

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KOMPOZİT MALZEMEDEN İMAL EDİLMİŞ BİR TAKVİYE
ELEMANININ EĞİLME VE BURULMA YÜKÜ ALTINDA
DENEYSEL VE SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. Aygöl IŞIK**

Anabilim Dalı : UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ

Programı : UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ

HAZİRAN 2008

**KOMPOZİT MALZEMEDEN İMAL EDİLMİŞ BİR TAKVİYE
ELEMANININ EĞİLME VE BURULMA YÜKÜ ALTINDA
DENEYSEL VE SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. Aygöl IŞIK
511041033

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 05 Mayıs 2008
Tezin Savunulduğu Tarih : 10 Haziran 2008

Tez Danışmanı : Doç.Dr. Halit Süleyman TÜRKMEN
Diğer Jüri Üyeleri : Prof.Dr. Metin Orhan KAYA (İ.T.Ü.)
Doç.Dr. Haydar LİVATYALI (İ.T.Ü.)

HAZİRAN 2008

ÖNSÖZ

Kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinin, kullanım alanlarının ve akış masasında üretilmiş bir takviye elemanının testleri yapılarak sonuçlarının incelendiği bu çalışmada bana destek olan ve yol gösteren, çalışmanın tamamlanmasını sağlayan danışman hocam Doç. Dr. Halit Süleyman Türkmen'e teşekkürlerimi borç bilirim.

Çalışmam boyunca yardımlarını esirgemeyen dostlarım Uçak Mühendisi Serhat Yılmaz'a, Uzay Mühendisi Ali Gündoğdu'ya, Metalurji ve Malzeme Mühendisi Alper Aydınel'e ve manevi desteklerini eksik etmeyen tüm arkadaşlarıma bu süre içerisindeki yardımları için teşekkür ederim.

Bu çalışma, sadece bu tez aşamasında değil, senelerdir her konuda yanımda olan, hiçbir zaman destek ve sevgisini esirgemeyen sevgili aileme adanmıştır.

HAZİRAN 2008

AYGÜL IŞIK

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
TABLO LİSTESİ	v
ŞEKİL LİSTESİ	vi
ÖZET	viii
SUMMARY	ix
1. GİRİŞ	1
1.1. Önceki Çalışmalar	1
1.2. Çalışmanın amacı ve Kapsamı	4
2. KOMPOZİT MALZEMELER VE UYGULAMALARI	6
2.1. Kompozit Malzemeler	6
2.2. Kompozit Malzeme Bileşenleri	7
2.2.1. Matris Malzemeler (Reçine)	7
2.2.2. Takviye Elemanları (Elyaf lar)	9
2.2.2.1. Cam Elyaf	9
2.2.2.2. Karbon Elyaf	9
2.2.2.3. Aramid Elyaf	10
2.3. Kompozit Malzemelerin Tercih Edilme Sebepleri	12
2.4. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları	15
2.4.1. Havacılık/Uzay/Savunma Sanayi	15
2.4.2. Ev Aletleri ve İş Ekipmanları (İmalat Sanayi)	15
2.4.3. Tarım/ Gıda Sektörü	16
2.4.4. Yapı Sektörü	16
2.4.5. Denizcilik	17
2.4.6. Elektrik/ Elektronik Sektörü	17
2.4.7. Tüketim Malları/ Spor/ Eğ lence	18
2.4.8. Askeri Uygulamalar	19
2.4.9. Korozyona Dayanımlı Ürünler	19
2.4.10. Taşımacılık ve Otomotiv	19
2.5. Kompozit Malzemelerin Havacılık Sektöründeki Uygulamaları	20
3. KOMPOZİT İMALAT YÖNTEMLERİ	24
3.1. Açık Kalıplama Teknikleri	24
3.1.1. El Yatırması Yöntemi	24
3.1.2. Püskürtme Yöntemi	26
3.1.3. Elyaf Sarma (Filamen sarım metodu/ Fiber yerleştirme)	28
3.2. Kapalı Kalıplama Teknikleri	32
3.2.1. Pultruzyon (Profil Çekme) Yöntemi	32
3.2.2. Reçine Transfer Metodu (RTM)	37
3.2.3. Yapısal Reaksiyon Enjeksiyon Kalıplama Prosesi (SRIM)	39
3.2.4. Baskı Kalıplama Metodu	40
3.2.4.1. SMC Üretimi	41
3.2.4.1. BMC Hazır Kalıplama Bileşeni	42

3.2.5. Enjeksiyon Kalıplama	42
3.2.6. Savurma Döküm (Santrifüj) Kalıplama	44
3.2.7. Vakum Torbası/ Otoklav Prosesi	45
4. TAKVİYE ELEMANININ SONLU ELEMAN MODELİ VE ANALİZİ	47
4.1. Eğilme Analizi	48
4.1.1. Analiz Basamakları	48
4.1.2. [0]s Parçamızın 3.355N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi	53
4.1.3. [0]s Parçamızın 13.1454N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi	54
4.1.4. [0]s Parçamızın 22.975N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi	55
4.1.5. [0]s Parçamızın 32.785N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi	56
4.1.6. [0]s Parçamızın 53.405N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi	57
4.2. Eğilmeli Burulma Analizi	58
4.2.1. [0]s Parçamızın 3.355N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi	59
4.2.2. [0]s Parçamızın 6.71N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi	60
4.2.3. [0]s Parçamızın 8.46N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi	61
4.2.4. [0]s Parçamızın 10.261N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi	62
4.2.5. [0]s Parçamızın 11.095N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi	63
5. KOMPOZİT TAKVİYE ELEMANININ ÜRETİMİ	65
6. ÜRETİLEN “TAKVİYE ELEMANI”NIN EĞİLME VE EĞİLMELİ BURULMA DENEYİ	68
6.1. Deney Basamakları	68
6.2. Deneyde Kullanılan Elemanlar	70
6.2.1. DC- 92D Dinamik Birim Uzama Ölçer	70
6.2.2. TC- 31K Dijital Birim Uzama Ölçer	72
6.2.3. Deneyde Kullanılan "Straingauge"ler	72
7. DENEYSEL VE SAYISAL SONUÇLAR	74
KAYNAKLAR	77
EKLER	80
ÖZGEÇMİŞ	92

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 2.1: Matris Malzemelerin Özellikleri ve Karşılaştırılması.....	8
Tablo 2.2 Elyaf Özellikleri ve Karşılaştırılması.....	11
Tablo 2.3: Örgü Tipleri ve Özelliklerinin Karşılaştırılması.....	12
Tablo 4.1: Analizde Kullanılan Malzemelerin Özellikleri.....	50
Tablo 6.1: Eğilmede Uygulanan Kuvvetler ve Birim Uzunluklar.....	69
Tablo 6.2: Burulmada Uygulanan Kuvvetler ve Birim Uzunluklar.....	69
Tablo 7.1: Eğilme Deney ve Analizinde “1” noktasındaki ϵ_x değerleri.....	74
Tablo 7.2: Eğilme Deney ve Analizinde “2” noktasındaki ϵ_x değerleri.....	75
Tablo 7.3: Burulma Deney ve Analizinde “2” noktasındaki ϵ_x değerleri..	76

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 2.1: Matris Malzemelerin Çekme Modülü ve Çekme Gerilmesi.....	8
Şekil 2.2: Cam Elyaf Lifi.....	9
Şekil 2.3: Karbon Elyaf Lifi	10
Şekil 2.4: Aramid Elyaf Lifi.....	10
Şekil 2.5 : Örgü Tipleri.....	12
Şekil 2.6: Kompozit Uçak Yapıları.....	15
Şekil 2.7: Kompozit Ev Aletleri ve İş Ekipmanları.....	15
Şekil 2.8: Kompozit Tarım Sektörü Yapıları.....	16
Şekil 2.9: Yapı Sektörüne Kompozit Örnekler.....	17
Şekil 2.10: Denizcilikteki Kompozitler.....	17
Şekil 2.11: Kompozit Elektronik Aletler.....	18
Şekil 2.12: Kompozit Spor Malzemeleri.....	18
Şekil 2.13: Kompozit Miğferler.....	19
Şekil 2.14: Kompozit Borular.....	19
Şekil 2.15: Kompozit Taşımacılık Sanayi Uygulamaları.....	20
Şekil 2.16: C-17 Kapı Asemblisi.....	21
Şekil 2.17: F-16 Radome.....	22
Şekil 2.18: F-22A skin.....	22
Şekil 2.19: Ticari Uçaklardaki Kompozit Kısımlar.....	22
Şekil 2.20: Askeri Uçaklardaki Kompozit Kısımlar.....	23
Şekil 3.1: El Yatırması Prosesi Adımları.....	24
Şekil 3.2: Püskürtme Metodu.....	27
Şekil 3.3: Elyaf Sarım Prosesi Düzenegi.....	30
Şekil 3.4: Elyaf Sarım Metodu Ürünlerine Örnekler.....	31
Şekil 3.5: Elyaf Sarma Makinesi.....	32
Şekil 3.6: Profil Çekme Metodu Düzenegi.....	33
Şekil 3.7: Profil Çekme Yöntemi ile Üretilmiş Parçalar Kullanarak Üretilen Cam Lifi Izgara ve Tırabzan Sistemleri.....	34
Şekil 3.8: Profil Çekerken Şekillendirme.....	37
Şekil 3.9: RTM Yöntemi.....	39
Şekil 3.10: SMC Hazır Kalıplama Bileşeni ile Baskı Kalıplama.....	40
Şekil 3.11: SMC Hazır Kalıplama Bileşenin Üretimi.....	41
Şekil 3.12: Enjeksiyon Kalıplama Basamakları.....	43
Şekil 3.13: Enjeksiyon Kalıplama Yöntemiyle Üretilmiş Parça Örnekleri.....	43
Şekil 3.14: Santifrj Kalıplama Düzenegi.....	44
Şekil 3.15: Vakum Torbası Kalıplama	45
Şekil 3.16: Otoklav Resimleri	46
Şekil 4.1: Shell 181 Eleman Tipi.....	47
Şekil 4.2: ANSYS Araç Çubuğu.....	48
Şekil 4.3: Üretilen Parça ve Modelin Boyutları.....	50
Şekil 4.4: Parçanın Modeli, Gerinim Pulu ve Rozetin Konumları.....	50
Şekil 4.5: Parçanın ANSYS Modeli.....	51
Şekil 4.6: Elemanların Gösterimi.....	51

Şekil 4.7: Sınır Koşulları Tanımlanması.....	52
Şekil 4.8: Yüknün Uygulanması.....	52
Şekil 4.9: Katman Dizilişlerine Örnek.....	53
Şekil 4.10: Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 3.355 N	53
Şekil 4.11: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 3.355 N	54
Şekil 4.12: Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 13.1454	54
Şekil 4.13: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 13.1454 N	55
Şekil 4.14: Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 22.975 N.....	55
Şekil 4.15: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 22.975 N.....	56
Şekil 4.16: Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 32.785 N.....	56
Şekil 4.17: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 32.785 N.....	57
Şekil 4.18: Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 52.405 N.....	57
Şekil 4.19: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 52.405 N.....	58
Şekil 4.20: Burulma Analizi Modeli.....	58
Şekil 4.21: Sınır Koşulları ve Yükn Uygulanmış Burulma Modeli.....	59
Şekil 4.22: Burulmalı Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 3.355 N.....	59
Şekil 4.23: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 3.355 N.....	60
Şekil 4.24: Burulmalı Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 6.71 N.....	60
Şekil 4.25: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 6.71 N.....	61
Şekil 4.26: Burulmalı Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 8.486 N.....	61
Şekil 4.27: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 8.486 N.....	62
Şekil 4.28: Burulmalı Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 10.261 N	62
Şekil 4.29: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 10.261 N.....	63
Şekil 4.31: Burulmalı Toplam Gerilme [0]s Karbon F= 11.095 N.....	63
Şekil 4.32: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 11.095 N.....	64
Şekil 5.1: Tahta Kalıp.....	65
Şekil 5.2: Isıtmalı Vakum Masası.....	66
Şekil 5.3: Üretilen “U” Profil Kompozit Parça.....	67
Şekil 6.1: Deney Düzeneği.....	68
Şekil 6.2a: Gerinim Pulu ve Rozetin Yerleştirilmesi.....	68
Şekil 6.2b: Gerinim Pulu ve Rozetin Yerleştirilmesi.....	69
Şekil 6.3: Eğilmeli Burulma Düzeneği.....	70
Şekil 6.4: DC- 92D Dinamik Birim Uzama Ölçer.....	71
Şekil 6.5: TC- 31K Dijital Birim Uzama Ölçer.....	71
Şekil 6.6: Tek Yönlü Gerinim Pulu.....	72
Şekil 6.7: Üç Yönlü Birim Uzama Rozeti.....	73

KOMPOZİT MALZEMEDEN İMAL EDİLMİŞ BİR TAKVİYE ELEMANININ EĞİLME VE BURULMA YÜKÜ ALTINDA DENEYSEL VE SAYISAL OLARAK İNCELENMESİ

ÖZET

Bu çalışmanın ilk kısmında kompozit malzemeler tanımlanmış, kompozit malzeme bileşenlerinden karbon elyafı, cam elyaf ve aramid elyafının özellikleri, birbirine göre üstün ve zayıf yönleri anlatılmıştır. Bununla birlikte kompozit malzemelerin diğer mühendislik malzemeleriyle kıyaslandığında tercih edilme sebeplerinin neler olduğu ve kullanım alanlarından örnekler verilmiştir.

Daha sonraki bölümde yaygın olarak kullanılan kompozit malzemelerin imalat yöntemleri, hangi tür parçalara hangi yöntemin daha uygun olduğu, avantaj ve dezavantajlarının neler olduğu ve her bir yöntemde kullanılan kalıp özellikleri ve gerek duyulan ekipmanlar anlatılmıştır. Bu yöntemlerin başında gelen el yatırması, püskürtme, elyaf sarma, baskı kalıplama, reçine transfer metodu, enjeksiyon kalıplama, basınç kalıplama, otoklav prosesi, profil çekme, savurma döküm ve hazır kalıplama hamuru metotları detaylı olarak ele alınmıştır.

Sonraki aşamada numune parçamız ANSYS’te sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak modellenip farklı katman sayılarında ve dizilişlerinde belirli yükler altında eğilme ve eğilmeli burulma analizleri yapılmıştır.

Analiz sonuçlarından elde ettiğimiz verilere göre uçuş kontrol yüzeylerinde kullanılan bir destek elemanı ön kürlemeli akış masası yöntemi kullanılarak üretilmiştir.

Deney kısmında ise üretilen parçamız ANSYS modelimize uygun olacak şekilde bir tarafından sabitlenerek ankastre olması sağlanmış ve üzerine analizde baz alınan yükler uygulanarak bu yükler altındaki birim uzamalar ve gerilmeler incelenmiştir. Deneyin ikinci aşamasında ise parçamızın ucuna lama ilave edilip yüklemeler lamanın ucundan yapılmış ve bu sayede eğilmeli burulma yükü altındaki birim uzamalar ve gerilmeler incelenmiştir. Deneyde elde edilen verilerle analiz sonuçları karşılaştırılmış ve yorumlanmıştır.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF A REINFORCEMENT ELEMENT MADE OF COMPOSITE MATERIAL UNDER BENDING AND TORSIONAL LOAD

SUMMARY

The first part of this study defines composite materials, explains the properties of carbon fiber, glass fiber and aramid fiber of composite material components, and reveals their comparative superiorities and weaknesses. Besides, this study presents the reasons for composite materials to be preferred when compared to the other engineering materials and gives examples of the areas that they are used in.

The following section lists the manufacturing techniques used for common composites, proposes techniques that fit each type of part, sets forth their pros and cons and explains cast features with the required equipment for each method. The most significant of these methods such as hand lay-up, spray-up, filament winding, press molding, resin transfer, injection molding, autoclave process, pultrusion, centrifugal casting and bulk molding methods are explored in detail.

For the next step the sample part is analyzed under predetermined loads of bending and torsion at varying number and sequences of layers, using finite elements method at ANSYS.

According to the obtained results of the analysis, the reinforcement element used on the flight control surfaces is produced using precuring flow table method. For the experiment section the produced part is made imbedded by being fixed on one side in order for it to comply with the ANSYS model and through applying different loads, under these loads unit tensions and elongations are examined. At the second stage of the experiment a lama is included at the edge of our part and the part is loaded at the edge of the lama and unit elongations and tensions under bending and torsional load are examined this way. The outputs of the experiment and the results of the analysis are compared and interpreted.

1. GİRİŞ

Gelişen Teknoloji ve rekabet koşullarının ağırlaşması klasik malzemelere alternatif olarak gelişmiş özelliklere sahip yeni malzemelerin kullanılması gerekliliğini günden güne hissettirmektedir. Bu sebeple mevcut malzemelere alternatif olan kompozit malzemeler üzerindeki çalışmalar son yıllarda hız kazanmıştır.

Tarihte kompozit malzemelerin kullanımına rastlamak mümkündür. Örneğin çamur tuğlalara saman parçalarının katılması [1], zırh olarak farklı metallerin birleştirilmesi gibi. Ancak bu kullanım çok da bilinçli olarak yapılmamıştır.

Kompozit malzeme teknolojisi bugün hızla gelişmektedir ve hemen her gün piyasaya yeni ürünler sunulmaktadır [2]. Artan talep ve üretim doğrultusunda maliyeti düşen kompozitler, klasik endüstriyel malzemelere karşı sağladığı pek çok fiziksel kimyasal avantajlar sayesinde pek çok dalda, özellikle Havacılık sektöründe yaygın kullanıma sahiptir.

1.1. Önceki Çalışmalar

Literatürde uçuş kontrol yüzeylerinin üretimi eğilme testleri ve sonlu elemanlar yöntemiyle modellenerek incelenmesine yönelik çalışmalardan örnekler aşağıda sunulmuştur.

Tam ölçekli kompozit uçuş kontrol yüzeyinin sonlu elemanlar yöntemiyle modellenmesi tecrübe edilmiştir [3]. Bu çalışmada, tam ölçekli karbon fiberden üretilmiş kompozit uçuş kontrol yüzeyi tasarlanmış ve test edilmiştir. Bu sayede bu yüzeylerde daha yaygın olarak kullanılan bal peteği sandviç panellerle kıyaslanmıştır. Çalışmanın amacı tasarım metodolojisini ispatlamaktır. Kontrol yüzeyi karbon fiberden üretilmiştir. Daha sonra tasarımda belirlenen nihai yük uygulanmıştır. Sonuçta sonlu elemanlar yöntemiyle tahmin edilen sonuçla test sonuçlarının çok yakın olduğu görülmüştür. Reçine transfer yöntemine uygun olan kompozit yapıların maliyet analizi [4] çalışmasında, kompozit yapının üretiminde tekrar eden el işçiliğinin maliyeti öngörülerek, bu yapıya optimum üretim metodu

bulmak için çalışılmıştır. Çalışma tasarlanan kompozit yapının üretim basamaklarına odaklanarak vakum destekli reçine transfer yöntemi veya reçine transfer metoduna uygunluğunu saptayıp, parçanın hangi yöntemle daha ucuza imal edileceğini tespit etmektedir. Bu sonuçlar referans alınarak parça tasarımı yapılmaktadır. Kompozit C-kesitli kirişte elyaf yönlendirmesi [5] başlıklı çalışmada, yaygın olarak kullanılan tek yönlü veya örgü tipi laminalarla kıyaslandığında daha mukavim ve sert kompozit plakalar elde etmek için elyaf yönlendirmesi incelenmiştir. Öncelikle elyaf yönlendirmesi kavramı anlatılmıştır. Açık delik ve pim yerleştirilmiş delik bulunan çekme yüzeyinde uygulaması gözden geçirilmiştir. Uçuş kontrol yüzeyi olan spar, destekli C-kesitli kiriş olarak tanımlanmıştır. Tasarım ve üretim aşamasında elyaf yönlendirmesi uçuş yönünde alınmıştır. Sonlu elemanlar ve deneysel olarak test edilen kirişin sonuçları sunulmuştur. Sonuçta eşit çıkıntılı kenarla güçlendirilmiş yapıda, eğilmede belirgin bir şekilde azalma gözlemlenmiştir. Sonradan burkulan kompozit eleronun tasarımı ve üretilmesi [6]. Bu çalışmada uçuş kontrol yüzeylerinin modellenebilmesi ve üretilmesiyle kompozit teknolojisinin ne derece geliştiği vurgulanmıştır. Eleron geometrik-doğrusal olmayan ince yüzey olarak sonlu elemanlar yöntemiyle modellenmiştir. Bu yöntem seçiminin ince yüzeylerde eğilme ve burkulmaya müsaade etmesinden dolayı önemi vurgulanmıştır. Sonlu elemanlar yöntemini uygularken MSC/NASTRAN programı kullanılmıştır. Çıkan sonuçlar göz önüne alınarak modellenen yapının kalıplama teknikleri ve üretimi tarif edilmiştir. Üretilen parçanın kalitesi değerlendirilmiş ve ileri çalışmalar için öneriler sunulmuştur. Benzer bir başka çalışma karbon fiberle takviye edilmiş eleronun yapısal tasarımı ve test kapasitesi [7] başlığıyla incelenmiştir. Karbon fiber eleronun tasarımı için P180 AVANTI uçağında kullanılan alüminyum eleron referans olarak alınmıştır. Bu yeni karbon fiber yapı reçine transfer metoduyla üretilmiştir. Alüminyum eleronla aynı geometrik yapıyı sağlayacak, aynı fonksiyonel performansı gösterecek ve aynı bağlantı elemanlarını kullanacak şekilde tasarlanmıştır. Basitleştirilmiş ve detaylı tasarım yaklaşımı kullanılarak geliştirilen tekrarlanan tasarım metodolojisiyle optimum eleron kavramı öne sürülmüştür. Bu sayede yapısal detay parçaların sayısında büyük oranda azalma ve ağırlık/maliyet oranında kayda değer bir artış gözlenmiştir. Sonuç olarak tam ölçekli örnek parçanın, alüminyum eleronun sertifikasyonu için test sırasında uygulanan nihai yüke karşı dayanıklı olduğu ispatlanmıştır. Ticari uçaklar için gelişmiş kompozit eleronun tasarımı [8] başlıklı çalışmada uzun süre servis yapan taşımacılıkta kullanılan uçaklar için

gelişmiş eleron tasarımı geliştirilmiştir. Tasarımda bal peteği yapıların örtü olarak kullanıldığı, 3 tane iç rib ve 2 tane kapatıcı ribe sahip, ön ve arka sparlardan oluşan yapı kullanılmıştır. Tasarımda karbon/epoksi, Kevlar 49/epoksi ve bu ikisinin hibrit hali birleştirilmiştir. %28 ağırlıktan, %20 maliyetten kazanç öngörülmüştür. Tasarımın doğruluğu analiz ve yapısal testlerin sonuçlarıyla kontrol edilmiştir. Sonlu elemanlar yöntemiyle kompozit yapıların analizi [9] adı altında incelenen çalışmada günümüz mühendislik ihtiyaçları göz önüne alındığında, yazılım ve donanım teknolojisinin kompozit analizi için zayıf olduğu vurgulanmıştır. Kompozit yapıların sonlu elemanlar yöntemiyle analizini konu alır ve daha fazla araştırma ve geliştirme gerektiren zorlukları vurgular. Krueger flap için kompozit kabuk yapıların parametrik optimizasyonu [10] başlıklı çalışma ise geleneksel olarak Krueger flaplarda kullanılan bal peteği ile güçlendirilmiş yapının yerini alacak olan kompozit katmanların konfigürasyonu ve optimizasyonu detaylandırılmıştır. Katmanları tekrar tasarlamak için çoklu kompozit laminalar seçilmiştir. İlk olarak yarı izotropik olan [0/45/-45/90]_s katman konfigürasyonu seçilir ve simetriği alınarak tamamen ortotropik olması sağlanır. Parametrik analizde ANSYS programı kullanılmıştır. Ağırlığı minimize etmek için uygulanan optimizasyonun analiz sonuçları bütün sınırlayıcı parametrelerle birlikte ANSYS parametrik tasarım diline yüklenmiştir. Sonuçta da orijinal yapı ile optimum tasarım kıyaslanmaktadır. Bu çalışma tasarıma uyarlanacak yapının avantajlarını göstermektedir. Sonlu elemanlar yöntemi ile kompozit parçaların üç boyutlu kür simülasyonu [11] başlığı ile incelenen başka bir çalışmada da üç boyutlu kompozit yapıların kür simülasyonun sonlu elemanlar formülasyonu verilmiş ve bu formülasyonlara dayanarak üç boyutlu sonlu elemanlar kodu geliştirilmiştir. Bir ve iki boyutlu simülasyonlarda şimdiki kür simülasyonları sonuçları ile ölçülen kür değerlerinin uyumlu olduğu görülmüştür. Bir ve iki boyutlu simülasyonların günümüzdeki analizlerinde ise sıcaklık ve kür derecesi kompozit yapının her noktasında hesaplanabilmektedir. Herhangi bir geometrideki kompozit yapının kür simülasyonu doğrusal olmayan otoklav sıcaklık dağılımından dolayı sonlu elemanlar yöntemi ile yapılabilir. Üç eksenli örgü kumaştan üretilen kompozit yapıların yapısal analizinin incelendiği [12] bu çalışmada doğrusal olmayan sonlu elemanlar analizi sunulmuştur. Mekanik prensiplere dayanarak doğrusal olmayan analiz için türetmeler yapılmıştır. Benzer problemler çözülmüş ve bulunan sonuçlarla referans alınanlar karşılaştırılmıştır. Formüllerin etkinliği ve bilgisayar kodunun geçerliliği ispatlanmıştır. 3 boyutlu düz ve kavisli kompozit

kirişlerin farklı sınır koşullarında eğilme analizi gerçekleştirilmiştir. Düz ve kavisli kiriş için bulunan nümerik ve analitik sonuçların birbiri ile uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.

1.2. Çalışmanın Amacı ve Kapsamı

Bu çalışmada öncelikle kompozit malzemelerin diğer mühendislik malzemeleriyle kıyaslandığında tercih edilme sebeplerinden bahsedilmiş ve kullanım alanlarından örnekler sunulmuştur.

Bir sonraki bölümde kompozit malzemelerin bileşenleri ele alınarak yaygın olarak kullanılan takviye elemanlarından cam elyafı, karbon elyafı ve aramid elyafı; matris malzemelerden de polyester, vinilester ve epoksinin birbirine göre üstün ve zayıf özellikleri karşılaştırılmıştır.

Daha sonraki bölümde yaygın olarak kullanılan kompozit malzemelerin imalat yöntemleri, hangi tür parçalara hangi yöntemin daha uygun olduğu, avantaj ve dezavantajlarının neler olduğu ve her bir yöntemde kullanılan kalıpların özellikleri ve ekipmanlar anlatılmıştır.

Parçamızın üretim aşamasında öncelikle tahtadan bir kalıp imal edildi. Parçamızın açılımını bir kağıt üzerine aktararak kullanılacak karbon elyafının miktarı belirlendi ve düzgünce (elyaf dizilişlerine dikkat ederek) kesildi. Akış masası üzerine streç film yayıldı. Hazırlanmış olan reçine karışımı fırça yardımıyla tüm kumaş yüzeyine uygulandı ve reçineli yüzey streç filmle kaplandı. Vakum masasında battaniyeyle kaplama işlemi bitince vakum ve sıcaklık uygulandı. Parça streç filmler sayesinde kalıptan kolayca ayrıldı ve üretim tamamlanmış oldu.

Üretilen parçamıza mekanik testler uygulandı. İlk testimiz eğilme ikincisi ise eğilmeli burulmaydı. Eğilme testinde parçamızı bir ucundan sabitleyip (ankastre) diğer ucundan çeşitli yükler uyguladık ve yüzeyine yapıştırdığımız rozet ve gerinim pulu sayesinde ölçülen değerleri kayıt altına aldık.

Eğilmeli burulma testinde ise yine bir ucundan sabitlenen parçamızın diğer ucuna 200 mm uzunluğunda lama sabitledik ve yükleri lamanın ucundan uyguladık. Bu sayede burulmayı da gözlemlemiş olduk.

Yapısal analiz kısmında takviye elamanının ANSYS programı yardımıyla modellenmesi yapıldı ve test aşamasında uygulanan yüklerin aynısı eğilme ve eğilmeli burulma analizlerinde de kullanıldı. Test ve analiz sonuçları karşılaştırıldı. Parçamızın katman sayısı, katmanlardaki takviye elemanlarının dizilişleri ve kullanılan malzeme (cam veya karbon elyafı) değiştirilerek farklı ANSYS modelleri oluşturuldu ve çeşitli yüklemeler altında eğilme ve eğilmeli burulma analizleri yapıldı. Rozetlerin yapıştırıldığı elemanlara denk gelen birim uzama, gerilme, von Mises birim uzama ve von Mises gerilme değerleri incelendi. Bu sayede malzeme özelliklerinin, elyaf dizilişinin ve katman kalınlığının sonuçlara etkisi gözlenmiş oldu.

2. KOMPOZİT MALZEMELER VE UYGULAMALARI

2.1. Kompozit Malzemeler

Metal, plastik ve seramik gruplarından iki veya daha fazla malzemenin, uygun olan özelliklerini tek malzemede toplamak veya yeni bir özellik ortaya çıkarmak amacıyla makro düzeyde birleştirilmesi ile oluşturulan malzemelerdir [2]. Başka bir deyişle birbirlerinin zayıf yönünü düzelterek üstün özellikler elde etmek amacı ile bir araya getirilmiş değişik tür malzemelerden veya fazlardan oluşan malzemeler olarak da adlandırılabilir.

Kompozit malzemede genelde aranan koşullar:

- Kimyasal bileşimleri birbirinden farklı belirli ara yüzeylerle ayrılmış en az iki malzemenin bir araya getirilmiş olması,
- Farklı malzemenin üç boyutlu olarak bir araya getirilmiş olması,
- Bileşenlerin hiç birinin tek başına sahip olmadığı özellikleri taşıması.

Buna göre malzeme, mikroskobik açıdan heterojen bir malzeme özelliği göstermekte, ancak makroskobik açıdan homojen bir malzeme gibi davranmaktadır.

Kompozit malzemenin özellikleri:

- Takviye malzemesinin özelliklerine
- Matris malzemenin özelliklerine
- Elyaf ve matris malzeme oranına
- Geometriye ve Elyafların dizilişlerine bağlıdır.

Elyafların mekanik özellikleri matrislere göre daha üstün olduğu göz önünde bulundurulursa elyaf oranının artması demek sonuçta kompozit malzemenin mekanik özelliklerinin de artması demektir [13].

Örneğin kayak yapımında elle yatırma yöntemi uygulanır ve elyafın hacimsel oranı %30-40'ları bulur. Ancak daha gelişmiş sistemlerin kullanıldığı havacılık sanayinde elyafın hacimsel oranı %70'leri bulmaktadır.

2.2. Kompozit Malzeme Bileşenleri

Kompozit malzemeler:

- Matris malzemeler
- Takviye malzemeleri
- Katkı maddeleri
- Dolgu maddelerinden oluşmaktadır.

2.2.1. Matris Malzemeler (Reçine)

Kompozit yapılarda matrisin üç temel fonksiyonu vardır:

- Elyafı bir arada tutmak
- Yükü elyafıya eşit olarak dağıtmak
- Elyafı çevresel etkilerden korumaktır.

İdeal bir matris malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafı sağlam ve uygun şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir.

Kesme yükü altındaki bir gerilmeye dayanım, elyafı ile matris arasında iyi bir yapışma ve matrisin yüksek kesme mukavemeti özelliklerini gösterir. Yine yükü elyafıya eşit dağıtmak ve yük altında matrisle elyaf arasında kırılma ya da kopma olmaması yapışkanlık özelliğinin iyi olmasına bağlıdır.

Matrisin kesme mukavemeti ve matris ile elyaf arası bağ kuvvetleri çok yüksek ise elyaf ya da matriste oluşacak bir çatlağın yön değiştirmeksizin ilerlemesi mümkündür. Bu durumda kompozit gevrek bir malzeme gibi davrandığından kopma yüzeyi temiz ve parlak bir yapı gösterir. Eğer bağ mukavemeti çok düşükse, elyafı boşluktaki bir elyaf demeti gibi davranır. Ve kompozit zayıflar. Orta seviyede bir bağ mukavemetinde ise, elyaf veya matristen başlayan enlemesine doğru bir çatlak elyaf/matris ara yüzeyine dönüp elyaf doğrultusunda ilerleyebilir. Bu durumda kompozit sünek malzemelerin kopması gibi lifli bir yüzey sergiler.

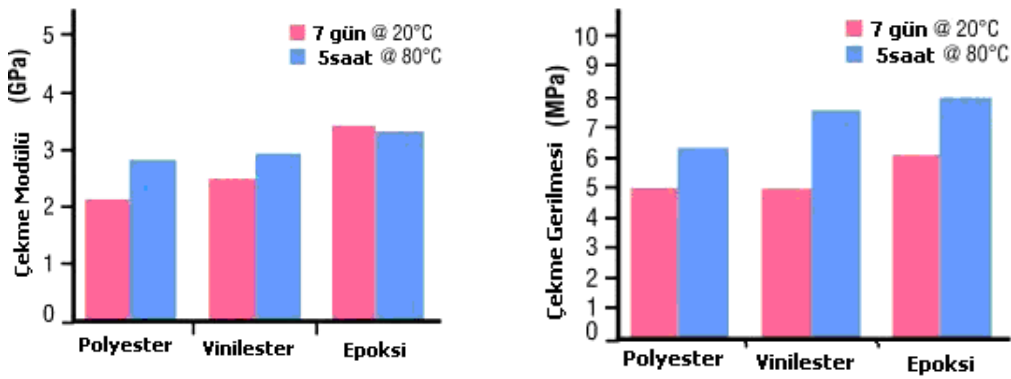
Matris malzemeler öncelikler iki ana gruba ayrılırlar:

- Termoplastik: Isıtıldıklarında yumuşarlar ve ısıtılmış yarı sıvı haldeyken şekillendirilebilirler. Tasarımcılar ürün performansını arttırmak ve maliyeti düşürmek için daha çok termoplastiklere yönelmişlerdir. Kompozitlerde kullanılan termoplastikler Naylon (PA), Polifinilen Sülfür (PPS), Sıvı Kristal

Polimerler (LCP), Polyetheretherketone (PEEK), Polipropilen (PP), Polietilen (PE), Polyetherimid (PEI), Fluoropolimerlerdir.

- **Termosetler:** Termoplastiklerin aksine termosetler ilk hallerinde genellikle sıvıdır ya da düşük erime noktasına sahip katı halindedirler. Bu özelliklerinden dolayı kompozit imalatında kullanılırken bir katalizörün, ısının veya her ikisinin yardımıyla sertleşirler. Sertleşme tamamlanınca da termosetler gerçek hallerine döndürülemezler. Kompozit endüstrisinde kullanılan termosetler: Doymamış Polyesterler, Epoksiler, Vinilester, Poliüretanlar, Fenolikler, Melamin ve Üreformaldehid, Poliimidler, Silikon Reçineler, Friedel-Crafts Reçineleridir.

En yaygın matris malzemeleri Polysesterler, Vinilesterler ve Epoksiler olup karşılaştırma grafikleri aşağıda sunulmuştur.



Şekil 2.1: Matris Malzemelerin Çekme Modülü ve Çekme Gerilmesi [13]

Grafiklerden de anlaşılacağı üzere epoksinin özellikleri vinilester ve polyesterler kıyaslandığında daha yüksektir.

Tablo 2.1: Matris Malzemelerin Özellikleri ve Karşılaştırılması [14]

Özellikler \ Reçineler	Polyester	Vinilester	Epoksi
Maliyet	En ucuz		En Pahalı
Büzülme Miktarı	8%	8%	2%
Çalışma Zamanı	Kısıtlı süre		Uzun
Suya Dayanım			Yüksek
Mekanik ve ısı özellikleri	Orta	Daha yüksek	En yüksek
Kullanım kolaylığı	En kolay		
Stiren Emisyonu	Açık kalıplarda yüksek	Yüksek	
Kimyasal ve Çevre Direnci		Çok yüksek	

2.2.2. Takviye elemanları (Elyafar)

Takviye elemanlarının kullanım amacı sonuçta çıkacak olan kompozit parçanın dayanımını arttırmaktır. Yaygın olarak kullanılan Elyafar:

- Cam Elyaf
- Karbon Elyaf (Grafite)
- Aramid Elyaf (Kevlar) ‘dır.

2.2.2.1. Cam Elyaf

Cam lifinin ana malzemesi silikadır. Lif içersinde SiO_2 olarak bulunur.

9-23 mikron olan cam lifleri elektrikle ısıtılan platin rodyum alaşımlı, üzerinde çok sayıda delik bulunan kovanlardan yüksek hızlarda çekilir. Serbest bir halde akan cam lifleri, ısı değeri su ve hava ile soğutularak bir araya getirilir ve demetler elde edilir. Ürünlerin korunması ve kompozit tabakaların özelliklerinin artırılması amacıyla kimyasal bir bağlayıcıyla kaplanır [14].

Cam liflerinin tipik örnekleri A, C, D, E ve S tipi cam lifleridir. En çok kullanılan E tipi camdır. Esas olarak elektrik amaçlı düşünülmesine rağmen iyi mekanik özelliklere ve ısı dirence sahip olduğu için bugün birçok sanayi dalında kullanılmaktadır.

C tipi cam lifleri kimyasal direnci yüksek olduğu için kimyasal korozyona dayanıklı olması istenen yerlerde kullanılır [15].

S tip cam lifi yüksek modüle ve mukavemete sahip olmasına karşın yüksek maliyetinden dolayı ancak özel kullanım alanlarına uygundur [15].



Şekil 2.2: Cam Elyaf Lifi [13]

2.2.2.2. Karbon Elyaf

Çoğunlukla iki malzemeden elde edilir. Zift ve Poliakrilonitril (PAN). Zift tabanlı karbonlar daha düşük mekanik özelliklere sahiptir. PAN tabanlı karbonlar daha sağlam ve daha hafif olmaları için sürekli geliştirilmektedir.

PAN'ın Karbon elyafına dönüşümü dört aşamada olur.

1. Oksidasyon: Elyaflar hava ortamında 300°C'de ısıtılır. Böylece, elyaftan H ayrılır daha uçucu olan O eklenir. Ardından elyaflar kesilerek grafit teknelerine konur ve kararlı yapıya dönüştürler. Bu işlem sırasında elyafın rengi beyazdan kahverengiye, ardından siyaha dönüşür.
2. Karbonizasyon: Elyafların yanıcı olmayan atmosferde 3000° C'ye kadar ısıtılmasıyla liflerin 100% karbonlaşması sağlanır. Karbonizasyon işleminde uygulanan sıcaklık üretilen elyafının sınıfını belirler.
3. Yüzey İyileştirme: Karbon, yüzeyinin temizlenmesi ve elyafın kompozit malzemenin reçinesine iyi yapışabilmesi için elektrolitik banyoya yatırılır.
4. Kaplama: Elyafı sonraki işlemlerden (prepreg gibi) korumak için yapılan nötr bir sonlandırma işlemidir. Elyaf reçine ile kaplanır. Genellikle bu kaplama işlemi için epoksi kullanılır [16].



Şekil 2.3: Karbon Elyaf Lifi [13]

2.2.2.3. Aramid Elyaf

Benzen halkaları içeren “aromatik poliamidler” de denir. Yapıdaki aromatik halka zincirin katılığını artırır. Bu özellikleri yüzünden erimezler ve çözültiden elde edilirler [15]

Üretim esnasında katı polimer molekülleri lif eksenine paralel olarak yönlendirilirler. Söz konusu yönelme, yüksek modülün kazanılmasına yardım eder [15].

Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle karbon elyaflarla birlikte hibrid kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadır.



Şekil 2.4: Aramid Elyaf Lifi [13]

Tablo 2.2 Elyaf Özellikleri ve Karşılaştırılması [14]

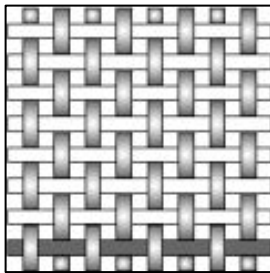
	Cam	Karbon/Grafit	Aramid
Gerilme Dayanımı	3000 MPa	2500-3000 MPa	2750-3000 MPa
Gerilme Modülü	72-82	200-700	82-124
Özgül Ağırlık	2,48-2,60	1,75-1,96	1,44
Özellikler	*İyi kalıplama özelliği *Düşük maliyet *Yanmazlık özelliği *Neme dayanıklı *Kimyasallara dayanıklı (güçlü alkaliler ve hidroflorik asit hariç)	*Yüksek modül *Elektriksel iletkenlik *Yüksek maliyet *Yüksek yorulma dayanımı *Çekmeye ve basmaya karşı yüksek dayanım	*İyi spesifik özellikler *Orta maliyet *Yanmazlık özelliği *Düşük yoğunluk *Çarpmaya en dayanıklı

Elyaf lar dokuma özelliklerine göre de çeşitli şekilde olabilirler

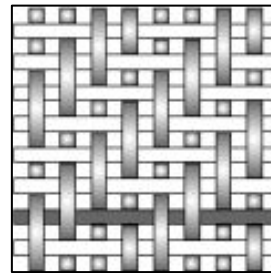
“UD” (Unidirectional) Tek yönlü: Elyaf ların tek yönlü olduğu ürünlerdir. Birden fazla elyaf oryantasyonuna ihtiyaç duyulduğunda 0° ve 90° bir arada kullanılarak örgü modelleri kullanılabilir. Değişik örgü modelleri neticede farklı fiziksel ve mekanik özellikler sağlarlar. Yaygın örgü tipleri:

- Düz Örgü (Plain): Her yatay lif dikey lifin bir altından bir üstünden geçer. (Şekil 2.5a)
- Twill: Düzgün tekrar eden biçimde bir veya birden çok yatay lif, bir veya birden çok dikey lifin hem altından hem üstünden geçerek örülen. (Şekil 2.5b)
- Satin: Twill’in yatay ve dikey liflerin kesişmelerini azaltmaya yönelik modifiye edilmiş hali. (Şekil 2.5c)
- Basket: Temelde Plain’e benzer farkı iki veya daha çok yatay lif, iki veya daha çok dikey lifle örülür. (Şekil 2.5d)
- Leno: Plain’le benzerlik gösterir farkı ardışık yatay lifler dikey lif etrafına dolandırılır ve spiral bir yapı sağlanır. Dikey lif sabitlenmiş olur. (Şekil 2.5e)
- Mock Leno: Plainle birlikte arada bazı yatay lifler düzenli aralıklarla birden fazla dikey lifle alttan ve üstten geçerek örülürler. (Şekil 2.5f)

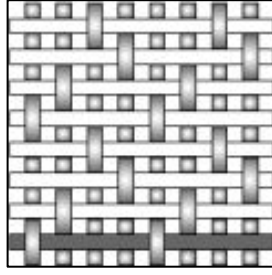
Yine kompozit üretiminde kırılmış elyaf ve öğütölmüş elyaf lar da kullanılmaktadır.



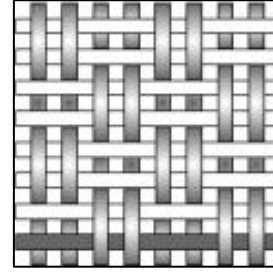
a. Düz “Plain” Örgü tipi



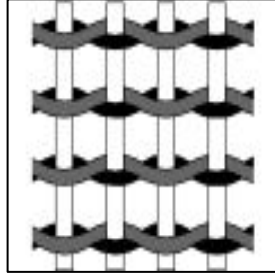
b. Tuval “Twill” Örgü tipi



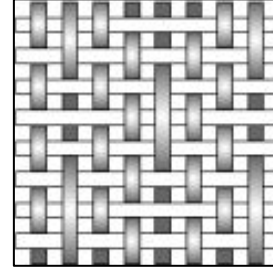
c. "Stain" tip örgü



d. "Basket" örgü tipi



e. "Leno" örgü tipi



f. "Mock Leno" tip örgü

Şekil 2.5: Örgü Tipleri [13]

Tablo 2.3: Örgü Tipleri ve Özelliklerinin Karşılaştırılması [13]

Özellik	Plain	Twill	Satin	Basket	Leno	Mock Leno
Stabilite	****	***	**	**	*****	***
İyi kaplanır	**	****	*****	***	*	**
Düşük boşluklu	***	****	*****	**	*	***
Düzgün yüzey	**	***	*****	**	*	**
Balans	****	****	**	****	**	****
Simetri	*****	***	*	***	*	****
Düşük kıvrım	**	***	*****	**	**/*****	**

*****: çok iyi; ****: iyi; ***: Kabul edilebilir; **: zayıf; *: çok zayıf

2.3. Kompozit Malzemelerin Tercih Edilme Sebepleri

Kompozit malzemelerin, metal malzemelere kıyasla tercih edilmelerinin en önde gelen nedeni ağırlık olarak % 25'lere ulaşan miktarda malzeme tasarrufu sağlamalarıdır [17].

Bu özelliğinin yanında tercih edilmesinde etkin rol oynayan özelliklerini aşağıdaki gibi sıralayabiliriz.

1. Yüksek mukavemet: Kompozitler yüksek mukavemet değerleri sağlayan malzemeler arasında en etkin olanlardır [2]. Kopma uzaması metallere göre daha yüksek, yorulma dirençleri oldukça fazladır. Ayrıca kalıplama özelliklerinden dolayı kompozitlere istenen yönde ve bölgede gerekli

mukavemet verilebilir. Bu özellikleri sayesinde uzun kullanım süresi ve iyi performans sağlarlar.

2. Hafiflik: Kompozitler birim alan ağırlığında hem takviyesiz plastiklere, hem de metallere göre daha yüksek mukavemet değerleri sunmaktadır.
3. Tasarım esnekliği: Kompozitler bir tasarımcının aklına gelebilecek her türlü karmaşık, basit, geniş, küçük, yapısal, estetik, dekoratif ya da fonksiyonel amaçlı olarak tasarlanabilir. Bunun yanı sıra çekme, basma, darbe, eğilme dayanımı gibi mekanik değerlerin sağlanmasına yönelik tasarlanabilirler [14].
4. Boyutsal stabilite: Çeşitli mekanik, çevresel baskılar altında termoset kompozit ürünler şekillerini ve işlevselliklerini korumaktadırlar.
5. Elektriksel özellikler: Uygun malzemelerin seçilmesiyle çok üstün elektriksel özelliklere sahip kompozit ürünler elde edilebilir. Bugün büyük enerji nakil hatlarında kompozitler iyi bir iletken ve gerektiğinde de başka bir yapıda, iyi bir yalıtkan malzemesi olarak kullanılabilirler.
6. Korozyon dayanımı: Kompozitlerin antikorozyon özelliği, diğer üretim malzemelerinden üstün olan niteliklerinden biridir. Korozyon problemi yoktur. Bunda matris ve malzemenin uygun seçilmesinin önemi büyüktür. Aksi takdirde birbirleri ile temasta bulunan malzemeler pil oluşturacak ve galvanik korozyona neden olacaktır.
7. Kalıplama kolaylığı: Kompozit ürünler, çelik türündeki geleneksel malzemelerde karşılaşılan birçok parçanın birleştirilmesi ve sonradan monte edilmesi işlemini tek parçada kalıplama olanağı ile ortadan kaldırmaktadır.
8. Kalıcı renk uygulamaları: Kompozit ürünlerde kullanılan polyester reçine, özel pigment katkıları ile renklendirilmek suretiyle, amaca uygun kendinden renkli olarak da üretilebilir.
9. Şeffaflık özelliği: Kompozitler, cam kadar ışık geçirgen olabilir. Tam şeffaf olması nedeni ile ışığı yayması sayesinde, diffüze ışığın önem kazandığı seralarda ve güneş kolektörü yapımında önemli avantaj sağlar.
10. Beton yüzeylere uygulama imkanı: Beton yüzeylere, kompozitler mükemmel yapışır. Özellikle, betonun gözenekli olması nedeniyle, kompoziti oluşturan ana malzemelerden polyester reçinenin beton gözeneklerinden sızması ve beton kütle içinde sertleşmesinden dolayı mükemmel bir yapışma sağlanır.

11. Ahşap yüzeylere uygulama imkanı: Kompozitler ahşap yüzeylere yapışma özelliğine sahiptir. Ancak ahşabın kuru olması ve stiren ihtiva eden polyester reçine ile iyi bir şekilde emdirilmesi gerekir.
12. Demir yüzeylere uygulama imkanı: Demir yüzeydeki pas ve yağ kalıntıları temizlendikten sonra kompozitlerle kaplanabilir. Bu sayede demir ve çelik yüzeyler, kompozitlerle kaplanarak korozyon etkilerinden korunmaktadır.
13. Yanmazlık özelliği: Kompozitlerin alev dayanımı, kullanılan polysterin özelliğine bağlıdır. Alev dayanım özelliğinin arandığı yerlerde “Alev dayanımlı” polyster kullanılmalıdır.
14. Kompozitler sıcaklıktan etkilenmez: Kompozit ürünler, termoset plastikler grubundan polyster reçineyle yapıldığı için yumuşamaz ve şekil değiştirmez. Isı dayanıklılığı kullanılan polyster reçinenin cinsine bağlıdır. Isı iletim katsayısı düşük malzemelerden oluşabilen kompozitlerin ısıya dayanıklılık özelliği, yüksek ısı altında kullanılabilmesine olanak sağlamaktadır. Bazı özel katkı maddeleri ile kompozitlerin ısıya dayanımı arttırılabilir.
15. Kompozitler içine farklı malzemeler gömülebilir: Kompozitler içine demir, ahşap, halat, tel, mukavva, poliüretan sert köpük gibi malzemeler gömülerek mekanik özellikleri farklılaştırılabilir.
16. Tamir edilebilirlik özelliği: Tamir izlerinin görünmemesi için, onarım işleminin bir kalıp üzerinde yapılması, ya da onarımdan sonra zımpara veya boya yapılması gerekir.
17. Kompozitler kesilip delinebilir: Kompozitler, tahta gibi kolayca kesilir, delinir, zımparalanır. Bu amaçla kullanılan aletlerin sert çelik veya elmas uçlu olması halinde daha iyi sonuç alınmaktadır.
18. Kalite/ İyi bir görünüm vermeleri tercih edilmelerinde etkindir.
19. Kolay imali ve yüksek üretim miktarları: Yatırım maliyetlerinin düşük olması, montaj işçiliğinin düşmesi ve birim zamandaki üretim miktarlarının çok yüksek olması (düşük maliyet) tercih edilmelerinde büyük etkindir.
20. Titreşimleri absorbe edebilme özelliği: Kompozit malzemelerde süneklik nedeniyle doğal bir titreşim sönümleme ve şok yutabilme özelliği vardır. Çatlak yürümesi olayı da böylece minimize edilmiş olmaktadır.
21. Yüksek Kimyasal Direnç: Kompozitler birçok kimyasal maddelere, asitler, alkaliler, çözücülere karşı son derece dirençlidir.

22. Hava koşullarına karşı dayanıklı olması: Yüksek mukavemet ve korozyona dayanıklılık, titreşim absorbe edebilme özellikleri göz önüne alınırsa kompozitlerin hava koşullarına da oldukça dayanıklı yapılar oldukları aşıkardır.

2. 4. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Bütün bu üstün özelliklerinden dolayı kompozitlerin kullanım alanları çok geniştir. Sektör bazlı genel kullanım alanları aşağıdaki gibi sıralanabilir:

2. 4. 1. Havacılık/ Uzay/ Savunma Sanayi

- Kanatlar
- Pervaneler
- Kontrol Panelleri
- Kargo Konteynerleri
- Radar Koruyucusu
- Pencere Çerçeveleri
- Tuvalet birimleri
- Oturma elemanları
- Antenler
- Planörler
- Uçak ve Helikopter Gövdesi
- Isı kalkanı
- Roket motoru kaplama panelleri



Şekil 2.6: Kompozit Uçak Yapıları [14]

2. 4. 2. Ev Aletleri ve İş Ekipmanları (İmalat Sanayi)

- Buzdolabı
- Dondurucular
- Mikro dalga fırınlar
- Küçük ev aletleri
- Motorlu aletler
- Fırınlı ocaklar
- Dikiş makinesi parçaları
- Hesap makineleri
- Bilgisayarlar



- Fotokopi makineleri
- Masa lambaları/ Abajurlar
- Servis tepsileri
- Depolama tankları/Çöp konteynerleri
- Mobilya
- Emniyet baretleri
- Paletler
- Profiller
- Mutfak tezgahları
- Elektronik cihaz gövde ve kapakları



Şekil 2.7: Kompozit Ev Aletleri ve İş Ekipmanları [14]

2. 4. 3. Tarım/ Gıda Sektörü

- Silolar
- Sulama boruları
- Gıda depolama tankları
- Salamura tankları
- Yem tesisi gereçleri
- Balık çiftlikleri
- Çiftlik ekipmanı
- Taşıma kapları
- Pulvarizatör



Şekil 2.8: Kompozit Tarım Sektörü Yapıları [14]

2. 4. 4. Yapı Sektörü

- Saniter malzemeler (Banyo küvetleri, lavabolar, banyo tezgahları)
- Yağmur suyu taşıma sistemleri (yağmur oluğu, su indirme boruları)
- Yüzme havuzları
- Soğutma kule yapıları
- Beton kalıpları
- Sera panelleri



- Temel kazıkları
- Giydirme cephelerde
- Prefabrik binalar
- Modüler kabinler
- Çatı ve cephe kaplama levhaları
- Taşıyıcı profiller
- Köprü platformu ve ayakları
- Otoyol korkulukları ve işaret levhaları
- Borular
- Dekoratif elemanlar
- İzolasyon işleri



Şekil 2.9: Yapı Sektörüne Kompozit Örnekler [14]

2. 4. 5. Denizcilik

- Yelkenli ve motorlu tekneler
- Can filikaları
- Motor kapakları
- Şamandralar
- Cankurtaran simitleri
- Kanolar
- Su kayakları
- Dubalar- iskeleler
- Sörf tahtaları
- Deniz motosikleti
- Sallar



Şekil 2.10: Denizcilikteki Kompozitler [14]

2. 4. 6. Elektrik/ Elektronik Sektörü

- İzolatörler
- Antenler
- Baskılı devre panelleri
- Devre kesiciler
- Sigorta – panel kutuları
- Aydınlatma gövdeleri
- Yalıtkan platformlar



- Elektrik ve aydınlatma direkleri
- Elektrik direk bazaları
- Devre kesici kutular
- Rüzgar jeneratörleri
- Kablo taşıyıcılar
- Doğal gaz kutuları
- Sokak lamba gövdeleri
- Sayaç panoları
- Merdivenler
- Balast
- Kofralar
- Projektörler



Şekil 2.11: Kompozit Elektronik Aletler
[14]

2. 4. 7. Tüketim Malları/ Spor/ Eğlence

- Yüzme havuzları ve ekipmanları
- Su kaydırakları
- Fıskiyeli süs havuzları
- Olta kamışları
- Kayaklar /Snowboardlar
- Müzik aletleri
- Golf sopaları
- Tenis raketleri
- Kasklar
- Motorlu kızaklar
- Bowling aletleri
- Bisikletler
- Egzersiz aletleri
- Karavanlar
- Lunapark gereçleri
- Tribün oturma elemanları



Şekil 2.12: Kompozit Spor Malzemeleri
[14]

2. 4. 8. Askeri Uygulamalar

- Miğferler
- Balistik koruyucu paneller
- Taşıt araç parçaları
- İstihkam malzemeleri
- Silah ve roket parçaları
- Mayın avlama gemileri
- Sahil koruma botları
- Planörler
- Çıkartma gemileri
- Barınaklar
- Helikopter kaportaları
- Konteynerler



Şekil 2.13: Kompozit Miğferler [14]

2. 4. 9. Korozyona Dayanımlı Ürünler

- Boru ve bağlantı parçaları
- Endüstriyel tanklar
- Pompa gövdeleri
- Kanallar
- Fan kanatları
- Arıtma tesisleri
- Yer ızgaraları
- Kimyasal işlem tankları
- Su ve su atık boruları
- Baca arıtma cihazları



Şekil 2.14: Kompozit Borular [14]

2. 4. 10. Taşımacılık ve Otomotiv

- Karayolu işaretleri
- Tampon ve çamurluklar
- Kaporta parçaları
- Frigorifik kamyon kasaları
- Makaslar
- Şaftlar
- Kamyonet kabinleri



- Rüzgar deflektörleri
- Treyler gövde panelleri
- Araç kapıları
- Traktör parçaları
- Motosiklet parçaları
- Fren ve debriyaj balataları
- Banliyö trenleri araç koltukları ve tutamakları



Şekil 2.15: Kompozit Taşımacılık Sanayi Uygulamaları [14]

2. 5. Kompozit Malzemelerin Havacılık Sektöründeki Uygulamaları

Başta Grafit/Epoksi (Gr/Ep) olmak üzere elyaf takviyeli plastik malzemeler günümüz havacılık endüstrisinde geniş bir kullanım alanına sahiptirler. Kompozit malzemelerin ilk defa kullanılması 1940'lı yıllara dayanır. Cam elyaf takviyeli malzemeler radomlarda kullanılmıştır [18]. 1960'lı yıllarda İngiltere'nin karbon elyafını, Amerika'nın da bor elyafını aynı zamanlarda ortaya çıkarmasıyla kompozit malzemelerin havacılık sektöründeki kullanımları yaygınlaşmıştır. Başlangıçta Bor/Epoksi (B/Ep) daha hızlı özellikle Amerika'da gelişmiştir. İngiltere'de ise Gr/Ep'nin gelişimi daha yavaş ilerlemekteydi. 1970'lerin ortasında Amerika'daki malzeme fiyatlarından dolayı B/Ep'den Gr/Ep'ye yönelme başlamıştır [18].

Bugün ise yaygın bir şekilde askeri/sivil uçaklarda ve helikopterlerde kompozit malzemeler kullanılmaktadır.

Airbus uçaklarda kompozit kaplama uygulamaları; A310, A300-600 modelleri ile başlamıştır. Airbus 310-300'ün önemli ana elemanları kompozit malzeme ile üretilen ilk uçak denilebilir [19]. 1980'lerde Boeing 757 ve 767'lerde kuyruk grubunda kumanda yüzeylerinde kanatçıklarda ve flaplarda grafit /epoksi kullanılmıştır. Grafit/epoksi kompozitlerin sivil yolcu uçaklarındaki ilk uygulamaları Boeing 727'lerin gövde kaplamasında gerçekleştirilmiş ve %14 ağırlık kazancı sağlamıştır. Boeing 737'lerin aerodinamik frenleri grafit/epoksi kompozitten üretilmiştir ve 1981'den itibaren 22000 uçuş saatlik kullanımları esnasında önemli bir problemle karşılaşmamıştır. Bu uçaklarda kompozit kullanımıyla %15'lik bir ağırlık kazancı sağlanmıştır [19].

- B2 bombardıman uçağı gövde panelleri; karbon epoksi

- A380 yolcu uçağı kanat panelleri ve flaplar; karbon epoksi
- A380 yolcu uçağı burun bölümü (radome); CTP
- A380 yolcu uçağı dikey stabilizer; Aramid epoksi
- Airbus A320 uçaklarında kanatlarda, spoilerde, eleronlarda, kuyruk takımlarında, silindirik motor kılıflarında, karbon takviyeli kompozitler kullanılmıştır.
- Zemin Plakası; Airbus 300/600 uçaklarında kullanılan karbon takviyeli Polieterimid
- F-14 uçaklarında, yatay dengeleyiciler,
- F-15'lerde ise yatay ve dikey dengeleyiciler, bor-epoksi kompozit malzemesinden yapılmıştır.
- F-16 larda, yatay ve dikey dengeleyicilerin yanı sıra kontrol yüzeyleri de karbon epoksidir.
- F/A-18 uçaklarında kanat yüzeyleri, yatay ve dikey dengeleyiciler, hız frenleri ve kontrol yüzeyleri,
- AV-8B uçaklarında; kanatlar, yatay dengeleyiciler, ön gövde ve kontrol yüzeyleri karbon-epoksi olarak yapılmıştır.
- Boing 757 ve 767'lerde; kontrol yüzeyleri karbon-epoksi motor kaportaları karbon/aramid-epoksidir.



Şekil 2. 16: C-17 Kapı Asemblesi [20]



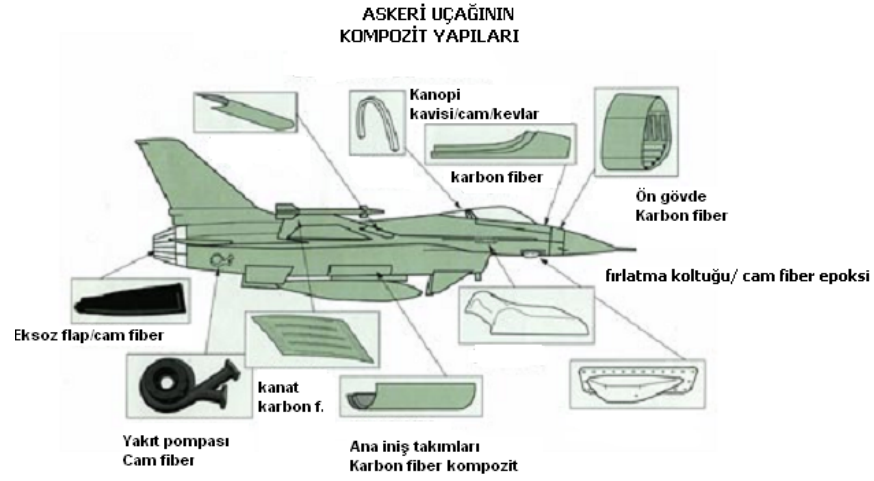
Şekil 2. 17: F-16 Radome [20]



Şekil 2.18: F-22A skin [20]



Şekil 2.19: Ticari Uçaklardaki Kompozit Kısımlar [21]



Şekil 2.20: Askeri Uçaklardaki Kompozit Kısımlar [22]

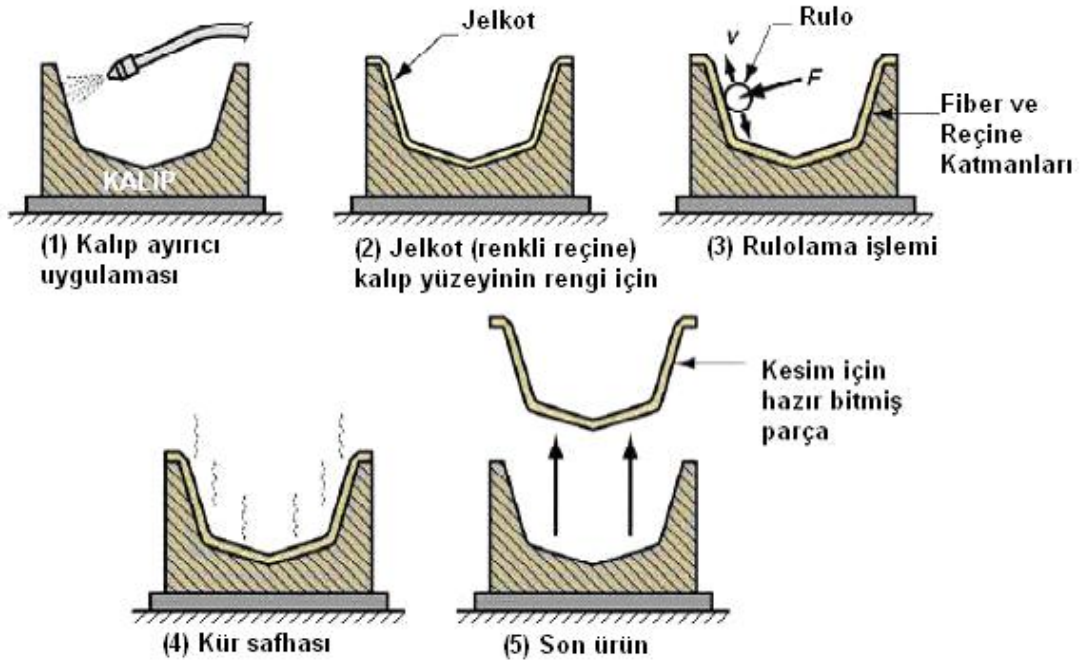
3. KOMPOZİT İMALAT YÖNTEMLERİ

Kompozit imalat yöntemlerini iki ana gruba ayırmak mümkündür.

1. Açık kalıplama yöntemleri (temas yüzeyli kalıplama): Açık kalıplama yönteminde üretim süresince jelkot ve laminalar hava ile temas halindedir.
2. Kapalı kalıplama yöntemleri: Kapalı kalıplama yönteminde ise üretim çift taraflı kalıplarla ya da vakum torbasıyla olur. Bu iki kategoriye dahil olan birçok üretim yöntemi vardır.

3. 1. Açık Kalıplama Teknikleri

3. 1. 1. El Yatırması Yöntemi



Şekil 3.1: El Yatırması Prosesi Adımları [23]

Düşük üretim düzeylerinde yaygın kullanımı olan bu kalıplama yöntemi, ilk zamanlardan beri endüstride sürekli gelişime açık olan ve üzerinde çalışılan üretim yöntemlerinden biri olmuştur. Uygulama alanı çok geniş olan bu yöntem özellikle yüksek mukavemet gerektiren oldukça büyük parçaların ve tek yüzü düzgün istenen parçaların üretimleri için uygundur [14]. Kalıp yüzeyi ile temas eden yüzey düzgün,

diğer yüzeyler pürüzlüdür. Elle yatırma yoğun işçilik gerektirmesine rağmen düşük sayıdaki üretimler için çok uygundur.

Üretimin başlangıç safhasında kalıp iyice temizlenerek yüzeyine spreyci tabancası veya fırça ile pigment katkılı, ayırıcı özelliği olan jelkotlar uygulanır [24]. Jelkot genellikle 0.5mm kalınlığında olur. Jelkot yeterli sertliğe ulaştığında kuru takviye malzemesi tabakaları jelkotun üzerine yerleştirilir ve reçine elle açık kalıba uygulanır. Bir başka takviye malzemesi ve reçine istenen kalınlık elde edilinceye kadar uygulanır. Takviye malzemesi üzerine uygulanan reçine sertleşene kadar rulolama işlemine tabi tutulur.

Rulolama işleminin amacı tabakalar arasında kalan hava kabarcıklarını gidermektir. Önemli bir uygulama olan rulolama işlemi her kat takviye malzemesinden sonra tekrarlanır. Ara yüzey ayırma elamanı olarak buharlaşan bir çözücüde çözülmüş fluorokarbon türevleri kullanılmaktadır.

Kalıpta kompozitin ayrılması için silikon boyalar da kullanılabilir. Ancak bu kullanım daha sonraki aşamalarda sorunlara sebep olmaktadır. Politetrafluoroetilen ayırıcılar yüksek sıcaklık gerektiren yöntemlerde tercih edilirler.

Takviye malzemesinin kalınlık ve türü tasarımcılar tarafından belirlenir. El yatırması yöntemi oldukça esnek bir yöntemdir ve kullanıcıya değişik tipte kumaş veya hasır malzemeler yerleştirmek suretiyle parçanın optimizasyonuna müsaade eder.

Katalizörler, hızlandırıcılar ve parçanın kullanımı için gerekli malzemeler reçineye ilave edilebilir. Bu sayede kompozit yapılar dışarıdan ısı kaynağına ihtiyaç duyulmadan oda sıcaklığında kür edilebilir. Kür işlemine hız katmak için ısı kullanılabilir.

Reçinede meydana gelen kimyasal tepkimeler malzemeyi yüksek dayanımlı ve hafif ürünler elde edebilecek şekilde sertleştirir. Beton matris içinde çelik çubukların takviye malzemesi görevi görmesi gibi, reçine, elyaf takviyeleri için matris görevindedir [14].

Bu süreçte genelde polyester veya epoksi reçineler kullanılır. Polyester düşük maliyeti ve kullanım kolaylığından dolayı epoksiyle kıyaslandığında daha yaygın bir kullanım alanına sahiptir. Ayrıca polyesterleri kalıptan ayırmak için çok çeşitli

ayırıcılar vardır. Ancak epokside “iyi yapışma” özelliğinden dolayı daha özel yapıda kalıp ayırıcılara ihtiyaç duyulmaktadır.

El yatırması yöntemiyle üretilen parçaların sadece kalıpla temas eden yüzeylerinin düzgün oluşu, emek yoğun bir proses oluşu ve üretim kalitesinin işçi kabiliyetine bağlı olması, açık kalıplama yöntemi oluşundan dolayı stiren yayılımının olması prosesin dezavantajları arasındadır.

Avantajları:

- Düşük üretim maliyeti
- Üretilen parçaların boylarında kısıtlama olmaması
- Tasarım esnekliği
- Diğer yöntemlerle kıyaslandığında en düşük yatırım maliyetine sahip olması
- Çok çeşitli dekoratif renk seçeneğinin oluşu
- Yerinde kalıplama olanağı
- Prototip üretimine ve büyötmeye uygun olması
- Bölgesel mukavim yapılabilme özelliğı

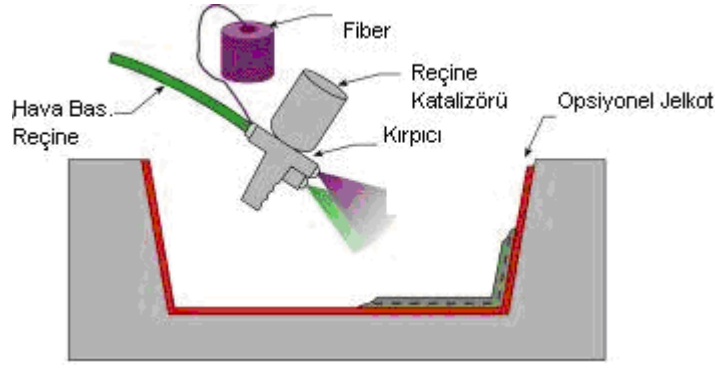
Bu yöntem yaygın olarak tekne gövdelerinde, otomobil ve kamyon gövde panelleri, yüzme havuzları, depolama tankları, korozyona dayanımlı ürünler, mobilya ve aksesuarlar, elektrikli ev aletleri ve havalandırma kanallarının yapımında kullanılır [24].

3.1.2. Püskürtme Yöntemi

Bu yöntem el yatırması yönteminin biraz daha geliştirilmiş hali olarak düşünülebilir. Reçine ile lifin kalıp yüzeyine uygulama tarzı farklılık göstermektedir El yatırması prosesi reçine ve takviye elemanları manüel olarak yapılırken bu proseste püskürtme tabancasının kullanılması emek yoğunluğu azalmaktadır.

Püskürtme tabancası, eş zamanlı olarak sürekli elyafı kırpmakta ve püskürtmeyle uygulanan reçineye katalizör karıştırma işlemini de yapmaktadır.

Ürünün dayanımının çok önemli olmadığı yerlerde, püskürtme yöntemi en uygun seçenektir.



Şekil 3.2: Püskürtme Yöntemi [13]

Püskürtme yöntemindeki işlem basamakları, el yatırma yöntemindekilere çok benzerdir. İlk önce kalıba çözücü ajan uygulanır. Daha sonra, bir kat jel tabaka uygulanır ve sertleşmesi beklenir. Jel tabaka sertleşince, lif reçine karışımı kalıp yüzeyine spray tabancası kullanılarak püskürtülür [25]. Spray tabancası gelen elyaf şeritleri (bir veya daha çok şerit) belirlenen uzunluklarda (20-40 mm) keser ve lifi, reçine / katalizör karışımına sevk eder.

Spray tabancası temelde iki çeşittir. Birincisi ve yaygın olarak kullanılanı, daha önceden hızlandırıcısı katılmış reçineye özel bir aracılığıyla katalizör ilave edilen katalizör enjeksiyon tabancalarıdır. Bir diğer çeşidi ise çift kap sistemli püskürtme tabancalarıdır. Bu sistemde ise reçine iki kısma bölünür. İlk kapta reçineye katalizör, ikinci kaptaysa reçineye hızlandırıcı katılır. İki kısım beraberce püskürtüldüğünde tabanca dışında birleşir ve kalıp yüzeyinde sertleşme başlar.

Tabanca içerisinde sağlanan karıştırma işlemi, sağlık açısından operatöre verebileceği zararları minimuma indirir.

Çalışma prensiplerine göre de havasız ve hava püskürtmeli olmak üzere ikiye ayrılırlar [14]. Hava kullanılmayan spray tabancaları daha yaygın hale gelmektedir. Çünkü, bunlar daha kontrollü bir püskürtme ve daha az uçucu parçacık yayılımı sağlarlar. Hidrolik basınçla özel nozullardan verilen reçine takviye malzemesini doygunluk noktasına getirecek şekilde damlacıklar halinde püskürtülür. Hava püskürtmeli tabancalarda reçineyi püskürtmek için basınçlı hava kullanılır. El yatırması prosesiyle aynı avantaj ve kullanım alanlarına sahip olmakla birlikte:

- Bu yöntemde kullanılacak malzemenin el yatırması yönteminde kullanılanlardan daha ucuza mal edilebilir olması
- Kullanılan fazla malzemedan tasarruf edilebilmesi

- Püskürtme tabancasının kullanımı sayesinde reçine uygulama ve emdirme zamanının düşürülmesi
- Çalışan emeğini azaltılması
- Katalizör katılmış reçine israfının önlenmesi

Püskürtme yöntemini el yatırması yönteminden maliyet açısından daha avantajlı kılmaktadır.

3. 1. 3. Elyaf Sarma (Filament Sarım Yöntemi / Fiber Yerleştirme)

Önceden veya sarım sırasında reçine emdirilmiş sürekli liflerin dönen bir kalıp yüzeyine veya makine kontrollü geometrik yapıya sahip mandreller üzerine tasarımla belirlenmiş sarım geometrisine uygun sarılması yöntemidir. İstenen sarımı elde etmek için operatörler, boru çapları, mandrel hızı, basınç oranı, bant genişliği, lif açısı vs. gibi birçok değişkeni girer [14]. Bu yöntem üstün kalitede yüzeye sahip ürün eldesinde devrim niteliği taşımaktadır. Mandrel sabit bir hızla dönerken lif dağıtım ünitesi ileri-geri hareketi yaparak istenen açıda sarım gerçekleştirilir.

Avantajları:

- Elyaf ağının sürekli olması ve ard arda sarılan elyaflar yüksek mukavemet sağlar.
- İmalatı kolaydır.
- Oldukça büyük yapılar elde edilebilir.
- Avantajlı üretim maliyetine sahiptir.
- Yüksek hacimli ve ucuz üretim için otomatize edilebilir.
- Termoset ve termoplastik kullanımına imkan verir.
- Çok sayıda takviye malzemesi ve reçine seçeneği vardır.

Dezavantajları:

- Mandrel in çıkarılabilecek şekilde tasarlanma zorunluluğu.
- Sarım yolunun kolaylıkla değiştirilememesi
- Kompleks ve pahalı mandrel kullanılması
- Zayıf bir dış yüzeye sahip olunması
- İçbükey parçalara uygun olmaması

Bu proseste kullanılan genel amaçlı polyesterler daha iyi kimyasal dayanım istendiğinde yerini izoftalik polyesterlere bırakabilir.

Yüksek sıcaklık ve korozyona karşı dayanıklı oluşu ve yine birçok kimyasal dayanımı açısından bisfenol elyaf sarım yönteminde tercih edilen reçineler arasındadır [14].

Vinil Esterler, kimyasal dayanım, sertlik ve yapısal avantaj sağlarlar.

Yüksek mekanik ve kimyasal dayanım, düşük çekme ve iyi yapışma özelliklerinden dolayı epoksi reçineler yüksek yapısal performans beklenen uygulamalarda başarılı bir şekilde yerini almıştır.

Genelde elyaflar mandrele sarılmadan reçine banyosundan geçirilirler ancak bunun mümkün olmadığı durumlarda örneğin kırılmış demetlerin kullanılması halinde reçine eş zamanlı olarak püskürtülür veya mandrel üzerine dökülür.

Bazen de özellikle yüksek performans uygulamalarında ön ıslatma olarak adlandırılan ayrı prosesle elyafa uygulanır ki buna prepreg ya da önceden reçine emdirilmiş ürün denir. Daha maliyetli bir sistem olmasına rağmen reçinenin kontrolü ve karmaşık parçalarda elyaf yerleşim esnekliğinin elde edilmesine imkan verdiği için tercih edilir.

Son zamanlarda termoplastiklerde de bu yöntemin kullanımı yaygınlaşmıştır. Takviye malzemesi ve reçine mandrele sarılabilecek bir şerit oluşturmak amacıyla çeşitli tekniklerle önceden birleştirilir. Mandrelin bantla temas ettiği noktanın ısıtılmasıyla bütün bir yapı elde edilir. Ancak çok ekonomik bir proses değildir.

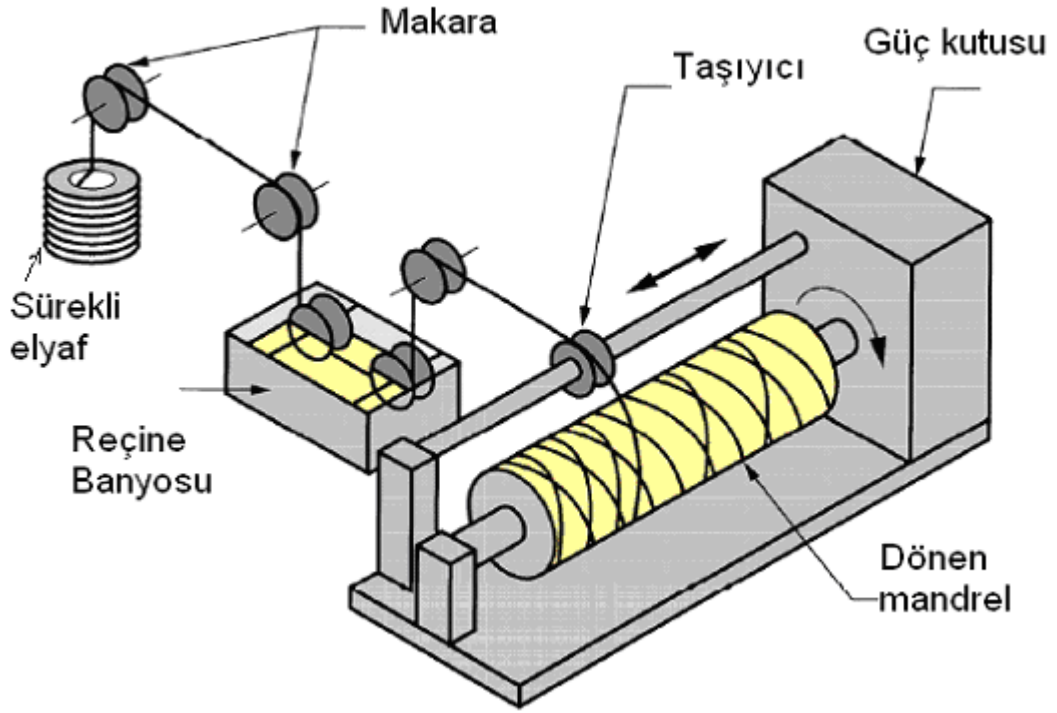
Cam, karbon ve Kevlar lifleri elyaf sarma yönteminde kullanılabilir. Bunlar sürekli demetler, dokunmuş ve tek yönlü şeritler, kırılmış elyaf, sürekli veya kırılmış demetten keçeler şeklinde olabilir.

Farklı elyaf türlerinden oluşan “hibrid” takviye sistemlerinin de bu yöntemde kullanımı yaygınlaşmaktadır.

Kullanılan Ekipman:

En yaygın ekipman çelik mandreldir. Mandreller, hem kolay hareket etmesi için hem de kompozit yapının iç yüzeyinde yüksek parlaklık sağlamak için kromla kaplanırlar.

Bazı yapılarda mandreller çıkarılmaz ve kompozit yapının bir bileşeni gibi kalır. Örneğin, basınç hortumlarında çıkarılmayan mandrel, kompozit iç yüzeyinde geçirgen olmayan bir bariyer yüzey oluşturur ki bu da hortum içerisindeki basınçlı gaz veya sıvıların sızıntısını önler.



Şekil 3.3: Elyaf Sarım Prosesi Düzenegi [23]

İki eksenliden altı eksenliye kadar değişen, çok çeşitli nümerik kontrollü sarım makineleri bulunmaktadır.

Elyaf sarma değişik ekipmanlarla da mümkündür:

- Sürekli Sarıcı: dönmeyen (hareketsiz) mandrel sürekli sarıcı bir sarma istasyonu arasında hareket eder.
- Kutupsal Sarma: mandreller kapalı bir silindir oluşturacak şekilde iki ekseninde dönerler.
- Kontinü Sarma: takviye malzemesi ve reçine kesintisiz boru üretebilen, sonsuz hareket kabiliyetli bir kalıp sistemi üzerine uygulanır.
- Örgü Sarıcı: bir çemberden geçirilerek bu yapının oluşması sağlanır.
- Kırpma Çemberi: Hibrid bir prosestir. Büyük boyutlu uygulamalarda Püskürtme yöntemi ve elyaf sarma yöntemi karışımı şeklindedir.

Masura formunda yerleştirilen lifler, taşıma ünitesinde bulunan reçine banyosundan, daha sonra da dağıtım gözünden geçirilerek mandrelle sarılır. İstenen lif açısı dağılımı sağlandıktan sonra, kompozit tabaka ile mandrel bir kür bölgesine taşınır. Oda sıcaklığı veya daha yüksek sıcaklıklarda kür edilir. Çok kalın tabakalar için sarımın bölümler halinde yapılması ve ara sarım bölgelerinde kür işlemine izin verilmesi

önemlidir. İyi bir ıslaklık sağlanması için lif içinde hava kabarcıklarının kalmamasına özen gösterilmelidir. İyi bir emdirme içinse şeritler sabit bir gerilimde tutulur, rehber raylarından geçirilir ve reçine banyosundan sonra sıyırıcı bıçak kullanılır. Sıyırıcı bıçaklar, aşırı reçineyi sıyrarak düzgün reçine katmanı oluşturur. Burada şeritlerin gerilimi çok büyük önem taşımaktadır. Eğer şeritlerin gerilimi çok büyük olursa tabaka tam olarak sıkı paketlenemez ve şeritler üzerinde aşırı reçine bölgeleri oluşur. Gerilimin çok yüksek olması da liflerde kopmalara neden olabilmekte ve iç bölgelerde reçinesiz kısımların kalmasına neden olmaktadır.

Elyaf Sarma Yönteminin Uygulama Alanları:

- Petrol ve gaz için tank ve boru ürünleri, kimyasal üretim endüstrisi ve su/atık su arıtması için kullanılan boru ve tanklar, şaftlar (endüstriyel ve otomotiv)
- Kavisli şekiller, birleştirme çubukları, şişeler, oltalar,
- Tank ve borular için parçalar
- Uçak yakıt tankları
- Hava ve gaz basınç hatları
- Roket motor ve kovan kaplamaları
- Silah ve top namluları
- Gemi/yat direkleri, taşıyıcı elemanlar, teleskopik (iç içe geçmeli) direkler
- Tenis raket çerçeveleri, golf sopaları
- Tren vagonları (taşımacılık)



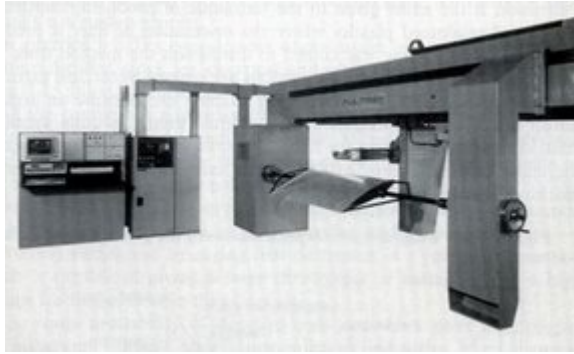
Şekil 3. 4: Elyaf sarım yöntemi ürünlerine örnekler [26]

Özellikle su nakil borularında elyaf sarım yöntemiyle üretilmiş cam elyaf takviyeli kompozitler pürüzsüz iç yüzeyleri sayesinde suyun hareketi için gereken enerjiden

%10-35 oranında, ağırlıklarının da demir ve beton boruya kıyasla çok düşük olması büyük avantaj sağlar.

Elyaf Sarım Yönteminin Geleceği:

Elyaf ve reçinenin maksimum verimle kullanılması, makine kontrollü olması, işçilik maliyetinin düşük olması ve yüksek üretim kapasitesi proses üzerinde çalışmalara ağırlık vermede etkili rol oynamaktadır. Gelecekte bu yöntemin tamamen bilgisayar kontrollü olacağı öngörülmektedir. Ürün çeşitliliği ve maliyeti düşürmek açısından termoplastik reçinelerin bu prosese adaptasyonu üzerine çalışmalar artabilir. Yine büyük bir avantaj sağlayan “hibrid” takviye sistemlerinin kullanımı üstün yapısal özellikler ve düşük maliyetli uygulamalarda yeni alanlar açacaktır. Özel amaçlı, yüksek hacimli yapılar için gereken sistemlerde rekabet şansı oluşabilir. En önde gelen problemlerden biri lif gerilim kontrolüdür bunun için gerilim sensörleri uygulamaları geliştirilebilir.



Şekil 3.5: Elyaf Sarma Makinesi [25]

3. 2. Kapalı Kalıplama Teknikleri

3.2.1. Profil Çekme (Pultrüzyon) Yöntemi

İstenilen şekilde profillerin ve özel kesitli kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan bu yöntem 1940’ların sonundan itibaren başlıca iki tür ürün elde etmek amacıyla kullanılmıştır; Rijit çubuk ve lamalar; boru, kanal, kiriş gibi endüstriyel profil şekilleri. Profil şekilleri tamamen kullanılan kalıba bağlı olup çıkan ürünlerin boyuna mukavemetleri çok yüksektir.

“Profil çekme” genelde eş yönlü lifler içeren parçaların üretiminde kullanılır. E-cam, S-cam, karbon ve aramid lifleri takviye elemanı olarak kullanılır. En çok kullanılan takviye tipi E-cam fitiller olmakla birlikte [14], tek uçlu veya çok uçlu fitiller ve

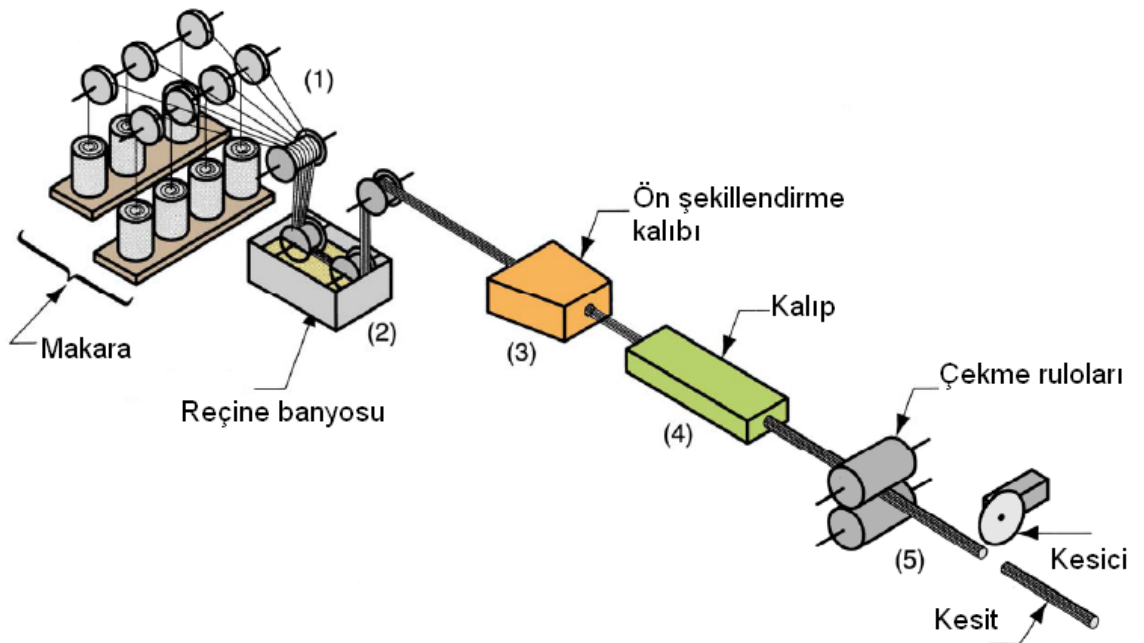
karbon elyafı, bükümlü fitiller, sürekli keçeler, cam ve karbon elyafından tüller, örgü kumaşlar, dikişli veya dokunmuş ürünler veya bunların kombinasyonlarından bir veya birkaçı çift yönlü ve çok yönlü dayanım özelliklerini sağlama için tercih edilir.

Bu yöntemde elyaflar iki türlü uygulama ile çekilerek ısıtılmış çelik kalıptan geçirilir ve belirlenen kesitte sertleşmesi sağlanır:

1. Çekilecek elyaflar önceden katalizlenmiş reçine banyosundan geçirilir ve sonra ısıtılmış kalıptan reçine fazlalıkları sıyrılarak çekilir.
2. Bu uygulama türünde ise elyaf belli bir gerilim ile kuru olarak ısıtılmış kalıptan geçirilir ve kalıp içerisinde reçine enjekte edilir.

Sisteme beslenen sürekli takviye malzemesi reçine banyosundan geçirildikten sonra 120-150 °C'ye ısıtılmış şekillendirme kalıbından geçilerek sertleşmesi sağlanır. Kalıp içerisinden geçirilen malzeme kısmen veya tamamen kür edilmiş olur ve çıkan parçalar düzgün olduğu için genellikle ard işlem gerektirmez.

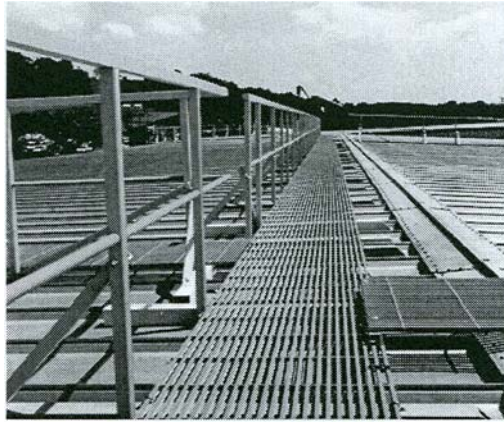
Kalıplar genellikle krom kaplanmış parlak çelikten yapılmaktadır. Sürekli elyaf kullanılmasından dolayı takviye yönünde çok yüksek mekanik mukavemet elde edilir. Enine yükleri karşılayabilmek için özel dokumalar kullanmak gerekmektedir. Kalıptan çıkan ürün bıçaklarla istenilen uzunluklarda kesilir. Pultrüzyon yöntemi, düşük işgücü gerektirmektedir otomatik bir prosestir.



Şekil 3.6: Profil Çekme Yöntemi Düzenegi [23]

Şekilden de takip edebileceğimiz gibi pultrüzyon prosesinde işlevi olan ekipmanlar:

- Takviye malzemelerinin saklanması ve dağıtımı için keçe ve fitil sehpaları
- Reçine banyoları (takviye malzemelerinin ıslanmasını sağlamak için)
- Kalıp şekline göre takviye malzemelerini ön şekillendirmeye tabi tutan ve reçine fazlalıklarını ayıran şekillendirme kılavuzları
- Kontrol paneli (kalıp sıcaklığı, kesme hızı, kesme şekli (devamlı veya kesikli) kontrolünü sağlamak amaçlı)
- Üretilen profilleri istenen uzunlukta kesmek için kesme bıçakları şeklindedir.



Şekil 3.7: Profil çekme yöntemi ile üretilmiş parçalar kullanarak üretilen cam lifi ızgara ve tırbazan sistemleri [25]

Izgara sistemleri hafif, uzun süre dayanımı olan sistemlerdir ve kolay montaj imkanı sağlar. Bu yöntem malzemenin kalıp boyunca çekilerek üretilmesi dışında alüminyum ve termoplastikler için kullanılan ekstrüzyon yöntemiyle benzerlikler göstermektedir.

Doymamış polyester (%90) ve vinil reçineler profil çekme yöntemi için en yaygın kullanılan reçinelerdir. Bu yöntem kolay işleme sağlamakla kalmayıp çok iyi performans / fiyat oranı sunmaktadır. Epoksiler ve fenolik reçineler özel amaçlı performans özellikleri gerektiren parçaların imalinde kullanılmaktadır ancak bu reçinelerin işlenmesi daha zordur. Ayrıca, bu reçinelerle çalışırken kullanılan çekme hızları, reçine aktivitesinin düşük olması nedeniyle daha yavaştır.

Fenolik reçineler bu yöntemle üretilen parçalara yanmazlık ve düşük duman yayma özellikleri kazandırırken, epoksilerin de yüksek mukavemet, daha yüksek ısı dayanımı ve elektriksel özelliklerde yüksek performans sağlamada etkili olurlar.

Üretim karakteristiklerini, yalıtım karakteristiklerini ve alev dayanımı gibi özellikleri geliştirmek, toplam maliyeti düşürmek için reçine içerisine dolgu malzemeleri katılır.

Başlıcaları: Maliyeti düşürmek ve parçanın opaklığını arttırmak amaçlı kullanılan Kalsiyum karbonat; alev geciktirici olarak kullanılan Alüminyum trihidrat ve antimon trioksit. Alüminyum silikat (kaolin kil) yalıtım, opaklık, yüzey finiş özelliği ve kimyasal dayanımı (korozyon) artırmak amaçlı Alüminyum silikat (kaolin kil) kullanılır [25].

Katkı malzemeleri ise:

Kalıp ayırıcılar, hassas profil sağlayıcılar ve ısıl çekmeyi engelleyici kimyasallardır.

Profil çekme prosesinde, reçine emdirilmiş liflerin, istenilen şekle dönüştürülmesi için çelik kalıplar kullanılır. Kalıpların kesitleri, uzunlukları boyunca sabittir. Kalıplar belirli bir sıcaklığa kadar, reçinenin kısmen veya tamamen kür edilmesi için ısıtılırlar.

Kuru liflerin aşındırıcı yapısı nedeniyle, genellikle seramik rehberler kullanılır. Bu nedenle emdirilmiş takviye elemanları ısıtılmış bir kalıp içerisinden geçirilir. Kalıp, hafif daralan bir girişe sahiptir. Reçine ısıtılmış kalıp içerisinden geçerken kür edilir. Kalıbın uzunluğu; reçinenin aktivitesine, parça kalınlığına ve üretim miktarı gereksinimlerine bağlıdır. Reçine aktivitesi ne kadar fazla ise, kalıp uzunluğu gereksinimi o kadar az olmaktadır.

Profil çekme yönteminin avantajları:

- Zamandan ve malzemedan tasarruf sağlar
- Elyafın büyük bir kısmı optimum çekme dayanımı elde edecek yönde boyuna yerleştirilir.
- Düşük işçilik maliyeti
- Büyük ölçekli parçalar için uygunluk
- Hızlı üretim yapabilme (otomatikleşmesi)
- Yatırım masrafları diğer yüksek hacimli üretim proseslerine kıyasla düşüktür.
- Sürekli bir proses olduğundan istenen uzunlukta parça üretilebilir.
- Burada kullanılan lif-reçine maliyeti prepreg ve kumaşa kıyasla daha düşüktür.

Bütün bu özellikler bu prosesi çok ekonomik kılmaktadır.

Dezavantajları:

- Elyaf çekme yönüne yerleştirildiğinden enine mukavemet düşüktür. Bu da tasarımcıların daha kalın parçalar tasarlamasını gerektirmektedir.
Örgü, dikişli ve dokunmuş kumaşların artan kullanımı pultrüzyon yöntemini bazı yapısal uygulamalarda izotropik (her yönde aynı özellikler) özellikler sağlayabilecek hale getirmiştir.
- Reçineler kalıba yapışma eğilimi göstermektedirler buda parça kalitesini etkilemektedir.
- Reçine kalıp içerisinde uzun süre kalmaktadır. Bir hata olduğunda işlemi bitmiş reçineye müdahale etmek zordur.

Kullanım alanları:

Önceleri eğlence ve elektrik sektöründe daha yaygın kullanılırken ekonomik bir yöntem oluşu ve hızlı gelişim göstermesiyle birlikte havacılık, otomotiv, korozyon ve inşaat sektöründe de kullanımı yaygınlaşmıştır.

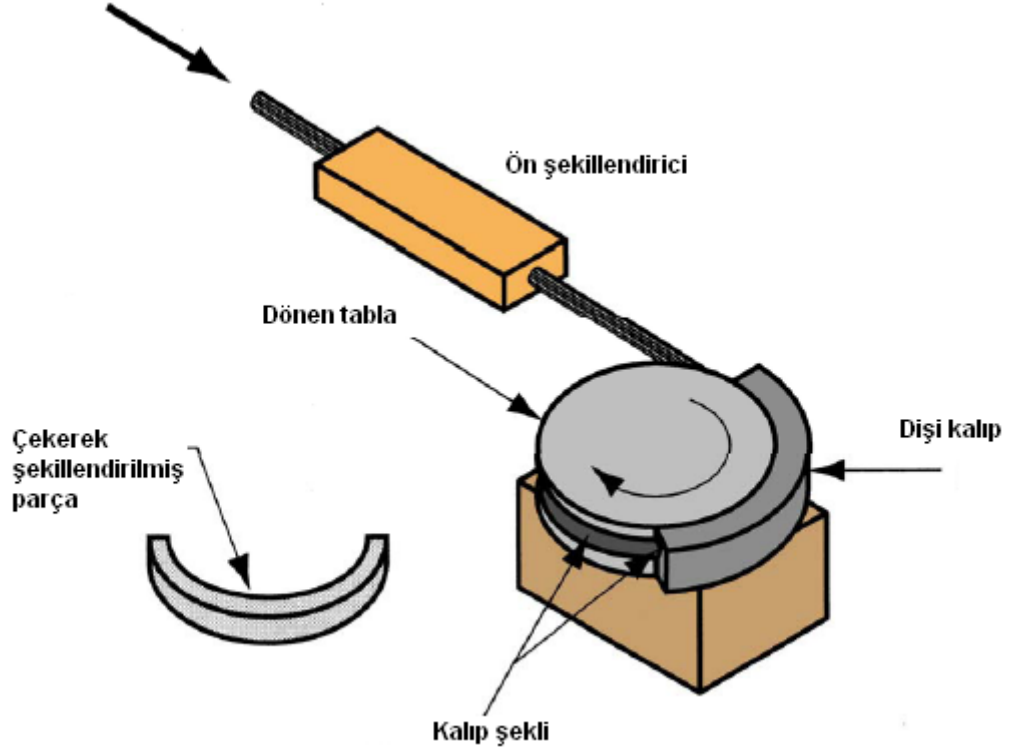
Hafifliğin ve kimyasal dayanım özelliklerinin ön planda olduğu korozyon sektöründe su, atık su temizleme tesislerinde ve kimyasal üretim tesislerindeki kullanımlarıyla en hızlı gelişimi göstermiştir.

Tasarımcılar açısından bakıldığında en büyük avantajı başka malzemelerden yapılmış olan çok sayıdaki standart yapısal şekil profilleri bu yöntemle kolayca uyarlanmıştır. (merdiven, tırabzan, parmaklık, kablo döşeme sistemleri)

Mükemmel ısı yalıtımı ve düşük ısı genleşme katsayısıyla ve de su sızdırmazlıktaki yüksek performanslarıyla kompozitten yapılmış kapı ve pencereler inşaat sektörünü hareketlendirmiştir. Ahşap malzeme kullanımı maliyeti de arttırdığı için kompozitlerin sektörde yer alması kolaylaşmıştır.

Alt yapı uygulamalarında kullanımı artmış ve gelişmeler göstermektedir. Yoğun eksenel takviye yüklemesiyle yüksek sertlik değerlerine ulaşmak ve büyük boyutlu parçaların üretimine elverişlilik köprü gövdelerinde, yaya üst geçitlerinde, yürüyüş yollarında, zemin ve ekipman desteklerinde ve taşıt köprü platformlarında pultrüzyon yönteminin tercih edilmesinde etkin rol oynamıştır.

Bu yöntem düz kesitlerin yanı sıra farklı şekillendirme kalıpları kullanılarak aşağıdaki gibi profil çekerken şekillendirme imkanı da sağlamaktadır.



Şekil 3.8: Profil Çekerken Şekillendirme [23]

3.2.2. Reçine Transfer Yöntemi (RTM)

Sıvı kalıplama yöntemi olarak da bilinen bu yöntem önceden şekillendirilmiş veya kesilmiş takviye malzemelerinin erkek ve dişi kalıp arasına alınarak kapatıldığı bir kapalı kalıplama yöntemidir. Basınç altında tutulan reçine, katalizör, renk, dolgu vs. karışımı tek veya çoklu portlardan kalıp içine pompalanır.

Baskı kalıplama ve enjeksiyon kalıplama yöntemleri yüksek üretim kapasitelerinden dolayı daha yaygınken, RTM yöntemi lif yönlendirilmesinin kontrol altında tutulmasıyla ve nerdeyse net şekilli parçaların üretimini sağlaması açısından ön plana çıkmıştır.

Bu yöntemde genellikle sürekli lifler kullanılır.

RTM prosesinin en belirgin özelliği her iki yüzeyi düzgün yapısal parçalar üretebilmesidir. Kalıp yüzeylerinden birine veya ikisine birden jelkot uygulanabilir. Korozyon dayanımı ve/veya dış yüzey görünümü daha iyi istenen durumlarda tül veya yüzey keçesi kullanılabilir.

Bu proste epoksi, vinilester, fenolik reçine, pigment ve dolgularla kombine edilmiş (alüminyum trihidrat ve kalsiyum karbonat) metil metakrilat, üreanlar,

bismaleimidler, akrilik, polyester hibridleri de kullanılabilir. En yaygın olanları epoksiler ve doymamış polyesterlerdir. Yüksek viskoziteli reçinelerin kullanımı farklı ayarlar gerektirmektedir. Yeni geliştirilen epoksi reçineler hızlı kür edilebilme özelliğiyle üretim kapasitesini de arttırmaktadırlar. RTM yönteminde devamlı keçe ve kırılmış demetten ön şekillendirilmiş takviye malzemelerinin kullanımı yaygındır. Isı ile şekillendirme işlemiyle kalıp şekline tam uyan ön şekillendirilmiş yapılar, farklı dokunmuş elyaf türleri kullanılabilir.

RTM yönteminde ön form olan takviye malzemesi kalıba yerleştirilir. Balsa veya köpük öz malzeme olarak kullanılır. Öz malzeme kullanılması yapının hafif olmasını sağlamakla birlikte, sandviç yapı oluşturmak suretiyle de yapının güçlü olması sağlanır.

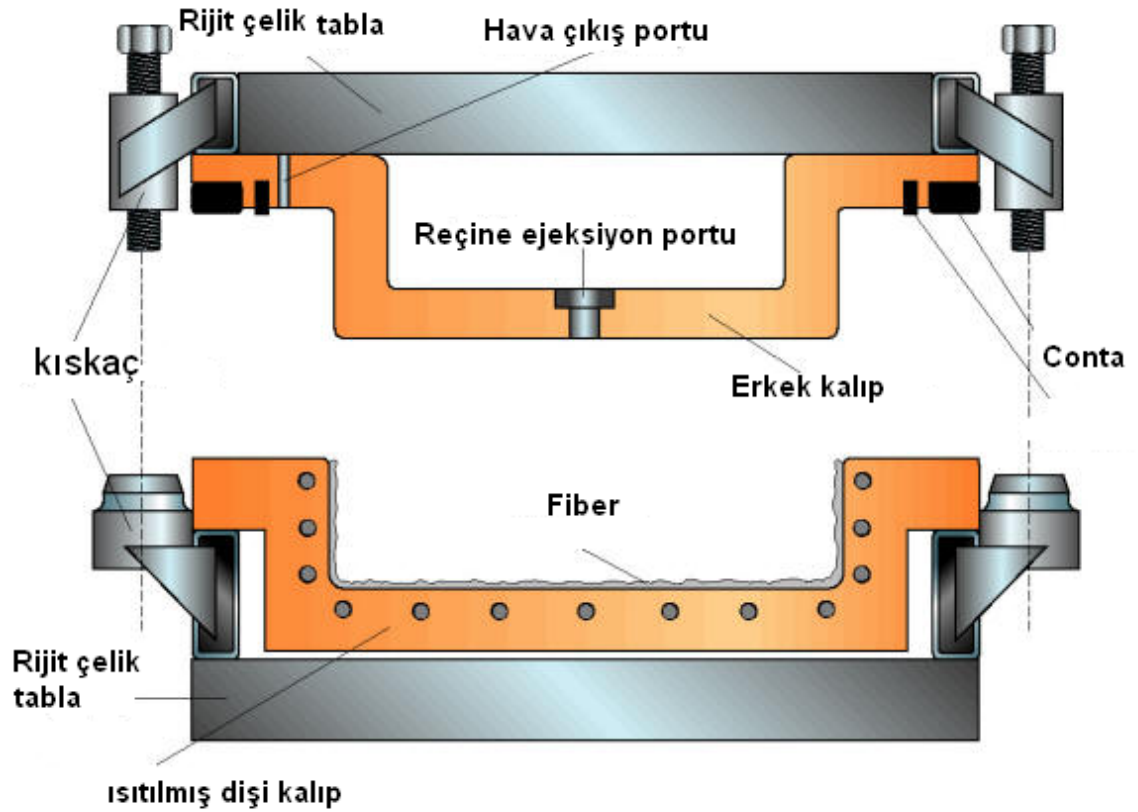
Takviye malzemesi ve öz malzeme kalıp boşluğuna konulduktan sonra sıvı reçine kalıp boşluğuna basılır. Reçine enjeksiyon basıncı birçok parametreye bağlı olarak 69-690 kPa, [25] arasında değişir.

Reçine ve katalizör farklı tanklarda depolanır ve statik bir karıştırıcıdan geçirilerek kalıba enjekte edilir. Enjeksiyon işlemi aşağıdan yukarıya doğru yapılır bunun da sebebi hava kabarcıklarının minimuma düşürülmesidir.

RTM yöntemindeki en önemli problem oluşabilecek kuru bölgelerdir. Bu yüzden kalıp çevresine sızdırmazlık sağlaması açısından conta yerleştirilir. Yine contaya yakın kısımlardan hava çıkışını sağlamak ve reçine firesini azaltmak için hava vanaları bulunmaktadır. Düzgün reçine akışı ve kuru bölgeleri elemek için bu hava kanallarına vakum uygulanarak takviye malzemesindeki hava çıkarılır. Vakum aynı zamanda kalıbın hızlı dolmasını da sağlamaktadır.

Reçine enjeksiyon basıncı; kalıptaki vakuma, reçine viskozitesine, kalıp boyutuna, boşluklu yapının geçirgenliğine, gerekli kalıp dolum süresi ve reçinenin kür kinetiklerine bağlıdır.

RTM prosesi için yapılan kalıplarda kullanılacak olan basınç göz önünde bulundurulmalıdır. Kalıp ömrünü ve proses kontrolünü arttırmak için sabit sıcaklıkta üretimin gerçekleşmesini sağlayan, ısıtma ve soğutma sistemleri içerecek şekilde tasarlanmıştır. Kapalı bir kalıplama sistemi olduğu için kalıpların tam kapanması için özel kilit sistemleri gerekmektedir [25].



Şekil 3.9: RTM Yöntemi [27]

RTM avantajları

- Kapalı kalıplama yöntemi olduğu için daha az organik uçucu gaz ortama yayılır.
- Kalıplar diğer kapalı kalıplama yöntemi kalıplarına göre daha ucuzdur.
- İki yüzü düzgün parça üretimi sağlar
- Dolgu sistemi maliyeti düşürmekte, alevlenmeme, duman yaymama özellikleri, daha iyi yüzey görünümü ve daha yüksek kırılma dayanımı gibi performans özellikleri katar.

Kalıp maliyetleri, orta ölçekli bir üretim yöntemi olması, enjeksiyon basıncının ayarlanabilmesi, kalıpların tasarlanması ve üretimi, kilit ve conta sistemi ele alındığında proses biraz daha karmaşık hal almakla birlikte dezavantaj da oluşturmaktadır.

3.2.3. Yapısal Reaksiyon Enjeksiyon Kalıplama Prosesi (SRIM)

RTM'le benzer olup kullanılan reçine ve enjeksiyon karıştırma yöntemi farklıdır. İki reçine bir kamarada yüksek hızda karıştırılarak kalıp içine basılır. Reçine çok düşük viskoziteli ve çok yoğun kullanımı olan poliizosiyaüretattır [25].

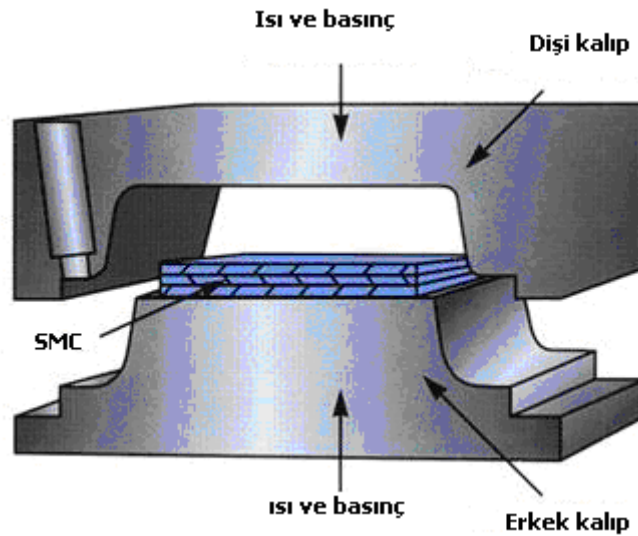
Reçine enjeksiyon oranı RTM’de kullanılan vinilester ve polyesterden çok daha hızlı gerçekleşir. Kür hızını arttırmak için de kalıp belli bir sıcaklığa kadar ısıtılabilir. Yüksek hacim ve düşük maliyet gerektiren alanlarda kullanılır. (Ör: otomotiv sanayi) tamponda, göğüs panelleri, pikapların taşıyıcı kısımları gibi. [25]

3.2.4. Baskı Kalıplama Yöntemi

Yüksek üretim kapasitesi gerektiren yerlerde çok yaygındır. Dört adet temel baskı kalıplama yöntemi vardır:

1. SMC hazır kalıplama bileşeni (tabaka kalıp bileşeni)
2. BMC hazır kalıplama bileşeni (hacimli kalıp bileşeni)
3. Islak sistemli preform ve keçeleri presleme
4. Takviyeli termoplastik levha presleme [14].

Bu yöntemde dişi-erkekli kalıp kullanılır. Önceden hazırlanmış olan baskı kalıplama maddeleri ısıtılmış kalıp arasına yerleştirilir ve belirli bir basınçta kalıp kapatılarak dolgu malzemesine istenilen şekil verilmiş olur.



Şekil 3.10: SMC hazır kalıplama bileşeni ile baskı kalıplama [28]

Prosesin en önemli avantajı, delik, flanş ve doğrusal olmayan kalınlıkları üretebilmesi ve ikincil bir işleme gerek kalmamasıdır.

Kaliteli yüzeyler için lif oranı %30 ‘la sınırlıdır. Bu yüzden bu oran göz önünde bulundurularak mekanik özellikler optimize edilmelidir.

Kalıp hareketiyle malzeme kalıp boşluğuna yayılır ve bu esnada da malzemenin içine sıkışan havanın dışarı çıkmasını sağlar.

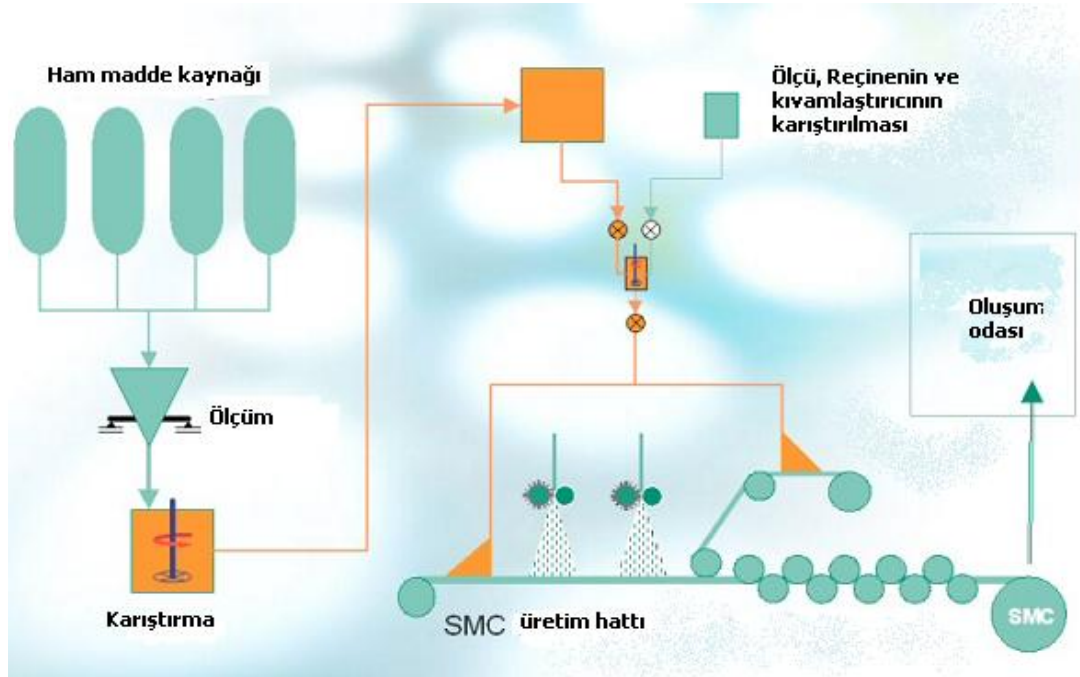
Bu yöntemde üretilen parçalar RTM ve Enjeksiyon kalıplamayla üretilen parçalardan daha incedirler. Bu nedenle kalınlık boyunca sıcaklık değişimi düzgün doğrusaldır. Bu üniform bir kür işlemi demektir. Üniform kür de parçada ilave gerilmelerin önlenmesi demektir [25].

Kalıp malzemesi olarak çelik seçilir. Yüzey kalitesini arttırmak için de kalıp yüzeyi krom ve nikelle kaplanır.

SMC takviye malzemeleri, reçine, dolgu malzemeleri, kimyasal kalınlaştırıcılar, katalizörler, kalıp ayırıcılar ve raf ömrünün uzamasını sağlayan diğer katkıların birleştirildiği, tamamen bütünleştirilmiş kalıplama bileşendir. Levha halindeki çeliğin kompozit karşılığı da denebilir [14].

Otomotiv, elektrik/elektronik ve ev aletlerinde ağırlıklı olarak kullanılır. Örnek radyatör destekleri, ağır taşıtların sürücü kabinleri, motor bileşenleri, kişisel tekneler, kuvvetler ve cephe lambalarında.

3.2.4.1. SMC Üretimi:



Şekil 3.11: SMC hazır kalıplama bileşenin üretimi [29]

Şekilden de anlaşılacağı üzere sıvı ve toz haldeki tüm SMC girdilerinin mikserde karıştırılarak elde edilen macun üzerine kırılan elyaf üstten ve alttan gelen taşıyıcı filmler tarafından kapatılarak sandviç yapıdaki bileşim oluşur. Bu yapı konveyör

bantta ilerleyerek rulolarda sıkıştırılır ve reçinenin uçuculuğunu önlemek için naylon ambalajlarla paketlenerek, sıcaklık kontrollü bir ortamda saklanır.

SMC-R: Rastgele elyaf dağılımı vardır. Üründe özellikler her yönde homojendir.

SMC-C: Tek yönlü devamlı elyaftan üretilmiştir. Yerleştirildiği yönde yüksek, çapraz ve diğer yönlerde düşük mukavemete sahiptir.

SMC-C-R : Devamlı elyaf ve gelişigüzel elyaf birleştirilmiştir..

SMC-D: Tek yönlü fakat devamlı olmayan lifler kullanılmıştır. SMC-C 'ye göre mukavemette düşme vardır. SMC-R ile birleştirilip SMC-D-R olarak isimlendirilir.

3.2.4.2. BMC Hazır Kalıplama Bileşeni:

Reçine, katalizör, toz haldeki dolgu maddesi, kırılmış fitil, pigment kaydırıcı, performans arttırıcılar harmanlanarak hamur şeklinde kalıplama bileşimini oluştururlar.

Bu yapı; yüksek ısı dayanımı, elektriksel özellikler, mukavemet ve rijitlik özellikleri ile tanımlanabilir.

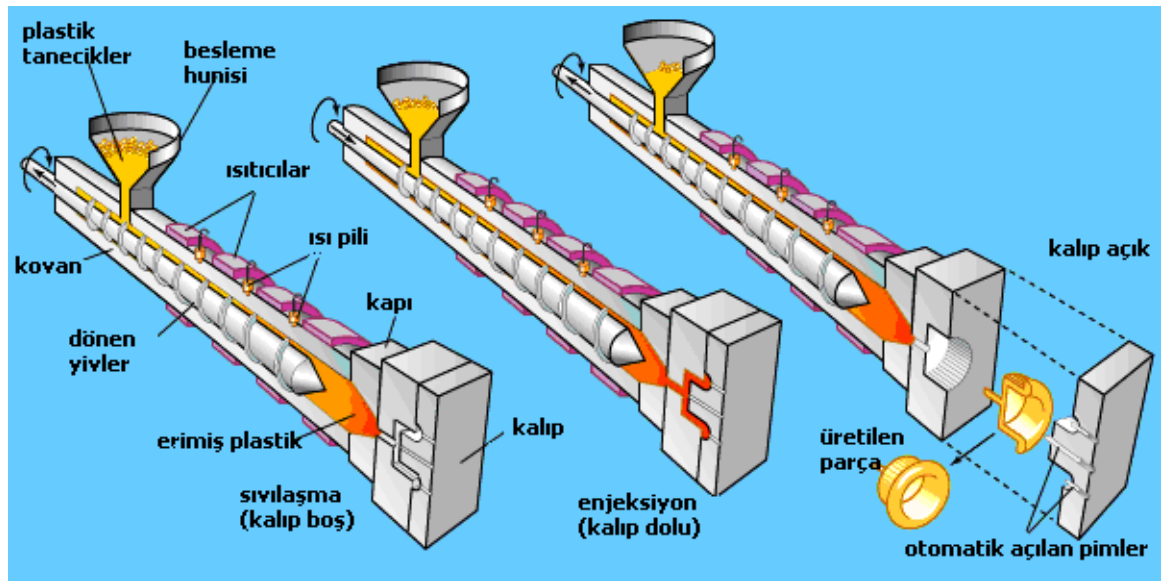
Reçine seçiminde ayrıca korozyona, yanmaya, darbeye etkisine dayanıklılık dikkate alınmalıdır.

- Ev aletleri parçalarının yapımında
- Otomobil farları
- Otomobil sübap kapakları
- Devre kesiciler
- Vites kutuları, fırça sapları
- Pompa muhafazaları
- Elektrik izolatörleri

kullanım alanlarıdır.

3.2.5. Enjeksiyon Kalıplama

Bu yöntemle üretimde daha çok termoplastiklerin kullanımı yaygındır ancak termoset uygulamalarında da başarılıdır. Yöntemin çalışma prensibi termoplastiklerin ısıtıldığında yumuşamasına ve soğutulduğunda sertleşmesine dayalıdır. Prosesin şekillendirilmiş hali aşağıda gösterilmiştir.



Granül halinde termoplastik reçine ısıtılmış metal silindirin bir ucuna huni aracılığıyla beslenir. Silindir çerisindeki burgu yivleri dönerler ve bu sayede reçine sıcak silindirin içine alınmış olur. Silindir içerisindeki sürede sıcaklığın etkisiyle reçine yarı akışkan hal alır. Yivler dönerken silindir de ileri geri hareket eder bu esnada reçine çift taraflı kalıba enjekte edilmiş olur.

Kalıp boşluğu üretilcek parçanın tam formunu sağlayacak şekildedir. Dişili –erkekli yani çift taraflı kalıp kullanılır. Bu sayede iki yüzü düzgün parçalar elde edilir. Kullanılan kalıplar genellikle çeliktir ve ergimiş plastiğin işlenebileceği sıcaklıktan daha düşük bir sıcaklığa kadar ısıtılırlar ki yarı akışkan reçine oluşacak parçanın şeklini alıp katılaşsın.

3.2.6. Savurma Döküm (Santifrüz) Kalıplama

Bu kalıplama yöntemi, boru, direk, depo, tank gibi silindirik yapıların üretiminde kullanılır. İçi boş mandrel (kalıp) içerisine kırılmış matlar reçineyle birlikte püskürtülür. Yüksek bir çevresel hızla dönen kalıbın oluşturduğu merkezkaç kuvveti, reçine ile temas eden takviye malzemelerin ıslanmasını ve laminatın kalıp yüzeyine yapışmasını sağlamaktadır. Bu yöntemde üretilen parçanın kalıbın iç yüzeyine temas eden dış kısmı parçanın düzgün yüzünü temsil eder, genelde her iki yüzü düzgün ürün elde edilir.

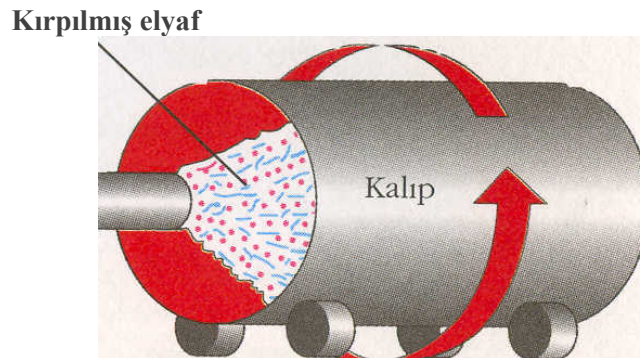
Üretilen kompozit parçanın kimyasal dayanımını arttırmak için, iç yüzüne ince bir kat saf reçine püskürtülebilir. Bu sayede iç yüzey daha da düzgün hale getirilebilir.

Döndürmeli kalıplama yönteminde kalıp içerisindeki parça arzu edilen biçimi aldığı anda, su veya soğutma sıvısı püskürtülerek ya da basınçlı hava ile kalıp soğutulur. Bazen de kalıp yarımları içerisine açılan soğutma kanallarından gönderilen sıvı ile kalıp soğutulur.

Avantajları:

Düzgün dış yüzeylerin elde edilmesinde bir sorun yaşanmaması ve üretim esnasında çıkan organik gazların kontrol edilebilmesi olarak sayılabilir.

Dezavantajları: Büyük boyutlu kalıpları döndürmede sıkıntı yaşanması ve iç yüzeye tül uygulama zorluğu yaşanmasıdır.



Şekil 3.14: Santifrüz Kalıplama Düzeneği [14]

3.2.7. Vakum Torbası/ Otoklav Prosesi

Özellikle uçak-uzay sanayinde talep edilen ileri teknoloji kompozit malzemeler özel kalıplama yöntemlerinin gelişmesine öncülük etmiştir.

Termoset kompozitlerin performansını arttırmak için elyaf/reçine oranının arttırmak ve malzeme içinde oluşabilecek hava boşluklarını tamamen gidermek gerekmektedir. Bu da yüksek basınç ve ısı uygulanarak sağlanabilir [32]. 1 atmosferden daha yüksek düzenli ve kontrol edilebilir bir basıncın uygulanabilmesi için dışsal basınca ihtiyaç vardır. Bu sebeple otoklav yönteminde olduğu gibi karmaşık yapıları şekillerde en çok kontrol edilebilen yöntem, dışarıdan sıkıştırılmış gazın kompozit malzemenin içinde bulunduğu kaba verilmesidir.

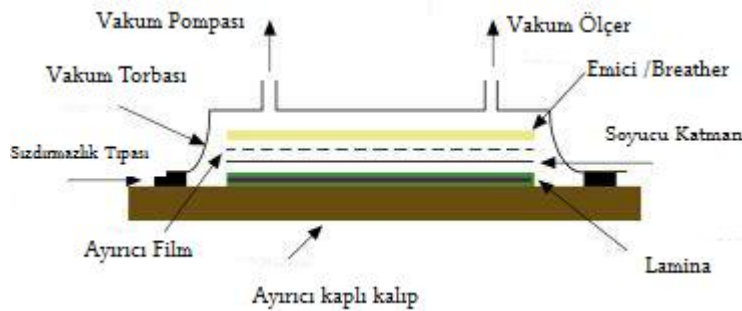
El yatırması yöntemiyle benzer yanları çoktur. Özel ya da performansın kritik olduğu uygulamalarda bu yöntem kullanılır. El yatırmasıyla en belirgin farkı basınç uygulanmasıdır [33].

Bu kalıplama yöntemlerinde ıslak sistemler veya prepregler kullanılır. Islak sistemlerde keçe veya dokunmuş fitil üzerine sıvı reçine uygulanır. Kolay şekillenen plastik bir film tabakası reçine emdirilmiş takviye malzemeleri üzerine yerleştirilerek parçanın çevresinde kalıba yapıştırılır.

Prepreg kullanıldığında ise, takviye malzemeleri kalıp yüzeyine elle yerleştirildikten sonra plastik film kaplanır.

Vakum torbası yöntemindeyse kalıp yüzeyi ile kalıp arasında kalan hava vakumlanır. Islak sistemlerde reçine emdirilir daha sonra sertleşme tamamlanana kadar vakum uygulanarak plastik filmin atmosfer basınç altında kalması sağlanır.

Sertleşme sürecini hızlandırmak için ısı uygulanır.



Şekil 3.15: Vakum Torba Kalıplama [14]



Şekil 3.16: Otoklav Resimleri [34]

Yüksek elyaf içeriği, yüksek mukavemet, büyük ve küçük parçalara uygunluk, basınç ve ısı kontrollü olması bu yöntemi avantajları arasında sayılabilir.

4. TAKVİYE ELEMANININ SONLU ELEMAN MODELİ VE ANALİZİ

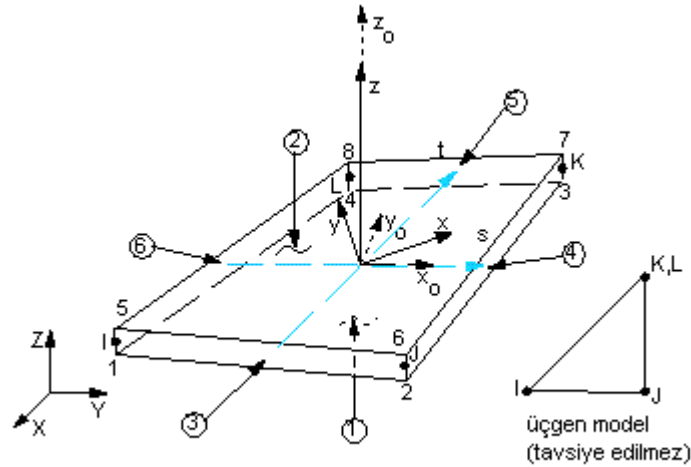
Parçamızın analiz kısmı iki aşamadan oluşmaktadır.

1. Eğilme analizi
2. Eğilmeli burulma analizi

Her iki analizde de shell 181 eleman tipi kullanılmış olup farklı takviye elemanları ve oryantasyonları denenerek birçok analiz yapılmıştır. Çıkan sonuçlar değerlendirilip eğilme ve burulmaya karşı en uygun görülen analiz modelimiz üretilecektir. Üretilen parçamız da çeşitli yükler altında eğilme ve burulma testleri yapılarak, çıkan değerler ANSYS programı kullanılarak elde edilen sonuçlarla karşılaştırılacaktır.

Shell 181 Eleman Tanımlaması:

Shell elemanı normalde yüzey tipi elemanlar demektir. Ancak biz shell 181'i 2D değil 3D olarak adlandırıyoruz çünkü, bu eleman tipinde kuvvetler sadece XY düzlemiyle sınırlı değil 3 boyutlu düzlemde herhangi bir yerde (eğilme veya burulma momenti şeklinde) kuvvet olabilir ve yüzey dışında bir yerde de deformasyon gerçekleşebilir [31].

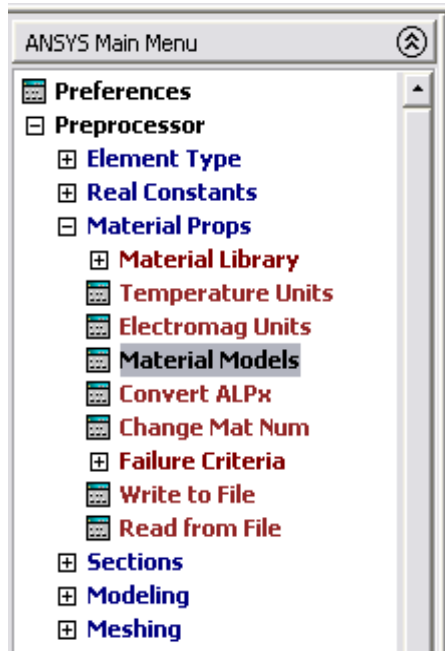


Şekil 4.1: Shell 181 Eleman Tipi [35]

Shell 181 elemanı ince veya orta kalınlıktaki parçaların analizi için idealdir. 4 düğüm noktası ve her düğüm noktası için de 6 serbestlik derecesine sahiptir. Bu 6 serbestlik derecesi: x, y, z yönlerinde öteleme ve dönme şeklindedir. Lineer, yüksek rotasyonlu ve /veya yüksek lineer olmayan uzamalarda çok iyi sonuç verir. Kompozit kabuklarda ya da sandviç yapıların analizinde de kullanılır. Shell 43 elemanında yakınsamayan bütün problemlerde shell 181 elemanı rahatlıkla kullanılabilir.

4.1. Eğilme Analizi

Analiz Basamakları



- Yandaki menüden de anlaşılacağı üzere ilk aşamada eleman tipi seçilir. (shell 181 eleman tipi seçildi).
- Sonra “Modeling” menüsünden analizi yapılacak olan parça modellenir.
- Ardından malzeme özellikleri tanımlanır.
- Analiz kısmında 3 çeşit malzeme kullanılmıştır. (Karbon, Cam ve Çelik)
- Sınır koşulları da tanımlandıktan sonra mesh atılarak gerekli yük uygulamaları altında parçamızın eğilme ve eğilmeli burulma analizi yapılır.

Şekil 4.2: ANSYS araç çubuğu

Analizde ve üretimde CL 300-12K: 300 gr/m², 0 yönünde liflere sahip tek eksenli 12K iplikli karbon örgü kullanılmıştır. İki katman şeklinde uygulanmıştır. Malzeme özellikleri kumaşın alındığı firmadan talep edilmiştir. [45]

CL 300 12K Kuru Fiber Malzeme Özellikleri: [46]

- Çekme dayanımı : 4900 MPa
- Elastisite Modülü : 230 GPa
- Kopma uzaması : 2,1 %
- Yoğunluk : 1,8 gr/cm³
- Lif Çapı: (7µm)

Halpin-Tsai formülleri kullanılarak [47], analizde kullanılacak olan malzemenin özellikleri hesaplanmıştır. Bilinen değerlerimiz:

$$\begin{aligned}
 V_m &= 0,5 & E_{f1} &= 230GPa & \nu_m &= 0,4 \\
 V_f &= 0,5 & E_{f2} &= 20GPa & E_m &= 3GPa \\
 E_3 &= E_m & \nu_{13} &= \nu_m & G_{13} &= G_m \\
 & & \nu_{23} &= \nu_m & G_{23} &= G_m
 \end{aligned}$$

Hesaplanması gereken değerler:

$$E_1 ; \quad \nu_{12} ; \quad G_{12} ; \quad E_2 ;$$

Elastisite Modül bileşenleri hesaplamaları:

$$E_1 = E_{f1} \cdot V_f + E_m \cdot (1 - V_f) \quad (4.1)$$

$$E_2 = \frac{E_m \left(1 + \frac{E_{f2} - E_m}{2E_{f2} + E_m}\right)}{1 - V_f \left(\frac{E_{f2} - E_m}{E_{f2} + 0,5E_m}\right)} \quad (4.2)$$

Kayma Modülü hesaplamaları:

$$G_m = \frac{E_m}{2(1 + \nu_m)} \quad (4.3)$$

$$G_f = \frac{(E_{f1} + E_{f2})/2}{2(1 + \nu_f)} \quad (4.4)$$

Poisson Oranı:

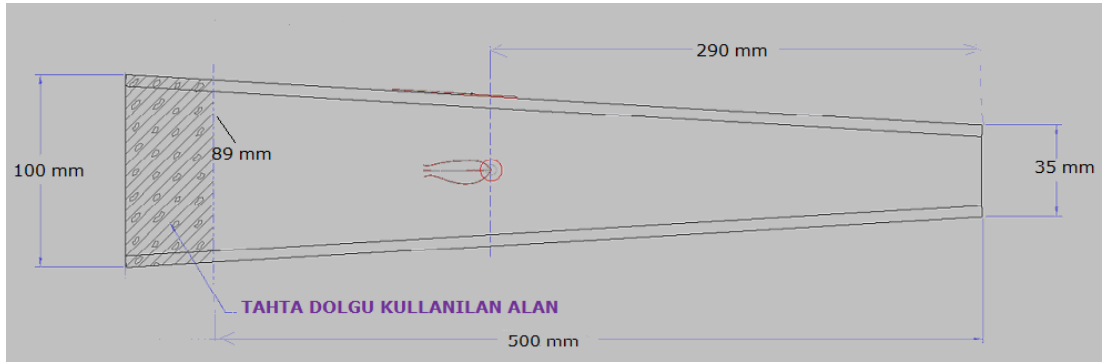
$$\nu_{12} = \nu_f \cdot V_f + \nu_m (1 - V_f) \quad (4.5)$$

Bu veriler ve formüller kullanılarak hesaplanan değerler Tablo 4.1’de listelenmiştir.

Tablo 4.1: Analizde Kullanılan Malzemelerin Özellikleri

Kullanılan Malzemeler ve Özellikleri			
Malzeme No	1. Karbon Elyaf	2. Cam Elyaf	3. Çelik (Lama)
E ₁	116.5 GPa	32 GPa	210 GPa
E ₂	6.923 GPa	32 GPa	
E ₃	3 GPa	4 GPa	
G ₁₂	3.04171 GPa	7 GPa	
G ₁₃	1.07143 GPa	2 GPa	
G ₂₃	1.07143 GPa	2 GPa	
ν_{12}	0.325	0.25	0.3
ν_{13}	0.4	0.4	
ν_{23}	0.4	0.4	

Üretilen parçamızın ve modelimizin boyutları:



Şekil 4.3: Üretilen parçanın ve modelin boyutları



Şekil 4.4: Parçanın Modeli, Gerinim Pulu ve Rozetin Konumları

Modellemenin ilk aşamasında koordinatları,

$$A = (0, -0.0445, 0)$$

$$A' = (0, -0.0445, -0.035)$$

$$B = (0, +0.0445, 0) \quad \text{ve}$$

$$B' = (0, +0.0445, -0.035)$$

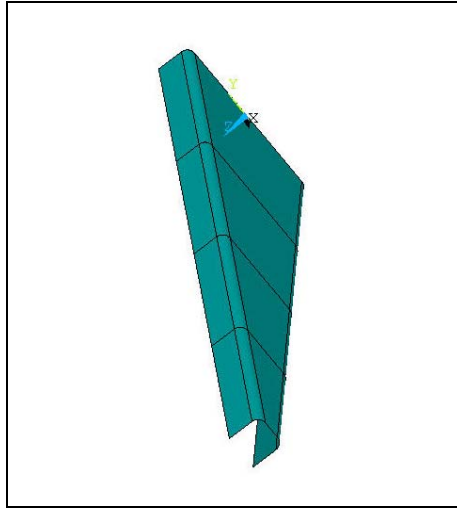
$$C = (0.5, -0.0175, 0)$$

$$C' = (0.5, -0.0175, -0.035)$$

$$D = (0.5, +0.0175, 0)$$

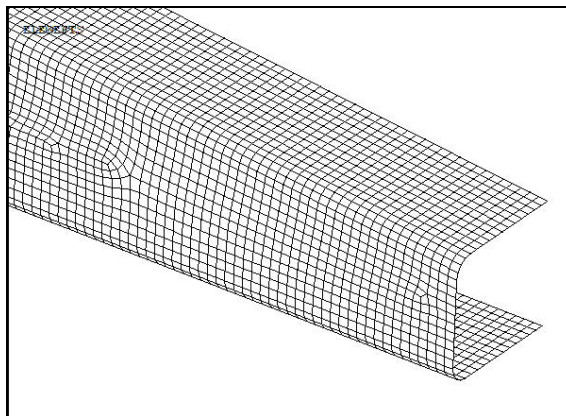
$$D' = (0.5, +0.0175, -0.035)$$

olan düğüm noktaları oluşturulmuştur. Ardından bu düğüm noktalarından geçen yüzeyler tanımlandı. Daha sonra köşegen yapısını değiştirmek için yarıçap 5mm olacak şekilde köşe yuvarlatmaları yapıldı ve aşağıdaki gibi modelimiz oluşturulmuş oldu.



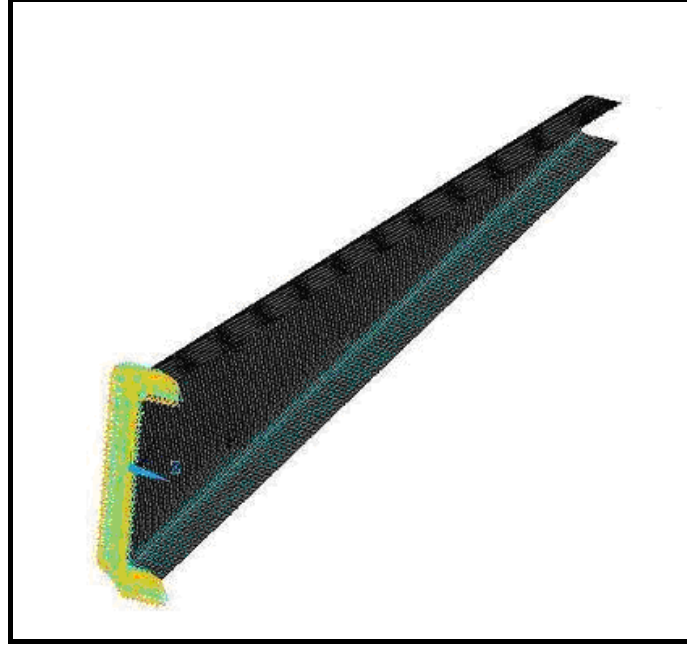
Şekil 4.5: Parçanın ANSYS modeli

Ardından mesh atıldı. Mesh yapısının daha düzgün olması için yukarıdaki şekilde de görüleceği üzere modelimiz 4 parçadan oluşuyormuş gibi varsaydık ve buna göre mesh attık.



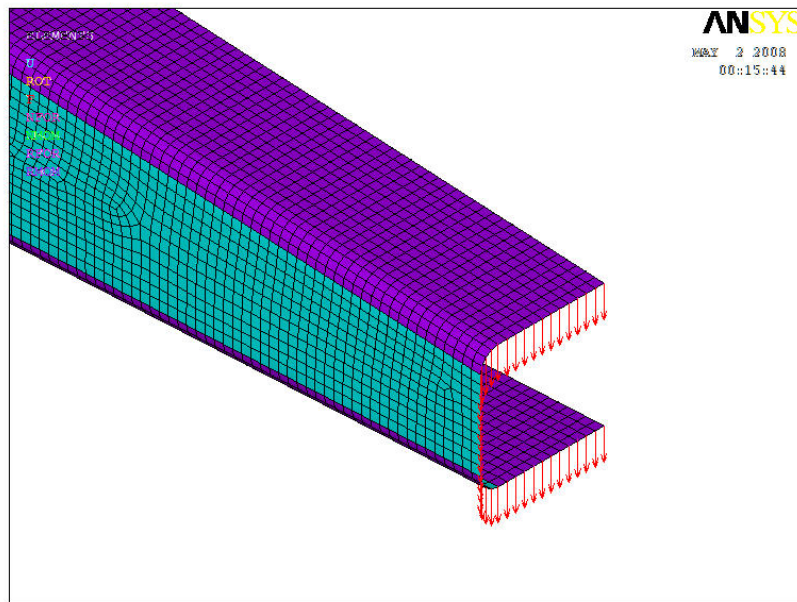
Şekil 4.6: Elemanların Gösterimi

Bir sonraki aşamada modelimizin daha geniş olan ucundaki tüm düğüm noktalarının her yöndeki hareketi sabitlenerek modelimizin Ankastre olarak tanımlanması sağlandı. (Bkz: Şekil 4.7)



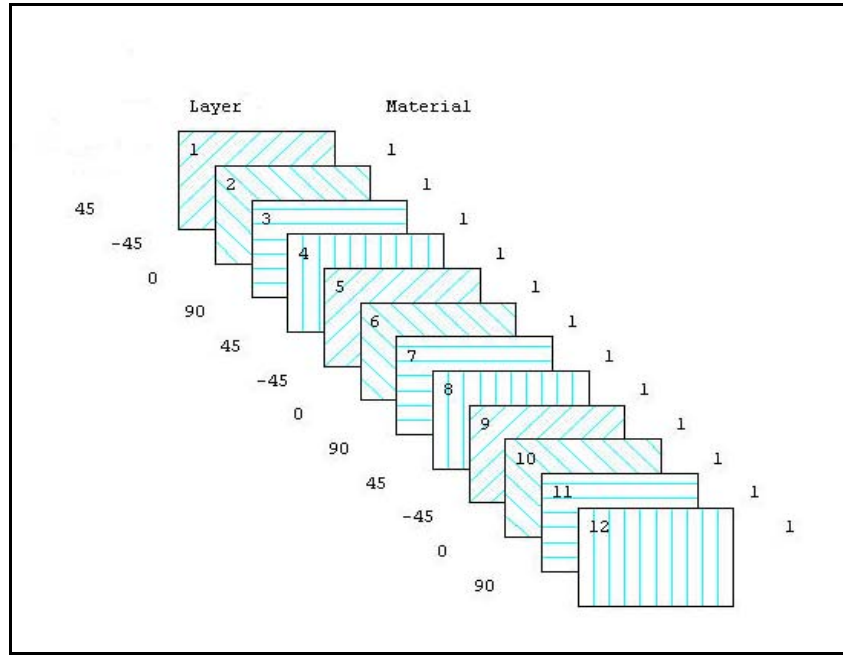
Şekil 4.7: Sınır Koşulları Tanımlanması

Yükün uygulanması: Parçamıza (-y) yönünde 3.355N, 13.1454N, 22.975N, 32.785N, 42.595N, 52.405N ve 81.972N’luk yükleri tam uç kısımdaki düğüm noktalarından uyguladık. Toplam 43 düğüm noktası seçildi ve düğüm noktası başına düşen kuvvet değeri analiz programına tanıtıldı. (Ör: -3.355N / 43 N)



Şekil 4.8: Yükün Uygulanması

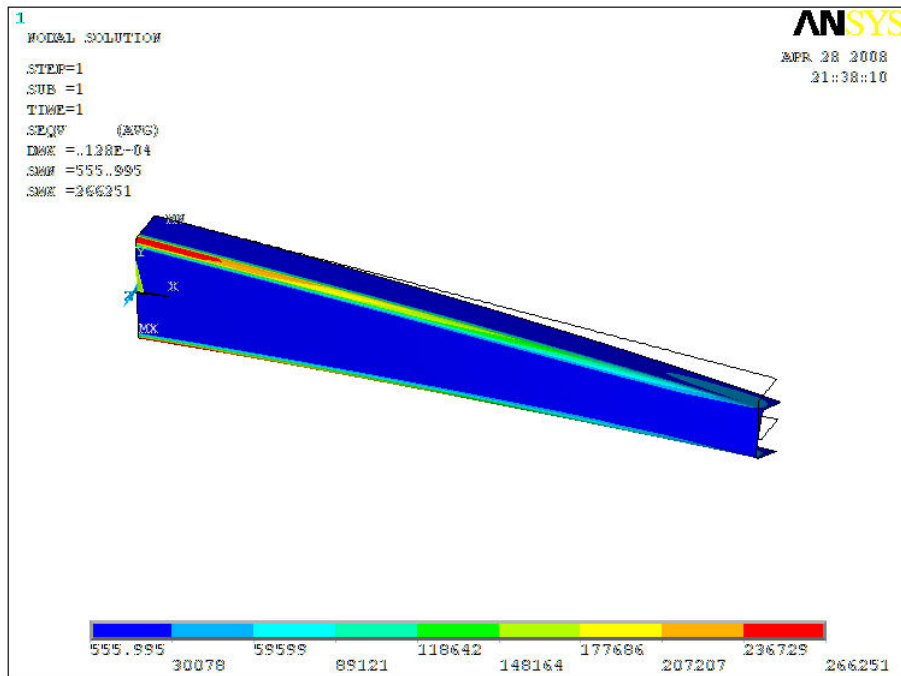
Farklı dizilişlere sahip katmanlar ve malzemeler de sonraki analizlerde denenmiştir.



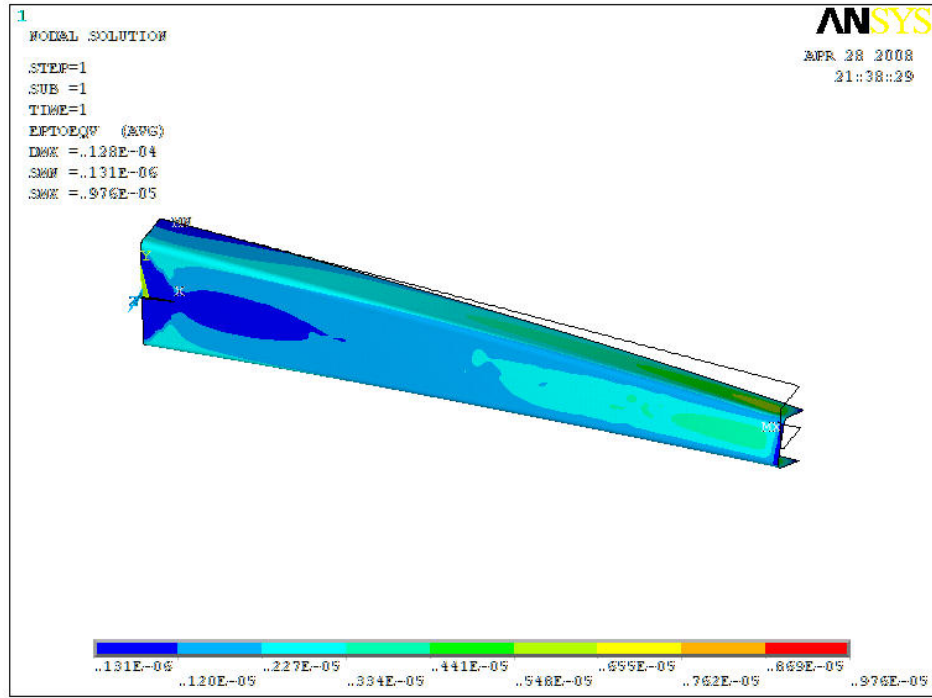
Şekil 4.9: Katman Dizilişlerine Örnek

4.1.2. [0]s Parçamızın 3.355 N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi

2 katmanlı, her katmanın malzemesi karbon olacak şekilde [0s] elyaf dizilişine sahip modelimizde $F = 3.355\text{N}$ yüke karşı bulduğumuz değerler aşağıdaki gibidir.



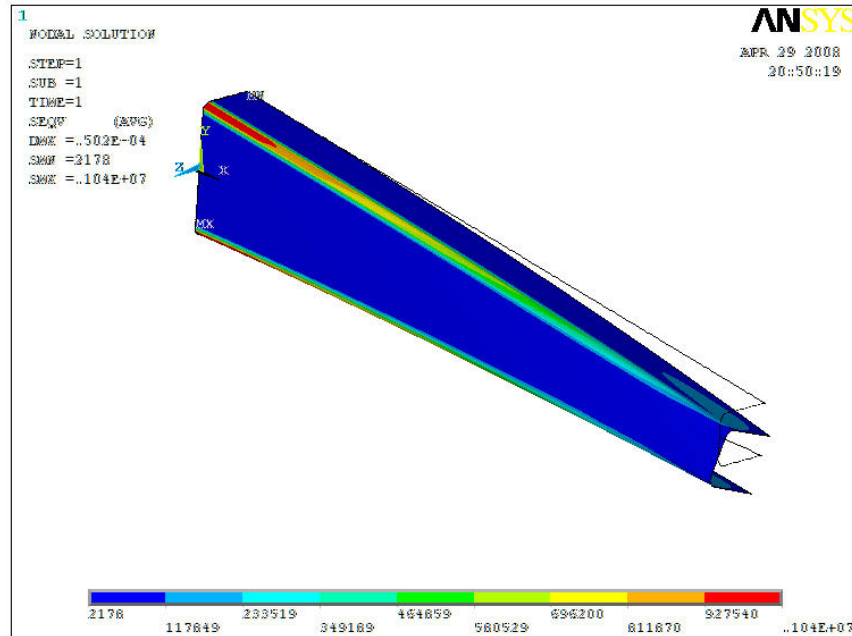
Şekil 4.10: Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon $F = 3.355\text{ N}$



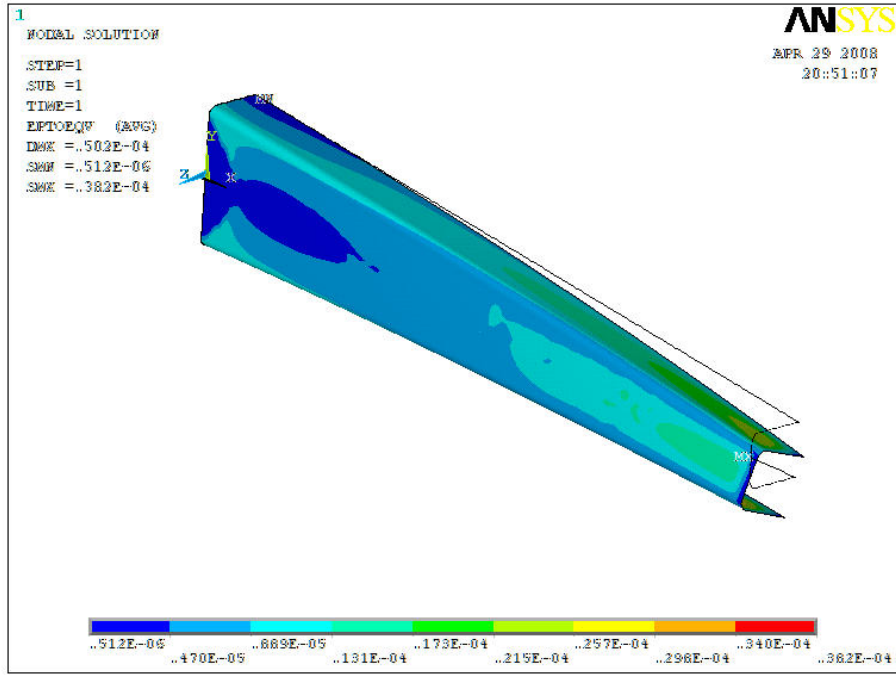
Şekil 4.11: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 3.355 N

4.1.3. [0]s Parçamızın 13.1454 N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi

2 katmanlı, her katmanın malzemesi karbon olacak şekilde [0s] elyaf dizilişine sahip modelimizde $F = 13.1454$ N'luk yüke karşı bulduğumuz değerler ise şu şekildedir:



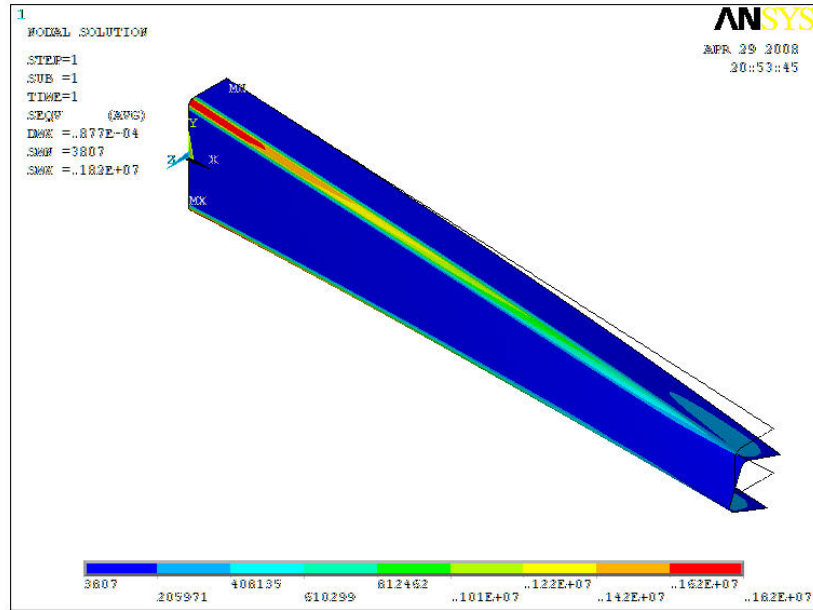
Şekil 4.12: Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 13.1454 N



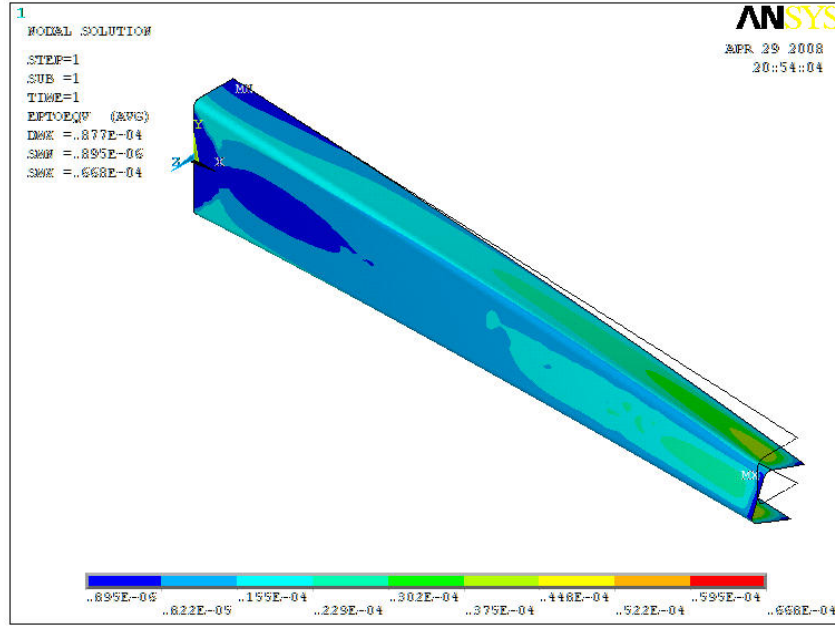
Şekil 4.13: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 13.1454 N

4.1.4. [0]s Parçamızın 22.975 N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi

Aynı şekilde bir tarafından ankastre olarak tutturulmuş modelimizin diğer ucundaki 43 düğüm noktasına düğüm noktası başına (-y yönünde) 22.975/43 N uygulandığında aldığımız sonuçlar:



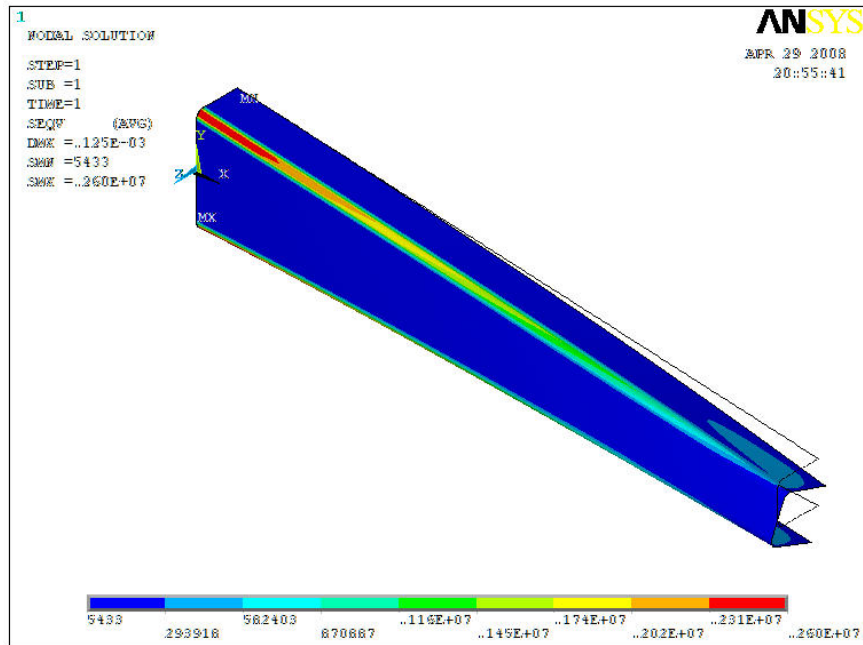
Şekil 4.14: Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 22.975 N



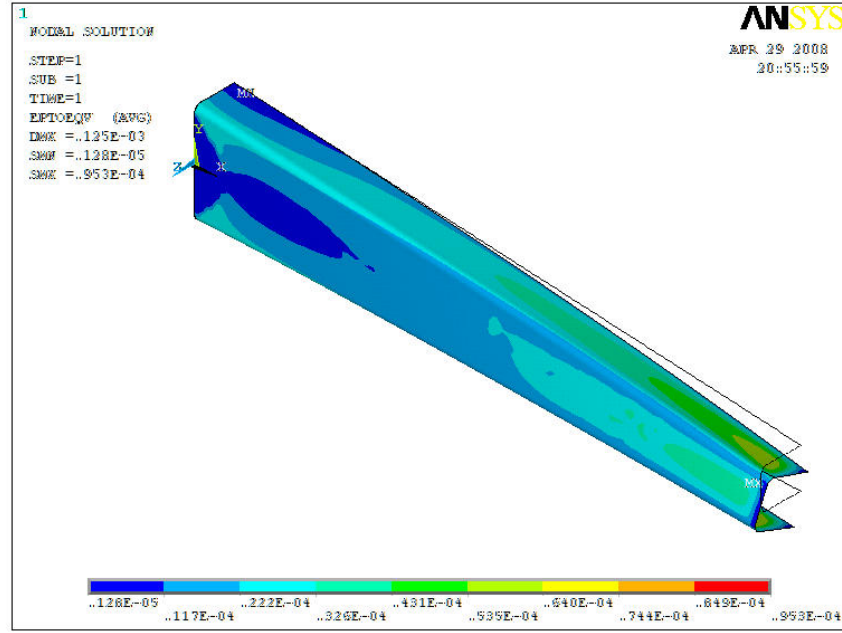
Şekil 4.15: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 22.975 N

4.1.5. [0]s Parçamızın 32.785 N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi

Bir önceki analizin aynısı sadece uygulanan kuvvetin değeri 32.785N olacak şekilde tekrarlandığında:



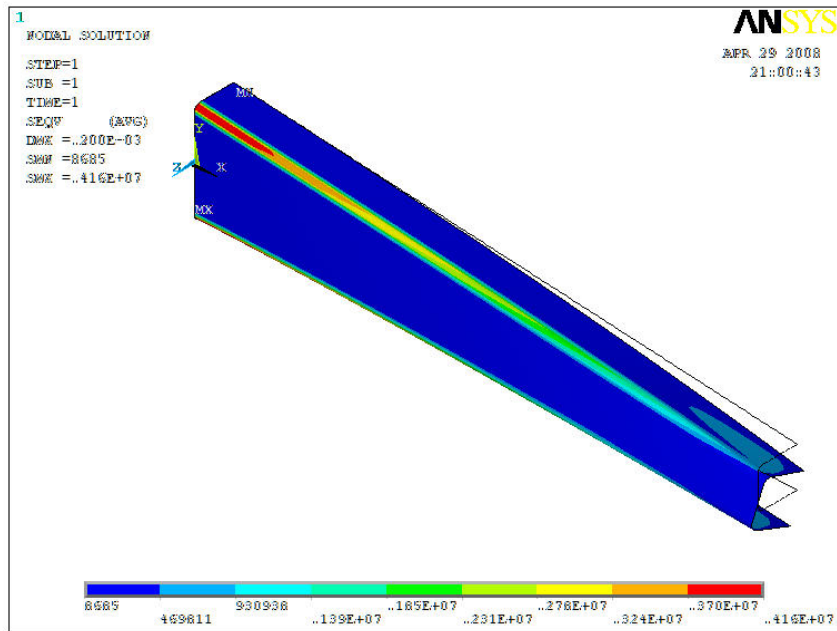
Şekil 4.16 Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 32.785 N



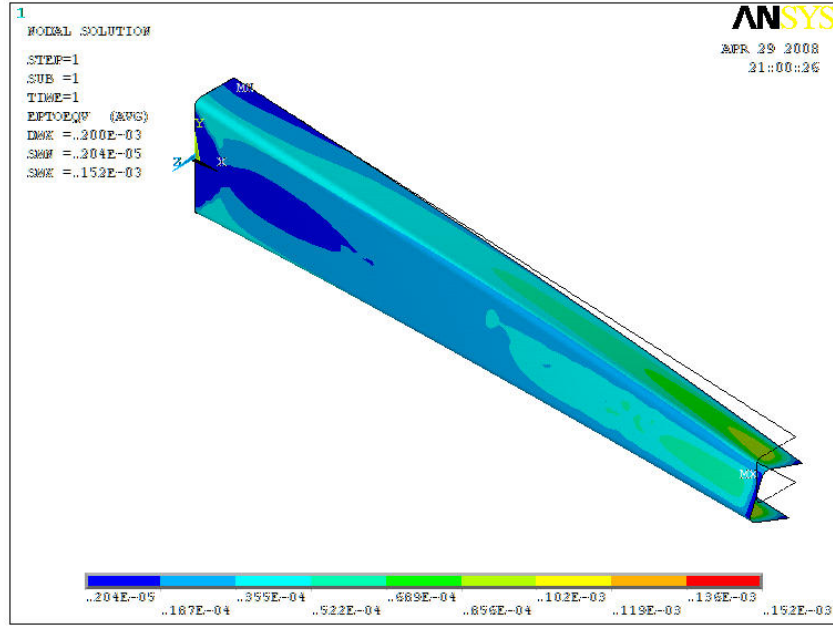
Şekil 4.17: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 32.785 N

4.1.6. [0]s Parçamızın 52.405 N'luk Yük Altındaki Eğilme Analizi

Son analizimizde yük miktarı biraz daha artırılarak 52.405N olacak şekilde uygulanmıştır.



Şekil 4.18: Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 52.405 N

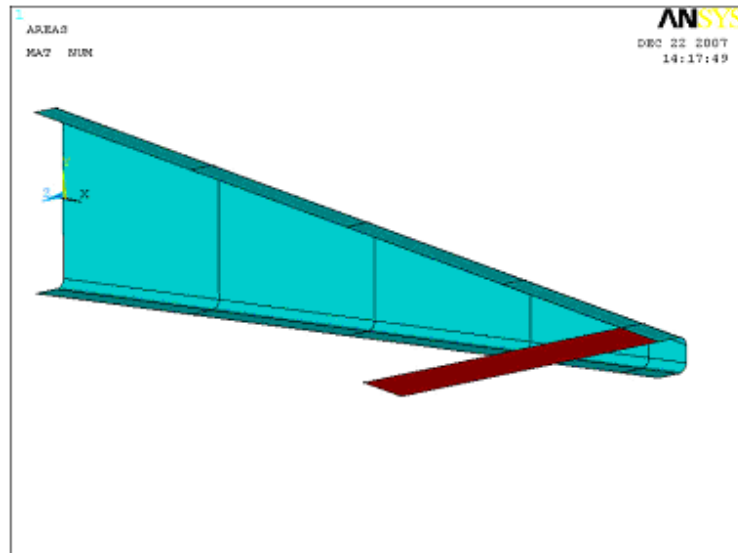


Şekil 4.19: Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 52.405 N

4.2. Eğilmeli Burulma Analizi

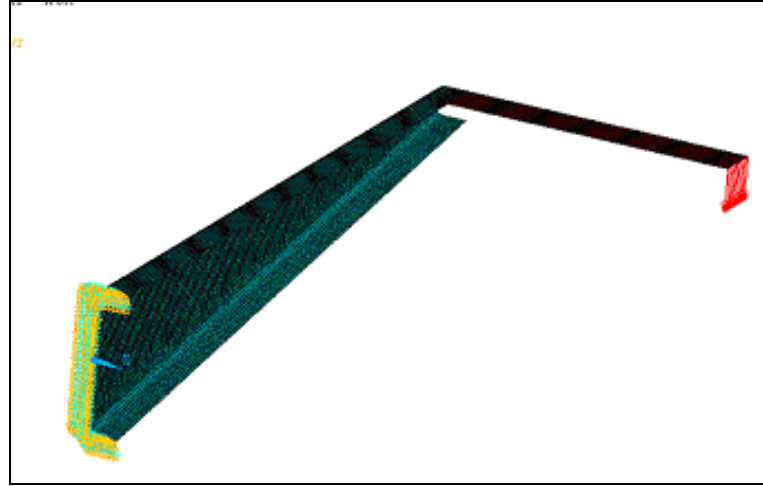
Eğilmeli Burulma analizinde eğilme analizinde kullanılan farklı bir model kullanılmıştır. Parça modelimiz aynı ancak yükün uygulandığı düğüm noktaları parça üzerinde değil de modele tutturulan bir lamanın uç kısmındadır.

Lamanın malzemesi çelik olarak belirlenmiş olup analizde Tablo 4,1’de çelik için verilen malzeme değerleri girilmiştir.



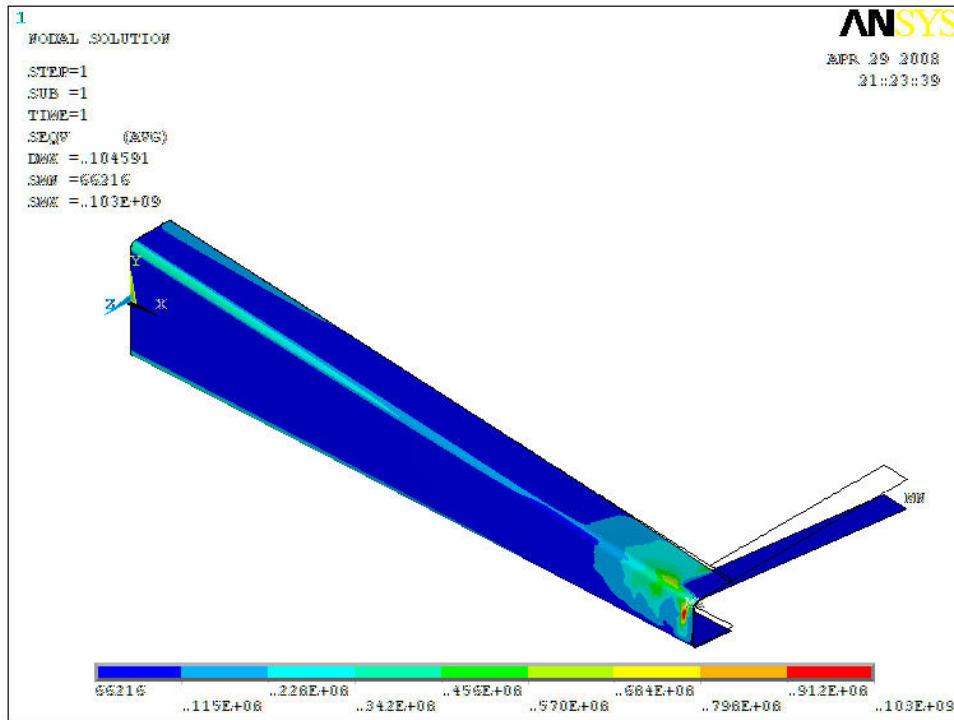
Şekil 4.20: Burulma Analizi Modeli

Sınır koşulları ve yük uygulanmış modelimiz aşağıdaki gibidir. Sınır koşulları modelimiz ankastre olacak şekilde belirlenmiştir. Yükler ise “-y” yönünde 3.355N, 6.71N, 8.486N, 10.261N ve 11.095N olarak lamanın ucundaki 9 düğüm noktasına uygulanmıştır.

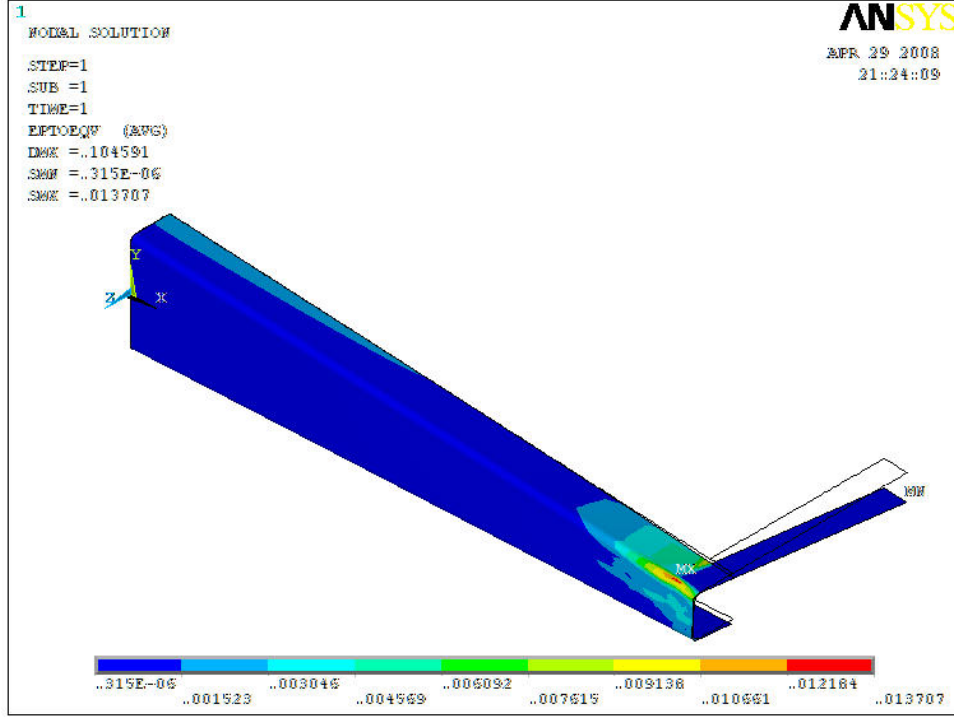


Şekil 4.21: Sınır Koşulları ve Yük Uygulanmış Burulma Modeli

[0]s Parçamızın 3.355 N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi

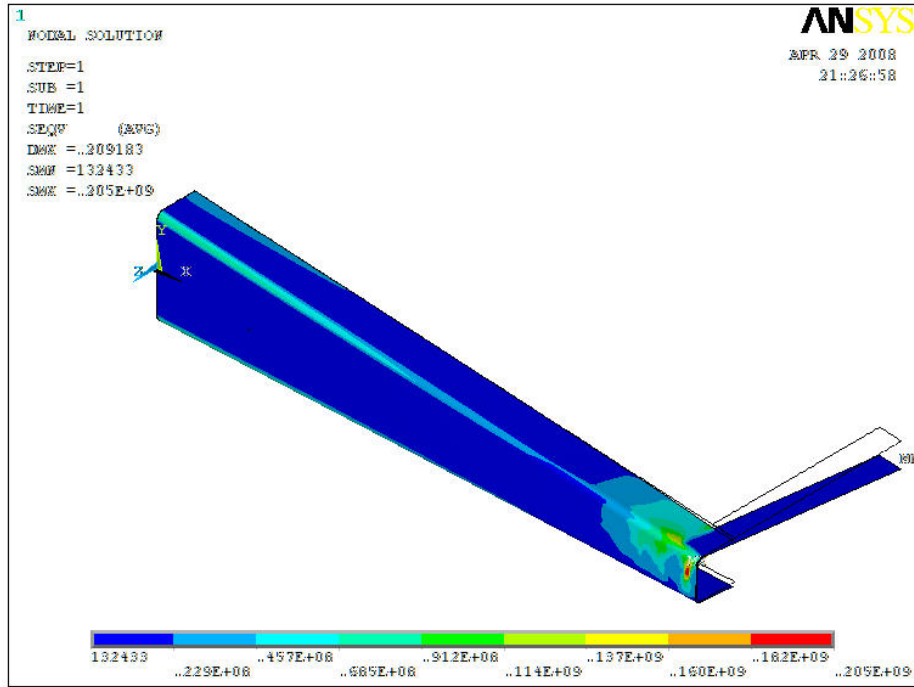


Şekil 4.22: Burulmalı Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 3.355 N

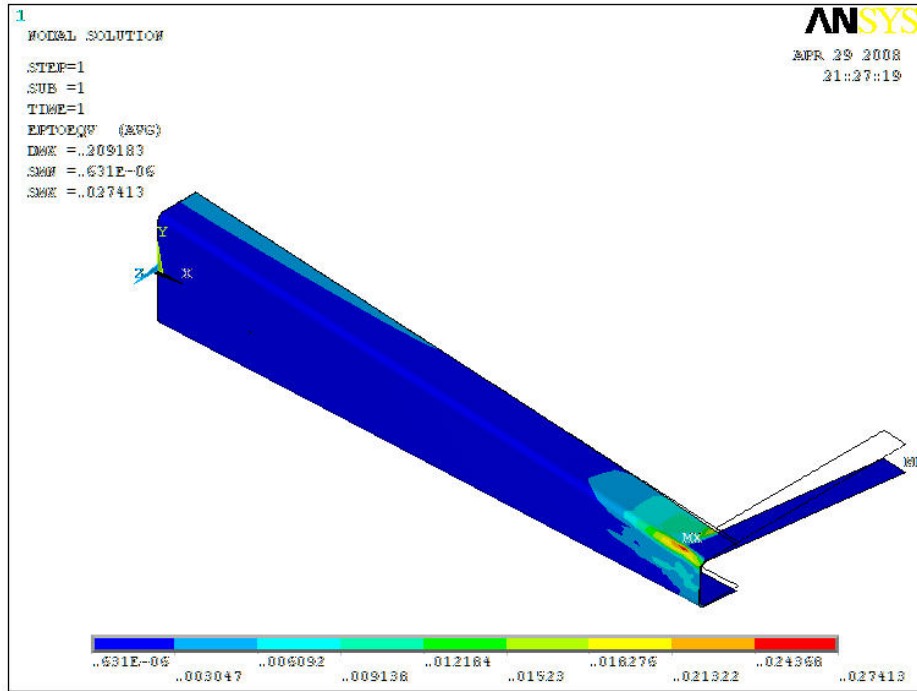


Şekil 4.23: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 3.355 N

[0]s Parçamızın 6.71 N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi

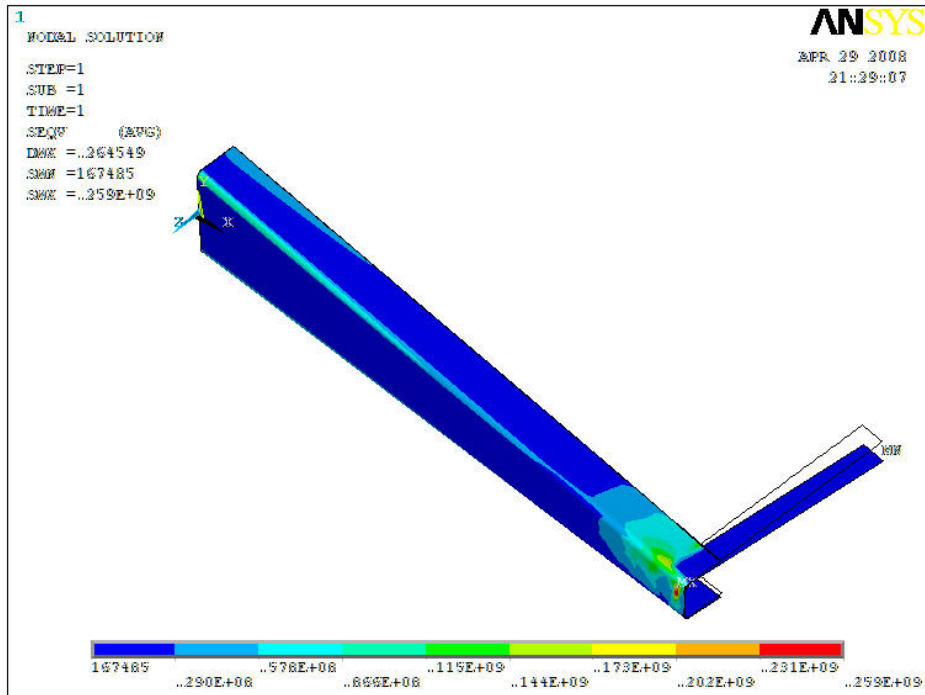


Şekil 4.24: Burulmalı Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 6.71 N

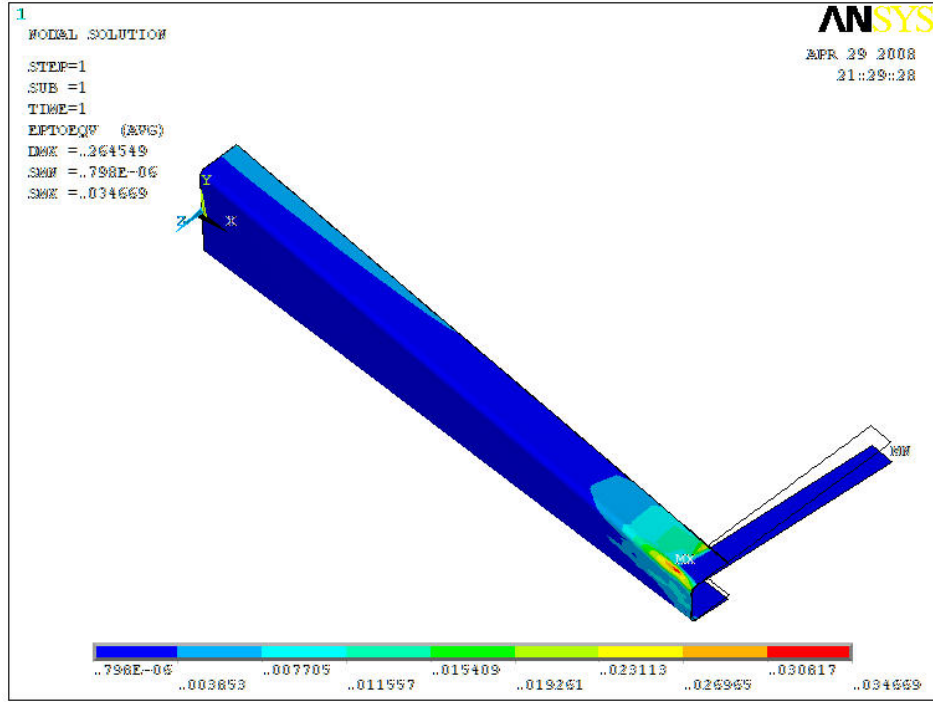


Şekil 4.25: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 6.71 N

[0]s Parçamızın 8.486 N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi

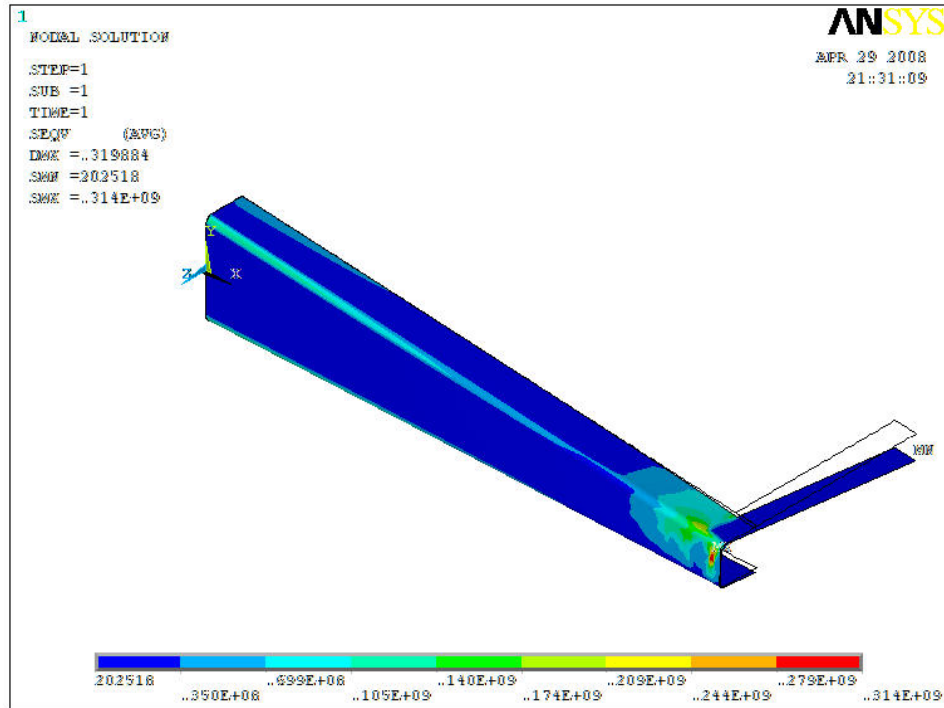


Şekil 4.26: Burulmalı Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 8.486 N

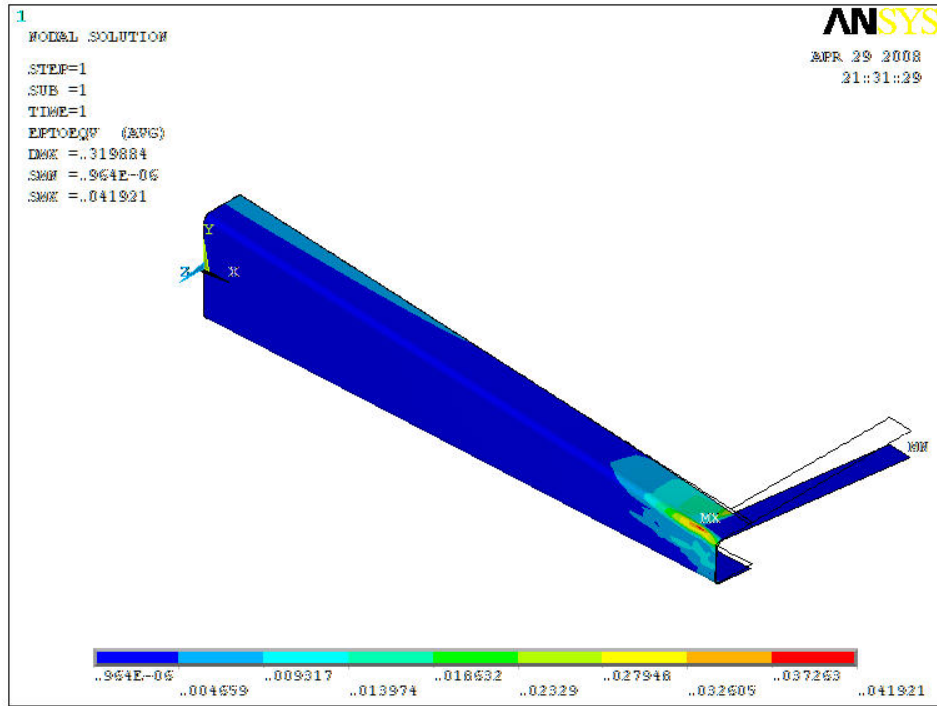


Şekil 4.27: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 8.486 N

4.2.4. [0]s Parçamızın 10.261 N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi

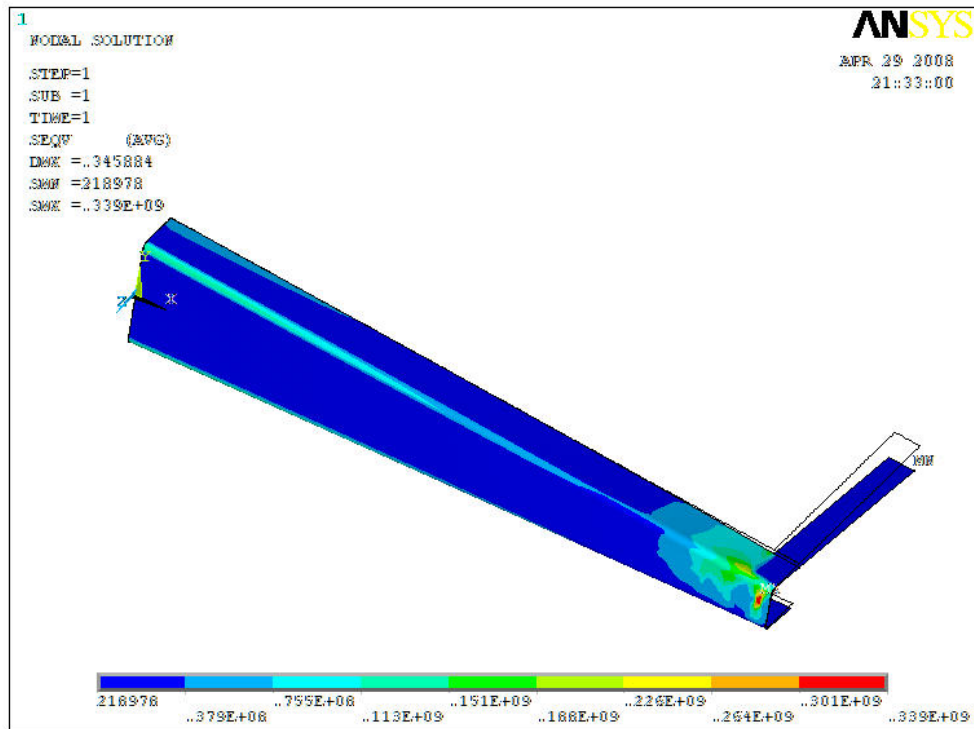


Şekil 4.28: Burulmalı Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 10.261 N

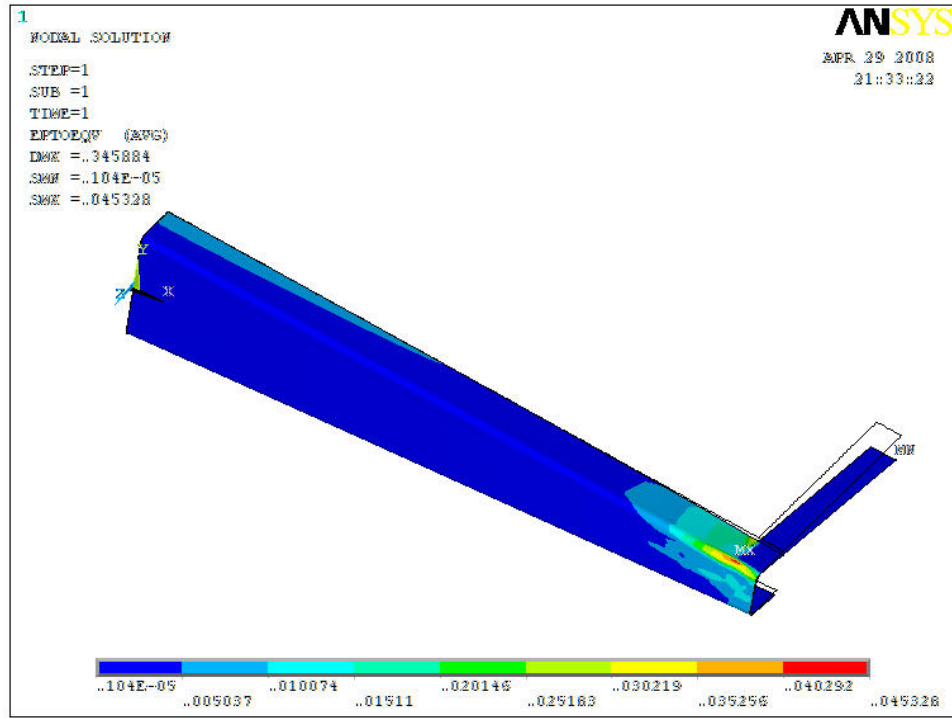


Şekil 4.29: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 10.261 N

4.2.5. [0]s Parçamızın 11.095 N'luk Yük Altındaki Eğilmeli Burulma Analizi



Şekil 4.30: Burulmalı Toplam Gerilme (Mpa) [0]s Karbon F= 11.095 N



Şekil 4.31: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0]s Karbon F= 11.095 N

5. KOMPOZİT TAKVİYE ELEMANININ ÜRETİMİ

Havacılık sektöründe güvenilir olması nedeniyle ileri kompozitler arasında en çok kullanılan malzemeler prepreg olarak adlandırılan kompozit kumaşlardır. Prepreg kumaşların güvenilirliğinin yanı sıra kolay işlenebilmesi, malzeme henüz yumuşak kumaş katmanı halindeyken kesim yapılarak şekil verilebilmesi tercih sebeplerini arttırır.

Bizim laboratuvarımızda da:

- Üretimi kolaylaştırmak,
- Yüzey kalitesini geliştirmek
- Katmanlar arası yapışmayı arttırmak (ekstra kürleme işleminin mekanik özelliklere olumlu ya da olumsuz etkisini göz ardı ederek de olsa)
- Elyaf dizilişlerini yüksek düzeyde kontrol altında tutabilmek
- Üretilmiş parça üzerinde tıraşlama yapmaya neredeyse gerek duyulmayacak bir son ürün ortaya koyabilmek adına, ön kürlemeli bir üretim yöntemi uygulanmaktadır.

Kısacası, ön kürleme işlemi gerçekleştirerek prepreg kumaşların sağladığı bir takım avantajlara düşük maliyet ve üretim teknolojisi ile yaklaşmaya çalışılmaktadır.

Bizim numune parçamız karbon/epoksi bir “U” profilidir.

Üretimde aşağıdaki şekilde gösterilen tahta kalıp kullanılmıştır.



Şekil 5.1: Tahta Kalıp

Üretim esnasında yapılan ilk şey gerekli kumaş alanının belirlenmesi oldu. İşleri kolaylaştırması açısından tüm yüzeyin bir haritası kağıt üzerine çıkartıldı. Daha sonra kağıtta çizilmiş sınırları içinde bırakacak genişlikte bir karbon kumaş kesildi. Kuru kumaşın kesimi esnasında elyaf dizilişlerinin bozulmamasına özellikle dikkat edilmiştir. Vakum masasına epoksi bulaştırmamak için hazırlanmış düz alüminyum panelin üst yüzeyi streç film ile kaplanıp, kesilen kumaş bu panel üzerine düz bir şekilde serildi ve aşağıdaki işlemlere geçildi.

Kumaş (kaç katman olacağına bağlı olarak birden fazla da olabilir) hazırlandıktan sonra, bu kumaş ile eş ağırlıkta epoksi (karbon elyaf/epoksi ağırlık oranı 1 olacak şekilde) hazırlandı. Bizim epoksimizde A bileşeni toplam epoksinin 0.74'ünü, B bileşeni ise 0.26'sını oluşturacak şekilde iyice karıştırıldılar (her epoksi ürününde bu tip oranlar üretici tarafından verilir). Daha sonra hazırlanan epoksi tüm kumaş yüzeyine homojen şekilde ve elyaf dizilişlerini bozmadan fırça ile uygulandı. Fırça darbeleri kumaşa dik şekilde ve kumaşın arka yüzeyine epoksinin geçmesini sağlayacak şekilde olmalıdır.

Kumaşa epoksi uygulandıktan sonra, vakum masasına epoksi bulaşmaması için tüm ıslak yüzeyler tekrar streç filmle kaplandı ve alüminyum panel bu işlem后会 sonra vakum masasına yerleştirildi. Vakum masası üzerinde battaniye ile kaplama işlemi gerçekleştirildikten sonra sıcaklık ve vakum uygulaması kullanılabilecektir.



Şekil 5.2: Isıtmalı Vakum Masası

Bu üretim yönteminde en önemli nokta, kürleme esnasında epoksinin ne kadar süre ve sıcaklıkta ne kadar sertleştiğinin kontrolüdür. Bu nedenle üretim, kontrollü bir şekilde yapılmalıdır. Normal şartlarda, vakum uygulanıp ısıtma açıldığında, başlangıç için 50°C 'de yaklaşık 20-30 dakikalık bir süre istenilen kıvama yaklaşımlarını sağlayacaktır. Bu süre sonunda yapılan kontrollerde kumaş henüz çok

ıslak ise, 10'ar dakikalık aralıklarla aynı sıcaklıkta k rleme işlemi gerçekleştirilir. Kumaşın kesime ve şekil vermeye uygun kıvama geldiği anlaşıldıktan sonra kumaş masadan çıkarıldı ve artık son ürünün tam şekli verilmek üzere kesim gerçekleştirildi. Kesim işlemi yapıldıktan sonra kumaş streç film sarılmış kalıba istenilen dizilişe göre güzelce yatırıldı. Tüm kalıp tekrar vakum masasına yerleştirilerek, vakum ve sıcaklık aktif hale getirildi. Bu noktada dikkat edilmesi gereken diğer önemli bir nokta, vakum masasının elastik yüzeyinin kalıbın tüm kenar ve köşelerini mümkün olduğunca sardığından emin olunmasıdır. Gerekirse el ile kalıbın etrafının sarılması sağlanır. Bu işlem de yapıldıktan sonra 5-6 saat, 50-60  C sıcaklıkta ve ortalama 750 mbar vakum altında parçanın son kürlemesi gerçekleştirildi.

İşlem sonlandığında streç filmler sayesinde parça kalıptan kolayca ayrılmıştır. Parça  zerindeki (kumaşın ilk k rlemesinden kalan) streç film de söküldü ve parçamızın üretimi tamamlandı.  ıkan  r n eğer istenirse, dikkatlice tıraşlanabilir ve son bir şekil verme işlemi gerçekleştirilebilir. Bizim parçada böyle bir aşamaya gerek duyulmadı.

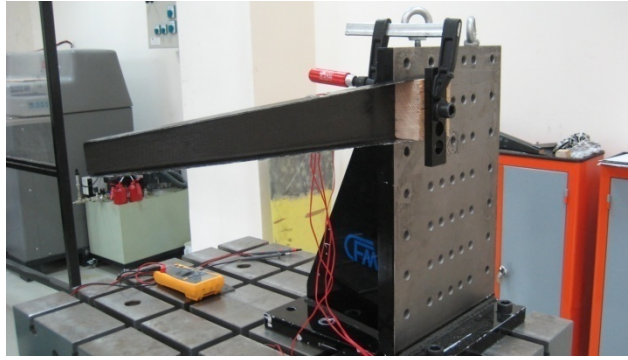


şekil 5.3: Üretilen “U” Profil Kompozit Parça

6. ÜRETİLEN TAKVİYE ELEMANININ EĞİLME VE EĞİLMELİ BURULMA DENEYİ

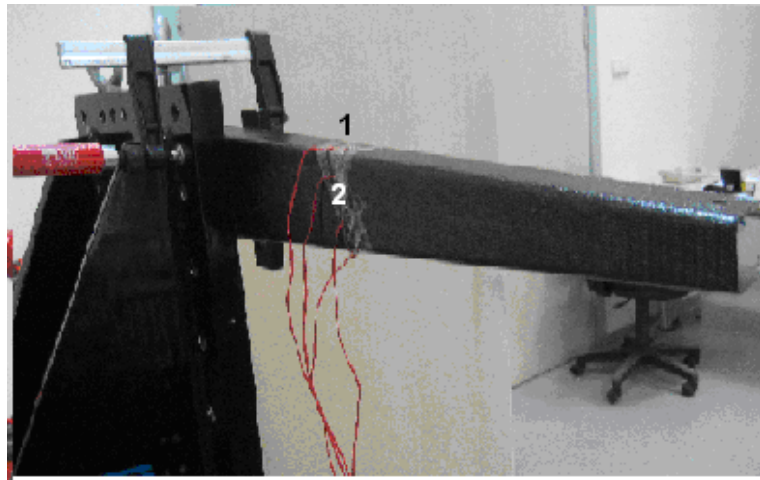
6.1. Deney Basamakları

Deneyimizin ilk basamağında eğilme deneyi için gerekli düzen kuruldu. Takviye elemanımız aşağıdaki şekilde de görüldüğü gibi geniş olan ucundan sıkıca vidalandı ve işkencelerle de tutturularak ankastre olması sağlandı.

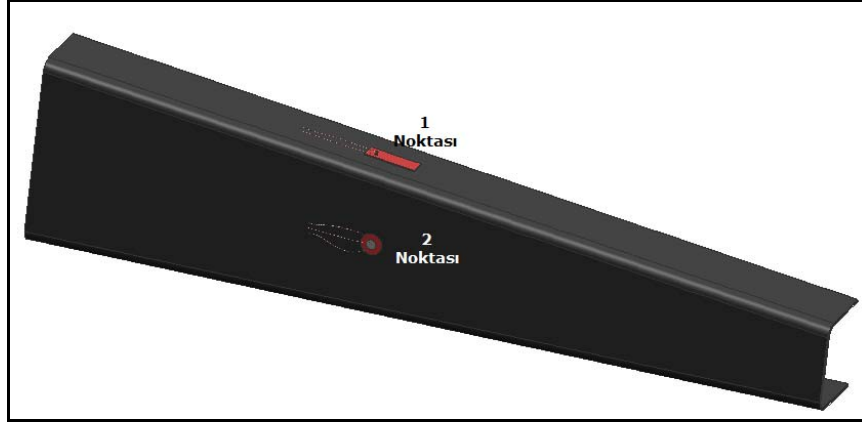


Şekil 6.1: Deney Düzenegi

Tek yönlü ve üç yönlü birim uzamaları ölçen gerinim pulu ve rozet parçanın üzerine iyice yapıştırılır. Tek yönlü gerinim pulunun olduğu noktayı “1” noktası, üç yönlü rozetin bulunduğu konumu “2” noktası olarak adlandırdık



Şekil 6.2a: Gerinim Pulu ve Rozetin Yerleştirilmesi



Şekil 6.2b: Gerinim pulu ve Rozetin Yerleştirilmesi

- Eğilme deneyinde şekilde görülen parçamızın uç kısmından sırasıyla 3.355N, 13.1454N, 22.975N, 32.785N, 42.595N ve 52.405N luk kuvvetler asılmıştır. Her birindeki birim uzama değerleri ölçülerek kayıt altına alınmıştır.

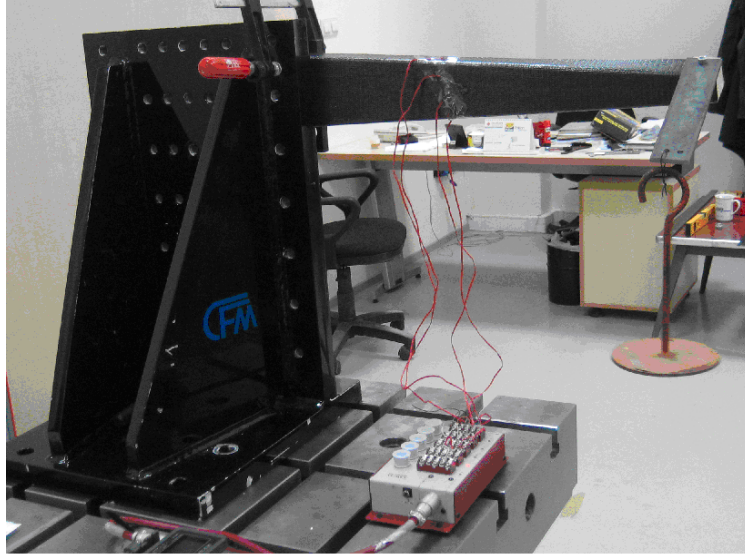
Tablo 6.1: Eğilmede Uygulanan Kuvvetler ve Birim Uzamalar

Uzamalar	1 noktasında ($\epsilon_x 10^{-6}$) Değeri	2 noktasında (Bkz: Şekil 2.6) ($\epsilon_x 10^{-6}$) Değeri		
Yükler	0	1	2	3
Yük Yokken	-8	0	1	-10
3.355 N	-8	-7	-8	-1
13.1454 N	-10	-12	-15	4
22.975 N	-4	-25	-16	5
32.785 N	6	-43	-7	2
42.595 N	19	-63	4	0
52.405 N	30	-84	16	-3

- Burulmalı Eğilme Deneyimizde parçanın ucuna lama vida yardımıyla tutturuldu ve 3.355N, 6.71N, 8.486N, 10.261N ve 11.095N’luk yükler lamanın ucundan parçamıza uygulandı. Sonuçlar Tablo 6.2’de gösterilmiştir.

Tablo 6.2: Burulmada Uygulanan Kuvvetler ve Birim Uzamalar

Uzamalar	2 noktasında (Bkz: Şekil 2.6) ($\epsilon_x 10^{-6}$) Değeri		
Yükler	1	2	3
3.355 N	-157	124	-47
6.71 N	-174	229	-80
8.486 N	-242	337	-128
10.261 N	-308	446	-186
11.095 N	-271	344	-212



Şekil 6.3: Eğilmeli Burulma Düzeneği

Deneyimizde kıyas olması açısından iki tip “birim uzama ölçer” kullanılmıştır.

1. DC -92D Dinamik Birim Uzama Ölçer
2. TC-31K Dijital Göstergeli Birim Uzama Ölçer

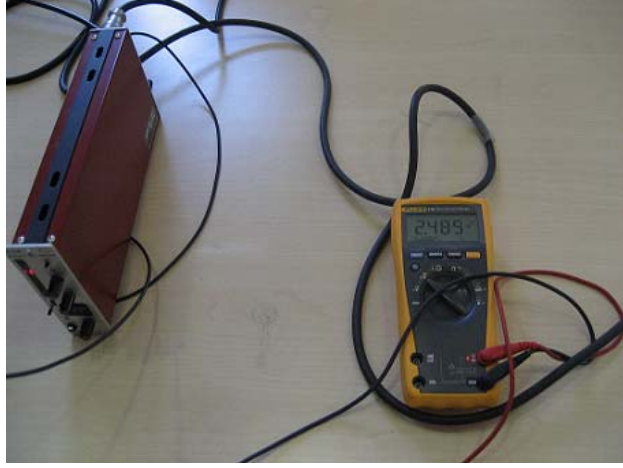
6.2. Deneyde Kullanılan Elemanlar

6.2.1. DC- 92D Dinamik Birim Uzama Ölçer

Bu model, bir çıkışlı doğrusal akımla uyarılan dinamik strainmetredir. Alternatif akımda olduğu gibi sığanın dengelenmesine gerek yoktur. Bu işlem bir düğmeye basarak elektronik dengeleyiciler tarafından otomatik olarak yapılır. Standart sapmanın dışında kalacak değerler (çok yüksek ve çok düşük frekanslar) filtrelenir. DC-92D bir voltaj girişiyle doğru akım amplifikatörü “elektronik sinyalleri güçlendiren aygıt” olarak kullanılabilir.

Özellikleri:

- Geniş frekans aralığı 100kHz’e kadar
- Otomatik elektronik dengeleyicisi
- Küçük ve hafif olması
- Çok düşük ve çok yüksek değerleri filtrelemesi
- İki farklı çıktı değeri okuyabilme; volt değeri de volt veya o anda bağlı olan
- Yüksek kazançlı doğru akım yükselticisi olarak kullanılabilmesi
- 0.5, 1, 2, 2.5, 5, 10 V’a ayarlanabilen doğru akım
- Alternatif akım ve 12V doğrusal akıma uyumlu olması



Şekil 6.4: DC- 92D Dinamik Birim Uzama Ölçer

Detay bilgiler :

Ölçüm faktörü : 2.00 (sabittir)

Direnç : 60 ~ 1000 Ω

Otomatik Dengeleme süresi:0.5 saniyedir (uzaktan kumanda veya manüel dengeleme yapılabilir).

Pil ömrü: 72 saat

Maksimum ölçüm aralığı: $50000 \cdot 10^{-6}$ uzama
50 mV (volt girdisi)

6.2.2. TC- 31K Dijital Birim Uzama Ölçer

Elde taşınabilen ve rozet bazlı güç çevirici, ısı pili, platin dirençli sıcaklık aletinin ölçümlerinde kullanılır. Ölçüm noktaları bir tane olmasına rağmen, özel CSW-5A kutusu kullanılarak beş kanaldan ölçüm mümkün olabilir.

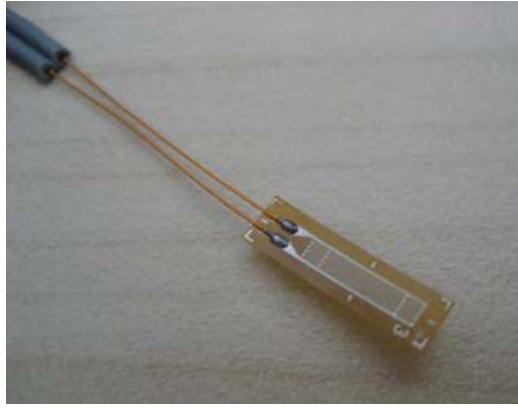


Şekil 6.5: TC- 31K Dijital Birim Uzama Ölçer

Bu cihazda rozet kablolarının bağlanması ve bağlantının kesilmesi çok kolaydır. Veri hafızası maksimum 20 parçaya bölünür. Bu veriler arasında çeşitli katsayılar da depolanabilir. Bu özelliği sayesinde farklı değerler aynı anda ölçülebilir. Sadece ölçülen değer değil aynı zamanda sensör modu ve katsayılar da ekranda sürekli görünür bu da kullanıcının hata yapma olasılığını azaltır. İçindeki zaman sayacı sayesinde otomatik veri ölçümü yapabilir. Veri transferleri hafıza kartına ya da bilgisayara yapılabilir.

6.2.3. Deneyde Kullanılan “Straingauge”ler:

Tek yönlü ve üç yönde uzamayı ölçen iki tip rozet kullanılmıştır.



Şekil 6.6: Tek Yönlü Gerinim Pulu

Tek Yönlü Gerinim Pulunun Özellikleri:

- Model : BFLA-5-3-1L
- Gauge uzunluğu: 5 mm
- Gauge Faktör: 2.08 $\pm 1\%$
- Gauge Direnci: 119.8 $\pm 0.5\ \Omega$
- Sıcaklık telafi değeri: $5 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
- Test şartları: 23 $^{\circ}\text{C}$ 50% RH
- Enine hassasiyeti: -0.1 %



Şekil 6.7: Üç Yönlü Birim Uzama Rozeti

Üç Yönlü Birim Uzama Rozeti Özellikleri:

- Model: FRA-5-11-1L
- Gauge uzunluğu: 5 mm
- Gauge Faktör: $1= 2.10 \quad 2= 2.10 \quad 3=2.10 \quad \pm 1 \%$
- Gauge Direnci: $120 \pm 0.5 \Omega$
- Sıcaklık telafi değeri: $11 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
- Test şartları: $23^{\circ}\text{C} \quad 50\% \text{ RH}$
- Enine hassasiyeti: -0.1%

7. DENEYSEL VE SAYISAL SONUÇLAR

Yapılan deneyler ve sayısal analizler sonucu elde edilen değerler aşağıdaki tablolarda verilmiştir. Tablo 7.1’de Eğilme deneyimizde “1” noktasındaki rozetlerden ölçülen değerler ve sayısal analizimizde bu noktaya denk düşen düğüm noktası üzerindeki birim uzama değerleri karşılaştırılmıştır. Görüldüğü gibi çok küçük değerlerde biraz sapmalar olsa da değerler büyüdükçe gayet yakın değerler elde edilmiştir.

Tablo 7.1: Eğilme Deney ve Analizinde “1” noktasındaki ϵ_x değerleri

Yükler	"1" Noktasındaki ($\epsilon_x 10^{-6}$) Değeri	
	DENEY	ANSYS
Yük Yokken	-8	----
3.355 N	-4	0.92
13.1454 N	-3	3.62
22.975 N	-4	6.32
32.785 N	6	9.02
42.595 N	19	11.72
52.405 N	30	14.41

Gerinim Dönüşüm denklemleri kullanılarak aşağıdaki eşitlikler bulunur [47].

$$\epsilon_{\xi} = \epsilon_x \cdot \cos^2 \varphi + \epsilon_y \cdot \sin^2 \varphi + \gamma_{xy} \sin \varphi \cdot \cos \varphi \quad (7.1)$$

$$\varphi = 45$$

$$\epsilon_1 = \epsilon_x \cdot \cos^2 45 + \epsilon_y \cdot \sin^2 45 + \gamma_{xy} \sin 45 \cdot \cos 45 \quad (7.2)$$

$$\epsilon_1 = \frac{\epsilon_x}{2} + \frac{\epsilon_y}{2} + \frac{\gamma_{xy}}{2} \Rightarrow 2\epsilon_1 = \epsilon_x + \epsilon_y + \gamma_{xy} \Rightarrow 2\epsilon_1 - \epsilon_x = \epsilon_y + \gamma_{xy} \quad (7.3)$$

$$\epsilon_2 = \epsilon_x \cdot \cos^2 (-45) + \epsilon_y \cdot \sin^2 (-45) + \gamma_{xy} \sin (-45) \cdot \cos (-45) \quad (7.4)$$

$$\epsilon_2 = \frac{\epsilon_x}{2} + \frac{\epsilon_y}{2} - \frac{\gamma_{xy}}{2} \Rightarrow 2\epsilon_2 = \epsilon_x + \epsilon_y - \gamma_{xy} \Rightarrow 2\epsilon_2 - \epsilon_x = \epsilon_y - \gamma_{xy} \quad (7.5)$$

$$\varepsilon_3 = \varepsilon_x \quad (7.6)$$

Tablo 7.2’de ise Eğilme deneyimizde ”2” noktasındaki rozetlerden ve analizlerden elde edilen ifadeler karşılaştırılmıştır.

Tablo 7.2: Eğilme Deney ve Analizinde “2” noktasındaki ε_x değerleri

Yükler	"2" Noktasındaki Değerler Eğilme					
	$(\varepsilon_x 10^{-6})$		$[(\varepsilon_y + \gamma_{xy}) 10^{-6}]$		$[(\varepsilon_y - \gamma_{xy}) 10^{-6}]$	
	Deney	Ansys	$[(2\varepsilon_1 - \varepsilon_3) 10^{-6}]$		$[(2\varepsilon_2 - \varepsilon_3) 10^{-6}]$	
			Deney	Ansys	Deney	Ansys
3.355 N	-1	0.003	-13	2.23	-15	-2.07
13.1454 N	4	0.010	-28	8.74	-34	-8.10
22.975 N	5	0.018	-55	15.27	-37	-14.16
32.785 N	2	0.025	-88	21.79	-16	-20.21
42.595 N	0	0.033	-126	28.31	8	-26.26
52.405 N	-3	0.040	-165	34.83ε	35	-32.30

- Halpin-Tsai formülleriyle hesaplanan malzeme özelliklerinin (Elastisite Katsayısı) imal edilen parçanın gerçek elastisite katsayısından daha yüksek tahmin edilmiş olması,
- Elyaf yönlendirilmelerinde, analizdekiyle imal edilen arasında parça şeklinden kaynaklanan sapmaların olması,
- Deneydeki ankastre sınır koşulları şartlarının ideal olarak (Analizdeki gibi) sağlanamamış olması,
- Çok küçük değerlerin ölçümünde cihazın toleranslarının çok altında kalınıyor olması,

Tablo 7.3: Burulma Deney&Analizinde “2” noktasındaki ε_x değerleri

Yükler	"2" Noktasındaki Değerler Burulma					
	$\varepsilon_x 10^{-6}$		$[(\varepsilon_y + \gamma_{xy}) 10^{-6}]$		$[(\varepsilon_y - \gamma_{xy}) 10^{-6}]$	
	Deney	Ansys	$[(2\varepsilon_1 - \varepsilon_3) 10^{-6}]$		$[(2\varepsilon_2 - \varepsilon_3) 10^{-6}]$	
			Deney	Ansys	Deney	Ansys
3.355 N	-47	-81.9	-267	-588.4	295	596.9
6.71 N	-80	-163.7	-268	-1176.8	538	1193.8
8.486 N	-128	-207.1	-356	-1488.3	802	1509.8
10.261 N	-186	-250.4	-430	-1799.6	1078	1825.6
11.095 N	-212	-270.8	-330	-1945.8	900	1973.9

Tablo 7.3’de de Burulma deney ve analizimizde “2” noktasına gelen birim uzamalar ve eşit olması beklenen bazı değerler karşılaştırılmıştır. Burada da yine değerler büyüdükçe daha tutarlı sonuçlar gözlemlenmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] <http://www.a305teyim.com/proje.php?id=16&proje=1%20-%2080k>
- [2] http://tr.wikipedia.org/wiki/Kompozit_malzemeler
- [3] **Thomson, R.S., Scott, M.L.**, 2000. Experience with the finite element modelling of a full-scale test of a composite aircraft control surface, *Composite Structures*, **50**, 331-345
- [4] **Barlow, D., Howe, C., Clayton, G., Brouwer, S.**, 2002. Preliminary study on cost optimisation of aircraft composite structures applicable to liquid moulding technologies, *Composite Structures*, **57**, 53-57
- [5] **Tosh, M.W., Kelly, D.W.**, 2001. Fibre steering for a composite C-beam, *Composite Structures*, **53**, 133-141
- [6] **Scott, M.L., Raju, J.A.S., Cheung, A.K.H.**, 1998. Design and Manufacture of a Post-Buckling Co-Cured Composite Aileron, *Composites Science and Technology*, **58**, 199-210
- [7] **Romano, F., Fiori, J., Mercurio, U.**, 2008, Structural design and test capability of a CFRP aileron, *Composite Structures*, in press
- [8] **James, A. M., Vaughn, R.L.**, 1976. Design of an advanced composites aileron for commercial aircraft, *Composites*, **7**, 73-80
- [9] **Wood, J.**, 1994. Finite element analysis of composite structures, *Composite Structures*, **29**, 219-230
- [10] **Bayandor, J., Scott, M.L., Thomson, R.S.**, 2002. Parametric optimisation of composite shell structures for an aircraft Krueger flap, *Composite Structures*, **57**, 415-423
- [11] **Park, H.C., Goo, N.S., Min, K.J., Yoon K.J.**, 2003. Three-dimensional cure simulation of composite structures by the finite element method, *Composite Structures*, **62**, 51-57
- [12] **Xu, D., Ganesan, R., Hoa, S.V.**, 2005. Buckling analysis of tri-axial woven fabric composite structures. Part I: Non-linear finite element formulation, *Composite Structures*, **67**, 37-55
- [13] <http://www.netcomposites.com/education.asp?sequence=53>
- [14] http://www.camelyaf.com/turkce/ctp_kaliplama_metodlari.php
- [15] **Ersoy, M. S.**, 2005. Lif Takviyeli Polimerik Kompozit Malzeme Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, Kahramanmaraş Sütçü İmam Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kahramanmaraş.
- [16] **Arıcasoy, O.**, 2006. Kompozit Sektör Raporu, İstanbul Ticaret Odası, İstanbul.
- [17] www.kutuphanem.net

- [18] 33 nolu kaynak gelecek buraya
- [19] http://www.uted.org/dergi/2005/nisan/nisan_3.htm
- [20] <http://www.supplierquality.gdatp.com/imagefolio/imageFolio.cgi?search=F-16%20M61A1%20Gatling%20Gun&img=0&cat=&bool=or>
- [21] http://hsc.csu.edu.au/engineering_studies/aero_eng/2579/comp1.jpg
- [22] http://www.air-attack.com/MIL/f22/f22_parts.jpg
- [23] <http://www.mkn.itu.edu.tr/~arana/IML212-N9.pdf>
- [24] **Schwartz, M. M.**, 1984. Composite Materials Handbook, McGraw-Hill, Inc., United States of America.
- [25] **Mazumdar, S. K.**, 2002. Composite Manufacturing Materials, Product and Process Engineering, CRC Press LLC, Florida.
- [26] <http://www.bactechnologies.com/images/montage.jpg>
- [27] <http://www.plastech.co.uk/Images/JEC%20RTM%20Diagram.jpg>
- [28] http://i2.photobucket.com/albums/y32/dandbesales/compression_molding.gif
- [29] http://www.menzolit.com/technology/manufactg__smc/smc_manufacturing.jpg
- [30] <http://cache.eb.com/eb/image?id=1662&rendTypeId=4>
- [31] http://www.djmetalrep.com/injection_molding.jpg
- [32] **Doğantekin, B.**, 2007. Kişisel görüşme.
- [33] **Cıdır, F.**, 2007. Kişisel görüşme.
- [34] www.aeroform.co.uk
- [35] ANSYS Tutorials, Release 10.0, ANSYS Inc.
- [36] **Strong, A. B.**, 1993. High Performance and Engineering Thermoplastic Composites, Technomic Publishing Company, Inc., Lancaster.
- [37] **Jones, R. M.** 1999. Mechanics of Composite Materials, Taylor & Francis, Inc., Philadelphia.
- [38] **Delibalta, A.**, 2005. Kompozit Levhada Pim Analizi, *Araştırma Projesi*, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü, İzmir.
- [39] <http://www.acmanet.org/resources/manufacturing-process.cfm>
- [40] <http://www.composites-by-design.com/processes.htm>
- [41] <http://www.compositesone.com/process.php>
- [42] www.airtechonline.com
- [43] **Aksoylu, B.**, 2007. Kompozit Malzemelerde Elyaf Burkulmasının Sayısal Olarak İncelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [44] **Kılıç, E.**, 2006. Kompozit Malzemeden Yapılan Yaprak Yayların Analizi, *Yüksek Lisans Tezi*, Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.

[45] **Binbir, E.**, 2008. Kişisel görüşme.

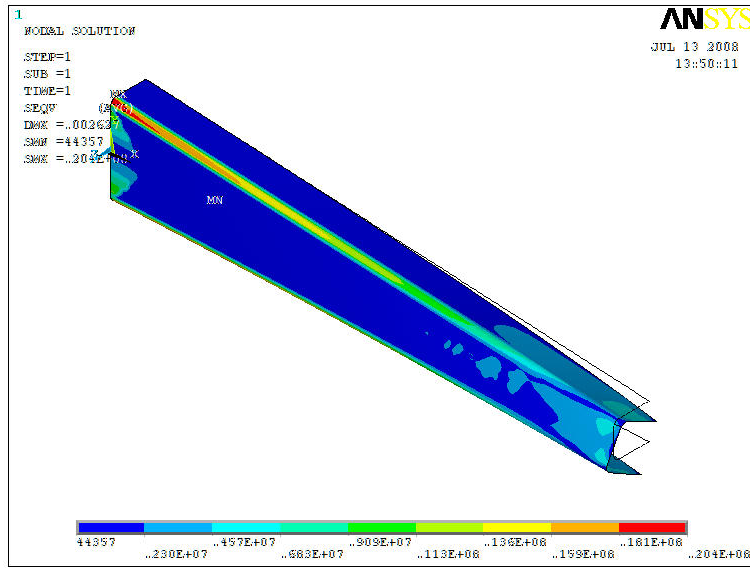
[46] www.metyx.com

[47] Hibbeler, R. C., Mechanics of Materials, Prentice Hall International, Inc. Upper Saddle River, NJ, 2000.

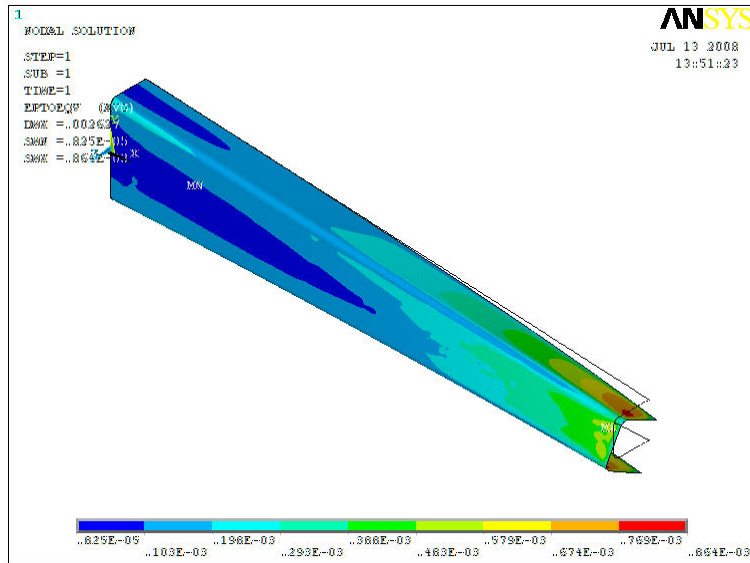
EKLER

EK A- 0/90/0/90/0 Dizilişine Sahip Karbonun Analizi

5 katmanlı, her katmanın malzemesi karbon olacak şekilde [0/90/0/90/0] elyaf dizilişine sahip ilk modelimizde $F_Y = -50N$ yüke karşı bulduğumuz değerler aşağıdaki gibidir.



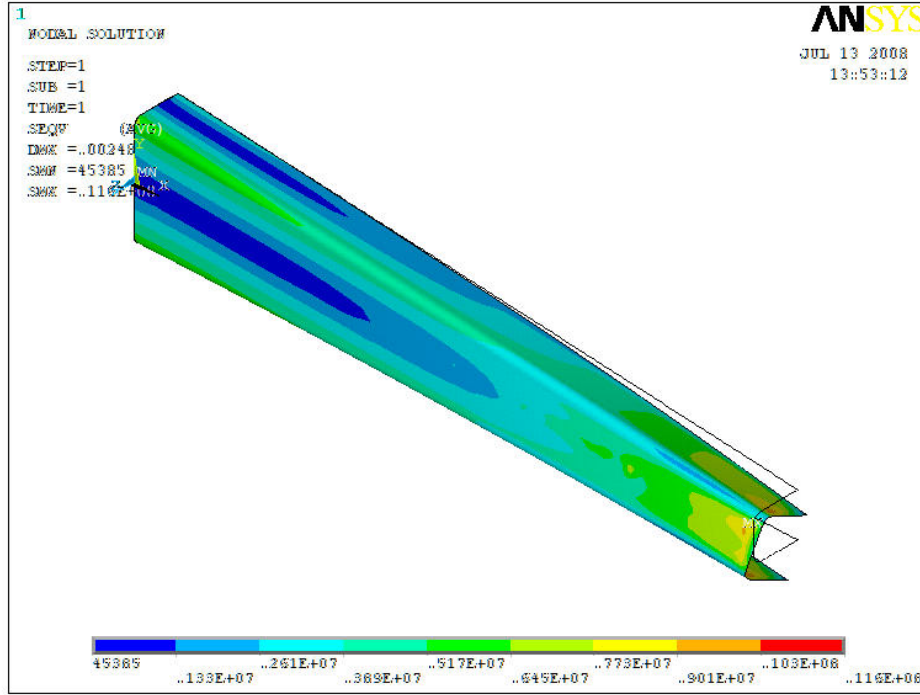
Şekil Ek A.1: Toplam Gerilme [0/90/0/90/0] Dizilişli Karbon



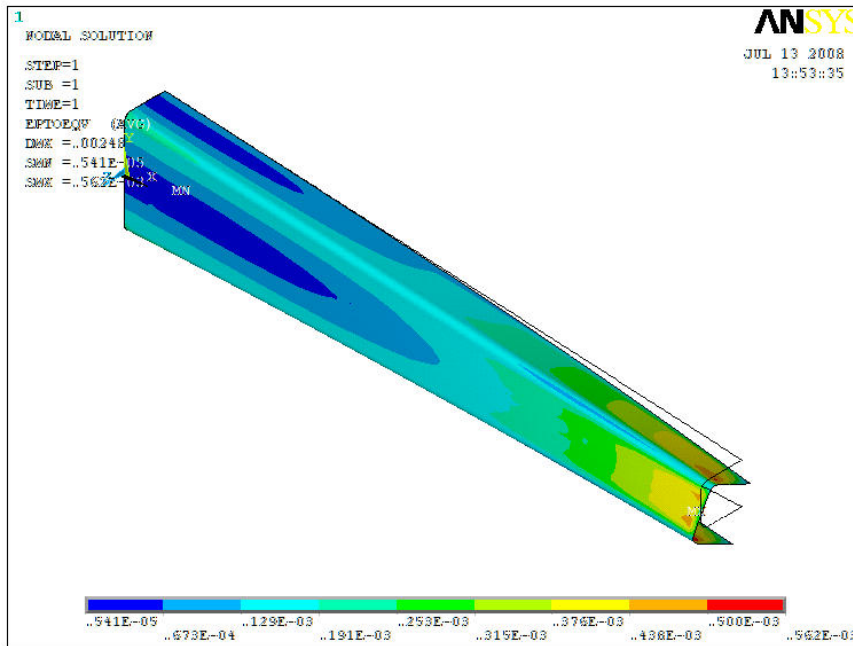
Şekil Ek A.2: Toplam Birim Uzama [0/90/0/90/0] Dizilişli Karbon

EK B- 0/90/0/90/0 Dizilişine Sahip Cam Elyafın Analizi

5 katmanlı, her katmanın malzemesi cam elyafı olacak şekilde [0/90/0/90/0] dizilişine sahip ikinci modelimizde $F_Y = -50N$ yüke karşı bulduğumuz değerler şöyledir:



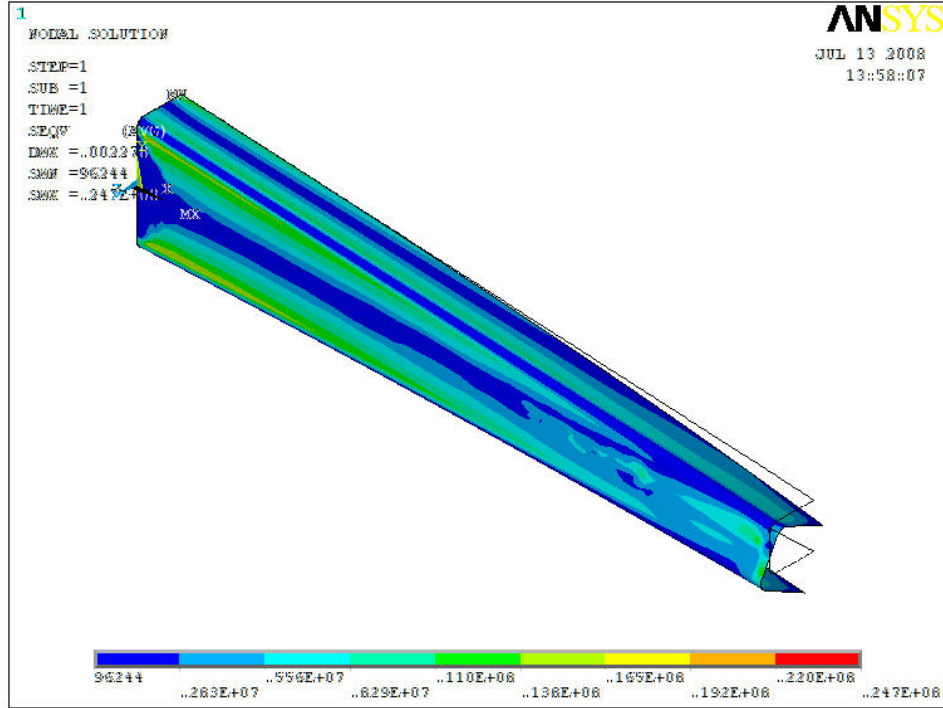
Şekil Ek B.1: Toplam Gerilme [0/90/0/90/0] Dizilişli Cam



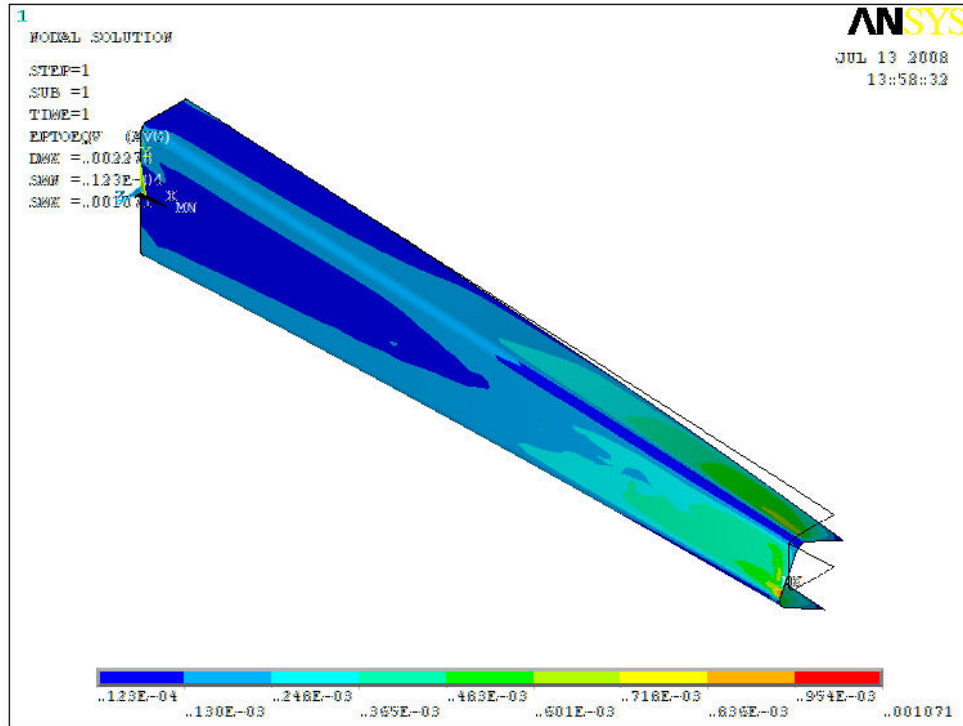
Şekil Ek B.2: Toplam Birim Uzama [0/90/0/90/0] Dizilişli Cam

EK C- 90/-45/0/-45/90 Dizilişine Sahip Karbon Elyafın Analizi

Bir önceki analizin aynısı sadece malzeme değiştirilerek tekrarlandı bu sayede malzemelerin ve oryantasyonlarının etkisi incelenmiş oldu.



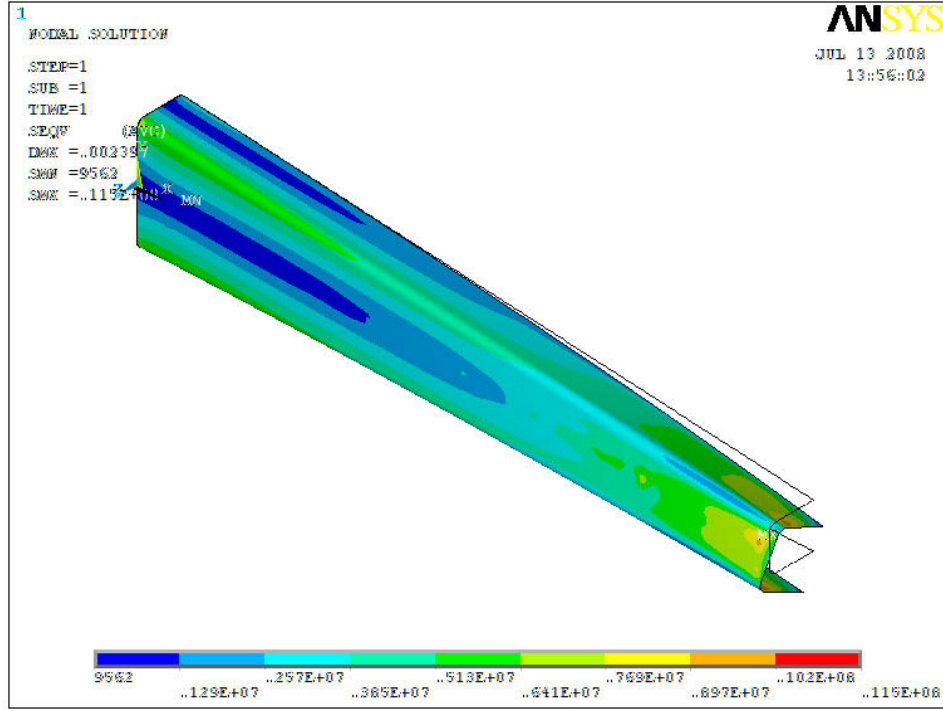
Ek C.1: Toplam Gerilme [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Karbon



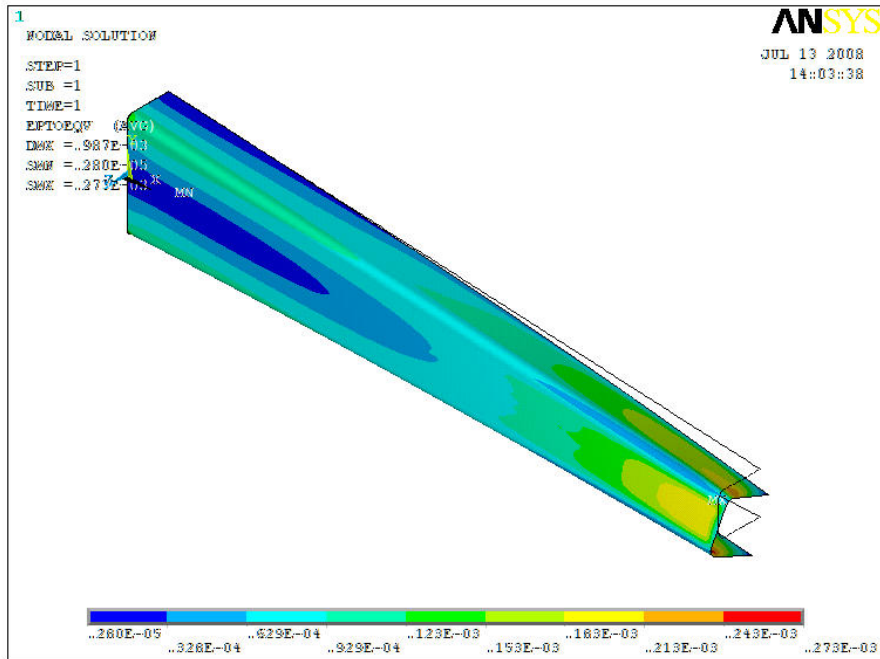
Ek C.2: Toplam Birim Uzama [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Karbon

EK D- 90/-45/0/-45/90 Dizilişine Sahip Cam Elyafın Analizi

Kuvvet aynı kalmak koşuluyla elyaf dizilişlerinin gerilme ve birim uzamaya olan etkisi gözlemlenmiştir.



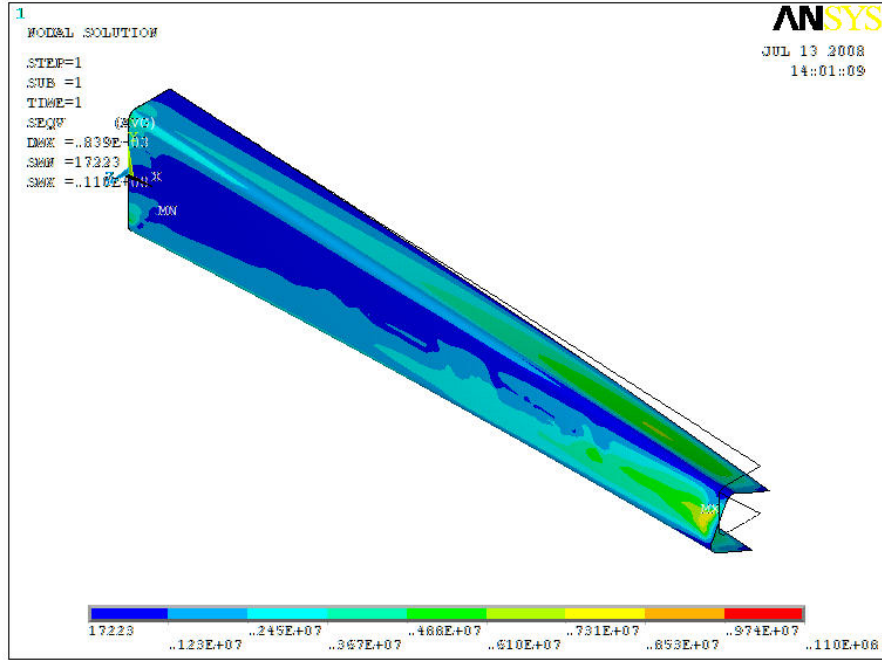
Şekil Ek D.1: Toplam Gerilme [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Cam



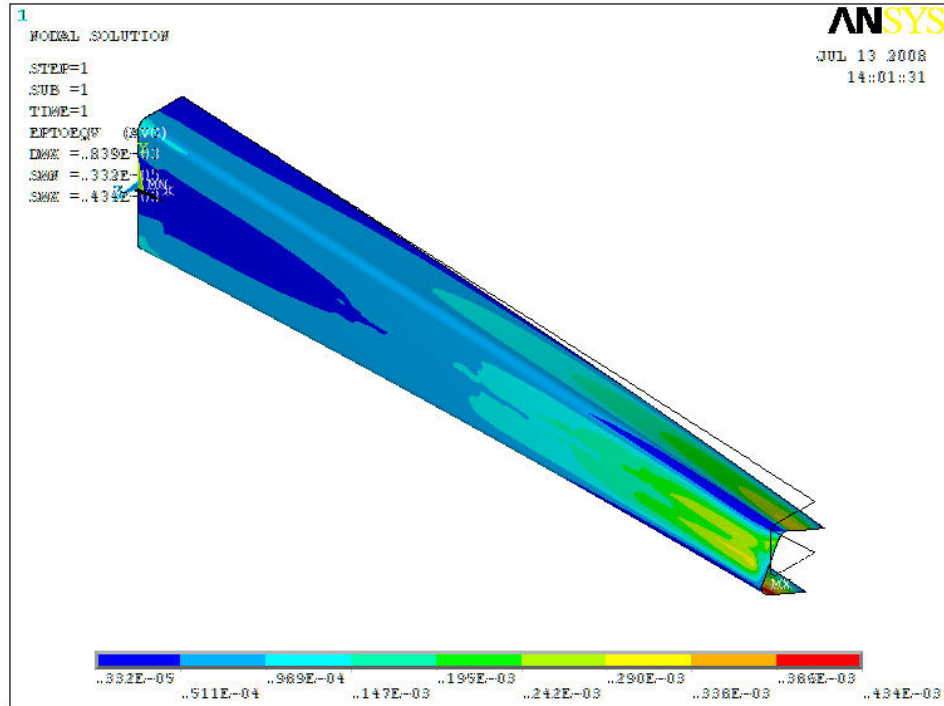
Şekil Ek D.2: Toplam Birim Uzama [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Cam

EK E- 45/90/-45/0/-45/90/45 Dizilişine Sahip Karbon Elyafın Analizi

Bir önceki analizden farklı olarak malzememiz Karbon elyafı olarak değiştirilmiş ve aynı koşullarda sonuçlar gözlemlenmiştir.



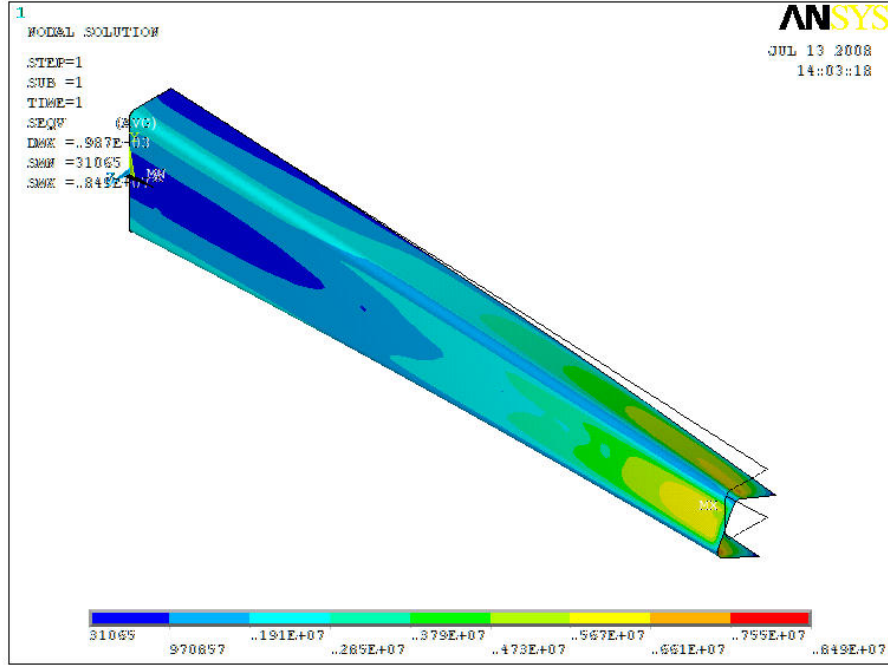
Şekil Ek E.1: Toplam Gerilme [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Karbon



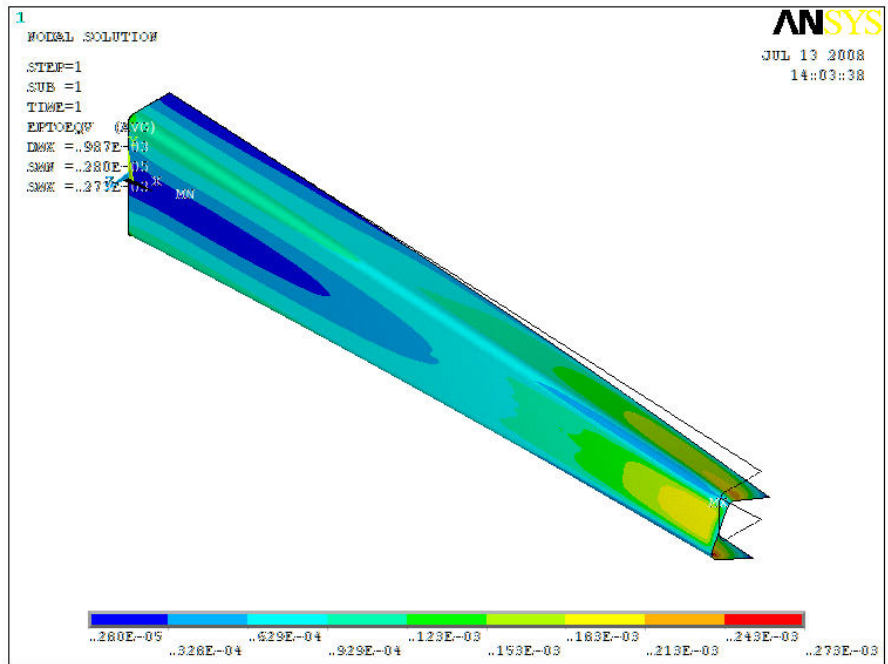
Şekil Ek E.2: Toplam Birim Uzama [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Karbon

EK F- 45/90/-45/0/-45/90/45 Dizilişine Sahip Cam Elyafın Analizi

Bu analizimizde katman sayısı 7'ye çıkartılmış ve modelimiz güçlendirilmiştir. Yine elyaf oryantasyonları değiştirilerek analizler yapılmıştır. İlave katmanlar özellikle 45°'lik kullanılmıştır. Daha iyi sonuç verdikleri için.

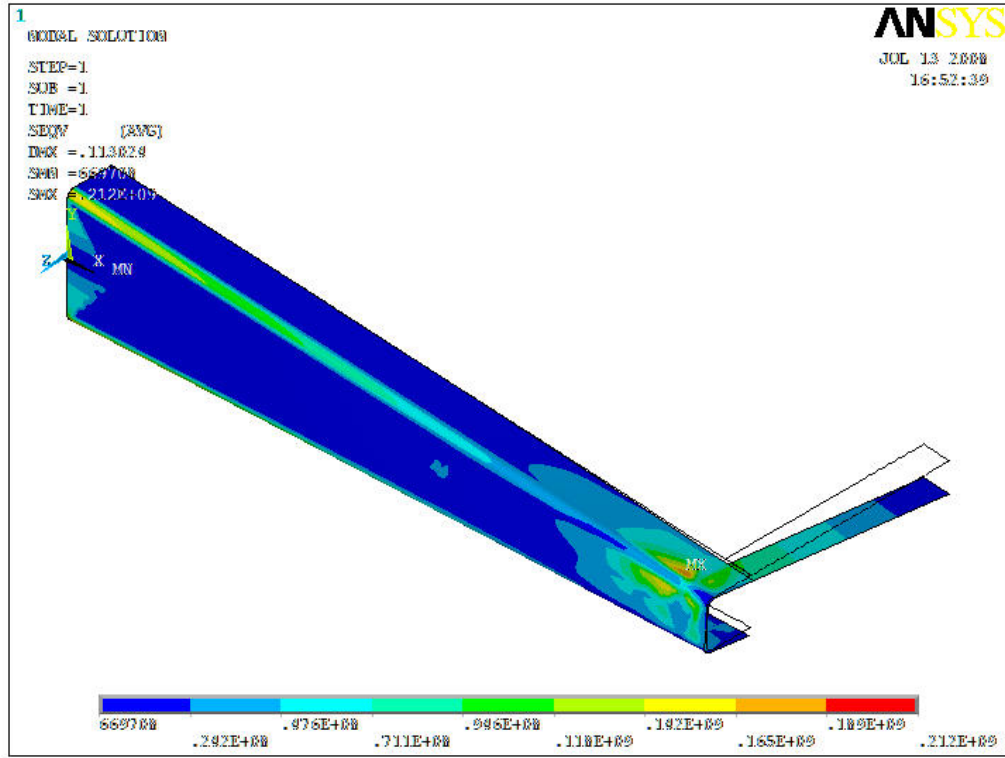


Şekil Ek F.1: Toplam Gerilme [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Cam

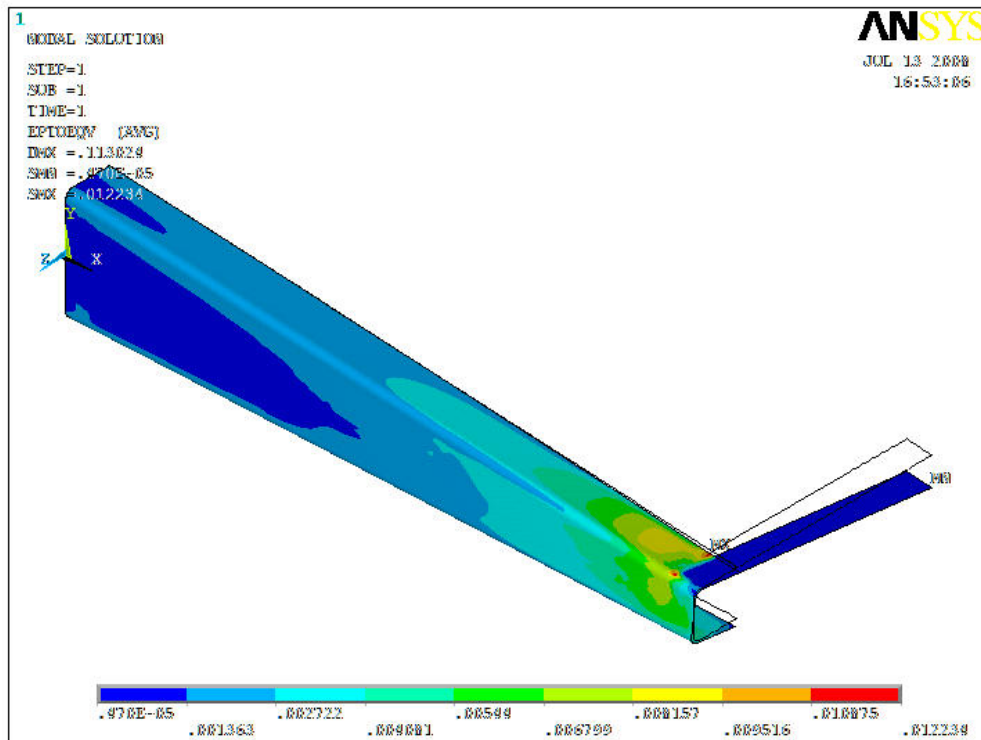


Şekil Ek F.2: Toplam Birim Uzama [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Cam

EK G- 0/90/0/90/0 Dizilişine Sahip Karbonun Burulma Analizi

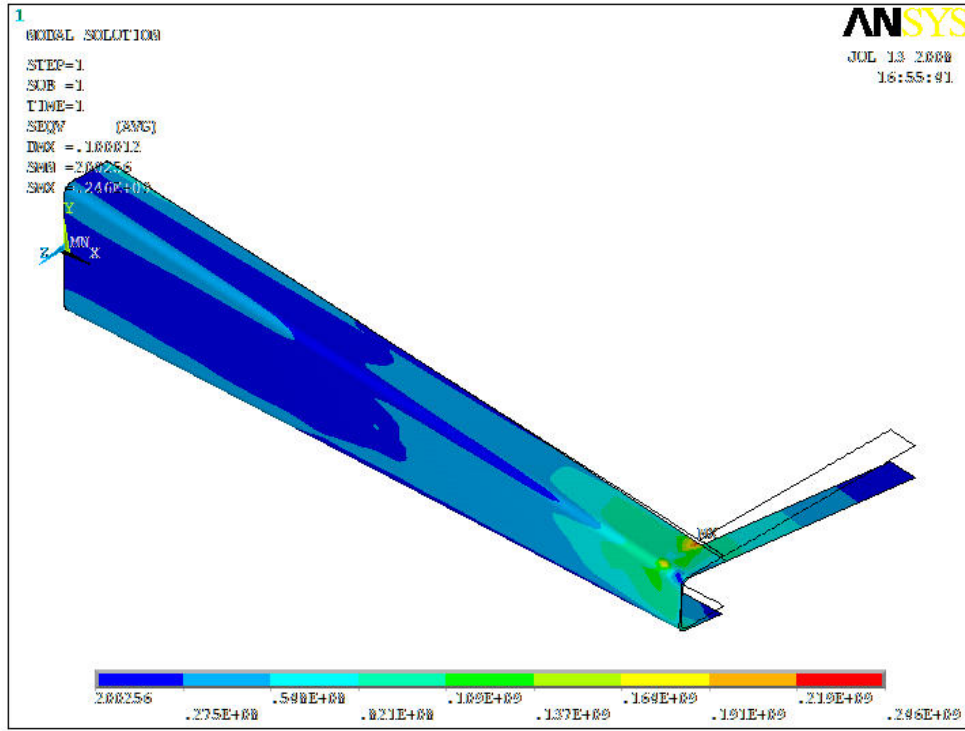


Şekil G.1: Burulmalı Toplam Gerilme [0/90/0/90/0] Dizilişli Karbon

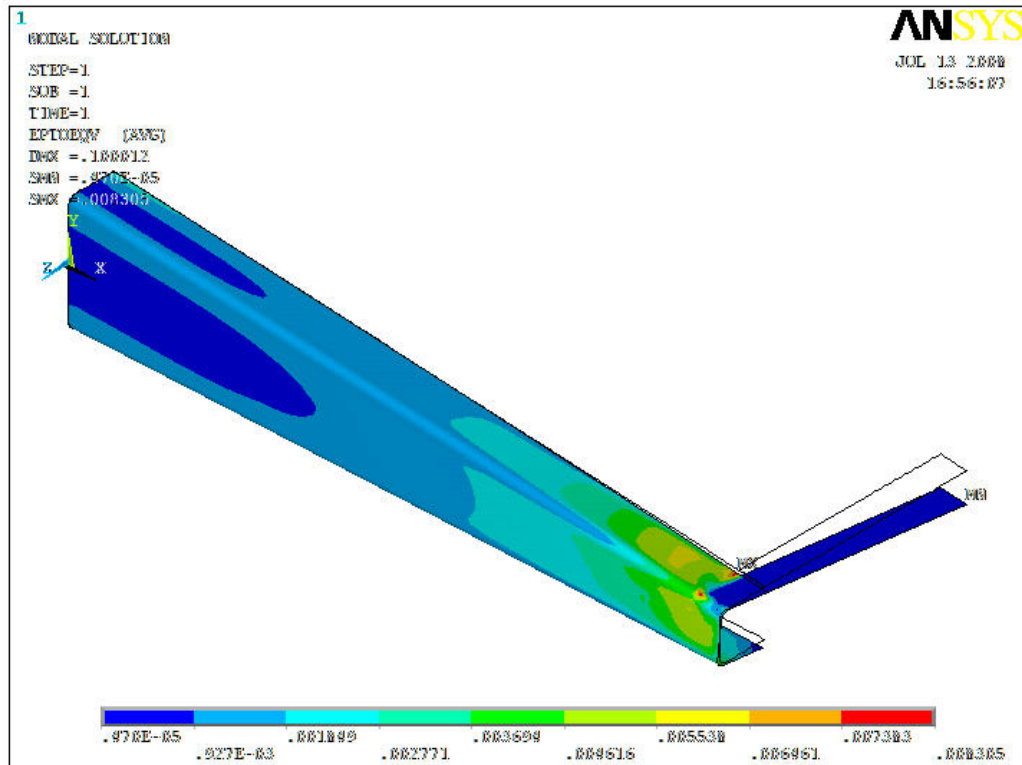


Şekil G.2: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0/90/0/90/0] Dizilişli Karbon

EK H- 0/90/0/90/0 Dizilişine Sahip Cam Elyafın Burulma Analizi

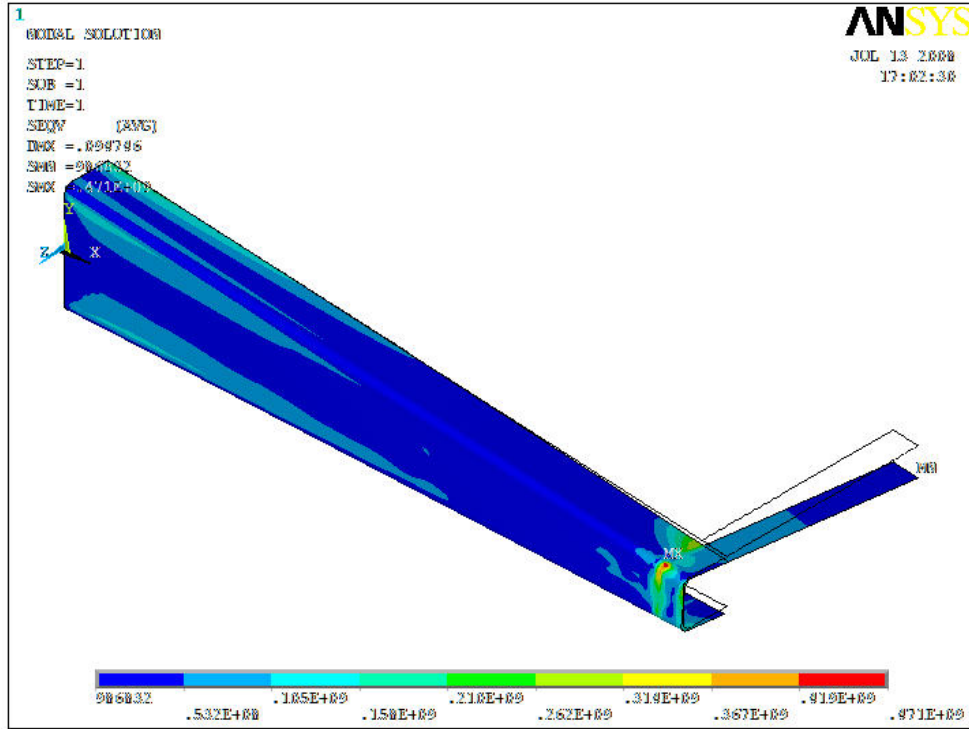


Şekil H.1: Burulmalı Toplam Gerilme [0/90/0/90/0] Dizilişli Cam

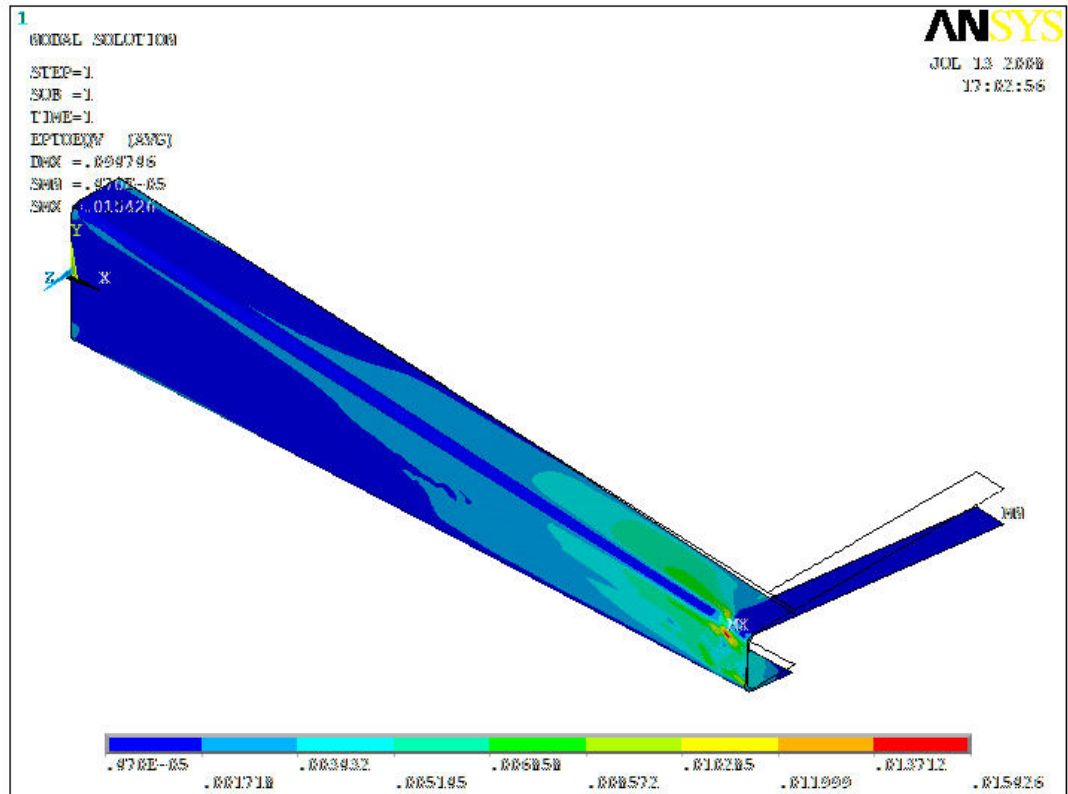


Şekil H.2: Burulmalı Toplam Birim Uzama [0/90/0/90/0] Dizilişli Cam

EK I- 90/-45/0/-45/90 Dizilişine Sahip Karbon Elyafın Burulma Analizi

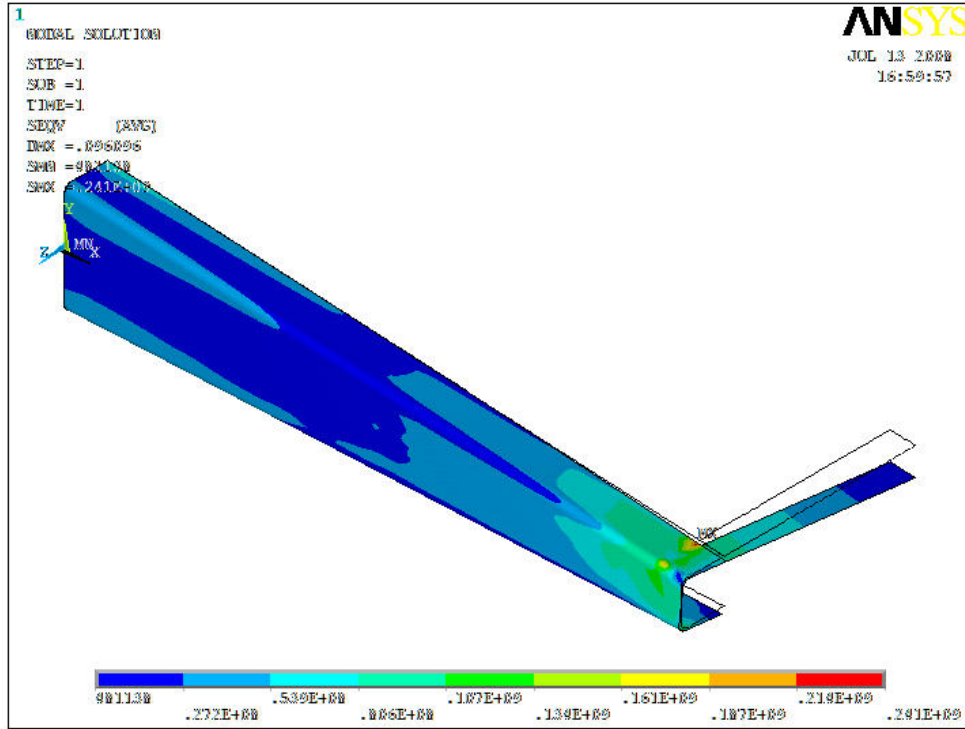


Şekil I.1: Burulmalı Toplam Gerilme [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Karbon

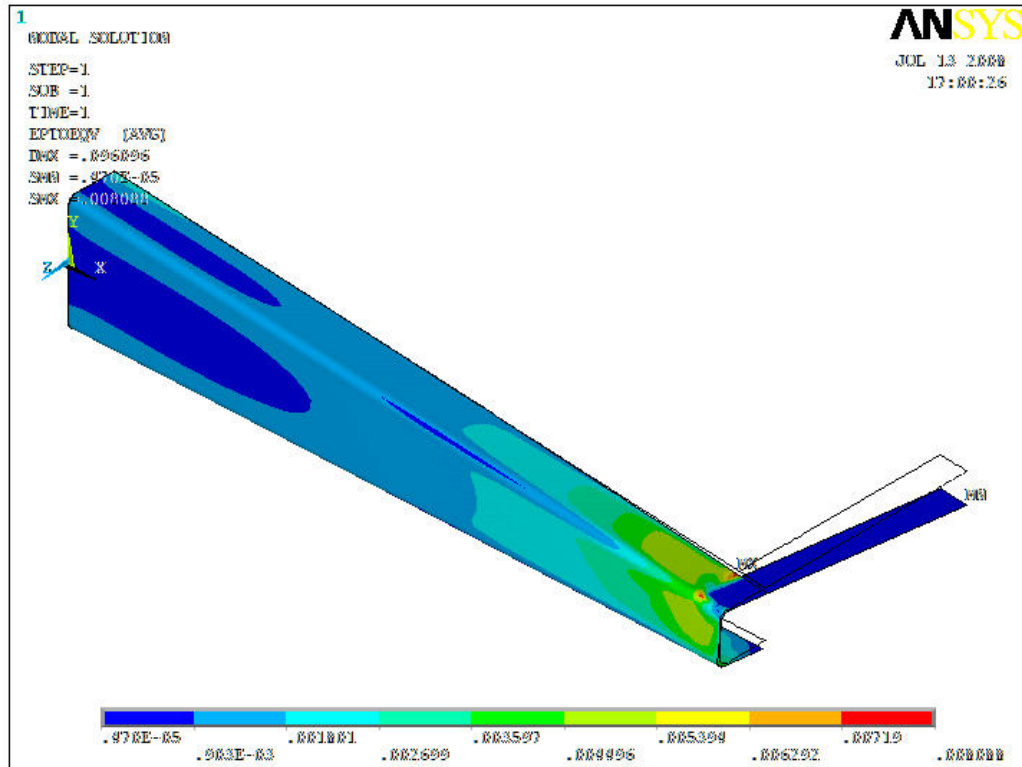


Şekil I.2: Burulmalı Toplam Birim Uzama [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Karbon

EK J- 90/-45/0/-45/90 Dizilişine Sahip Cam Elyafın Burulma Analizi

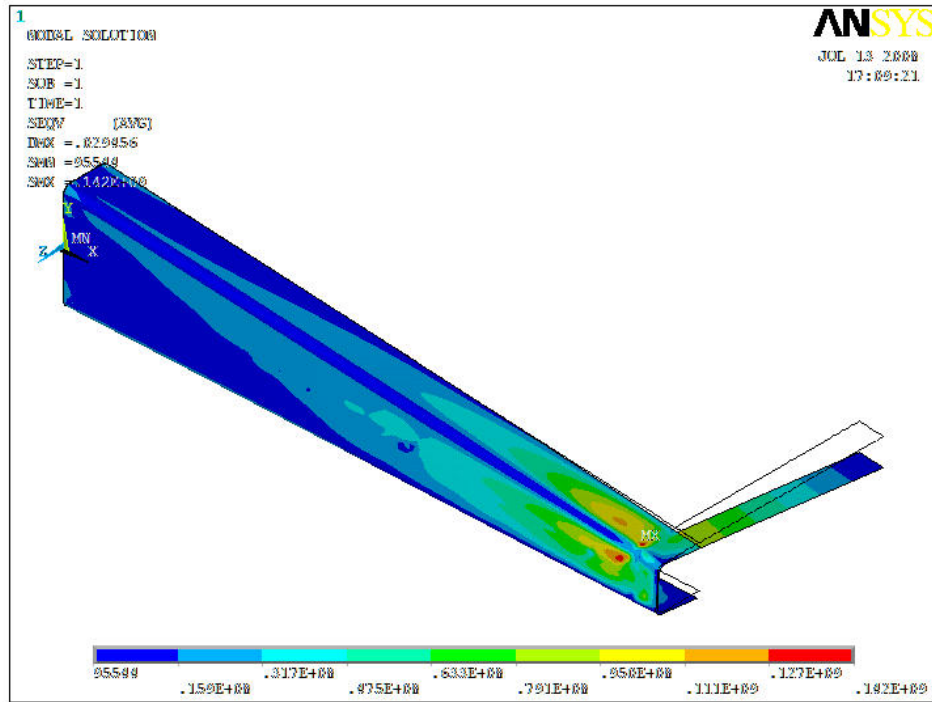


Şekil Ek J.1: Burulmalı Toplam Gerilme [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Cam

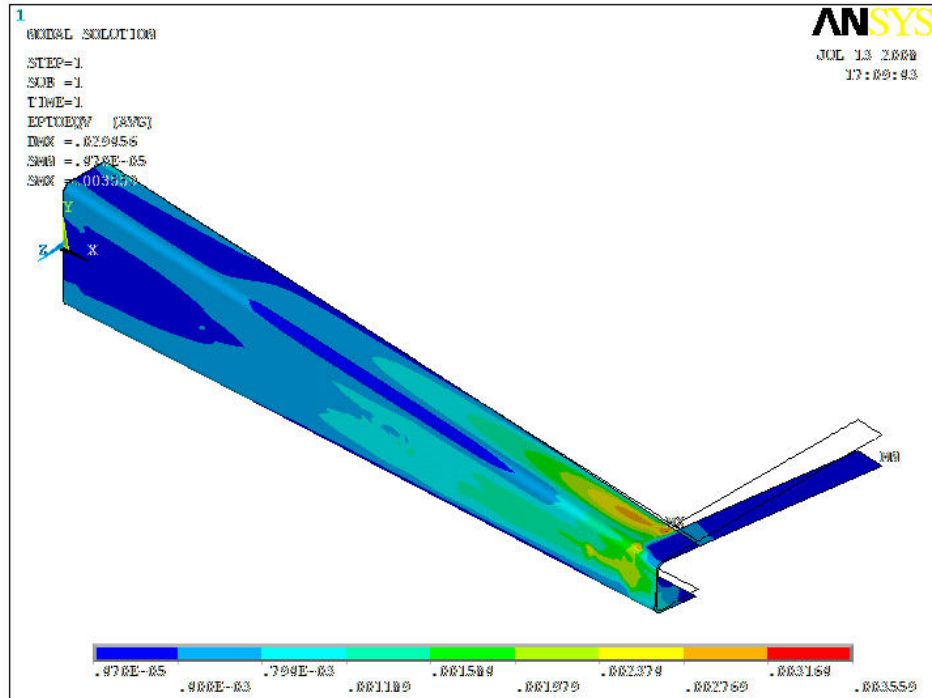


Şekil J.2: Burulmalı Toplam Birim Uzama Gerilme [90/-45/0/-45/90] Dizilişli Cam

EK K- 45/90/-45/0/-45/90/45 Dizilişine Sahip Karbon Elyafın Burulma Analizi

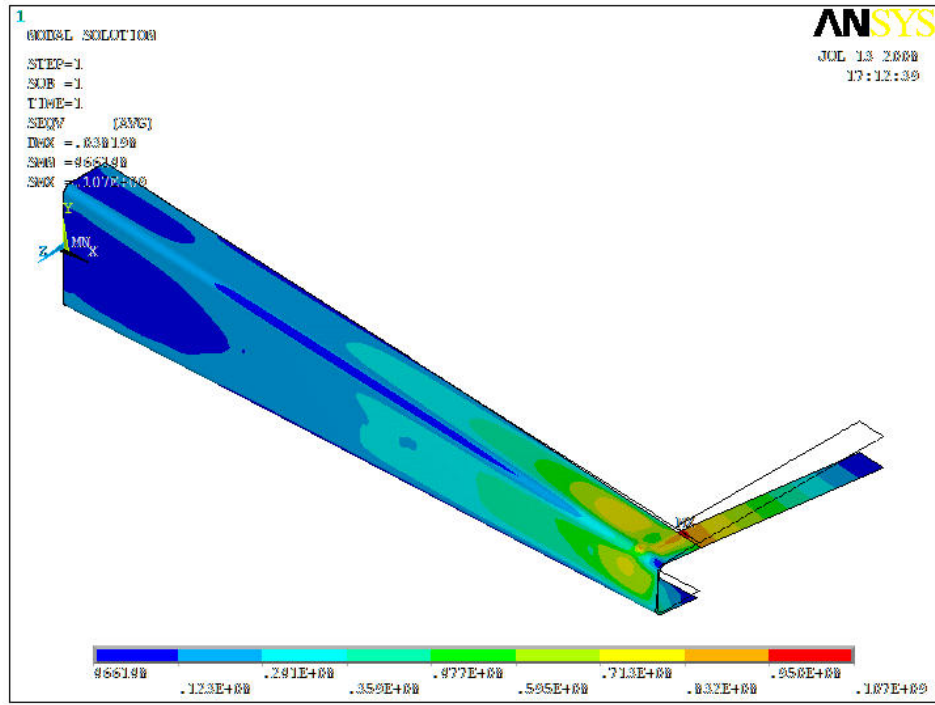


Şekil Ek K.1: Burulmalı Toplam Gerilme [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Karbon

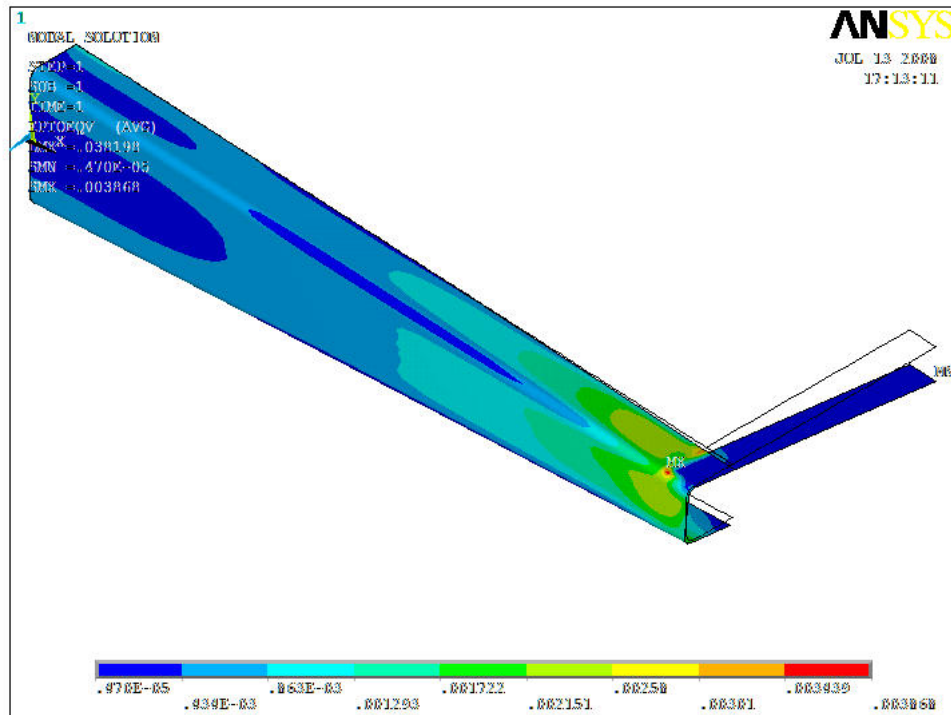


Şekil Ek K.2: Burulmalı Toplam Birim Uzama [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Karbon

EK L- 45/90/-45/0/-45/90/45 Dizilişine Sahip Cam Elyafın Burulma Analizi



Şekil Ek L.1: Burulmalı Toplam Gerilme [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Cam



Şekil Ek L.2: Burulmalı Toplam Birim Uzama [45/90/-45/0/-45/90/45] Dizilişli Cam

ÖZGEÇMİŞ

Aygül Işık 1980 yılında Bulgaristan'ın Kırcaali ilinde doğmuştur. Lise eğitimini Bursa Çelebi Mehmet Lisesi'nde yabancı dil ağırlıklı programda tamamlamıştır. İ.T.Ü Uçak Mühendisliğini lisans programını bitirmiştir. Halen İ.T.Ü.'de Uçak ve Uzay Mühendisliği programında yüksek lisans öğrencisidir.