



F-16 Savaş Uçağı Ana İniş Takımı FS 341.80 Yapısal Parçasının Kompozit Malzeme Mukavemet Analizi

Makina Mühendisliğı Ana Bilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

İlteriş KAYA

ORCID 0000-0001-9363-5854

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Mehmet ÇEVİK

Ocak 2023

İzmir Kâtip Çelebi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü öğrencisi **İlteriş KAYA** tarafından hazırlanan **F-16 Savaş Uçağı Ana İniş Takımı FS 341.80 Yapısal Parçasının Kompozit Malzeme Mukavemet Analizi** başlıklı bu çalışma tarafımızca okunmuş olup, yapılan savunma sınavı sonucunda kapsam ve nitelik açısından başarılı bulunarak jürimiz tarafından YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

ONAYLAYANLAR:

Tez Danışmanı:

Prof. Dr. Mehmet ÇEVİK
İzmir Kâtip Çelebi Üniversitesi

Jüri Üyeleri:

Dr. Öğr. Üyesi Ebubekir ATAN
İzmir Kâtip Çelebi Üniversitesi

Doç. Dr. Ali YURDDAŞ
Manisa Celâl Bayar Üniversitesi

Savunma Tarihi: 26.01.2023

Yazarlık Beyanı

Ben, **İlteriş KAYA**, başlığı **F-16 Savaş Uçağı Ana İniş Takımı FS 341.80 Yapısal Parçasının Kompozit Malzeme Mukavemet Analizi** olan bu tezimin ve tezin içinde sunulan bilgilerin şahsıma ait olduğunu ve Türk Silahlı Kuvvetleri'nin görüşlerini yansıtmadığını beyan ederim. Ayrıca:

- Bu çalışmanın bütünü veya esası bu üniversitede Yüksek Lisans derecesi elde etmek üzere çalıştığım süre içinde gerçekleştirilmiştir.
- Daha önce bu tezin herhangi bir kısmı başka bir derece veya yeterlik almak üzere bu üniversiteye veya başka bir kuruma sunulduysa bu açık biçimde ifade edilmiştir.
- Başkalarının yayımlanmış çalışmalarına başvurduğum durumlarda bu çalışmalara açık biçimde atıfta bulundum.
- Başkalarının çalışmalarından alıntıladığımda kaynağı her zaman belirttim. Tezin bu alıntılar dışında kalan kısmı tümüyle benim kendi çalışmamdır.
- Kayda değer yardım aldığım bütün kaynaklara teşekkür ettim.
- Tezde başkalarıyla birlikte gerçekleştirilen çalışmalar varsa onların katkısını ve kendi yaptıklarımı tam olarak açıkladım.

Tarih: 26.01.2023

F-16 Savaş Uçağı Ana İniş Takımı FS 341.80 Yapısal Parçasının Kompozit Malzeme Mukavemet Analizi

ÖZ

Türk Hava Kuvvetleri'nin vurucu gücünü oluşturan F-16 savaş uçaklarında modernizasyon çalışmaları kapsamında harekât etkinliğini arttıracak çalışmalar sürekli olarak yapılmaktadır.

Bu tez çalışmasında, hâlihazırda F-16 uçaklarında kullanılmakta olan alüminyum alaşımlı ana iniş takımı FS 341.80 kodlu yapısal parçasının geometrik yapısı, ağırlığı ve sınır şartları tespit edilmiştir. Mevcut parçanın, dört farklı senaryo durumunda maruz kaldığı kuvvetlere göre sonlu elemanlar analizi ANSYS yazılımı ile yapılmıştır. Ardından, aynı parçanın karbon fiber takviyeli kompozit malzemedeki sonlu eleman modeli oluşturulmuştur. Önceki dört senaryoda uygulanan yükleme durumları yeni modele de uygulanmıştır. Her iki malzeme ile oluşturulmuş modellerdeki eşdeğer gerilme, eşdeğer toplam gerinim, maksimum kayma gerilmesi ve toplam deformasyon değerleri sayısal olarak hesaplanmıştır.

Her iki malzeme için elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucunda aynı yükleme ve sınır şartları için kompozit malzemedeki eşdeğer gerilme değerlerinde %0,8; eşdeğer toplam gerinim değerlerinde %12; maksimum kayma gerilmesi değerlerinde %0,7 ve toplam deformasyon değerlerinde %11,8 civarında azalma olduğu görülmüştür. Bunun yanında parçanın toplam ağırlığı 31,17 kg'dan 20,77 kg'a inmiş; yani, %33,37 oranında azalma sağlanmıştır.

Bu gelişmenin, uçağın ağırlığı azaltmanın yanında yorulma ömrünü ve bakım süresini de uzatması beklenmektedir. Günümüz koşullarında analiz sonuçlarını sağlayacak kompozit malzeme üretimi maliyetli ve zor olacaktır. Ancak artan ihtiyaçlar ve gelişmekte olan teknoloji, bu üretimin çok uzak olmadığını göstermektedir.

Anahtar Sözcükler: F-16 savaş uçağı, ağırlık azaltma, karbon fiber takviyeli (CFRP) kompozit malzeme, sonlu elemanlar metodu, ANSYS

Composite Material Strength Analysis of F-16 Fighter Aircraft Main Landing Gear FS 341.80 Structural Part

Abstract

Within the scope of modernization studies on the F-16 fighter aircraft, which constitute the striking power of the Turkish Air Force, studies are constantly carried out to increase the operational efficiency.

In this thesis study, the geometric structure, weight and boundary conditions of the currently used aluminum alloy main landing gear FS 341.80 structural part are determined. Finite element analysis is performed considering the forces that the existing part is exposed to in four different scenarios with ANSYS software. Then, a finite element model of the same part is generated using carbon fiber reinforced composite material. The loading conditions applied in the previous four scenarios are also applied to the new model. Equivalent stress, equivalent total strain, maximum shear stress and total deformation values in the models created with both materials are calculated numerically.

The results obtained for both materials are compared. As a result of the comparison, it is observed that there is a decrease of approximately 0.8% in the equivalent stress, 12% in the equivalent total strain, 0.7% in the maximum shear stress and 11.8% in the total deformation values of the composite material for the same loading and boundary conditions. In addition, the total weight of the part is reduced from 31.17 kg to 20.77 kg; that is, a reduction of 33.37% is achieved.

This development is expected to reduce the weight of the aircraft as well as extend the fatigue life and maintenance period. In today's conditions, the production of composite materials that will provide the analysis results will be costly and difficult. However, increasing needs and developing technology show that this production is not far away.

Keywords: F-16 fighter aircraft, weight reduction, carbon fiber reinforced (CFRP) composite material, finite element method, ANSYS

*Tez çalışmamı, aileme ve vatan savunmasında canlarını seve seve feda etmiş şehitlerimize
ithaf ediyorum.*

Teşekkür

Eğitim sürecim boyunca bilgi ve tecrübesi ile her konuda yardım ve desteğini benden esirgemeyen çok kıymetli hocam Prof. Dr. Mehmet Çevik'e;

Kendilerine ayıracağım vakitten feragat ederek çalışmalarım esnasında beni sabırla bekleyen eşim Aylin Kaya ve oğlum Ali Kaya'ya;

Beni yetiştirerek eğitim hayatım boyunca desteklerini her daim hissettiğim aileme;

Proje ve analiz aşamalarında yoğun iş temposuna rağmen her konuda yardımını esirgemeyen dostum Muharrem Kızılateş'e;

Türk Hava Kuvvetleri bünyesinde görev yapan ve bilgilere erişmem konusunda yardımcı olan komutanlarıma teşekkürü borç bilirim.

İçindekiler

Yazarlık Beyanı	ii
Öz	iii
Abstract	iv
Teşekkür	vi
Şekiller Listesi.....	x
Tablolar Listesi.....	xiii
Kısaltmalar Listesi	xiv
1 Giriş	1
2 Kompozit Malzemeler ve Havacılık Endüstrisinde Kompozit Malzeme Kullanımı.....	4
2.1 Kompozitlerde Matris ve Takviyenin Rollerini	6
2.2 Polimer Kompozitler.....	6
2.3 Havacılık Yapısının Evrimi	8
2.3.1 Neden Havacılık ve Havacılık Endüstrisi.....	9
2.3.2 Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Güçlendirici Lifler.....	12
2.3.3 Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Polimerik Matrisler	12
2.3.4 Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Sandviç Yapılar.....	14
2.4 Havacılık Endüstrisinde Kompozit Malzeme Kullanım Örnekleri.....	15
2.5 Havacılık Malzemeleri İçin Tasarım Konuları	17
2.5.1 Uçak Motorunun Malzemeleri İçin Tasarım Konuları.....	17
2.5.2 Gövde Malzemeleri İçin Tasarım Konuları.....	18
2.6 Polimer Kompozitlerin Avantajları ve Dezavantajları	19
2.6.1 Avantajlar	19

2.6.2	Dezavantajlar	19
3	Sonlu Elemanlar Metodu (SEM)	20
3.1	Sonlu Elemanlar Metodu Genel Adımları	21
3.2	Sonlu Elemanlar Metodu Uygulamaları	21
3.3	Sonlu Elemanlar Metodunun Avantajları	21
3.4	Ansys Sonlu Elemanlar Analiz Programı	22
4	Türk Hava Kuvvetleri ve F-16 Savaşan Şahin	23
5	Kritik Bileşen Seçimi ve Mukavemet Analizi	27
5.1	Analiz Edilecek Parçanın Seçilmesi	27
5.2	Parçanın Modellenmesi.....	34
5.3	Parça Üzerine Etkiyen Kuvvetler.....	35
5.3.1	Kuvvet Büyüklüklerinin Hesaplanması.....	39
5.4	Parça Malzemeleri	47
5.4.1	Mevcut Parça Malzemesi.....	48
5.4.2	Önerilen Parça Malzemesi.....	48
5.4.3	Analiz.....	49
5.4.4	Yakınsama Analizi	50
5.4.5	Alüminyum Malzeme Mukavemet Analizi	54
5.4.5.1	Senaryo 1 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları	56
5.4.5.2	Senaryo 2 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları	58
5.4.5.3	Senaryo 3 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları	60
5.4.5.4	Senaryo 4 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları	62
5.4.6	Karbon Fiber Kompozit Malzeme Mukavemet Analizi	64
5.4.6.1	Senaryo 1 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları	64
5.4.6.2	Senaryo 2 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları	66
5.4.6.3	Senaryo 3 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları	68
5.4.6.4	Senaryo 4 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları	70

5.5	Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması	72
5.5.1	Eşdeğer von-Mises Gerilmesi Değerlerinin Karşılaştırılması	72
5.5.2	Toplam Deformasyon Değerlerinin Karşılaştırılması	72
5.5.3	Eşdeğer Toplam Gerinim Değerlerinin Karşılaştırılması	73
5.5.4	Maksimum Kayma Gerilmesi Değerlerinin Karşılaştırılması	73
6	Sonuç	75
	Kaynaklar	77
	Özgeçmiş	82

Şekiller Listesi

Şekil 2.1	Kompozit malzemelerin matris malzemesine göre sınıflandırılması	4
Şekil 2.2	Kompozit malzemelerin fiber türüne göre sınıflandırılması	5
Şekil 2.3	Matris ve takviyenin rolü	6
Şekil 2.4	Polimer kompozit çeşitleri	7
Şekil 2.5	Geçmiş yıllardan günümüze uçaklarda kompozit malzeme kullanımı	9
Şekil 2.6	Matris yapısı kullanım alanları	13
Şekil 2.7	Bir sandviçin katman yapısını gösteren bir çizim	15
Şekil 4.1	F-16 Savaş uçağı	23
Şekil 4.2	F-16 Malzeme kullanımı	26
Şekil 5.1	F-16 İskelet yapısı	27
Şekil 5.2	F-16 Gövde yapısı	28
Şekil 5.3	F-16 Alt gövde yapısı	29
Şekil 5.4	F-16 Alt gövde yapısı detay-1	30
Şekil 5.5	F-16 Alt merkez gövde montaj	30
Şekil 5.6	F-16 Alt gövde yapısı detay-2	31
Şekil 5.7	FS 341.80 Numaralı parça	32
Şekil 5.8	FS 341.80 Alüminyum-1	32
Şekil 5.9	FS 341.80 Alüminyum-2	33
Şekil 5.10	FS 341.80 Bakım katalog görseli	33
Şekil 5.11 (a)	FS 341.80 numaralı parçanın önden görünümü	35
Şekil 5.11 (b)	FS 341.80 numaralı parçanın izometrik görünümü	35
Şekil 5.12	FS 341.80 etkiyen kuvvetler	36
Şekil 5.13	İniş esnasında kuvvet iletim sırası	36
Şekil 5.14	Parça deliklerine etkiyen kuvvet	37
Şekil 5.15	Parçada bulunan burçlar	38
Şekil 5.16	F-16 Aerodinamik frenler	38

Şekil 5.17 F-16 iniş anı-1	40
Şekil 5.18 İniş sırasında tekerleğe etki eden hızların şeması	40
Şekil 5.19 F-16 İniş anı-2	41
Şekil 5.20 F-16 İniş takımları	41
Şekil 5.21 Şok ve çekme destekleri	42
Şekil 5.22 İniş sırasında tekerleğe etkileyen kuvvetlerin diyagramı	43
Şekil 5.23 YZ düzleminde iniş sırasındaki kuvvetlerin diyagramı	44
Şekil 5.24 XZ düzleminde iniş sırasındaki kuvvetlerin diyagramı	45
Şekil 5.25 Parçadaki deliklerden geçen şaft	46
Şekil 5.26 FS 341.80 kırılma bölgesi	50
Şekil 5.27 FS 341.80 ANSYS mesh görüntüsü-1	51
Şekil 5.28 FS 341.80 ANSYS mesh görüntüsü-2	52
Şekil 5.29 FS 341.80 mesnet yüzeyi	53
Şekil 5.30 Parçaya uygulanan kuvvet-1	53
Şekil 5.31 Parçaya uygulanan kuvvet-2	54
Şekil 5.32 Al 2124-T851 alaşımının alaşımının gerilme-gerinim eğrisi [42]	55
Şekil 5.33 Senaryo 1 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme	56
Şekil 5.34 Senaryo 1 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim	56
Şekil 5.35 Senaryo 1 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi	57
Şekil 5.36 Senaryo 1 Alüminyum- Toplam Deformasyon	57
Şekil 5.37 Senaryo 2 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme	58
Şekil 5.38 Senaryo 2 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim	58
Şekil 5.39 Senaryo 2 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi	59
Şekil 5.40 Senaryo 2 Alüminyum- Toplam Deformasyon	59
Şekil 5.41 Senaryo 3 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme	60
Şekil 5.42 Senaryo 3 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim	60
Şekil 5.43 Senaryo 3 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi	61
Şekil 5.44 Senaryo 3 Alüminyum- Toplam Deformasyon	61
Şekil 5.45 Senaryo 4 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme	62
Şekil 5.46 Senaryo 4 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim	62
Şekil 5.47 Senaryo 4 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi	63
Şekil 5.48 Senaryo 4 Alüminyum- Toplam Deformasyon	63
Şekil 5.49 Senaryo 1 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme	64

Şekil 5.50	Senaryo 1 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim	64
Şekil 5.51	Senaryo 1 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi	65
Şekil 5.52	Senaryo 1 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon.....	65
Şekil 5.53	Senaryo 2 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme	66
Şekil 5.54	Senaryo 2 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim	66
Şekil 5.55	Senaryo 2 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi	67
Şekil 5.56	Senaryo 2 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon.....	67
Şekil 5.57	Senaryo 3 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme	68
Şekil 5.58	Senaryo 3 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim	68
Şekil 5.59	Senaryo 3 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi	69
Şekil 5.60	Senaryo 3 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon.....	69
Şekil 5.61	Senaryo 4 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme	70
Şekil 5.62	Senaryo 4 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim	70
Şekil 5.63	Senaryo 4 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi	71
Şekil 5.64	Senaryo 4 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon.....	71

Tablolar Listesi

Tablo 2.1	Kompozit malzeme kullanım motivasyonları [12].....	10
Tablo 2.2	Havacılık endüstrisinde kullanılan takviye elyafları.....	12
Tablo 2.3	Havacılık sektöründe yaygın kullanılan polimerik matrislerin özellikleri.....	14
Tablo 4.1	F-16 savaş uçağının özellikleri.....	25
Tablo 5.1	Ana iniş takımı kirişlerinin farklı düzlemlerdeki açıları	42
Tablo 5.2	Dört farklı iniş senaryosu	47
Tablo 5.3	Parça delikleri üzerindeki kuvvetler.....	47
Tablo 5.4	Parçaların malzeme özellikleri	48
Tablo 5.5	Mevcut alaşımın kimyasal bileşimi.....	49
Tablo 5.6	Yakınsama analizi	51
Tablo 5.7	Eşdeğer von-Mises Gerilme Değerleri (MPa).....	72
Tablo 5.8	Toplam Deformasyon Değerleri (mm).....	72
Tablo 5.9	Eşdeğer Toplam Gerinim Değerleri	73
Tablo 5.10	Maksimum Kayma Gerilmesi Değerleri (MPa)	73
Tablo 5.11	Parçaların kütlelerinin karşılaştırılması (kg).....	74

Kısaltmalar Listesi

CFRP	Karbon Elyaf Takviyeli Polimer
CMC	Seramik Matrisli Kompozit
FRP	Elyaf Takviyeli Polimer
GE	General Electric
GFRP	Cam Elyaf Takviyeli Polimer
KRPC	Kevlar Elyaf Takviyeli Polimer Kompozit
MMC	Metal Matrisli Kompozitler
PMC	Polimer Matrisli Kompozitler
SE	Sonlu Eleman
SEM	Sonlu Elemanlar Metodu
TAI	Turkish Aerospace Industries
TEI	Tusaş Engine Industries
TSK	Türk Silahlı Kuvvetleri

Bölüm 1

Giriş

Modern havacılık endüstrisi oldukça ileridir ve polimer kompozit malzemelerin bunun üzerinde olumlu ve önemli bir etkisi vardır. Modern uçak gövdelerinin en az yüzde 30-40'ı artık bu kompozitlerden yapılmaktadır ve bu alandaki teknolojik gelişmeler nedeniyle bu oran hızla artmaktadır. Fiber takviyeli polimer kompozit malzemeler, uçak ve uzay araçlarının yapımında tercih edilen malzemeler olarak hızla yer kazanmaktadır. Bu çalışma, polimer kompozitlerin bileşenleri, özellikleri, ve havacılık endüstrisindeki kullanımları ve sonlu elemanlar metodu ile yapılan mukavemet analizi hakkındadır.

Polimer kompozitler oldukça verimli ve çevre dostu olup, önemli miktarda ağırlık azalması da sağlamaktadırlar. Fiberinin yüksek mukavemeti nedeniyle, polimer kompozitler yüksek “güç-ağırlık” ve “sertlik-ağırlık” oranları sunmaktadırlar. Bunun dışında iyi kesme özelliklerine ve düşük yoğunluğa sahiptirler. Bu nedenlerden dolayı, yeni nesil havacılık mühendisleri ve uçak tasarımcıları, uçan araçlarını ve uçaklarını daha hafif, daha güçlü ve elbette daha fazla yakıt verimli hale getirmek için polimer kompozit malzemelere yönelmektedir.

Mühendislik malzemeleri çeşitli kategorilere ayrılmaktadır: metaller, polimerler, seramikler ve inorganik camlar, ve kompozitler. Metaller yüksek sıcaklıklarda güçlerini kaybederler. Yüksek polimerik malzemeler genel olarak daha düşük sıcaklıklara dayanabilir. Seramikler, uygun erime noktaları, yüksek sıcaklıklara dayanma kabiliyeti, mukavemet ve termal genleşme özellikleri bakımından metalleri ve polimerleri geride bırakırlar, ancak kırılganlıkları nedeniyle genellikle yapısal malzemeler olarak tatmin edici değildirler.

Bir kompozit malzeme, karşılıklı olarak çözünmeyen ve form ve/veya malzeme bileşimi bakımından farklılık gösteren iki veya daha fazla mikro bileşenin karışımından veya kombinasyonundan oluşan bir malzeme sistemi olarak tanımlanabilir. Kompozitlere örnek olarak çelik takviyeli beton (metal + seramik), vinil kaplı çelik (metal + polimer), elyaf takviyeli plastik (seramik + polimer) verilebilir. Matris malzemeleri olarak yüksek performanslı reçineler üretmek için polimer araştırmalarındaki gelişmelerle birlikte karbon fiber gibi güçlü ve sert takviyelerin ortaya çıkışı, modern uçakların karmaşık tasarımlarının getirdiği zorlukların üstesinden gelmeye yardımcı olmuştur. Gelişmiş kompozit gövdelerin geniş ölçekli kullanımının örnekleri olarak savaş uçakları, insansız hava araçları, havacılık yapıları, küçük ve büyük sivil nakliye uçakları, helikopterler, uydular, fırlatma araçları ve füzeler sayılabilirler.

Son yıllarda, birçok araştırmacının odak noktası, havacılık yapıları ve motor uygulamaları için yeni tasarlanmış, yüksek performanslı malzemeler geliştirmektir. Geleneksel metallerin çoğuna kıyasla daha yüksek özgül mukavemetleri, yüzeylerinin daha pürüzsüz olması, ağırlıktan tasarruf etme kabiliyetleri, parça sayısında azalma sağlamaları ve daha yüksek yorulma ve korozyon direncine sahip olmaları nedeniyle havacılık endüstrisinde kompozit malzemelerin kullanımı gün geçtikçe artmaktadır.

Al bazlı alaşımlar, Ni bazlı alaşımlar, Mg bazlı alaşımlar, Ti bazlı alaşımlar gibi geleneksel metaller, uzun yıllardır bilinen mekanik davranışlarından dolayı bu uygulamalar için birincil malzeme olarak kullanılmaktadır. Günümüzde daha yüksek özgül mukavemet ve sertlik, daha düşük ağırlık ve daha fazla termal direnç gibi üstün özelliklere sahip polimer matrisli kompozitlerin farklı alanlarda uygulama sıklığı artmıştır. Birincil havacılık yapıları için uygun olan en yaygın mevcut elyaf takviyeli polimer (FRP) kompozit malzeme türleri; karbon elyaf takviyeli polimer kompozitler (CFRP), cam elyaf takviyeli polimer kompozitler (GFRP) ve aramid elyaf (Kevlar) takviyeli polimer kompozitlerdir (KRPC).

Kompozit malzemeler biraz daha pahalı olmalarına rağmen, ağırlık olarak hafif ancak ağır yükleri taşıyacak kadar güçlü olması gereken yüksek performanslı ürünler olarak daha fazla popülerlik kazanmışlardır. Uzay aracı yapıları (hem birincil hem de ikincil yapılar), tekne ve gemi gövdeleri, bisiklet ve yarış arabası gövde çerçeveleri, rüzgâr türbini kanatları vb. bunlardan bazılarıdır. Bu malzemeler ayrıca tekrarlanan

kalkış/iniş operasyonlarında diğer metallere göre daha fazla yorulma direnci sağlayarak, uçağın ömrü boyunca gerekli olan denetim sıklığında ve bakım maliyetlerinde azalmaya neden olurlar [1].

Kompozit malzemelerin yaygınlığı, güvenilirliği ve üstün özellikleri arttıkça, uçaklarda gövde ve kanat gibi birincil yapıların yapımında kullanımları da artmıştır. Örneğin: öncelikle, F-15E'de uçak yapılarının imalatında kullanılan kompozitlerin ağırlık yüzdesi çok düşüktü, yaklaşık %2 idi. Bununla birlikte, F/A-18E/F'de ve F-22 savaş uçaklarında ağırlık yüzdesi sırasıyla %19'a ve %25'e kadar, önemli ölçüde artmıştır [2].

Gerçekleştirdiğimiz çalışmada, Türk Hava Kuvvetleri'nin muharip gücünü oluşturan F-16 uçaklarında kullanılmakta olan ana iniş takımının alt bölümünde bulunan alüminyum alaşımlı FS 341.80 kodlu yapısal parçanın, karbon fiber malzemedan üretilmesi senaryosu ele alınmış ve kompozit malzeme mukavemet analizi ANSYS Sonlu Elemanlar Yazılımı kullanılarak yapılmıştır.

Günümüzde yaşanan teknolojik gelişmeler, hareketlerden çıkarılan dersler, hassas mühimmatların yaygınlaşması; geçmişte sorulan “Bir hedef için kaç sorti gerekir?” sorusunu “Bir sortide kaç hedef vurulabilir?” sorusuna çevirmiştir. Bu kapsamda uçak kütlesini azaltmaya yönelik yapılan iyileştirme çalışmaları büyük önem arz etmektedir.

Çalışmamızda temel olarak, F-16 uçaklarında, alüminyum alaşımdan imal edilmiş bazı parçaların yerine kompozit malzemedan üretilmiş parçalar kullanılması suretiyle ağırlık azaltılabilir mi sorusuna cevap aranmıştır. Bu amaçla önce, envanterde mevcut parça üzerinden sağlanan ölçülendirilmiş teknik çizimlere dayanarak, Unigraphics NX 7.5 CAD yazılımı ile bir 3D model oluşturuldu ve ardından eşdeğer statik analizleri gerçekleştirmek için ANSYS Sonlu Elemanlar yazılımına aktarıldı. Bu analizler, bileşenin plastik alana girip girmediğini ve en kötü durumda kullanım ömrü boyunca kırılma meydana gelip gelmeyeceğini belirlemeyi amaçlamıştır.

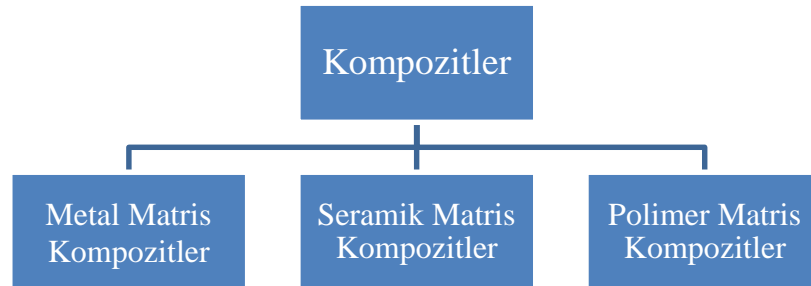
Karbon fiber ve alüminyum malzemelere ait ayrı ayrı mukavemet analizleri yapılarak karşılaştırılmıştır. Ayrıca kütleli olarak avantaj elde edilmiş bunun da harekât kabiliyetine sağladığı katkılar belirtilmiştir.

Bölüm 2

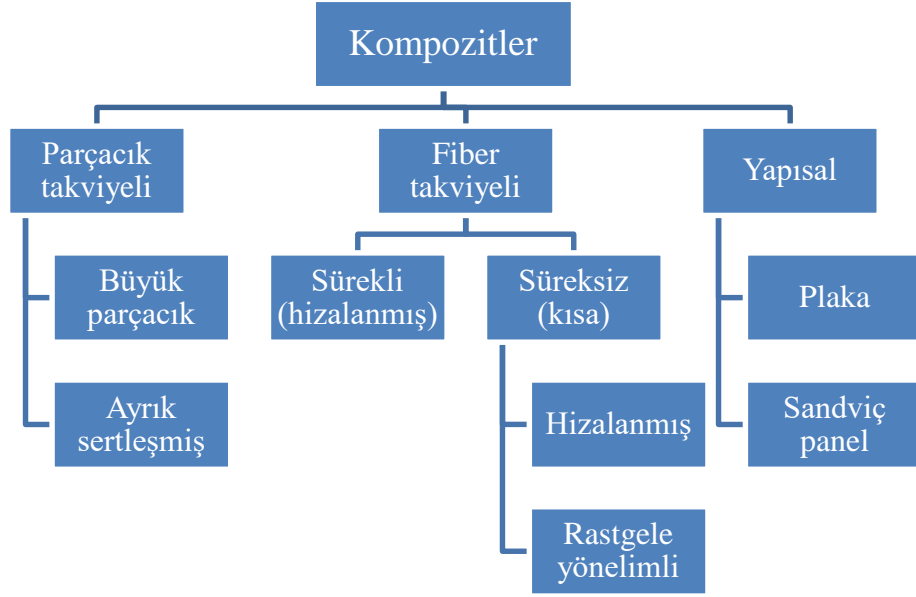
Kompozit Malzemeler ve Havacılık Endüstrisinde Kompozit Malzeme Kullanımı

Kompozit, iki veya daha fazla mikro bileşenli malzemeden yapılmış, önemli ölçüde farklı fiziksel veya kimyasal özelliklere sahip, birleştirildiğinde, tek tek bileşenlere kıyasla daha üstün bir genel performans sunan çok fazlı bir yapısal malzemedir.

Kompozitler çeşitli şekillerde sınıflandırılmaktadırlar. Kompozit malzemelerin matris malzemesine göre sınıflandırılması Şekil 2.1’de görülmektedir. Öte yandan, kompozit malzemelerin kullanılan fiber türüne göre sınıflandırılması ise Şekil 2.2’de görülmektedir.



Şekil 2.1 : Kompozit malzemelerin matris malzemesine göre sınıflandırılması



Şekil 2.2: Kompozit malzemelerin fiber türüne göre sınıflandırılması

Kompozitler iki bileşenden; genellikle daha zayıf, daha az sert bir bileşenin içine yerleştirilmiş daha güçlü, sert ve yük taşıyan bileşenlerden oluşurlar. Daha güçlü bileşen takviye, daha zayıf bileşen matris olarak ifade edilir.

Yapısal yükü desteklemek için gereken mukavemet ve rijitlik takviye ile sağlanır. Matris ise, bir bağlayıcı olarak, takviye elemanlarını destekler ve bunları gereken uygun konum ve yönlendirmede tutar.

Takviyeler genellikle lifler veya parçacıklardır. Matris ise polimer (ısı ile sertleşen/termoplastik), metal (örn. alüminyum), çimento (silikat), seramik (örn. silikon karbür), karbon (örn. grafit) veya hibrit (örn. cam + silisyum karbür) malzemedir.

Takviye geometrisine göre kompozitler; partiküllü kompozitler, pul kompozitler, fiber kompozitler ve nano kompozitler [3] olarak sınıflandırılırlar.

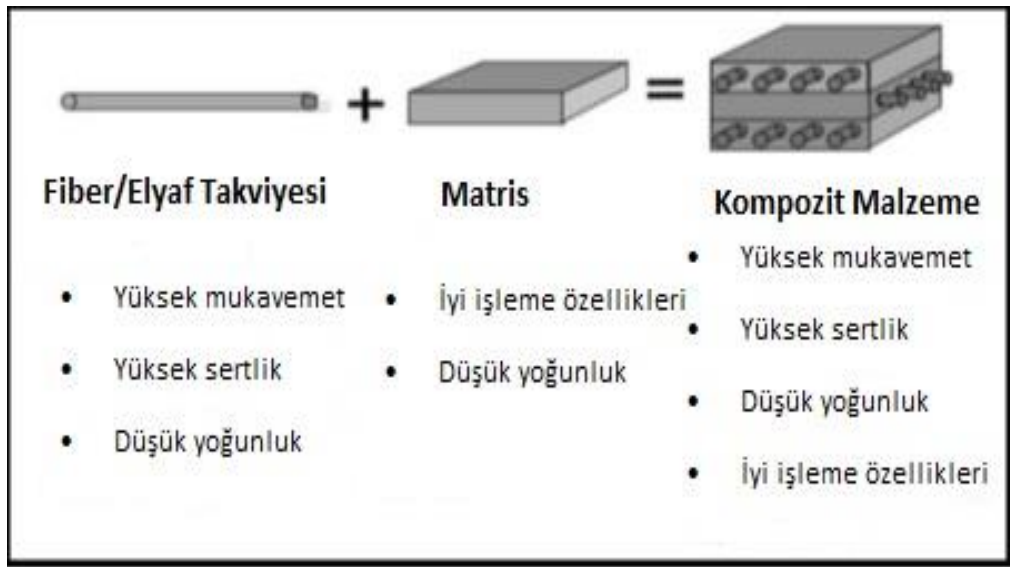
Matris tipine göre kompozitler; polimer matrisli kompozitler (PMC), metal matrisli kompozitler (MMC), seramik matrisli kompozitler (CMC) [3] olarak sınıflandırılırlar.

Düşük yoğunluklu olmalarından, yüksek mukavemete ve sertliğe sahip olmalarından ve herhangi bir karmaşık şekle kolayca kalıplanabildiklerinden dolayı, PMC'ler popülerlik kazanmaktadırlar.

2.1 Kompozitlerde Matris ve Takviyenin Rollerini

Matris, kompozitin sürekli fazıdır. Başlıca görevi yapıya şekil vermektir. Bu nedenle, kolayca şekillendirilebilen ve daha sonra bu şekli tutan matris malzemeleri özellikle kullanışlıdır. Matris, hangi kuvvetle olursa olsun bileşiğin ilk karşılaştıran bileşenidir.

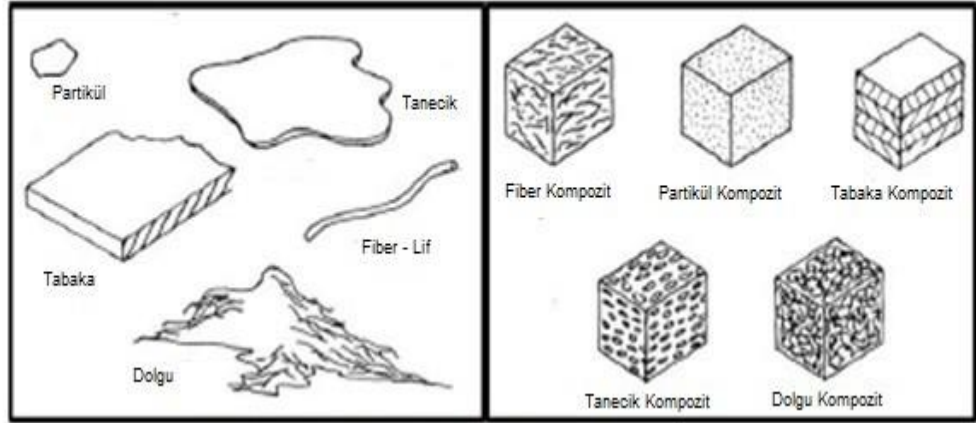
Takviyenin temel rolü, Şekil 2.3'te görüldüğü gibi kompozite mukavemet, sertlik ve diğer mekanik özellikleri sağlamaktır. [3-7]



Şekil 2.3: Matris ve takviyenin rolü

2.2 Polimer Kompozitler

Polimer kompozitler, en az bir bileşenin bir polimer olduğu kompozitlerdir. Başka bir deyişle, polimer kompozitler, içinde liflerin veya parçacıkların gömülü olduğu plastiklerdir. Plastik, matris olarak bilinir ve içinde dağılmış olan lifler veya parçacıklar, takviye olarak bilinir. Polimer kompozitlerin çeşitli türleri Şekil 2.4'te görülmektedir.



Şekil 2.4: Polimer kompozit çeşitleri

Kompozit malzeme üretiminde kullanılabilecek çok sayıda polimer sınıfı vardır. Bir polimer tipinin seçimi, uygulama, maliyet, elyaf tipi, üretim yöntemi, tedarik vb. dâhil olmak üzere birçok ögenin bir fonksiyonudur [5-7]. Mevcut reçinelerden bazıları şunlardır: [9]

- Polyester
- Vinil Ester
- Epoksi
- Bismaleimid
- Poliimid
- Fenolik
- Siyanat ester
- Naylon
- Polieter imid (PEI)
- Polietereterketon (PEEK)
- Polifenilen sülfür (PPS)
- Poliamid imid (PAI)

Polimer Kompozitlerde fiber takviyesi için başlıca seçenekler şunlardır: [9]

- Cam
- Karbon
- Aramid

- Bor

Kompozitin özellikleri, bu liflerin yönelimden ve doğasından büyük ölçüde etkilenir.

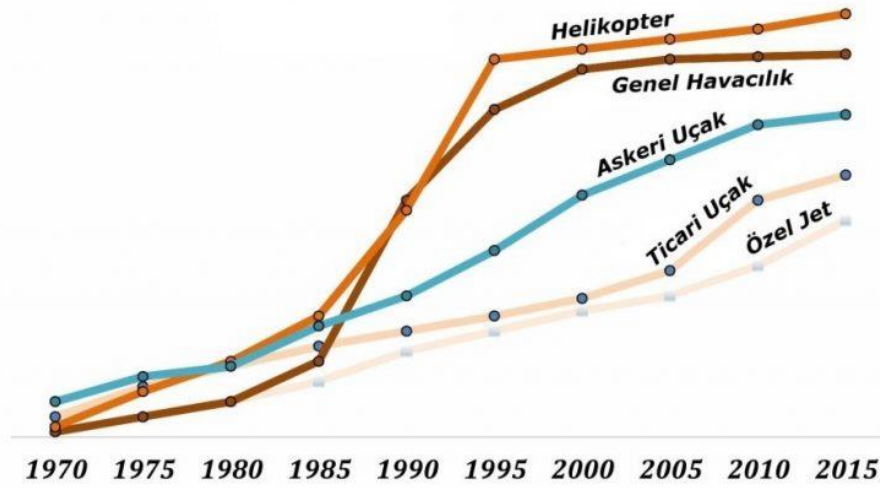
Polimer kompozitlerde genel olarak iyileştirilen özellikler şu şekildedir [8];

- Korozyon direnci
- Sertlik
- Termal iletkenlik
- Yönlülük
- Elastik uzama ve nihai uzama
- Elektriksel iletkenlik
- Isı stabilizasyonu
- Yangın dayanımı
- Kimyasal direnç
- Mukavemet
- Yoğunluk - hafiflik
- En basit tasarımlarda bile %30'a varan ağırlık tasarrufu
- Yorulma direnci
- Karmaşık şekiller, küçültülmüş parçalar, daha kolay montaj, azaltılmış işleme
- Boyutsal kararlılık (örneğin, uzay yapıları)

2.3 Havacılık Yapısının Evrimi

Karbon fiber ve cam fiber takviyeli polimerler ilk olarak 1970'lerde uçaklara dahil edildi. [3,10,11] Bununla birlikte, havacılık ve uzay endüstrisi, doğası gereği muhafazakârdır ve bu da kompozit malzeme kullanım miktarının yükselişe geçme süresini uzatmıştır.

Tasarımdaki muhafazakârlık, yeni malzemeleri benimsemek ve tasarlamak yerine, şeklini ve yapısını kanıtlanmış metalik tasarımlarla sınırlandırdı, ancak bu değişmekte ve kompozit malzeme kullanımı Şekil 2.5'de görüldüğü gibi hızla artmaktadır. [3,9,10]



Şekil 2.5: Geçmiş yıllardan günümüze uçaklarda kompozit malzeme kullanımı [4]

Bilimsel-teknolojik iki önemli gelişme, havacılık camiasının ortaya koyduğu taleplerin üretilmesi ve karşılanması üzerinde muazzam bir etkiye sahip olmuştur. Birincisi, hesaplama gücündeki gelişmeler ve diğeri, fiber takviyeli polimerik malzemeler kullanan kompozit teknolojisidir.

Tablo 2.1'deki talepleri karşılamak için kendine özgü bir özellik setine sahip malzemelere sahip olmak gerektiği anlaşılmış ve kompozitlerin kullanımı büyük ölçüde bu düşünceler tarafından motive edilmiştir.

2.3.1 Neden Havacılık ve Havacılık Endüstrisi?

Bir uçağın performansı, ağırlığından büyük ölçüde etkilenir ve aşırı yüklenme ciddi sorunlara neden olur. Kompozit malzemeler kullanarak bu sorunu aşabiliriz. Uçak çok aşındırıcı bir ortamda çalışır ve korozyon hasarı kontrolü sıklıkla yapılır. Kompozitler paslanma yapmaz. Ayrıca çatlakın gelişmesini azaltmaya yardımcı olurlar [3,9,10].

Havacılık yapılarının temel özellikleri; yeterince hafif, yüksek güvenilirlik, yorulma ve korozyona karşı dayanıklılık, erozyon direnci, daha yüksek aerodinamik performans, her türlü hava koşulunda çalışabilmedir. Bu gereksinimlerin yanı sıra yapıların sızdırmazlık ve bakım kolaylığı gibi diğer istekleri de karşılaması gerekmektedir.

Tablo 2.1: Kompozit malzeme kullanım motivasyonları [12]

Gereklilik	Uygulanabilirlik	Etki
Düşük Ağırlık	Tüm havacılık programları	<ul style="list-style-type: none"> • Yarı takviyesiz yapı • İnce duvarlı kutu veya sertleştirilmiş yapılar • Düşük yoğunluklu malzemelerin kullanımı • Ahşap, Al alaşımlar, kompozitler • Yüksek mukavemet/ağırlık, yüksek sertlik
Yüksek Güvenilirlik	Tüm havacılık programları	<ul style="list-style-type: none"> • Sıkı kalite kontrol • Güvenilir veriler için kapsamlı testler • Sertifikasyon: Tasarım kanıtı
Yolcu Güvenliği	Yolcu araçları	<ul style="list-style-type: none"> • Yangın geciktirici malzeme kullanımı • Kapsamlı testler: Kazaya dayanıklılık
Dayanıklılık- Yorulma ve Korozyon Bozulma: Vakum- Radyasyon ve Termal	Uçak – Uzay Aracı	<ul style="list-style-type: none"> • Kapsamlı yorulma analizi/testi (Al Alaşımların yorulma sınırı yoktur) • Korozyon önleme planları • Hasar sorunları, yaşam süresinin uzatılması • Gerekli ortam için kapsamlı testler • Yüksek bütünlüğe sahip ince malzemeler
Aerodinamik Performans	Tüm havacılık programları	<ul style="list-style-type: none"> • Son derece karmaşık yükleme • İnce esnek kanatlar ve kontrol yüzeyi • Karmaşık hatlı şekiller
Çoklu rol veya işlevsellik	Tüm havacılık programları	<ul style="list-style-type: none"> • Verimli tasarım • Kullanım: Fonksiyonel özelliklere sahip kompozitler
Kontrollü uçuş	Çoğunlukla savaş uçakları, ayrıca bazı yolcu uçakları	<ul style="list-style-type: none"> • Yapı-kontrol etkileşimleri • Bilgisayarların ve elektroniklerin yaygın kullanımı
Gizlilik	Özel askeri havacılık uygulamaları	<ul style="list-style-type: none"> • Uçağın özel yüzeyi ve şekli (Gizleyici kaplamalar)
Tüm hava koşullarında çalışma	Uçak	<ul style="list-style-type: none"> • Yıldırım koruması, erozyon direnci

Kompozitler, aşağıda verilen bu özelliklerden birkaçını sunar:

- Yüksek özgül mukavemet ve sertlik nedeniyle hafiflik
- Yorulma direnci ve korozyon direnci
- Yüksek derecede optimizasyon yeteneği: yönlü mukavemeti ve sertliği uyarlamak
- Parça sayısını ve montaj sürelerini azaltan küçük çevrim süresinde büyük karmaşık şekilleri kalıplama yeteneği

- İnce duvarlı veya cömertçe kavisli yapı için iyi
- Uzay ortamında boyutsal ve hizalama kararlılığını koruma yeteneği
- Radar şeffaflığında düşük dielektrik kaybı olasılığı
- Düşük radar kesiti elde etme imkânı.

Kompozit malzemeler bu temel özelliklere sahip olmalarından dolayı, havacılık uygulamaları için şiddetle tavsiye edilirler [13].

Uçak malzemelerinin geliştirilmesi kavramı, uçak gövdeleri için ahşap yapıların kullanıldığı 1903 yılından gelmektedir. O zamanlar, uçak yapıları ahşap (doğal kompozit), kumaş ve telden oluşan kompozitten yapılmıştır.

1930'da Alüminyum (Al) esaslı alaşımlar, havacılık endüstrilerinde kullanılan ahşap yapılar üzerinde hâkimiyet kuracak bir konum kazandı [14]. Al temelli alaşımlar, üstün özellikleri ile diğer bazı havacılık malzemelerine tercih edilmektedirler [15].

Yüksek performanslı yapıların imalatında hafif ve yüksek mukavemetli kompozitlerin uygulanmasının tercih edilmesi, geleneksel metallere kıyasla üstün mekanik ve fiziksel özelliklerinden kaynaklanmaktadır [16].

Önceki dönemlerde, fiber-metal laminatlar; havacılık yapısal malzemesi olarak alüminyum/bor/epoksi, titanyum/karbon fiber/epoksi ve aramid/alüminyum/epoksi kullanıldı. Kompozitteki metal tabaka darbe dayanımını geliştirir ancak fiber metal hibrit kompozitlerde nem emme oranı daha fazladır ve kırılma tokluğu düşüktür [17].

FRP kompozitler, uçak yapılarının inşası için en çok tercih edilen ve uygun malzeme olarak popülerlik kazanmaktadır. FRP'ler, üstün mekanik davranışları nedeniyle geleneksel metallere tercih edilir ve önemli olan, aerodinamik olarak daha verimli yapısal konfigürasyonlar üretmek için herhangi bir şekle uyum sağlama yeteneğine sahip olmaktır. Havacılık ve uzay yapı malzemelerinin tasarımındaki ilerlemenin ana itici unsuru, artan özgül mukavemet ve sertlik yoluyla ağırlık tasarrufunu en üst düzeye çıkarmaktır. En bilinen GFRP matrisli kompozitler, yapısal ve diğer uygulamalar için büyük miktarda kullanılmaktadır. Hem cam elyafı hem de polyester reçinesi kırılmandır, ancak birleştirildiğinde sert ve güçlü bir kompozit oluşturur. Cam elyafın dezavantajları, düşük elastik modülü, kesme ve basmada zayıf olması, aşınma duyarlılığı, daha az yorulma mukavemeti ve polimerlere zayıf yapışmasıdır.

2.3.2 Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Güçlendirici Lifler

Fiberler yaygın olarak takviye amacıyla kullanılmaktadır. Mevcut lifler arasında cam, aramid ve karbon lifleri yaygındır. Bor veya diğer bazı lifler, uçakların kaplanması için ihtiyaç duyduğumuz çok yüksek servis sıcaklıkları gerektiren uygulamalar için küçük miktarlarda kullanılmaktadır. Cam, aramid ve karbon liflerinin özellikleri Tablo 2.2'de verilmiştir. [11].

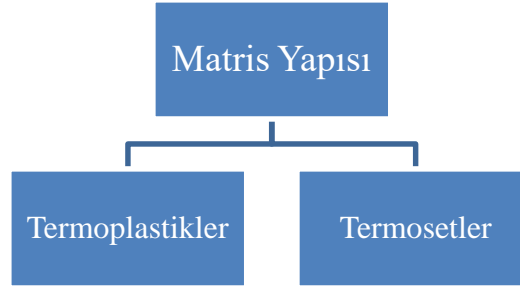
Tablo 2.2: Havacılık endüstrisinde kullanılan takviye elyafları

Lif Yapısı	Yoğunluk (g/cm ²)	Elastisite modülü (GPa)	Çekme Gerilmesi (GPa)	Uygulamalar	
Cam	E-Glass	2,55	65-75	2,2- 2,6	Küçük yolcu uçağı parçaları, roket motoru muhafazaları, cam radomlar
	S-Glass	2,47	85-95	4,4- 4,8	Ağır yüklü parçalar
Karbon	Standart Modül	1,77- 1,80	220-240	3,0- 3,5	Hemen hemen her tür parça, anten çanakları, uydular, füzeler vb. için yaygın olarak kullanılır
	Ara Modül	1,77- 1,81	270-300	5,4- 5,7	Yüksek performanslı avcı uçaklarında birincil yapısal parçalar
	Yüksek Modül	1,77- 1,80	390-450	2,8- 3,0 4,0- 4,5	Uzay yapıları, kontrol yüzeyleri
	Ultra Yüksek Modül	1,77- 1,82	290-310	7,0- 7,5	Yüksek performanslı avcı uçaklarında birincil yapısal parçalar, uzay araçları
Aramid	Standart Modül	1,44	80-85	2,7- 2,8	Kaportalar, yüksüz bileşenler
	Ara Modül	1,44	120-128	2,7- 2,8	Radomlar, bazı yapısal parçalar, roket motorlarının muhafazaları
	Yüksek Modül	1,48	160-170	2,3- 2,4	Ağır yüklü parçalar
Bor	Standart Modül	2,38- 2,54	380-400	3,6- 4,0	Yapısal güçlendirme; termal ve radyasyonlu deflektörler

2.3.3 Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Polimerik Matrisler

Matrisler, liflerin gömülü olduğu tutuculardır. Bir matris, lifleri çevreleyen bağlayıcı görevi görür. Gerilme-gerinim davranışı ve yapışma özellikleri gibi matris özellikleri,

çoğunlukla matrisin gerilmeleri dağıtma yeteneğini belirleyen önemli faktörlerdir. Polimer matrisler, Şekil 2.6’da görülen iki gruba ayrılabilir [3,9,10].



Şekil 2.6: Matris yapısı kullanım alanları

Her iki tip matris de endüstriyel uygulamalarda büyük ölçüde kullanılmaktadır, ancak gaz veya ısı salınımı ile sonuçlandığından kimyasal reaksiyona dâhil olmadığı için termoset yerine termoplastik sistem tercih edilir.

Kompozitlerin yüksek mukavemetinin büyük ölçüde lif takviyesine bağlı olduğu kuşkusuz doğrudur, ancak lifleri desteklediği ve yükü liflere eşit olarak dağıttığı için matris malzemesinin öneminden kaçınılamaz. İyi bir kompozit oluşumu için matris malzemesinin istenen özellikleri aşağıdaki gibidir: [9,11]

- Yüksek tokluk
- Oda sıcaklığında kür tercih edilir
- Düşük nem emilimi
- Düşük büzülme
- Düşük termal genleşme
- Daha yüksek elastik modül (liften daha fazla)
- Mükemmel kimyasal direnç
- Kolay işlenebilirlik
- Boyutsal kararlılık

Havacılık sektöründe yaygın kullanılan polimerik matrislerin özellikleri Tablo 2.3’te görülmektedir.

Tablo 2.3: Havacılık sektöründe yaygın kullanılan polimerik matrislerin özellikleri

Termosetler	Epoksi	<ul style="list-style-type: none"> • En popüler • Toplam kompozit kullanımının %80i • Orta derecede yüksek sıcaklık • Nispeten pahalı • Düşük büzülme (%2-3) • Fırınlama sırasında uçucu madde salınımı olmaz • Çeşitli yapılar vererek çeşitli şekillerde polimerize edilebilir • Morfoloji ve geniş özellik yelpazesi • Önceden hazırlık yapmak için iyi depolama kararlılığı • Yüksek sıcaklıkta şişmeye ve bozulmaya neden olan mutlak nem (%5-6) özellikleri • Uzun vadede ultraviyole bozunması
	Fenolik	<ul style="list-style-type: none"> • Daha ucuz • Daha düşük viskozite • Kullanım kolaylığı • Yüksek sıcaklıkta kullanım • Kaliteli kompozitler elde etmek zor • Daha fazla büzülme • Fırınlama sırasında uçucu madde salınımı • Termal oksidasyon için doğal kararlılık • İyi ateş ve alev geciktirici • Epoksilerden daha kırılğan • Daha az depolama kararlılığı – önceden hazırlaması zor • Nemi emer, ancak çalışma servis aralığında nemin önemli bir etkisi yoktur
	Polyester	<ul style="list-style-type: none"> • Ucuz • Kullanım kolaylığı • Oda sıcaklığında genel uygulamalar için popüler • Yüksek büzülme (%7-8) • İyi kimyasal direnç • Geniş özellik yelpazesi ancak epoksilerden daha düşük • Kırılğan • Önceden hazırlaması zor • Epoksilere göre neme daha az duyarlıdır
	Polyamid	<ul style="list-style-type: none"> • Yüksek sıcaklık uygulamaları (3000°C) • İşlenmesi zor • Kırılğan
Termoplastikler	PPS, PEEK	<ul style="list-style-type: none"> • İyi hasar toleransı • İşlenmesi zor (3000C-4000C yüksek sıcaklık gereklidir) • Sınırsız depolama ömrü ancak önceden hazırlaması zor • Nem emilimi yok

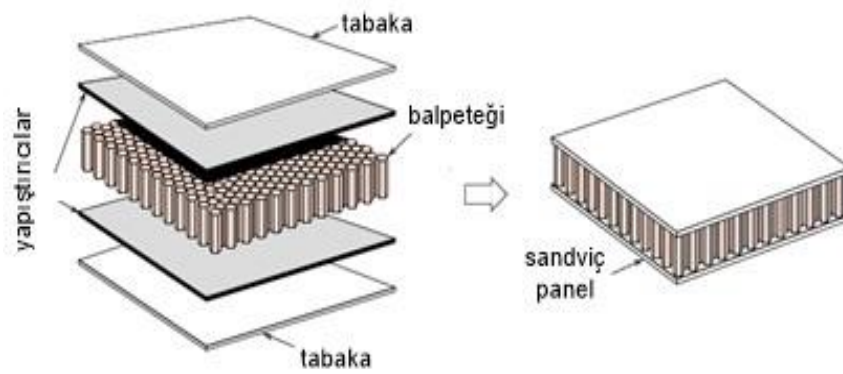
2.3.4 Havacılık Endüstrisinde Kullanılan Sandviç Yapılar

Havacılık endüstrisinde, kompozit malzemelerin bileşen ağırlığını azaltma ve yakıt ekonomisini artırmadaki etkinliği büyük ölçüde kanıtlanmıştır. Sandviç yapı fikri, insan yapımı hüresel malzemelerin gelişmesi nedeniyle giderek daha popüler hale gelmiştir. [7,11]

Sandviç yapısı şunlardan oluşur:

- Bir çift ince, sert, güçlü kaplama (yüzler, kaplamalar veya örtüler)
- Kaplamaları ayırmak ve yükleri bir kaplamadan diğerine taşımak için kalın, hafif bir çekirdek
- Çekirdeğe ve çekirdekten kesme ve aksenal yükleri iletebilen yapışkan bir bağlantı.

Sandviç yapılar, havacılık endüstrisinin temel talepleri olan çok hafif ve serttir. (Bkz. Şekil 2.7)



Şekil 2.7: Bir sandviçin katman yapısını gösteren bir çizim

2.4 Havacılık Endüstrisinde Kompozit Malzeme Kullanım Örnekleri

Polimer kompozitler, hafiflik, yüksek sıcaklık direnci vb. özellikleri sağladığından, son birkaç on yılda havacılık endüstrisindeki uygulamaları, yüksek performanslı ve ekonomik uçak tasarlamak için hızla artmıştır.

Kompozit malzemeler, metallere çok daha iyi bir mukavemet-ağırlık oranı sağlayabilir. Daha düşük ağırlık, daha düşük yakıt tüketimi ve emisyonla sonuçlanır. Plastik yapıların daha az perçinli bağlantıya, gelişmiş aerodinamik verimliliklere ve daha düşük üretim maliyetlerine ihtiyaç duyması nedeniyle havacılık endüstrisi, doğal olarak, kompozitler ilk ortaya çıktığında bu tür avantajlardan etkilenmiştir. Ancak başlangıçta, ürünlerinin hızını ve manevra kabiliyetini geliştirmek için kullanma

fırsatını yakalayanlar askeri uçak üreticileriydi. Kompozit malzemeler ağırlık azaltmada önemli bir rol oynamaktadır ve bugün kullanımda 3 ana tip mevcuttur: karbon fiber, cam fiber ve aramid fiber takviyeli epoksi. Bor takviyeli (kendisi bir tungsten çekirdek üzerinde oluşturulmuş bir kompozit) gibi farklı türler de mevcuttur.

Farklı kompozitler farklı mekanik özelliklere sahiptir ve uçak yapımının farklı alanlarında kullanılır. Örneğin, karbon fiber, benzersiz yorulma davranışına sahiptir ancak Rolls Royce'un 1960'larda karbon fiber kompresör kanatlarına sahip yenilikçi RB211 jet motorunun kuş çarpmaları nedeniyle feci şekilde arıza yaptığında keşfettiği gibi kırılımandır.

Deneysel bir programda Boeing, bir helikopterdeki metal bileşenleri değiştirmek için 1500 kompozit parçayı başarıyla kullandı. Genel olarak, karbon fiber, havacılık uygulamalarında en yaygın olarak kullanılan kompozit malzemedir [3,9,10]. Boeing Start kruvazör uzun menzilli yolcu uçağı, fiberglas kompozitler kullanılarak metal parçaların yerini aldı ve toplam ağırlığı %20 oranında azalttı. B727 uçağı, kaporta panelleri ve radomları için cam elyaf takviyeli epoksi kompozit kullandı. B737 uçağının, kaportalarında ve kontrol yüzeyi kaplama panellerinde cam elyafı ile güçlendirilmiş epoksi kullanıldı. B747'de de aynı uygulamalar için büyük ölçüde benzer malzemeler kullanılmıştır [20]. Yeni Boeing 787'de toplam bileşenlerin %60'ında kompozit malzemeler kullanıldı ve bu da yakıt verimliliğinde %20 artış sağladı.

CFRP'ler, bazı onaylanmış koşullar altında polimer reçinesinde karbon fiberlerin güçlendirilmesiyle oluşturulur. CFRP'ler, GFRP'ye göre yüksek maliyetine rağmen, daha güçlü ve daha dayanıklı olmaları nedeniyle uçakların gövde ve kanat yapıları, uydular, roket, helikopter rotorları, kara ve deniz taşıtları gövde çerçeveleri, rüzgar türbini kanatları, köprüler ve büyük sivil altyapılar gibi karmaşık yapılar için daha uygundur.

CFRP'lerle ilgili en önemli sorun, karmaşık yükleme koşulları ve kritik çevre faktörleri altında hasara eğilimli olmalarıdır. CFRP'lerde mevcut olan hasarlar penetrasyon, delaminasyon ve/veya enine çatlama şeklindedir. Çok erken aşamada hasar tespiti ve CFRP yapılarının kalan güvenli çalışma ömrünün tahmini zordur [21].

“Aramid lifleri” (Kevlar), havacılık ve askeri uygulamalarda, bisiklet lastiklerinde, balistik dereceli vücut zırhı kumaşında ve asbest ikamesi olarak kullanılan yüksek ısı direncine sahip güçlü sentetik liflerdir [3]. Bor, cam ve aramid lifleri büyük oranda kullanılsa da, karbon lifleri yük taşıyan birincil yapılar için en iyi dayanım/maliyet oranını sunmuştur [22].

2.5 Havacılık Malzemeleri İçin Tasarım Konuları

Bir havacılık-uzay yapısal tasarımı için malzeme seçimi, üretilebilirlik, işlenebilirlik, geometrik limitler, yükleme koşulları, çevresel özellikler ve sürdürülebilirliği içeren her bir unsurun tasarım gereksinimlerine bağlıdır [18]. Uçaklar üç ana bileşenden oluşur: gövde, tahrik ve sistemler. Müteakip alt bölümlerde, uçak gövdesi ve motor yapı malzemeleri için hayati tasarım ve üretim hususları aşağıda tartışılmaktadır.

2.5.1 Uçak Motorunun Malzemeleri İçin Tasarım Konuları

Bir uçağın motorunu yapmak için verimli malzeme seçimi, birçok tasarım kriterine bağlıdır. “Ağırlık azaltma” ve “itme güçlendirme”, verimli motor malzemelerinin geliştirilmesi için itici güç olarak iki ana kriterdir. Modern türbin motorları, çalışma koşullarında yüksek sıcaklıklara ve gerilmelere maruz kalır. Ayrıca motor bileşenleri genellikle oksidasyon, korozyon ve erozyon koşullarına maruz kalır. Bu nedenle, uçak motoru için seçilen malzeme, yüksek sıcaklık ve aşındırıcı ortamda üstün mekanik özelliklere ve ağırlığı azaltmak için düşük yoğunluğa sahip olmalı ve zorlu bir çalışma ortamında yüksek güvenilirlik sergilemelidir [16,20].

Uçak tahrik sistemi iki birimden oluşur; biri fan, kasa ve kompresörden oluşan soğuk ünite, diğeri yanma odası ve türbini içeren sıcak ünitedir. Çalışma sırasında, farklı motor birimlerinin farklı sıcaklıkları vardır ve bu, uçak motoru malzemeleri için farklı seçim kriterlerini takip eder. Al bazlı, Ti bazlı ve PMC alaşımları, soğuk ünite bileşenleri için şiddetle tavsiye edilir, çünkü bu bileşenler yüksek korozyon direnci, yüksek özgül mukavemet ve yüksek kırılma tokluğu gerektirir [23,24].

Motor bileşenleri, yakıt yanma sıcaklığına ve dönüş yüküne dayanabilmelidir. Bu nedenle, sıcak ünite bileşenleri için seçilecek malzemeler, sıcak korozyon direncine, yüksek sıcaklık direncine ve yüksek özgül mukavemete sahip olmalıdır. Nikel bazlı

süper alaşımlar, olağanüstü ısı direnci ve düşük sıcaklık süneklikleri nedeniyle uçak motorlarının sıcak birim bileşeni (türbin) için uygundur [17, 19]. Elyaf takviyeli PMR-15 poliimid matris kompozitler, küçük basma kalıplı yataklardan büyük otoklav kalıplı uçak motoru kaportalarına ve kanallarına kadar değişen aeropropulsion yapısal bileşenlerinin tasarımı ve üretimi için yüksek performanslı mühendislik malzemeleri olarak kabul edilir [27].

2.5.2 Gövde Malzemeleri İçin Tasarım Konuları

Bir uçağın gövdesi temel olarak şu mekanik yapıları içerir: tahrik sistemi hariç kanatlar, gövde ve alt takım. Çalışma durumunda, gövde malzemeleri hem statik hem de dinamik yüklere maruz kalır. Sonuç olarak, gövde malzemeleri, uçağın statik ağırlığını, çalışma ortamındaki dinamik yükleri ve rüzgâr itişini sürdüreceği şekilde tasarlanmıştır. Bu nedenle, gövde malzemeleri, yapısal ağırlığın azaltılması için uygun mekanik, fiziksel özelliklere ve gerekli yoğunluğa sahip olmalıdır [14]. Gövde malzemelerinin seçimi büyük ölçüde kırılma direncine ve tehlikeli sıcaklık koşullarında, akustik ortamda ve ultraviyole radyasyonlarda iyi hasar toleransına bağlıdır [23]. Gövde için seçilen malzemeler yüksek kesme ve çekme mukavemetine sahip olmalıdır. Geçmişte, orta akma mukavemeti (324 MPa), yüksek uzama oranı (% 21) ve iyi kırılma tokluğu (37 MPa) nedeniyle Al bazlı alaşımlar gövdede yaygın olarak kullanılırdı. Bir başka ana gövde yapısı, giriş görevi gören kanattır. Uçuş sırasında herhangi bir manevra kanatlardaki eğilme gerilmelerini artırır. Kanatların üst yüzeyi, uçuş süresinde basma kuvvetine ve yükselme süresinde gerilmeye maruz kalırken, alt yüzeyi ise zıt yüklere maruz kalır. Bu nedenle kanatlar için seçilen malzemelerin hem yüksek basınç ve çekme mukavemetine, hem de basmada yüksek rijitliğe, daha fazla yorulma direncine ve yüksek kırılma tokluğuna sahip olmaları gerekir [14].

Son yıllarda, yüksek elastisite modülü (224-241 GPa), üstün mukavemeti (3450-4830 MPa), mükemmel sıcaklık kapasitesi (290 ila 350 °C) nedeniyle uçak yapıları için CFRP polimer matris kompozitlerine olan talep belirgin bir şekilde artmıştır [23].

2.6 Polimer Kompozitlerin Avantaj ve Dezavantajları

2.6.1 Avantajlar

- Ağırlık azaltma; %20-%50 aralığındaki tasarruflar genellikle dikkate alınır.
- Mekanik özellikler, takviye kumaşının incelen kalınlıkları ve kumaş oryantasyonu ile 'yatay' tasarımla uyarlanabilir.
- Yüksek darbe direnci; örneğin, motor kontrollerini ve yakıt hatlarını taşıyan motor direklerine kazara verilen hasarı azaltır.
- Yüksek hasar toleransı, kazadan sağ çıkma olasılığını artırır.
- Galvanik, yani, birbirine benzemeyen iki metalin temas etmesi durumunda (özellikle nemli deniz ortamlarında) meydana gelebilecek elektriksel, korozyon sorunları önlenir.

2.6.2 Dezavantajlar

- Daha yüksek üretim maliyetleri,
- Daha yüksek malzeme maliyetleri,
- Görünmeyen darbe hasarı,
- Onarımların metal yapıya göre farklı olması,
- Bitişik alüminyum parçanın galvanik korozyonunu önlemek için izolasyon gereklidir.

Bölüm 3

Sonlu Elemanlar Metodu (SEM)

SEM, mühendislik ve matematiksel fizik problemlerini çözmek için kullanılan sayısal bir yöntemdir. SEM kullanılarak birçok yapısal analiz, ısı transferi, sıvı akışı, kütle aktarımı ve elektromanyetik problemleri çözülebilir.

Karmaşık geometriler, yüklemeler ve malzeme özellikleri içeren fiziksel sistemlerde, sistemin tepkisini simüle etmek için analitik çözümler elde etmek genellikle mümkün değildir. Analitik çözümler, bir cismin herhangi bir yerinde istenen bilinmeyen niceliklerin değerlerini veren ve dolayısıyla bünyedeki sonsuz sayıda konum için geçerli olan matematiksel bir ifadeyle verilirler. Bu çözümler genellikle, mühendisler, fizikçiler ve matematikçiler tarafından oluşturulan adi veya kısmi diferansiyel denklemlerin çözümünü gerektirir. Karmaşık geometriler, yüklemeler ve malzeme özellikleri nedeniyle bu diferansiyel denklemlerin çözümü genellikle kolayca elde edilemez. Bu nedenle, bu denklemlerin çözümünü yaklaşık olarak tahmin edebilen SEM gibi sayısal yöntemlere başvurulmaktadır.

Problemin SE formülasyonu, diferansiyel denklemlerin çözümünü gerektirmekten ziyade, çözüm için eşzamanlı cebirsel denklemler sistemi ile oluşturulur. Bu sayısal yöntemler, süreklilikteki farklı noktalarda bilinmeyenlerin yaklaşık değerlerini verir. Bu yöntemde cisim, birbirlerine düğüm noktaları (veya düğümler) ile bağlanan çok sayıda küçük birimlerden (sonlu elemanlar) oluşan eşdeğer bir sisteme bölünerek modellenir. SEM’de, problemi tüm cisim için tek işlemde çözmek yerine, her bir sonlu eleman için denklemleri formüle eder ve sonra bunları birleştirerek tüm cisim için çözümü elde ederiz.

Yapısal problemlerin çözümü tipik olarak, her bir düğümdeki yer değiştirmelerin ve uygulanan yüklere maruz kalan yapıyı oluşturan her bir eleman içindeki gerilmelerin

belirlenmesiyle yapılır. Yapısal olmayan problemlerde ise, düğüm bilinmeyenleri, örneğin, termal veya akışkan akılarından kaynaklanan sıcaklıklar veya akışkan basınçları olabilir [28].

3.1 Sonlu Elemanlar Metodu Genel Adımları

Yapısal gerilme analizinde, uygulanan yüklere maruz kalan ve sınır şartları bilinen yapının direngenlik matrisi oluşturularak sistemin global SE denklemi kurulur. Ardından, önce deplasmanlar (yer değiştirmeler), sonra gerinimler (şekil değiştirmeler) ve son olarak gerilmeler hesaplanır. Fiziksel bir sistemin sonlu eleman denklemlerini türetmek için kullanılacak üç temel yöntem vardır. Bunlar yapısal analiz problemleri için doğrudan yöntem, enerji yöntemleri ve sanal iş ilkesine dayanan varyasyon yöntemleri veya ağırlıklı artık yöntemleridir.

3.2 Sonlu Elemanlar Metodu Uygulamaları

SEM hem yapısal hem de yapısal olmayan problemleri analiz etmek için kullanılabilir. Tipik yapısal alanlardan bazıları şunlardır: Kafes ve çerçeve analizi dâhil olmak üzere gerilme analizleri (köprüler, yüksek bina çerçeveleri, vb.), gerilme yoğunlaşması sorunları, delikli gövdeler, karmaşık geometrideki parçalar, basınçlı kaplar, tıbbi cihazlar, uçak ve spor ekipmanları; kolonlarda, çerçevelerde ve kaplarda görülebilecek burkulma problemleri; titreşime maruz ekipmanlarda titreşim analizi; araçların çarpışma analizi, mermi etkisi ve cisimlerin düşmesi ve nesnelere çarpması dâhil olmak üzere çarpma sorunları.

3.3 Sonlu Elemanlar Metodunun Avantajları

Daha önce bahsedildiği gibi, SEM hem yapısal hem de yapısal olmayan çok sayıda probleme uygulanmaktadır. Geleneksel yöntemlere göre birtakım avantajları vardır. Düzensiz şekilli gövdeleri kolayca modelleyebilir. Genel yük koşullarını zorlanmadan analiz edebilir. Eleman denklemleri ayrı ayrı değerlendirildiği için birkaç farklı malzemeden oluşan modelleri kolayca analiz edebilir. Çok sayıda ve çeşitte sınır koşuluyla rahatlıkla başa çıkabilir. Gerekliğinde küçük öğelerin kullanılmasını mümkün kılmak için öğelerin boyutunu değiştirebilir. SE modelini istendiğinde

nispeten kolay ve ucuz bir şekilde değiştirebilir. Dinamik etkileri dâhil ederek çözüm yapabilir. Büyük deformasyonları ve doğrusal olmayan problemleri çözebilir.

SE yapısal analiz yöntemi, tasarımcının tasarım sürecinde stres, titreşim ve termal sorunları tespit etmesine ve olası bir prototipin yapımından önce tasarım değişikliklerini değerlendirmesine olanak tanır. Böylece prototipin kabul edilebilirliğine olan güven arttırılır. Ayrıca, uygun şekilde kullanılırsa yöntem, yapılması gereken prototip sayısını azaltabilir [31–37].

3.4 Ansys Sonlu Elemanlar Analiz Programı

ANSYS yazılımı mühendislerin mukavemet, titreşim, akışkanlar mekaniği ve ısı transferi ile elektromanyetik alanlarında fiziğin tüm disiplinlerinin birbiri ile olan etkileşimini simüle etmekte kullanılabilen genel amaçlı bir SE yazılımıdır. Uzun yıllardır yaygın kullanımı ile güvenilirliği tüm dünyada kabul edilmiş yazılımlardan biridir. Bu sayede gerçekleştirilen çalışma şartlarının ya da testlerin simüle edilmesine olanak sağlayan ANSYS, ürünlerin henüz prototipleri üretilmeden sanal ortamda testlerinin yapılmasına olanak oluşturur. Ayrıca sanal ortamdaki 3-boyutlu simülasyonlar neticesinde yapıların zayıf noktalarının tespiti, iyileştirilmesi ile ömür hesaplarının gerçekleştirilmesi ve muhtemel problemlerin öngörülmesi mümkün olmaktadır. [38]

Bölüm 4

Türk Hava Kuvvetleri ve F-16 Savaşan Şahin

Türk Hava Kuvvetleri'nde F-16 uçaklarının C ve D serileri kullanılmaktadır. C serisi tamamen av ve bombardıman görevleri için imal edilmiştir. D serisi ise av ve bombardıman görevleri yanında eğitim amacıyla da kullanılmaktadır. (Bkz. Şekil 4.1)



Şekil 4.1: F-16 Savaş Uçağı

Türkiye'nin F-16 macerası 1980'lerin başında Hava Kuvvetlerinde bulunan av/önleme görevlerinde kullanılan Lockheed F-104 Starfighter ve Northrop F-5 Freedom Fighter'ların değiştirilmesi amacıyla başlamış ve günümüzde de devam etmektedir.

Dönemin hükümeti Eylül 1983'te Peace Onyx I Programı kapsamında Amerika'dan General Dynamics tasarımı F-16 alınacağını duyurmuştu. Bu sekiz uçaktan iki tanesi yerinde demonte edilmiş, sonrasında Ankara Akıncı'da kurulan TAI tesislerinde montajı gerçekleştirilmişti. 14 Ekim 1987'de test pilotu Şener Koltuk TAI tesislerinde montajı gerçekleştirilen ilk F-16'nın (86-0068) ilk uçuşunu yaptı. Öncel Barış-I Programı kapsamında sipariş edilen 160 uçaktan 34 tanesi F-16C Block 30, 8 tanesi F-16D Block 30, 102 tanesi F-16C Block 40 ve 15 tanesi F-16D Block 40'tır; bu uçaklardan 154 tanesinin montajı TAI tesislerinde yapılmıştır.

Mart 1992'de Peace Onyx II ile birlikte 34 adet F-16C Block 50 ve 6 adet F-16D Block 50 olmak üzere toplamda 40 adet ve 40 tane de opsiyon olmak üzere uçak siparişi verildi ve 1995-1999 yılları arasında bu uçakların teslimatı tamamlandı. Opsiyon olarak eklenen 26 F-16C Block 50 ve 14 F-16D Block 50'den 6 tanesi iptal edildi. Bu uçaklarda kullanılacak olan General Electric F110-GE-129 motorunun üretimi için Eskişehir'de TEI kuruldu.

Aradan geçen yıllarda yaşanan F-16 kayıplarından sonra Türkiye hükümeti 2007 yılında gelişmiş yeni bir radara ve uçağın menzilini arttıran ek yakıt tanklarına sahip 30 adet gelişmiş F-16 Block 50+ uçağı Peace Onyx IV programı ile TAI Tesislerinde montajlarının gerçekleştirilmesini sağlamıştır. Son uçak 11 Aralık 2012'de tamamlanmış olup 1,72 milyar dolarlık bir bütçe ile üretilmiştir. Şu anda TSK envanterinde F-16 Block 60 uçağı bulunmamaktadır.

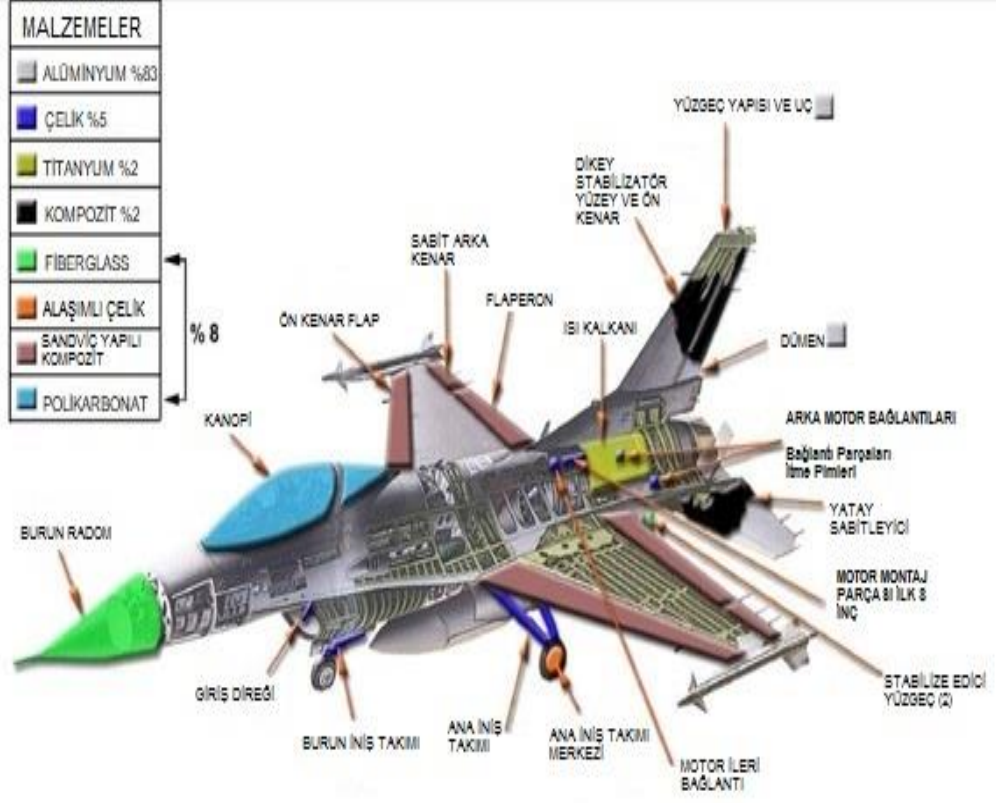
Tablo 4.1'de teknik özellikleri verilen F-16 çok amaçlı savaş uçağı için belirtilen malzemeler ve süreçler, tasarımı korurken tasarım, üretim ve montajın minimum maliyetle uyumlu olması için seçilmiştir. Geçmişte diğer uçaklarda karşılaşılan malzeme problemlerini en aza indiren malzeme kullanımına özen gösterilmiştir. Gerilme korozyonunu ve kırılma kırılmayı önleyen yeni ve geliştirilmiş malzemeler ve işlemler, bu tür sorunlu alanları tanıyan bir tasarım felsefesiyle birleştiğinde, daha düşük bakım maliyetinde geliştirilmiş performans ile daha uzun ürün ömrü ile sonuçlanmıştır [39].

Tablo 4.1: F-16 Savaş uçağının özellikleri

	F-16C/D Block 25, 30, 40, 50 ve 32, 42, 52	F-16A/B Block 1/5/10/15/15OCU/20
Mürettebat	1 (C versiyon), 2 (D versiyon)	1 (A versiyon), 2 (B versiyon)
Uzunluk	49 ft 4 in (15,0 m)	49 ft 3 in (15,0 m)
Kanat açıklığı	31 ft 0 in (9,45 m)	32 ft 9 in (9,98 m)
Yükseklik	16 ft 8 in (5,08 m)	16 ft 8 in (5,08 m)
Boş ağırlığı	18.238 lb (8.270 kg)	18.285 lb (8.290 kg)
Azami kalkış ağırlığı	42.300 lb (19.200 kg)	37.500 lb (17.000 kg)
Azami hız	Mach 2.02 (F-16 Block 25, 30/32, 40/42) Mach 2.05 F-16 Block 50/52	Mach 2.05
Azami menzil	2.450 mi (3.940 km)	2.400 mi (3.860 km)
Motor	F-16 Block 30/40 GE F110-GE-100 motorunu kullanıyor, Block 32/42 PW F100-PW-220E motorunu kullanıyor, Block 50/70 GE F110-GE-129 motorunu kullanıyor, Block 52/72 PW F100-PW-229 motorunu kullanıyor.	F-16A/B Block 1/15 Pratt & Whitney F100 motorunun PW F100-PW-200 versiyonunu kullanıyor, Block 15OCU/20 aynı motorun PW F100-PW-220 versiyonunu kullanıyor.
Motor gücü (itki) kuru	17.155 lbf (76,3 kN)	12.240 lbf (54,4 kN)
Motor gücü (itki) yanma sonrası	28.984 lbf (129 kN)	23.830 lbf (106 kN)

Uçak gövdesi ve iniş takımı yapılarında kullanılan malzemeler, ağırlık olarak yaklaşık olarak aşağıdaki bileşim dökümünden oluşur (Bkz. Şekil 4.2) [26].

- Alüminyum %83
- Çelik %5
- Titanyum %2
- Grafit-Epoksi Kompozit 2%
- Diğer Malzemeler 8%



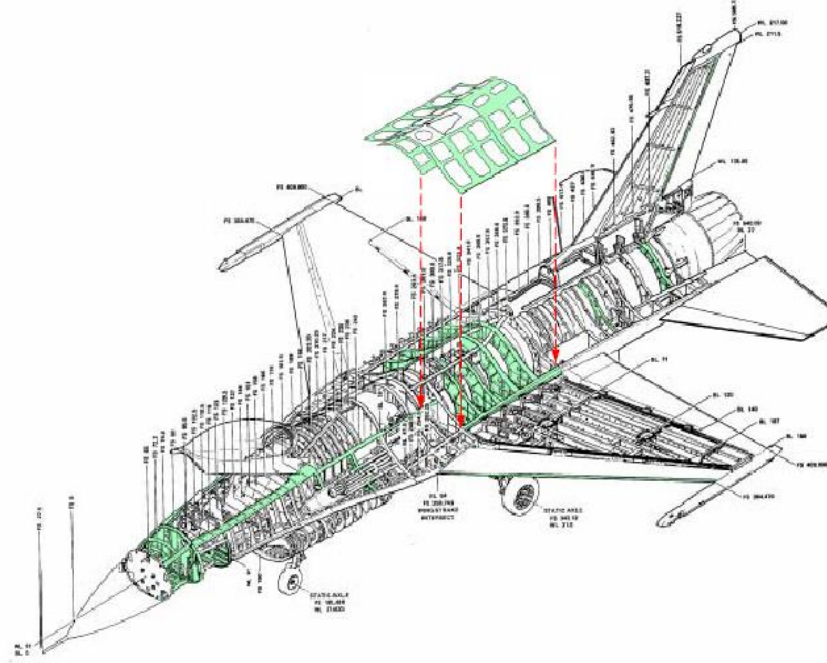
Şekil 4.2: F-16 Malzeme kullanımı

Bölüm 5

Kritik Bileşen Seçimi ve Mukavemet Analizi

5.1 Analiz Edilecek Parçanın Seçilmesi

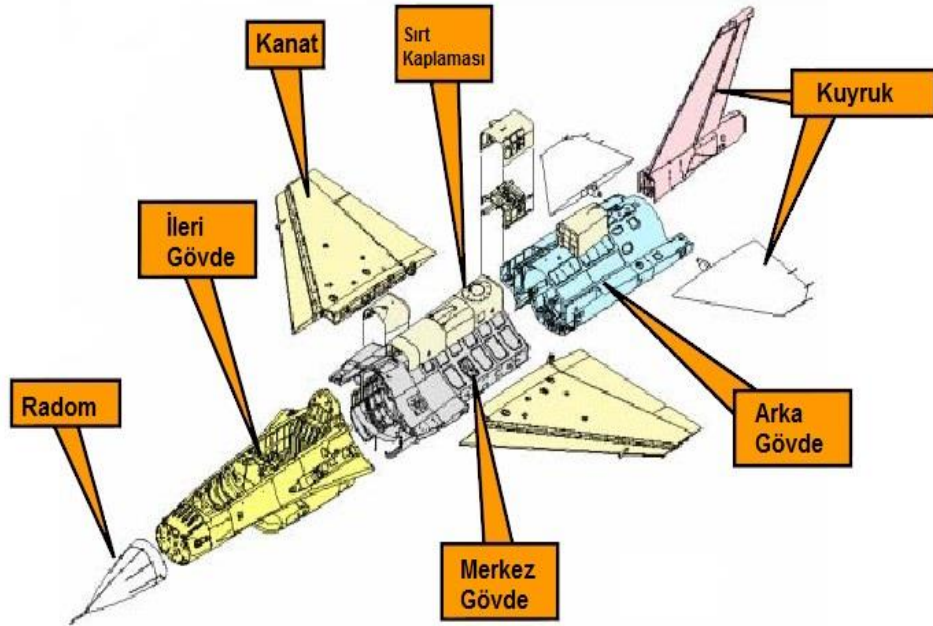
F-16 savaş uçağının merkez gövde yapısı FS 243.00'den 373.80'e kadar uzanır. Şekil 5.1 ve Şekil 5.2'de belirtilen ana bölümlerden oluşur.



Şekil 5.1: F-16 İskelet yapısı

Ana fonksiyonel alan sınırları ve yoğun yük giriş noktalarında, motor hava kanalını ve dış kaplamaları ara çerçeveler desteklemektedir. Gövdede eğilme stabilitesi, longonlar ve boyuna kirişler ile sağlanmaktadır.

Birincil çerçeveler ve parçalar FS 267.40'ta (mühimmat tamburu parçasının arka ucu), FS 279.40'ta (F-16 yakıt deposunun ön ucu ve ana iniş takımı parçası) ve altı ana kanat direği bağlantı konumunun her birinde bulunur.

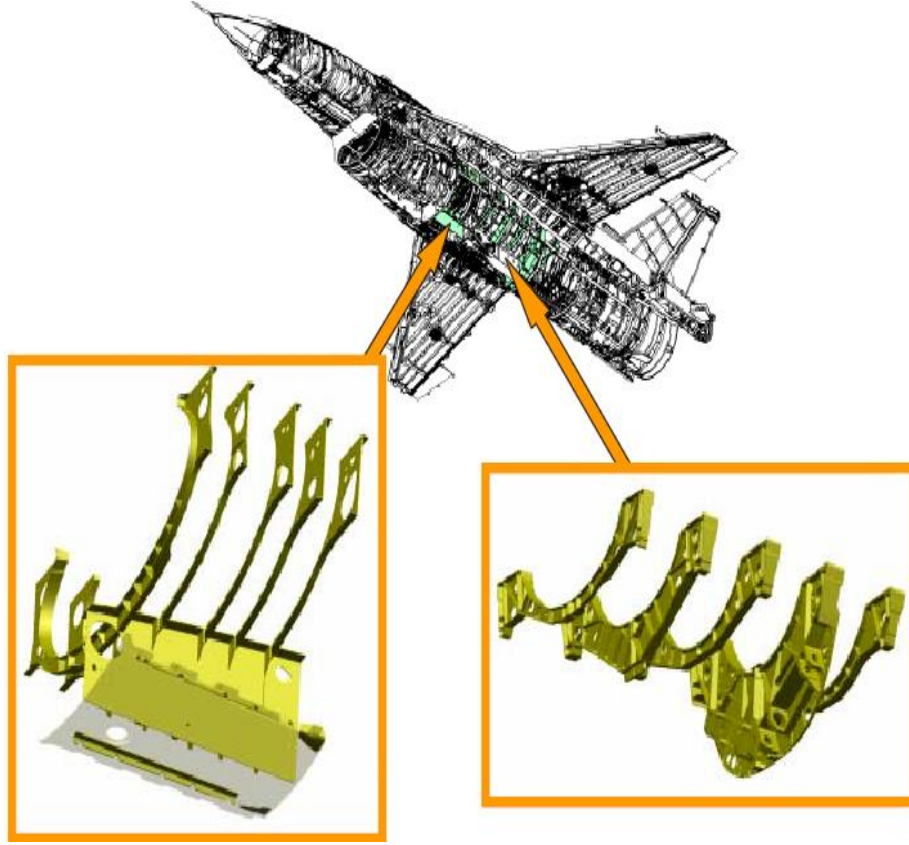


Şekil 5.2: F-16 Gövde yapısı

Bu parçalar, FS 267.40 hariç olmak üzere, bir veya daha fazla entegre olarak işlenmiş segmentten yapılmıştır. FS 267.40'taki parça duvarı, sertleştirilmiş bir sağlam sac metal ağdan yapılmıştır. FS 267.40 ve 279.40'taki parçalar, F-16 tankı ile mühimmat tamburu parçası arasında yakıt sızıntısına karşı çift bariyer sağlar (Bkz. Şekil 5.3).

Ana iniş takımı şok payandaları ve gergi payandaları, FS 341.80 parçasında uçak gövdesine bağlanmıştır.

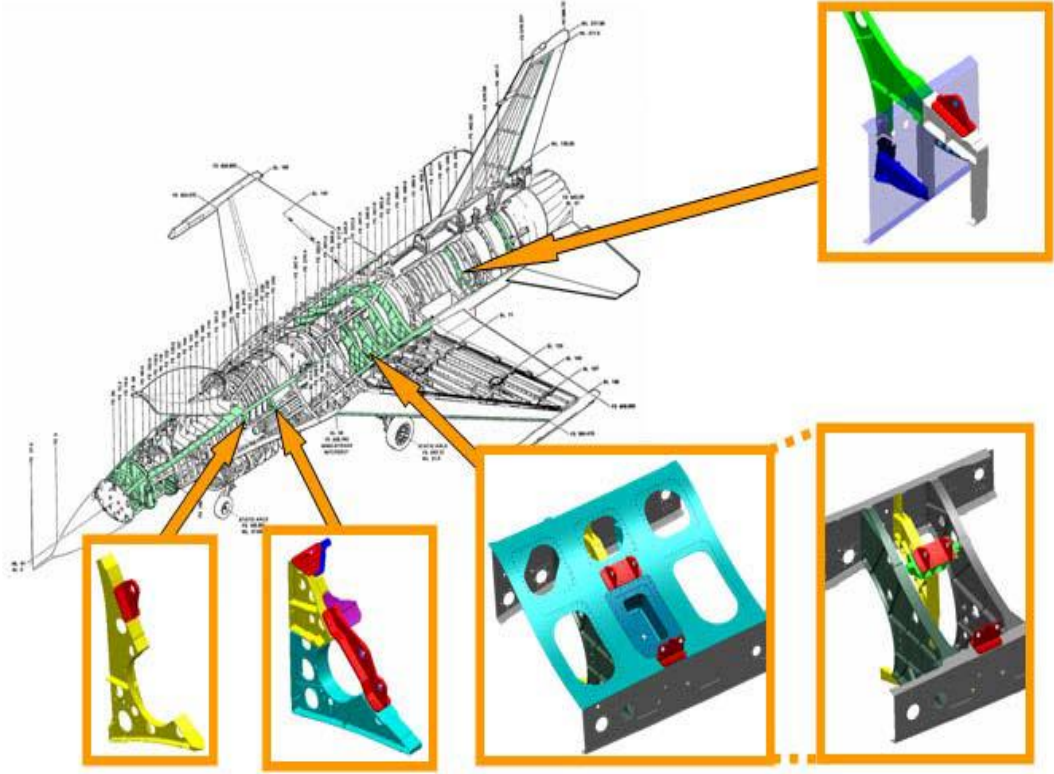
Ana bölmeler arasına yerleştirilmiş ara çerçeveler, motor hava kanalı kaplamalarını destekler ve bu kaplamaların desteklenmeyen açıklık uzunluğunu azaltır.



Şekil 5.3: F-16 Alt gövde yapısı

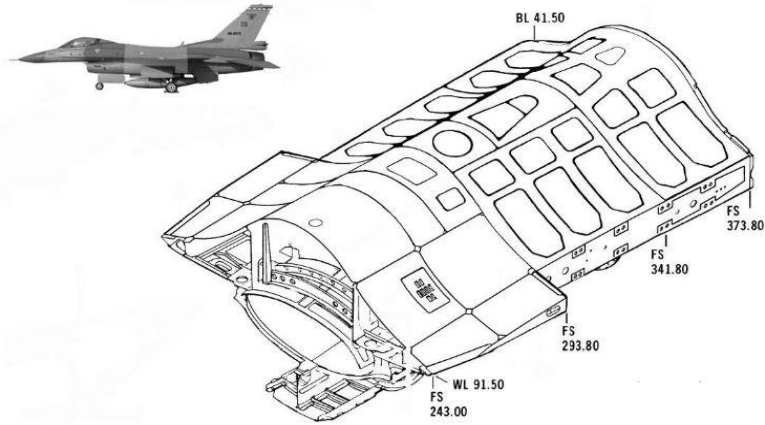
Boyuna elemanlar, gövde kalça hattının her iki tarafında üst yüzey boyunca, (gövde kapatma kirişi), gövde ve dış gövde alt yüzeyinin kesiştiği yerde, su hattında (WL) gövde tarafı boyunca ve gövde alt yüzeyi ile motor hava kanalı arasındaki merkez çizgisinde bulunur. Gövde kapatma kirişi dışında, tüm uzunlamasına elemanlar şekillendirilmiş sac veya ekstrüzyonlardan yapılmıştır.

Gövde alt yüzeyi ile gövde kesişimlerindeki uzun kısım, yakıt deposu alt sınırı olarak işlev gören yatay bir sac metal ağ içerir. FS 243.00'den FS 293.40'a uzanan dikey bir kiriş, mühimmat tamburu parçasının ve F-16 yakıt deposunun yan sınırı olarak hizmet eder. Bu eleman, ekstrüde edilmiş bir üst kapağa sahip sac flanşlı ağıdır. (Bkz. Şekil 5.4)



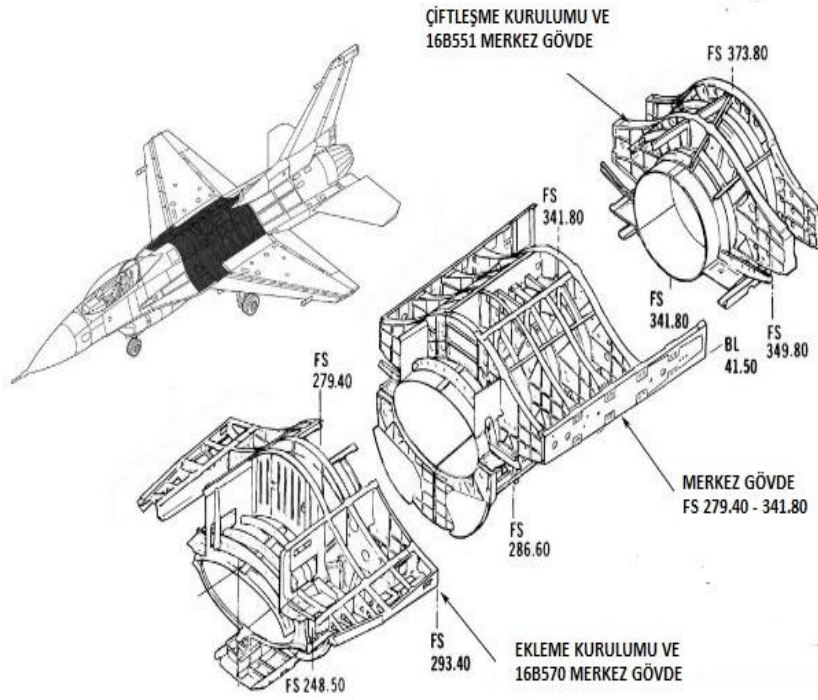
Şekil 5.4: F-16 Alt gövde yapısı detay-1

Alt merkez hattı omurga kirişi, alt kış ekipman parçasını çevre kontrol sistemi parçasından (FS 243 - 279) ve ana iniş takımı parçasından (FS 279 - 341) ayırır ve şekillendirilmiş sac ve ekstrüzyonların bir kombinasyonundan üretilir. Bu omurga kirişi, gövde merkez hattı dış depo desteği için sert noktaları içerir [26]. (Bkz. Şekil 5.5- Şekil 5.6)



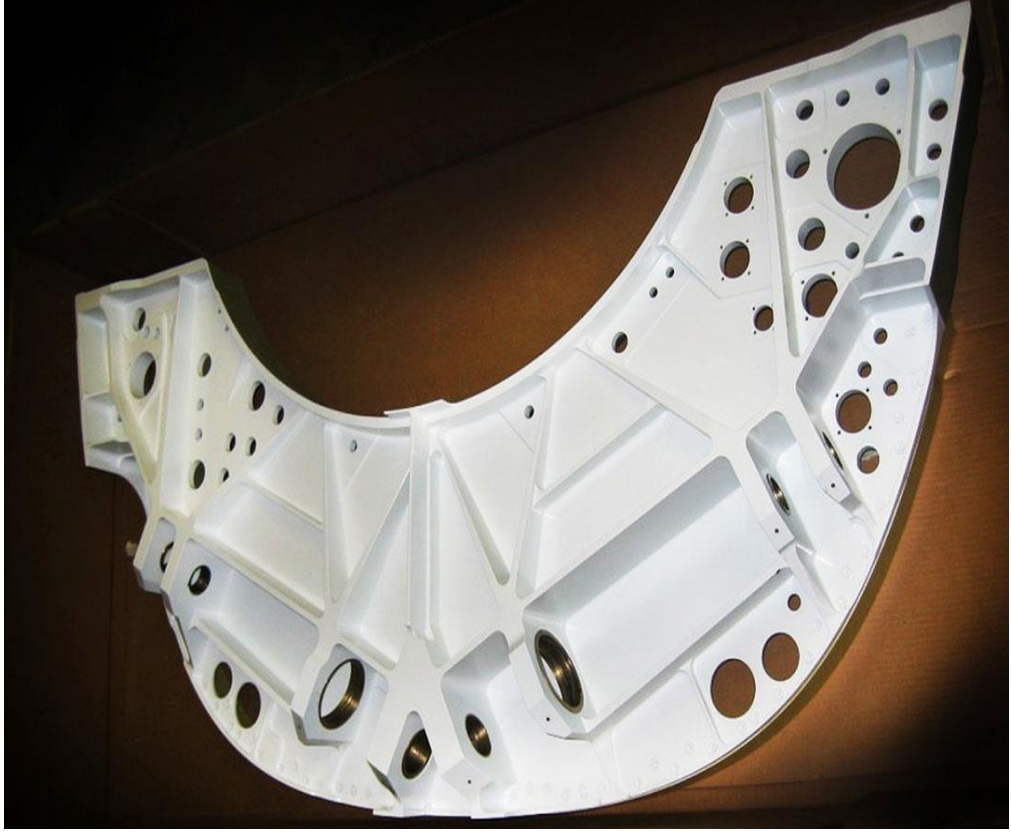
Şekil 5.5: F-16 alt merkez gövde montaj

Bu çalışma için, F-16 savaş uçağında gerçekleştirilen yapısal değişikliklere dayanarak, değiştirilen bileşenlerden birinin seçilmesine ve eşdeğer statik analizinin yapılmasına karar verildi. Değiştirilmesi hedeflenen çeşitli bileşenlerden ana iniş takımının alt bölümünde bulunan FS-341.80 kodlu parça çalışma için seçildi.



Şekil 5.6: F-16 alt gövde yapısı detay-2

Ana iniş takımı, özellikle adından da anlaşılacağı gibi, inişte uçaklar için son derece önemlidir. Bu iniş aşamasında, uçak diğer tüm aşamalardan daha fazla çaba harcar. Şekil 5.7’de görülen bu parça, uçak gövdesi ile iniş takımı arasındaki bağlantıyı sağlayan bileşen olduğundan, iniş sırasında uçağın çoğu bileşeninden çok daha fazla kuvvete maruz kalmaktadır.



Şekil 5.7: FS 341.80 numaralı parça

Yapısal değişikliklerin amacı, F-16 A/B'nin uçuş saatlerinin sayısını 8000'den 12000'e çıkarmaktır. Alüminyum metal malzemeden üretilmiş olan mevcut parçanın, uçağın imalatından bu yana, toplam 3200 uçuş saati hiç değiştirilmediği varsayılmıştır.

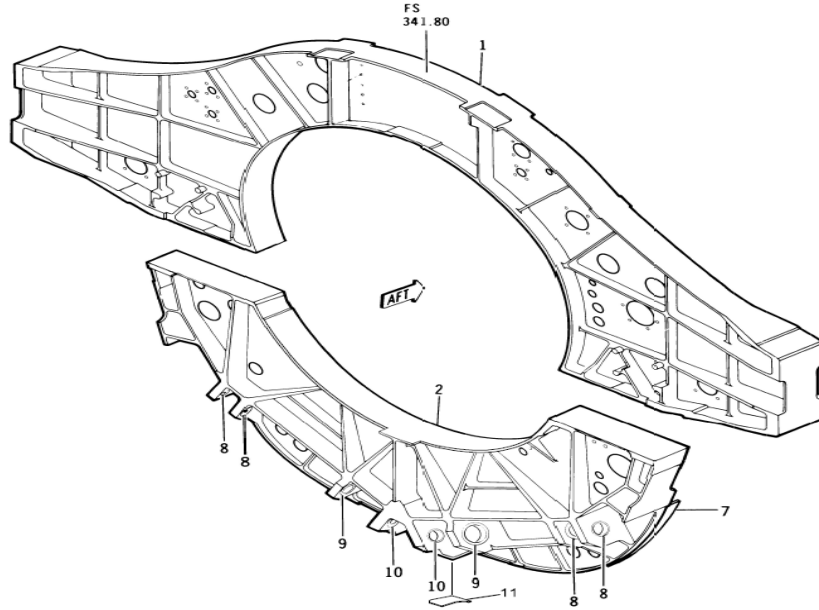


Şekil 5.8: FS 341.80 Alüminyum-1



Şekil 5.9: FS 341.80 Alüminyum-2

Şekil 5.8’de FS 341.80 parçasının korozyona ve deformasyona uğrayarak kullanım ömrünü dolduran eski halini, Şekil 5.9’da ise değişimi yapılacak yeni halini gözlemlemek mümkündür. Malzemenin ideal olarak elastik alanda olması gerektiğinden, havacılıkta malzemenin plastikleştirilmesinin amaçlanmadığına dikkat etmek gerekir. Malzeme kırılması, bileşenin tahrip olduğu ve bu, uçağın tamamen kaza-kırırma yol açabileceği anlamına geldiğinden, istenmeyen bir durumdur.



Şekil 5.10: FS 341.80 Bakım katalog görseli

Bu analizleri literatürdeki diğer analizlerle karşılaştırmamız mümkün olmamıştır çünkü askeri bir uçak olduğu için bu analizler gizlidir ve herhangi bir yerde yayınlanmamaktadır. Türk Hava Kuvvetleri'nin kendisi bu bileşeni analiz etme geçmişine sahip değildir, çünkü bakım faaliyetlerinin tek ilgi alanı doğru montaj ve parça bakımında yatmaktadır. (Bkz. Şekil 5.10)

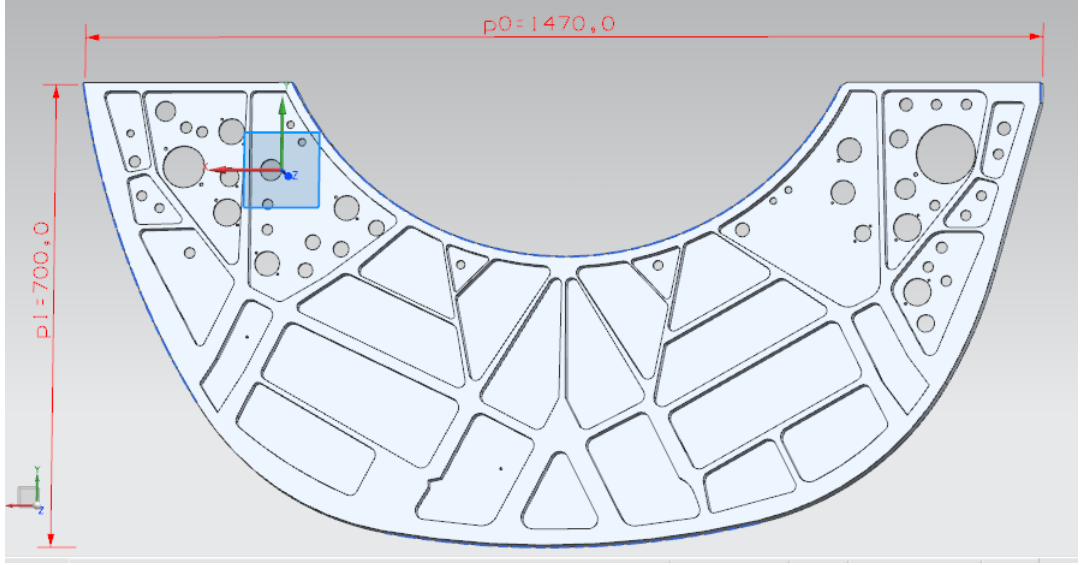
Sonraki bölümlerde yapılan analizler için, tüm bilgiler mevcut olmadığından mümkün olduğunca fazla bilgi ile çalışmanın gerçekleştirilmesi amacıyla birkaç basitleştirme yapılmıştır.

5.2 Parçanın Modellenmesi

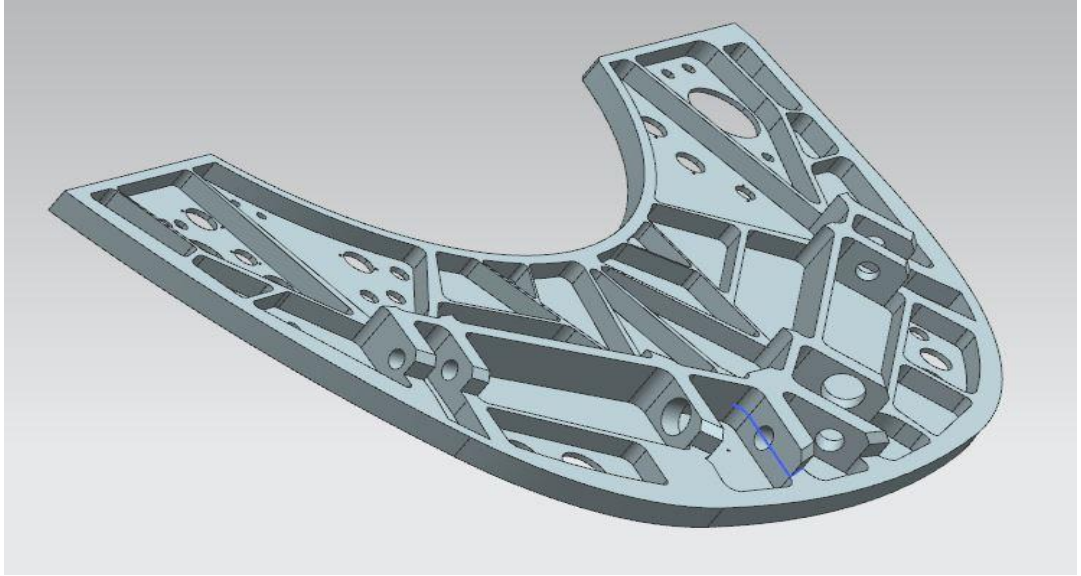
Lockheed Martin, analizlere ek olarak, herhangi bir CAD formatı dosyası sağlamadığından, Türk Hava Kuvvetleri tarafından sağlanan teknik çizimler alınarak, üzerlerinden ölçüler alınmıştır. Bu ölçülere göre bileşen modelleme Unigraphics NX 7.5 3D modelleme yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kullanılan modelleme programı analizlerin yapıldığı ANSYS programı ile uyumludur.

Ana iniş takımı parçasının oldukça karmaşık bir geometrisi vardır. Değişken kalınlıkta birçok kaburga ve bazı kavisli yüzeyler içermektedir, bu nedenle 3D modellemesi oldukça zor bir parçadır.

Şekil 5.11(a)'da görüldüğü üzere modellenen geometrinin genişliği 1470 mm, yüksekliği 700 mm'dir; kalınlığı ise 120 mm'dir. Şekil 11(b)'de ise parçanın izometrik görünümü verilmiştir.



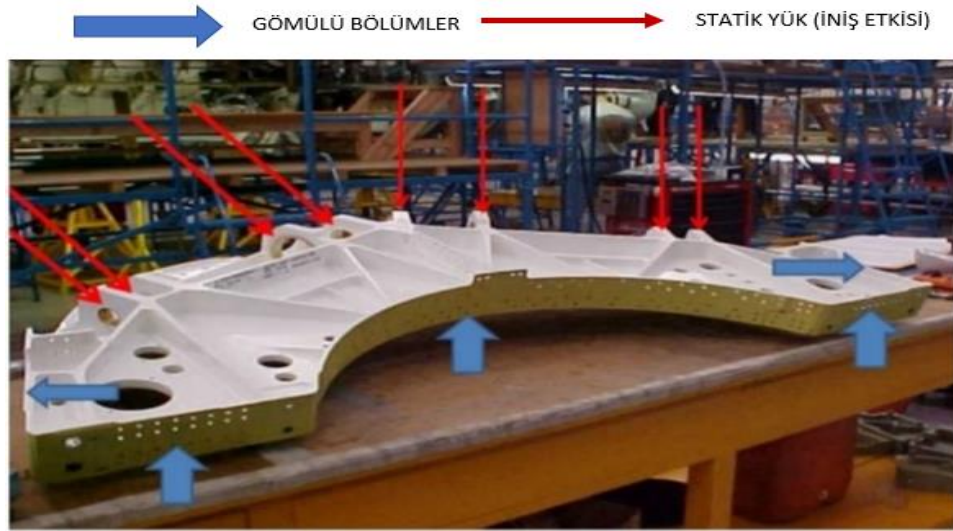
Şekil 5.11 (a): FS 341.80 numaralı parçanın önden görünümü



Şekil 5.11 (b): FS 341.80 numaralı parçanın izometrik görünümü

5.3 Parça Üzerine Etkiyen Kuvvetler

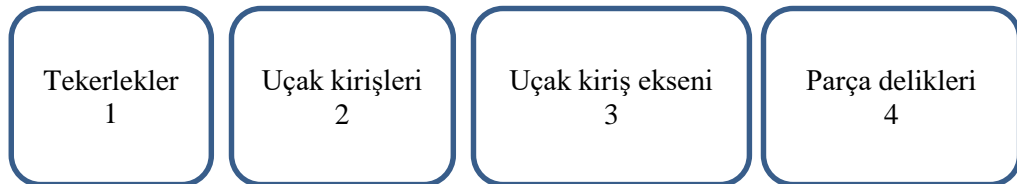
Parçaya uygulanacak sınır koşulları, bu bileşenin montajının uçağın kendisinde yorumlanmasına dayanmaktadır. Şekil 5.12’de görülebileceği gibi, mavi oklar, bileşenin takıldığı yerlere karşılık gelir ve uçağın diğer bileşenlerine/yapılarına civatalı bağlantıları temsil eder. Bu bağlantılar yukarıdan ana iniş takımının üst parçasına, yanlardan gövde kaplamasına ve merkezi kavisli yüzeyden motor bölmesine yapılır.



Şekil 5.12: FS 341.80 etkiyen kuvvetler

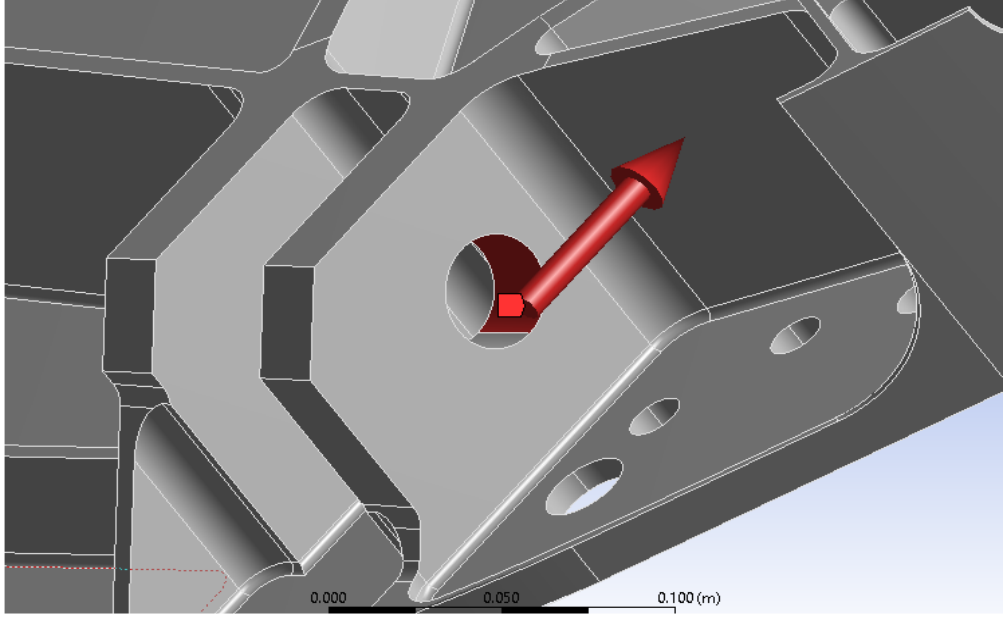
Parçanın alt kısmının yanında, bileşen üzerinde bakım görevleri için açılan gövde kapıları vardır ve bu nedenle, o yere gömülü olarak kabul edilmemiştir. İniş sırasında uygulanan yükler Şekil 5.12’de kırmızı oklarla gösterilmiştir.

Tekerlekler yere çarptıktan sonra zeminden gelen tepki kuvveti Şekil 5.13’te gösterilen sırayla parçaya iletilmektedir.



Şekil 5.13: İniş esnasında kuvvet iletim sırası

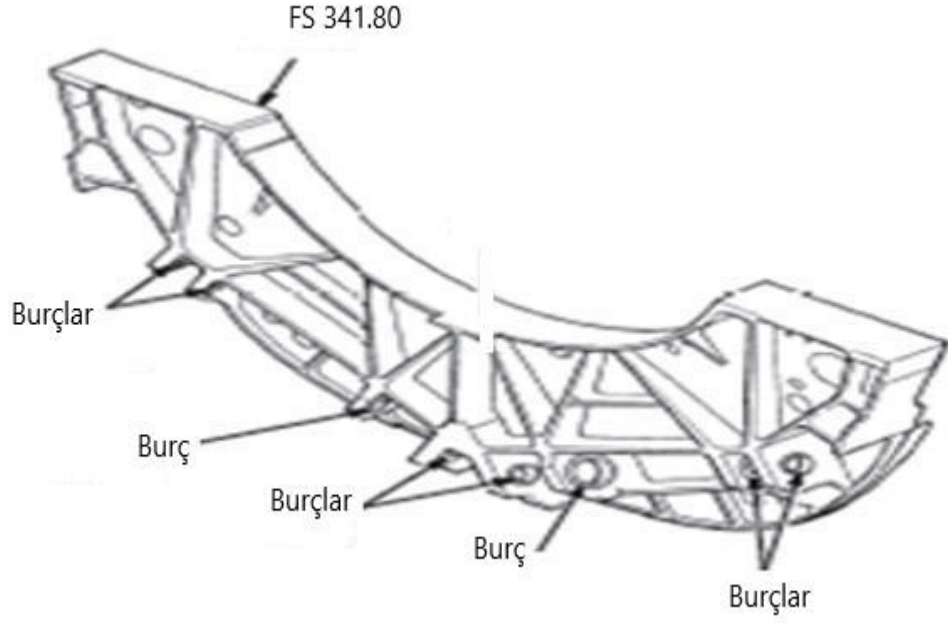
Böylece uygulanan kuvvetler, parçanın kirişlerin eksenlerine yakın olan deliklerinin yüzeyleri boyunca dağılmış kuvvetlerdir. Bu delikler tüm yüklerle maruz kalacak ve kirişlerde basma veya çekme olmasına bağlı olarak deliklerin zorlanan yüzeyleri sırasıyla üst veya alt iç yüzeyler olacaktır. Şekil 5.14’te ilgili kirişlerde basma meydana geldiğinde deliğin üst iç yüzeyine etkiyen kuvvet görülmektedir.



Şekil 5.14: Parça deliklerine etkiyen kuvvet

İniş anında ortaya çıkan kuvvetlerin büyüklüklerinin hesaplanmasına geçmeden önce, bu çalışmada yapılan bazı önemli kabuller aşağıda sıralanmıştır.

Kiriş eksenleri ve parça duvarının karşılık gelen delikleri arasında, müdahale ile yerleştirilmiş burçlar vardır. Bu burçlar, bölme ile iskelet kirişleri arasında daha iyi bir montaj sağlayarak, akslara dönüşe izin verir ve ayrıca bu bölgede daha düzgün bir kuvvet dağılımı oluşturur. Alüminyum alaşımlarından daha yüksek rijitliğe sahip bronz ve manganez alaşımından yapılmıştır, böylece parçaya ulaşan yükler için bir amortisör görevi görürler. Bununla birlikte, aşağıdaki analizlerde doğrulandığı üzere bu etki ihmal edilebilir düzeydedir. Bu nedenle, burçlar bu çalışmaya dahil edilmemiştir. Şekil 5.15'te, kiriş eksenlerinin hareket ettiği ve burçların olacağı parçadaki deliklerin konumları görülmektedir.



Şekil 5.15: Parçada bulunan burçlar

Çarpma anında yer tepkisini azaltabilecek olan asansörün iniş üzerindeki etkisi de dikkate alınmamıştır. İniş uçuşu aşamasında, pilot motordan güç alarak, Şekil 5.16'da türbinin yanında gösterilen F-16'nın aerodinamik frenlerinin, uçağın hızını azaltmak için hemen harekete geçmesini sağlar. Yere çarpma anındaki hız, uçuştaki hızdan çok daha düşük olduğundan, kaldırma etkisinin de uçağın ağırlığına kıyasla ihmal edilebilir olduğu varsayılmıştır.



Şekil 5.16: F-16 aerodinamik frenler

5.3.1 Kuvvet Büyüklüklerinin Hesaplanması

Yukarıda açıklanan kabullerin ardından, inişin ilk anındaki kuvvetin hesaplanmasına geçilmiştir. Aynı anda ana teçhizatın tekerleklerinin uçağın tüm ağırlığını desteklediği göz önüne alındığında, yere çarpmadan kaynaklanan kuvvetin büyüklüğü, F şöyle hesaplanır:

$$F = m_{F16} \cdot a_{F16} = m_{F16} \frac{v_{iniş}}{\Delta t} \quad (5.1)$$

(5.1) denkleminde m_{F16} uçağın kütlesini, a_{F16} ivmesini ve $v_{iniş}$ yer tepki kuvveti yönündeki hızı temsil eder. m_{F16} değeri için Tablo 4.1'deki azami kalkış ağırlığı Türk Hava Kuvvetleri tarafından kullanılan F-16 Block 50 modeli referans alınarak 19200 kg alınmıştır. Senaryolara göre mühimmat ve yakıt ağırlıkları da hesaplamaya dahil edilmiştir.

Çarpma şeklinde ani bir iniş olduğundan Δt değeri 0,1 saniye olarak kabul edilmiştir. Literatürde, F-16'nın maksimum iniş hızının (güvenli sınırlar içinde bir iniş için) 160 knot olduğu ve SI birimlerine dönüştürüldüğünde 82.31 m/sn veya daha belirgin olarak 296.32 km/saat'e ulaştığı bulunmuştur. F-16'yı indirmek için ideal hücum açısı, $11^\circ < AoA < 15^\circ$ aralığında olup Hücum Açısı (AoA)= 13° olarak kabul edilmiştir [40].

Şekil 5.17'de görüldüğü gibi iniş yapan bir F-16 için, tekerleklerin yere temas ettiği andaki zemin reaksiyonu yönündeki hız bileşeni Şekil 5.18'e göre şu şekilde hesaplanmıştır:

$$v_{iniş} = v \sin AoA \quad (5.2)$$

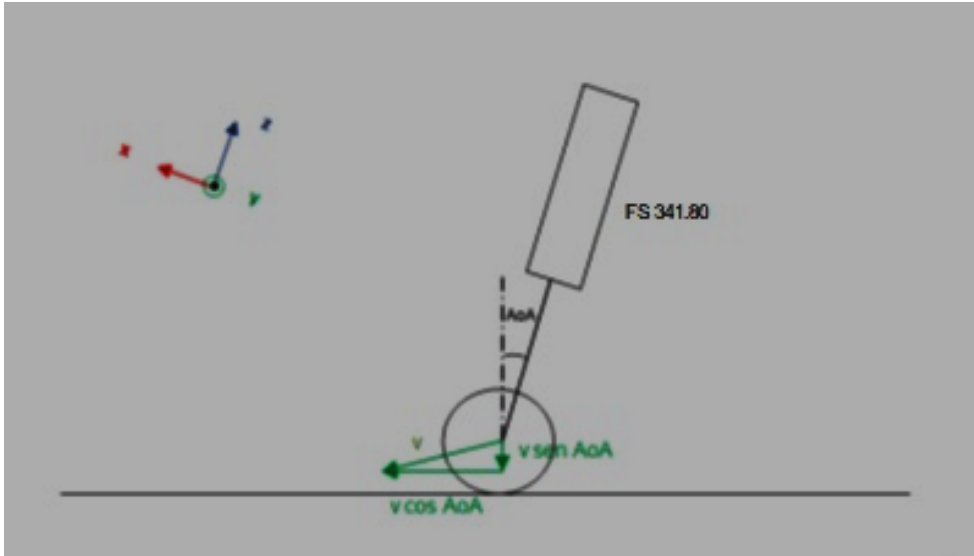
Burada v , uçağın kendi hareket yönü doğrultusundaki hızıdır. Ayrıca,

$$W_{F16} = W_{MKA} - W_{cmin} - W_{Yakit} = 19200 - 4500 - 1000 = 13700 \text{ kg} \quad (5.3)$$

(5.3) numaralı denklemde W_{MKA} , Maksimum Kalkış Ağırlığını, W_{cmin} inişte taşınan minimum mühimmat ağırlığını ve W_{Yakit} uçuş esnasında tüketilen minimum yakıtın ağırlığını temsil eder. Buna göre uçağın inişteki en düşük ağırlığı 13700 kg olur.



Şekil 5.17: F-16 iniş anı-1



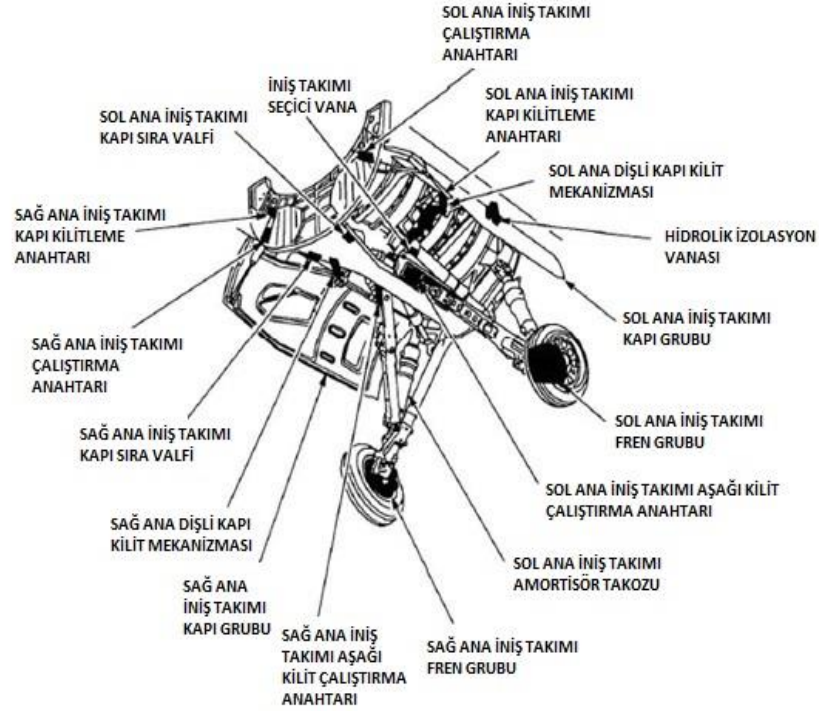
Şekil 5.18: İniş sırasında tekerleğe etki eden hızların şeması

Gerçek hayatta, F-16'lar büyük miktarda silahla, hatta dolu bir tankla inemez (veya inmemelidir), bu durum iniş sırasında bir olumsuzluk durumunda pilotun hayatını riske sokar. Ancak biz en kötü durumu dikkate alarak uçağın kalkış ağırlığına yakın bir ağırlıkla indiğini kabul ederek tasarımımızı güvenli tarafta kalarak gerçekleştirdik.



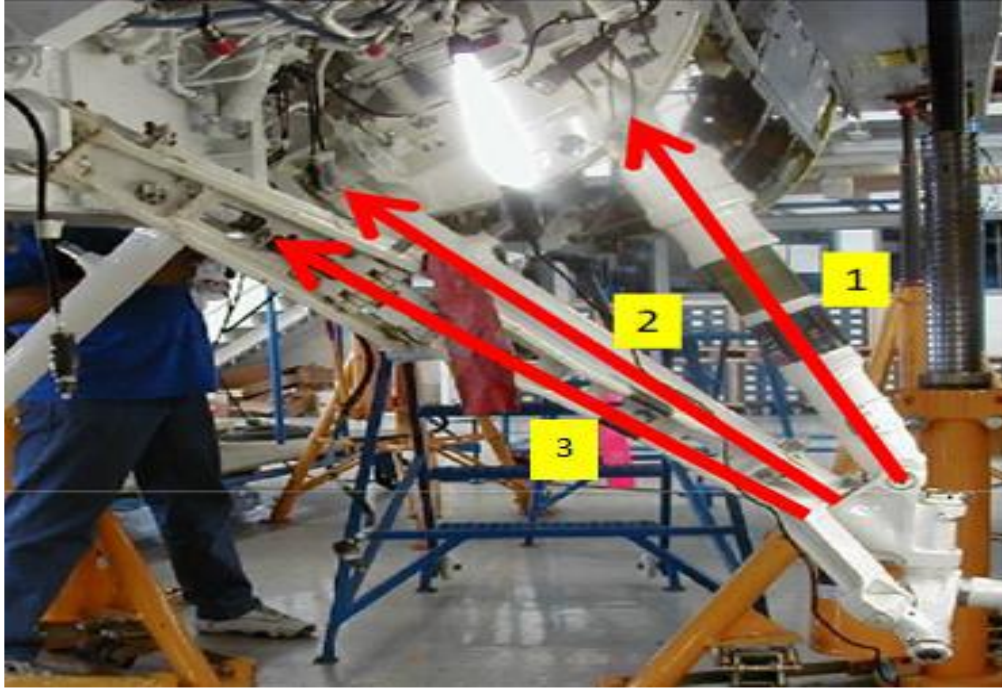
Şekil 5.19: F-16 iniş anı-2

Şekil 5.19’da görüldüğü gibi, inişin ilk anında parçaya etkiyen kuvvetlerin büyüklüğünü hesaplamak için, ana gövdenin kirişlerine gelen kuvvetlerin toplamını almak gerekmektedir.



Şekil 5.20: F-16 İniş takımları

Şekil 5.20’de ana iniş takımı yapısını gözlemlemek mümkündür.



Şekil 5.21: Şok ve çekme destekleri

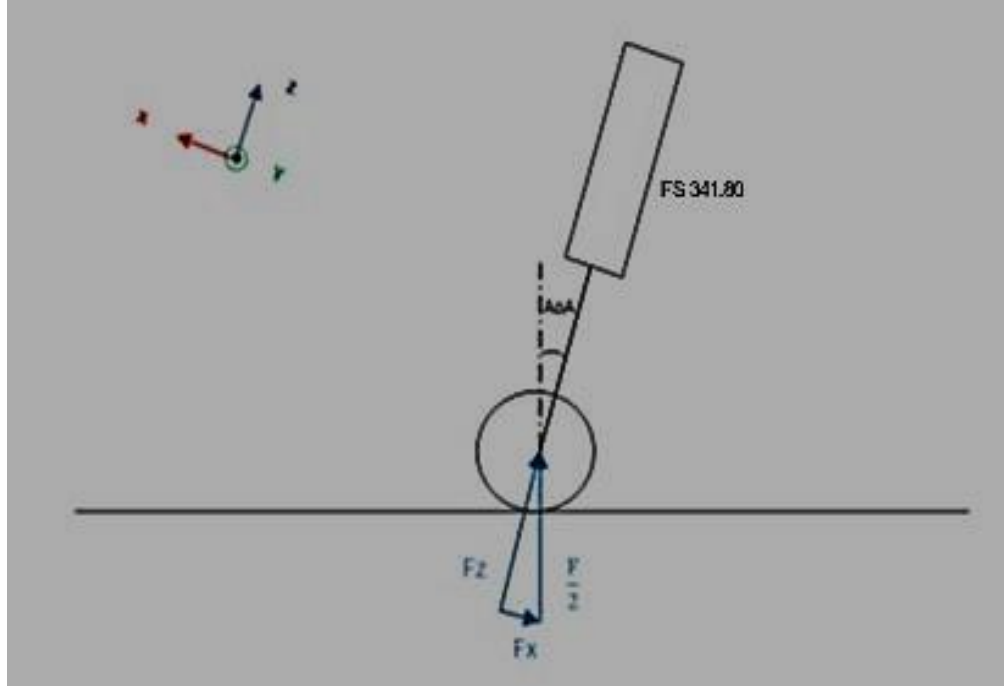
Şekil 5.21’de 1 numara şok desteği, 2 ve 3 numara çekme desteğidir. Şok desteği olarak tabir edilen amortisörün temel işlevi, darbe kinetik enerjisini, gövdeye uygulanan ivmeler tolere edilebilir bir düzeye düşürülene kadar emmek ve dağıtmaktır. Amortisör tertibatı, kademeli bir hava yayı üreten iki aşamalı havalı-yağ tipi bir şok desteğidir. Tamamen uzatılmış uzunluğu 93,59 cm’dir. Şok desteği, doğrudan çekme desteğinin alt kısmına ve ana dişli çark kutusunun arka ucundaki parça tertibatına bağlanır.

Çekme desteği, tek parça çelik dövmeden işlenmiştir. Çekme desteği, ikisi aks bağlantısı için ve ikisi şok desteği bağlantısı için olmak üzere dört yağlama bağlantısı ile donatılmıştır. [5,6,29,41]

Tüm kiriş açıları, bakım sırasında Şekil 5.21’deki uçağın hangarda görsel olarak incelenmesiyle Tablo 5.1’de gösterildiği gibi yaklaşık olarak belirlenmiştir.

Tablo 5.1: Ana iniş takımı kirişlerinin farklı düzlemlerdeki açıları

Kiriş	YZ'deki açı	XZ'deki açı	XY'deki açı
1	65°	0°	0°
2	45°	0°	0°
3	45°	45°	45°



Şekil 5.22: İniş sırasında tekerleğe etkiyen kuvvetlerin diyagramı

Şekil 5.22’de görüldüğü gibi, zeminle temas sırasında tekerleklere uygulanan tepki kuvveti yüzeye dik bir kuvvettir; bu kuvvet bileşenlerine ayrılarak incelediğimiz parçaya etkiyen kuvvetler aşağıdaki şekilde belirlenmiştir:

$$F_z = \frac{F}{2} \times \cos AoA \quad (5.4)$$

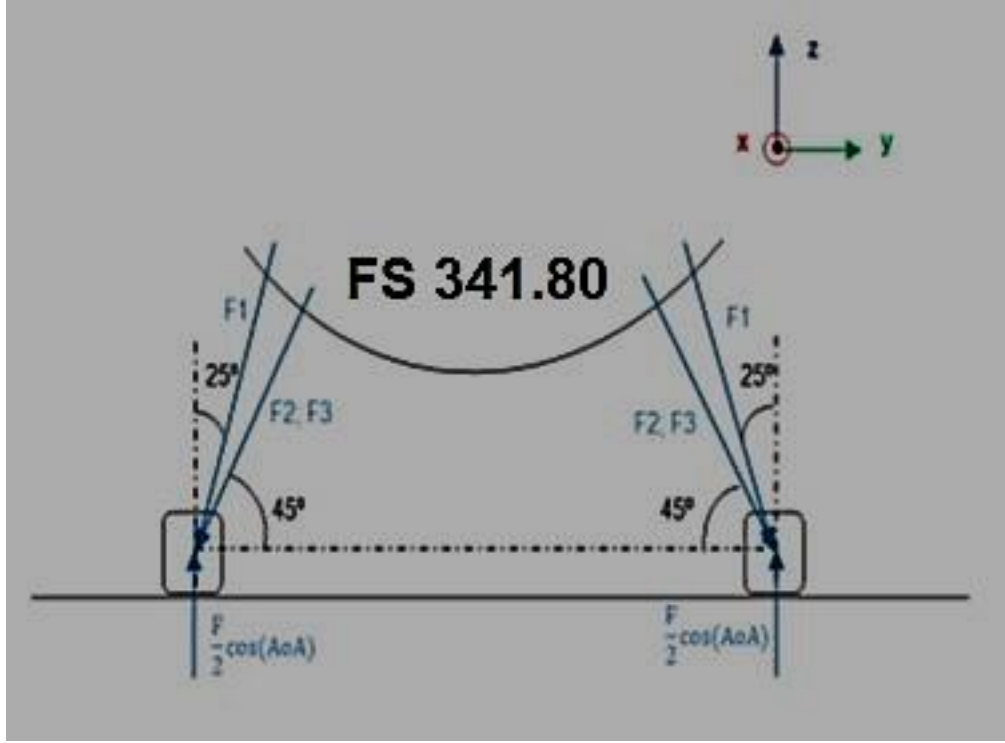
$$F_x = \frac{F}{2} \times \sin AoA \quad (5.5)$$

Denklem (5.4)’te F_z , parça çerçevesinin z eksenini yönündeki kuvvetleri temsil ederken, denklem (5.5)’te F_x , parça çerçevesinin x-yönündeki kuvvetleri temsil eder. Bu nedenle Şekil 5.23’te görüldüğü gibi y ve z’deki kuvvetlerin toplamını yz düzleminde yapmak mümkündür. Simetri ile ana iniş takımlarının yarısının toplamını yapmak mümkündür:

$$\sum F_z = F_1 \sin 65^\circ + F_2 \sin 45^\circ + F_3 \sin 45^\circ = F_2 \cos AoA^\circ \quad (5.6)$$

$$\sum F_y = F_1 \cos 65^\circ + F_2 \cos 45^\circ + F_3 \cos 45^\circ = 0 \quad (5.7)$$

Burada, F_1 , F_2 ve F_3 Şekil 5.21’de görülen 1-2-3 numaralı kuvvetler olup, F_1 şok desteği, F_2 ve F_3 çekme desteği kuvvetleridir.



Şekil 5.23: YZ düzleminde iniş sırasındaki kuvvetlerin diyagramı

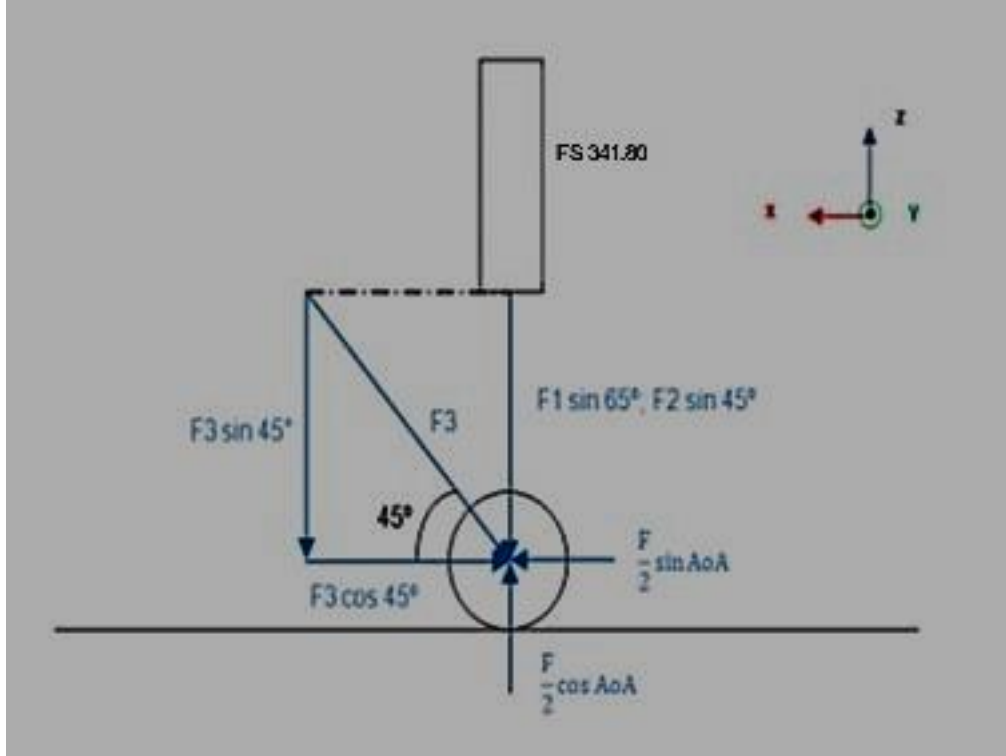
Denklem (5.7)'de F_y , parça çerçevesinin y eksenini temsil eder ve bu denklemden, çekme ve şok dikme kirişlerinin her ikisinin de aynı gerilme durumunda, yani aynı anda hem çekme hem de basma etkisi altında olamayacağı görülmektedir.

$$\sum F_z = F_1 \sin 65^\circ = F_2 \sin 45^\circ + F_3 \sin 45^\circ + F_2 \cos AoA^\circ \quad (5.8)$$

$$\sum F_y = F_1 \cos 65^\circ = F_2 \cos 45^\circ + F_3 \cos 45^\circ \quad (5.9)$$

Buradan kuvvet diyagramlarında vektörlerin yönü korunur ve sadece denklemlerdeki aynı kuvvetlerin işareti değiştirilir. Şimdi, Şekil 5.24’te gösterildiği gibi xz düzlemini inceleyerek, x’deki kuvvetlerin toplamını hesaplamak mümkündür:

$$\sum F_x = 0 \rightarrow -F_3 \cos 45^\circ = F_2 \sin AoA \quad (5.10)$$



Şekil 5.24: XZ düzleminde iniş sırasındaki kuvvetlerin diyagramı

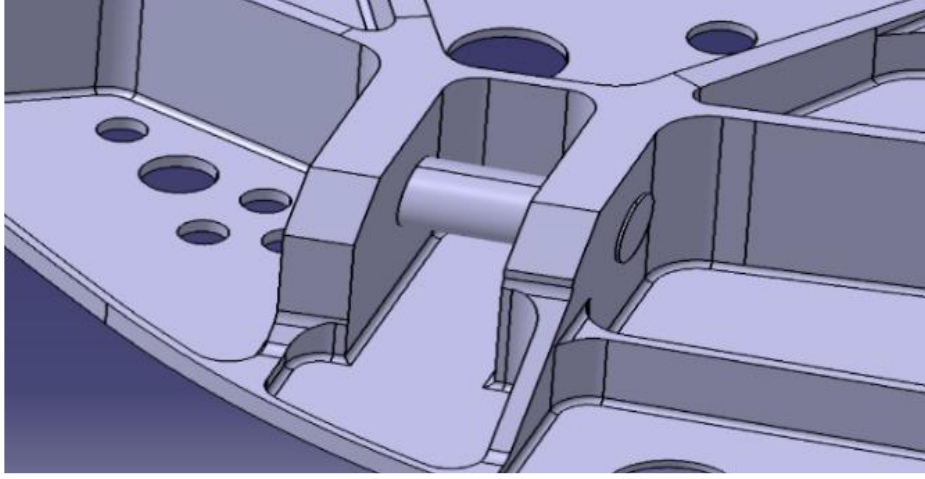
Bu nedenle, birkaç hesaplama aşamasından sonra, ilk iniş anında çarpmadan kaynaklanan kuvvetin bir fonksiyonu olarak üç kirişe ulaşan kuvvetlerin büyüklüklerini çıkarmak mümkün olmuştur. 13°'lik bir ideal AoA açısı için:

$$F_1 = 2.014 F \quad (5.11)$$

$$F_2 = 0.886 F \quad (5.12)$$

$$F_3 = 0.218 F \quad (5.13)$$

Son olarak, Şekil 5.25'de görüldüğü gibi, her kirişin her bir ucunda, tüm parçanın hareketine engel olacak şekilde monte edilmiş bir eksene sahip olduğu bilinmektedir.



Şekil 5.25: Parçadaki deliklerden geçen şaft

İzleyen eşdeğer statik analiz için, uçağın kütesinin ve iniş anındaki hızın değiştirildiği dört farklı senaryo çalışması seçilmiştir.

Senaryo 1: Tipik bir F-16 inişi durumudur. Uçağın mühimmat ile kalkış yaptığı ve görevini tamamlayarak yani mühimmatları hedefe göndererek döndüğü varsayılmıştır. İniş ağırlığı: 13700 kg, iniş hızı: 160 knot (296,32 km/s) olarak öngörülmüştür. Uçağın ideal iniş durumunda çift teker üzerine iniş yaptığı varsayılmıştır.

Senaryo 2: Uçağın havalandığı ve çok kısa bir süre sonra tespit edilen bir arıza nedeniyle acil iniş yapması gerektiği kurgulanmıştır. Bu durumda kütesi yaklaşık olarak kalkış anının kütesine eşit, yani, yaklaşık 18750 kg olarak alınmıştır. İniş hızı yine 296,32 km/s (160 knot)'tir. Bu durumlarda, iniş sırasında uçağın kütesini azaltmak için yakıtın önemli bir yüzdesi kasıtlı olarak püskürtülür, ancak yakıtın püskürtülmediği durum yalnızca simülasyon amacıyla değerlendirilmiştir.

Senaryo 3: Uçak havalanmış, normal uçuşunu tamamlamış ve Senaryo 1'deki kütle ile inişe geçmiştir. Ancak yere temas anındaki hızı, normal iniş hızından 100 km/s daha yüksektir; yani 396,32 km/s'tir. Dolayısıyla, Senaryo 1'den %33 daha yüksek bir hızla iniş yapıldığı varsayılmıştır.

Senaryo 4: Son olarak, inişin “mükemmel” olmadığı, yani ilk anda ana iniş takımının iki tekerleğinin değil, tek tekerleğinin üzerine iniş yapıldığı kabul edilmiştir. Böylece, bir tekerleğin ilk iniş anında (örneğin sağ tekerlek) yere değdiği ve diğerinin henüz

yere değmediği varsayılmıştır. Bu, o anda, parçanın sağ tarafında, deliklerin Senaryo 1'in yükünün iki katı kadar zorlanacağı anlamına gelir.

Bahsedilen dört senaryo Tablo 5.2'de özetlenmiş olup, her bir senaryoda parçanın deliklerine gelen kuvvetler Tablo 5.3'te verilmiştir. Eksi işareti basma etkisinin gerçekteştiğini gösterir.

Tablo 5.2: Dört farklı iniş senaryosu

	İniş ağırlığı (kg)	İniş hızı (km/sa)	Tek/çift tekerlek teması
Senaryo 1	13700	296,32	Çift
Senaryo 2	18750	296,32	Çift
Senaryo 3	13700	396,32	Çift
Senaryo 4	13700	296,32	Tek

Tablo 5.3: Parça delikleri üzerindeki kuvvetler

Çalışma Senaryoları	Delikleri zorlayan şok desteği, basma kuvveti [kN]	Gerilme desteği, deliklere etkiyen çekme kuvveti [kN]
Senaryo 1	-1277,50	561,78
Senaryo 2	-1748,40	768,85
Senaryo 3	-1713,81	754,89
Senaryo 4	-2555,50	1123,56

5.4 Parça Malzemeleri

Mevcut ve önerilen parçalar arasındaki ana değişiklik, kullanılan malzeme ile ilgilidir. Parçanın geometrisinin değişmeyeceği kabul edilmiştir. Çünkü ana iniş takımlarının kirişlerinin eksenleri ile mükemmel bir bağlantının gerekli olduğu, deliklerinden çok sayıda kablo ve boru geçtiği ve gövdenin sınırlı bir alanında olduğu için geometride büyük değişiklikler yapılamayacağı bilinmektedir.

Yapılan değişiklik, parça için kullanılan yeni malzemenin mevcut malzemedenden daha üstün özelliklere sahip olmasını, örneğin daha büyük elastisite modülü (E) ve daha büyük akma gerilmesi (σ_y) olmasını, böylece bileşene uygulanan aynı yüklere daha

rahat mukavemet göstermesi amaçlanmaktadır. Yani, yeni malzemeden üretilen parçanın daha yavaş eskiyeceği, dolayısıyla ömrünün uzayacağı tahmin edilmektedir. Ayrıca daha düşük bir kütleyle sahip olacağından uçağın hareket kabiliyetini ve faydalı yük kapasitesini arttırması amaçlanmaktadır.

5.4.1 Mevcut Parça Malzemesi

F-16'da bulunan parça, Al 2024-T351 adı verilen bir alüminyum ve bakır alaşımından yapılmıştır. Havacılık ve Uzay Malzeme Spesifikasyonu (AMS), literatürde de çok yaygın olan bu alaşıma AMS-QQ-A-250/5 kodunu atar. Parçanın bu malzeme ile kütlesi yaklaşık 31,17 kg'dır. T351, alaşımın son bir yüksek sıcaklıkta ısı işleme tabi tutulduğu anlamına gelir. Başlıca özellikleri, yüksek süneklik, yüksek sıcaklıklarda yüksek sürünme direnci ve yüksek kırılma tokluğudur [42].

5.4.2 Önerilen Parça Malzemesi

Önerilen parça malzemesi özellikleri analiz programının kütüphanesinde bulunan Karbon Fiber kompozit malzeme olarak belirlenmiştir. Malzeme değişikliği ile amaçlanan yüksek süneklik, yüksek sıcaklıklarda yüksek sürünme direnci, yüksek kırılma tokluğu ve kütle azalmasıdır.

Her iki malzemenin mekanik özellikleri Tablo 5.4'te karşılaştırmalı olarak ve mevcut alaşımın kimyasal bileşimleri Tablo 5.5'te verilmiştir [42-43]. Belirtilen mekanik özellikler, analizleri yürütmek için SE programına girdi olarak yüklenmiştir.

Tablo 5.4: Parçaların malzeme özellikleri

Malzemenin Mekanik Özellikleri	Mevcut malzeme (2024-T351)	Yeni malzeme (Kompozit)
Akma Gerilmesi, σ_y [MPa]	241,32	400
Kopma Gerilmesi, σ_{uts} [MPa]	351,63	450
Elastisite Modülü, E [GPa]	73,77	395
Kayma Modülü, G [GPa]	27,58	141,07
Poisson katsayısı, ν	0,33	0,4
Termal Genleşme Katsayısı, α [$^{\circ}\text{C}^{-1}$]	$2,27 \times 10^{-5}$	$4,45 \times 10^{-5}$

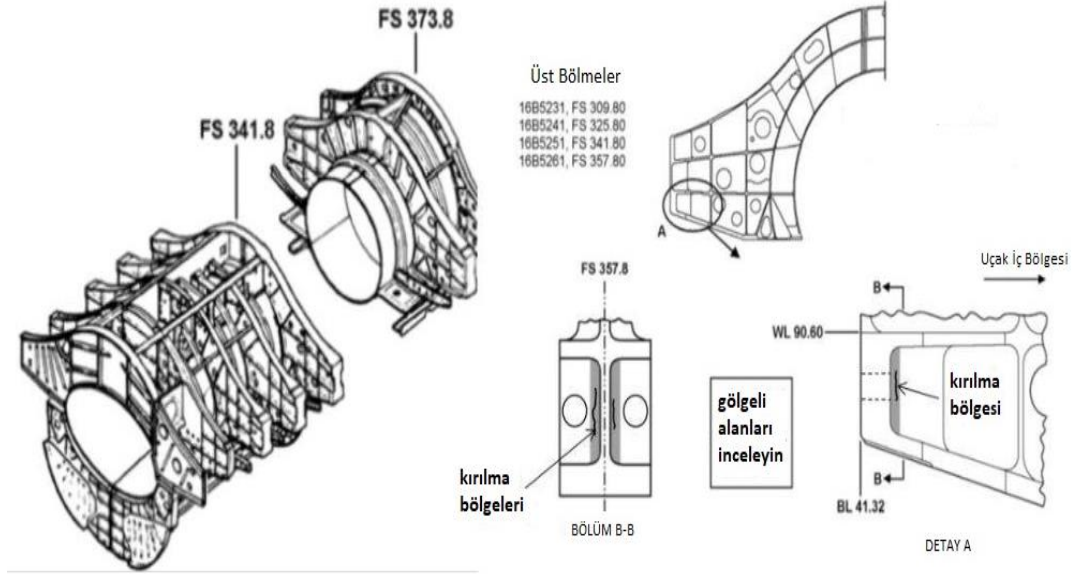
Tablo 5.5: Mevcut alaşımın kimyasal bileşimi

İçerdiği metal	Yüzdesi (%)
Silisyum, Si	0,50
Demir, Fe	0,50
Bakır, Cu	3,80 – 4,90
Manganez, Mn	0,30 – 0,90
Magnezyum, Mg	1,20 – 1,80
Krom, Cr	0,10
Çinko, Zn	0,25
Titanyum, Ti	0,15
Diğer	0,15
Alüminyum	Geriye Kalan

Önerilen karbon fiber takviyeli kompozit malzeme, son yıllarda kullanımı yaygınlaşmakta olan yüksek nitelikli bir malzemedir. Kompozit malzemelerin, sürtünme katsayıları çok düşüktür; aşınmaya karşı yüksek dirence sahiptirler, özkütleleri de düşüktür ($0,9-2,2 \text{ g/cm}^3$). Kolay şekillendirilebilirler ve oksidasyon ya da korozyona karşı dayanıklı malzemelerdir. Dinamik yüklemelerde sönümleme özelliğinden dolayı, birlikte çalıştığı elamanın dinamik zorlanmasını ve aşınma hızını düşürür.

5.4.3 Analiz

Eşdeğer statik analizde, ana iniş takımının tekerleklerinin zemine çarptığı anda üzerine etkiyen kuvvetler nedeniyle parçanın maruz kaldığı deformasyon ve gerilme değerlerinin hesaplanması amaçlanmıştır.



Şekil 5.26: FS 341.80 kırılma bölgesi

Şekil 5.26’da FS 341.80 ve benzer yapıdaki parçaların maruz kaldıkları kuvvetler ve diğer nedenler sonucu oluşabilecek kırılma bölgeleri gösterilmiş ve kullanıcıların kontroller esnasında bu bölgelere dikkat etmeleri gerektiği teknik dökümanlarda belirtilmiştir. SEM'deki nihai çözümlerin yakınsaması için ve incelenen bileşende herhangi bir anormallik olmadığını doğrulamak için, Workbench'te toplam deformasyon (total deformation), eşdeğer gerilme (equivalent stress), maksimum kayma gerilmesi (max shear stress) ve eşdeğer toplam gerinim (equivalent total strain) dikkate alınmıştır.

Sonlu elemanlar analizinde ANSYS SOLID 186/187 eleman tipi ile işlem yapılmıştır. SOLID186, ikinci dereceden yer değiştirme davranışı sergileyen yüksek mertebeli bir 3 boyutlu 20 düğümlü katı elemandır. Eleman, her düğüm noktasında x, y ve z yönlerinde olmak üzere üç ötelenme serbestlik derecesine sahip toplam 20 düğüm noktası ile tanımlanır. Eleman plastisiteyi, hiperelastisiteyi, sürünmeyi, gerilme sertleşmesini, büyük dformasyonları ve yüksek gerinim özelliklerini destekler. SOLID 187 ise aynı elemanın piramit geometriye sahip versiyonudur.

5.4.4 Yakınsama Analizi

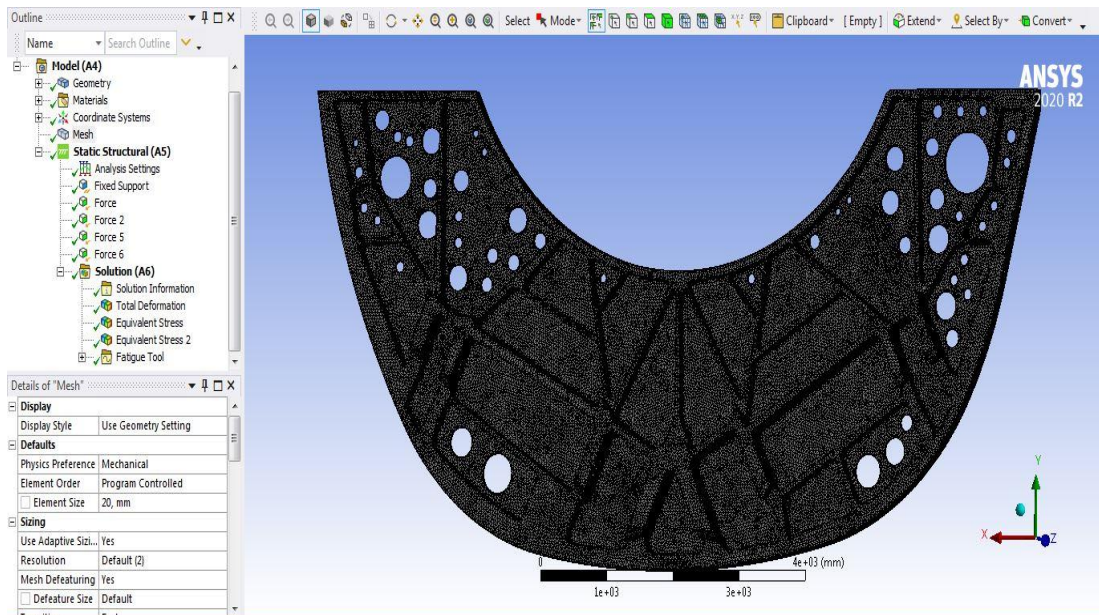
SEM'de, çözümler asimptotik olarak belirli bir değere yöneldiğinde yer değiştirme çözümlerinin yakınsadığı söylenebilir [44]. Analizlerden daha doğru sonuçların elde

edilmesi amacıyla birinci aşamada ağ yakınsaması analizi yapılmıştır. Ağ yapısının eleman sayısı arttıkça analiz sonuçları doğruya yaklaşmaktadır. Bu nedenle, ağ yapısının eleman büyüklük değerleri sırasıyla küçültülerek, yani eleman sayısı artırılarak analizler Senaryo 4 için yinelenmiştir.

Tablo 5.6: Yakınsama analizi

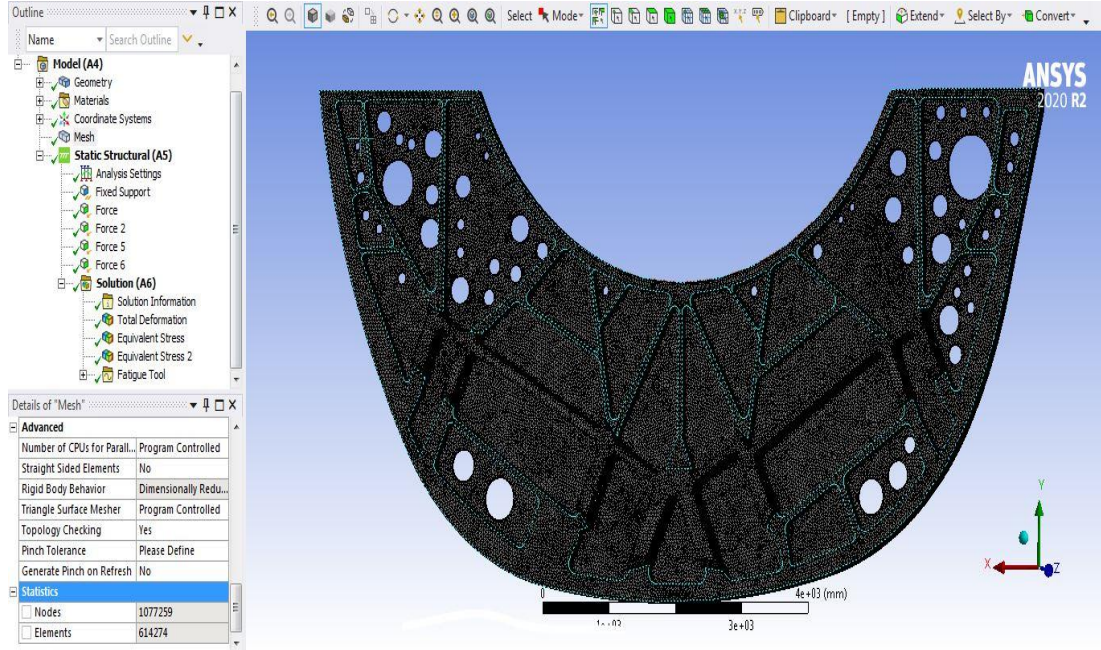
Deneme	Ağ boyutu (mm)	Düğüm Sayısı	Eleman Sayısı	Von-Mises Gerilmesi (MPa)
1	30	481035	264566	57,821
2	28	562589	311947	54,167
3	26	642423	358281	55,423
4	24	778136	438998	54,696
5	22	929569	527475	57,878
6	20	1077259	614274	60,525

Tablo 5.6’da görüldüğü şekilde ağ (mesh) boyutu düşürülerek yapılan analizlerde sonuçlardaki yakınsama davranışı incelenmiştir. Sonuç olarak yüksek doğruluğa sahip değerlere ulaşılabilmesi amacıyla 6 numaralı denemede görülmekte olan ağ eleman boyutu (20mm) seçilmiştir.



Şekil 5.27: FS 341.80 ANSYS mesh görüntüsü-1

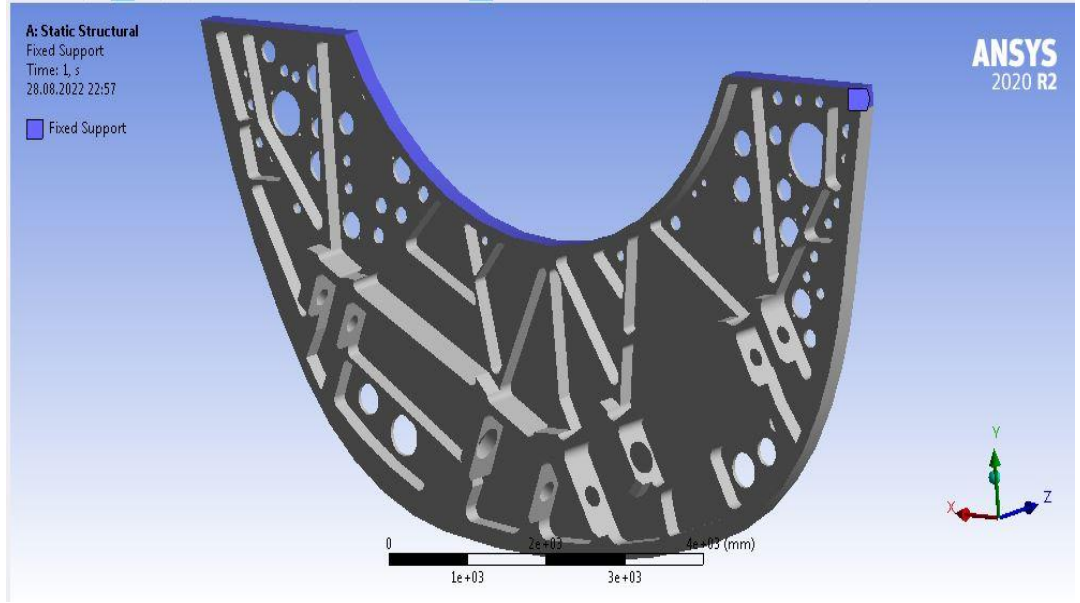
Şekil 5.27’de görüldüğü gibi her bir mesh eleman boyutu 20 mm’dir.



Şekil 5.28: FS 341.80 ANSYS mesh görüntüsü-2

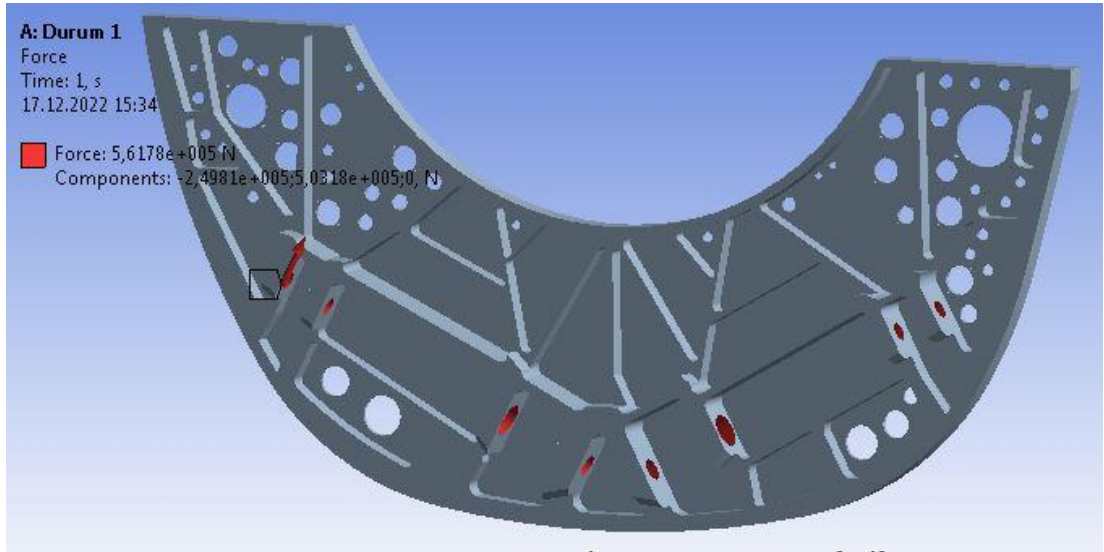
Parçanın CAD çiziminde, gerilme yığılmasına yol açan herhangi bir keskin köşe yoktur. Şekil 5.28’de görüldüğü gibi parça; 1077259 düğüm ve 614274 elemana bölünmüştür.

Delikler gerilmenin yoğunlaşan bölgeleridir ve bunların çevresinde teoride beklenen, yani civarda delik olmayan bölgelere göre daha yüksek gerilmeler vardır. [45]

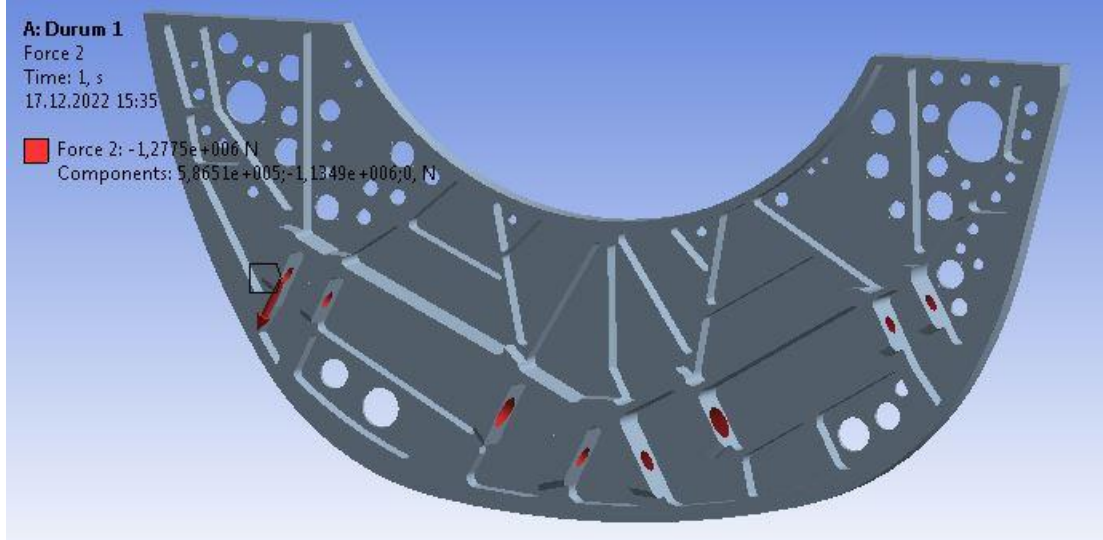


Şekil 5.29: FS 341.80 mesnet yüzeyi

Şekil 5.29'da mesnet yüzeyleri görünmektedir.



Şekil 5.30: Parçaya uygulanan kuvvet-1



Şekil 5.31: Parçaya uygulanan kuvvet -2

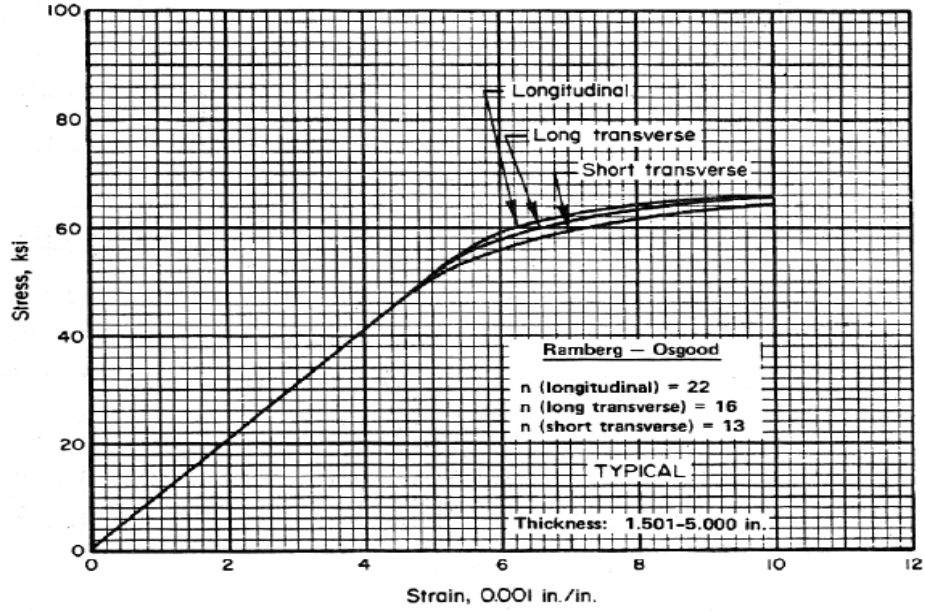
Şekil 5.30 ve Şekil 5.31’de parçaya uygulanan kuvvetler ve uygulama noktaları görülmektedir.

5.4.5 Alüminyum Malzeme Mukavemet Analizi

3-boyutlu bir katıda her zaman üç ana yön (x, y, z) ve üç ana gerilim vardır [46]:

- Maksimum asal gerilme σ_1 : tipik olarak pozitif değer, çekme
- Minimum asal gerilme σ_3 : tipik olarak negatif değer, basma
- Ortalama asal gerilme σ_2 (Mohr dairesinin merkezi): katıdaki çekmenin veya basmanın baskın olmasına bağlı olarak pozitif veya negatif olabilir

Mevcut ve önerilen parçaları oluşturan alaşımlar sünek tip malzemelerdir. Sünek bir malzemede meydana gelen gerilme, akma gerilmesine (σ_y) eşit olduğunda, elastikten plastik alana bir geçişe uğrar. Şekil 5.32, bir Al 2124-T851 alaşımının tipik gerilme-gerinim eğrisini ($\sigma-\varepsilon$) gösterir.



Şekil 5.32: Al 2124-T851 alaşımının gerilme-gerinim eğrisi [42]

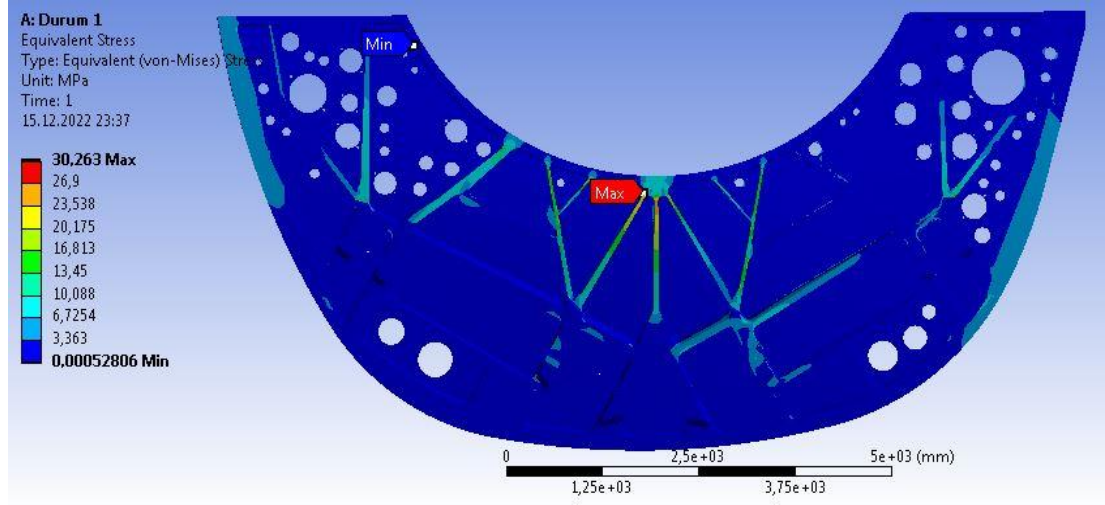
Sünek malzemeler için von Mises olarak adlandırılan çok önemli bir akma kriteri vardır. Eşdeğer gerilme kriteri olarak da bilinen von Mises akma kriteri, yük altındaki bir malzemenin eşdeğer gerilmesinin, aynı malzemenin basit gerilme altındaki akma sınırına eşit veya daha büyük olması durumunda malzemenin akacağını belirtir. Dolayısıyla, Von Mises gerilmesi, tek eksenli çekme testlerinin sonuçlarından karmaşık yükleme altındaki malzemelerin akmasını tahmin etmek için kullanılır. Eşdeğer gerilme (σ_{eq}) denklem 5.14'teki şekilde ifade edilmektedir [46]:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \quad (5.14)$$

Denklem 5.14'te tanımlanan eşdeğer gerilme Ansys Workbench ile elde edilen von Mises eşdeğer gerilmesine (σ_{eq}) karşılık gelir. Bu nedenle, bu kriter gere göre bir akma olmaması için aşağıdaki eşitsizliği doğrulamak gereklidir.

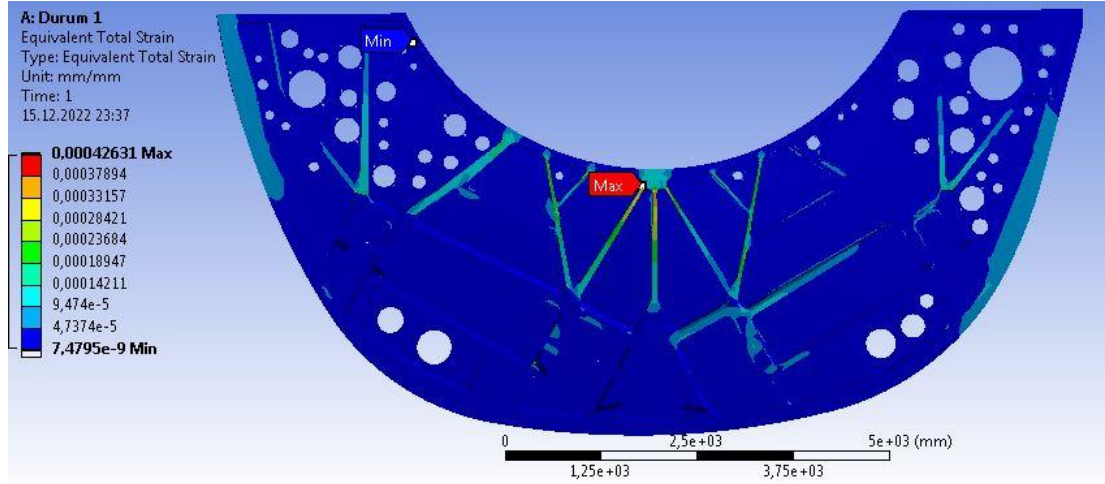
$$\sigma_{eq} < \sigma_y \quad (5.15)$$

5.4.5.1 Senaryo 1 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları



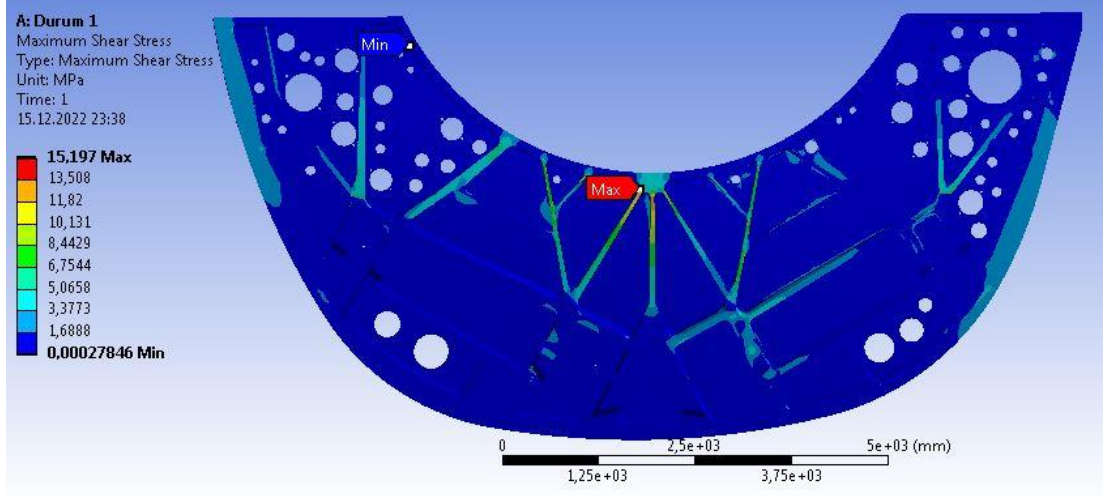
Şekil 5.33: Senaryo 1 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme

Şekil 5.33'te Senaryo 1 için alüminyum parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



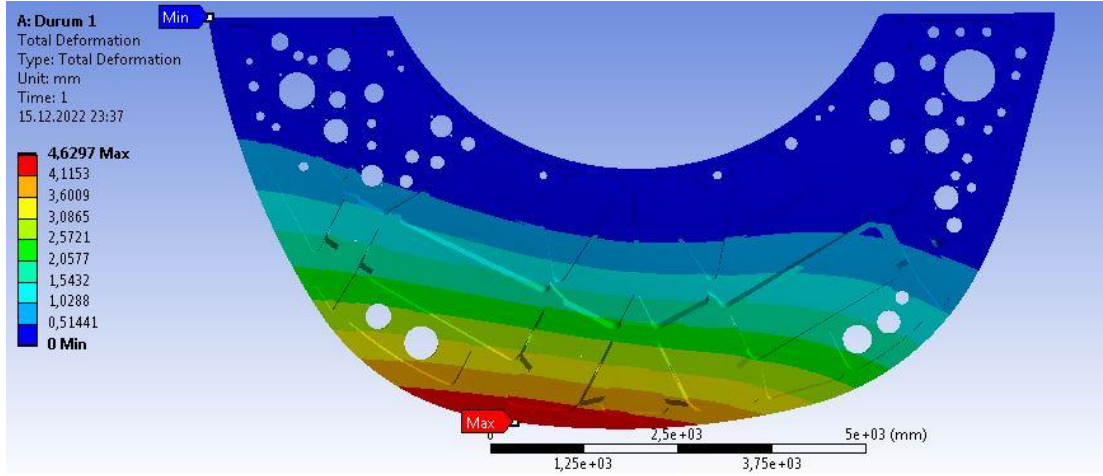
Şekil 5.34: Senaryo 1 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim

Şekil 5.34'te Senaryo 1 için alüminyum parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.35: Senaryo 1 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi

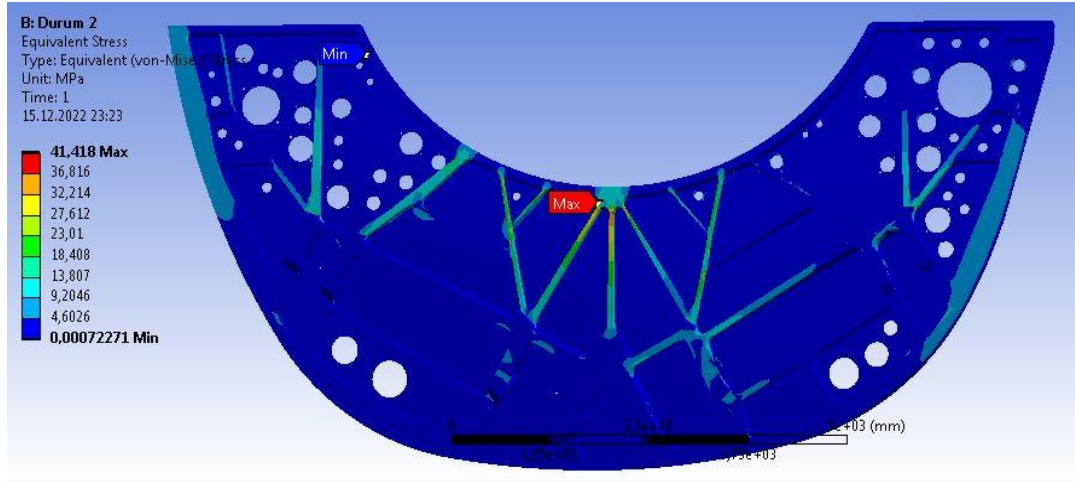
Şekil 5.35'te Senaryo 1 için alüminyum parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.36: Senaryo 1 Alüminyum- Toplam Deformasyon

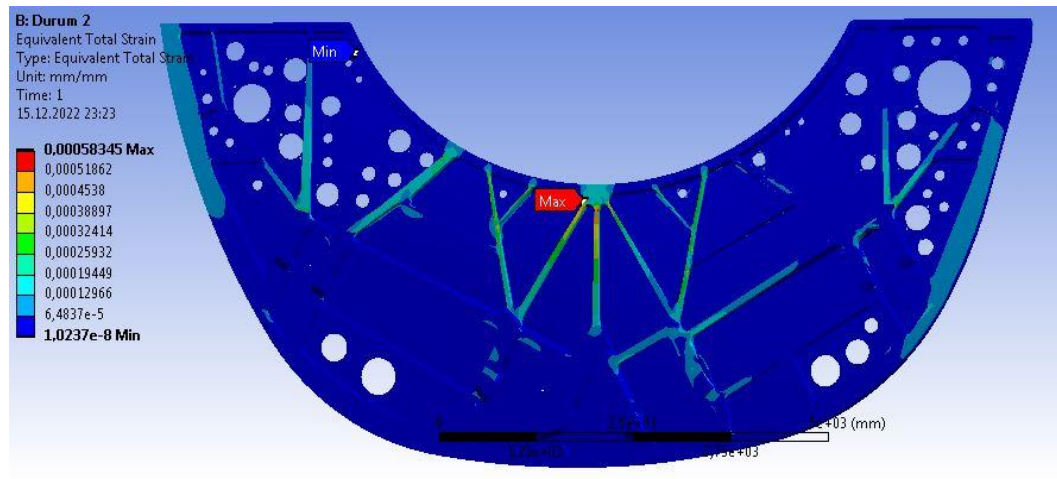
Şekil 5.36'da Senaryo 1 için alüminyum parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.4.5.2 Senaryo 2 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları



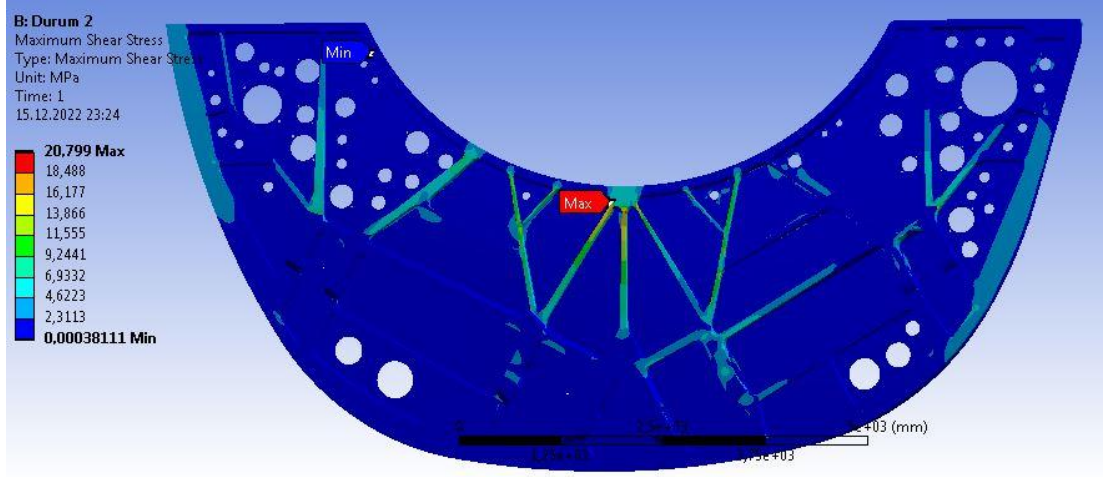
Şekil 5.37: Senaryo 2 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme

Şekil 5.37’de Senaryo 2 için alüminyum parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



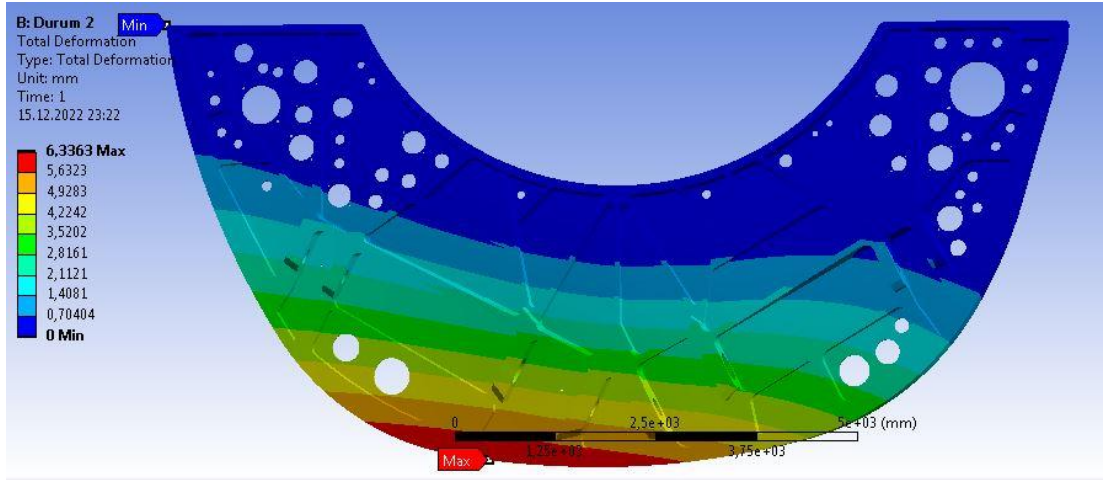
Şekil 5.38: Senaryo 2 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim

Şekil 5.38’de Senaryo 2 için alüminyum parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.39: Senaryo 2 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi

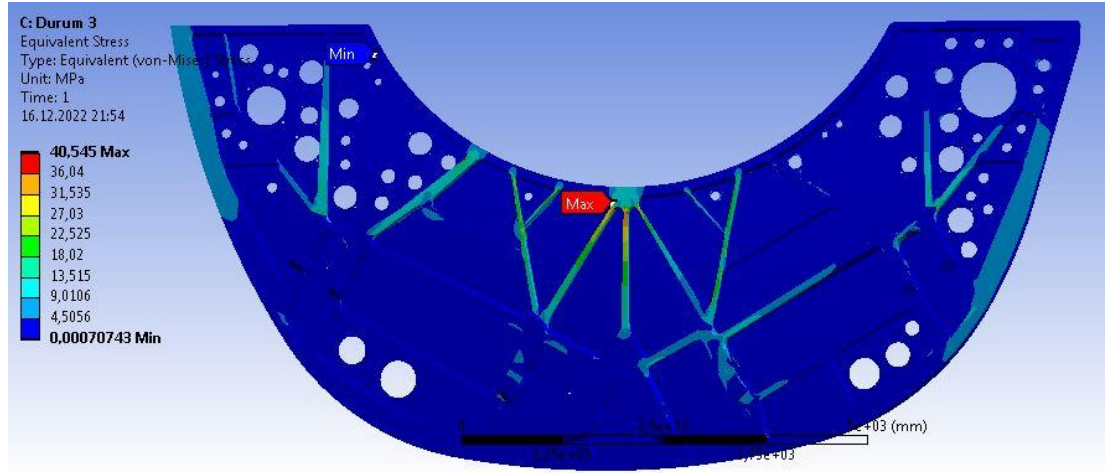
Şekil 5.39’da Senaryo 2 için alüminyum parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.40: Senaryo 2 Alüminyum- Toplam Deformasyon

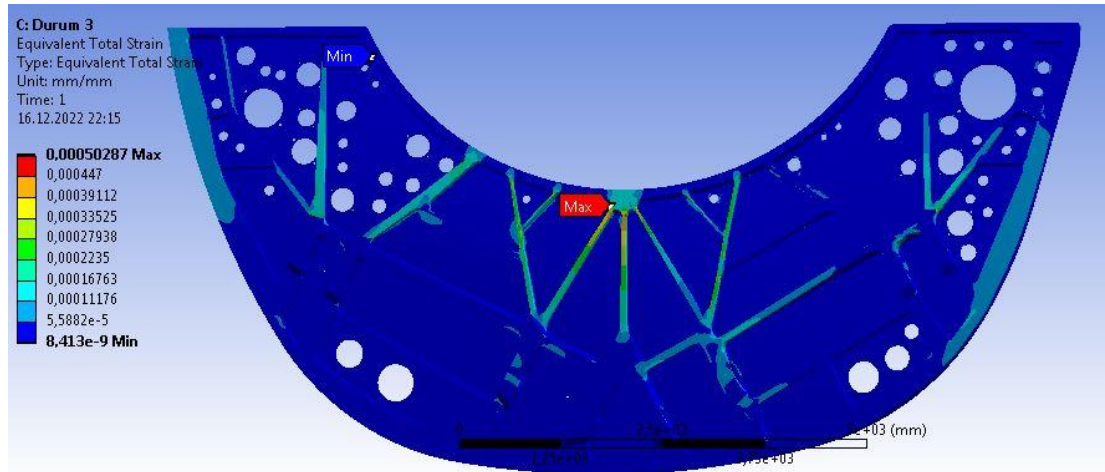
Şekil 5.40’ta Senaryo 2 için alüminyum parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.4.5.3 Senaryo 3 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları



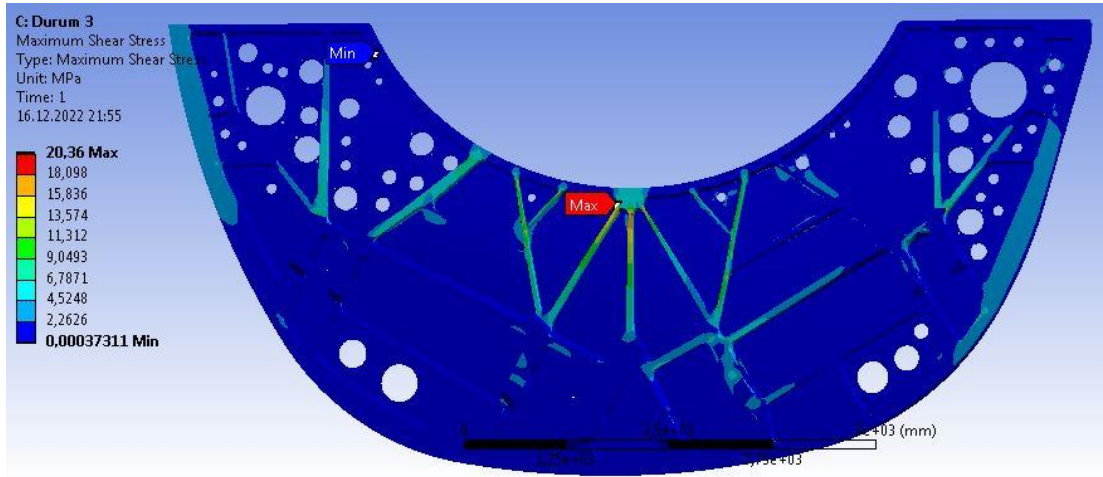
Şekil 5.41: Senaryo 3 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme

Şekil 5.41’de Senaryo 3 için alüminyum parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



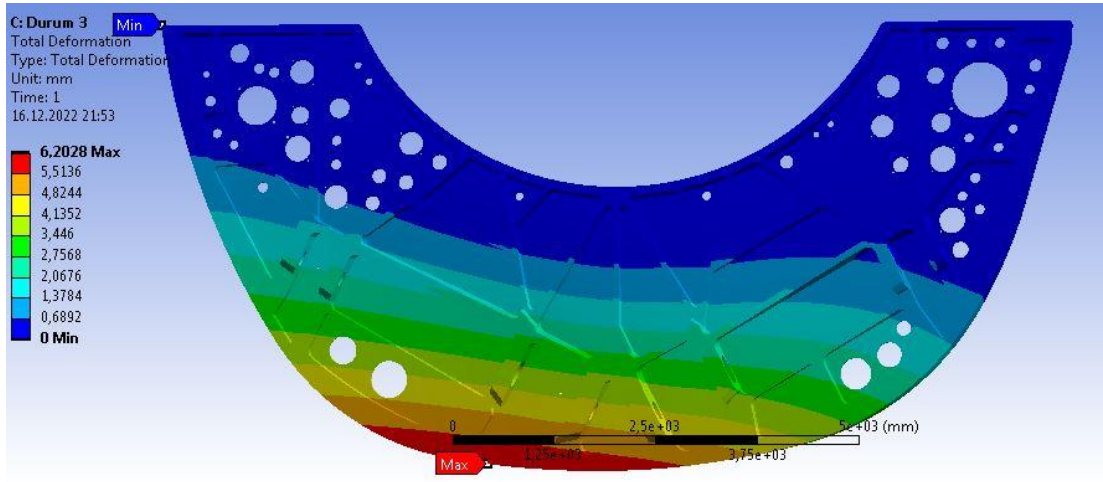
Şekil 5.42: Senaryo 3 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim

Şekil 5.42’de Senaryo 3 için alüminyum parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.43: Senaryo 3 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi

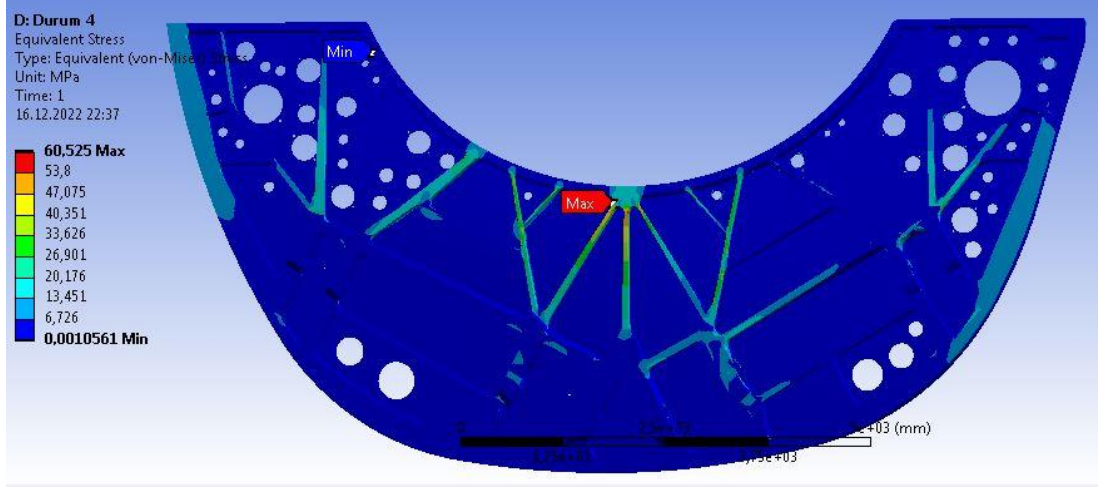
Şekil 5.43'te Senaryo 3 için alüminyum parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.44: Senaryo 3 Alüminyum- Toplam Deformasyon

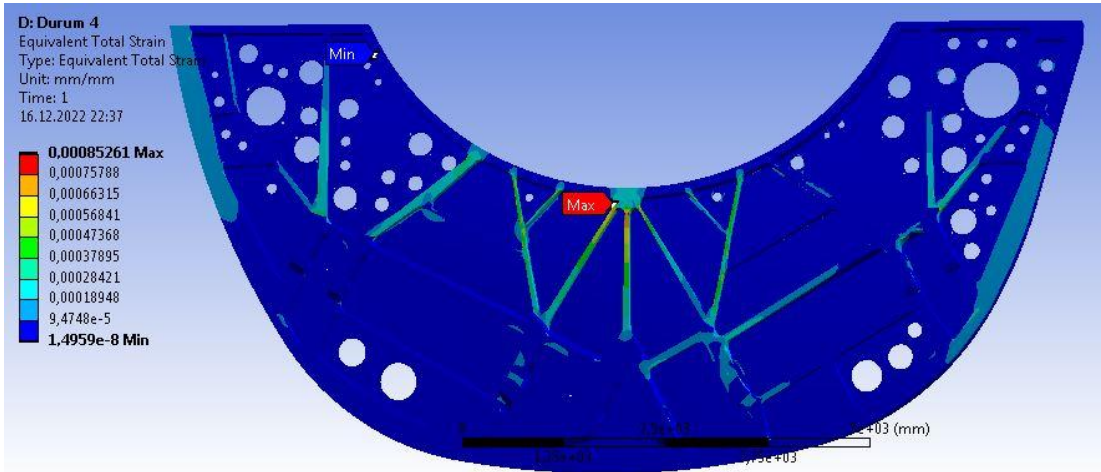
Şekil 5.44'te Senaryo 3 için alüminyum parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.4.5.4 Senaryo 4 Alüminyum Malzeme Analiz Sonuçları



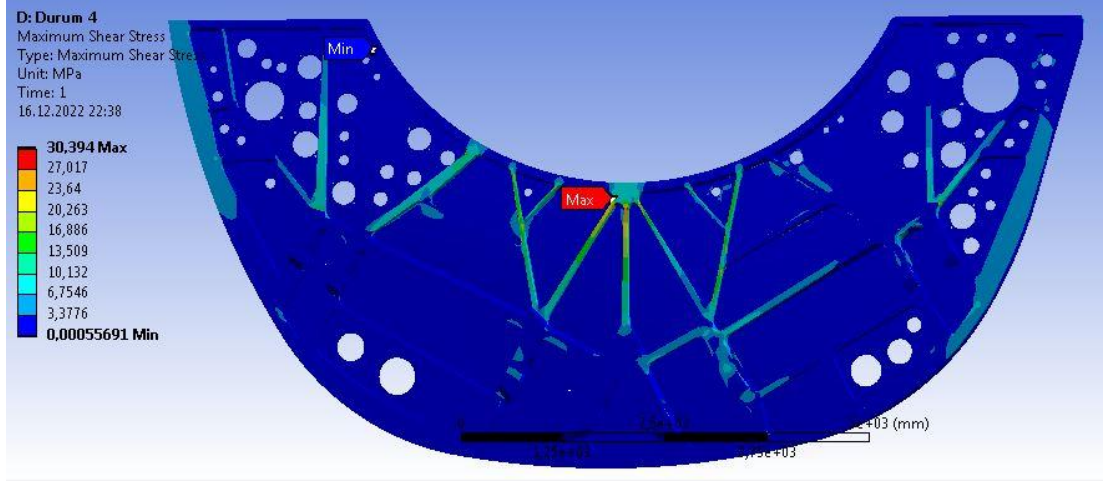
Şekil 5.45: Senaryo 4 Alüminyum- Eşdeğer Gerilme

Şekil 5.45'te Senaryo 4 için alüminyum parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



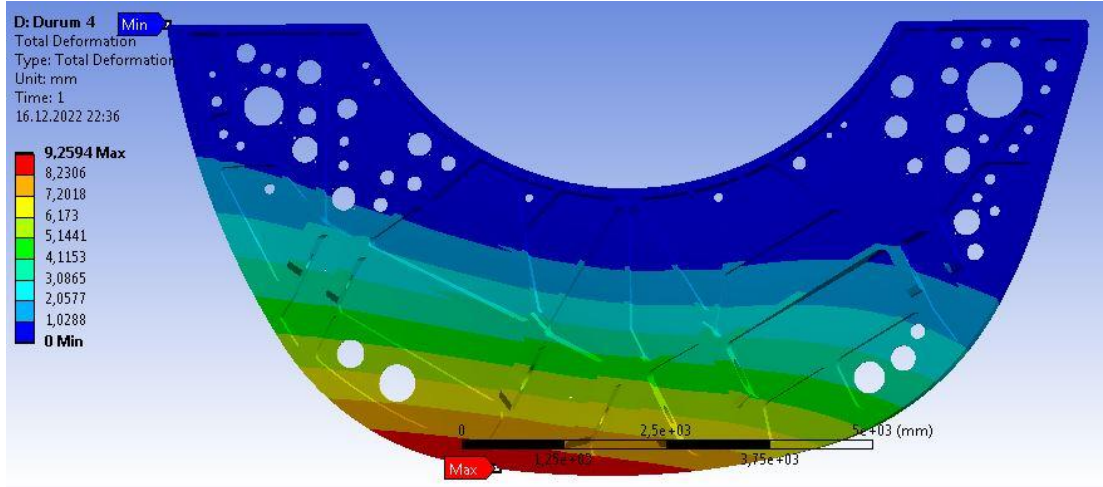
Şekil 5.46: Senaryo 4 Alüminyum- Eşdeğer Toplam Gerinim

Şekil 5.46'da Senaryo 4 için alüminyum parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.47: Senaryo 4 Alüminyum- Maksimum Kayma Gerilmesi

Şekil 5.47’de Senaryo 4 için alüminyum parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



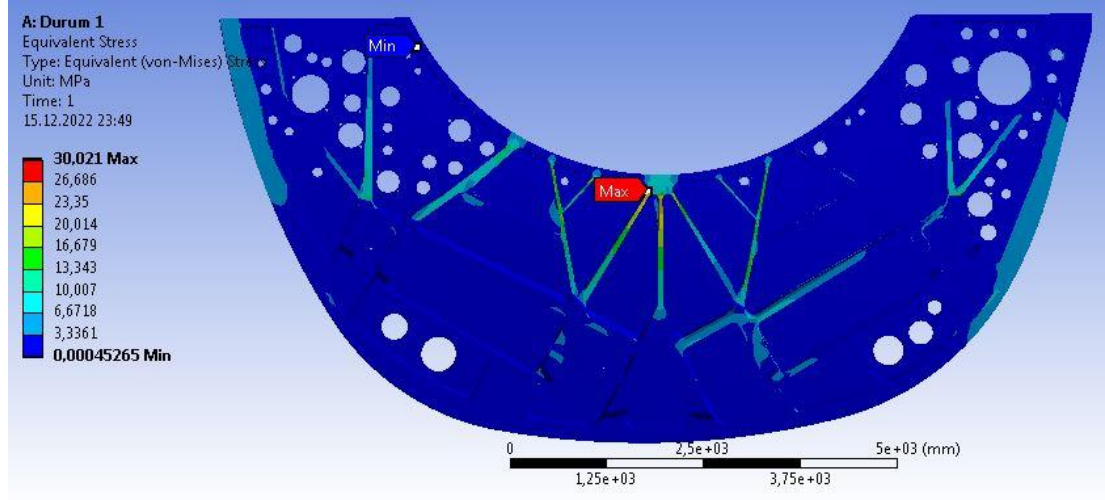
Şekil 5.48: Senaryo 4 Alüminyum- Toplam Deformasyon

Şekil 5.48’de Senaryo 4 için alüminyum parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.4.6 Karbon Fiber Kompozit Malzeme Mukavemet Analizi

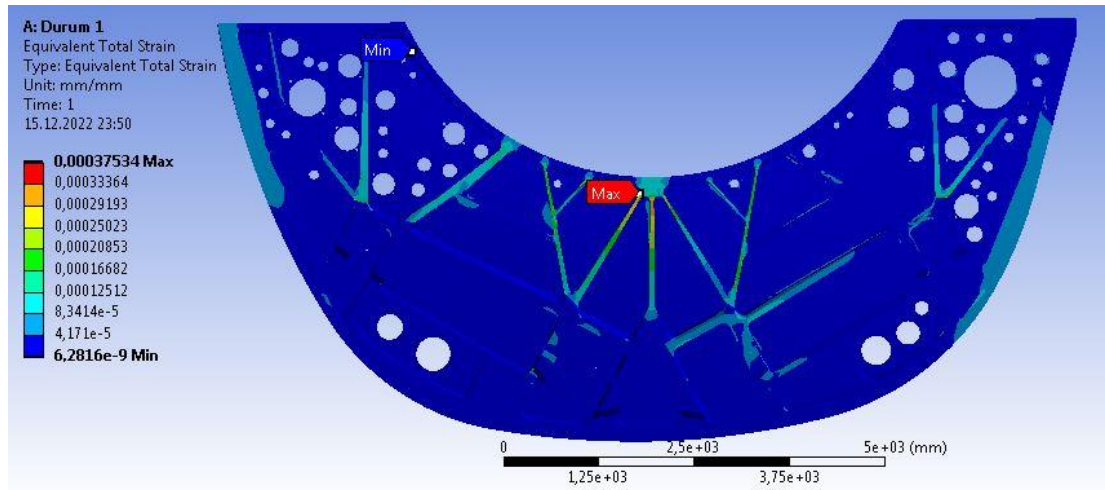
Hesaplanan kuvvet değerleri ve yapılan varsayımlar kompozit malzeme için de aynen geçerlidir. Kompozit malzeme için yapılan analiz sonuçları aşağıda gösterilmiştir.

5.4.6.1 Senaryo 1 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları



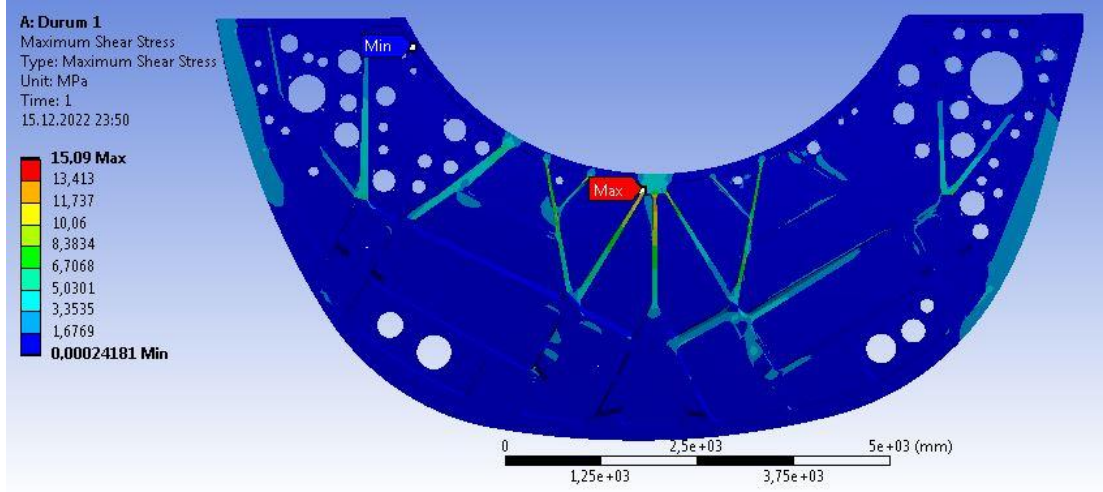
şekil 5.49: Senaryo 1 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme

şekil 5.49'da Senaryo 1 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



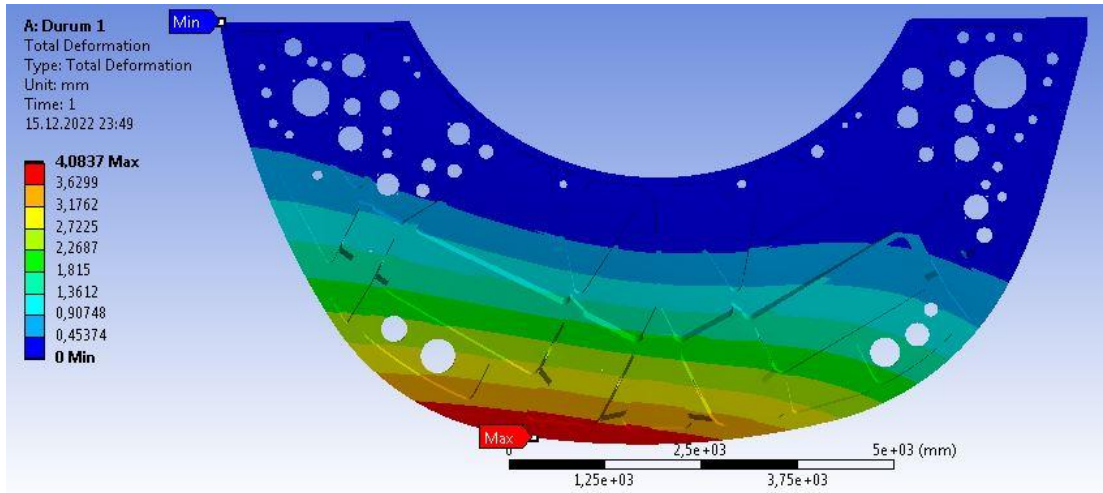
şekil 5.50: Senaryo 1 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim

şekil 5.50'de Senaryo 1 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.51: Senaryo 1 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi

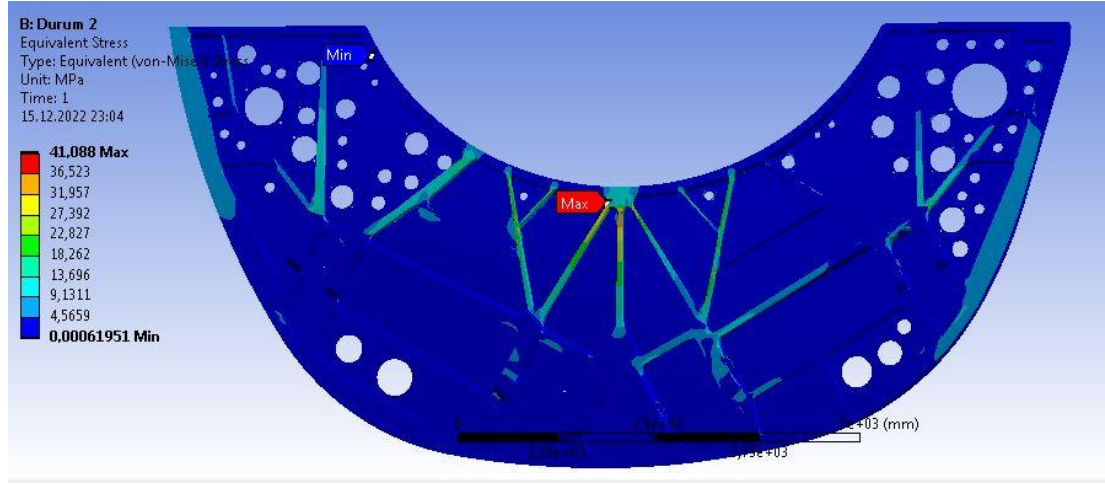
Şekil 5.51’de Senaryo 1 için karbon fiber parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.52: Senaryo 1 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon

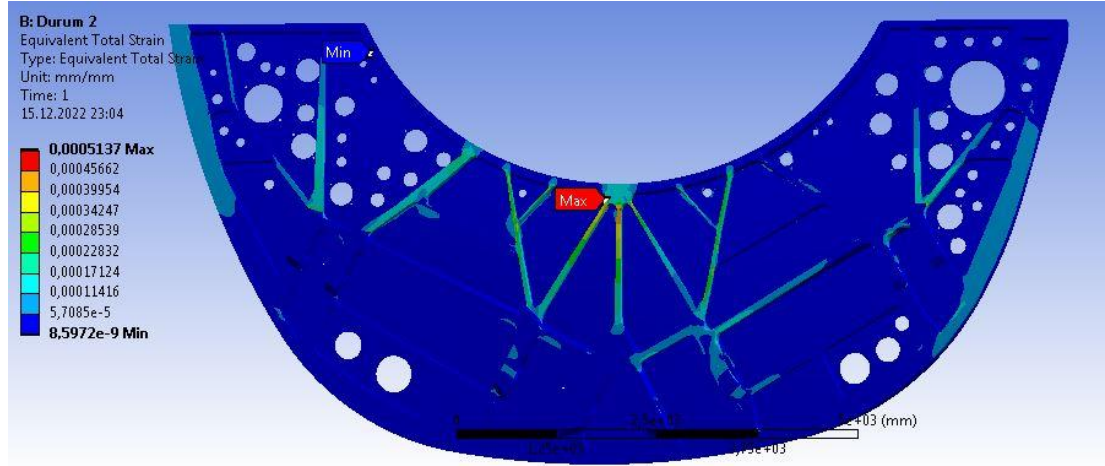
Şekil 5.52’de Senaryo 1 için karbon fiber parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.4.6.2 Senaryo 2 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları



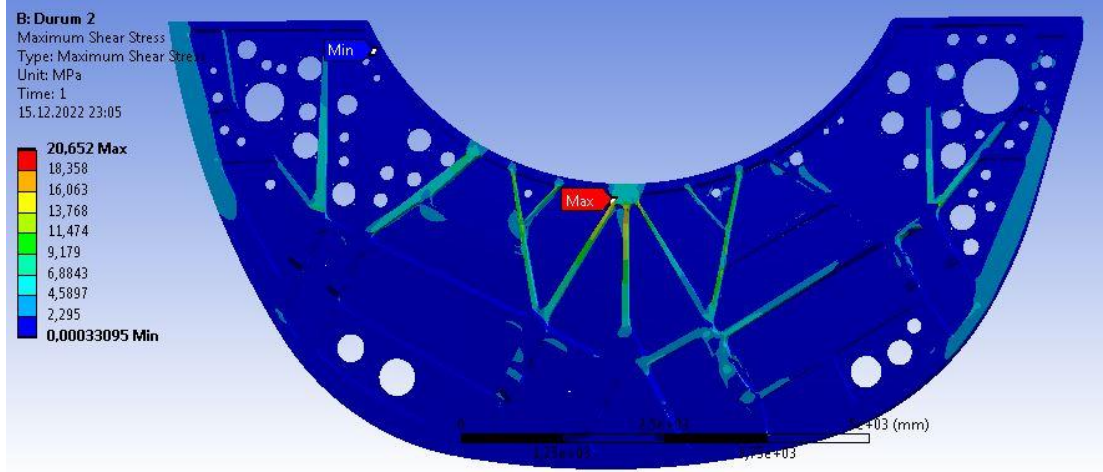
Şekil 5.53: Senaryo 2 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme

Şekil 5.53'te Senaryo 2 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



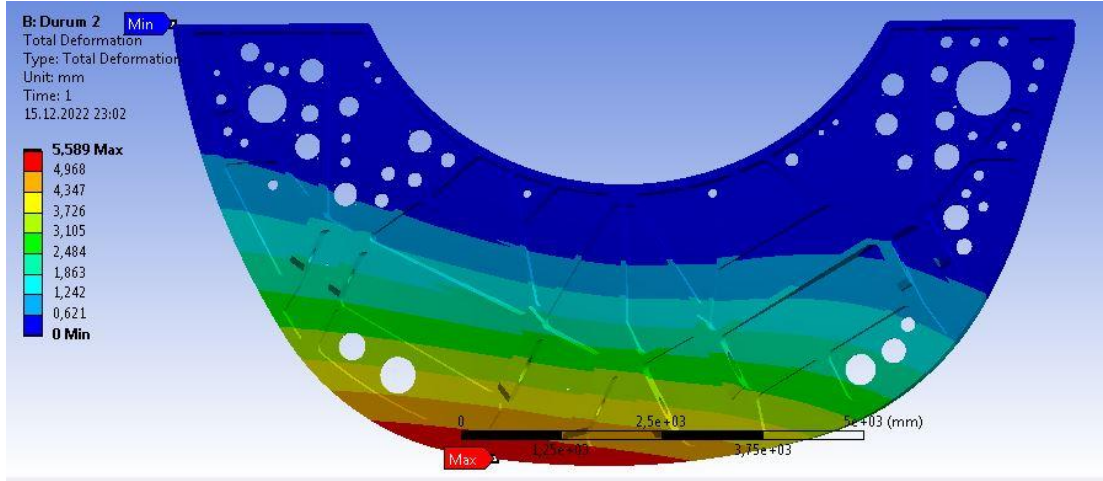
Şekil 5.54: Senaryo 2 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim

Şekil 5.54'te Senaryo 2 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.55: Senaryo 2 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi

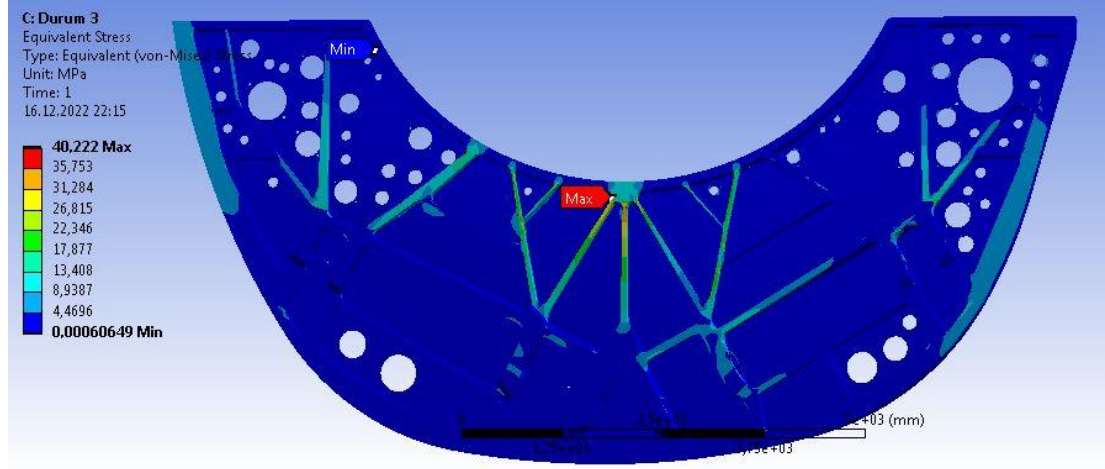
Şekil 5.55'te Senaryo 2 için karbon fiber parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.56: Senaryo 2 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon

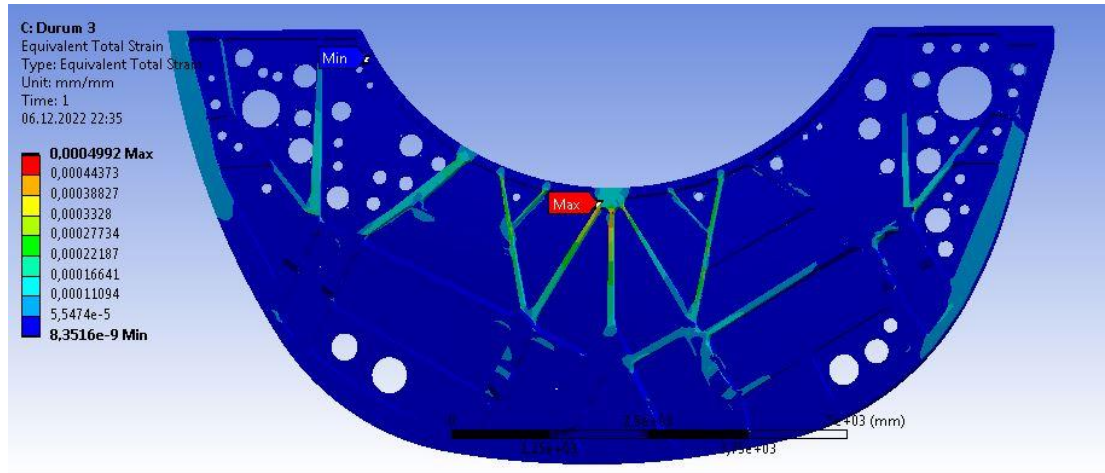
Şekil 5.56'da Senaryo 2 için karbon fiber parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.4.6.3 Senaryo 3 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları



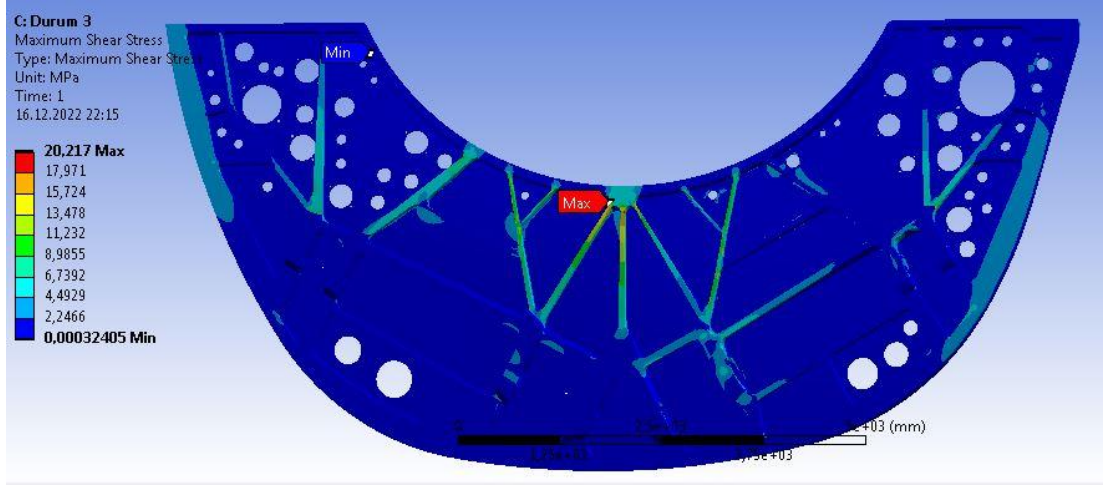
Şekil 5.57: Senaryo 3 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme

Şekil 5.57’de Senaryo 3 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



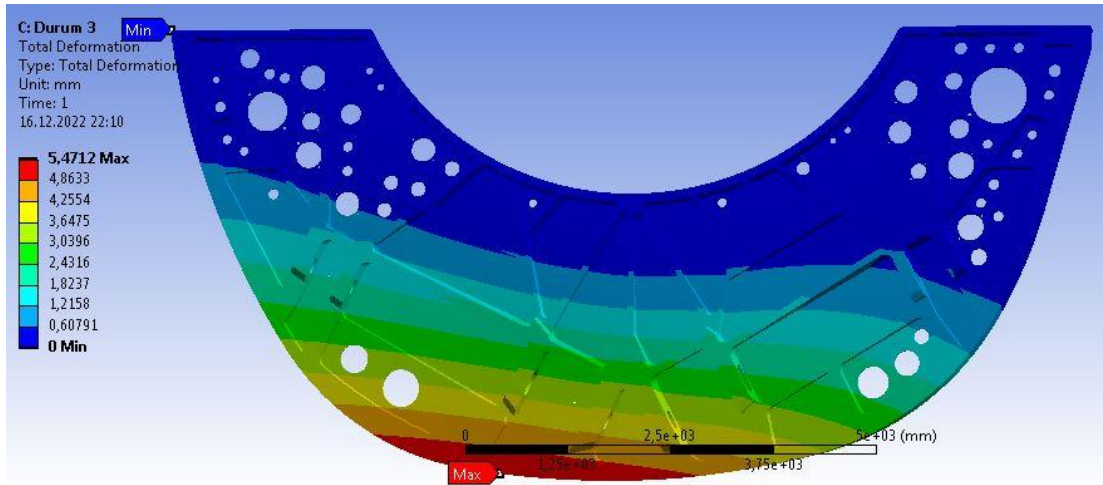
Şekil 5.58: Senaryo 3 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim

Şekil 5.58’de Senaryo 3 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.59: Senaryo 3 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi

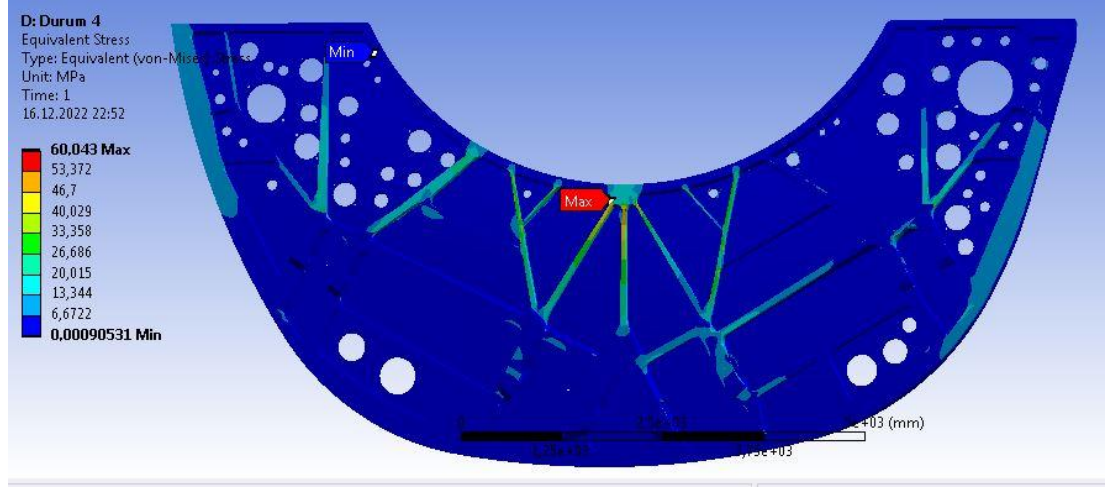
Şekil 5.59’da Senaryo 3 için karbon fiber parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.60: Senaryo 3 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon

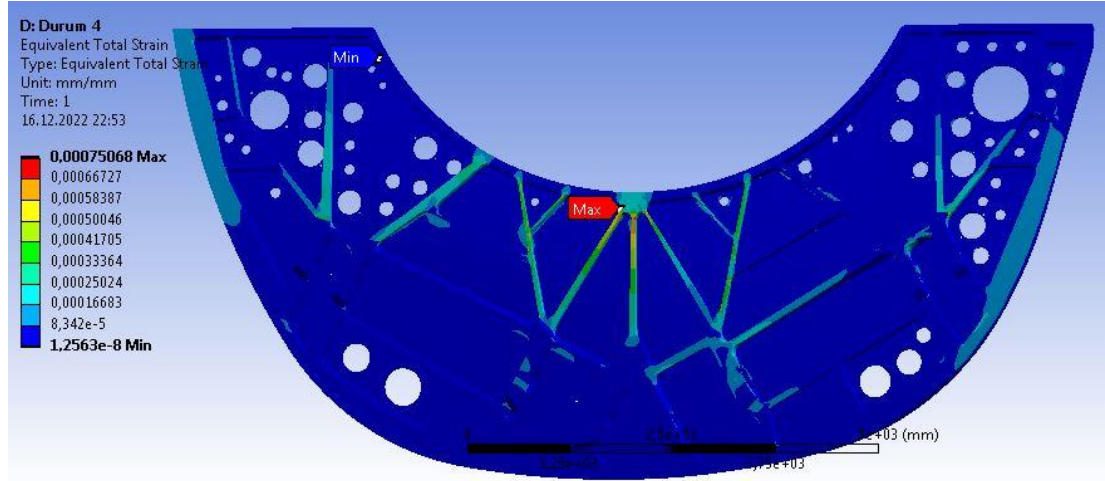
Şekil 5.60’da Senaryo 3 için karbon fiber parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.4.6.4 Senaryo 4 Karbon Fiber Malzeme Analiz Sonuçları



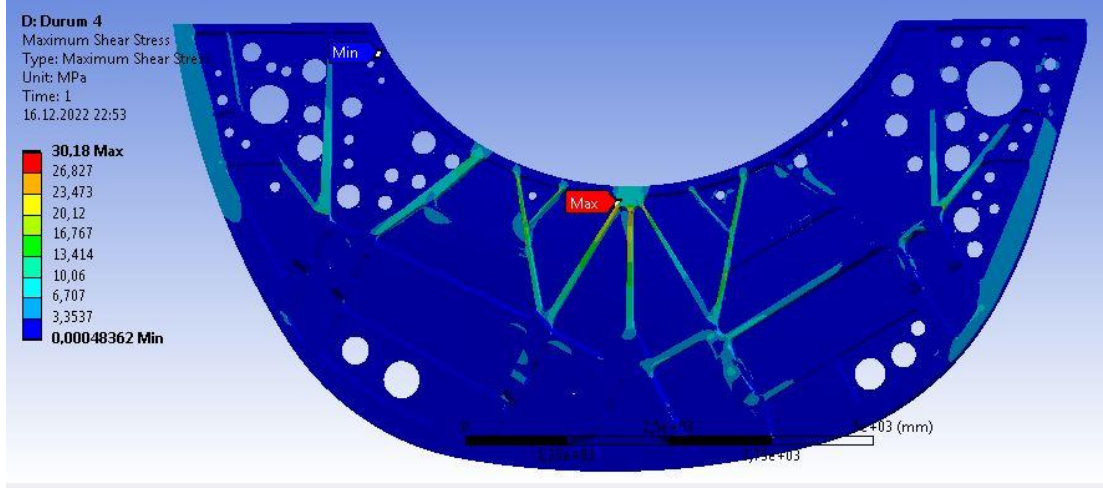
Şekil 5.61: Senaryo 4 Karbon Fiber- Eşdeğer Gerilme

Şekil 5.61’de Senaryo 4 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer (von-Mises) gerilme sonuçları görülmektedir.



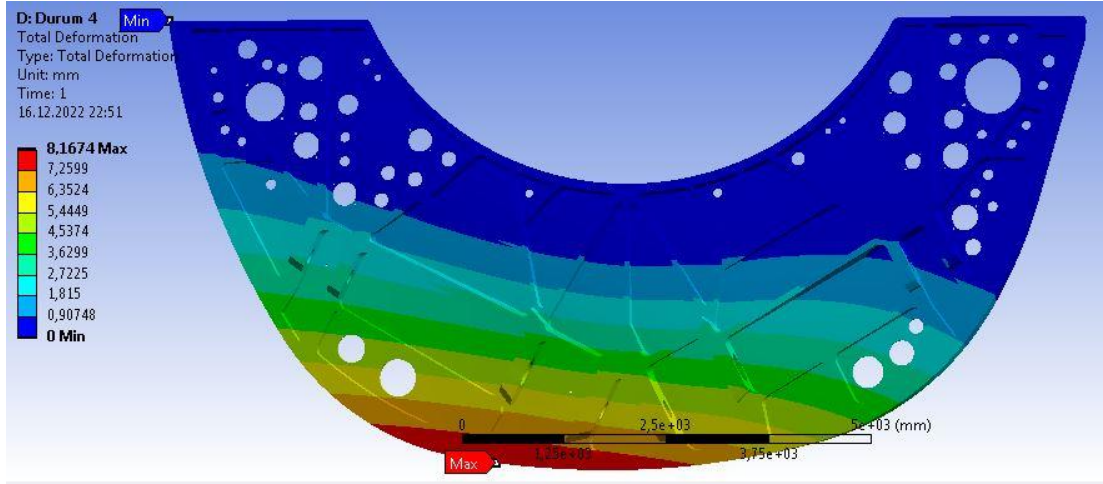
Şekil 5.62: Senaryo 4 Karbon Fiber- Eşdeğer Toplam Gerinim

Şekil 5.62’de Senaryo 4 için karbon fiber parçaya ait eşdeğer toplam gerinim (şekil değiştirme) sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.63: Senaryo 4 Karbon Fiber- Maksimum Kayma Gerilmesi

Şekil 5.63'te Senaryo 4 için karbon fiber parçaya ait maksimum kayma gerilmesi sonuçları görülmektedir.



Şekil 5.64: Senaryo 4 Karbon Fiber- Toplam Deformasyon

Şekil 5.64'te Senaryo 4 için karbon fiber parçaya ait toplam deformasyon sonuçları görülmektedir.

5.5 Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması

5.5.1 Eşdeğer von-Mises Gerilmesi Değerlerinin Karşılaştırılması

Tablo 5.7: Eşdeğer von-Mises Gerilme Değerleri (MPa)

Senaryo	Alüminyum	Karbon Fiber	Değişim Oranı (%)
Senaryo 1	30,263	30,021	0,7997
Senaryo 2	41,418	41,088	0,7968
Senaryo 3	40,545	40,222	0,7966
Senaryo 4	60,525	60,043	0,7964

Tablo 5.7’de görüldüğü gibi mevcut alüminyum malzeme ve önerilen karbon fiber malzemenin eşdeğer von-Mises gerilme değerleri birbirlerine yakın olup yaklaşık %0,8 oranında azalma tespit edilmiştir.

5.5.2 Toplam Deformasyon Değerlerinin Karşılaştırılması

Tablo 5.8: Toplam Deformasyon Değerleri (mm)

Senaryo	Alüminyum	Karbon Fiber	Değişim Oranı (%)
Senaryo 1	4,6297	4,0837	11,7934
Senaryo 2	6,3363	5,5890	11,7939
Senaryo 3	6,2028	5,4712	11,7947
Senaryo 4	9,2594	8,1674	11,7934

Tablo 5.8’de görüldüğü gibi mevcut alüminyum malzeme ve önerilen karbon fiber malzemenin toplam deformasyon değerleri birbirlerine yakın olup yaklaşık %11,8 oranında azalma tespit edilmiştir.

5.5.3 Eşdeğer Toplam Gerinim Değerlerinin Karşılaştırılması

Tablo 5.9: Eşdeğer Toplam Gerinim Değerleri

Senaryo	Alüminyum	Karbon Fiber	Değişim Oranı (%)
Senaryo 1	0,00042319	0,0003726	11,9544
Senaryo 2	0,00050099	0,0004411	11,9543
Senaryo 3	0,00056698	0,0004992	11,9546
Senaryo 4	0,00084621	0,00074505	11,9545

Tablo 5.9’de görüldüğü gibi mevcut alüminyum malzeme ve önerilen karbon fiber malzemenin eşdeğer toplam gerinim değerleri birbirlerine yakın olup yaklaşık %12 oranında azalma tespit edilmiştir.

5.5.4 Maksimum Kayma Gerilmesi Değerlerinin Karşılaştırılması

Tablo 5.10: Maksimum Kayma Gerilmesi Değerleri (MPa)

Senaryo	Alüminyum	Karbon Fiber	Değişim Oranı (%)
Senaryo 1	15,086	14,98	0,7026
Senaryo 2	17,859	17,733	0,7055
Senaryo 3	20,212	20,069	0,7075
Senaryo 4	30,166	29,953	0,7061

Tablo 5.10’da görüldüğü gibi mevcut alüminyum malzeme ve önerilen karbon fiber malzemenin maksimum kayma gerilmesi değerleri birbirlerine yakın olup yaklaşık %0,7 oranında azalma tespit edilmiştir. Bu da malzemenin aynı kuvvetler altında daha az deformasyona uğrayacağını ve kullanım ömrünün artacağını göstermektedir.

Emniyetli deformasyon sınırları içinde kalmak koşuluyla uçağın daha yüksek kuvvetlere maruz kalabileceğini ve hareket kabiliyetinin daha da artacağını öngörebiliriz.

Tablo 5.11’de karbon fiber malzeme kullanımı sonucu parçanın ağırlığında %33,37 oranında azalma sağlandığı görülmektedir.

Tablo 5.11: Parçaların kütlelerinin karşılaştırılması (kg)

Alüminyum	Karbon Fiber	Değişim Oranı (%)
31,17	20,77	33,37

Bölüm 6

Sonuç

F-16 savaş uçaklarında kullanılan mevcut alüminyum alaşımlı parçanın mukavemet analizi Sonlu Elemanlar Metodu kullanılarak ANSYS Workbench ile yapıldı. Aynı parçanın teknik ölçüleri değiştirilmeksizin karbon fiber malzeme için de analiz çalışması yapıldı. Yükler, uçağın iniş esnasında karşılaşılabileceği durumlar göz önüne alınarak dört farklı senaryoya göre hesaplandı. Senaryo 1, tipik bir F-16 inişi durumudur. Senaryo 2’de, uçağın havalandığını ve bir süre sonra tespit edilen bir arıza nedeniyle acil iniş yapması gerektiği kurgulanmıştır. Senaryo 3’te, uçağın kütlesinin Senaryo 1 ile aynı olduğu ancak yere değme hızının Senaryo 1’dekinden %33 daha yüksek olduğu varsayılmıştır. Son olarak Senaryo 4’te, inişin “mükemmel” olmadığı, yani ana trenin iki tekerleğinin diğer üç Senaryoda varsayıldığının aksine aynı anda yere değmediği; yani, uçağın ilk iniş anında iki değil tek tekerleğin yere temas ettiği varsayılmıştır.

Senaryolara bağlı yapılan analizler neticesinde her bir durum için; kompozit malzemedeki eşdeğer gerilme değerlerinde %0,8; eşdeğer toplam gerinim değerlerinde %12; maksimum kayma gerilmesi değerlerinde %0,7 ve toplam deformasyon değerlerinde %11,8 civarında azalma olduğu görülmüştür..

Alüminyum alaşımdan imal edilmiş mevcut parçanın ağırlığı 31,17 kg iken, daha üstün mukavemet özelliklerine sahip CFRP kompozit malzemedен üretilebilecek bir parça yaklaşık olarak 20,77 kg ağırlığa sahip olacaktır. Böylece kompozit malzeme kullanımı ile analizi yapılan F-16 parçasının toplam ağırlığında %33,37 oranında azalma sağlanmıştır.

Söz konusu ağırlık azalması tek parça için olup çalışma diğer yapısal parçalar için yapıldığında ağırlık avantajı çok daha iyi seviyelerde olacaktır. Böylece F-16 savaş

uçağının harekât kabiliyeti, mühimmat miktarının artırılması, yakıt optimizasyonu sayesinde arttırılabilecek ve Türk Hava Kuvvetleri'nin vurucu gücünü oluşturan savaş uçaklarımız sahada daha etkin kullanılacaktır.

Günümüz koşullarında analiz sonuçlarını sağlayacak kompozit malzeme üretimi maliyetli ve zor olacaktır. Ancak gelişmekte olan teknoloji, yeni hammadde arayışları, havacılık alanında yapılan çalışmalar, harekât doktrinlerinin gelişmesi gibi nedenlerle yakın gelecekte kompozit malzemeli yapısal parçalar da üretilecek ve kullanılacaktır.

Kaynaklar

- [1] Irving P, Soutis C. Polymer Composites in the Aerospace Industry, 2nd ed. Elsevier; 2014.
- [2] Park SJ. Recent Uses of Carbon Fibres, 2nd ed. Springer; 2018.
- [3] Mrazova M. Advanced composite materials of the future in aerospace industry. INCAS Bulletin 2013; 5(3): 139-150. doi.org: 10.13111/2066-8201.2013.5.3.14
- [4] Anonymous. Aerospace & Defense Thermoplastic Composites Market Report, Report code - SRAD156, 288 sayfa, 2021.
- [5] Niu C-Y. M. Composite Airframe Structures, Practical Design Information and Data, 2nd ed. Hong Kong Conmilit Press Ltd; 2001.
- [6] Callister WD, Rethwisch DG. Materials Science and Engineering: An Introduction, 10th ed. Wiley; 2020.
- [7] Thomas S, Joseph K, Malhotra SK, Goda K, Sreekala MS. Polymer Composites: Volume 1, Macro- and Microcomposites. Wiley-VCH; 2012.
- [8] Srinivasulu NV, Tejaswi V. Mechanical Properties of Polymer Composite Materials. International Journal of Research in Engineering and Technology 2012; 1(1): 78-81. doi.org: 10.15623/IJERT.2012.0101010
- [9] Atique Md SA, Probha NN, Nafi AS. Polymer composites: a blessing to modern aerospace engineering, International Conference on Mechanical, Industrial and Energy Engineering; 2014 Dec 26-27 Khulna, Bangladesh.
- [10] Deo R, Starnes JH, Holzwarth R. Low-Cost Composite Materials and Structures for Aircraft Applications. 2003.

- [11] Nayak VN. Composite Materials in Aerospace Applications. *International Journal of Scientific and Research Publications* 2014; 4(9): 1-10.
- [12] Kesarwani S. Polymer Composites in Aviation Sector: A Brief Review Article. *International Journal of Engineering Research & Technology* 2017; 6(6) doi:10.17577/IJERTV6IS060291
- [13] Baş O, Ateş E, Öztürk F. Thermoplastic Composite Materials for the Aerospace Industry. *Research & Development in Material Science* 2021; 15(5): 1745-1748.
- [14] Dursun T, Soutis C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys. *Materials and Design* 2014; 56: 862-871. DOI: 10.1016/j.matdes.2013.12.002
- [15] Starke EA, Staley JT. 24-Application of modern aluminium alloys to aircraft, *Fundamentals of Aluminium Metallurgy Production, Processing and Applications* Woodhead Publishing Series in Metals and Surface Engineering 2011: 747-783. doi.org/10.1533/9780857090256.3.747
- [16] Rioja RJ, Liu J. The evolution of Al-Li base products for aerospace and space applications. *Metallurgical and Materials Transactions A* 2012; 43: 3325–3337. <https://doi.org/10.1007/s11661-012-1155-z>
- [17] Vlot A, Gunnink JW (Ed). *Fibre Metal Laminates-An Introduction*, 1st ed. Kluwer Academic Publishers Dordrecht, 2001.
- [18] Zhang X, Chen Y, Hu J. Recent advances in the development of aerospace materials. *Progress in Aerospace Sciences* 2018; 97: 22-34. doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.01.001
- [19] Flower HM. (Ed.) *High performance materials in aerospace*. Springer-Dordrecht; 1995.
- [20] Boyer RR, Cotton J D, Mohaghegh M, Schafrik RE. Materials considerations for aerospace applications. *MRS Bulletin* 2015; 40(12): 1055-1066. doi.org/10.1557/mrs.2015.278

- [21] Wen J, Xia Z, Choy F. Damage detection of carbon fiber reinforced polymer composites via electrical resistance measurement. *Composites Part B: Engineering* 2011; 42(1): 77-86. doi.org/10.1016/j.compositesb.2010.08.005
- [22] Tanasa F, Zanoaga M. Fiber-reinforced polymer composites as structural materials for aeronautics. *Proceedings of the International Conference of Scientific Paper*, 2013 June 1-3; Brasov, 23–25.
- [23] Huda Z, Edi P. Materials selection in design of structures and engines of supersonic aircrafts. *Materials and Design* 2013; 46: 552–560. doi.org/10.1016/j.matdes.2012.10.001
- [24] Kesavan D, Gopiraman M, Sulochana N. Green inhibitors for corrosion of metals: A review. *Chemical Science Review and Letters* 2012; 1(1): 1–8.
- [25] Backman DG, Williams JC. Advanced materials for aircraft engine applications. *Science* 1992; 255(5048), 1082-1087. DOI: 10.1126/science.255.5048.1082
- [26] Turkish Air Force, *Structural Repair Technology*, 16-351, 2014.
- [27] McDanel DL, Serafini TT, DiCarlo JA. Polymer, metal, and ceramic matrix composites for advanced aircraft engine applications. *Journal of Materials for Energy Systems* 1986; 8(1): 80-91.
- [28] Logan DL. *A First Course in the Finite Element Method*, 6th ed. Cengage Learning; 2015.
- [29] Courant R. Variational Methods for the Solution of Problems of Equilibrium and Vibrations. *Bulletin of the American Mathematical Society* 1943; 49: 1-23.
- [30] Levy S. Computation of Influence Coefficients for Aircraft Structures with Discontinuities and Sweepback. *Journal of the Aeronautical Sciences* 1947; 14(10): 574–560. doi.org/10.2514/8.1454
- [31] Zienkiewicz OC, Cheung YK. Finite elements in the solution of field problems. *The Engineer* 1965: 507-510.

- [32] Dechaumphai P, Sucharitpwatskul S. Finite Element Analysis with Ansys Workbench, Alpha Science International Ltd; 2018.
- [33] Wilson EL, Nickel RE. Application of the finite element method to heat conduction analysis. Nuclear Engineering and Design 1966; 4(3): 276–286.
- [34] Zienkiewicz O, Lyness J, Owen D. Three-dimensional magnetic field determination using a scalar potential- A finite element solution. IEEE Transactions on Magnetics 1977; 13(5): 1649-1656. doi: 10.1109/TMAG.1977.1059650
- [35] Girijavallabham CV, Reese LC. Finite-element method for problems in soil mechanics. Journal of the Structural Division, American Society of Civil Engineers 1968; 2(1): 473-497.
- [36] Young C, Crocker M. Transmission loss by finite-element method. Journal of the Acoustical Society of America 1975; 57(1): 144-148.
- [37] Silvester PP, Ferrari RL. Finite Elements for Electrical Engineers. 3rd ed. Cambridge University Press, 1996.
- [38] Wright A. Taking next-generation submersibles to new depths. ANSYS Advantage 2007; 1(1): 3-5.
- [39] Anonymous. USAF sheet, International Directory of Military Aircraft,[72] Flight Manual for General Dynamics F-16 Fighting Falcon F-16C/D; 2016.
- [40] Anonymous. Learning to Land the F-16 the Viper Pilot way. 2015.
- [41] Hava Kuvvetleri Komutanlığı; Lockheed Martin F-16 Teknik Emirler Kitabı; 2017.
- [42] Rice RC, Jackson JL, Bakuckas J, Thompson S. Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS). Department of Transportation Federal Aviation Administration Technical Report, 2003.
- [43] Holt JM, Mindlin H, Ho CY. (1997). Structural Alloys Handbook 1996th ed. CINDAS/Purdue University. 1997.

- [44] Pointer JS. Understanding Accuracy and Discretization Error in an FEA Model. Woodward; 2004.
- [45] Masrol SR, Siswanto WA. Stress Concentration Analysis of a Plate with Circular Hole: Elasticity Theory and Finite Element Comparison. Applied Mechanics and Materials 2014; 465-466: 1385-1389. doi:10.4028/www.scientific.net/AMM.465-466.1385
- [46] Lee H-H. Finite Element Simulations with ANSYS Workbench 15-Theory, Applications, Case Studies. SDC Publications, 2014.

Özgeçmiş

Adı Soyadı : İlteriş KAYA

Eğitim:

2019–2022 İzmir Kâtip Çelebi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı Yüksek Lisans

2013–2016 Erciyes Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü Lisans

2011–2015 Erciyes Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Endüstri Mühendisliği Bölümü Lisans

İş Deneyimi:

2020- Türk Hava Kuvvetleri – Svn. Pl. Prj. Ynt. Başkanlığı – Mühendis Üsteğmen

2017–2020 Kastaş Sızdırmazlık Teknolojileri – Üretim ve Metod Mühendisi