezavantajları

Eklemeli imalat yönteminde büyük boyutlu parçaların imalatı mukavemet açısından değerlendirildiğinde genellikle tercih edilmez.

Eklemeli imalatla kullanılmak üzere alınan malzeme ya da ekipmanların ilk yatırım maliyeti fazladır.

Katmanlı imalatla elde edilen geometriler pürüzlüdür. Bu yüzden yüzey kalitesi için her zaman bir ikincil işlem gerekir.

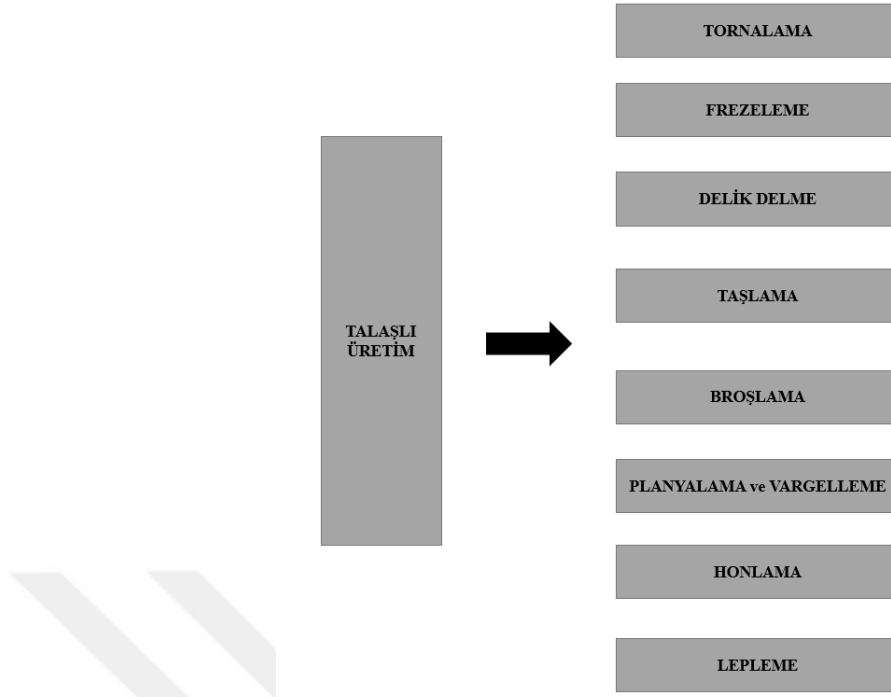
Katman katman imalat yapılan bu yöntemde katmanların düşük kalınlığı yüzünden büyük parçaların imal edilmesi uzun sürer ve maliyeti artırır.

Eklemeli imalatla tercih edilen toleranslar, minimum et kalınlığı, parçayı üretebilmek için gerekli olan destek gereksinimi, parçanın üretilebilmesi için doğru yere yerleştirilmesi bu üretimin zorluklarıdır.

Eklemeli imalat seri üretime uygun değildir.

3.1.4. Talaşlı İmalat

Talaş kaldırma bir parçadan kesici bir takım kullanarak tabaka halinde malzeme kaldırma işlemi olarak tanımlanabilir. Talaşlı imalat ise bir malzemeye şekil vermek için kesici takım kullanarak parçadan kademe kademe talaş kaldırma ve nihai geometri elde edilmesi olarak tanımlanır. Tanımdan da anlaşılacağı üzere malzemenin işlenmesi sırasında talaş adı verilen artıklar oluşur. Talaşlı imalat çeşitli şekillerde yapılabilir. Parçaya verilecek şekle ya da parçanın geometri yapısına göre çeşitli talaşlı imalat yöntemleri geliştirilmiştir. Talaşlı üretim yöntemleri aşağıda belirtilen yöntemleri içermektedir. Şekil 3.3'te talaşlı imalat yöntemleri gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Talaşlı Üretim Yöntemleri

Dönmekte olan silindirik bir parça üzerinde kesici takımın ilerleme hareketi yapması sonucunda silindirik iş parçasından talaş kaldırır. Bu işlem tornalama olarak adlandırılır. Sanayide oldukça fazla kullanılan bir talaş kaldırma yöntemidir. Torna tezgâhları; gövde, vites kutusu, işlenecek parçanın bağlanma yeri olan ayna, kalemlik, üst kızak, kumanda çubuğu, karşı punta, işlenecek parçanın ve takım tezgâhının ısınmasını engelleyecek olan soğutma ünitesi ve torna arabası kısımlarından oluşur. Tornalama işlemleri enine (alın) tornalama ve boyuna tornalama olarak ikiye ayrılır. Tornalama işleminde işlenecek parçanın boyutu, geometrik yapısı gibi etkenlerden dolayı farklı takımlar kullanılır. Geometriye uygun kesici takım seçmek gereklidir.

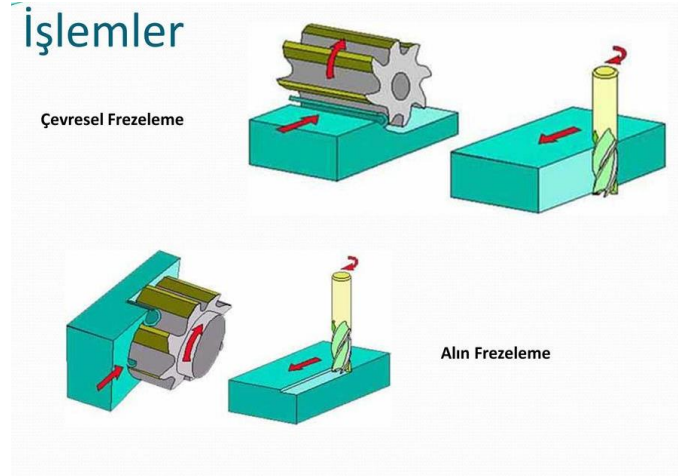
Tornalama işleminde işlenecek parçanın ve kesici takımın zarar görmemesi için soğutma sıvısı kullanılmaktadır. Bu sıvı genellikle bor yağıdır. Bor yağı kullanmak hem kesici takımın aşınmasını hem de işlenecek parçanın aşınmasını engellemeye yardımcı olur. Ayrıca parçadan tek seferde çok fazla talaş kaldırmak yerine yavaş yavaş talaş kaldırma aşınmayı önlerken aynı zamanda yüzey kalitesini de arttırmaktadır. Torna tezgâhlarında alın tornalama, konik tornalama, delme, kesme, diş açma, tırtıl çekme vb. işlemler kolaylıkla yapılmaktadır. Şekil 3.4'te torna tezgâhına bir örnek verilmiştir.



Şekil 3.4. Torna Tezgâhına Bir Örnek

İşlenecek parça yatay yönlü hareket yaparken kesici takımın kendi etrafında dönmesi ile beraber dikey yönlü hareketinin sonucundaki talaş kaldırma işlemi frezeleme olarak adlandırılır. Bu işlemin yapıldığı makineye freze tezgâhı ya da freze denilmektedir. Frezelemede düşey yönlü takım ucunun ve parçanın yatay yönlü hareketi sonucunda talaş kaldırılır. Genel olarak frezeleme işlemi iki gruba ayrılır. Bunlar çevresel ve alın frezelemedir. Şekilde görüldüğü üzere çevresel frezeleme işleminde bir silindirik freze kesici dişleri takımın yan yüzeyinde bulunur. Alın frezelemede ise freze dişleri takımın alın yüzeyinde bulunur. Şekil 3.5'te çevresel ve alın frezeleme gösterilmiştir.

İşlenecek parçaya göre farklı çeşitlerde freze çakıları kullanılmaktadır. Frezeleme işleminde genel olarak silindirik olmayan ya da düzgün geometri yapısına sahip parça işlenir. Bu işlem sonucunda iş parçasının istenen geometriye, boyutlara ve toleranslara getirilmesinin yanında parçaya pah kırma, parça üstünde ya da parçada kanal açma işlemi yapılmış olur. Ayrıca kademeli şekilde işleme ya da açılı şekilde işleme gerçekleştirilir. Frezeleme işleminde soğutma sıvısı büyük önem taşır. İyi bir soğutma sıvısı kesici takımın kullanım ömrünü arttırır. İşlenecek olan ya da işlenen yüzeyin kalitesini arttırır. Kesmeyi kolaylaştırırken ve iken kesme işleminin süresini azaltır.



Şekil 3.5. Çevresel ve Alın Frezeleme

Genellikle iş parçasının sabit olduğu ve matkap denilen takımlarla parça üzerinde ilerleme hareketi yapması sayesinde talaş kaldırılır. Bu işleme delik delme işlemi denir. Parça matkap sayesinde istenilen deliğin çapına göre kıyasla daha küçük bir çapta delinir. Delik istenilen çapa getirilirken bir ya da birden daha fazla matkapla genişletilir. İstenilen çapa getirilen delikten sonra yüzey kalitesi de göz önüne alınarak raybalama yapılır. Raybalama işlemi sonunda delik kalitesi iyileştirilmiş olur.

Rayba işlemi yerine göre matkapla yapıldığı gibi yerine göre manuel de yapılabilir. Delik delindikten sonra parçada istenilen yüzey kalitesi yeterli ise raybalama işlemine gerek kalmaz. Delik delme işleminde küçük bir çap delinmek istenirse tek kademede yapılabilir. Bir matkap adı verilen kesici takım iş tablası, gövde, kontrol bölgesi ve iş mili adı verilen 4 bölümden oluşur. Delik delinecek parçaya ve delik çapına göre birçok matkap bulunmaktadır. Matkap kapasitesi ve matkap gücü yapılacak işe göre değişiklik göstermektedir. Değişkenlik gösteren durumlara göre delikli matkaplar, küt matkaplar, kademeli matkaplar, genişletme matkapları, normal spiral matkaplar vs. kullanılabilir. Şekil 3.6'da bir matkap tezgâhı örneği gösterilmiştir.



Şekil 3.6. Matkap Tezgâhına Bir Örnek

Taşılama taş adı verilen kesici takımın dönme ya da ilerleme hareketi ile gerçekleştirilen bir talaş kaldırma işlemidir. Yapılacak işlem için belirlenen ilerleme hareketi, kullanılacak tezgâha, kullanılacak takıma ya da iş parçasına göre ayarlanır. Diğer talaşlı imalat yöntemlerinden farklı olarak bu işlem parçanın yüzey kalitesini arttırmak için ve hassas ölçülere ulaşmak için kullanılmaktadır. Taşılama işlemi imalatı farklı farklı yapılabilen ve adına zımpara taşı denilen aşındırıcı takımlarla yapılır. Taşılamada parçadan talaş kaldırma işlemi zımpara taşı ile iş parçasının arasındaki sürtünmeyle gerçekleşir. Taşılama işlemi genel olarak düzlemsel taşılama ve silindirik taşılama olarak ikiye ayrılır.

Taşılama tezgâhları düzlem taşılama tezgâhları, silindirik taşılama tezgâhları, puntasız taşılama tezgâhları ve CNC taşılama tezgâhları olarak 4 gruba ayrılabilir. Düzlem taşılama tezgâhları iş parçalarında işlenecek olan düz yerler için kullanılır. Kendi içinde yatay milli düzlem taşılama tezgâhı ve düşey milli düzlem taşılama olarak ikiye ayrılır. Silindirik taşılama tezgâhı parçada taşlanacak olan iç konik ve dış konik ya da silindirik yüzeyleri taşılayan tezgâhtır. Başlıca silindirik taşılama işlemleri silindirik dış çap taşılama, konik dış çap taşılama, delik taşılama, dalma taşılama, profil taşılama, krank vb. taşlanır. Bir diğer taşılama yöntemi olan puntasız taşılamada ise işlem yapılacak parça bağlanmadan, bir kızak yardımıyla iki taş arasından geçirilerek taşılama işlemi yapılır. CNC taşılamada taşılama süreci

bir bilgisayar tarafından yönetilir. Bu bilgisayar sayısal değerleri kendi sağlarken karmaşığ geometri yapısına sahip parçalarda yüksek hassasiyet elde etmeyi sağlar. Şekil 3.7’de taşlama tezgâhına ait bir örnek verilmiştir.



Şekil 3.7. Taşlama Tezgâhına Bir Örnek

Broşlama genel olarak hareket halindeki çubuk şeklini almış bir kesici takım sayesinde talaş kaldırma işlemidir. Broşlama işleminde silindirik ya da tığ şeklinde bir yapıya sahip takımlar kullanılır. Adına broş denen kesici takımlar çekilerek ya da basılarak talaş kaldırma işlemi yapılmaktadır.

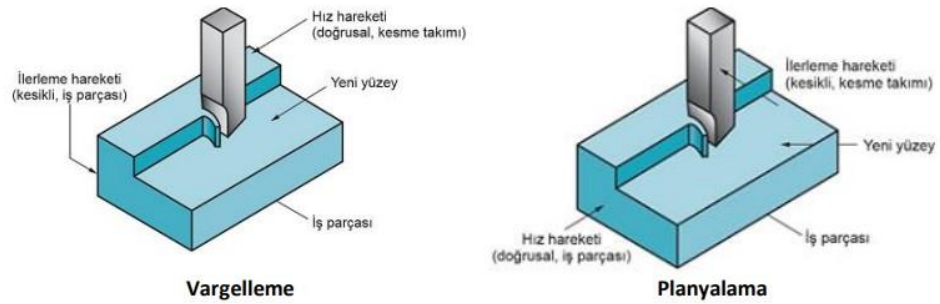
Broşlama tekniği sayesinde iç ve dış broşlama yapılabilir. Genel yapısı itibariyle broş dişli kısımları kaba talaş, ince talaş ve boyuta getirme adına verilen 3 farklı yapıdan oluşur. Boşaltma işlemi olarak da bilinen broşlama tekniği ile kaba ve ince talaş kaldırma yapılabilir. Bu özelliği sayesinde broşlama oldukça kullanışlı bir yöntem haline gelmiştir. Şekil 3.8’de broşlama esnasında bir görüntü verilmiştir.



Şekil 3.8. Broşlama İşlemi Esnasında Çekilen Bir Görüntü

Sadece bir ağızlı yapıya sahip ve doğrusal kesme hareketi yapan bir kesici takım yatay yönlü, dikey yönlü ya da açılı talaş kaldırma işlemi yapar. Bu şekilde yapılan talaş kaldırma planyalama ya da vargelleme adını alır. Talaş kaldırma şeklinin küçük farklılıklarından dolayı işlem planyalama veya vargelleme adını alır.

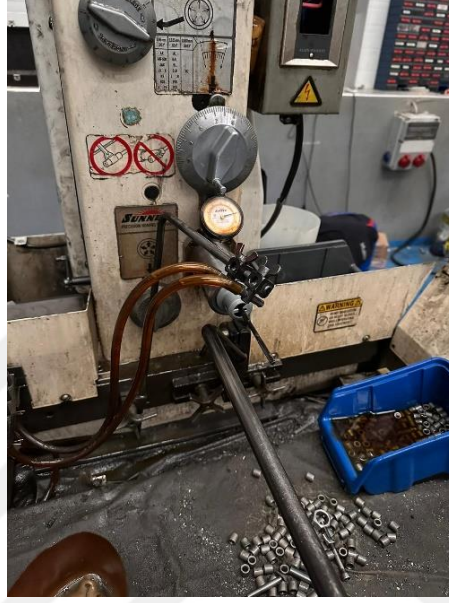
Planyalama işleminde ilerleme hareketi parçaya yaptırılır. Kesme hareketi ise kesici takım ile yapılır. Vargelleme işleminde ise kesme hareketinin parça tarafından yapılırken ilerleme hareketi takım tarafından yapılır. Vargelleme ve planyalama Şekil 3.9’da verilmiştir.



Şekil 3.9. Vargelleme ve Planyalama

Honlama ince tanecikli bir taşla düşük hızlar belirlenerek genelde silindirik yüzeylerin içlerinden talaş kaldırma işlemidir. Honlamada kullanılan taş honlama taşı adını almıştır. Silindirik parçaların iç yüzeylerinin yanı sıra valflerin ve rulmanların iç çaplarından talaş kaldırılır. Honlama sırasında honlama taşı ilerleme hareketiyle birlikte dönme hareketi de yapar.

Honlama taşı işlem yapılacak silindirik geometri yapısına sahip yüzeye göre konumlanır ve yerleştirilir. Ardından parçanın yüzeyi işlenir. Honlama işlemi manuel bir şekilde, matkap yardımıyla, torna tezgâhında ya da honlama tezgâhlarında rahatlıkla yapılabilir. Honlama taşları işlenecek malzemenin sertliğine göre seçilir. Şekil 3.10'da honlama yapan bir tezgâh örnek olarak verilmiştir.



Şekil 3.10. Honlama Tezgâhına Bir Örnek

Çok iyi yüzey kalitesinin istendiği durumlarda taşlanmış yüzeylere ek bir talaşlı imalat yöntemi uygulanır. Amaç hataları gidermek ve birbiriyle çalışan iki uyumlu yüzeyi birbirine alıştırmaktır. Bu amaçla yapılan talaşlı işleme yöntemine lepleme denilmektedir. Abrazif (aşındırıcı) bir malzeme yardımıyla düşük basınç ve düşük hızda talaş kaldırılır.

Bu talaş kaldırma işlemi elle ve mekanik lepleme olarak iki gruba ayrılmıştır. Elle leplemede aşındırıcı parçacığın yanında lepleme sıvısı kullanılır. Gres yağı, gaz yağı ya da sabunlu su bu işlem için lepleme sıvısı olarak kullanılabilir. Mekanik lepleme işleminde ise taş şeklinde ve birbirine bağlanan kesici takımlar kullanılır. Şekil 3.11'de lepleme tezgâhı gösterilmiştir.



Şekil 3.11. Lepleme Tezgâhı

Metal, ahşap ve plastik gibi ham maddeleri yazılan bir bilgisayar programına göre işleyen tezgahlara CNC takım tezgâhları denir. Bu kapsamda CNC işleme adı verilen bir talaşlı imalat yöntemi kullanılır. CNC işleme kısaca bir bilgisayar programı ile çizilen modelin direkt olarak üretilebilmesi olarak tanımlanabilir. Bilgisayar bu çizilen modeli kendine has kodları kullanarak direkt olarak üretir. CNC işleme yöntemi sanayi, otomotiv havacılık ve uzay sanayinde oldukça etkin bir şekilde kullanılır.

Yöntemin gelişmesinin temel sebeplerinin başında operatör tarafından yapılan ölçüm hatası, karmaşık geometri yapısına sahip parçaların bir yöntemle işlenemeyecek olması, farklı geometrik yapıya sahip parçaları üretmek için daha fazla tezgâha ihtiyacın olması, ekstra zaman kaybı, küçük boyutlardaki parçaların tolerans aralığının yakalanmasının zorluğu gibi sebepler sayılabilir. Şekil 3.12’de bir CNC tezgâhının çalışması esnasındaki görüntüsü gösterilmiştir.



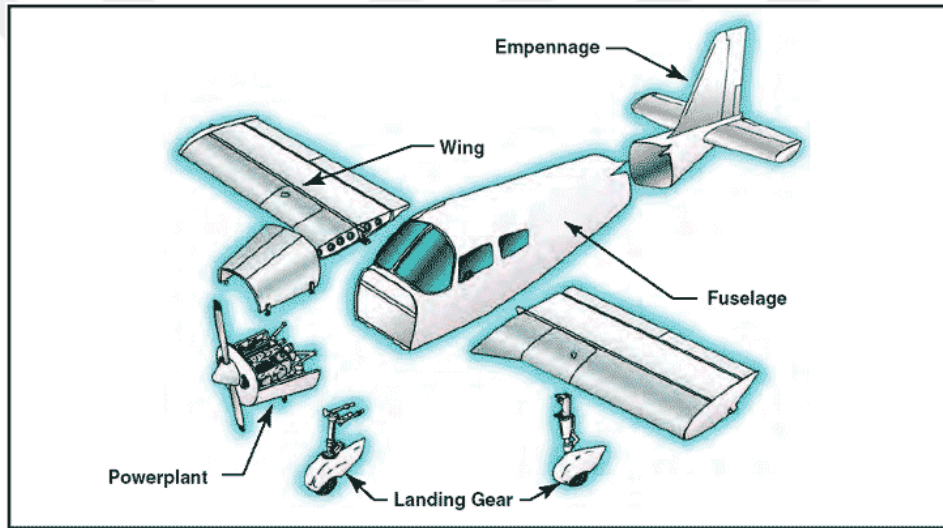
Şekil 3.12. CNC Tezgâhının Çalışması Esnasındaki Görüntüsü

Klasik yöntemler sayesinde üretilebilecek parçalar CNC tezgâhlarında birden fazla adımla değil tek seferde üretilebilir. CNC tezgâhları ile birden fazla işlemi yapmak mümkündür. Şekil verilecek bir parçayı kabaca işleyebilir, delik delebilir, kademeli olarak işleyebilir ve kanal açabilir. Ayrıca hassas çapları ve yüzeyleri işleme özelliğine sahiptir. Diğer üretim yöntemlerinin (klasik talaşlı imalat ve eklemeli imalat yöntemlerinin) eksiklerini kullanarak parçayı üretebilir. Havacılık endüstrisinde çok fazla kullanılan karmaşık geometri yapısına sahip ya da küçük sayılabilecek parçaları tek tezgâhta işleyebilmesi zaman kaybını da en aza indirir. Seri üretime uygundur ve bilgisayar destekli analiz programları ile entegre bir şekilde çalışabilir. Yine havacılık sektöründe istenen yüksek yüzey kalitesi, parçada istenilen hassas çaplar, dar tolerans değerleri bu tezgâhlar sayesinde kolaylıkla yapılabilmektedir. Bu yüzden orijinal braketler ile yeniden modellenme yapılmış braketler CNC tezgâhları kullanılarak üretilmiştir.

3.1.5. Uçakların Ana Yapıları

Her uçağı oluşturan birçok bölüm bulunmaktadır. Uçakların birbirinden ayırt edilmesini sağlayan bu bölümlerde farklar olsa da uçaklar genel olarak beş ana yapıdan oluşur. Bu beş bölüm aşağıdaki gibidir. Uçakların 5 ana bileşeni Şekil 3.13'te gösterilmiştir.

- 1)Gövde (Fuselage)
- 2)Kanatlar (Wings)
- 3)Kuyruk Takımı (Empennage)
- 4) Motor (Powerplant)
- 5)İniş Takımları. (Landing Gear)



Şekil 3.13. Uçakların 5 Ana Bileşeni

Bir uçak bu beş ana elemanın birleştirilmesi ve bu beş ana elemanın bağlanması için kullanılan elemanlar ile uçuşa hazırlanır.

3.1.6. Uçaklarda Kullanılan Braketler ve Amacı

Yukarıda belirtilen ve beş ana yapıdan oluşan uçağın montajı için kullanılan yapılardan birisi de braketlerdir. Uçak braketleri iki farklı bileşeni destekleyip bu iki farklı bileşenin bağlanması için kullanılır. Uçak braketleri gövde montajında, uçak iniş takımlarında, kanat montajında, yakıt depolarında ve elektrik kablosu tesisatı için kullanılan alanlarda oldukça önemlidir. Dahası geometrik olarak karmaşık sayılabilecek braketler, uçak

motorlarında sensörler, kablo tesisatı, boru vb. gibi harici aksesuarları desteklemek için kullanılır.

Braketler havacılık endüstrisinde popüler olan ve kendi uçaklarını üretebilen AIRBUS, BOEING, COMAC, EMBRAER gibi firmaların dikkatini çekmektedir. Günümüzde bir braket ne kadar hafifse ve ne kadar güvenliyse o kadar çok tercih edilir.

3.1.7. Topoloji Optimizasyonu Nedir?

Topoloji optimizasyonu seçilen bir malzemede belirlenen sınır koşulları ve belirli üretim kısıtlamaları altında belirli bir tasarım modelinin paralelinde malzeme dağılımının, sınır çizgilerinin ve malzeme şeklinin optimize şekilde değiştirilmesi olarak tanımlanabilir. Yeni ürün tasarımında kullanılabileceği gibi, kullanılmış bir ürünün mekanik mukavemetini arttırmak için de kullanılabilir. Topoloji optimizasyonu için literatürde Malzeme Dağıtım Yöntemi, Seviye Ayarlama Yöntemi, Malzeme Bulutu Yöntemi ve Eleman Kaldırma Yöntemi (ERM) gibi birçok yöntem mevcuttur.

Günümüzde performans değeri yüksek hafif ürünlerin tasarımı ile birlikte üretim süreci de büyük önem kazanmıştır. Özellikle havacılık sektöründe tasarımı yapılan parçalar için birçok imalat tekniği kullanılmaktadır. Bu teknikler tercih edilirken de en az malzeme ile en fazla verimi almak için kullanılan bir yöntem olan topoloji optimizasyon yöntemidir.

Topoloji optimizasyonunun amacı kullanılan bir parça ya da malzemeden belirli bir kütlenin azaltılması ancak kütlesi azaltılan malzemeden aynı verimi almaktır. Belirli bir tasarıma sahip ve yük altında çalışan parçaya yapısal destekleri ve yükleri tanımlanır. Yüklerin ve yapısal desteklerin doğru şekilde tanımlanması sayesinde kullanılan yapısal şeklin optimum geometriye ilişkin ilk fikri ortaya çıkmış olur. Topoloji optimizasyonu sürecinde çözümlerin doğruluğu ve süresi parçanın hacmine göre değişiklik gösterebilir. Parçanın doğru şekilde sınırlandırılması, parçaya gelen yükün doğru şekilde tanımlanmasının yanı sıra iterasyon ve eleman sayısını arttırmak önemlidir. Analiz yapan kişinin mesh sayısını arttırması topoloji optimizasyonunun doğru çözümünü bulmakta oldukça önemlidir. Mesh sayısı arttıkça analiz süresi uzar ancak analizin doğru çıkma olasılığı artar.

3.1.8. Topoloji Optimizasyonun Dezavantajları

Optimizasyon sonrasında delikli alanlar elde edilir. Optimizasyon sonucunda parçada çok fazla küçük bölge elde edilir. Bu parçayı tek bir şekil olarak ele alabilme şansını neredeyse sıfıra indirir. Optimizasyon işlemi sonrasında günümüzde kullanılan üretim yöntemleriyle üretilemeyen geometrik şekiller elde edilir. Bu yüzden parçayı güncel üretim yöntemine getirmek için ekstra bir tasarım gerektirir. Topoloji Optimizasyonunda parça geometrisi büyüdükçe ve karmaşık hale geldikçe çözüm süreleri uzamaya başlar.

3.1.9. Topoloji Optimizasyonun Avantajları

Topoloji optimizasyonu (TO) sayesinde parça geometrisinde birtakım değişiklikler yapılır. Bu yapılırken parçanın yüke maruz kalan bölgelerinde parçanın verimli ve düzgün çalışması için gerekli mukavemet değeri korunur ve parça daha hafif bir geometri yapısına sahip olur. Topoloji Optimizasyonu sayesinde bir geometri daha hafif, daha işlevli, uzayda daha az yer kaplayan bir yapıya sahip olur. Topoloji Optimizasyonu sayesinde geleneksel imalat yöntemi ile elde edilemeyecek bir parçanın nihai geometrisi eklemeli imalat ile üretilebilecek şekle dönüştürülebilir. Bu yöntem sayesinde yüke maruz kalmayacak bölgelere de uygulanan ikincil işlemlere gerek kalmayacak ve üretim maliyeti azalacaktır.

3.2. Havacılıkta Kullanılan 4140 ve 6061 Metali

3.2.1. 4140 Çeliği

4140 çelik veya 1.7225 çelik olarak da bilinen 42CrMo4 alaşımlı ıslah çeliği, genellikle temperlendikten sonra yani ısıtım işlemi sonrası kullanılan, yüksek yoğunluğa sahip, yüksek sertliğe çıkabilen yaygın bir krom-molibden çeliktir. 4140 ıslah çeliği yüksek işlenebilirlik özelliği taşımaktadır. Yapısındaki bu yüksek karbon miktarından dolayı da temperleme sonrası kolaylıkla sertleşebilir.



Şekil 3.14. 4140 Çeliği Kullanımına Örnek

42CrMo4 çeliği yavaşça 880°C'ye kadar ısıtılır. Bu sıcaklığa yükselen 42CrMo4 çeliği yağda veya suda söndürülebilir. 42CrMo4 çeliği oda sıcaklığına (20°C) ulaşır ulaşmaz temperlenebilir. Temperleme işleminden sonra 560°C'lik uygun sıcaklığa kadar eşit şekilde ısıtılır. İşlemler tamamlandıktan sonra 42CrMo4 malzemesi ocaktan alınır ve soğutulmaya bırakılır. 4140 çeliğinin kimyasal kompozisyonu Çizelge 3.1'de gösterilmiştir.

Çizelge 3.1. 4140 Çeliğinin Kimyasal Kompozisyonu

ELEMENT	% AĞIRLIK
C	0.38-0.45
Mn	0.75-1.00
P	0.035 (max)
S	0.04 (max)
Si	0.15-0.30
Cr	0.80-1.10
Mo	0.15-0.25

Yüksek mukavemet özelliği sayesinde 4140 çeliği inşaat, otomotiv, havacılık sektörlerinde kullanılmaktadır. 4140 çeliği uçak parçaları, krank milleri ve dişlilerde yaygın olarak tercih edilir. Isıya olan dayanımları ve yüksek mukavemet değerlerine sahip olması nedeniyle 4140 uçak bağlantı elemanlarında, iniş takımlarında, uçakların yapımında kullanılan fikstür imalatında oldukça yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. 4140 çeliği kullanımına bir örnek Şekil 3.14'te verilmiştir.

3.2.2. Alüminyum 6061

Alüminyum 6061 alaşımının mukavemet değeri yüksektir ve kolayca şekillenebilir. Bu özellikleri barındırması sebebi ile özellikle hafifliğin, yüksek mukavemetin ve iyi işlenebilirliğin istendiği durumlarda yaygın şekilde kullanılmaktadır. Alüminyum mekanik ve yapısal özellikleri sayesinde sağlık, otomotiv, havacılık ve uzay sanayi gibi alanlarda tercih edilen bir alaşımdır.

Çizelge 3.2. 6061 Alaşımının Kimyasal Kompozisyonu

Si	Mn	Cr	Zn	Ti	Mg	Cu	Al
0,6	0,15	0,35	0,25	0,15	1	0,15	96

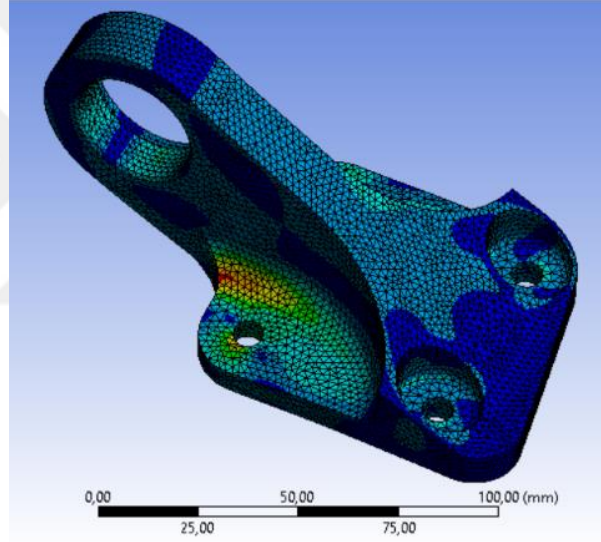
Yüksek mekanik özellikleri, kolay şekillenebilmesi, düşük yoğunluğa sahip olması, elektrik ve ısı iletkenliğinin iyi bir değere sahip olması, yüksek değerlerdeki darbeleri sönümleyebilmesi, korozyon direncinin yüksek olması, geri dönüşümünün kolay olması gibi özelliklerinden dolayı 6061 alaşımının havacılık ve uzay sanayide oldukça fazla kullanılmasını sağlamıştır. Alüminyum 6061 alaşımı uçak gövdesi, uçak kanatları, iniş takımları, bağlantı elemanların, motor çıkış bölümleri vb. alanlarda kullanılmaktadır. Şekil 3.15'te 6061 alüminyum kullanımına bir örnek verilmiştir.



Şekil 3.15. 6061 Alüminyum Kullanımına Örnek

3.3. Ansys Programı

ANSYS analiz ve simülasyonlar yardımıyla farklı alanlarda çalışmaya olanak sağlayan bir mühendislik programıdır. ANSYS programı mekanik, statik analiz ile akışkanlar dinamiği ve ısı transferi gibi alanlarda inceleme yapmaya olanak sağlar. ANSYS programı sonlu elemanlar yöntemi ile çalışmaktadır. Karmaşık yapılardaki cisimlerin analizleri ANSYS programı ile kolaylıkla yapılabilir. Analiz yapılan parçalarda seçilen yöndeki deformasyon ya da toplam deformasyon, gerilim, emniyet katsayısındaki değişiklikler analiz sonucunda net bir şekilde görüntülenebilir. Şekil 3.16'da Ansys analizinin bir örneği gösterilmiştir.



Şekil 3.16. Ansys Analizine Bir Örnek

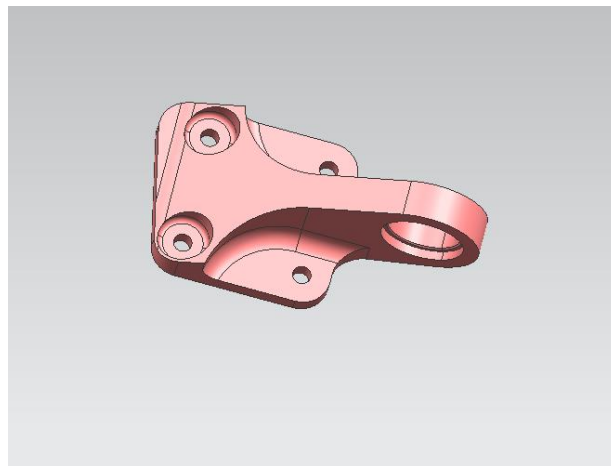
3.3.1. Sonlu Elemanlar Metodu

Havacılık sektöründe karmaşık geometri yapıları sonlu elemanlar adı verilen yöntem sayesinde kolayca çözülmektedir. Sonlu elemanlar metodunun temeli 1950 yılında atılmıştır. Uçak ve havacılık sanayinde gerilme analizi yapmak için kullanılmıştır. Daha sonrasında bu yöntemi geliştirmek için yapılmış çalışmalar sonucunda kullanım alanı oldukça genişlemiştir. Geçmişte bu amaçla kullanılan sonlu elemanlar metodu günümüzde yapısal analizler için kullanılmaktadır.

Analizi yapılacak olan cisim düğüm noktaları adı verilen yerlerden sonlu sayıda düğümlerle daha küçük olarak kabul edilen parçalara ayrılır. Sonlu sayıda olan bu düğümlerin belirli bir geometrik yapısı vardır. Bir cismin küçük parçalara ayrılma amacı ise formu bilinen parçanın üzerinde analiz yapabilmek ve çözüme ulaşmaktır. Bu işlem ise ANSY programının Mesh komutu sayesinde yapılır. Meshlerin boyutunun küçülmesi daha hassas çözüm yapılmasını sağlarken daha kesin sonuçlar verir. Sonlu elemanlar metodu sayesinde ele alınan yapı ne kadar da karmaşık olsa sınır koşulları belirlendiğinde kolayca analiz yapılabilir. Sonlu elemanlar metodu yapabilen birçok program vardır. Bunlara örnek olarak ANSYS, COSMOS, FUSION360, NET FABB, SOLIDWORKS, MARC, NASTRAN vb. gösterilebilir.

3.4. Uygun Braket Seçimi

Aşağıda bir uçağın gövde montajı için kullanılan braketin resmi verilmiştir. Braketin seçilmesinin temel sebebi üzerinde herhangi bir topoloji optimizasyonu yapılmamış olması, basit bir geometri yapısına sahip olması, bu geometri yapısından dolayı sınır koşullarının ve üzerine gelen yükün kolayca tespit edilebilmesidir. ANSYS programında yapılacak olan statik analizinin karmaşık geometrilere kıyasla kolay olması, üzerinde yapılacak analizlerin çözüm sürelerinin kısa sürmesi gibi nedenlerden dolayı tercih edilmiştir. Seçilen braket Şekil 3.17’de verilmiştir.



Şekil 3.17. Seçilen Braket

3.5. Braket için Malzeme Seçimi

Bir uçağında yapımında çok sayıda metal, kompozit malzeme, termoplastik, plastik ve alaşım kullanılmaktadır. Uçak braketleri ise genel olarak alüminyum, çelik ve titanyum alaşımlarından yapılmaktadır. Böyle bir durumda braket için en iyi metali seçmek gerekir. Havacılık ve uzay sanayinde istenilen termal, mekanik ve fiziksel özelliklere sahip olmalıdır. Malzeme seçilirken malzemelerin ucuz olmaları, özgül mukavemet değerlerinin iyi olması, kolay ulaşılabilmeleri, kolay şekil verilebilmeleri dikkate alınmıştır. Braket malzeme cinsi olarak 6061 alüminyum ve 4140 çeliği seçilmiştir.

3.6. Braket Üretimi

Braketler Spinner U-1520 marka 5 eksen CNC tezgâhlarında işlenmiştir. 50-60 Hz frekansa sahip bu tezgâha ham malzeme olarak gelen braketler için VEXT 160508R-AL markalı kesici takımlar kullanılmıştır. K10 grubunda yer alan bu karbür uçlu kesici takım dökme demirlerin, alüminyumların, ısıya dayanıklı alaşımların vb. işlenmesinde kullanılır ve yüksek bir aşınma direncine sahiptir. 90 derece kesme açısına, maksimum 0.4 mm/diş yapısına sahip bu karbür uç yüzey kalitesinin iyi olması istenen durumlarda tercih edilmektedir. 18.3-22.2 mm arasında genişliğe, 5.1-5.5 mm arasında et kalınlığına, 0.4-0.5 mm köşe radyuslarına ve 11.2 mm çapında bir yapıya sahip bu kesici takım yüksek hızda işleme yapabilme özelliğine sahiptir. Bu yüzden kesici takım olarak seçilmiştir.

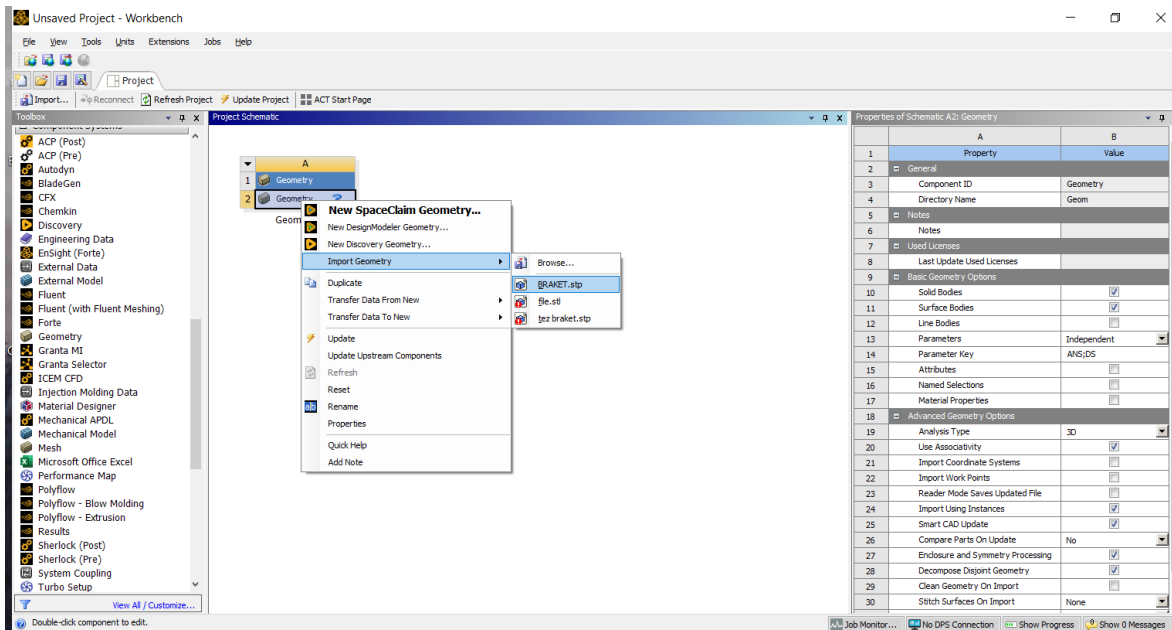


Şekil 3.18. Braketlerin Üretildiği CNC Tezgâhı

Ham malzeme olarak gelen 6061 alüminyumları ve 4140 çelikleri öncelikle mengene yardımıyla sabitlenmiştir. Kaba işleme için paso miktarı belirlenmiştir. Bu işlem çelik ve alüminyumun sertliğinden dolayı farklılık göstermiştir. Alüminyum için paso miktarı maksimum 1.2 mm iken çelik için maksimum 0.5 mm olarak verilmiştir. Soğutma sıvısı olarak bor yağı kullanılmıştır. Kaba işlemenin ardından 5 eksen CNC tezgâhında braketlerin shaft delikleri hassas bir şekilde işlenmiştir. Son olarak braketlerdeki bağlantı delikleri delinmiştir ve braketlerin profil yapısı ortaya çıkmıştır. Yapılan ince işlemenin ardından son şeklini alan braketler tezgâhtan sökülüştür. Tesviye işlemi yapılarak braketlerde bulunan talaş ya da çapak denilen küçük parçalar alınmıştır. Bu işlemle talaşlı imalat sırasında oluşan takım izi de bir miktar silinmiştir. Bu işlemin ardından elle yüzey parlatma işlemi yapılarak parçada bulunan takım izleri tamamen kaldırılmıştır. Yüzey parlatma işlemi tamamlandığında braketlerin talaşlı imatları tam anlamıyla bitmiştir. Şekil 3.18’de braketlerin üretildiği CNC tezgâhının resmi verilmiştir.

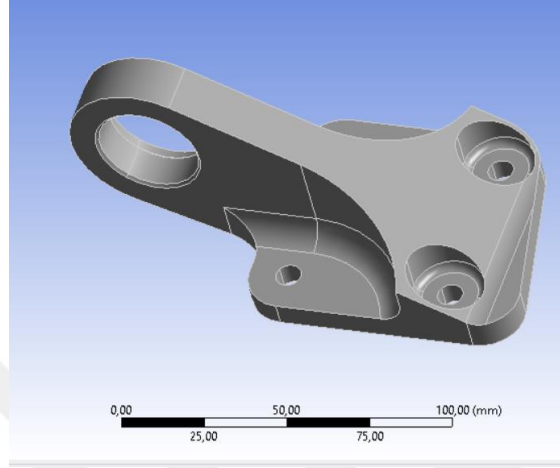
3.7. Ansys ile Topoloji Optimizasyonu

Ansys Workbench arayüzünden geometri seçilir. Braket için önceden hazırlanmış step dosyası formatındaki geometri import kullanılarak çağırılır. Analiz yapılacak braketin step dosyası ANSYS programında açılmış olur. Analiz yapılacak geometrinin seçilmesi Şekil 3.19’da verilmiştir.



Şekil 3.19. Analiz Yapılacak Geometrinin Seçilmesi

ANSYS programında açılan uçak braketinin topoloji optimizasyonu yapılmadan önceki halinin izometrik görünüşü aşağıdaki resimde gösterilmiştir. Programda açılan braket analiz yapmak için hazır hale gelmiştir. Analiz için gerekli olan daha sonraki adımlara devam edilmiştir. Şekil 3.20’de ansys programında orijinal braketin izometrik görünüşü verilmiştir.



Şekil 3.20. Ansys Programında Orijinal Braketin İzometrik Görünüşü

Tabloda belirtilen mekanik özellikler ANSYS programında malzeme özellikleri olarak tanımlanmıştır. ANSYS programına tanıtılan 6061 alüminyum ve 4140 çeliğinin mekanik ve termal özellikleri gösterilmiştir. ANSYS programı analiz için gerekli olan bilgiler otomatik olarak tanımlanmış olur. Şekil 3.21 ve Şekil 3.22’de mekanik ve termal özelliklerin resimleri gösterilmiştir.

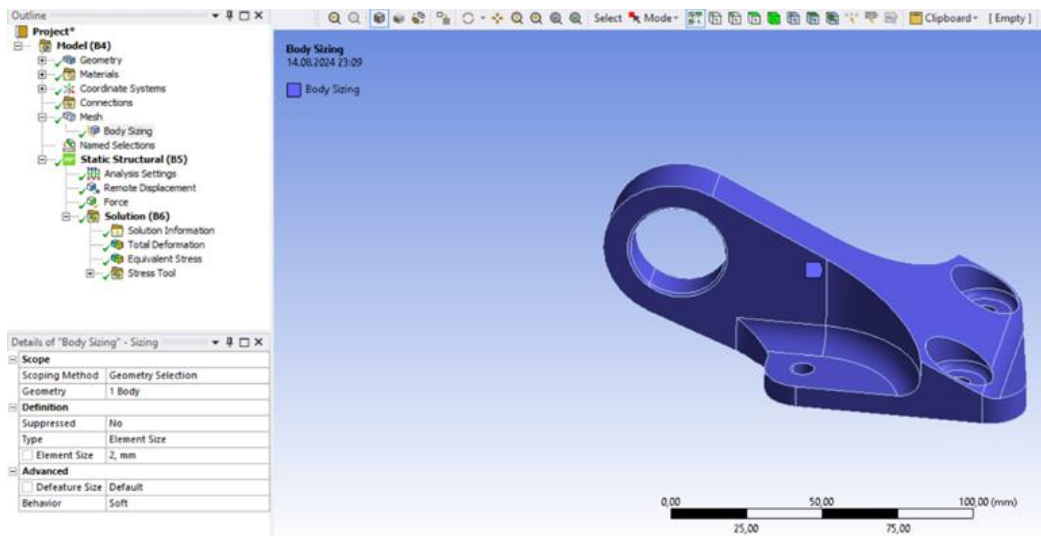
Engineering Data: Material View	
Aluminum alloy, wrought, 6061, T6	
ANSYS Inc. provides no warranty for this data.	
Density	2,713e-06 kg/mm ³
Structural	
Isotropic Elasticity	
Derive from	Young's Modulus and Poisson's Ratio
Young's Modulus	69040 MPa
Poisson's Ratio	0,33000
Bulk Modulus	67686 MPa
Shear Modulus	25955 MPa
Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion	2,278e-05 1/°C
Tensile Ultimate Strength	313,10 MPa
Tensile Yield Strength	259,20 MPa
Thermal	
Isotropic Thermal Conductivity	0,15530 W/mm·°C
Specific Heat Constant Pressure	9,157e+05 mJ/kg·°C

Şekil 3.21. Ansys Programında 6061 Metalinin Mekanik ve Termal Özellikleri

Engineering Data: Material View	
Low alloy steel, 4140, normalized	
ANSYS Inc. provides no warranty for this data.	
Density	7,85e-06 kg/mm ³
Structural	
Isotropic Elasticity	
Derive from	Young's Modulus and Poisson's Ratio
Young's Modulus	2,125e+05 MPa
Poisson's Ratio	0,29000
Bulk Modulus	1,6865e+05 MPa
Shear Modulus	82364 MPa
Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion	1,172e-05 1/°C
Tensile Ultimate Strength	1015,0 MPa
Tensile Yield Strength	652,20 MPa
Thermal	
Isotropic Thermal Conductivity	0,043330 W/mm·°C
Specific Heat Constant Pressure	4,354e+05 mJ/kg·°C

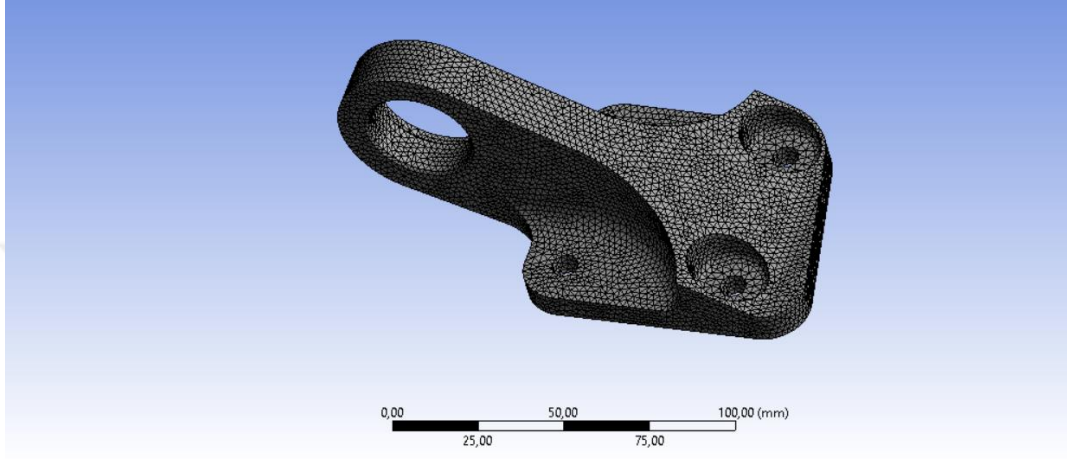
Şekil 3.22. Ansys Programında 4140 Metalinin Mekanik ve Termal Özellikleri

Topoloji optimizasyon işlemleri, Ansys mechanical arayüzü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu arayüz ile sırasıyla; geometriye malzeme atanması, ağ örgüleme (meshing), sınır koşullarının uygulanması (boundary conditions), analiz koşullarının tanımlanması ve son olarak analiz işlemleri yapılarak sonuçların elde edilmesi adımları uygulanmaktadır. Ansys programında mesh seçimi yapılırken uygun olan meshi seçmek önemlidir. Çeşitli boyutlarda mesh seçimi yapılmış ve mesh boyutunu küçültmek bir yere kadar analiz sonuçlarını değiştirmiştir. Mesh seçimi sırası ile 3, 2.5, 2.2, 2.1 ve 2 mm olarak yapılmıştır. 2mm'de sonuçların yakınsadığı görülmüştür ve mesh boyutu 2mm olarak seçilmiştir. Şekil 3.23'te braket için seçilmiş en uygun mesh boyutu gösterilmiştir.



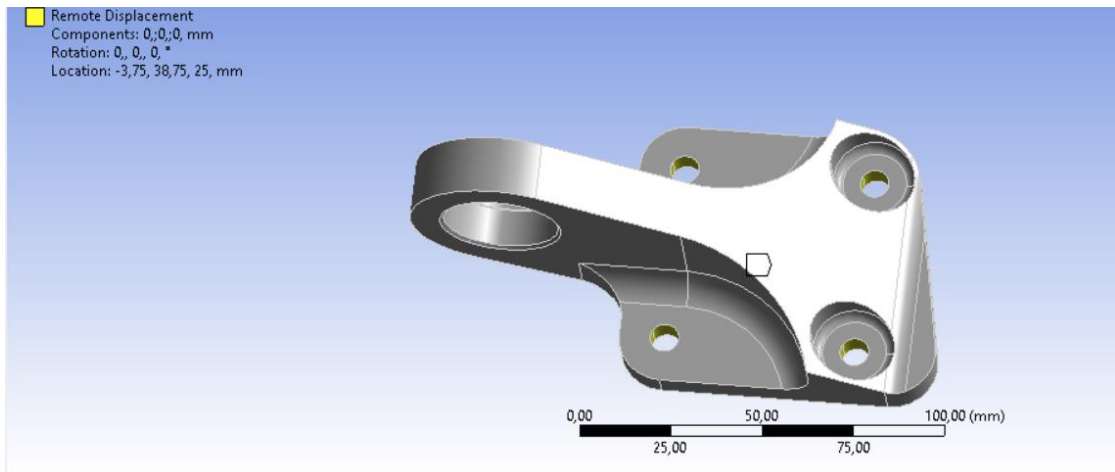
Şekil 3.23. Braket İçin Uygun Mesh Seçimi

Brakete sınır koşulu olarak bağlantı deliklerinin sabitlenmesi ve şaft bağlantı noktasından yük uygulanması işlemleri uygulanmıştır. Bağlantı deliklerinin sabitlenmesi sınır koşulunun uygulanması için Remote Displacement komutundan yararlanılmıştır. Şekil 3.24'te meshleme yapılmış braketin görüntüsü verilmiştir.



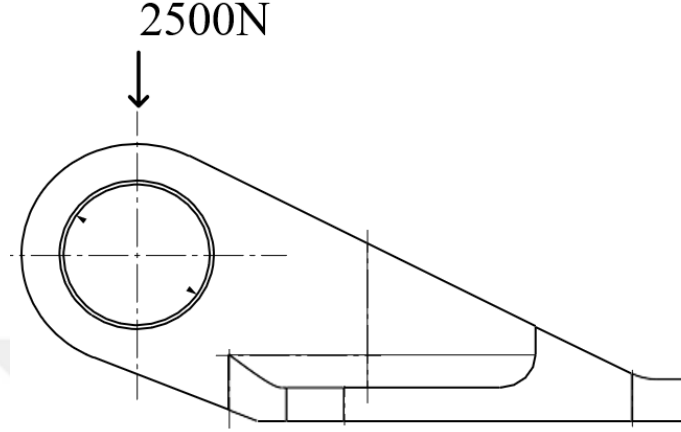
Şekil 3.24. Meshleme Yapılmış Braket

Şekil 3.25'te braketin taban yüzeyinde bulunan sarı renkteki civata ve pim delikleri seçilmiştir. Bu komut ile braketin tabanında bulunan bağlantı deliklerinin sabit kalması sağlanmıştır.



Şekil 3.25. Sınır Koşullarının Belirlenmesi

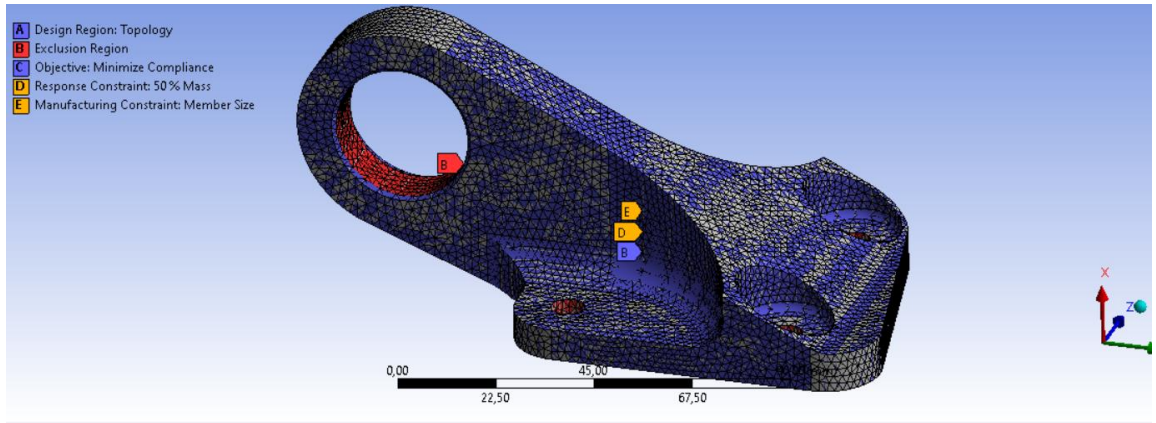
Ardından yük sınır koşulu olarak braket 2500 Newton yük Şekil 3.26’da gösterildiği gibi yüklenmiştir. Bu 2500 N yük 4140 çeliğinden seçilmiş braket ile 6061 alüminyumundan seçilmiş braket 2500 N yüküne uygulanmıştır.



Şekil 3.26. Braketin Maruz Kaldığı Yükün Tanımlanması

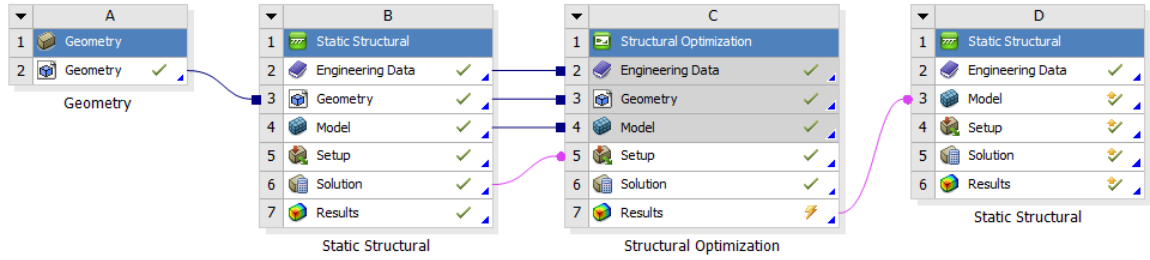
Brakette bulunan bağlantı deliklerinin sabitlenmesi ve şaft bağlantı noktasından yük uygulanması işlemleri tanımlandıktan sonra sınır koşulu belirlenmiş olur.

Sınır koşulları belirlenen braket için temel amaç, en iyi dayanıklılık ve ağırlık oranını koruyarak kütleyi azaltmaktır. Ayrıca analiz yapılırken güvenlik faktörünü 1.5 ve üzeri olarak ayarlamak temel hedef olarak belirlenmiştir. Sınır koşulu belirlenen ve yükü tanımlanan braketin ekran görüntüsü Şekil 3.27’de gösterilmiştir.



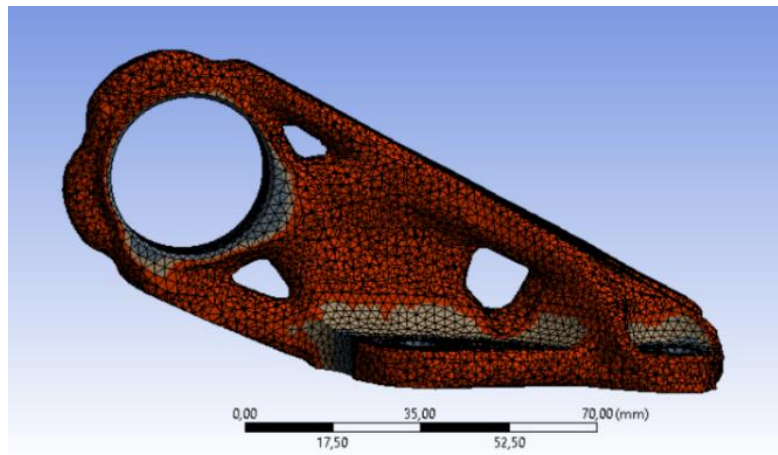
Şekil 3.27. Sınır Koşulu Belirlenen ve Yükü Tanımlanan Braket

Şekil 3.27’de verilen braket için optimizasyon sürecine dahil edilmeyecek bölgeler Remote Displacement komutu ile sabitlenen 4 adet bağlantı deliği ve 2500N yük binen şaft deliğidir. Resimde kırmızı ile gösterilen delik ve braket tabanında bulunan bağlantı delikleri haricinde ANSYS programı bu komutlar ile brakette ağırlık azaltması yapmıştır. Şekil 3.28’de topoloji optimizasyonun statik analize nasıl bağlandığı gösterilmiştir.



Şekil 3.28. Topoloji Optimizasyonun Statik Analize Bağlanması

Geometri statik analiz kısmında belirli yük ve kısıtlamalar altında tanımlandıktan sonra topoloji optimizasyon komutuna aktarılmıştır. Topoloji optimizasyonunda istenilen ağırlık azaltılması sonuçları tekrar statik analiz kısmına tabi tutulmuştur. Topoloji optimizasyonu tamamlanan braketin resmi Şekil 3.29’da verilmiştir.



Şekil 3.29. Topoloji Optimizasyonu Sonucu Elde Edilen Geometri

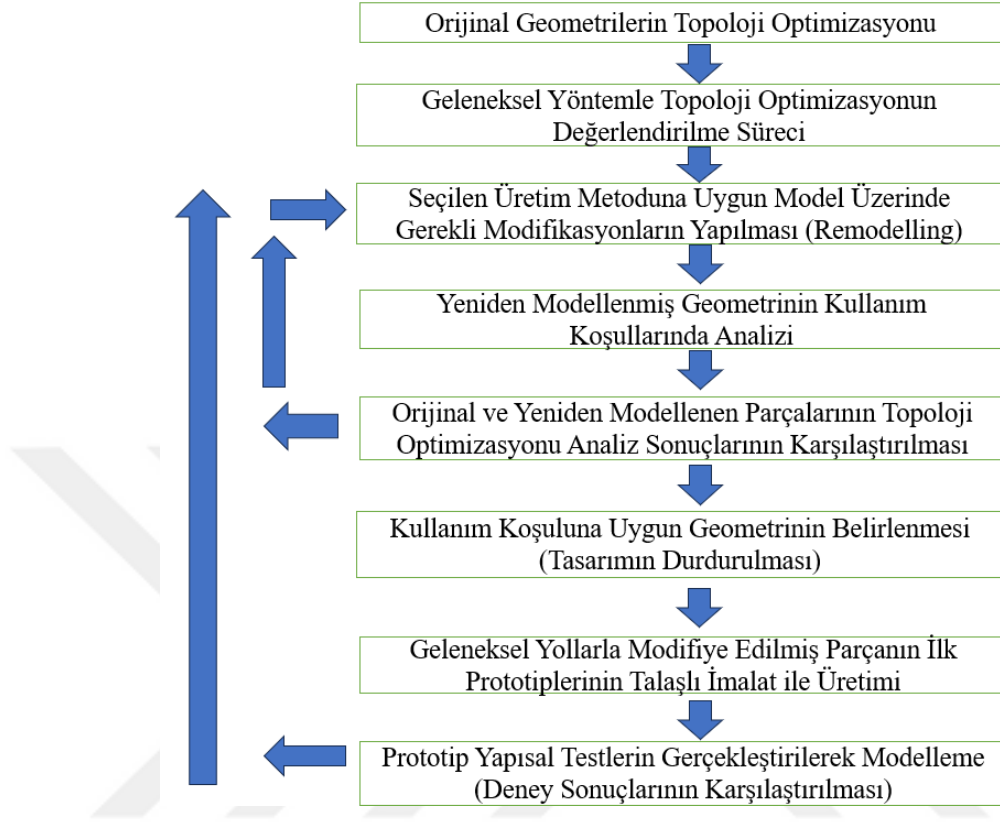
Şekil 3.29’da resmi verilen braketin topoloji optimizasyonu sonucunda final geometrisi çok sayıda boşluk ve düzlem içeren organik formdadır. Bu yapıdan kurtulmak için braket doğrulama (validasyon) işlemine tabi tutulmuştur. Doğrulama analizi yapabilmek için elde edilen ağ örgü geometri katı modele dönüştürülmüştür. Şekil 3.30’da katı modele dönüştürülen braket görülmektedir.



Şekil 3.30. Katı Modele Dönüştürülmüş Braket

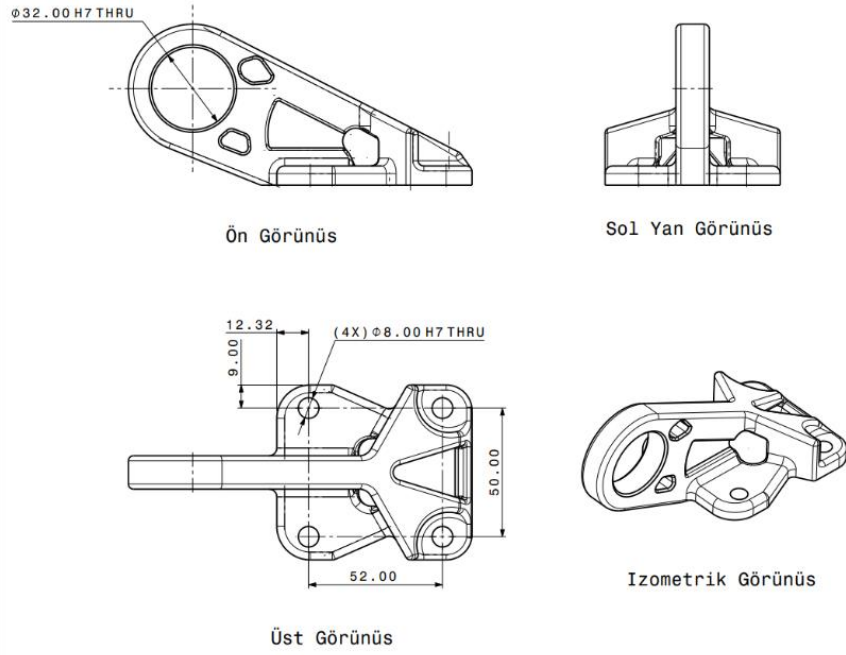
Bu şekilde son halini alan topoloji optimizasyonu yapılmış parça 3D yöntemi ile üretilmeye uygunken talaşlı imalat ile üretilmeye uygun değildir. Yapılan bu tez çalışmasında amaç parçayı geleneksel üretim metotlarından biri olan talaşlı imalatla üretmektir. Bu yüzden parça CATIA programı ile braketlerin güvenlik katsayısı 1,5 üzerinde olması hesaba katılarak 4140 ve 6061 malzemeden yeniden modellenmiştir.

3.8. Topoloji Optimizasyonun Geleneksel Yönteme Dönüştürülmesinde Yürütülen İşlem Basamakları

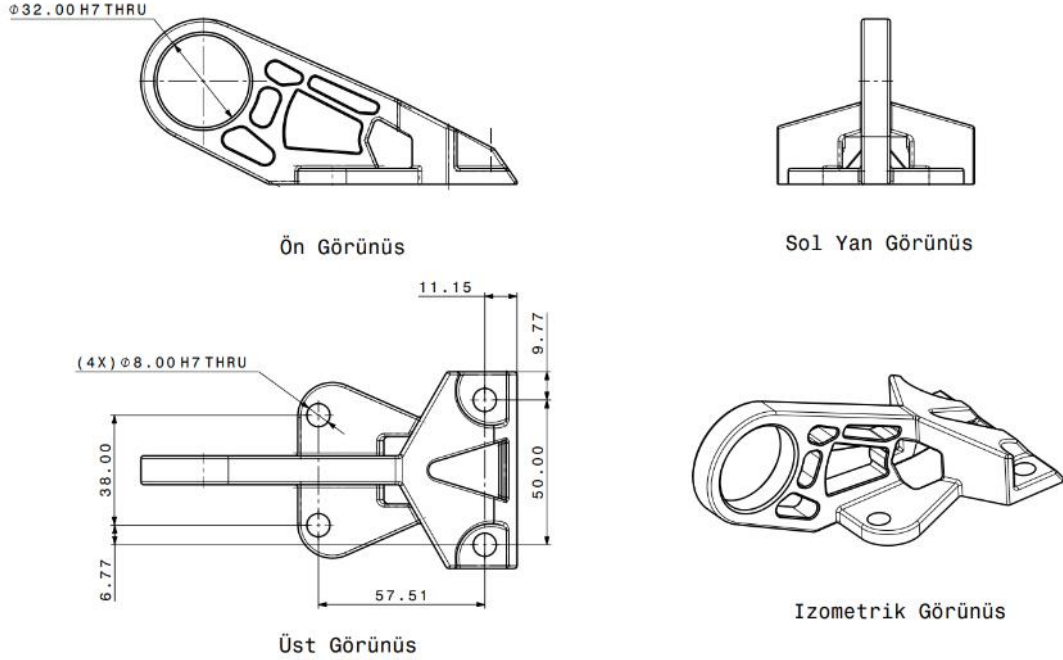


Şekil 3.31. Braketlerin Yeniden Modellenme Süreci

Orijinal braketlere iteratif olarak çok sayıda statik analiz uygulanmıştır. Belirli sınır koşulları ve yük altındaki orijinal braketler emniyet katsayısı, toplam deformasyon ve gerilim değerleri değerlendirilerek yeniden modelleme işlemine tabi tutulmuştur. Yukarıda braketlerin yeniden modelleme süreci Şekil 3.31’de detaylı şekilde verilmiştir. İstenilen değerler elde edildiğinde braketlerin yeni geometrileri CATIA programında çizilmiştir. Yeniden modelleme işlemleri ANSYS programının verdiği analiz sonuçları dikkate alınarak yürütülmüştür. Tasarımı tamamlanan 6061 alüminyum ve 4140 çeliğinden yapılan braketlerin teknik resimleri Şekil 3.32 ve Şekil 3.33’te gösterilmiştir.



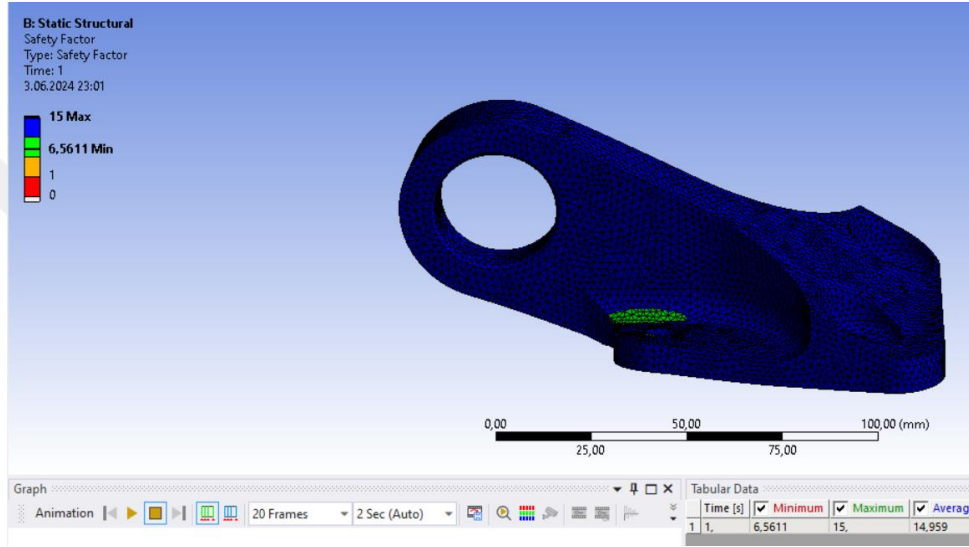
Şekil 3.32. Yeniden Modelleme Yapılmış 6061 Braket İçin Teknik Resim



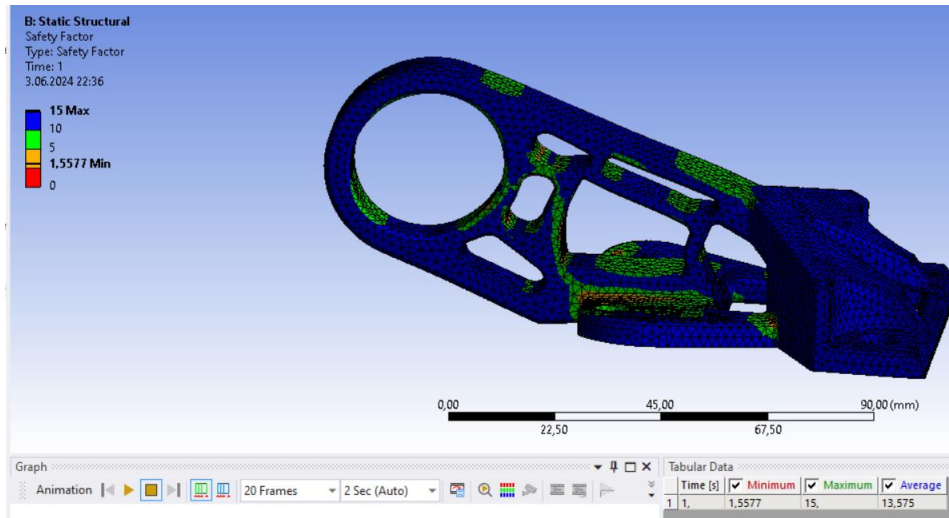
Şekil 3.33. Yeniden Modelleme Yapılmış 4140 Braket İçin Teknik Resim

3.9. Emniyet Katsayısı

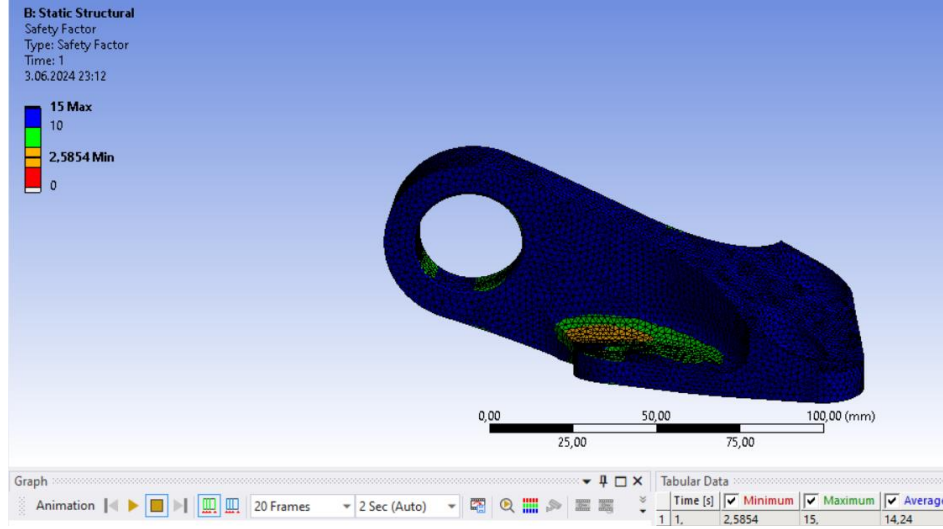
Uçak braketlerinin ana görevi maruz kaldığı yükleri taşıyabilmek ve uçak montajının tamamlanmasına yardım etmektir. Emniyetli olmayan bir uçak braketini havacılık sektörü için önemli derecede bir risk demektir. Bu nedenle seçilen uçak braketini üzerine etki eden yükleri taşıyabilmeli ve güvenli bir şekilde çalışmalıdır. Dolayısıyla uçak braketlerinin emniyet katsayısı adı verilen teriminin yüksek olması gerekir.



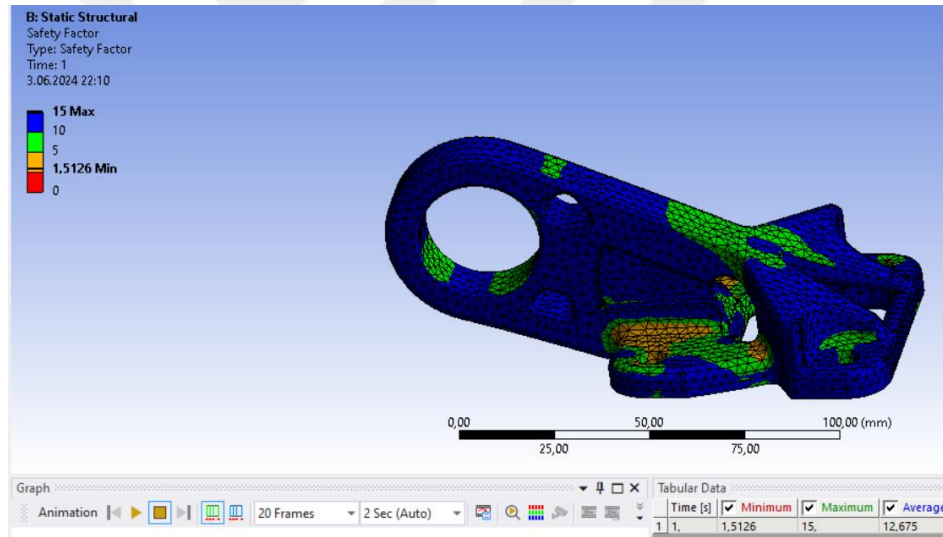
Şekil 3.34. 4140 Orijinal Braket için Emniyet Katsayısı Değeri



Şekil 3.35. 4140 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket için Emniyet Katsayısı



Şekil 3.36. 6061 Orijinal Braket için Emniyet Katsayısı

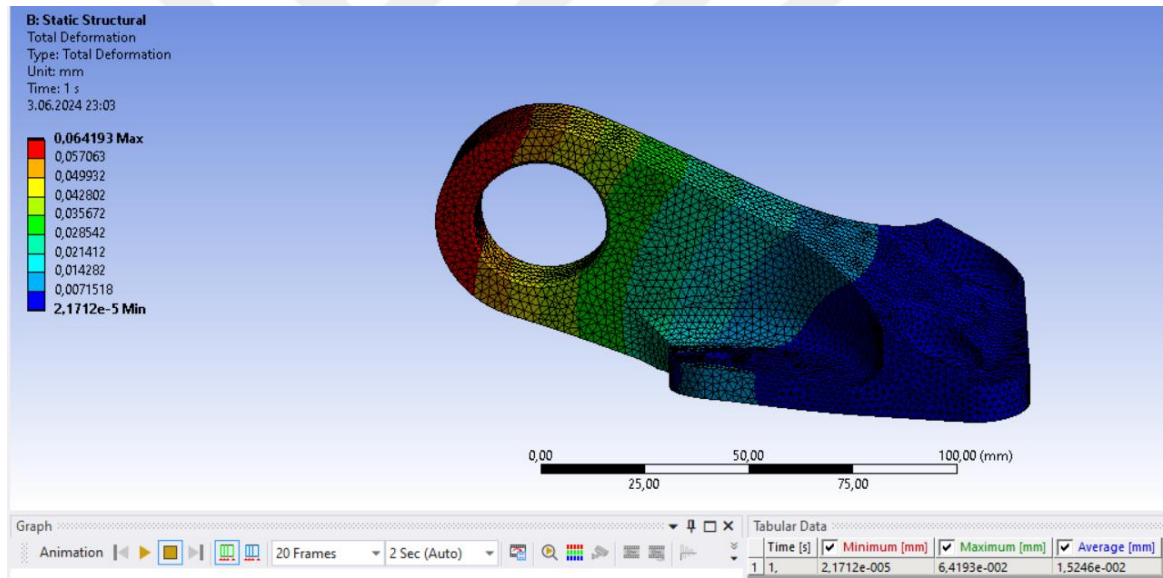


Şekil 3.37. 6061 Yeniden Modelenmiş Braketin için Emniyet Katsayısı

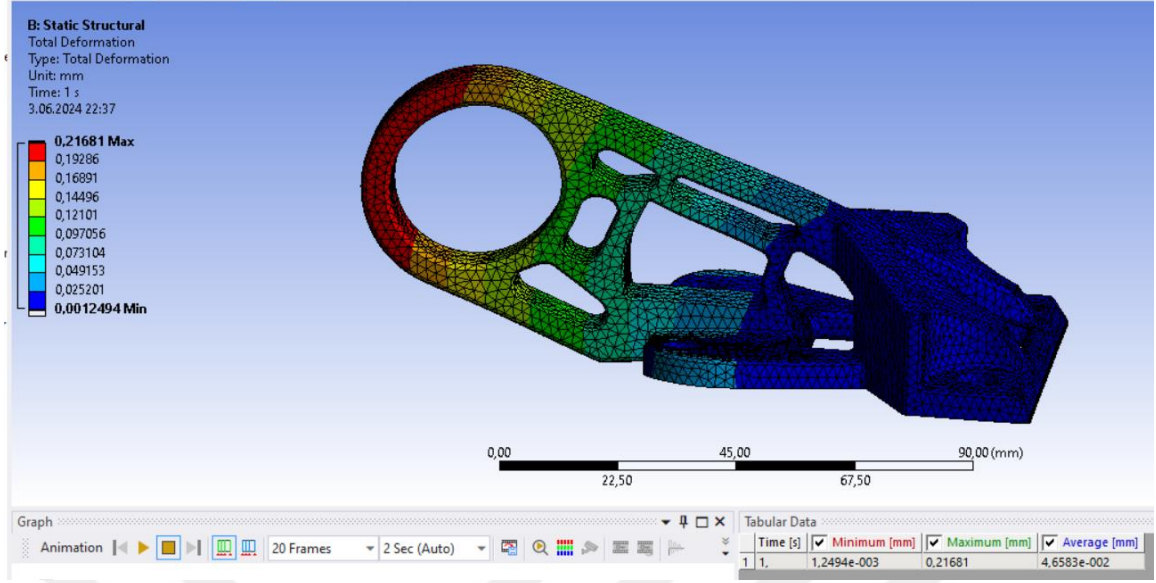
Bir malzemenin maksimum kapasitesindeki taşıyabileceği yük miktarı belirli testler ile laboratuvar ortamında kolaylıkla test edilebilir. Malzeme üzerine binen yük miktarı laboratuvar ortamındaki yük miktarından düşük olmalıdır. Bu koşulu sağlamayan malzeme kullanıldığında malzeme plastik şekil değişimine uğrayacaktır. Emniyet katsayısı (s) 1 ve üzerinde bir değerde ise istenilen emniyeti sağlıyor demektir. Buradan yola çıkacak olursak malzemenin emniyet katsayısı ne kadar artarsa o kadar güvenli demektir. Şekil 3.34-3.37’de braketlerin emniyet katsayısı değerleri gösterilmiştir.

3.10. Toplam Deformasyon

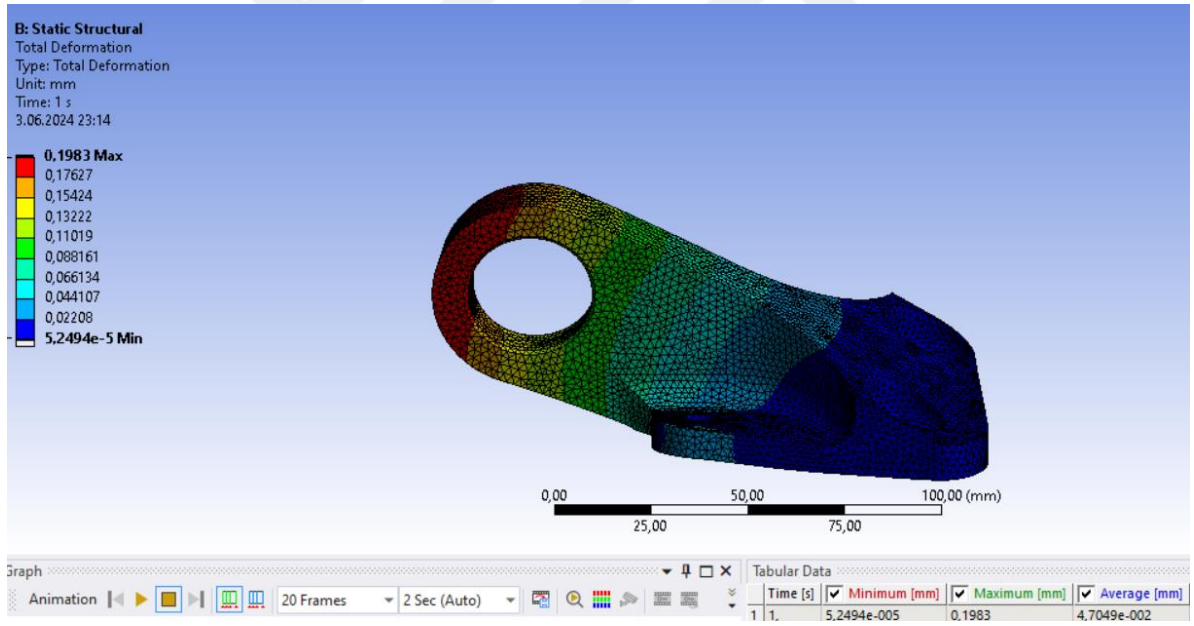
Uygulanan bir kuvvet doğrultusunda bir cismin şekil değiştirmesi, şeklinin bozulması ve yeni bir şekil alması deformasyon olarak tanımlanabilir. Mühendisler tasarım yaparken cismin dış kuvvetler altındaki gerilme ve şekil değiştirmeyi göz önünde bulundurur. Bir malzeme bilimi konusu olan deformasyon mühendislik tasarımları için kilit bir role sahiptir. Malzemede ya da cisimde meydana gelen toplam deformasyon eskisini revize edebilmek için çok önemlidir. Bu kapsamda analizi yapılan orijinal uçak braketlerinin yanında yeniden modellenmiş uçak braketlerinin de toplam deformasyon analizleri yapılmıştır. Brakette meydana gelecek kırılma davranışları dikkatlice değerlendirilerek bir sonuç çıkarılmaya çalışılmıştır. Yapılan analizler sonucunda 4 braket için toplam deformasyon değerleri Şekil 3.38-3.41’de belirtilmiştir.



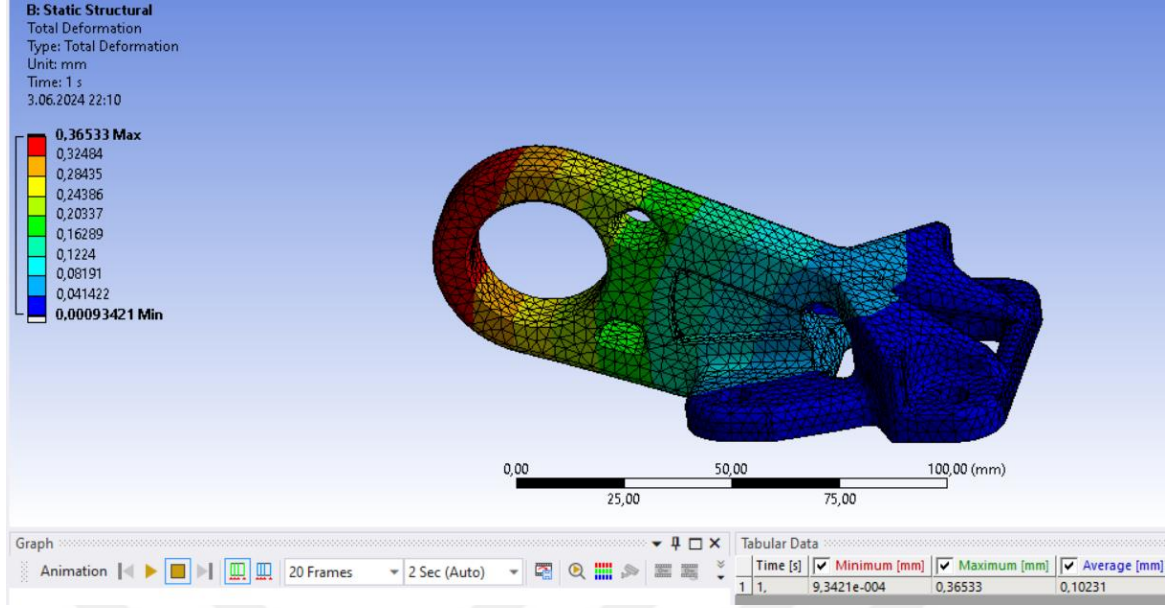
Şekil 3.38. 4140 Orijinal Braket için Toplam Deformasyon



Şekil 3.39. 4140 Yeniden Modellenmiş Braket için Toplam Deformasyon



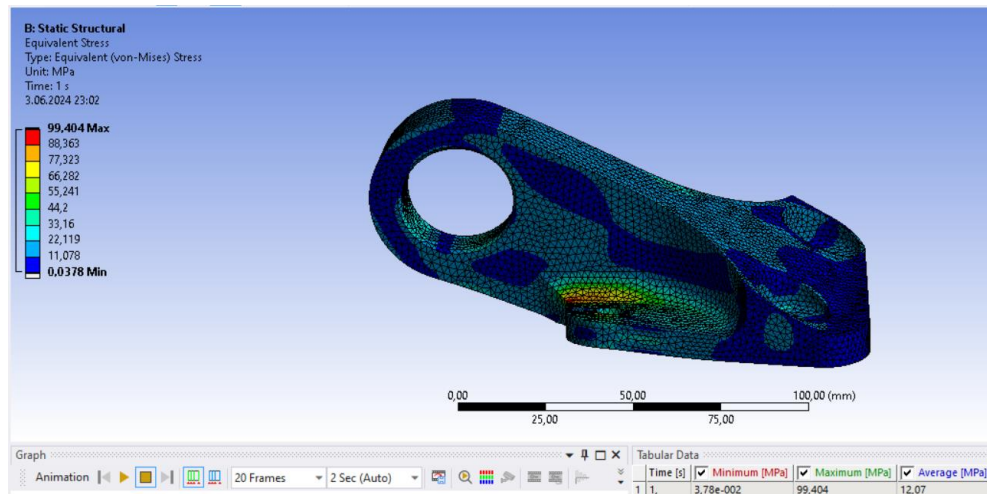
Şekil 3.40. 6061 Orijinal Braket için Toplam Deformasyon



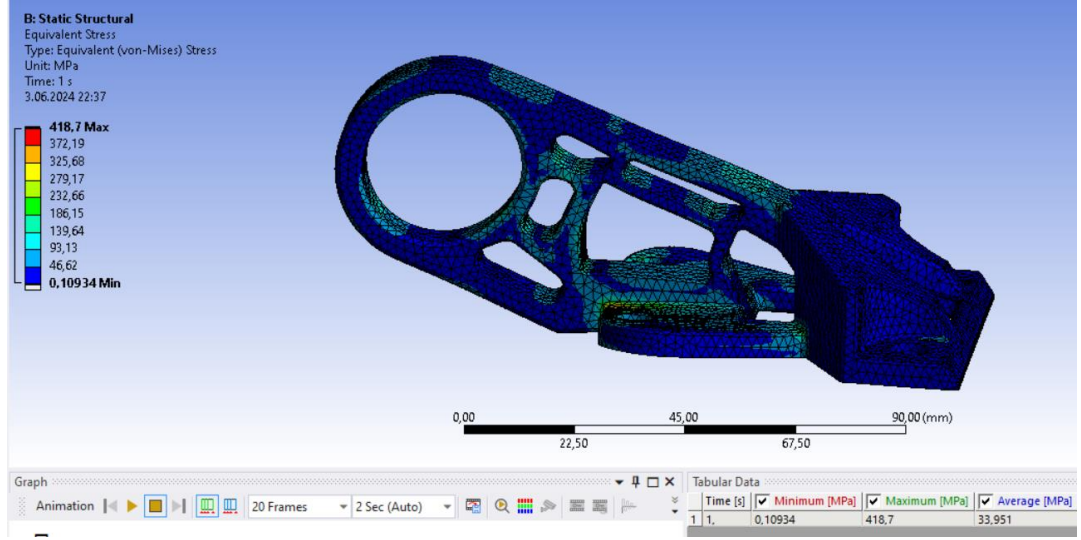
Şekil 3.41. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket için Toplam Deformasyon

3.11. Eşdeğer Gerilme (von-Mises Stress)

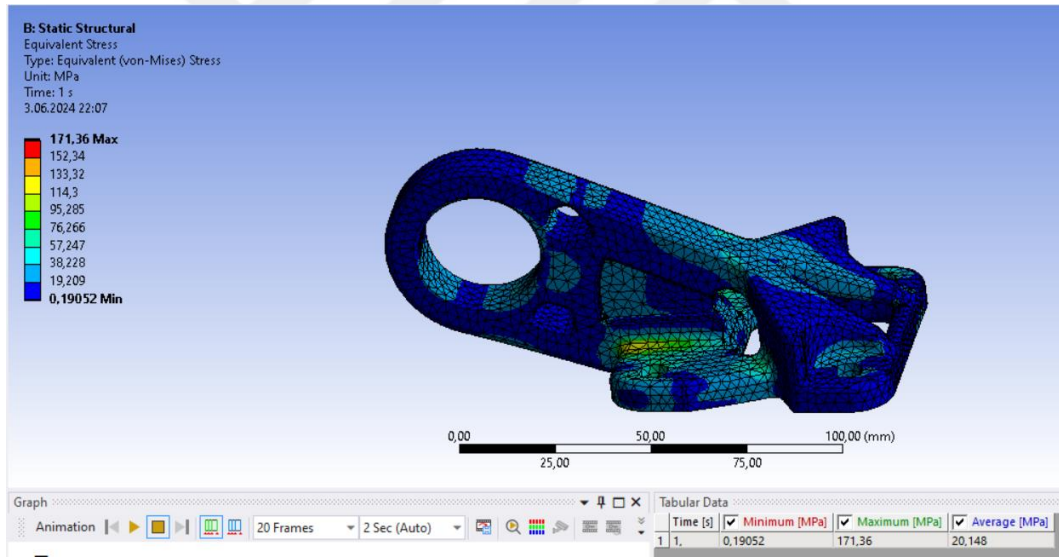
Equivalent (von Mises) Gerilmesi adını Richard von Mises adlı bilim adamından almıştır. Belirlenen bir yük altındaki cismin kalıcı yani plastik şekil değişiminin kontrolünde kullanılan bir ifadedir. Equivalent (von Mises) gerilimi, bir cismin yük altında iken gerilim sınırına geldiğinde akmaya başlayacağını söyler.



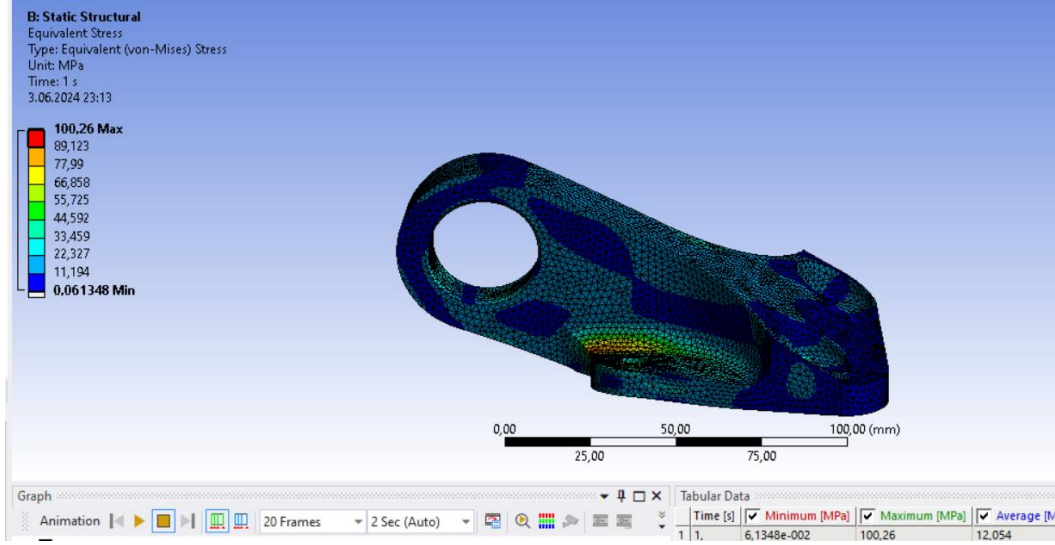
Şekil 3.42. 4140 Orijinal Braket için von-Mises Gerilimi



Şekil 3.43. 4140 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket için von-Mises Gerilmesi



Şekil 3.44. 6061 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket için von-Mises Gerilmesi



Şekil 3.45. Orijinal 6061 Braket için von-Mises Gerilmesi

4 farklı braket için von-Mises Stress değerlerinin olduğu resimler Şekil 3.42-3.45'te verilmiştir. Kırmızı renkteki bölgeler stresin en fazla olduğu yerlerdir.

3.12 Yorulma

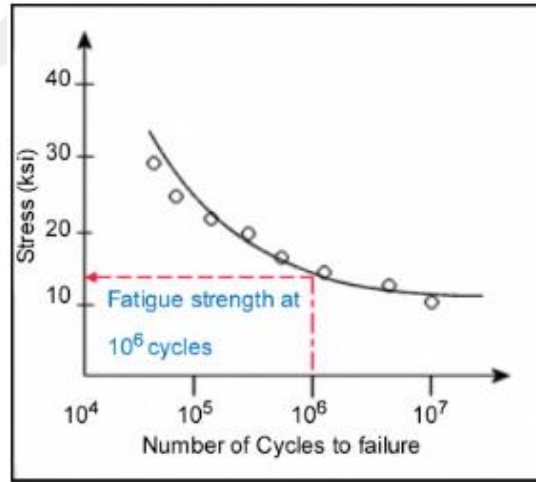
Tek seferde uygulandığında herhangi bir hasar meydana getirmeyecek ancak tekrarlı şekilde uygulandığında çatlak ya da kırılma şeklinde hasar meydana gelme durumuna yorulma denir. Parçada küçük çatlak oluşumuyla beraber yorulma başlamış olur. Parçada meydana gelen mikro düzeydeki çatlaklar makro çatlaklara doğru ilerler ve büyümeye devam eder. Parça artık yükü taşıyamaz hale gelir ve parçanın son gerilme döngüsü ani bir kırılmayla tamamlanmış olur. Yorulma olan kırılmaları aniden meydana gelir. Statik yükleme altındaki parçada oluşabilecek deformasyonu önceden tespit edebilmek önemlidir.

Uçaklarda hasarların çoğunluğu yorulma nedeniyle meydana gelmektedir ve yorulma havacılık alanında oldukça önemli bir problemdir. Uçak parçalarında imalat sırasında ya da çevrimsel yükler nedeniyle çatlaklar oluşur. Bu çatlaklar yük büyüklüğüne, frekansına ve çalışma ortamının korozyon etkisine de bağlı olarak zamanla büyür. Uçaklarda oluşabilecek bu kırılmaları engellemek amacıyla yapılan periyodik muayeneler ve hasar almış yapıların değiştirilmesi oldukça yüksek maliyete yol açmaktadır. Ayrıca bu periyodik muayeneler ve parçaların değiştirilmesi zaman kaybına neden olmaktadır. Bu nedenle

uçakların güvenlik katsayısını arttırmak, uçak bakım maliyetlerini azaltmak ve uçakların yorulma ömrü tayini için belirli yöntemler kullanılır. Yorulma ömrü hesabında genel olarak 3 yöntem kullanılmaktadır. Bunlar sırasıyla S-N (Stress-Life), e-N (Strain-Life) ve LEFM (Crack Propagation) olarak gösterilebilir.

3.12.1. S-N Diyagramı (Wöhler Eğrisi)

S-N diyagramı olarak bilinen bu diyagram farklı sabit gerilmeler altında malzemenin kaç çevrim sonunda çatlayacağını ya da kırılacağını gösterir. Yorulma ömrü hesabında en çok kullanılan yöntemdir. Wöhler eğrisinde yük ya da gerilmenin periyodik olarak değişimi bir yük tekrarlanıp eleman yoruluncaya kadar sürer. Eleman periyodik tekrar sayısına ne kadar süre dayanabilirse ömrü o kadar olur. S-N diyagramı yorulma ömrünün gerilmenin genliğine bağlı olduğunu göstermiştir. Gerilmenin ya da yükün genliği ne kadar büyürse ömür de o kadar kısalır. Şekil 3.46’da bir Wöhler Eğrisi örneği verilmiştir.



Şekil 3.46. Bir Wöhler Eğrisi Örneği

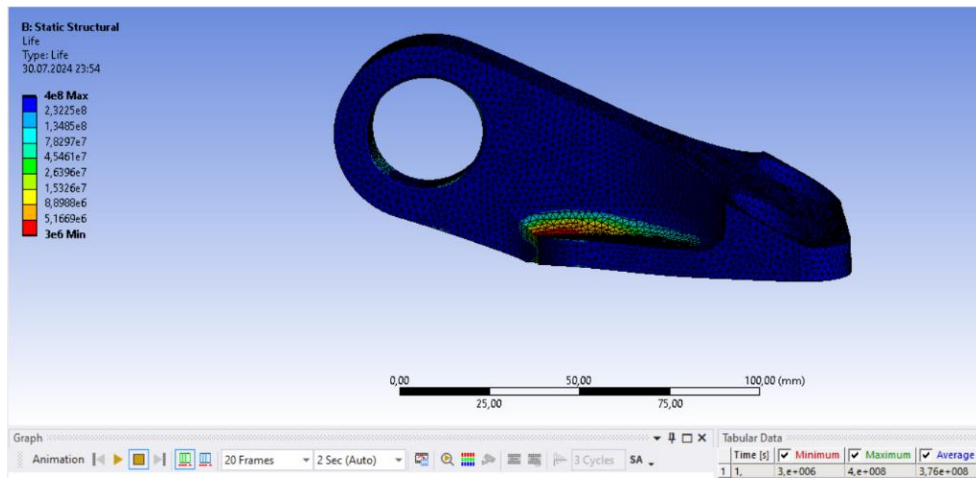
Klasik bir Wöhler eğrisinde y yönü gerilme genliğini gösterirken grafiğin x yönü yorulma oluşana kadar olan tekrar sayısını gösterir. 1 milyon tekrar ve üstüne dayanabilen yani ömrü 1 milyon tekrar üzeri olan cisimler sonsuz ömre sahiptir. Yorulma oluşmaz denir.

3.12.2. Gerinim Ömrü Yöntemi e-N (Strain-Life)

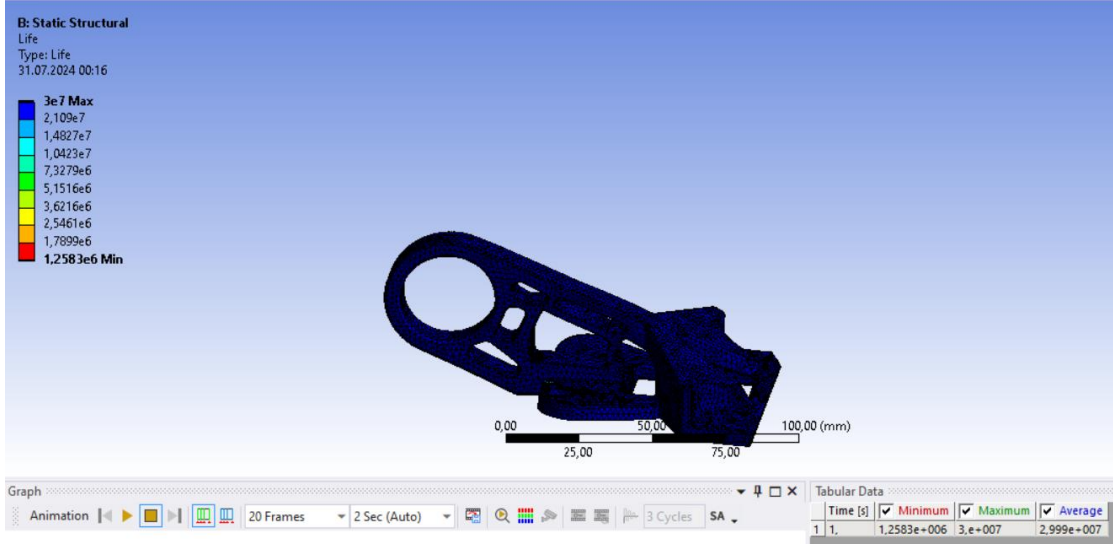
Gerinim ömrü yönteminde yorulma ömrü tekrar eden yükleme döngüleri esnasında malzemeye etkiyen plastik gerilme oranıyla ilişkilendirilir. Parçada meydana gelen gerilme akma mukavemetini geçtiğinde yani parça plastik olarak deformasyona uğradığında parça gerinim sertliğine uğrar ve parça tekrar yüklenirse akma mukavemeti artar. Ayrıca gerilmenin yönü tersine döndürülürse ters yöndeki malzemenin akma dayanımı başlangıç değeri ile kıyaslandığında daha küçük olur. Bu da demektir ki malzeme ters yükleme yönünde yumuşar. Gerilme yönü tersine çevrildiğinde diğer yöndeki akma dayanımı azalacak, parça yumuşayacak ve malzemedeki kırılma gerçekleşene kadar çok daha fazla plastik deformasyona uğrayacaktır. Bu yöntem daha çok düşük çevrimli yorulma için tercih edilmektedir.

3.12.3. Lineer Elastik Kırılma Mekanîği Yöntemi

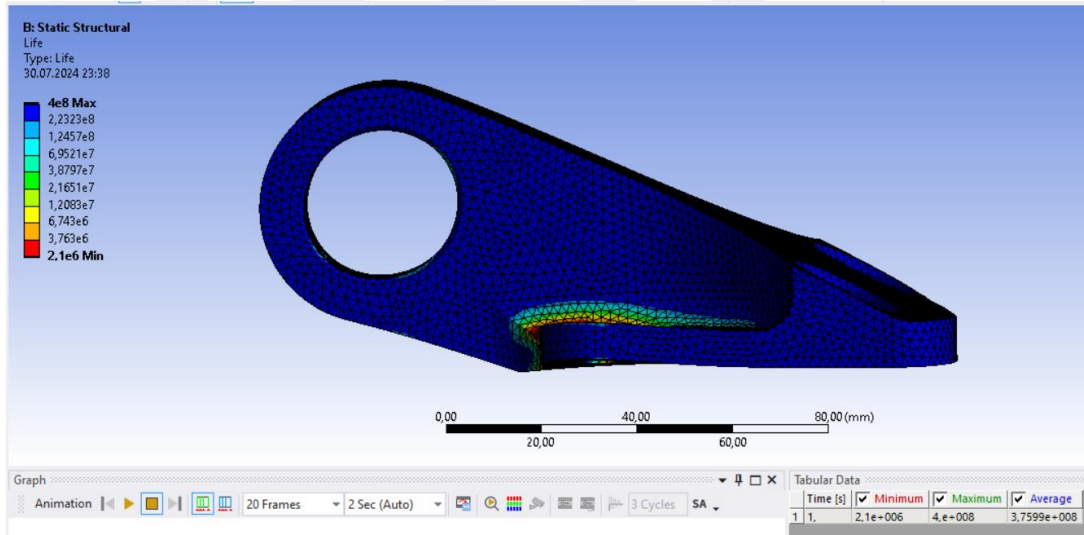
Bu yöntem, malzemede bir çatlakın oluştuğunu ve bu çatlakın kırılma gerçekleşene kadar büyümeye devam ettiğini söyler. Lineer elastik kırılma mekanîği yöntemi yaklaşımında parçada zaten küçük bir çatlak vardır. Oluşan bu çatlakın kalan parçanın tamamen kırılmasına sebep olacak kadar büyümesini kontrol eder. Ayrıca bu yöntem parçanın kırılması için gereken yükleme döngülerinin sayısını hesaplar. Bu yöntem yüksek devirli sayılabilecek yorulmalar için daha uygun bir yöntemdir.



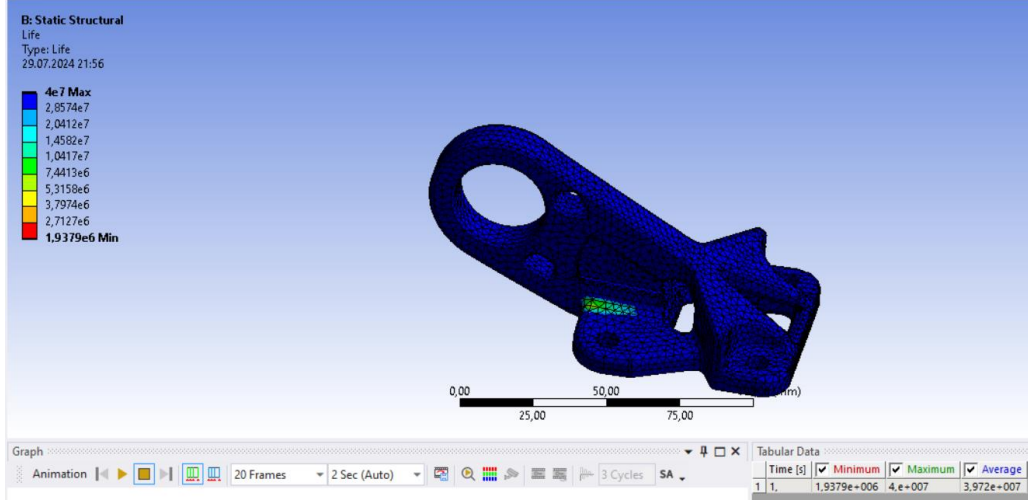
Şekil 3.47. 4140 Orijinal Braket için Yorulma Ömrü



Şekil 3.48. 4140 Yeniden Modellenmiş Braket için Yorulma Ömrü



Şekil 3.49. 6061 Orijinal Braket için Yorulma Ömrü



Şekil 3.50. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket için Yorulma Ömrü

Şekillerde verilen 4 braketin yorulma ömrü de 1 milyon çevrimin üzerindedir. Bu sonuçlar braketlerin sonsuz ömürlü olduğunu göstermiştir. Şekil 3.47-3.50’de braketlerin yorulma ömürleri verilmiştir.

3.13. Üretebilirlik Parametreleri

Malzeme cinsi 4140 ve 6061 olarak belirlenen orijinal braketler ve yeniden modellenmiş braketler CNC tezgahlarında talaşlı imalat yöntemi ile üretilmiştir. Üretilen braketlerin talaşlı imalat süreleri, takım ömrü vs. gibi kriterleri karşılaştırılmıştır. Şekil 3.51’de 4 farklı braketin yan yana konulmuş halinin görüntüsü verilmiştir.



Şekil 3.51. 4 Farklı Braketin Yan Yana Konulmuş Hali

3.13.1. Talaşlı İmalat Süreleri

Talaşlı imalat ile üretilen braketlerin üretim sürelerinde birçok parametre etkindir. 6061 alüminyuma göre daha yüksek sertliğe sahip 4140 çeliğinin işlenmesi daha uzun sürmektedir. Alüminyum için devir sayısı ortalama 8000 devir/dk iken 4140 çeliği için bu oran ortalama 3000 devir/dk'dır. Bu da yine imalat süresini uzatmaktadır. Alüminyuma verilen talaş miktarı yani paso daha fazla olduğu için daha az zamanda işlenmektedir. Parça geometrisi daha kompleks hale geldiğinden yeni oluşturulan geometrik yapılar boşlukların da etkisiyle daha uzun sürede işlenmektedir. Ham malzeme şeklinde tezgâha verilen braketlerin son şeklini alması arasındaki geçen süre talaşlı imalat süresidir. Talaşlı imalat süreleri bu etkenlerden dolayı farklılık gösteren braketlerin talaşlı imalat süreleri kaydedilmiştir.

3.13.2. Takım Ömrü

Takım aşınmasına etki eden kesme hızı, ilerleme, kesme derinliği ve kesme sıvısı faktörler kesme işlemine bağlı faktörlerdir. Takım aşınması takım ömrünü değerlendirmek için en önemli kriterdir. Takım ömrünü belirlemek için en yaygın kullanılan yöntemler arasında Taylor, Gilbert, Kronenberg yöntemi yer alır. Takım ömrü hesabı için en çok yöntem Taylor yöntemidir ve Eşitlik 3.1'de gösterilmiştir. Buradaki formülde v =kesme hızı, T = Takım ömrü, n = eğrinin eğimi, C ise 1 dakikalık takım ömrüne eşit hız değeridir.

$$vT^n = C \quad (3.1)$$

Takım ömrüne etki eden diğer faktörler işlenen yüzeyin yüzey kalitesinin değişimi, kesme kuvvetlerinin büyümesi, işleme sıcaklığının değişmesi, malzeme cinsi, sertlik değeri vb. gibi faktörlerdir. Eşitlik 4.1'de yer alan Taylor Denklemi göz önünde bulundurularak, Walter GPS gibi takım ömrü hesaplayan programlar, operatör tarafından yapılan görsel kontrol ve kesici takımın katalog verileri, uygun takım ömrü için araştırılan makaleler sayesinde 4 braket için takım ömrü sıralaması yapılmıştır.

3.13.3. CNC Tezgahının ve CNC Operatörünün Çalışma Saati

Braketler 5 eksen bir CNC tezgâhında üretilmiştir. Talaşlı imalat süreleri ile operatör çalışma saati ve CNC tezgâhının çalışma saati doğrudan bağlantılıdır. Tezgâhta işleme süresi arttıkça hem tezgâh maliyeti hem de CNC operatörünün çalışma maliyeti artmaktadır. Ayrıca braketlerin talaşlı imalat sürelerinin artması fazla elektrik harcanmasına, fazla bor yağı kullanılması da demektir. Bu da braketler için harcanan enerji miktarlarının artması anlamına gelir ve ekstra bir maliyet getirir.

3.13.4. Topoloji Optimizasyon Süreleri

Yeniden modellenmiş braketlerin topoloji optimizasyon süresi orijinal braketlerin topoloji optimizasyonu süresinden daha fazladır. Orijinal braketlerden istenilen boşaltmayı yapabilmek için mesh boyutunu küçültmek gerekir. Bu durum optimizasyon sonucunun doğruluğunu arttırırken optimizasyon süresini uzatmaktadır. Ayrıca yeniden modellenme yapabilmek için defalarca kez analiz yapmak gerekmektedir. Bu durumda analiz ve optimizasyon süresi de uzamaktadır.

3.13.5. Enerji Tüketimi

Braketlerin üretildiği 5 eksen CNC tezgâhının harcadığı enerji miktarı da ele alınarak bir karşılaştırılma yapılmıştır. Yeniden modellenmiş braketlerin üretim süreleri daha fazla olduğu için bu durum braketlerin üretimi için harcanan enerji miktarlarına yansımıştır. Tezgâh kullanım süresi, kaldırılacak talaş miktarı, tezgâhın talaşlı işlem esnasından ısınması sarf edilecek enerji miktarı üzerinde etkili olmaktadır. Harcanan enerji miktarı Eşitlik 3.2 ile hesaplanır.

$$E = P \times t \quad (3.2)$$

Buradaki P=Güç, t= Zaman ve E= Enerji miktarını ifade etmektedir.

3.14. Basma Deneyi

Ansys ile yürütülen statik analiz sonuçlarının doğrulanması amacı ile üretilen tüm braketlere belirli bir yük değerine kadar basma testi uygulanmıştır. Yük altında, braketler üzerinde meydana gelen deformasyonlar kaydedilerek, analiz sonucunda elde edilen deformasyon değerleri ile karşılaştırılmış ve analiz sonuçlarının doğruluğu değerlendirilmiştir. Malzeme cinsi 4140 ve 6061 olarak ele alınan orijinal braketler ve yeniden modellenmiş braketler CNC tezgahlarında talaşlı imalat yöntemi ile üretildikten sonra deney için hazır hale getirilmiştir.



Şekil 3.52. Talaşlı İmalat ile Üretilen 4140 Orijinal Braket



Şekil 3.53. Talaşlı İmalat ile Üretilen 6160 Orijinal Braket

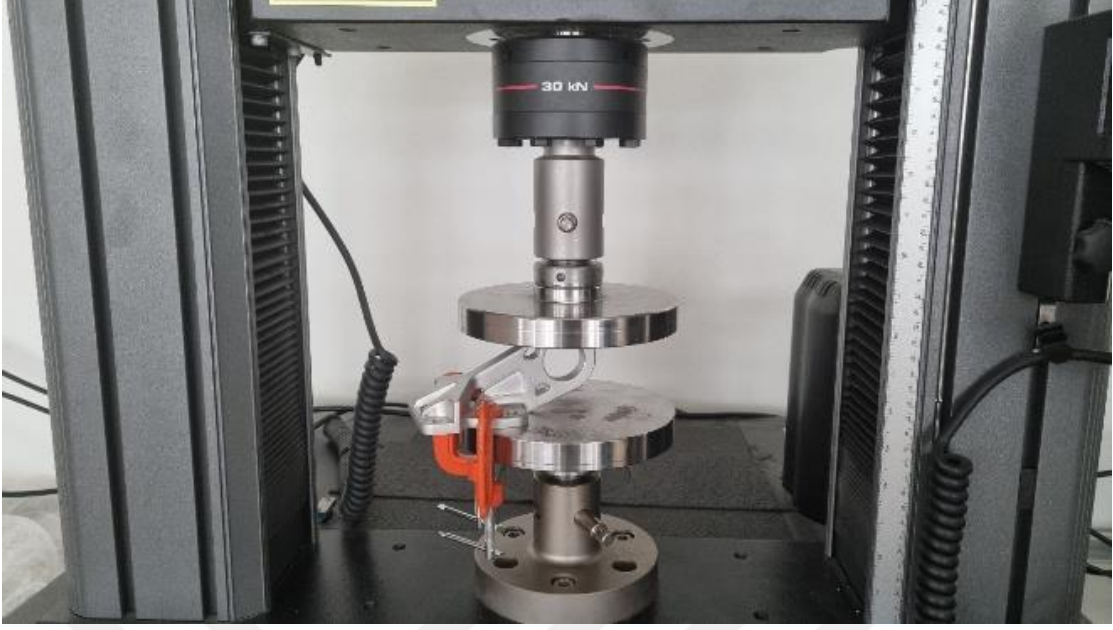


Şekil 3.54. Talaşlı İmalat ile Üretilen 4140 Yeniden Modellenmiş Braket



Şekil 3.55. Talaşlı İmalat ile Üretilen 6061 Yeniden Modellenmiş Braket

Şekil 3.52 ve Şekil 3.53’de 4140 ve 6061 orijinal olarak üretilen braketlerin resimleri verilmiştir. Şekil 3.54 ve Şekil 3.55’te ise 4140 ve 6061 yeniden modellenmiş braketlerin resimleri verilmiştir.



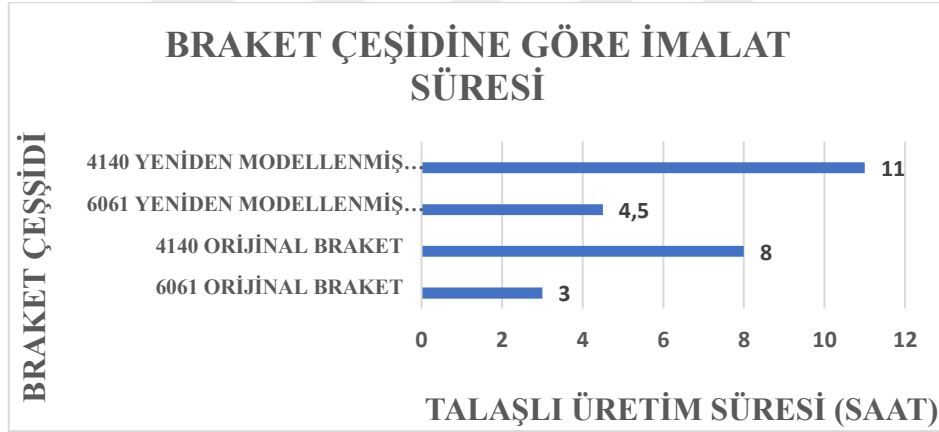
Şekil 3.56. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket Basma Deneyinde

Talaşlı imalat ile üretilen braketler, laboratuvar ortamında sırasıyla basma cihazına bağlandıktan sonra yük-uzama eğrileri elde edilmiştir. Şekil 3.56'da 6061 yeniden modellenmiş braketin basma deneyi esnasındaki görüntüsü verilmiştir.

4.BULGULAR VE TARTIŞMA

4.1. Braketlerin Talaşlı İmalat Süreleri

Orijinal 4140 ve 6061 braketinin talaşlı imalat süreleri karşılaştırıldığında 6061 braketinin imalat süresi yaklaşık 3 saat iken 4140 braketinin imalat süresi 8 saate yakındır. Ayrıca yeniden modelleme yapılmış 6061 braketin imalat süresi 4,5 saat iken yeniden modelleme yapılmış 4140 için bu süre yaklaşık 11 saattir. Bu süre malzeme cinsinin sertlik değerinden, verilen paso miktarından, ilerleme hızından, parça geometrisinden dolayı yapılan boşaltmalardan, parça yapısındaki radyuslardan ve tezgâh devrinden kaynaklanmıştır. Braket çeşidine göre imalat süresi Şekil 4.1’de gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Braket Çeşidine Göre İmalat Süresi

4.2. Braketler için Kullanılan Takım Ömrü

Takım aşınmasına etki eden kesme hızı, ilerleme, kesme derinliği ve kesme sıvısı faktörler kesme işlemine bağlı faktörler olmuşlardır. Takım aşınması takım ömrünü değerlendirmek için en önemli kriter haline gelmiş ve bunun yanında işlenen yüzeyin yüzey kalitesinin değişimi, kesme kuvvetlerinin büyümesi, işleme sıcaklığının değişmesi, malzeme cinsi, sertlik değeri de diğer etkenler olmuştur. Taylor Denklemi göz önünde bulundurularak, Walter GPS gibi takım ömrü hesaplayan programlar, operatör tarafından yapılan görsel

kontrol, tezgâh kullanım süresi, talaş miktarları ve kesici takımın katalog verileri de dikkate alınarak takım ömürleri sıralaması yapılmıştır.

Bu sonuca göre 6061 orijinal braket için kullanılacak bir kesici takımın ömrü en uzun ömre sahiptir. İkinci sırada 6061 yeniden modellenmiş braket yer alır. Üçüncü sırada 4140 orijinal braket yer alırken son sırada 4140 yeniden modellenmiş braket yer almaktadır. İşleme sürelerinin uzaması, kaldırılan talaş miktarlarının artması takım ömrünü azaltmıştır.

4.3. Maliyet ve Tezgâh Çalışma Süresi

Maliyet ve tezgâh çalışma süresi arasında doğru orantılı bir ilişki bulunmaktadır. 6061 ve 4140 orijinal braketlerin üretim saatleri arasında yaklaşık 5 saatlik bir süre farkı bulunmaktadır. 5 saatlik çalışma süresi bir işçinin yaklaşık yarım günlük çalışmasına karşılık gelmektedir. Benzer şekilde 6061 ve 4140 yeniden modellenmiş braketlerde de 6,5 saat fark bulunmaktadır. Dolayısı ile braket malzemesi olarak çelik kullanımı veya topoloji optimizasyonlu braket imali, tezgâh çalışma süresini ve buna bağlı olarak maliyeti arttırmaktadır.

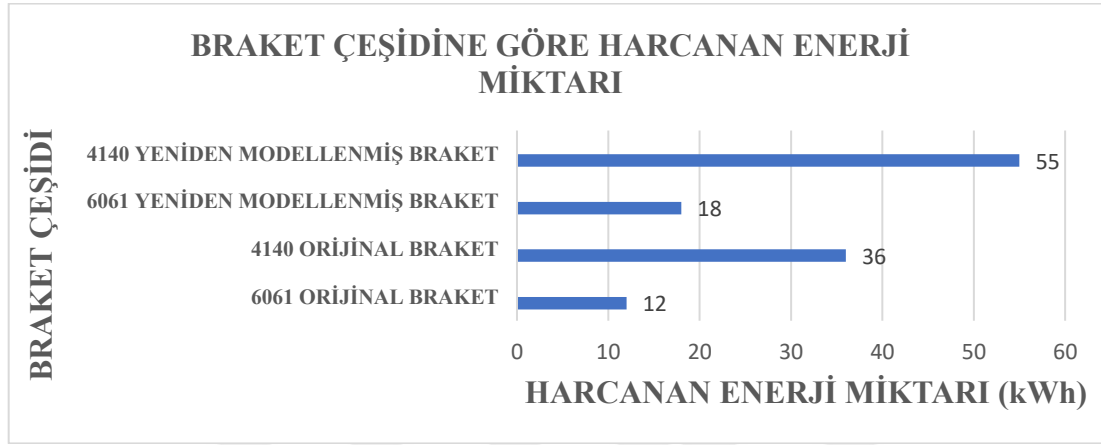
4.4. Analiz ve Topoloji Optimizasyon Süresi

Yeniden modellenmiş braketler daha fazla geometrik detay içermektedir. Bu nedenle topoloji optimizasyon süreleri orijinal braketlerin topoloji optimizasyonu süresinden daha fazladır. Daha doğru sonuçlar elde edebilmek için mesh boyutunu küçültmek analiz ve optimizasyon sürelerini arttırmıştır. Ayrıca yeniden modelleme yapabilmek için defalarca kez analiz yapmak gerekmektedir. Bu durumda analiz ve optimizasyon sürelerinin uzamasına yol açmaktadır.

4.5. Braketler İçin Harcanan Enerji Miktarı

Braketlerin üretildiği 5 eksen CNC tezgâhı enerji bakımından ele alındığında da alüminyum yerine çelik braket malzeme seçimi, 5 saatlik bir ekstra çalışma süresi ve daha yüksek enerji sarfiyatı anlamına gelmektedir. Ayrıca tezgâh amortisman maliyetleri de artmaktadır. Benzer durumlar yeniden modellenmiş braketler için de geçerlidir ve yaklaşık 6,5 saatlik bir üretim süresi farkı vardır.

Yeniden modellenmiş braketlerin üretim süreleri daha fazla olduğu için bu durum braketlerin üretimi için harcanan enerji miktarlarına yansımıştır. Tezgâh kullanım süresinin uzaması ve kaldırılacak talaş miktarının artmasından dolayı, optimize edilmiş braketler için harcanan enerji sarfıyatı daha fazla olmaktadır. Bu sonuçlar Eşitlik 3.2 ile hesaplanmıştır. 4 braket için yaklaşık olarak harcanan enerji miktarları Şekil 4.2’de verilmiştir.



Şekil 4.2. Braket Çeşidine Göre Harcanan Enerji Miktarı

Üretim aşamasında çeşitli yönlerden değerlendirilen braketler için deney kısmında da bir karşılaştırılma yapılmıştır. Bütün braketler için basma cihazı yük ve deformasyon değerleri vermiştir. Veriler ışığında 4 farklı braket için tablo değerleri oluşturulmuştur. Deformasyon karşılaştırılması için hazırlanan değerler Çizelge 4.1-4.4’te gösterilmiştir.

Çizelge 4.1. 6061 Orijinal Braket Deformasyon Karşılaştırması

Değer	Yük (N)	Topoloji Optimizasyonu ile Hesaplanan Deformasyon (mm)	Deney Sonucu Ölçülen Deformasyon (mm)
1	1500	0,112	0,102
2	1800	0,135	0,151
3	2000	0,151	0,165
4	2500	0,187	0,194
5	3000	0,225	0,243

Çizelge 4.2. 6061 Yeniden Modellenmiş Braket Deformasyon Karşılaştırması

Değer	Yük (N)	Topoloji Optimizasyonu ile Hesaplanan Deformasyon (mm)	Deney Sonucu Ölçülen Deformasyon (mm)
1	1500	0,207	0,198
2	1800	0,249	0,237
3	2000	0,276	0,271
4	2500	0,345	0,333
5	3000	0,415	0,386

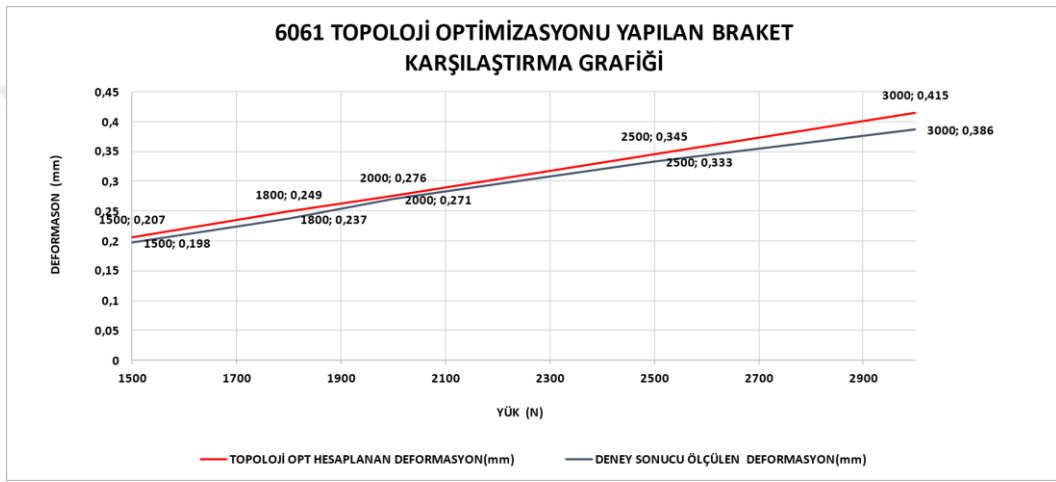
Çizelge 4.3. 4140 Orijinal Braket Deformasyon Karşılaştırması

Değer	Yük (N)	Topoloji Optimizasyonu ile Hesaplanan Deformasyon (mm)	Deney Sonucu Ölçülen Deformasyon (mm)
1	1500	0,0365	0,0325
2	1800	0,0438	0,0427
3	2000	0,0487	0,0452
4	2500	0,0608	0,0619
5	3000	0,0730	0,0710

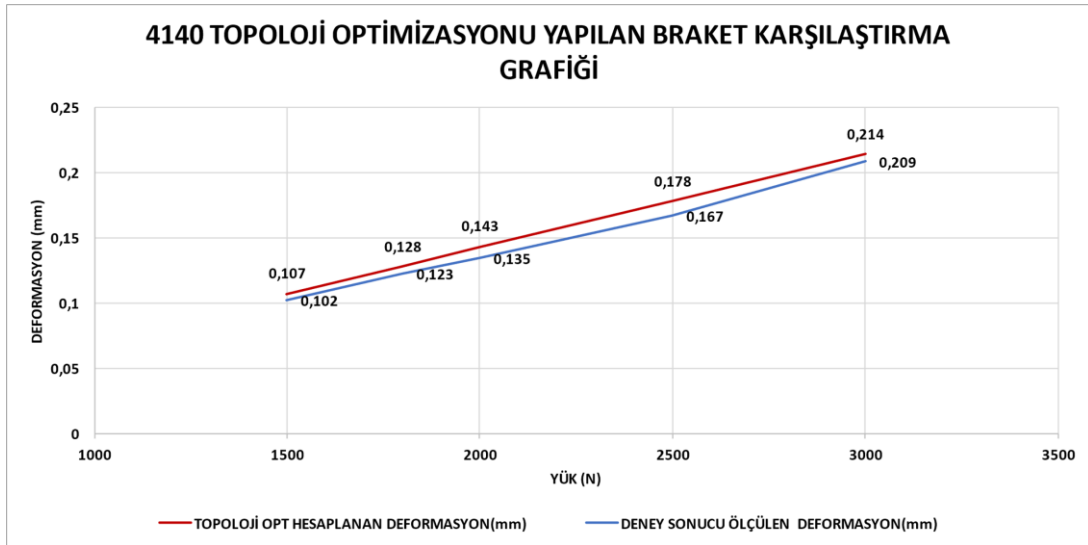
Çizelge 4.4. 4140 Yeniden Modelleme Yapılmış Braket Deformasyon Karşılaştırması

Değer	Yük (N)	Topoloji optimizasyonu ile Hesaplanan Deformasyon (mm)	Deney Sonucu Ölçülen Deformasyon (mm)
1	1500	0,107	0,102
2	1800	0,128	0,123
3	2000	0,143	0,135
4	2500	0,178	0,167
5	3000	0,214	0,209

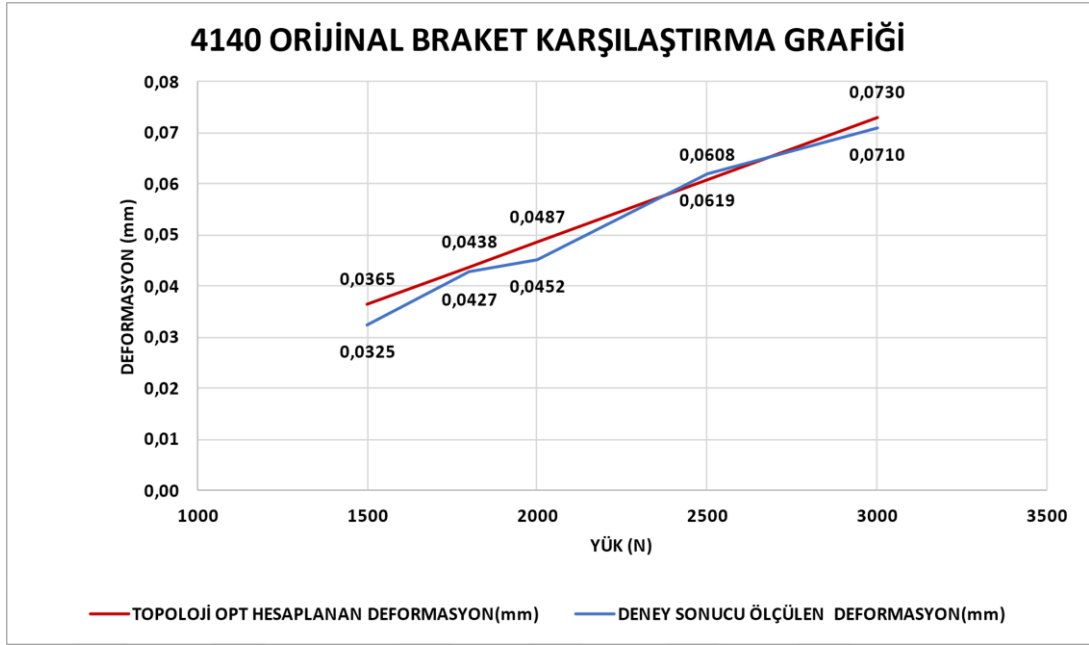
Deney sırasında braketlere yükler kademeli şekilde uygulanmıştır ve yük-uzama miktarları elde edilmiştir. Deney sonucunda 4 adet yük-uzama grafiği elde edilmiştir. Şekil 4.3-4.6’da topoloji optimizasyonu sayesinde hesaplanan deformasyon ile deney sonucu hesaplanan deformasyon sonuçlarının karşılaştırma grafikleri gösterilmiştir. Bu veriler ile ANSYS programında elde edilen uzama miktarları karşılaştırılarak, analiz metodu doğrulanmıştır.



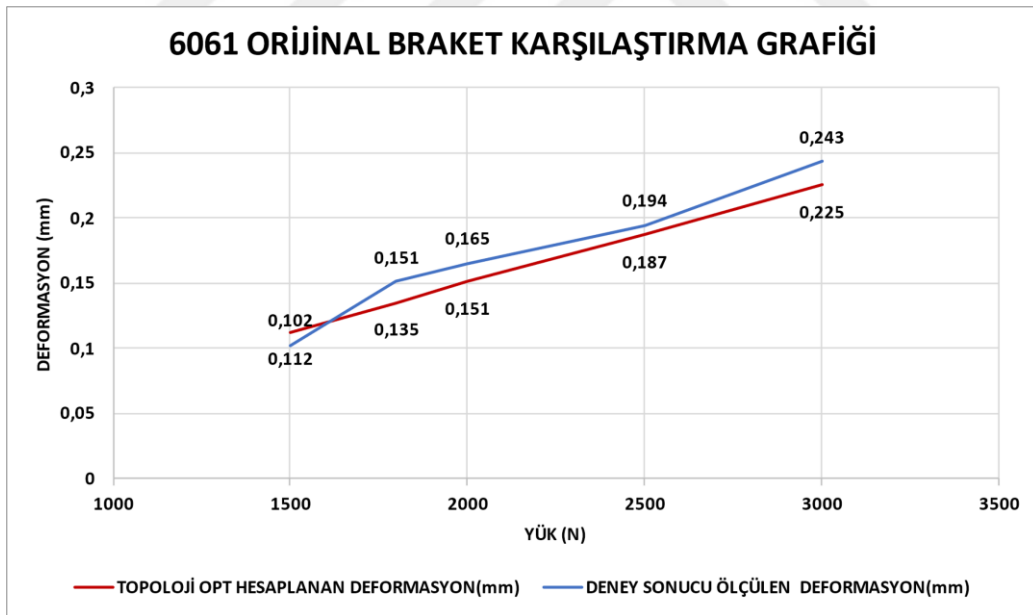
Şekil 4.3. Karşılaştırma Grafiği 1



Şekil 4.4. Karşılaştırma Grafiği 2

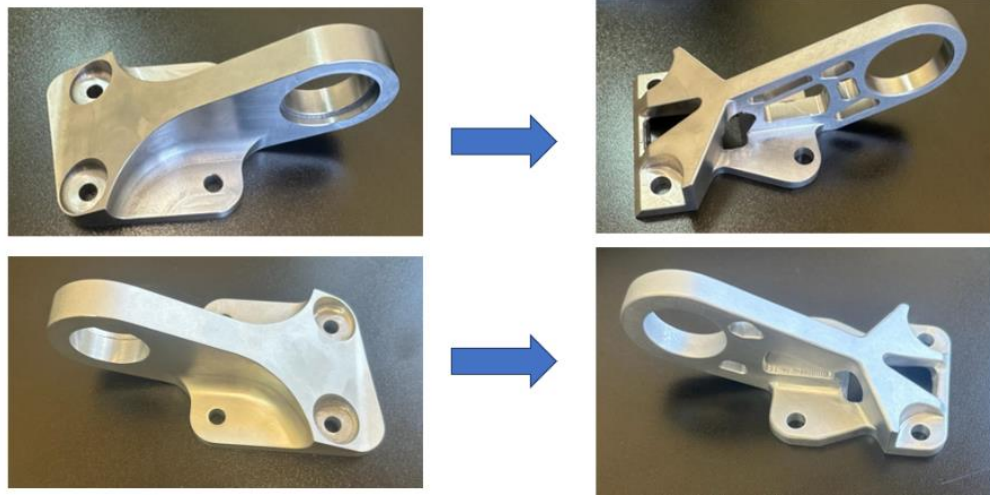


Şekil 4.5. Karşılaştırma Grafiği 3



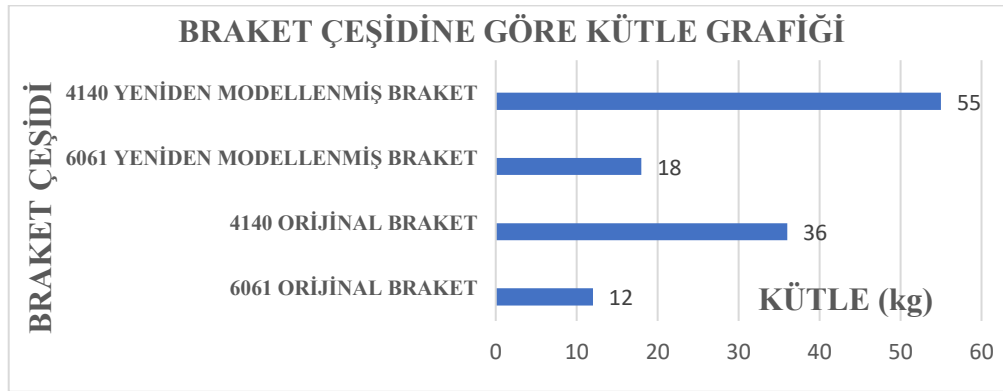
Şekil 4.6. Karşılaştırma Grafiği 4

ANSY programında yapılan topoloji optimizasyonu sonucundaki deformasyon ile deney sonucunda elde edilen deformasyon sonuçlarının birbirine çok yakın değerde çıkması analiz sonuçlarını doğrulamıştır.



Şekil 4.7. Braketlerde Topoloji Optimizasyonu Sonucu Meydana Gelen Geometrik Değişim

Braketlerde meydana gelen geometrik değişim Şekil 4.7’de gösterilmiştir. 4140 çeliğinden yapılmış orijinal braket kütlesi 0.916 kg iken yeniden modellenmiş 4140 çeliğinden yapılmış braket kütlesi yaklaşık olarak orijinal braket kütlesinin %39,6’sı kadar bir kütleye sahiptir. 4140 yeniden modellenmiş braket 0.363 kg’dır. Benzer şekilde 6061 alüminyumdan yapılmış orijinal geometri 0.317 kg iken 6061 alüminyumdan yeniden modelleme ile yapılmış braket 0.199 kg’dır. Bu sonuç gösteriyor ki yeniden modellenmiş braket kütlesi %62,77 oranında azalmıştır. Braket çeşidine göre kütle grafiği Şekil 4.8’de verilmiştir.



Şekil 4.8. Braket Çeşidine Göre Kütle Grafiği

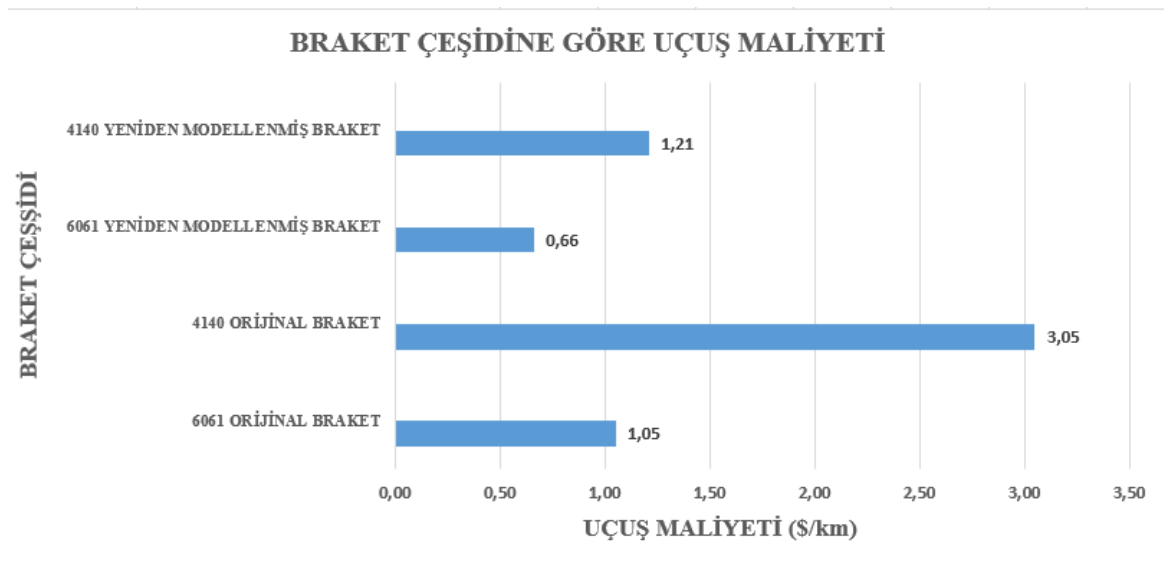
4.6. Braketler İçin Uçuş Maliyeti

Braketin yorulma ömrü endurance limitinin üzerinde olduğundan, uçak ömrü boyunca kullanılacaktır. Ortalama 70 ton olan bir uçağın 6920 km yol alması için gereken toplam yakıtı 26119 litredir. Bu da uçağın 1 kilogramının 1 km yol alması için yaklaşık 3.7 litre uçak yakıtı gerektirmesi demektir. 1 litre uçak yakıtı kabaca 0.9 USD'dir. Uçağın bir kilogramının 1 km uçması için 3,33 USD gerekmektedir. Çizelge 4.5'te braketlerin kütlesi ve uçuş maliyetleri kütleleri baz alınarak hesaplanmış ve gösterilmiştir.

Çizelge 4.5. Braketlerin Kütlesi ve Uçuş Maliyetleri

Braket Çeşidi	Braket Kütlesi (gram)	Uçuş Maliyeti (\$/km)
4140 Orijinal Braket	916	3,05
4140 Yeniden Modellenmiş Braket	363	1,21
6061 Orijinal Braket	317	1,05
6061 Yeniden Modellenmiş Braket	199	0,66

Şekil 4.9'da braket çeşidine göre uçuş maliyetinin grafiği verilmiştir. Tezde ele alınan 6061 braketinde 0,118 kg bir azalma km başına 0,393 USD'lik bir kazanç sağlarken 4140 braketindeki 0,553 kg bir azalma km başına 1,825 USD'lik bir kazanç demektir.



Şekil 4.9. Braket Çeşidine Göre Uçuş Maliyeti

5.SONUÇ VE ÖNERİLER

Çalışmada bir uçak braketinin statik analizi yapılarak maksimum gerilmeleri elde edilmiştir. 4140 ve 6061 metalleri kullanılarak seçilen braketin maksimum gerilme ve yükleme koşulları altında topoloji optimizasyonu yapılmıştır. Yeniden modellenmiş braketlerin topoloji optimizasyon süresi orijinal braketlerin topoloji optimizasyonu süresinden daha fazladır. Orijinal braketlerden istenilen boşaltmayı yapabilmek için mesh boyutunu küçültmek gerekir. Bu durum optimizasyon sonucunun doğruluğunu arttırırken optimizasyon süresini uzatmıştır. Ayrıca yeniden modellenme yapabilmek için defalarca kez analiz yapmak gerekmektedir. Bu durumda analiz ve optimizasyon süresi de uzamıştır. Kullanılabilecek minimum ağırlıkla elde edilen braket topoloji optimizasyon işleminden alınan sonuçlara göre yeniden tasarlanmıştır. Yeniden tasarlanan braketler ile orijinal braketler talaşlı imalat yöntemi ile üretilmiştir. Talaşlı imalat süresinin en az olduğu braket orijinal 6061 braketidir. İkinci sırada yeniden modellenmiş 6061 braket, üçüncü sırada orijinal 4140 braket ve son sırada yeniden modellenmiş 4140 braketinin olduğu görülmüştür. Bu süre malzeme cinsinin sertlik değerinden, verilen paso miktarından, parça geometrisinden dolayı yapılan boşaltmalardan, parça yapısındaki radyuslardan kaynaklanmıştır. Benzer şekilde braketlerin üretimi için kullanılan kesici takım ömrü, harcanan enerji miktarı ve maliyet konuları da ele alınmıştır. Hem malzeme cinsi hem de parça geometrisinden dolayı harcanan enerji miktarları ve maliyetler talaşlı imalat süreleri ile paralel sonuçlar göstermiştir. Braketler için kullanılan kesici takım ömrü ise bu sonuçlar ile ters orantılıdır. Kesici takım ömrünün en az olduğu braket 4140 yeniden modellenmiş braketidir.

Elde edilen veriler doğrultusunda ağırlığı azaltılmış braketler orijinal braketler gibi istenilen ağırlığı taşımıştır. Sonuç olarak yapılan çalışmada topoloji optimizasyonu ile geleneksel yollarla üretimin birleştirilebileceği ortaya konmuştur. Ayrıca geometri değişiminin yanı sıra yapısal analiz ve topoloji optimizasyon analizlerinin bir arada kullanılması ile orijinal parçanın daha düşük yoğunluklu malzemeler ile değiştirilebilmesi mümkün olmuştur. Bu da havacılık endüstrisi için önemli bir konu olan ağırlık tasarrufu sağlamıştır.

KAYNAKLAR DİZİNİ

Albak, E. İ. (2019). *Optimum Design of Brake Pedal Using Topology Optimization Method Intended for Weight Reduction on The Formula Sae Car*. <https://doi.org/10.29137/Umagd.467057>

Akın Dağkolu, İstemihan Gökdağ, Oğuzhan Yılmaz. (2021). *Design and Additive Manufacturing of A Fatigue-Critical Aerospace Part Using Topology Optimization and L-Pbf Process*. <https://doi.org/10.1016/j.promfg.2021.07.037>

Akkurt, A., Ovalı, İ. (2009). *Ezme ve Geleneksel Bitirme İşlemlerinin Al 6061 Alüminyum Alaşımı Parçaların Yüzey Pürüzlülüğü ve Daireselliği Üzerine Etkisi*. *Pamukkale University Journal of Engineering Sciences*, 15(3).

A.L.R. Prathyusha, G. Raghu Babu. (2022). *A Review on Additive Manufacturing and Topology Optimization Process for Weight Reduction Studies in Various Industrial Applications*. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2022.02.604>

Byron Paul Gradl, Glen Snedden Michael Brooks, Jean Pitot, Elena Lopez, MartinLeary, Filippo Berto, Anton Du. (2021). *Metal Additive Manufacturing in Aerospace: a Review*. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2021.110008>

Dheeraj Gunwant, Anadi Misra. (2012). *Topology Optimization of Sheet Metal Brackets Using Ansys*, *Mit International Journal of Mechanical Engineering* Vol. 2, No. 2, Aug. 2012, Pp. (120-126) Issn No. 2230-7680.

Enrico Armentani, Venanzio Giannella, Antonio Parente, Mauro Pirelli. (2020). *Design for Nvh: Topology Optimization of an Engine Bracket Support*. <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2020.06.024>

G. Arun Kumar, G. Arumaikkannu. (2021). *Multi-Objective Topology Optimization of Additive Manufactured Alternator Bracket*. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.10.308>

Guanghai Shi, Chengqi Guan, Dongliang Quan, Dongtao Wu, Lei Tang, Tong Gao. (2020). *An Aerospace Bracket Designed by Thermo-Elastic Topology Optimization and Manufactured by Additive Manufacturing*, *Chinese Journal of Aeronautics*. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.09.006>

İstemihan Gökdağ, Orçun İzgü, Akın Dağkolu, Ahmet Alptuğ Tanrıku, Erdem Acar. (2022). *Design Optimization and Validation for Additive Manufacturing: A Satellite Bracket Application, Structural and Multidisciplinary Optimization*, Volume 65, Article Number: 237 (2022).

János Plocher, Ajit Panesar. (2019). *Review on Design and Structural Optimization in Additive Manufacturing: Towards Next-Generation Lightweight Structures*. <https://doi.org/10.1016/J.Matdes.2019.108164>

KAYNAKLAR DİZİNİ

JD Lopez-Castro, A. Marchal, L. González, J. Botana. (2017). *Topological Optimization and Manufacturing by Direct Metal Laser Sintering of an Aeronautical Part in 15-5ph Stainless Steel*. <https://doi.org/10.1016/J.Promfg.2017.09.121>

Jikai Liu, Jiaqi Huang, Yufan Zheng, Shuai Hou, Shuzhi Xu, Yongsheng Ma, Chuanzhen Huang, Bin Zou, Lei Li. (2023). *Challenges in Topology Optimization for Hybrid Additive-Subtractive Manufacturing: A Review*. <https://doi.org/10.1016/J.Cad.2023.103531>

Matthew Tomlin, Jonathan Meyer. (2011). *Topology Optimization of an Additive Layer Manufactured (Alm) Aerospace Part*. Altair Engineering.

Mevlüt Yunus Kayacan, Mamoun Alshihabi. (2023). *Adaptive Topology Optimization for Additive Manufacturing in Aerospace Applications*, Pamukkale University Journal Of Engineering Sciences. doi: 10.5505/Pajes.2023.52578

Miguel Seabra, José Azevedo, Aurélio Araújo, Luís Reis, Elodie Pinto, Nuno Alves, Rui Santos, João Pedro Mortagua. (2016). *Selective Laser Melting (Slm) and Topology Optimization for Lighter Aerospace Componentes*. <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2016.02.039>

Mustafa, Ç. Ö. L. (2016). *38MnSiV5-6 Çeliği ve 4140 Islah Çeliğinin İşlenebilirlik Optimizasyonu*.

Nuz Wattananaphakaseam, N. S., Napat Phengsalae, Daniele Dipasquale. (2021). *Topology Optimization of an Aircraft Engine Gearbox*. <https://doi.org/doi:10.1088/1742-6596/1983/1/012023>

S. Satya Hanush, M. Manjaiah. (2022). *Topology Optimization of Aerospace Part To Enhance The Performance by Additive Manufacturing Process*. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2022.02.074>

Tajudeen A. Sulaymon, Helo T. Petri, Toshev Rayko. (2022). *Towards A Complex Geometry Manufacturing: A Case Study on Metal 3D Printing of Topology Optimised Bicycle Parts With Lattices*. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2022.09.605>

Varatharaj Neelakandan, Thulasirajan Ganesan, Praveen Chakrapani Rao. (2019). *Weight Optimization of Housing Bracket for Electrical Starter Motor Using Fea*. <https://doi.org/10.1016/J.Prostr.2019.05.043>

Yassine Saadlaoui, Jean-Louis Milan, Jean-Marie Rossi, Patrick Chabrand. (2017). *Topology Optimization and Additive Manufacturing: Comparison of Conception Methods Using Industrial Codes*. <https://doi.org/10.1016/J.Jmsy.2017.03.006>

KAYNAKLAR DİZİNİ

Yisheng Chen, Qianglong Wang, Chong Wang, Peng Gong, Yincheng Shi, Yi Yu, & Zhenyu Liu. (2021). *Topology Optimization Design and Experimental Research of 3D Printed Metal Aviation Bracket Considering Fatigue Performance*. <https://doi.org/10.3390/App11156671>

