



POLİTEKNİK DERGİSİ

JOURNAL of POLYTECHNIC

ISSN: 1302-0900 (PRINT), ISSN: 2147-9429 (ONLINE)

URL: <http://dergipark.org.tr/politeknik>



İnsansız hava aracı burun iniş takımı çatalı için topoloji optimizasyonu uygulaması

Application of topology optimization method for unmanned aerial vehicle nose landing gear fork

Yazar(lar) (Author(s)): Müberra Rüveyda KOÇAK¹, İhsan KORKUT²

ORCID¹: 0000-0003-4835-9373

ORCID²: 0000-0002-5001-4449

To cite to this article: Koçak M.R. ve Korkut İ., “Application of topology optimization method for unmanned aerial vehicle nose landing gear fork”, *Journal of Polytechnic*, 26(4): 1393-1403, (2023).

Bu makaleye şu şekilde atıfta bulunabilirsiniz: Koçak M.R. ve Korkut İ., “İnsansız hava aracı burun iniş takımı çatalı için topoloji optimizasyonu uygulaması”, *Politeknik Dergisi*, 26(4): 1393-1403, (2023).

Erişim linki (To link to this article): <http://dergipark.org.tr/politeknik/archive>

DOI: : 10.2339/politeknik.1099868

İnsansız Hava Aracı Burun İniş Takımı Çatalı için Topoloji Optimizasyonu Uygulaması

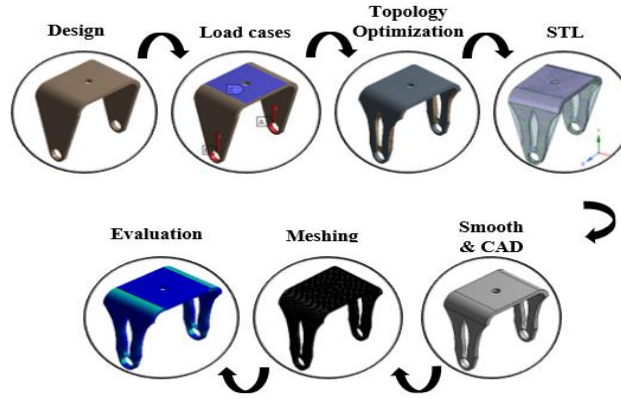
Application of Topology Optimization Method for Unmanned Aerial Vehicle Nose Landing Gear Fork

Önemli noktalar (Highlights)

- ❖ ANSYS Workbench ile Topoloji Optimizasyonu / Topology Optimization with ANSYS Workbench
- ❖ SpaceClaim ile Tersine Mühendislik Çalışması / Reverse Engineering with SpaceClaim
- ❖ İniş Takımı Çatalı için Optimizasyon / Optimization for Landing Gear Fork

Grafik Özet (Graphical Abstract)

Çatal parçası, tasarım, analiz, optimizasyon, yeni tasarım ve yeniden analiz aşamalarından geçmiştir. /The fork part has gone through the stages of design, analysis, optimization, redesign and reanalysis.



Şekil. Optimizasyon aşamaları / Figure. Optimization stages

Amaç (Aim)

Bu çalışma, insansız hava aracı burun iniş takımı çatalı için optimizasyon çalışmalarının tersine mühendislik yöntemiyle yeniden tasarlanması ve analiz edilmesi üzerine gerçekleştirilmiştir. / The purpose of the optimization work for the fork part is to improve the performance and design, lighten the part, reduce the amount of chips and process energy.

Tasarım ve Yöntem (Design & Methodology)

Parçanın tasarımı için Solidworks ve SpaceClaim, analizi için ise ANSYS Workbench programı kullanılmıştır. / Solidworks and SpaceClaim were used for the design of the part, and ANSYS Workbench program was used for the analysis.

Özgünlük (Originality)

Bu çalışmada iniş takımı çatalı için optimizasyon gerçekleştirilmiştir. / In this study, optimization was performed for the landing gear fork

Bulgular (Findings)

Topoloji optimizasyonu ile ağırlık hafifletilmiştir. / The weight is lightened with topology optimization.

Sonuç (Conclusion)

Yapılan optimizasyon çalışmaları ile parça istenilen oranda azaltılmıştır. / With the optimization studies carried out, the part was reduced at the desired rate.

Etik Standartların Beyanı (Declaration of Ethical Standards)

Bu makalenin yazar(lar)ı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler. / The author(s) of this article declare that the materials and methods used in this study do not require ethical committee permission and/or legal-special permission.

İnsansız Hava Aracı Burun İniş Takımı Çatalı için Topoloji Optimizasyonu Uygulaması

Araştırma Makalesi / Research Article

Müberra Rüveyda KOÇAK^{1*}, İhsan KORKUT²

¹Zonguldak Bülent Ecevit Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği, Zonguldak, Türkiye

²Gazi Üniversitesi, Teknoloji Fakültesi, İmalat Mühendisliği, Ankara, Türkiye

(Geliş/Received : 07.04.2022 ; Kabul/Accepted : 15.05.2022 ; Erken Görünüm/Early View : 28.06.2022)

ÖZ

İniş takımı uçağın en önemli bileşenlerinden biridir. Uçağa gelen yükleri karşılamak, iniş anında darbeyi sönmlemek ve uçağın taksi yapmasına izin vermek iniş takımının görevleri arasındadır. İniş takımı, ana iniş takımı ve burun iniş takımından oluşur. Ana iniş takımı ve burun iniş takımı da kendi içinde alt bileşenlerden oluşur. Bu çalışmada burun iniş takımı alt bileşenlerinden olan çatal parçası için optimizasyon çalışması yapılmıştır. Optimizasyonun amacı, performansı ve tasarımı iyileştirmek, hafifletmek, talaş miktarını ve proses enerjisini azaltmaktır. Çatal parçasının optimizasyon çalışması için gerekli sınır koşulları verilerek, analiz ANSYS Workbench programında gerçekleştirilmiştir. Optimizasyondan sonra, analiz çalışmasında oluşan gerilme ve deformasyonlar optimizasyon öncesi sonuçlarla karşılaştırılarak çatal yapısı doğrulanmış ve yapısal değişiklikler oluşturularak ağırlık azaltılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Topoloji, optimizasyon, insansız hava aracı, burun iniş takımı çatalı.

Application of Topology Optimization Method for Unmanned Aerial Vehicle Nose Landing Gear Fork

ABSTRACT

Landing gear is one of the most important components of the aircraft. Among the tasks of the landing gear is to carry the loads coming on the aircraft, damping the impact at the time of landing and allow the aircraft to taxi. The landing gear consists of the main landing gear and the nose landing gear. The main landing gear and nose landing gear also consist of subcomponents in themselves. In this study, an optimization study was performed for the fork part, which is one of the lower components of the nose landing gear. The purpose of optimization is to improve performance and design, to lighten, to reduce the amount of chips and process energy. By giving the necessary boundary conditions for the optimization work of the fork part, the analysis was carried out in the ANSYS Workbench program. After the optimization, the fork structure was verified by comparing the stress and deformations formed in the analysis study with the results before optimization, and the weight was reduced by creating structural changes.

Keywords: Topology, optimization, unmanned aerial vehicle, nose landing gear fork.

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Bir uçağın en kritik alt sistemlerinden biri iniş takımındır [1] çünkü iniş ve yer operasyonları sırasında bir uçağın tüm ağırlığını destekler ve uçağın ana yapısal elemanlarına bağlanır [2].

İniş takımı tasarımı, Uçuşa Elverişlilik Yönetmelikleri tarafından tanımlanan uçağın olası tüm zemin tutumları altında güvenlik, mukavemet, stabilite, sertlik, yerden yükseklik, kontrol ve sönmleme gibi çeşitli gereklilikleri dikkate alır [3].

Birçok yazar, iniş takımı tasarımı, iniş takımına gelecek yükler, optimizasyon ve sonlu elemanlar yöntemini kullandığı için iniş takımı üzerine çalışmıştır. Al-Bahkali [4] hafif bir uçak için iki farklı iniş takımı düzeneğini

farklı iniş koşulları altında modellemiş ve analiz etmiştir. Horak [5] iniş takımı yapısının bir analizini önermiştir. Yangchen [6] hafif yapısal tasarım ve iniş takımlarının optimizasyonu üzerine çalışmalar geliştirmiştir. Sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak iniş takımlarının analizi Briscoe [7] tarafından önerilmiştir. Infante [1, 3] iniş takımlarında yorulma analizi üzerine çalışmıştır.

Bu çalışmanın amacı iniş takımı çatalının üretim aşamasında kullanılacak malzeme miktarını, parçanın ağırlığını, talaş miktarını, yakıt miktarını ve zaman kaybını azaltmaktır. Malzeme seçimi ve ağırlık hafifletilmesi ile hava aracında yapılacak iyileştirmeler hava aracının her uçuşunda yakıtı daha az tüketeceğini göstermektedir. Bu durumda hava aracı yakıt deposuna daha az yakıt alacaktır. Yapılacak ağırlık hafifletilmesi ile hem hava aracı ağırlığında hem de yakıt miktarında bir iyileştirme yapılmış olacaktır [8]. Ağırlığın 1 kg azaltılması her 100 km'lik mesafede 20-30 gr'lık yakıt artımı sağlamaktadır [9]. Yıllık uçuş süresi

*Sorumlu Yazar (Corresponding Author)
e-posta : mruveyda.kocak@beun.edu.tr

hesaplandığında yaklaşık olarak 85,5 milyar km yol aldığı [10] ve 1 kg'lık hafifleme ile yılda 2 milyon kg'ın üzerinde yakıttan tasarruf sağlanacağı görülmektedir. Jet yakıtının 1 kg'lık tüketimi 3,6 kg CO₂ salınımına sebep olduğu hesaplandığında miktarın küçümsenemeyecek seviyede olduğu görülmektedir [11]. Ağırlığın azaltılması aynı zamanda menzil ve faydalı yükü de etkilemektedir [12].

Bu çalışmada ilk adım olarak parça CAD programında tasarlanmıştır. Bir sonraki adımda, tasarlanan iniş takımı çatalının analizi gerçekleştirilmiştir. Önceki çalışmalardan farklı olarak, iniş takımı bileşenlerinden çatal parçası için optimizasyon çalışması yapılmıştır.

2. SONLU ELEMANLAR METODU (FINITE ELEMENT METHOD)

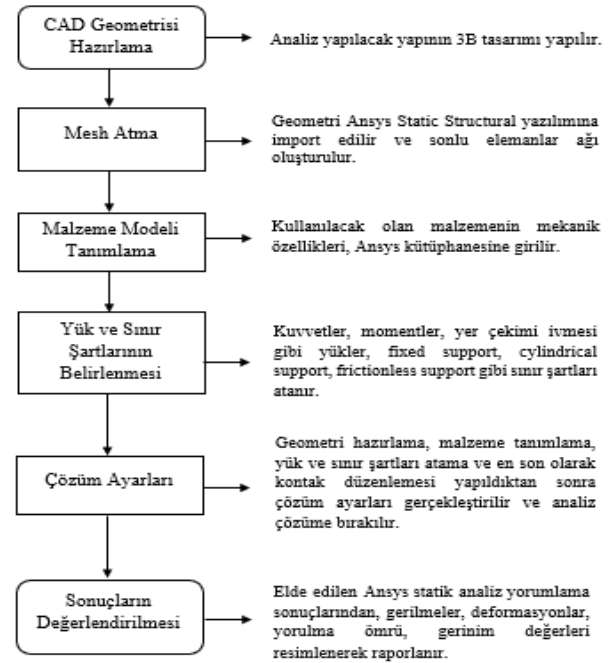
Sonlu elemanlar yöntemi (Finite Element Method) ilk olarak 1956 yılında Turner ve arkadaşları tarafından sınır şartlarına (yük, basınç ve sıcaklık gibi) sahip mühendislik problemlerinin çözülmesinde kullanılmaya başlanmıştır [13].

Sonlu Elemanlar Analizlerinin amacı, tasarlanan ürünlerin servis koşullarında görevlerini yerine getirip getirmediğini belirlemektir. Analizde tasarlanan ürünün hasara uğrayıp uğramayacağına bakılır. Hasar analizi için (Akma ve kırılma) kriterleri dikkate alınır. Elde edilen sonuçlar bu kriterlere göre değerlendirilir [13].

Çatal parçası analizinin ön hazırlık işlemleri için ilk olarak analiz tipine karar verilmiştir ve sonraki adımda modelin tipi ve element türü seçilmiştir. Daha sonra analiz için, analiz şablonuna geometri getirilmiş, malzeme özellikleri tanımlanmış ve geometrinin mesh yapısı oluşturularak işlem hazırlıkları tamamlanmıştır. Bu adımdan sonra parçanın çevre koşullarında çalışacağı sınır şartları verilerek problem, program içerisinde çözdürülmüştür. Parça üzerinde yapılacak analizler için ANSYS Workbench programı kullanılmıştır. Ön hazırlık aşamasında analiz tipi statik analiz olarak seçilmiştir. Model tipi parça, element türü katı model olarak tanımlanmıştır. İşlem aşamasında ise Solidworks programında modellenen çatal parçası 'sat' uzantısı şeklinde kayıt edilmiştir. Daha sonra çatal parçası 'ANSYS Workbench' programına 'import' komutu ile analiz şablonuna getirilmiş, malzeme özellikleri tanımlanmış, ardından sınır koşulları verilerek problem çözdürülmüştür. Şekil 1, ANSYS Workbench programında yapılacak analiz için akış şemasını göstermektedir.

2.1.Çatal Parçasının Katı Modeli (Solid Model of Fork Part)

Çatal parçası, hava aracının iniş takımı alt elemanlarından biridir. Aks ile janta monte edilir. Alt silindir, üst silindir, alt kol, üst kol ve bağlantı elemanları ile hava aracının gövdesine bağlanır. Şekil 2'de katı modeli gösterilen çatal parçasının çizimi Solidworks programında oluşturulmuştur.



Şekil 1. Analiz iş akış şeması (Analysis workflow diagram)



Şekil 2. Burun çatalının katı modeli (Solid model of nose fork)

2.2. Mesh Atma (Meshing Process)

İniş takımı çatalı optimizasyonu için önemli noktalardan biri mesh yapısıdır. Topoloji optimizasyon sonuçları mesh yapısına bağlıdır. Eğer yeterince iyi bir mesh yapısı yoksa optimizasyon sonucu oluşan tasarım uygun olmayabilir.

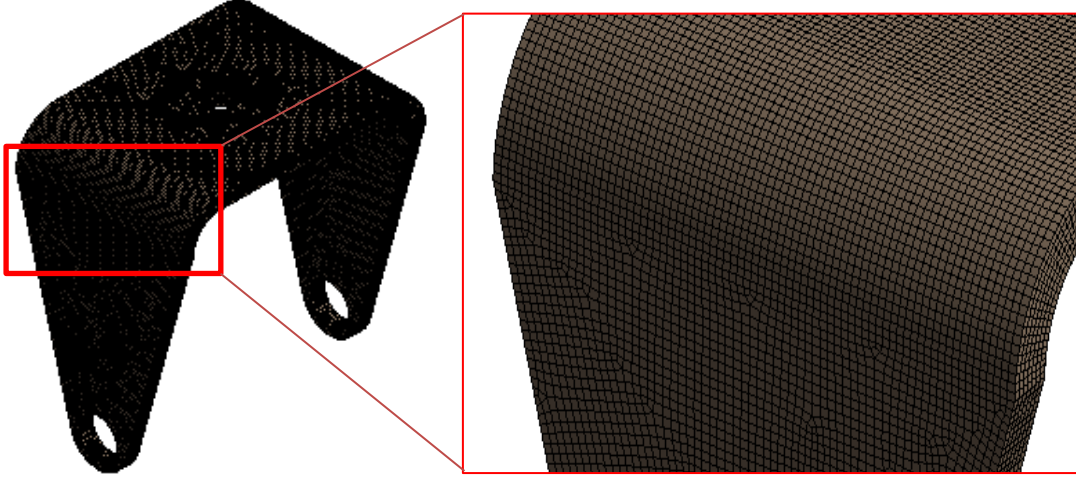
Çatal parçası için multizone metodu, mesh tipi olarak hexahedron element yapısı kullanılmıştır. 125230 eleman ve 563967 düğüm noktası kullanılmıştır. Kullanılan ortalama eleman boyutu 2 milimetredir. ANSYS programında mesh işlemi yapılan çatal parçası Şekil 3'te gösterilmektedir.

2.2.1. Mesh kalitesi değerlendirme (Mesh quality assessment)

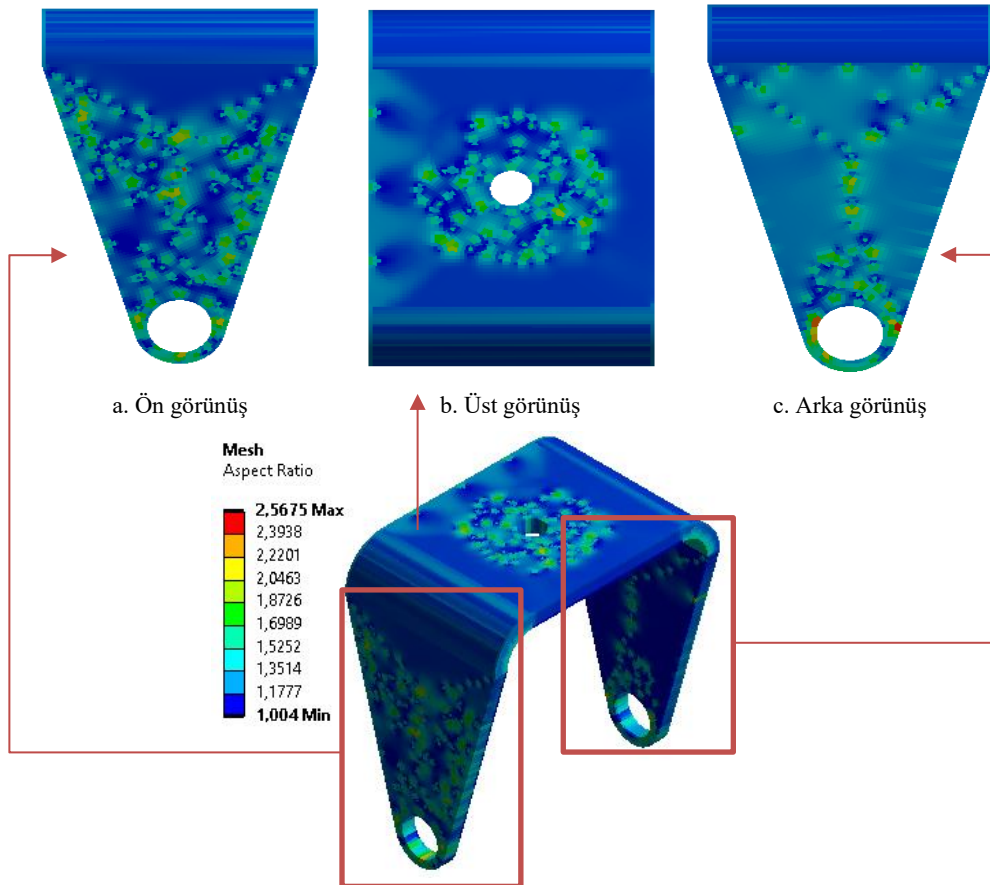
Yapılan mesh işleminden sonra mesh yapısı uygunluğunun belirlenmesi için mesh değerlendirme kriterlerine göre

yapı üç farklı kritere göre incelenmiştir [14]. Aspect Ratio Kriteri Element Kalitesi (Şekil 4, Şekil 5 ve Şekil 6), Element Kalitesi Kriteri (Şekil 7 ve Şekil 8) ve Skewness kriterine (Şekil 9, Şekil 10 ve Şekil 11) göre

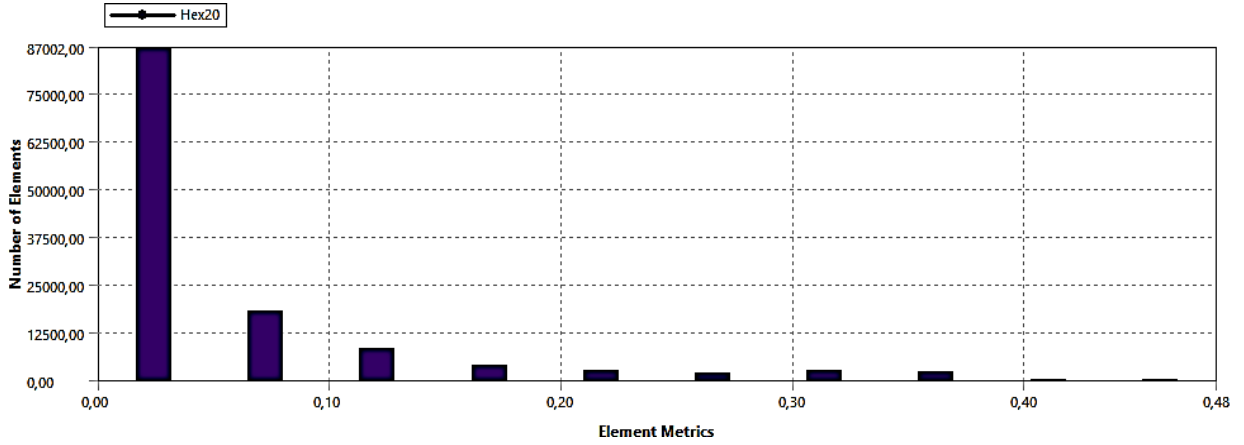
mesh yapısının uygunluğu belirlenmiştir. Şekil 4'te verilen Aspect Ratio kriterine göre, minimum element kalitesi 1, maksimum 2,56 ve ortalama 1,24 değerindedir. Bu kritere göre element dağılım grafiği Şekil 7'de gösterilmiştir.



Şekil 3. Mesh işlemi yapılan çatal parçası (A part of fork made of meshing process)



Şekil 4. Aspect ratio değerlendirme kriterine göre çatal parçası (a. Ön görünüş, b. Arka görünüş, c. Üst görünüş) (Fork part according to Aspect ratio evaluation criteria a. Front view, b. Back view, c. Top view)

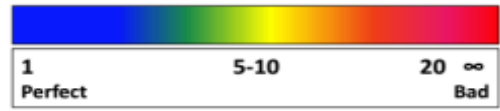


Şekil 5. Aspect Ratio kriterine göre element sayısı dağılımı (Distribution of the number of elements according to the aspect ratio criterion)

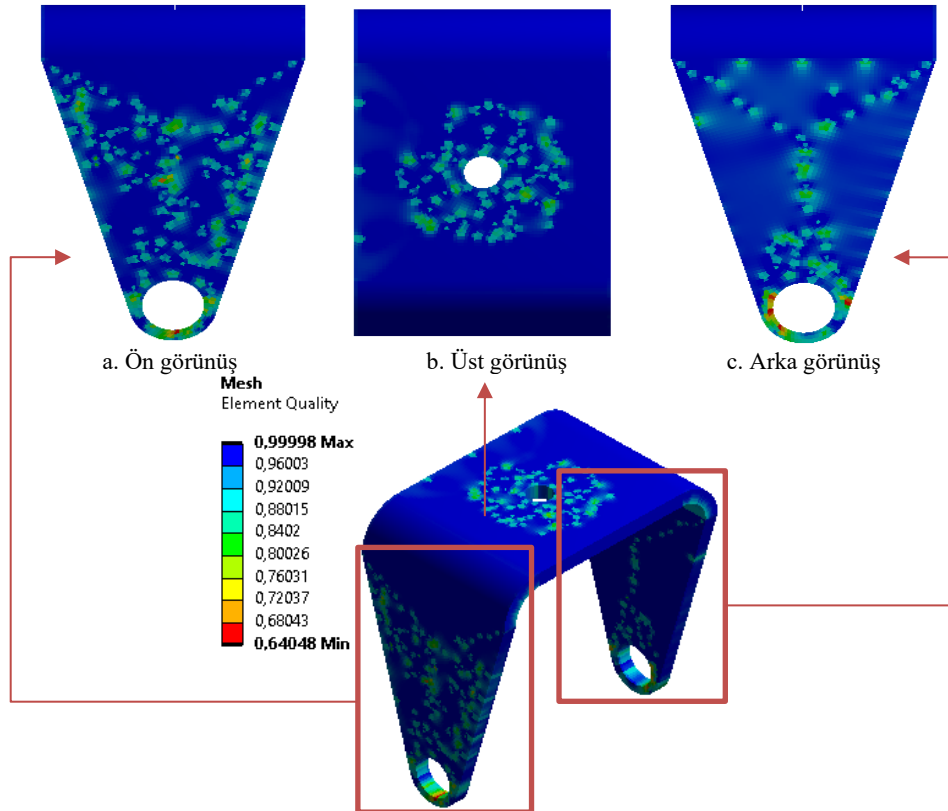
En-boy oranı dikkate alınan Aspect Ratio kriterinde, 1 mesh yapısının çok iyi olduğunu, 5-10 kabul edilebilir mesh kalitesi olduğunu ve 20 ise çok kötü bir mesh kalitesi olduğunu ifade etmektedir (Şekil 6).

Element kalitesi ile bakılan değer, bir mesh elemanın hacminin o mesh elemanın kenar uzunluğuna oranıdır. Mesh kalitesinin bir değerine yaklaşması kalitesinin arttığını göstermektedir. Element kalitesine göre renklendirilmiş çatal parçası Şekil 7'de gösterilmiştir. Minimum element kalitesi 0,64, maksimum 0,99 ve

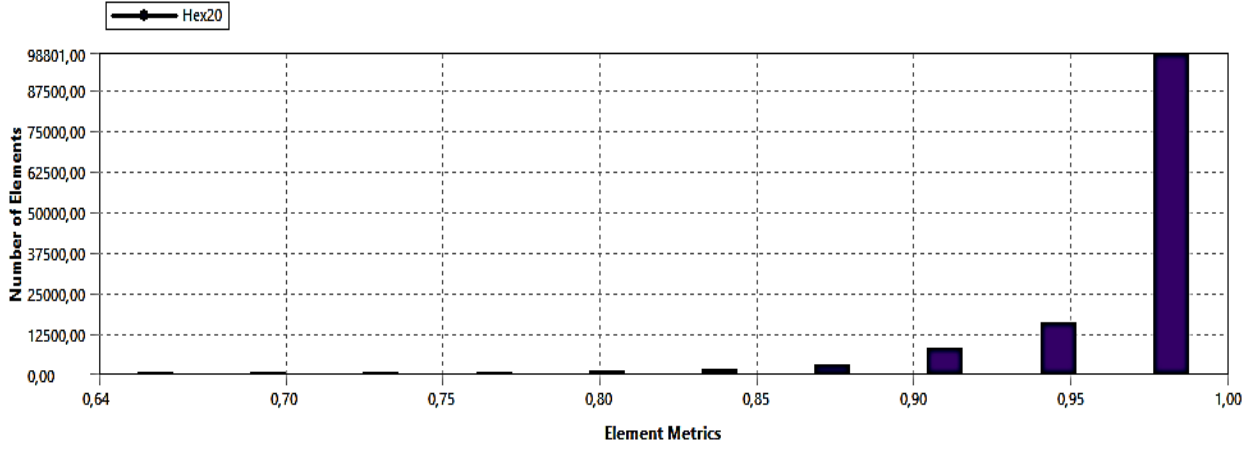
ortalama 0,97 değerindedir. Element kalitesi mavi renkte en iyi, kırmızı renkte ise en kötüdür. Şekil 7'de görüldüğü gibi parçanın mesh kalitesi oldukça iyi görünmektedir. Aynı zamanda element kalitesi dağılımı grafiği ile mesh kalitesi değerlendirilebilir. Element kalitesi dağılımı grafiği Şekil 8'de gösterilmiştir.



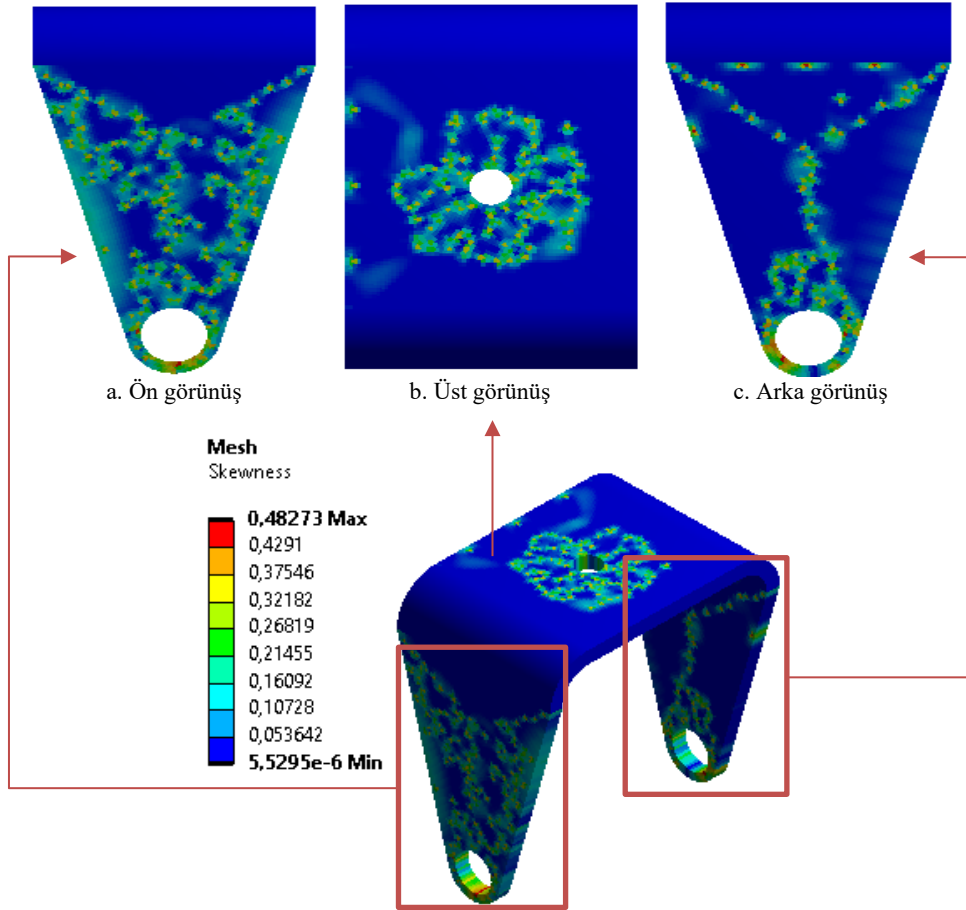
Şekil 6. Aspect Ratio mesh değerlendirme ölçütü (AspectRatio mesh evaluation criteria)



Şekil 7. Element kalitesi değerlendirme kriterine göre çatal parçası (a. Ön görünüş, b. Arka görünüş, c. Üst görünüş) (Fork part according to Element quality evaluation criteria a. Front view, b. Top view, c. Back view)



Şekil 8. Element kalitesi kriterine göre element sayısı dağılımı (Distribution of the number of elements according to the element quality criterion)



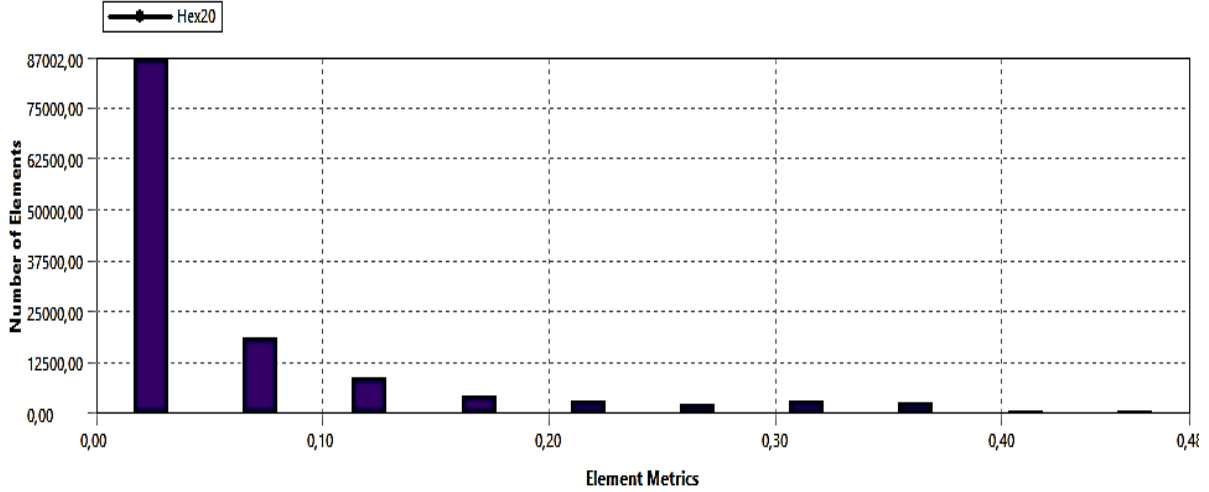
Şekil 9. Skewness değerlendirme kriterine göre çatal parçası a. Ön görünüş, b. Üst görünüş, c. Arka görünüş (Fork part according to Skewness evaluation criteria a. Front view, b. Top view, c. Back view)

Minimum element kalitesi $5,53e-006$, maksimum 0,48 ve ortalama $5,49e-002$ değerindedir (Şekil 9). Skewness kriterine göre 0,98-1 kabul edilemeyen mesh kalitesi, 0,80-0,94 kabul edilebilir bir mesh kalitesi, 0,25-0,50 iyi

bir mesh kalitesi olarak değerlendirilir (Şekil 10). Şekil 11'de Skewness kriterine göre element sayısı dağılım grafiği verilmiştir.

					
Excellent	Very good	Good	Acceptable	Bad	Unacceptable
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00

Şekil 10. Skewness mesh değerlendirme ölçütü (Skewness mesh evaluation criteria)



Şekil 11. Skewness kriterine göre element sayısı dağılımı (Distribution of the number of elements according to the skewness criterion)

3.3. Sınır Koşulları (Boundary Conditions)

Sonlu elemanlar metodu ile analizi yapılacak olan yapının, sonlu elemanlar modelinin doğruluğunun belirlenmesinde bir başka önemli nokta sınır şartlarının doğru bir şekilde verilmesidir. Bu yapı veya modelde bilinmeyen sayısı azaltılarak çözümlene süresi en aza

indirilir. Bunun için sınır şartlarının doğru bir şekilde verilmesi gerekmektedir [13]. Burun iniş takımı çatal parçası için ilk adımda hava aracının maksimum kalkış ağırlığına bakılmıştır. Burun iniş takımının taşıyacağı yük miktarı Çizelge 1'deki verilere göre hesaplanmıştır. Burun iniş takımının taşıyacağı yük miktarı aşağıda verilen eşitliklere göre hesaplanmaktadır.

Burada W , maksimum uçak ağırlığıdır. Maksimum uçak ağırlığı 15690,64 Newton'dur. Burun iniş takımına gelecek yükler, Eşitlik 1, Eşitlik 2 ve Eşitlik 3'te verilmiştir.

$$F_{statik} = \frac{W(F - L)}{F} \quad (1)$$

$$F_{dinamik} = \frac{10 \cdot J \cdot W}{(32.2)(F)} \quad (2)$$

$$F_{burun\ net\ dikey\ yük} = F_{statik} + F_{dinamik} \quad (3)$$

Eşitlik 1'e göre maksimum statik yük 2227,8 Newton, Eşitlik 2'ye göre dinamik yük 746,61 Newton ve Eşitlik 3'e göre net dikey yük 2974,4 Newton'dur. Tasarım gereksinimi olarak $F_{burun\ net\ dikey\ yük}$ değeri 1,07 katsayısı ile çarpılmalıdır [3]. Böylece burun iniş takımının karşılayacağı yük 3182,59 Newton olmaktadır. Bu değer, çatal parçasının aksa bağlanan kısımlarına eşit bölünerek 1591,3 Newton olarak ve y ekseninde uygulanmıştır (Şekil 12). Çizelge 2 çatal parçasına uygulanacak sınır şartları değerlerini göstermektedir.

Çizelge 1. İniş takımı arasındaki mesafeler (Distances between the landing gear)

Burun iniş takımı ile ana iniş takımı arasındaki mesafe (F)	Burun iniş takımı ile arka ağırlık merkezi arasındaki mesafe (N)	Burun iniş takımı ile ön ağırlık merkezi arasındaki mesafe (L)	Ana iniş takımı ile arka ağırlık merkezi arasındaki mesafe (M)	İniş takımlarının uçak gövdesi ile arasındaki mesafe (J)
0,979 m	0,89 m	0,84 m	0,25 m	0,15 m

Çizelge 2. Sınır şartları (Boundary Conditions)

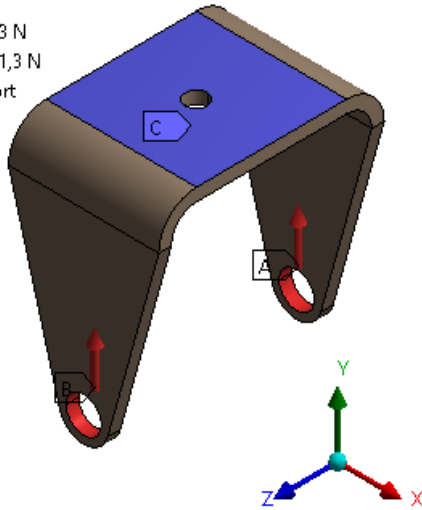
Parametre	Değer
Uçağın kalkış ağırlığı	1600 kg
F_{statik}	2227,8 N
F_{dinamik}	746,61 N
$F_{\text{net dikey yük}}$	2974,4 N
Emniyet katsayısı	1,07
Uygulanacak yük	3182,59 N

Sınır şartları verilmiş çatal parçası Şekil 12’de verilmiştir. Mavi renkli kısım sabit destek alanını, kırmızı renkli kısımlar ise yükün uygulanacağı alanları ifade eder.

A: Static Structural

Force 2
Time: 1, s

- A** Force: 1591,3 N
- B** Force 2: 1591,3 N
- C** Fixed Support


Şekil 12. Sınır şartları verilen çatal parçası (The fork part given the boundary conditions)

3.4. Malzeme Atama (Material Assignment)

Malzeme seçimi, malzemenin mekanik özellikleri, fiziksel özellikleri ve üretilebilirliği gibi özelliklere bağlı olarak yapılmıştır. Hava aracı parçalarında meydana gelen hasarların büyük çoğunluğu korozyon oluşmasıyla ilgilidir. Bu nedenle seçilecek malzemenin korozyon dayanımına da dikkat edilmesi gerekmektedir [15].

Havacılık uygulamalarında, malzeme çevre koşulları altında stabil olduğunda, malzeme seçiminde hafiflik ile birlikte mukavemet önemli olduğu için Alüminyum 7075-T6 (SN) malzeme seçilmiştir [16].

Malzemenin mekanik özellikleri Çizelge 3’te verilmiştir.

Çizelge 3. Alüminyum 7075-T6(SN) malzemesinin mekanik özellikleri (Mechanical properties of aluminum 7075-T6(SN) material) [17]

Özellik	Değer
Kopma mukavemeti	572 MPa
Akma mukavemeti	503 MPa
Elastisite modülü	71,7 GPa
Poisson oranı	0,33
Yoğunluk	2,81 g/cm ³

3.5. Analiz Sonuçları (The Results of The Analysis)

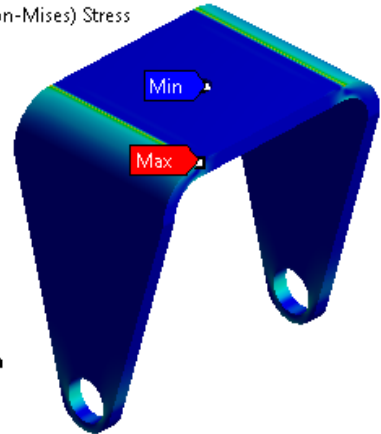
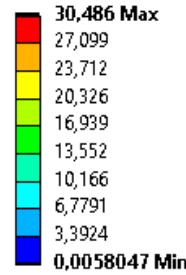
Malzemeye uygulanan yükleme karşısında hasara uğrayıp uğramayacağını belirlemede akma ve kırılma kriterleri kullanılır. Malzemelere uygulanan kuvvet karşısında ya akarak yani uzayarak deforme olur ya da direkt kırılarak deforme olur. Sünek malzemeler kopmadan önce uzarken, gevrek malzemeler tam aksine hiç uzamadan aniden kırılır.

Bu sebeplerden dolayı sünek ve gevrek malzemelerin analizlerinde farklı hasar kriterleri kullanılır [18].

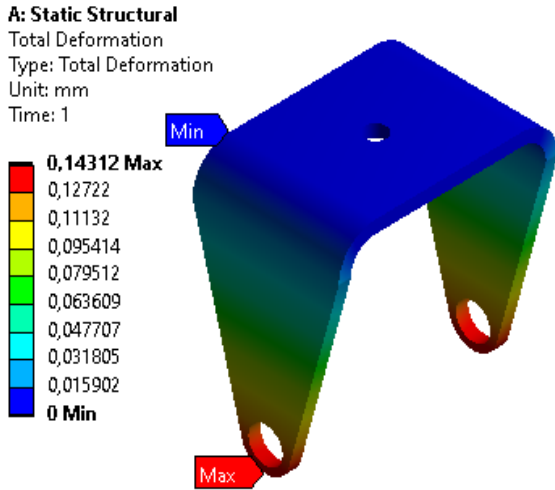
Bu çalışmada Von-Mises kriteri kullanılarak hasar analizi incelenmiştir. Çatal parçasına uygulanan yük sonucu oluşan maksimum gerilme değeri 30,49 MPa’dır ve Şekil 13’te verilmiştir.

A: Static Structural

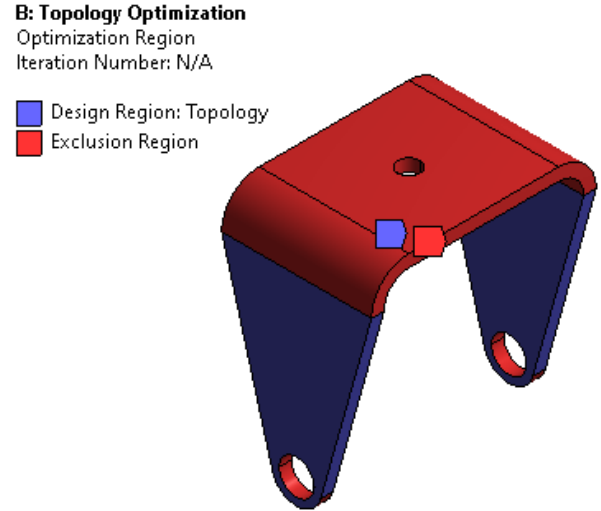
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress
Unit: MPa
Time: 1


Şekil 13. Çatal parçasının maksimum gerilme değeri (Maximum tensile value of the fork part)

Uygulanan yükten sonra çatal parçasında 0,143 mm deformasyon gerçekleşmiştir ve Şekil 14’te verilmiştir.



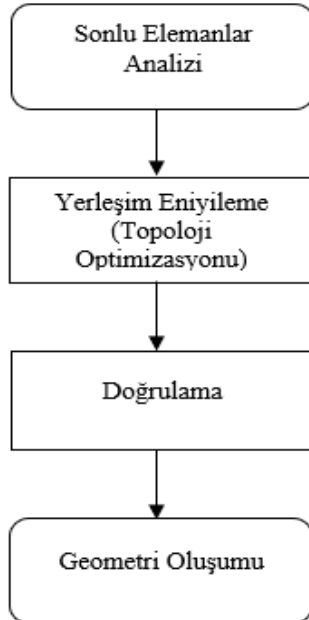
Şekil 14. Çatal parçasında oluşan toplam deformasyon (Total deformation of the fork part)



Şekil 16. Optimizasyon bölgeleri (Design Region:Topology, Exclusion Region)

4. TOPOLOJİ OPTİMİZASYONU UYGULAMASI (APPLICATION OF TOPOLOGY OPTIMIZATION)

Çatal parçasının belirli kısıtlamalara dayalı olarak belirli bir birime yerleştirilmesinin fiziksel olarak en verimli ifadesini bulmak için topoloji optimizasyonu yapılmıştır [18]. Topoloji optimizasyonu iş akışı Şekil 15'te verilmiştir

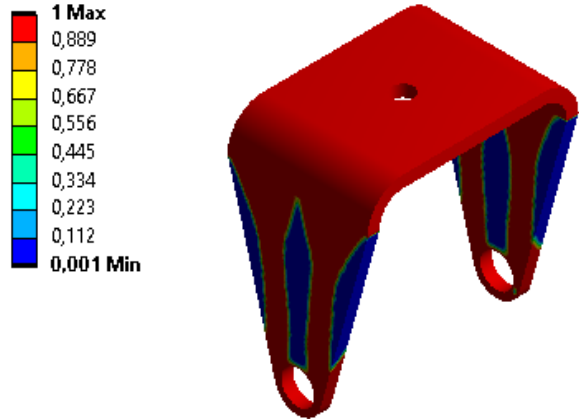


Şekil 15. Topoloji optimizasyonu iş akışı şeması (Topology optimization workflow diagram)

Çatal parçasında kütleli olarak optimizasyon yapılarak, %50'lik ağırlık azaltılması istenmektedir. Optimizasyon yapılacak çatal parçası Şekil 16'da gösterilmiştir. Optimizasyonun uygulanacağı bölgeler mavi renk ile optimizasyon yapılmayacak bölgeler ise kırmızı renk ile gösterilmiştir.

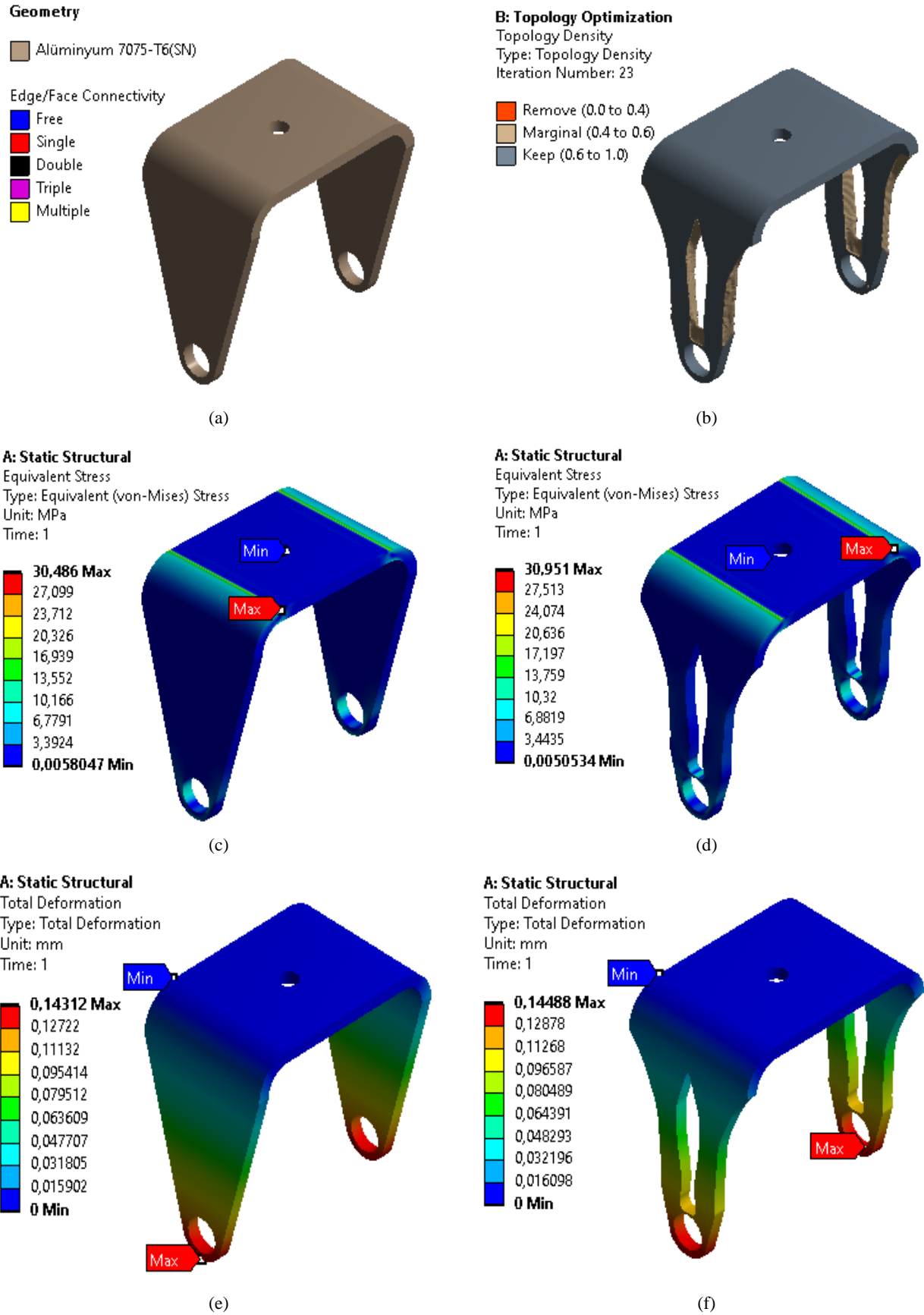
Optimizasyon işleminin uygulanmayacağı bölgeler belirlenmiştir. Optimizasyon için sınırlandırılmış kısım kırmızı bölgedir ve sınırlamaya dahil olmayan kısım Şekil 17'de gösterildiği gibi mavi bölgedir. Kırmızı bölge aynı zamanda optimize edilmiş parçanın bir ön izlemesidir.

B: Topology Optimization
User Defined Result
Expression: topo
Iteration Number: 23



Şekil 17. Topoloji optimizasyonu (Topology optimization)

Şekil 18'de çatal parçasının topoloji optimizasyonu öncesi (a) ve sonrası (b) kütle azaltılmış hali, optimizasyon öncesi maksimum gerilme (c) ve optimizasyon sonrası maksimum gerilme (d) değeri, optimizasyon öncesi toplam deformasyon (e) ve optimizasyon sonrası toplam deformasyon (f) değerleri verilmiştir.



Şekil 18. Topoloji optimizasyonu öncesi ve sonrası sonuçlar (Results before and after topology optimization)

Yapılan sonlu elamanlar analizi sonuçlarında önemli değerlendirme kriterlerinden biri de emniyet katsayısıdır. Kullanılan alüminyum alaşımı 503 MPa akma dayanımına sahiptir. İzin verilen gerilme, uygulamaya ve malzemeye bağlı olarak uçaklar için 1.25 ile 3 arasında değişen emniyet faktörüne bağlıdır. Ana iniş takımı yapıları için genellikle 1.25'dir [19]. Emniyet katsayısı, aşağıda verilen Eşitlik 4'e göre hesaplanır.

$$\text{Emniyet katsayısı} = \frac{\text{Akma Dayanımı}}{\text{Maksimum Gerilim}} \quad (4)$$

5. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu makalede burun iniş takımı çatalının optimizasyonu üzerine bir çalışma sunulmuştur. Solidworks programında tasarlanan parçanın analizi sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Analiz aşamasının ilk adımında mesh kalitesi üç kriterle değerlendirilmiştir. Element Kalitesi değerlendirme kriterine göre ortalama 0,97, Aspect Ratio kriterine göre 1,24 ve Skewness kriterine göre 5,49e-002 mesh kalitesi elde edilmiştir. Bu değerler mesh element kalitesinin iyi olduğunu göstermektedir. Mesh işlemi tamamlandıktan sonra verilen sınır şartlarına göre çataldaki gerilmeler ve

deformasyonlar bulunmuş ve en fazla gerilmenin yarıçap bölgesinde olduğu belirlenmiştir. Sınır koşulları verilen bölgeler optimizasyona dahil edilmemiştir ve 23 tekrarda gerçekleşmiştir. Kütle, istenilen alandan hafifletilmiştir.

Yapılan çalışmada parçanın kütle hafiflemesine yönelik istenen sonuçlar elde edilmiştir. Topoloji optimizasyonundan sonra parçanın hala güvenli olup olmadığı Eşitlik 4 kullanılarak incelenmiş ve malzemenin akma dayanımına göre 16,25 kat güvenli olduğu belirlenmiştir. Sonuç verileri, optimizasyon öncesi ve sonrası parçanın gerilme, deformasyon, güvenlik katsayısı ve kütle parametreleri Çizelge 4'te karşılaştırılarak verilmiştir.

Topoloji çalışmasında kütle oranında azaltılması istenmiştir. Analiz çalışmasında bu oran yaklaşık %59,55 olarak hesaplanmıştır (Şekil 19). Optimizasyon çalışması yapılmadan önce parça tasarım ve analiz aşamalarından, optimizasyondan sonra doğrulama ve geometri oluşum aşamalarından geçmiştir. Doğrulama aşamasında, orijinal geometriye çok yakın bir rijitlik ve sehim bulunmuştur. Aynı zamanda kütle optimizasyonu ile yaklaşık 1 kg hava aracı ağırlığı azaltılmış ve hava aracının yakıt deposuna alacağı yakıt miktarı artırılmıştır.

Çizelge 4. Çatal parçasının optimizasyon öncesi ve sonrası parametrik verileri (Parametric data of the fork part before and after optimization)

Parametreler	Topoloji Çalışmasından Önce	Topoloji Çalışmasından Sonra
Maksimum Gerilme	30,49 MPa	30,95 MPa
Toplam Deformasyon	0,143 mm	0,145 mm
Parçanın hacmi	9,03e+005 mm ³	5,38e+005 mm ³
Parçanın kütlesi	2,54 kg	1,51 kg
Emniyet katsayısı	16,5	16,25

Details of "Response Constraint"	
Scope	
Scoping Method	Optimization Region
Optimization Region Selection	Optimization Region
Definition	
Type	Response Constraint
Response	Mass
Define By	Constant
<input type="checkbox"/> Percent to Retain	50 %
Suppressed	No

Results	
<input type="checkbox"/> Minimum	1,e-003
<input type="checkbox"/> Maximum	1,
<input type="checkbox"/> Average	0,6214
<input type="checkbox"/> Original Volume	9,0289e+005 mm ³
<input type="checkbox"/> Final Volume	5,3772e+005 mm ³
<input type="checkbox"/> Percent Volume of Original	59,555
<input type="checkbox"/> Original Mass	2,5371 kg
<input type="checkbox"/> Final Mass	1,511 kg
<input type="checkbox"/> Percent Mass of Original	59,555
Visibility	
Show Optimized Region	Retained Region
Information	
Iteration Number	23

Şekil 19. Ansys Workbench optimizasyon sonuç verileri (Ansys Workbench optimization result data)

ETİK STANDARTLARI BEYANI (DECLARATION OF ETHICAL STANDARDS)

Bu makalenin yazar (lar)ı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler.

YAZARLARIN KATKILARI (AUTHOR'S CONTRIBUTIONS)

Müberra Rüveyda KOÇAK: Parçanın tasarım ve analizini yapmıştır. Makale yazım işlemini gerçekleştirmiştir.

İhsan KORKUT: Sonuçları analiz etmiş, makalenin kontrol işlemini gerçekleştirmiştir.

ÇIKAR ÇATIŞMASI (CONFLICT OF INTEREST)

Bu çalışmada herhangi bir çıkar çatışması yoktur.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] Infante V., Reis L., de Freitas M., “Failure analysis of landing gears trunnions due to service”, *Engineering Failure Analysis*, 41: 118–123, (2014).
- [2] Currey N. S., Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Washington, D.C. (1988).
- [3] Infante V., Fernandes L., de Freitas M., Baptista R., “Failure analysis of a nose landing gear fork”, *Engineering Failure Analysis*, 41: 554-565, (2017).
- [4] Al-Bahkali, E.A., “Analysis of Different Designed Landing Gears for a Light Aircraft”, *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, 79: 406-409, (2013).
- [5] Horak I.V., “Advanced Landing Gear Fatigue Test Method”, *LMS Conference Europe 2006.*, Munich, (2006).
- [6] Deng Y., “Application of Shape Optimization in Landing-Gear Structural Design of Small Aircraft”, *Mechanics in Engineering*, 30: 47-51, (2008).
- [7] Briscoe D., ME 548 Aerostructures Final Project ANSYS Analysis Landing Gear.
- [8] Çalış Boyacı A., Tüzemen M.Ç., “Bütünleşik SWARA-MULTIMOORA Yaklaşımı ile Uçak Gövdesi için Malzeme Seçimi”, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi Part C: Tasarım ve Teknoloji*, 8:768-782, (2020).
- [9] Steinegger R., “Fuel Economy as Function of Weight and Distance”, *Zürcher Fachhochschule*, 1-11, (2017).
- [10] Kryemadhi W., How Many Miles Do Airplanes Fly in The World Each Year? <https://www.quora.com/How-many-miles-do-airplanes-fly-in-the-world-each-year>, Erişim Tarihi:27.04.2022.
- [11] Farokhi S., Future Propulsion Systems and Energy Sources in Sustainable Aviation, *John Wiley & Sons*, 228-229, (2020).
- [12] Singh P., Pungotra H., Kalsi N. S., “On The Characteristics of Titanium Alloys for The Aircraft Applications”, *Materials Today: Proceedings*, 4(8):8971-8982, (2017).
- [13] Ovalı İ., Esen C., “ANSYS WORKBENCH”, 3.Baskı, *KODLAB Yayın ve Dağıtım*, İstanbul, (2018).
- [14] Öztürk A. M., Gündoğdu Ö., “İHA Kanatlarında Kullanılan Cam ve Karbon Elyaf Takviyeli Kompozitlerin Yapısal Performanslarının Sayısal Simülasyonlar ile İncelenmesi”, *Iğdır Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 10:1928-1942, (2020).
- [15] Yurdakul M., Özbay O., İç Y.T., “Havacılık Alanında Kullanılan Alüminyum Alaşımlarının Seçimi”, *Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 17:1-23, (2002).
- [16] Altuğ K., “Uçak Yapımında Kullanılan Malzemeler ve Özelliklerinin İncelenmesi” *Bitirme Tezi*, Yıldız Teknik Üniversitesi, (2003).
- [17] MATWEB, <http://www.matweb.com>, Erişim Tarihi: 07.03.2022.
- [18] Okudan A., “ANSYS ile Topoloji Optimizasyonu Sürdürülebilir Tasarım ve Üretim”, https://www.mmo.org.tr/sites/default/files/gonderi_dosya_ekleri/ANSYS%20ile%20Topoloji%20Optimizasyonu.pdf. Erişim Tarihi: 07.03.2022.
- [19] Burr A.H., Cheatham J.B., “Mechanical Analysis and Design. 2.ed., *Prentice Hall*, New Jersey, United States, (1995)