



Eliptik Boşluklarla Tasarlanmış Kompozit Uçak Kanat Kaburgalarının Yapısal Analizi

Tümay Battal AKDOĞAN^{1*} , İsmail Yasin SÜLÜ¹ 

¹İnönü Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Malatya, Türkiye

Anahtar Kelimeler:

Kompozit malzeme,
Uçak kanat,
Kaburga, Sonlu
elamanlar metodu

Özet

Geleneksel malzemelerle üretilen kanat kaburgalarına kıyasla farklı fiber açılarıyla tasarlanan kompozit kanat kaburgalarının havacılık endüstrisine katkıda bulunacağı düşünülmektedir. Bu çalışmada, insansız hava aracı olan MQ-1B Predator'ün kanat kök kaburgaları için farklı oryantasyon açılara sahip Karbon-Epoksi, Aramid-Epoksi ve Kevlar-Epoksi kompozit malzemeleri kullanılmıştır. Kaburga yapıları üç boyutlu tasarımları için Solidworks programı kullanılmış, ağırlığının azaltılması için üzerinde farklı boyutlarda eliptik boşaltmalar yapılmıştır. Uçak kanat kaburgalarının modellenmesi ve yapısal analizleri için ANSYS Workbench sonlu elemanlar programı kullanılmıştır. İncelenen kompozit kaburga yapılarının tabaka kalınlıkları 0,25 mm olup, altı tabakalı kompozit plakadan oluşturulmuştur. Modellerde fiber oryantasyon açıları ise sırasıyla 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75° ve 90° olacak şekilde kullanılmıştır. Aerodinamik yük altında modellenen kanat kök kaburgaların yapısal analizlerinde kanat kök kaburgalarında meydana gelen eş değer (von Mises) gerilme ve toplam deformasyon değerleri incelenmiştir. Yapılan analizler sonucunda, farklı kompozit malzeme ve oryantasyon açılara sahip kaburga yapıları uygulanan yükün altında farklı davranışlar sergilediği tespit edilmiştir. Kaburgalar üzerindeki en düşük deformasyon 0° fiber açılı Karbon-Epoksi malzemeli kaburgada modelinde 0,0084515 mm ve en düşük gerilme ise 90° fiber açılı Kevlar-Epoksi malzemeli kaburga modellerinde 0,59402 MPa olarak meydana geldiği tespit edilmiştir.

*e-posta: tumayakdogan@outlook.com

Bu makaleye atıf yapmak için:

Tümay Battal AKDOĞAN; İsmail Yasin SÜLÜ, "Eliptik Boşluklarla Tasarlanmış Kompozit Uçak Kanat Kaburgalarının Yapısal Analizi", Bayburt Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi, C. 6, s 1, ss. 191-207

How to cite this article:

Tümay Battal AKDOĞAN; İsmail Yasin SÜLÜ, "Structural Analysis of Composite Aircraft Wing Ribs Designed with Elliptical Cavities", Bayburt University Journal of Science, vol. 6, no 2, pp. 191-207

Structural Analysis of Composite Aircraft Wing Ribs Designed with Elliptical Cavities

Keywords:

Composite material, Wing, Rib, Finite element methods

Abstract

It is thought that composite wing ribs designed with different fiber angles compared to wing ribs produced with traditional materials will contribute to the aviation industry. In this study, Carbon-Epoxy, Aramid-Epoxy and Kevlar-Epoxy composite materials with different orientation angles were used for the wing root ribs of the MQ-1B Predator, an unmanned aerial vehicle. Solidworks program was used for three-dimensional designs of rib structures, elliptical discharges of different sizes were made on it to reduce its weight. ANSYS Workbench finite element program was used for modeling and structural analysis of aircraft wing ribs. The layer thickness of the composite rib structures studied is 0.25 mm and they are formed from a six-layer composite plate. The fiber orientation angles in the models are respectively 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75° and it was used to be 90°. In the structural analyses of the wing root ribs modeled under aerodynamic load, the equivalent (von Mises) stress and total deformation values occurring in the wing root ribs were examined. As a result of the analyses performed, it has been determined that rib structures with different composite materials and orientation angles exhibit different behaviors under the applied load. It was found that the lowest deformation on the ribs occurred as 0.0084515 mm in the rib with Carbon-Epoxy material with a fiber angle of 0° and the lowest stress occurred as 0.59402 MPa in the rib models with Kevlar-Epoxy material with a fiber angle of 90°.

1 GİRİŞ

Uçak kanat kaburgası, kanat boyunca kirişlerce sabit tutup, kanadın aerodinamik şeklini vererek uçakların havada kalmasını sağlayan ve aynı zamanda taşıyıcı bir yapı elemanı olarak görev yapan önemli bir kanat yapı bileşenidir. Kaburgaların üzerine aldıkları görevlerden dolayı yapı bütünlüğünün her zaman korunması hayati bir önem taşımaktadır [1]. Kanat kaburgaları istenilen mekanik özelliklere göre farklı tipteki geleneksel malzemeler kullanılarak imal edilirler ve malzeme seçimindeki en önemli etken hafiflik ve dayanımdır. Havacılık ve uzay endüstrisi, hafif ve sağlam malzeme teknolojisinin gelişimi ve kullanımının yaygınlaşması ile son yıllarda büyük bir dönüşüm ve ilerleme kaydetmiştir. Özellikle kompozit malzemelerin sahip olduğu avantajlardan dolayı uçakların yapısal elemanlarında yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. Kompozit malzemelerin avantajları arasında yüksek mukavemet, hafiflik ve yüksek korozyona dayanıklılık bulunmaktadır. Kompozit malzemelerin kullanımı, uçak kaburgalarının tasarımında birçok farklı avantaj sağlamaktadır [2].

Uçak kaburgalarının yapısal dayanımı havacılık endüstrisi için önemli bir konudur. Uçak kanat kaburgasıyla ilgili literatürde farklı model ve malzeme kullanılarak birçok çalışma yürütülmüştür. Bu çalışmalardan biri olan Kumar ve ark. [3] üç farklı kompozit malzemeyle tasarladıkları kanat kaburga ve kirişlerinde aerodinamik yükünden dolayı oluşacak gerilmeleri, deformasyonları ve bu yapıların çalışma ömürlerini belirlemek için nümerik bir çalışma yapmışlardır. Çalışmada incelenen yapılar "C" tipi ve "I" tipi kiriş olmak üzere toplamda 15 adet kaburgadan oluşmaktadır. Kanat yapısını modellemek için üç boyutlu modelleme programı olan Catia'yı ve modellenen kaburgaların yapısal analizi için ise ANSYS programını kullanmışlardır. Yapılan analizler sonucunda kullanılan boron fiberin, diğer fiberlerden daha yüksek bir dayanıma sahip olduğunu göstermişlerdir. Carneiro ve Gamboa [4] yaptıkları bu çalışmada, polilaktik asit (PLA) ile ürettikleri farklı geometrilere sahip beş kanat kaburga geometrisinin sayısal ve deneysel çalışmalarını gerçekleştirmişlerdir. 3B yazıcı teknolojisinin verdiği esneklik ile üretilen kaburga yapılarının dayanım, sertlik ve kütle açısından en iyi kaburga topolojisini elde etmeye çalışmışlardır. Nümerik incelemeler için ANSYS Workbench programında iki farklı yükleme yaparak kaburgaların statik analizlerini gerçekleştirmişlerdir. İlk yükleme göre, kanat kaldırma kuvvetinden kaynaklanan çizgiye dağılan yükü, önde ve arkada iki eşdeğer konsantre yük ile değiştirmişlerdir. Bu sadeleştirme ile nümerik verilerin doğrulanması deneysel olarak yapılabilmektedir. İkinci yüklemede ise kanat kaburgalarının üst ve alt yüzeylerine dağıtılmış yükler uygulayarak daha gerçekçi bir yapısal tepki elde etmişlerdir. Yapılan çalışmada, truss tipi kaburga yapısının diğer kaburga yapılarına göre daha yüksek mukavemet gösterdiği tespit edilmiştir. Başka bir çalışmada, James ve ark. [5] çeşitli hava yüklerine maruz kalan bir nakliye uçağının kanat kaburgasının burkulma analizleri incelemişlerdir. Kanat yapısındaki ağırlığı azaltıp, mevcutta kullanılan malzemeyi değiştirerek çalışmalarında farklı bir yaklaşımda bulunmuşlardır. Sonlu elemanlar yöntemi ile incelenen kaburga yapısının malzemesi olarak Karbon-Epoksi seçilmiştir. İncelenen kaburgaların burkulma faktörleri, sonlu eleman analizinden elde edilen özdeğerin karekökü şeklinde

belirtmiştir ve bu burkulma yükü üzerindeki bükülme momentinin doğrusal olmayan etkisini temsil etmektedir. Kaburgalarda yapılan bu iyileştirme ile toplam kütlede %15,77'lik bir azalmayla 2.85 Kg ağırlık tasarrufuna sağladığını ifade etmişlerdir. Meng ve ark. [6] büyük kanat açıklığına sahip kompozit bir uçak kanadının statik analizleri gerçekleştirmişlerdir. Büyük kanat açıklığına sahip yapılarda, büyük eğme momenti ve düşük burulma sertliği nedeniyle, deformasyonların kaçınılmaz olduğunu ifade etmişlerdir. İncelenecek olan kanadın mevcut şartlar altındaki davranışlarını gözlemlemek üzere iki farklı kompozit kanat modellemişlerdir. Belirlenen parametreler doğrultusunda kanat kompozit tasarımı için ANSYS ACP modülü kullanılmıştır. Çalışmalarındaki ana amaç, kanat boyunca gerçekleşen deformasyonun minimize edilmesidir. Yapılan ilk tasarımda, kanadın yukarı doğru momentumunu dengelemek ve bükülme deformasyonunu azaltmak için, kanadın ağırlık merkezinin %15'lik kısmına harici bir kuvvet uygulamışlardır. Bu sayede, kanadın uç kısmında oluşan başlangıç deformasyonundan 204,42 mm daha az deformasyon elde etmişlerdir. İkinci tasarımda ise, kanadın ucuna kanatçık ekleyerek, kanadın etkin açıklığını artırmayı amaçlamışlardır. Böylece, yüksek en-boy oranına sahip kanadın bükülme deformasyonunu iyileştirmeyi denemişlerdir. Kanatçık yüksekliğinin 300 mm olduğunda en az deformasyonun gerçekleştiğini belirtmişlerdir. Rinku ve Ananthasuresh [7] uçak kanatlarındaki kaburga tasarımında mevcut olarak kullanılan yarı-monokok konstrüksiyonunun topoloji optimizasyonu ile toplam kaburga ağırlığını azaltmayı hedeflerken, fazla esneklik, dayanıklılık ve burkulmaya karşı stabilite sağlamaya çalışmışlardır. Ayrıca, kaburga yapılarının üretim ve montaj maliyeti azaltarak kanadın genel tasarım sürecini daha verimli hale getirmeyi hedeflemişlerdir. Sonuç olarak, tasarımın ağırlık ve performans açısından mevcut tasarımlara göre daha verimli olduğunu ve tasarımın ekonomik üretim için uygun olduğunu göstermişlerdir. Bairavi ve Balaji [8] yaptıkları çalışmada, Al 2024-T3 malzemesini ile modelledikleri kaburga yapılarında dairesel, eliptik ve dikdörtgen boşaltmalar yapmışlardır. İncelenen kanat kaburga modelleri Solidworks programında modelleyip, ANSYS programında yapısal analizleri gerçekleştirmişlerdir. Yapılan analizler sonucunda dairesel boşaltmaya sahip kaburga eliptik ve dikdörtgen boşaltmalara göre daha fazla gerilmelere neden olduğunu gözlemlemişlerdir. Başka bir çalışmada, Sharma ve Grag [9] Al 7075 T6 malzemesi ile modelledikleri uçak kanat kaburgasının 0.01 MPa hava basıncı altındaki davranışını incelemişlerdir. Çalışmalarında, boşaltma olan ve boşaltma olmayan kaburga yapılarının hava yükü altındaki gerilme ve deformasyon değerlerini incelemişlerdir. Analizleri gerçekleştirilen kaburga yapılarının tasarımı için Catia V5 ve kaburgaların yapısal analizi için ise MscNastran/Patran programlarını kullanmışlardır. Yapılan çalışma sonucunda her iki kaburga da güvenli bölgede olduğunu tespit etmişlerdir. Boşaltma olmayan kaburgadaki gerilme ve deformasyon boşaltma olan kaburgaya göre daha az olduğu ortaya konmuştur. Bununla birlikte boşaltma olan kaburga daha hafif olduğu için kullanımın daha avantajlı olduğu belirtmişlerdir. Kandemir bu tez çalışmasında [10], bir uçağın kompozit kanat kaburga kalınlığının optimizasyonu üzerine bir inceleme yapmıştır. Çalışmanın sonucunda, ilk kaburga yapısına kıyasla daha hafif ve faydalı bir tasarım elde edilmiştir. Kaburgaların optimizasyonu için kaburga üzerinde birden fazla bölge belirlemiş ve bu bölgeleri farklı fiber açılı kompozit malzemelerle modelleyerek, optimizasyon çalışmasını yürütmüştür. İncelenen kaburga yapısında, optimizasyon süreciyle birlikte toplam ağırlık %39 azaltılmış, ancak hata endeksi ilk tasarımın seviyesinde tutulmuştur.

Bu çalışmanın temel amacı, modern havacılık endüstrisinde hafiflik ve sahip olduğu mukavemet nedeniyle önemli bir rol oynayan kompozit malzemelerin uçak kanat kaburgalarına uygulamasını gerçekleştirmektir. Kompozit malzemelerin geleneksel malzemelere göre sahip oldukları avantajlı mekanik özelliklerden dolayı havacılık alanındaki kullanımını ve performansını anlamak, özellikle elips boşaltmalı farklı fiber açılara sahip farklı kompozit malzemelerden modellenmiş kaburgaların bu alandaki potansiyelinin değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Üç boyutlu tasarım programında modellenip, sayısal analiz yöntemleri kullanılarak kaburga üzerinde oluşan deformasyonlar ve gerilmeler incelenmiştir. Ayrıca, farklı fiber açısı ve malzeme parametrelerine göre tasarlanan kaburga yapılarının karşılaştırması yapılmış olup, avantajlı durumlar ortaya konulmuştur. Böylelikle bu çalışmayla, havacılık sektöründe uçak kaburga tasarımındaki kompozit malzeme ve fiber açısının mekanik davranışlarının etkilerini inceleyerek, çalışmada incelenen malzemeler ve fiber açıları arasından seçim yapabilme olanağı sağlamaktadır.

2 MATERYAL VE METOT

Bu çalışmada, keşif ve gözlem yapabilen ve aynı zamanda türlü silah taşıma ve kullanma yeteneğine sahip insansız hava bir aracı olan MQ-1B Predator'ün farklı oryantasyon açılara sahip üç farklı kompozit malzeme ile modellenmiş, eliptik boşluklarla sahip kanat kök kaburgasının yapısal analizi yapılmıştır. Kanat tasarımı ve kanat yükü hesabı için gerekli veriler Tablo 1 'de verilmiştir.

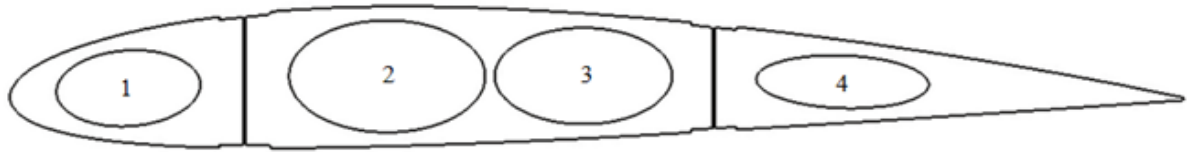
Kanat profili tasarlanırken mevcut standartlardan olan NACA 2412 referans alınmış ve 35 noktadan oluşan profil elde edilmiştir [12]. Elde edilen noktalar Solidworks programında X ve Y eksenleri boyunca program içindeki bir komut yardımı ile eklenmiştir. Daha sonrasında, eklenen noktalardan geçen eğriler çizilerek kanat

kaburgasının 2 boyutlu ilk taslağı elde edilmiştir. Yapılan işlemlerden sonra elde edilen ilk kaburga modeli 1 mm veter uzunluğuna sahiptir. Bu sebeple, istenilen veter uzunluğunu elde etmek için kaburga modeli ölçeklendirilerek, çalışmada incelenecek olan 1200 mm'lik veter uzunluğu elde edilmiştir. Tasarlanan kaburga yapısında farklı genişlik ve yükseklik değerlerine sahip 4 adet elips ve 2 adet I profil kiriş boşaltmaları mevcuttur. Kaburga üzerinde, bahsedilen boşaltma işlemleri de yapıldıktan sonra 2 boyutlu nihai kaburga profil elde edilmiştir. Solidworks programında yapılan işlemler sonucunda elde edilen eliptik boşaltmanın 2 boyutlu modeli Şekil 1'de gösterilmiştir.

Kaburga üzerindeki elips boşaltmaların genişlikleri, yükseklikleri ve konumları Tablo 2'de gösterilmiştir. Elips boşaltmalar hücum kenarından firar kenarına doğru sırası ile 1,2,3 ve 4 olarak numaralandırılmıştır.

Tablo 1. MQ-1B Predator genel özellikleri [11]

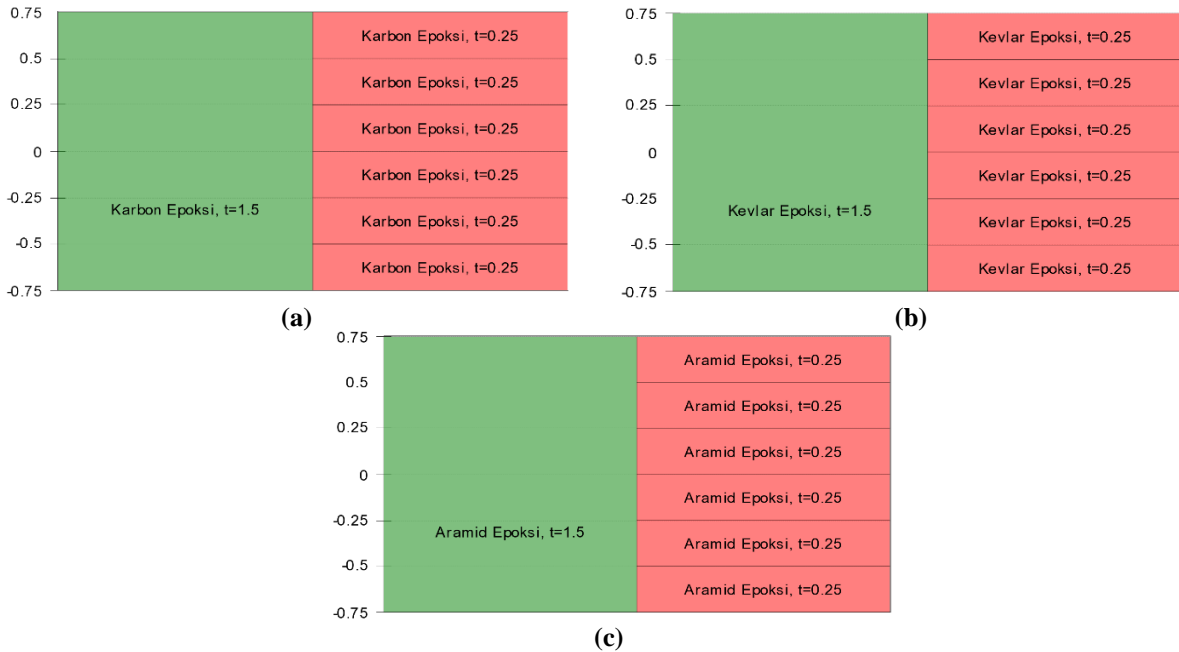
Uzunluk	8,22 m
Kanat Açıklığı	16,84 m
Yükseklik	2,1 m
Kanat Alanı	11,5 m ²
Boş Ağırlık	512 kg
Dolu Ağırlık	1020 kg



Şekil 1. Elips boşaltmalı kanat kaburgası

Tablo 2. Kaburgadaki eliptik boşaltmaların genişlik, yükseklik ve hücum kenarından firar kenarına doğru merkez konumları

	Genişlik (mm)	Yükseklik (mm)	Konum (mm)
1 No 'lu Elips	154,18	81,43	126,91
2 No 'lu Elips	210,07	120,34	403,86
3 No 'lu Elips	190,07	103,54	613,93
4 No 'lu Elips	184,77	56,66	891,29



Şekil 2. Uçak kök kaburgalarındaki kompozit tabaka dilimi ve geometrik değerleri; a) Karbon-Epoksi, b) Kevlar-Epoksi, c) Aramid-Epoksi

2.1 Malzeme özellikleri

Tasarlanan kaburga yapılarının malzeme seçimi aşamasında, uçak motor parçaları, gövde ve kanat gibi yüksek dayanımın gerekli olduğu yerlerde sıklıkla kullanılan Karbon-Epoksi, Kevlar-Epoksi ve Aramid-Epoksi malzemelerinin kullanılması belirlenmiştir [13]. Şekil 2’de belirlenen kompozit kaburgalarda kullanılan her bir kompozit tabaka kalınlığı 0,25 mm’den oluşan altı adet tabakadan oluşturulmuştur. Analizi yapılan kompozit kaburgaların oryantasyon açıları ise 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75° ve 90°’dir.

Kullanılan kompozit malzemelerin mekanik özellikleri Tablo 3’de verilmiştir. Malzeme sonunda bulunan UD “Unidirection” (Tek yönlü) kısaltması ise kompozit malzemedeki fiber konumlandırmasının tek yönlü olduğunu ifade etmektedir.

Tablo 3. Karbon-Epoksi [14], Aramid-Epoksi [15] ve Kevlar- Epoksi [16] mekanik özellikleri

	Karbon-Epoksi UD	Aramid-Epoksi UD	Kevlar-Epoksi UD
E_x (GPa)	132	67	80
E_y (GPa)	10.3	4.7	5.5
E_z (GPa)	10.3	4.7	5.5
ν_{xy}	0.25	0.34	0.34
ν_{yz}	0.38	0.45	0.4
ν_{xz}	0.25	0.34	0.34
G_{xy} (GPa)	6.50	2.0	2.20
G_{yz} (GPa)	3.91	1.586	1.8
G_{xz} (GPa)	6.50	2.0	2.20

2.2 Yük hesabı

Yapılan bu çalışmada, MQ-1B Predator uçağın mevcut uçuş değerleri ve literatürdeki çalışmalar referans alınarak, uçağın kalkış ağırlığı (W) ve kanat alanı (A) Tablo 1 ’de belirtildiği gibi 1020 kg ve 11,5 m² olarak alınmıştır. Yük faktörü (YF) olarak 4 g ve güvenlik katsayısı (GK) olarak 1,5 seçilmiştir. Toplam kaldırma kuvveti Formül 1’de gösterildiği gibi Newton cinsinden hesaplanmıştır [17];

$$F_{\text{kaldırma}} = W \cdot YF \cdot GK \cdot g \quad (1)$$

Uçak tasarımında, gerekli olan kaldırma kuvvetinin büyük bir kısmını kanatlar sağlarken, uçak gövdesi de geometrik şekli nedeniyle dolayı bir miktar kaldırma kuvveti sağlayabilir. Ancak, uçağın gövdesi üzerindeki kaldırma miktarı toplam kaldırma kuvvetinin küçük bir yüzdesidir. Bu dağılım, uçağın aerodinamik özelliklerine, kanat konfigürasyonuna ve diğer tasarım faktörlerine bağlı olarak değişebilir. Geleneksel bir yolcu uçağında, gövde üzerindeki kaldırma genellikle daha düşüktür ve büyük bir kısmı kanatlar tarafından üretilir. Ancak, ekstra geniş gövdeli uçaklar gibi bazı özel uçak tiplerinde, gövde üzerindeki kaldırma daha belirgin olabilir. Bu oranın belirlenmesi genellikle aerodinamik simülasyonlar ve testler kullanılarak yapılır.

Yapılan literatür araştırmasında, farklı oranlarda kanat ve gövde yük dağılımının yapıldığı görülmüştür. Bu çalışmada, toplam kaldırma yükünün %20’sinin uçak gövdesinin geri kalan %80’lik yükün ise kanatlar tarafından kaldırıldığı kabul edilmiştir [18]. Bu durumda, tek bir kanat toplam yükün %40’lık bir kısmını kaldırmaktadır.

Tek bir kanat için gerekli kaldırma kuvvet hesabı Formül 2’de gösterilmiştir;

$$F_{\text{tek kanat}} = F_{\text{kaldırma}} \cdot 0,4 \quad (2)$$

Formül 2’de elde edilen kuvveti kanat alanına bölerek tek bir kanat üzerine etki eden toplam basıncı bulunmuştur;

$$P_{\text{kanat}} = \frac{F_{\text{tek kanat}}}{A_{\text{kanat alanı}}} \quad (3)$$

Yapılan hesaplamalar sonucunda elde edilen veriler Tablo 4’de verilmiştir.

Tablo 4.Yapılan yük hesaplamaları sonucunda elde edilen değerler

$F_{\text{kaldırma}}$	60037,2 N
$F_{\text{tek kanat}}$	24014,88 N
P_{kanat}	4200 Pa

Kompozit kaburgalar yapıları ile ilgili literatür çalışmaları incelendiğinde kaburga üzerine uygulanan yük yöntemlerinde farklılıklar olduğu gözlemlenmiştir [1]. Havacılık literatüründeki çalışmalar referans alınarak hesaplanan yükün kaburga üzerine etki ettiği varsayılmıştır.

2.3 Sonlu elemanlar modelinin oluşturulması

Çalışmada kanat kaburgasının yapısal analizi için bir sonlu elemanlar programı olan ANSYS Workbench paket programı kullanılmıştır. Bu analizler, en sık kullanılan yapısal analiz tekniklerinden biri olan SEY (Sonlu Elemanlar Metodu) yöntemi kullanılarak yapılmıştır. SEY yöntemi, karmaşık yapıların ve sistemlerin mühendislik problemlerini çözmek için kullanılan sayısal bir yaklaşımdır. Bu yöntem, büyük ve karmaşık sistemleri daha küçük ve yönetilebilir parçalara böler ve her bir parçayı matematiksel denklemlerle temsil ederek çözüm sağlar. [19]. Bu modelleme sonucunda, çalışmada incelenen uçak kanat kaburgasının yük altındaki deformasyonlarını, yapı üzerindeki yük dağılımını ve yapının mukavemeti hakkında açıklamalar yapılmıştır.

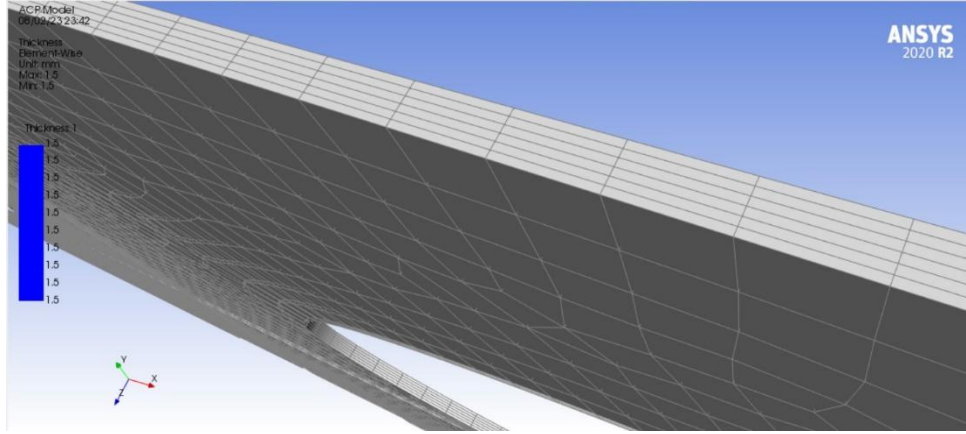
Kompozit malzemelerle oluşturulan yapıların modellenmesi ve analizlerinin yapılması için birçok farklı yöntem bulunmaktadır. Bu yöntemlerden biri olan ve araştırmacıların sıklıkla kullandığı ANSYS APDL “ANSYS Parametric Design Language” (ANSYS parametrik tasarım dili), analiz yazılımının komut tabanlı bir arayüzüdür. ANSYS APDL, programlanabilir olması sebebi ile araştırmacıların çalışmalarında büyük esneklik sağlayarak, karmaşık yapıları modelleme ve analizlerini gerçekleştirme imkanı sunar. Kompozit geometrileri modellerken, tabakaların her bir yöndeki mekanik davranışları üzerinde kullanıcının verdiği özellikleri uygulayabilir. Ayrıca, ANSYS Workbench programı içinde yer alan ACP-Pre “Advanced Composite Preprocessing” (Gelişmiş Kompozit Hazırlık) modülü, kompozit malzemelerin modellenmesi için özel olarak tasarlanmıştır. Bu modül, kompozit yapı analizlerini Workbench içinde gerçekleştirmek için geliştirilmiştir. Modelleri oluştururken, kompozit tabakaların dizilimi, malzeme özellik ataması ve her tabaka için istenilen fiber açı tanımlamalarına olanak tanır. ACP-Pre modülü ile Workbench içerisinde bulunan diğer modüller arasında köprü atanarak statik, dinamik ve akış analizleri çözümlenebilir. Bu çalışma özelinde, ACP-Pre ve yapısal statik analiz modülü arasında köprü atanarak, analizler gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmada, ANSYS ACP-Pre modülü ANSYS APDL programına göre daha uygulanabilir olduğu düşünülmüş ve bu nedenle kaburga modellemelerinde kullanılmıştır.

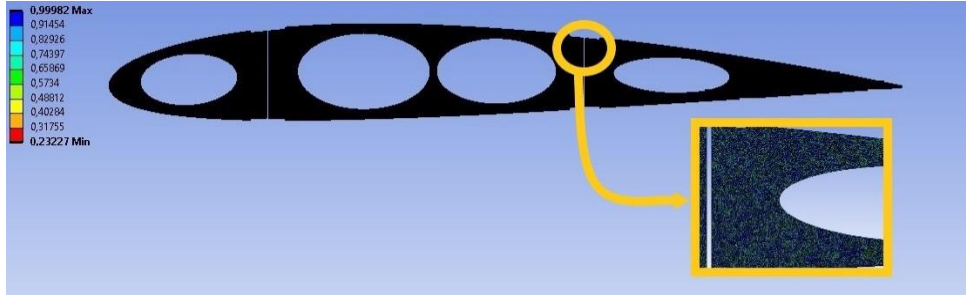
Kaburgaların analiz aşamasında izlenen yol aşağıdaki gibidir;

- **Malzemelerin tanımlanması:** Çalışmada incelenen tüm malzemelerin mekanik özellikleri Tablo 3’de verildiği gibi ANSYS Workbench programına girilmiştir.
- **Kompozit model oluşturma:** Çalışmada, her kompozit kaburga modeli için ACP-Pre modülü ile kompozit tabaka ve her bir tabaka için fiber açısı modellenmiştir. Yapılan modelleme sonucunda Şekil 3’de gösterilen ve altı tabakadan oluşan kompozit kaburga elde edilmiştir. Kaburga modeli, yükün uygulanacağı üst yüzey ile kaburganın alt yüzeyinin birbirinden ayrılabilir için kaburga veter çizgisi boyunca ikiye bölünmüştür. Bu yöntemle, yükün uygulanacağı kaburga yüzeylerinde kontrol arttırılmıştır. Ancak, bu oluşan parçaların birbirinden bağımsız olması nedeniyle istenilen sonuçlara ulaşmak mümkün değildir. Bu nedenle, alt ve üst kaburga parçaları arasında bir bağlantı yapılması gerekmektedir. Bu amaçla, alt ve üst parçaların sanki yekpare gibi davranabilmesi için SpaceClaim programında ‘Share’ işlemi uygulanmıştır. Bu sayede analiz esnasında alt ve üst yapılar tek bir yapı olarak değerlendirilmiştir.
- **Mesh İşleminin yapılma:** ACP-Pre modülünde elde edilen her bir kompozit kaburga geometrileri, yapısal statik analiz modülüne köprü atanarak aktarılmıştır. Analizlerin gerçekleştirilebilmesi için aktarılan kaburga modellerine mesh (ağ yapısı) çalışması uygulanmıştır. Yapılan mesh çalışmasında global size boyutu 1 mm olarak ayarlanmıştır. Bu ayarlar sonucunda Tet10, Hex20 ve Wed15 elemanlardan oluşturulan mesh yapısında toplamda 1522483 adet düğüm noktası ve 828983 adet elementten oluşmuştur. Tasarlanan kaburga yapısının geometrik olarak bölgesel daralmalara sahip olması sebebiyle ve mesh yapısının çalışmanın hassas bir şekilde yürütülmesinde önemli bir parametre olmasından dolayı farklı eleman türleri ile modelin oluşturulmasına ihtiyaç duyulmuştur. Bu sebepten mesh yapısının kontrollü bir şekilde oluşturulması için üç farklı eleman türü kullanılmıştır. Elde edilen mesh yapısının kalitesini gösteren renk dağılımı ve 0-1 arasında sayısal değeri içeren görsel, Şekil 4’de sunulmuştur.

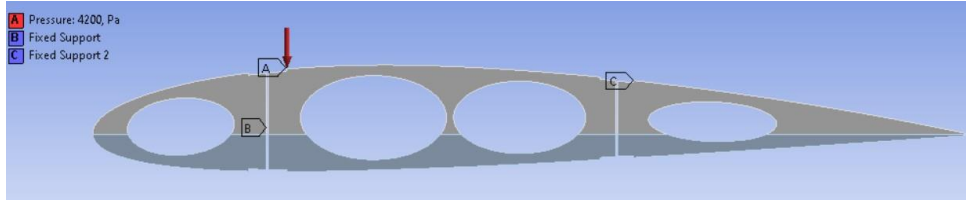
- **Yapısal analiz yapılmaması:** Yapısal analizleri gerçekleştirilen kaburgalar, ön, orta ve arka kısım olmak üzere 3 ana parçadan oluşmaktadır. Kaburganın kirişlere bağlandığı temas yüzeyleri B ve C noktalarında sabitlenerek hareketi sınırlandırılmıştır. Kaburga üst yüzeyine, A noktası ile belirtilen yüzeylere Y yönünde Formül 3'de belirtilen -4200 Pa basınç uygulanmıştır. Bu durum Şekil 5'de gösterilmiştir.



Şekil 3. Kompozit kaburga yapısının ACP-Pre modülünde oluşturulan kompozit modeli



Şekil 4. Kompozit kaburga mesh kalitesi



Şekil 5. Analiz için sınır şartları

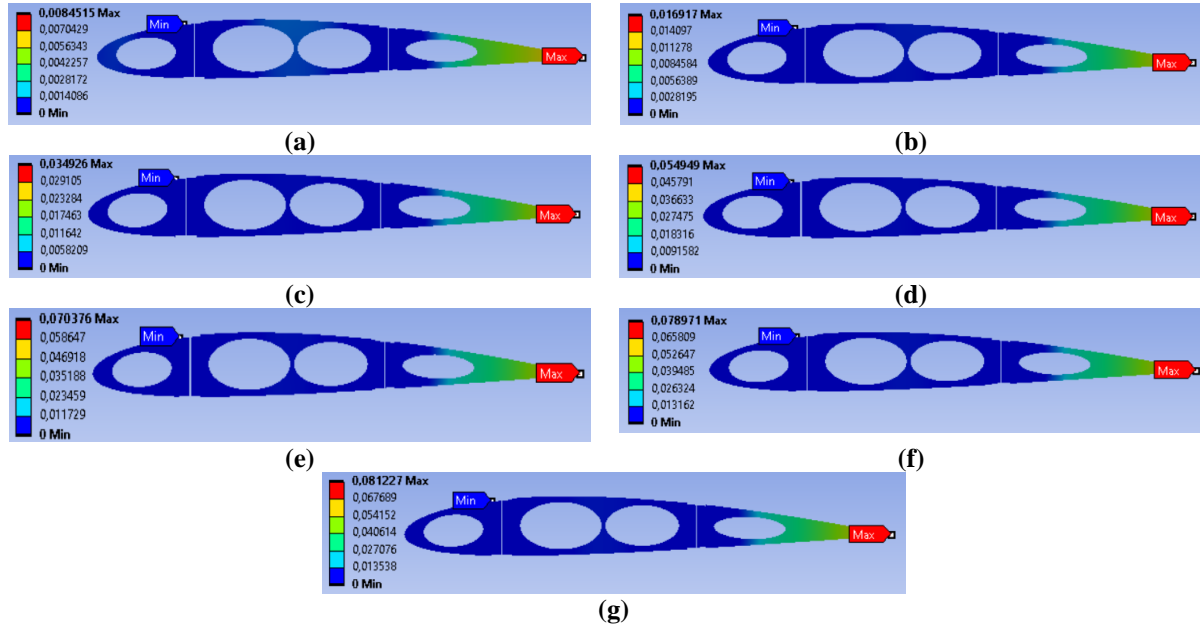
3 BULGULAR VE TARTIŞMALAR

Yapılan analizlerde kaburga geometrisi ve uygulanan yük sabit tutulup, malzeme ve kompozit malzemelerin fiber açıları değiştirilerek, kaburgaların yük altındaki davranışları incelenmiştir. Yapılan analizler sonucunda, incelenen tüm parametreler için von Mises gerilmeleri ve toplam deformasyon değerleri elde edilmiştir.

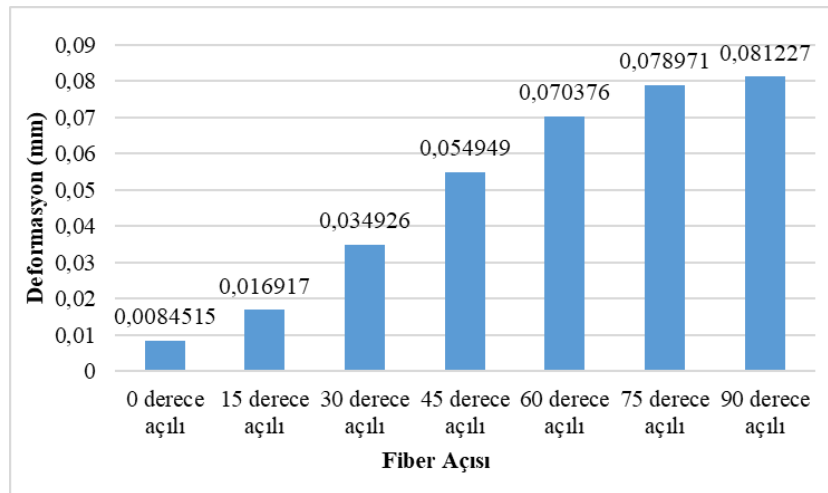
Karbon-Epoksi ile modellenen yapıların yapısal analizleri sonucunda Şekil 7'de verilen deformasyon değerleri elde edilmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde, Karbon-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarındaki en düşük deformasyonun 0° fiber açısında $0,0084515$ mm olduğu gözlemlenmiştir. 0° fiber açısından 15° fiber açısına geçişte deformasyonda artış olup $0,016917$ mm'lik bir değer elde edilmiştir. 15° fiber açısına sahip modelden 30° fiber açısına sahip modele doğru deformasyonlarda artış gerçekleşip $0,034926$ mm'lik bir deformasyon olduğu gözlemlenmiştir. 30° fiber açısından 45° fiber açısına geçişte deformasyon değerinde artış olduğu gözlemlenip $0,054949$ mm deformasyon gerçekleştiği görülmüştür. 45° fiber açısına sahip model ile 60° fiber açısına sahip model arasında deformasyon değerinde artış olup $0,070376$ mm deformasyon gerçekleştiği gözlemlenmiştir. 60° fiber açılı modelden 75° fiber açılı modele doğru deformasyonda bir artış olup $0,078971$ mm deformasyon meydana gelmiştir. Son olarak 75° fiber açılı model ile 90° fiber açılı model arasında önemli bir fark gözlemlenmese de en yüksek deformasyon değeri olan $0,081227$ mm olduğu tespit edilmiştir. Şekil 7'de verilen deformasyon verileri özetlenecek olursa: en düşük deformasyon değerini veren 0° fiber açısında 75°

fiber açısına doğru deformasyonlarda sürekli olarak bir artış gözlemlenmiş, 75° fiber açısı ile 90° fiber açısı arasında önemli bir fark olmamasına karşın en yüksek deformasyon değeri 75° fiber açısında görülmüştür.

Model üzerine uygulanan aerodinamik yük sonucunda kaburga üzerinde meydana gelen deformasyon yoğunlukları incelendiğinde ise Şekil 6'da görüldüğü gibi kaburganın en ince olduğu firar kenarı civarında yoğunlaştığı gözlemlenmiştir. Uygulanan yük sonucunda minimum deformasyon yoğunluğunun ise kaburga yapısının diğer bölgelerine kıyasla daha kalın olan ilk kirişinin civarında oluştuğu tespit edilmiştir.



Şekil 6. Karbon-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının yapısal analiz deformasyon sonuçları; a) 0° derece fiber açılı model, b) 15° derece fiber açılı model, c) 30° derece fiber açılı model, d) 45° derece fiber açılı model, e) 60° derece fiber açılı model, f) 75° derece fiber açılı model, g) 90° derece fiber açılı model

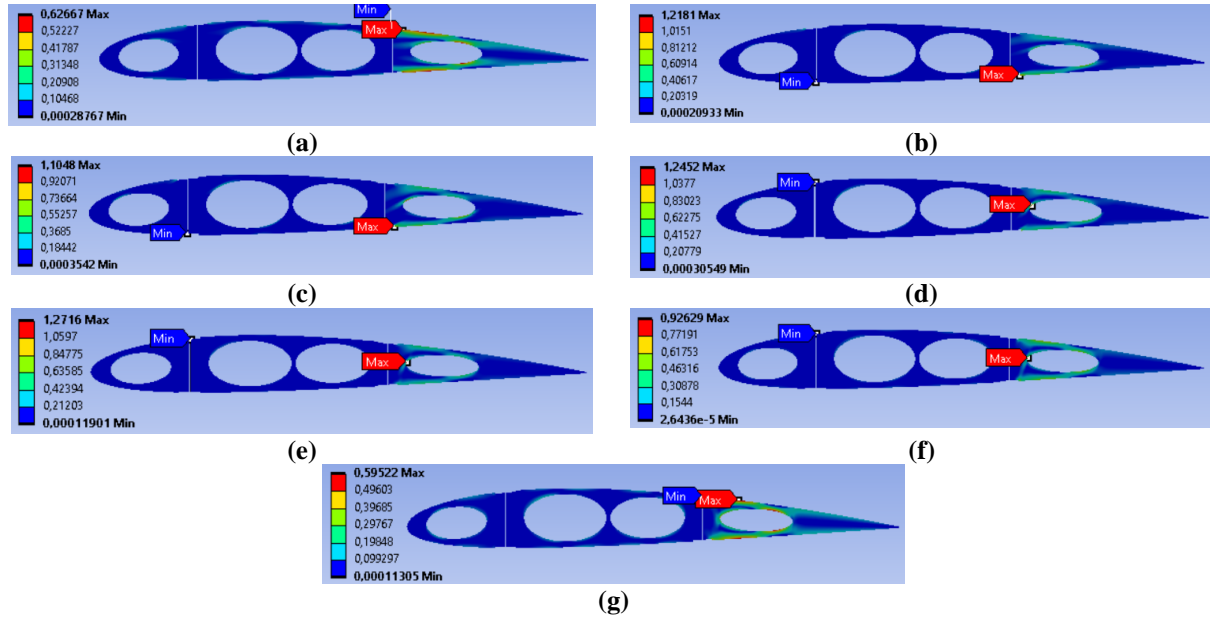


Şekil 7. Karbon-Epoksi ile üretilen kaburga yapılarının fiber açılına göre deformasyon grafiği

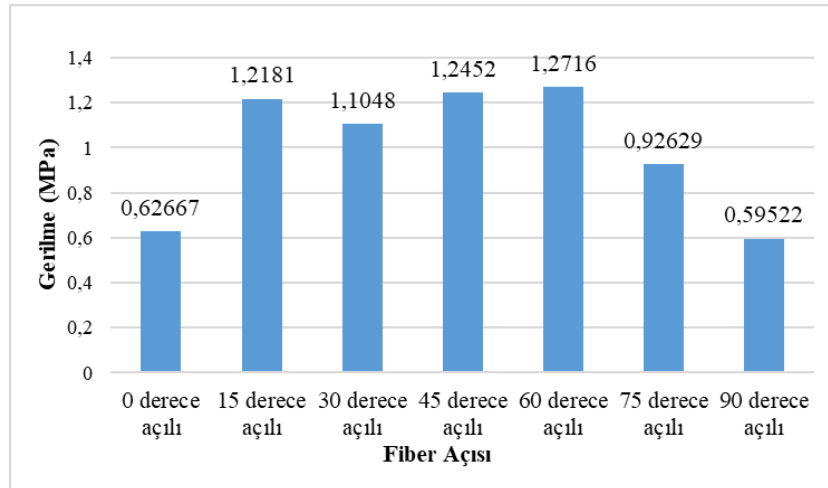
Karbon-Epoksi kullanılarak tasarlanan modellerin yapısal analizleri sonucunda Şekil 9'da verilen gerilme değerleri elde edilmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde, 0° fiber açısında 0,62667 MPa değerine sahip bir gerilme oluşmuştur. 0° fiber açılı modelden 15° fiber açılı modele doğru gerilmede artış olup 1,2181 MPa gerilme değeri elde edilmiştir. 15° fiber açılı modelden 30° fiber açılı modele doğru gerilme değerinde azalma meydana gelmiş ve 1,1048 MPa gerilme değerinin oluştuğu gözlemlenmiştir. 30° fiber açılı modelden 45° fiber açılı modele doğru gerilmelerde artış olup 1,2452 MPa gerilmenin meydana geldiği gözlemlenmiştir. 45° fiber açılı modelden 60° fiber açılı modele doğru gerilmede artış gerçekleşip en yüksek gerilme değeri olan 1,2716 MPa gerilme değeri elde edilmiştir. 60° fiber açılı model ile 75° fiber açılı model arasındaki gerilme değerlerinde azalma olup 0,92629 MPa gerilme değeri elde edilmiştir. Son olarak 90° fiber açılı kaburga modelinde 0,59522 MPa gerilme oluştuğu tespit edilmiş ve bu değer Karbon-Epoksi ile modellenen kaburga

yapılarındaki en düşük gerilme değeridir. Şekil 9’da verilen gerilme değerleri özetlenecek olursa: 0° fiber açısında 60° fiber açısında doğru gerilmeler genellikle artmış ve en yüksek gerilme değeri elde edilmiştir. 60° fiber açılarından 90° fiber açısına doğru ise gerilme değerlerinde sürekli bir azalma olduğu ve en düşük gerilme değerinin 90° fiber açısına sahip kaburga modelinde olduğu gözlemlenmiştir.

Model üzerine uygulanan aerodinamik yük sonucunda kaburga üzerinde meydana gelen gerilme yoğunlukları incelendiğinde ise Şekil 8’de görüldüğü gibi kaburganın 4’üncü elips boşalmasının çevresinde gerilmenin yoğunlaştığı gözlemlenmiştir. Uygulanan yük sonucunda minimum gerilme yoğunluğunun ise kaburga yapısının ilk bölgelelerinde olduğu tespit edilmiştir.



Şekil 8. Karbon-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının yapısal analiz gerilme sonuçları; a) 0° derece fiber açılı model, b) 15° derece fiber açılı model, c) 30° derece fiber açılı model, d) 45° derece fiber açılı model, e) 60° derece fiber açılı model, f) 75° derece fiber açılı model, g) 90° derece fiber açılı model

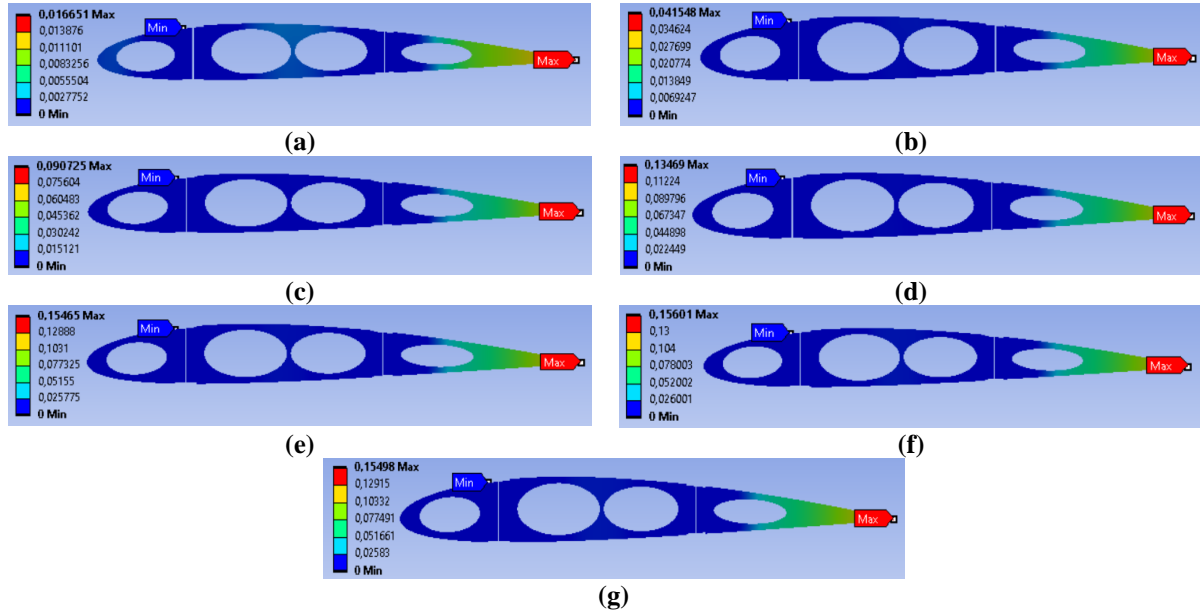


Şekil 9. Karbon-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının fiber açılına göre gerilme grafiği

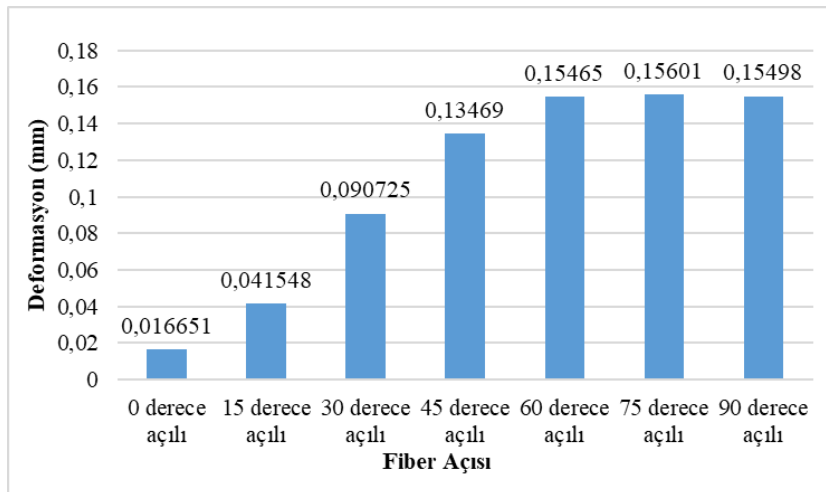
Kevlar-Epoksi kullanılarak tasarlanan kaburga modellerin yapısal analizleri sonucunda Şekil 11’de verilen deformasyon değerleri elde edilmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde Kevlar-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarındaki en düşük deformasyonun 0° fiber açısında 0,016651 mm olarak olduğu gözlemlenmiştir. 0° fiber açılarından 15° fiber açısına geçişte deformasyonlar artış olup 0,041548 mm’lik bir değer elde edilmiştir. 15° fiber açısına sahip modelden 30° fiber açısına sahip modele doğru deformasyonlarda artış gerçekleşip 0,090725 mm’lik bir değer olduğu gözlemlenmiştir. 30° fiber açısına sahip model ile 45° fiber açısına sahip model arasında deformasyon değerinde artış olduğu gözlemlenip 0,13469 mm deformasyon gerçekleştiği görülmüştür. 45° fiber açısına sahip model ile 60° fiber açısına sahip model arasında deformasyon değerinde artış olup

0,15465 mm deformasyon gerçekleştiği gözlemlenmiştir. 60° fiber açılı modelden 75° fiber açılı modele doğru deformasyonda bir artış olup 0,15601 mm deformasyon meydana gelmiş ve bu değer en yüksek deformasyon değeri olmuştur. Son olarak 75° fiber açılı model ile 90° fiber açılı model arasında önemli bir fark gözlemlenirse de deformasyon değerinde düşüş olup 0,15498 mm olduğu tespit edilmiştir. Şekil 11’de verilen deformasyon verileri özetlenecek olursa: en düşük deformasyon değerini veren 0° fiber açısında 75° fiber açısında doğru deformasyonlar sürekli olarak bir artış gözlemlenmiş 75° fiber açısı ile 90° fiber açısı arasında önemli bir fark olmamasına karşın deformasyon değerinde düşüş olduğu gözlemlenmiştir.

Model üzerine uygulanan aerodinamik yük sonucunda kaburga üzerinde meydana gelen deformasyon yoğunlukları incelendiğinde ise Şekil 10’da görüldüğü gibi kaburganın en ince olduğu firar kenarı civarında yoğunlaştığı gözlemlenmiştir. Uygulanan yük sonucunda minimum deformasyon yoğunluğunun ise kaburga yapısının ilk kirişinin civarında olduğu tespit edilmiştir.



Şekil 10. Kevlar-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının yapısal analiz deformasyon sonuçları; a) 0° derece fiber açılı model, b) 15° derece fiber açılı model, c) 30° derece fiber açılı model, d) 45° derece fiber açılı model, e) 60° derece fiber açılı model, f) 75° derece fiber açılı model, g) 90° derece fiber açılı model

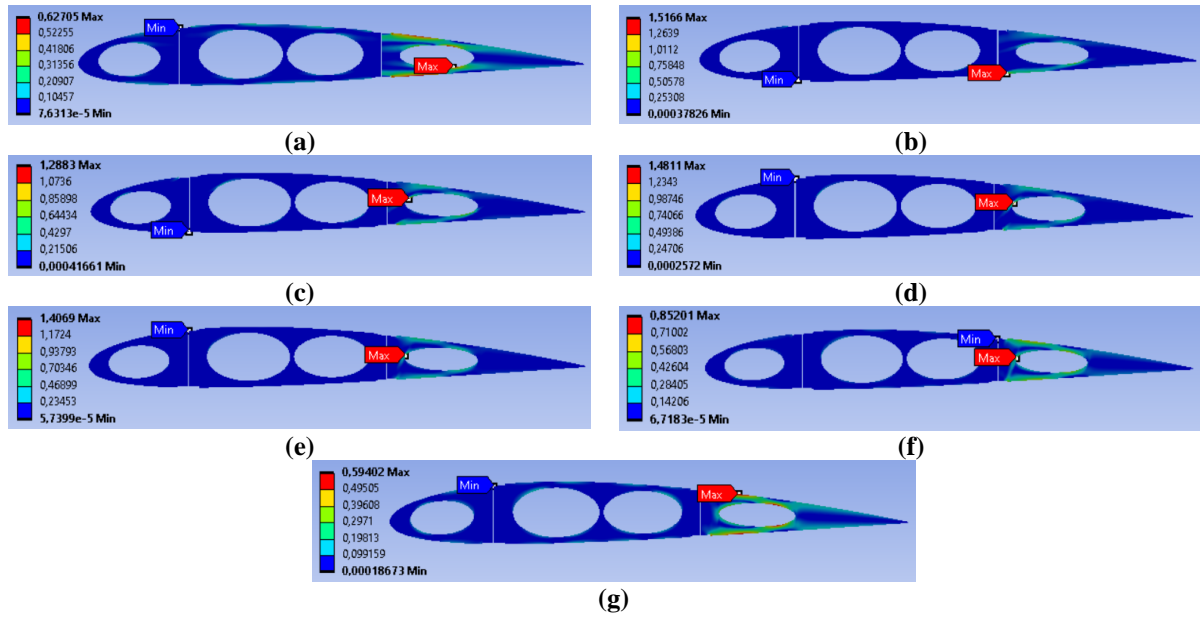


Şekil 11. Kevlar-Epoksi ile üretilen kaburga yapılarının fiber açılına göre deformasyon grafiği

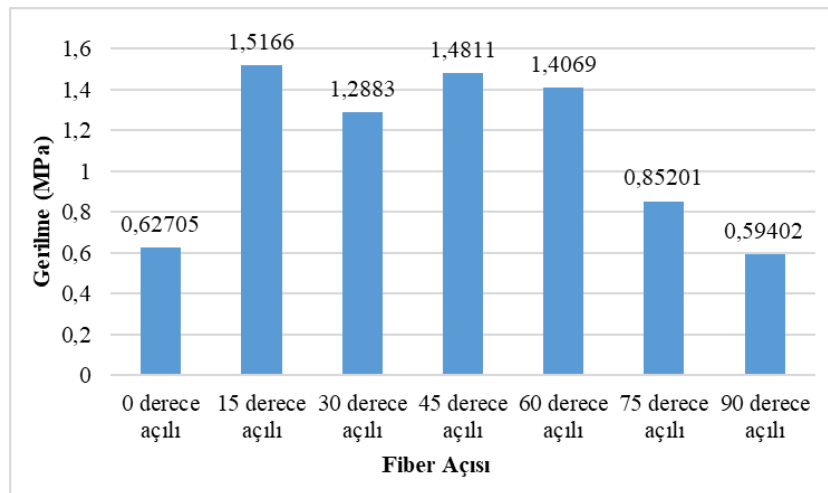
Kevlar-Epoksi kullanılarak tasarlanan modellerin yapısal analizleri sonucunda Şekil 13’de verilen gerilme değerleri elde edilmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde 0° fiber açısında 0,62705 MPa değerine sahip bir gerilme oluşmuştur. 0° fiber açılı modelden 15° fiber açılı modele doğru gerilmelerde artış gerçekleşip en yüksek gerilme değeri olan 1,5166 MPa’lık gerilme değeri elde edilmiştir. 15° fiber açılı modelden 30° fiber açılı modele doğru gerilme değerinde azalma meydana gelmiş ve 1,2883 MPa gerilme değerinin olduğu gözlemlenmiştir. 30° fiber açılı modelden 45° fiber açılı modele doğru gerilmelerde artış olup 1,4811 MPa’lık

bir gerilmenin meydana geldiği gözlemlenmiştir. 45° fiber açılı modelden 60° fiber açılı modele doğru gerilme değerinde azalma olup 1,4069 MPa'lık gerilme değeri elde edilmiştir. 60° fiber açılı model ile 75° fiber açılı model arasındaki gerilme değerlerinde azalma olup 0,85201 MPa gerilme değeri elde edilmiştir. Son olarak 90° fiber açılı kaburga modelinde 0,59402 MPa gerilme olduğu tespit edilmiş ve bu değer Kevlar-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarındaki en düşük gerilme değeridir. Şekil 13'de verilen gerilme değerleri özetlenecek oluşa: 0° fiber açısında 15° fiber açısında doğru gerilme artmış ve en yüksek gerilme değeri elde edilmiş, 15° fiber açısından 90° fiber açısına doğru ise gerilme değerlerinde azalma olduğu ve en düşük gerilme değerinin 90° fiber açısına sahip kaburga modelinde olduğu gözlemlenmiştir.

Model üzerine uygulanan aerodinamik yük sonucunda kaburga üzerinde meydana gelen gerilme yoğunlukları incelendiğinde ise Şekil 12'de görüldüğü gibi kaburganın 4'üncü elips boşaltmasının çevresinde gerilmenin yoğunlaştığı gözlemlenmiştir. Uygulanan yük sonucunda minimum gerilme yoğunluğunun ise kaburga yapısının ilk bölgelerinde olduğu tespit edilmiştir.



Şekil 12. Kevlar-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının yapısal analiz gerilme sonuçları; a) 0° derece fiber açılı model, b) 15° derece fiber açılı model, c) 30° derece fiber açılı model, d) 45° derece fiber açılı model, e) 60° derece fiber açılı model, f) 75° derece fiber açılı model, g) 90° derece fiber açılı model

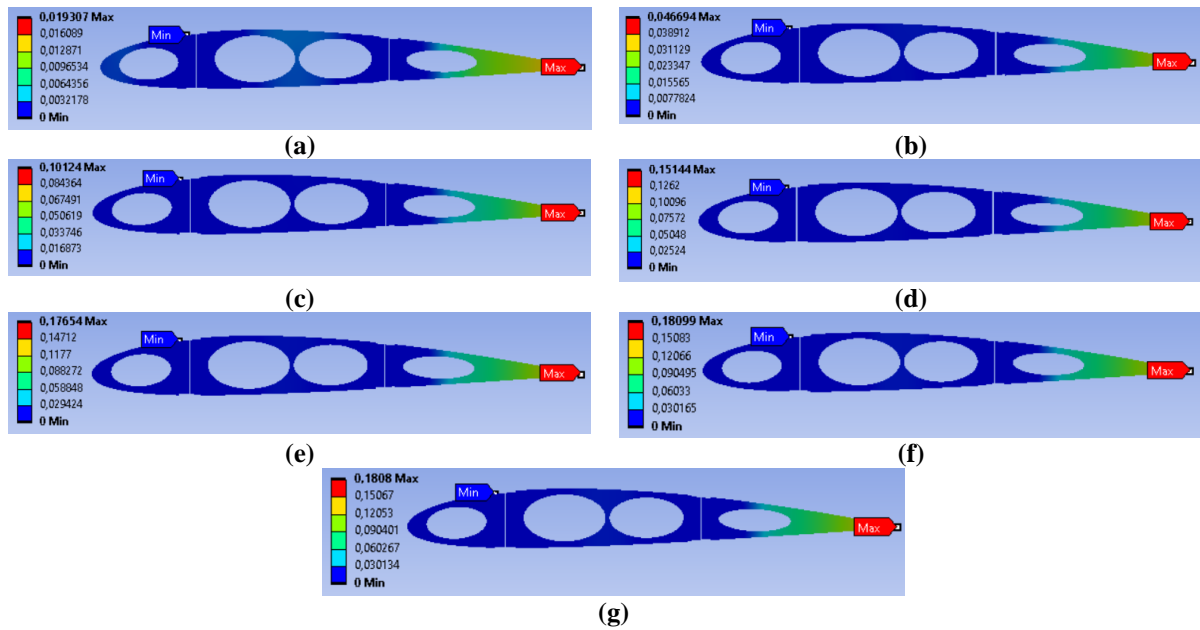


Şekil 13. Kevlar-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının fiber açılına göre gerilme grafiği

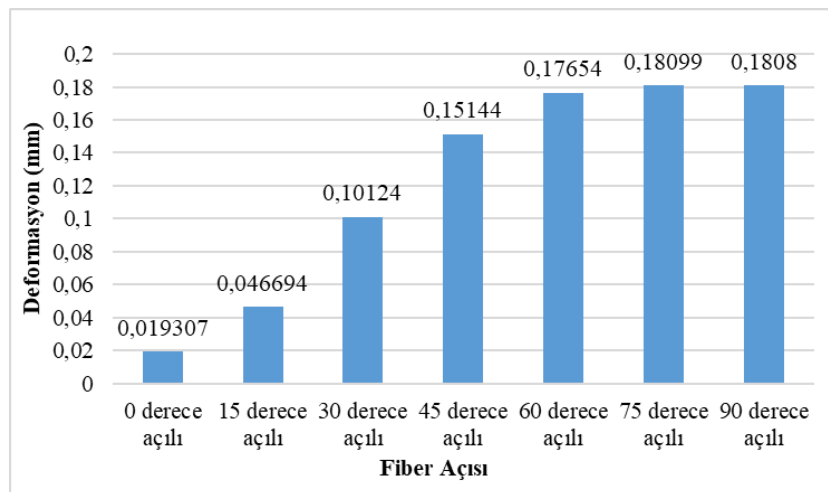
Aramid-Epoksi kullanılarak tasarlanan kaburga modellerin yapısal analizleri sonucunda Şekil 15'de verilen deformasyon değerleri elde edilmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde Aramid-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarındaki en düşük deformasyonun 0° fiber açısında 0,019307 mm olarak olduğu gözlemlenmiştir. 0° fiber açısından 15° fiber açısına geçişte deformasyonlar artış olup 0,046694 mm'lik bir değer elde edilmiştir. 15° fiber

açısına sahip modelden 30° fiber açısına sahip modele doğru deformasyonlarda artış gerçekleşip $0,10124$ mm'lik bir değer oluştuğu gözlemlenmiştir. 30° fiber açısına sahip model ile 45° fiber açısına sahip model arasında deformasyon değerinde artış olduğu gözlemlenip $0,14144$ mm deformasyon gerçekleştiği görülmüştür. 45° fiber açısına sahip model ile 60° fiber açısına sahip model arasında deformasyon değerinde artış olup $0,17654$ mm deformasyon gerçekleştiği gözlemlenmiştir. 60° fiber açılı modelden 75° fiber açılı modele doğru deformasyonda bir artış olup, en yüksek deformasyon değeri olan $0,18099$ mm deformasyon meydana gelmiştir. Son olarak 75° fiber açılı model ile 90° fiber açılı model arasında önemli bir fark gözlemlenmese de deformasyon değerinde düşme olduğu gözlemlenip $0,1808$ mm oluştuğu tespit edilmiştir. Şekil 15'de verilen deformasyon verileri özetlenecek olursa: en düşük deformasyon değerini veren 0° fiber açısında 75° fiber açısında doğru deformasyonlar sürekli olarak bir artış gözlemlenmiş, 75° fiber açısı ile 90° fiber açısı arasında önemli bir fark olmamasına karşın en yüksek deformasyon değeri 75° fiber açısında görülmüştür.

Model üzerine uygulanan aerodinamik yük sonucunda kaburga üzerinde meydana gelen deformasyon yoğunlukları incelendiğinde ise Şekil 14'de görüldüğü gibi kaburganın en ince olduğu firar kenarı civarında yoğunlaştığı gözlemlenmiştir. Uygulanan yük sonucunda minimum deformasyon yoğunluğunun ise kaburga yapısının ilk kirişinin civarında oluştuğu tespit edilmiştir.



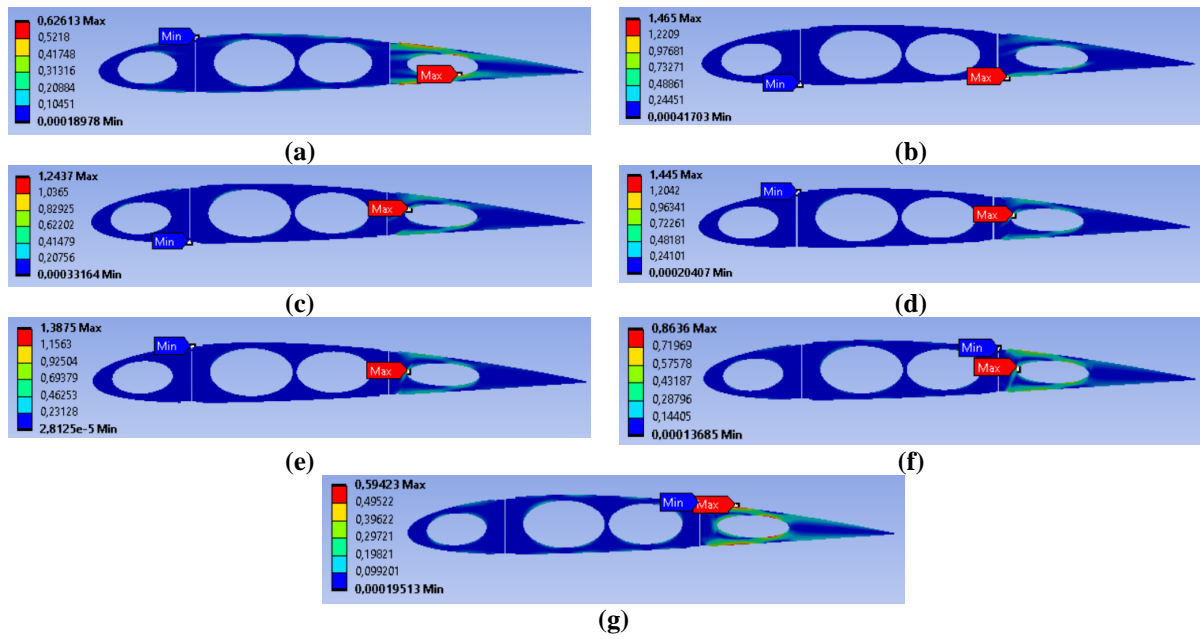
Şekil 14. Aramid-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının yapısal analiz deformasyon sonuçları; a) 0° derece fiber açılı model, b) 15° derece fiber açılı model, c) 30° derece fiber açılı model, d) 45° derece fiber açılı model, e) 60° derece fiber açılı model, f) 75° derece fiber açılı model, g) 90° derece fiber açılı model



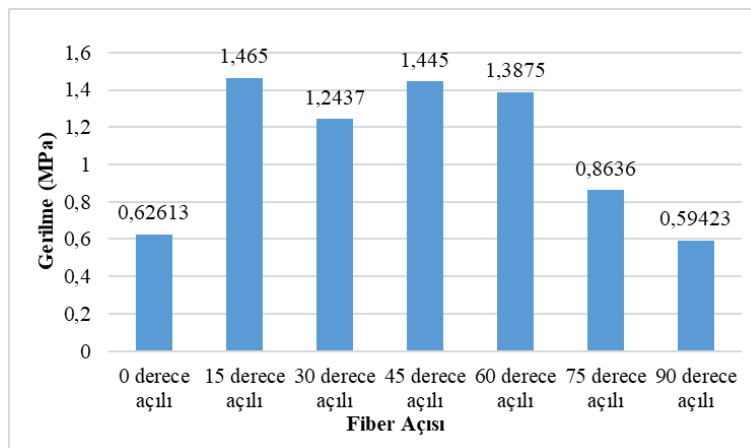
Şekil 15. Aramid-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının fiber açılına göre deformasyon grafiği

Aramid-Epoksi kullanılarak tasarlanan modellerin yapısal analizleri sonucunda Şekil 17’de verilen gerilme değerleri elde edilmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde 0° fiber açısında $0,62613$ MPa değerine sahip bir gerilme oluşmuştur. 0° fiber açılı modelden 15° fiber açılı modele doğru gerilmelerde artış gerçekleşip en yüksek gerilme değeri olan $1,465$ MPa’lık gerilme değeri elde edilmiştir. 15° fiber açılı modelden 30° fiber açılı modele doğru gerilme değerinde azalma meydana gelmiş ve $1,2437$ MPa gerilme değerinin oluştuğu gözlemlenmiştir. 30° fiber açılı modelden 45° fiber açılı modele doğru gerilmelerde artış olup $1,445$ MPa’lık bir gerilmenin meydana geldiği gözlemlenmiştir. 45° fiber açılı modelden 60° fiber açılı modele doğru gerilme değerinde azalma olup $1,3875$ MPa’lık gerilme değeri elde edilmiştir. 60° fiber açılı model ile 75° fiber açılı model arasındaki gerilme değerlerinde azalma olup $0,8636$ MPa gerilme değeri elde edilmiştir. Son olarak 90° fiber açılı kaburga modelinde $0,59423$ MPa gerilme oluştuğu tespit edilmiş ve bu değer Aramid-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarındaki en düşük gerilme değeridir. Şekil 17’de verilen gerilme değerleri özetlenecek olursa: 0° fiber açısında 15° fiber açısında doğru gerilme artmış ve en yüksek gerilme değeri elde edilmiş, 15° fiber açılarından 90° fiber açısına doğru ise gerilme değerlerinde azalma olduğu ve en düşük gerilme değerinin 90° fiber açısına sahip kaburga modelinde oluştuğu gözlemlenmiştir.

Model üzerine uygulanan aerodinamik yük sonucunda kaburga üzerinde meydana gelen gerilme yoğunlukları incelendiğinde ise Şekil 16’da görüldüğü gibi kaburganın 4’üncü elips boşaltmasının çevresinde gerilmenin yoğunlaştığı gözlemlenmiştir. Uygulanan yük sonucunda minimum gerilme yoğunluğunun ise kaburga yapısının ilk bölgelerinde oluştuğu tespit edilmiştir.



Şekil 16. Aramid-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının yapısal analiz gerilme sonuçları; a) 0° derece fiber açılı model, b) 15° derece fiber açılı model, c) 30° derece fiber açılı model, d) 45° derece fiber açılı model, e) 60° derece fiber açılı model, f) 75° derece fiber açılı model, g) 90° derece fiber açılı model

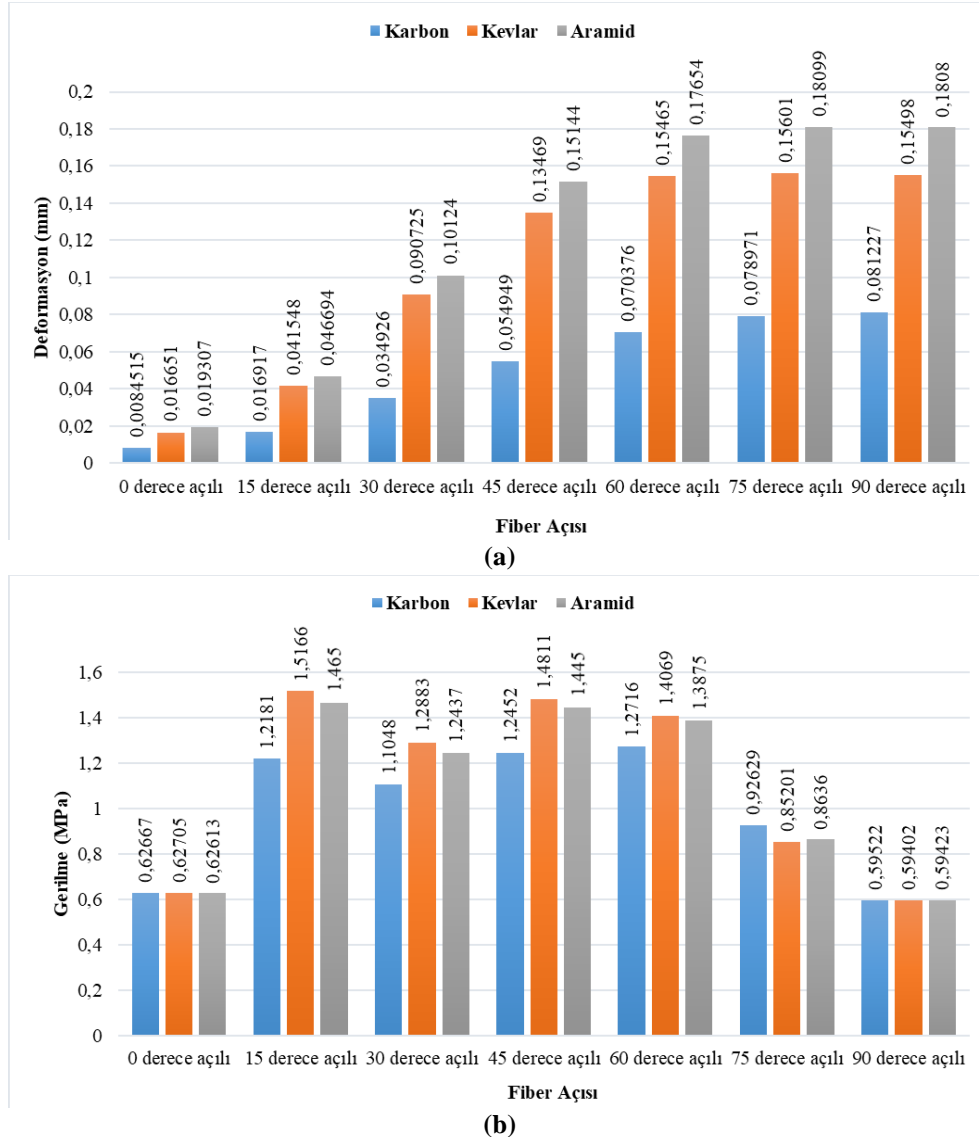


Şekil 17. Aramid-Epoksi ile modellenen kaburga yapılarının fiber açılına göre gerilme grafiği

Hesaplamalar sonucunda, kaburganın maruz kaldığı sabit yük altında tüm oryantasyon açıları incelendiğinde kompozitler genel olarak 0° 'lik fiber açısında dayanım değerleri yüksektir. Çünkü kompozit malzemede fiber yönünde yapılan yüklemeler sonucunda 0° 'lik fiber dizimlerde delaminasyon oranı düşüktür. Bu sebeple, deformasyon oranları da düşük değerlerde olmaktadır. Fiber dizim açısı arttığında yük taşıma kapasitesi fiberden matrix malzemesi üzerine doğru arttığı için deformasyon oranı artmaktadır. Karbon-Epoksi malzeme yönelim açısı arttıkça deformasyon oranı arttığı gözlemlenmiştir. En yüksek deformasyon değeri 90° 'lik açıda meydana gelmiştir. Kevlar-Epoksi ve Aramid-Epoksi malzemelerde açı etkisi 75° ve 90° 'lik oryantasyon açılarında sırasıyla %0,6 ve %0,1'lik çok düşük oranlarda deformasyon değerlerinde farklılık olduğu gözlemlenmiştir. Bunun sebebi olarak Tablo 3'de verilen mekanik özellikler incelendiğinde Karbon-Epoksi malzemenin mukavemet değerlerinin yüksek olması sebebiyle oryantasyon açılarının mekanik davranışlarda sürekli bir artışa neden olduğu, diğer taraftan Kevlar-Epoksi ve Aramid-Epoksi malzemelerin mukavemet değerlerinin Karbon-Epoksiye nazaran daha düşük olması sebebiyle 75° ve 90° 'lik oryantasyon açılarında deformasyon oranlarının sabit yük altındaki yük taşıma kapasitelerinden dolayı yakınlık gösterdiği gözlemlenmiştir.

3.1 Deformasyon ve gerilmelerin karşılaştırılması

Yapılan analizler sonucunda elde edilen tüm deformasyon ve gerilme değerleri Şekil 18'de verilmiştir. Bu şekillerdeki X eksenini kompozit malzemelerin fiber açıları gösterirken Y eksenini deformasyon/gerilme değerlerini göstermektedir. Bununla birlikte Karbon-Epoksi mavi renk, Kevlar-Epoksi turuncu renk ve son olarak Aramid-Epoksi ise gri renk ile temsil edilmiştir.



Şekil 18. Modellenen kanat kaburgalarının deformasyon değerleri (a) ve gerilme değerleri (b)

Yukarıda verilen Şekil 18a'daki deformasyon değerlerine bakıldığında, kaburga modellemelerinde incelenen malzeme fark etmeksizin tüm kaburga modellerindeki en düşük deformasyonlar 0°'lik fiber açısında gerçekleşmiştir. En yüksek deformasyonlar, Karbon-Epoksi için 90° fiber açısında, Kevlar-Epoksi ve Aramid-Epoksi için ise 75°'lik fiber açısında gerçekleşmiştir. Bu bulgulara ek olarak Şekil 18a'da verilen deformasyon değerlerinin eğimi incelendiğinde, analizleri gerçekleştirilen tüm malzemelerin fiber oryantasyonlarında fiber açısı 0°'den 75°'ye doğru deformasyonlarda sürekli bir artışla birlikte 75° fiber açısı ile 90° fiber açısı arasındaki deformasyon değerinde kayda değer bir değişim gözlemlenmemiştir. Bununla birlikte modellenen kaburgaların Şekil 18b'de verilen gerilme değerlerine bakıldığında ise oluşan en düşük gerilmeler 90° fiber açısında meydana gelirken, en yüksek gerilme değerleri ise Karbon-Epoksi için 60° fiber açısında, Kevlar-Epoksi ve Aramid-Epoksi için ise 15° fiber açısında gerçekleşmiştir. Şekil 18b'de verilen deformasyon değerlerinin eğimi incelendiğinde, 0° fiber açısı ile 15° fiber açısı arasında gerilmelerde artış olurken, 15° fiber açısı ile 30° fiber açısı gerilme değerlerinde düşüş olduğu gözlemlenmiştir. Devam edildiğinde, 30° fiber açısı ile 45° fiber açısı arasında gerilmelerde artış, 45° fiber açısı ile 90° fiber açısı arasında gerilmelerde düşüş meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Yapılan kaburga modelinin analizleri sonucunda çalışmada incelenen her bir malzeme için en düşük ve en yüksek deformasyon ve gerilme değerleri Tablo 5 ve Tablo 6'de gösterilmiştir.

Y yönünde uygulanan kuvvetin etkisiyle oluşan deformasyon değerleri, yapılan yapısal analizlerde kullanılan malzemeye bağlı olarak farklılık gösterdiği görülmüştür. Kaburga modelleri üzerinde gözlemlenen deformasyonların en yüksek değerinden en düşük değerine doğru bakıldığında, 75° fiber açılı Aramid-Epoksi'nin 0,18099 mm, 75° fiber açılı Kevlar-Epoksi'nin 0,15601 mm, 90° fiber açılı Karbon-Epoksi'nin 0,079014 mm, 0° fiber açılı Aramid-Epoksi'nin 0,019188 mm, 0° fiber açılı Kevlar-Epoksi'nin 0,016554 mm ve 0° fiber açılı Karbon-Epoksi'nin 0,0083876 mm'lik deformasyonların gerçekleştiği gözlemlenmiştir.

Y yönünde uygulanan kuvvetin etkisiyle oluşan gerilme değerleri, yapılan yapısal analizlerde kullanılan malzemeye bağlı olarak farklılık gösterdiği görülmüştür. Kaburga modelleri üzerinde gözlemlenen gerilme değerlerinde en yüksek değerden en düşük değere doğru bakıldığında, 15° fiber açılı Kevlar-Epoksi'nin 1,5166 MPa, 15° fiber açılı Aramid-Epoksi'nin 1,465 MPa, 60° fiber açılı Karbon-Epoksi'nin 1,2716 MPa, 90° fiber açılı Karbon-Epoksi'nin 0,59522 MPa, 90° fiber açılı Aramid-Epoksi'nin 0,59423 MPa ve 90° fiber açılı Kevlar-Epoksi'nin 0,59402 MPa'lık gerilmeler oluştuğu gözlemlenmiştir.

Tablo 5. İncelenen kompozit malzemelerin en düşük ve en yüksek toplam deformasyon değerleri

	Malzeme	Oryantasyon Açısı	Toplam Deformasyon
Minimum Deformasyon	Karbon-Epoksi	0°	0,0084515 mm
Maksimum Deformasyon	Karbon-Epoksi	90°	0,081227 mm
Minimum Deformasyon	Kevlar-Epoksi	0°	0,016651 mm
Maksimum Deformasyon	Kevlar-Epoksi	75°	0,15601 mm
Minimum Deformasyon	Aramid-Epoksi	0°	0,019307 mm
Maksimum Deformasyon	Aramid-Epoksi	75°	0,18099 mm

Tablo 6. İncelenen kompozit malzemelerin en düşük ve en yüksek gerilme değerleri

	Malzeme	Oryantasyon Açısı	Gerilme Değeri
Minimum Gerilme	Karbon-Epoksi	90°	0,59522 MPa
Maksimum Gerilme	Karbon-Epoksi	60°	1,2716 MPa
Minimum Gerilme	Kevlar-Epoksi	90°	0,59402 MPa
Maksimum Gerilme	Kevlar-Epoksi	15°	1,5166 MPa
Minimum Gerilme	Aramid-Epoksi	90°	0,59423 MPa
Maksimum Gerilme	Aramid-Epoksi	15°	1,465 MPa

4 SONUÇ

Eliptik boşluklarla tasarlanmış kompozit uçak kanatlarının yapısal analizi parametre olarak toplamda farklı fiber oryantasyon açılarına sahip tabakalı kompozit plakalardan oluşan 21 adet uçak kanat kaburga modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan kaburga modellerinin üzerine Y yönünde -4200 Pa yük uygulanmış ve yapı boyunca oluşan gerilme ve deformasyon değerleri incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar:

- Modellenen kaburgalar arasında en düşük gerilme 0,59402 MPa ile 90°'lik fiber açısına sahip Kevlar-Epoksi ile modellenen kaburgada oluşmuştur. Bununla birlikte analizleri yapılan modellerdeki en

yüksek gerilme değerleri Karon-Epoksi için 60° fiber açısında 1,2716 MPa, Kevlar-Epoksi için 15° fiber açısında 1,5166 MPa ve Aramid-Epoksi için 15° fiber açısında 1,465 MPa oluşmuştur.

- Tüm modellerdeki gerilme değerlerinin kaburga profilinin incelendiği bölge olan 4. elips boşaltmanın çevresine yoğunlaştığı gözlemlenmiştir.
- Model üzerindeki gerilme yoğunluk değerlerinin farklılık göstermesi, kaburganın bölgesel geometrik yapısına göre değişiklik gösterdiği sonucuna varılmıştır.
- Analizleri yapılan modellerde en düşük deformasyon değerleri tüm modellerde 0° fiber açısına sahip kaburga yapılarında gözlemlenmiştir. Uygulanan kuvvet ile birlikte en yüksek deformasyonlar ise Karbon-Epoksi için 90° fiber açısında 0,081227 mm iken Kevlar-Epoksi ve Aramid-Epoksi için 75° fiber açısında sırasıyla 0,15601 mm ve 0,18099 mm'dir.
- Tüm modellerde en yüksek deformasyonların kanadın firar kenarında yoğunlaştığı gözlemlenmiştir.
- Fiber yönü ile uygulanan kuvvetin yönü aynı olduğu durumlarda deformasyonların ve gerilmelerin düşük değerlere sahip olduğu gözlemlenmiştir.
- Analizleri gerçekleştirilen kaburga yapılarında Şekil 18'de görülebileceği gibi aynı fiber açısında benzer mekanik davranışlar sergilemişlerdir.
- Kaburga boyunca kalındığının arttığı hücum kenarı etrafında deformasyon ve gerilme değerlerinin düştüğü gözlemlenmiştir.

Yazar Katkıları

Tümay Battal AKDOĞAN: Metodoloji, Yazılım, Doğrulama, Araştırma, Materyaller / Kaynaklar, Yazım - Özgün Taslak, Yazım - Değerlendirme & Düzenleme, Görselleştirme

İsmail Yasin SÜLÜ: Metodoloji, Yazılım, Doğrulama, Araştırma, Materyaller / Kaynaklar, Yazım - Özgün Taslak, Yazım - Değerlendirme & Düzenleme, Görselleştirme

Yazarlar makalenin son halini okuyup onaylamışlardır.

Çıkar Çatışması Beyanı

Yazarlar herhangi bir çıkar çatışması olmadığını beyan eder.

Kaynakça

- [1] K. Veeranjaneyulu, and S. Hussain. "Wing Rib Stress Analysis of DLR-F6 Aircraft," *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, vol. 455. No. 1. IOP Publishing.
- [2] D. S. Cairns, and L. A. Wood, "Composite Materials for Aircraft Structures, " *Ind. Eng.s*, 2009.
- [3] P. V. Kumar, I. R. Raj, M. S. Reddy, and N. S. Prasad, "Design and Finite Element Analysis of Aircraft Wing Using Ribs and Spars," *Turkish Journal of Computer and Mathematics Education*, vol. 12, pp. 3224-3230, Aug. 2021.
- [4] P. M. C. Carneiro, and G. Pedro, "Structural analysis of wing ribs obtained by additive manufacturing," *Rapid Prototyping Journal*, vol. 25, pp. 708-720, Feb. 2019
- [5] J. Polagangu, *et al.*, "Finite Element Analysis of İnter Spar Ribs of Composite Wing of Light Transport Aircraft Against Brazier Load," in *2009 National Conference on Scientific Achievements of SC and ST Scientists and Technologists*, 2009, Vol. 17, pp. 57-68.
- [6] M. Yu-shan, *et al.*, "Structural design and analysis of a composite wing with high aspect ratio," *J. Zhejiang Univ.* Vol. 20, pp. 781-793, Oct. 2019.
- [7] A. Rinku, *et al.*, "Topology and size optimization of modular ribs in aircraft wings," in *2015 Proceedings of the 11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2015, pp. 7-12.
- [8] S. Bairavi, and S. Balaji, "Design and Stress Analysis of Aircraft Wing Rib with Various Cut Outs," *Indian Journal of Applied Research*, vol. 6, pp. 511-514, Apr. 2016.
- [9] S. Rahul, and G. Garg, "Design and Analysis of Wing Rib of Aircraft Review," in *2014 International Journal of innovative Research in Science and Engineering Technology*, 2014, vol. 3, pp. 17999-18005.
- [10] C. Kandemir, "Weight optimization of an aircraft wing composite rib using finite element method," Haccettepe Üniversitesi, 2020.
- [11] Air Force, [Online]. Erişim: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104469/mq-1b-predator/>. Erişildi: [04.07.2023]

- [12] Airfoil Tools, [Online]. Erişim: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il->. Erişildi: [10.07.2023]
- [13] Nedelcu, *et al.* "Composites materials for aviation industry," in *2012 International Conference of Scientific Papers "Scientific Research and Education in The Air Force" AFASES*. 2012, vol. 24, pp. 435-439.
- [14] B. Wang, J. Xiong, X. Wang, L. Ma, G. Q. Zhang, L. Z. Wu, and J. C. Feng, "Energy absorption efficiency of carbon fiber reinforced polymer laminates under high velocity impact," *Materials & Design*, vol. 50, pp. 140-148, Sep. 2013.
- [15] L. Yang, Y. Yan, and N. Kuang, "Experimental and numerical investigation of aramid fibre reinforced laminates subjected to low velocity impact," *Polymer Testing*, vol. 32, pp. 1163-1173, Oct. 2013.
- [16] J. Wang, J. Olortegui-Yume, and N. Muller, "Stress and vibration analysis for woven Composite axialimpeller," *In Power Conference*, vol. 49354, pp. 443-449, Jan. 2010.
- [17] S. R. Konayapalli, and Y. Sujatha, "Design and analysis of aircraftwing," *IJMETMR*, vol. 2, pp. 1480-1487, Sep. 2015.
- [18] T. V. Kumar, A. W. Basha, M. Pavithra, and V. Srilekha, "Static & dynamic analysis of a typical aircraft wing structure using Msc Nastran," *Int. J. Res. Aeronaut. Mech. Eng*, vol. 3, pp. 1-12, Aug. 2015.
- [19] K. J. Bathe, "Finite element method," *Wiley encyclopedia of computer science and engineering*, pp. 1-12, June 2007.