

**ÜNİFORM SICAKLIK ETKİSİNDEKİ
KOMPOZİT PLAKTA ANSYS PROGRAMI İLE
ISIL GERİLME ANALİZİ**

Mehmet AKARSU

Yüksek Lisans Tezi

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Bahar UYMAZ

2013

T.C.

NAMIK KEMAL ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**ÜNİFORM SICAKLIK ETKİSİNDEKİ KOMPOZİT PLAKTA ANSYS
PROGRAMI İLE ISIL GERİLME ANALİZİ**

Mehmet AKARSU

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DANIŞMAN: YRD. DOÇ. DR. Bahar UYMAZ

TEKİRDAĞ-2013

Her hakkı saklıdır.

Yrd. Doç. Dr. Bahar UYMAZ danışmanlığında, Mehmet AKARSU tarafından hazırlanan “Üniform Sıcaklık Etkisindeki Kompozit Plakta Ansys Programı ile Isıl Gerilme Analizi” isimli bu çalışma aşağıdaki jüri tarafından Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Juri Başkanı : Yrd. Doç. Dr. Bahar UYMAZ

İmza :

Üye : Prof. Dr. Metin AYDOĞDU

İmza :

Üye : Yrd. Doç. Dr. Güler GAYGUSUZUOĞLU

İmza :

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu adına

Prof. Dr. Fatih KONUKCU

Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

ÜNİFORM SICAKLIK ETKİSİNDEKİ KOMPOZİT PLAKTA ANSYS PROGRAMI İLE ISIL GERİLME ANALİZİ

Mehmet AKARSU

Namık Kemal Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Bahar UYMAZ

Bu çalışmada ilk olarak belirli bir üniform sıcaklıkta simetrik dizilime sahip kompozit bir plağın farklı oryantasyon açılarındaki ısıl gerilme durumları sonlu elemanlar yöntemi kullanan Ansys programı ile incelenmektedir. Ardından dik katmanlı simetrik ve antisimetrik dizilime sahip kompozit plağın Ansys programında 3 Boyutlu ve 2 Boyutlu modellemesi gerçekleştirilerek maksimum ve minimum ısıl gerilme sonuçları mukayese edilmektedir. Daha iyi sonuçlar elde edebilmek amacıyla eş gerilme eğrileri ve grafikleme çalışmalarından yardım alınarak tez tamamlanmıştır.

Anahtar kelimeler: Kompozit malzeme, Isıl analiz, Ansys, Oryantasyon açısı

2013, 62 sayfa

ABSTRACT

MSc. Thesis

THERMAL STRESS ANALYSIS OF COMPOSITE PLATE WITH ANSYS PROGRAM UNDER THE UNIFORM TEMPERATURE

Mehmet AKARSU

Namık Kemal University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Mechanical Engineering

Supervisor :Asst. Prof. Dr. Bahar UYMAZ

In this study, at first, a certain uniform symmetrical arrangement of the plate with a different orientation angles of a composite thermal stress situations are analyzed with finite element method using Ansys software. Then, with a vertical alignment layer composite plate symmetric and antisymmetric Ansys program by performing 3-D and 2-D modeling are compared with the results of the minimum and maximum thermal stress. In order to achieve better results on the co-strain curves and graphing thesis work has been completed.

Keywords: Composite materials, Thermal analysis, Ansys, Orientation angle

2013, 62 pages

ÖNSÖZ

Çalışmalarım boyunca yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren bu konuda çalışmamı sağlayıp desteklerini esirgemeyen Sayın Yrd. Doç. Dr. Bahar UYMAZ' a teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca eğitim hayatım boyunca benden desteklerini bir an bile esirgemeyen her zaman yanımda olan annem, babam ve kardeşime şükranlarımı sunarım.

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
ÖNSÖZ.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
SİMGELER DİZİNİ.....	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	x
1. GİRİŞ.....	1
2. KAYNAK ÖZETLERİ.....	2
2.1 Kompozit Malzemelerin Tanımı.....	2
2.2 Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları.....	4
2.3 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları.....	5
2.4 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	8
2.4.1 Yapılarını oluşturan malzemelere göre.....	8
2.4.2 Yapı bileşenlerinin şekline göre.....	11
2.5 Kompozit Malzeme Yapımında Kullanılan Esas Maddeler.....	14
2.5.1 Matris malzemeleri.....	14
2.5.2 Reçineler ve özellikleri.....	14
2.5.3 Elyaf çeşitleri ve özellikleri.....	15
3. MATERYAL ve YÖNTEM.....	18
3.1 Materyal.....	18
3.1.1 Sonlu elemanlar metodunun uygulanışı.....	19
3.1.2 Problemin sonlu elemanlara bölünmesi.....	19
3.1.3 Sonlu eleman çeşitleri.....	19
3.1.4 Isıl gerilmelerin sonlu eleman analizi.....	20
3.2 Yöntem.....	22

3.2.1 Tabakalı Kompozit Malzemenin Matematiksel Formülasyonu	22
4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA	29
4.1 Ansys 12.0 Programında 3 Boyutlu Model ile Isıl Gerilme Analizi.....	31
4.1.1 Ansys 12.0 programında 3 Boyutlu model ile ısı gerilme analizi sonuçları.....	42
4.1.2 Ansys 12.0 programında 3 Boyutlu model ile aynı plak için farklı oryantasyon açılarındaki ısı gerilme analizi.....	47
4.2 Ansys 12.0 Programında 2 Boyutlu Model ile Isıl Gerilme Analizi.....	50
4.3 2 Boyutlu Model ile 3 Boyutlu Model Gerilme-Sıcaklık Mukayese Sonuçları.....	55
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	59
6. KAYNAKLAR	60
ÖZGEÇMİŞ	62

SİMGELER DİZİNİ

E	Elastisite Modülü
G	Kayma Modülü
Σ	Normal Gerilme
τ	Kayma Gerilmesi
ε	Normal Şekil Değişirme
ν	Poison Oranı
T	Sıcaklık
α	Isıl genleşme katsayısı

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1 Kompozit malzemede kullanılan fiber ve reçine.....	2
Şekil 2.2 Sürekli fiber ve kısa fiber kompozitler.....	3
Şekil 2.3 Uçak malzemelerinin kullanım oranlarının yıllara göre değişimi.....	6
Şekil 2.4 Uçak yapısında kullanılan en önemli malzemelerin miktarları	7
Şekil 2.5 Boeing-757 uçağında kompozit uygulamaları.....	7
Şekil 2.6 Gelişmiş bir avcı uçağında malzeme dağılımı.....	7
Şekil 2.7 Açılı tabakaların ayrı gösterimi.....	11
Şekil 2.8 Değişik tipte fiber kompozitler.....	12
Şekil 2.9 Köpüklü kompozit panel bileşenleri.....	12
Şekil 2.10 Birleştirilmemiş ($45^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}$) fiber açılı tabakalar.....	13
Şekil 2.11 Elyaf dokuma türleri.....	15
Şekil 3.1 Tabakalı kompozitin geometrisi.....	22
Şekil 3.2 Bir tabaka üzerine uygulanan eğilme ve burulma yükleri.....	24
Şekil 4.1 Ansys çözüm adımlarının akış şeması.....	30
Şekil 4.2 Solid46 eleman tipi.....	31
Şekil 4.3 Plağın 3 Boyutlu görünümü.....	32
Şekil 4.4 Simetrik tabaka dizilimi ($0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}$).....	32
Şekil 4.5 Antisimetrik tabaka dizilimi ($0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}$).....	32
Şekil 4.6 Malzeme tipi seçimi.....	33
Şekil 4.7 K5 ve K8 kısımları düzenlenmesi.....	34
Şekil 4.8 Real Constant Set No tanımlanması.....	34
Şekil 4.9 Tabaka sayısının yazılması.....	35
Şekil 4.10 Oryantasyon açılarının belirlenmesi ve tabaka kalınlıklarının tanımlanması.....	35
Şekil 4.11 Orthotropic malzeme değerleri tanımlanması.....	36

Şekil 4.12 Malzemeye ait ısıl genleşme katsayısı tanımlaması.....	36
Şekil 4.13 100x100x1mm boyutlarındaki malzemenin modellenmesi.....	37
Şekil 4.14 Modelleme sonucu malzemenin görünümü.....	37
Şekil 4.15 Mesh boyutunun 5 olarak tanımlanması.....	38
Şekil 4.16 Meshleme işlemi için son aşama.....	38
Şekil 4.17 Meshleme sonrası malzemenin üniform sıcaklığının tanımlaması.....	39
Şekil 4.18 On Areas seçimiyle malzemenin mesnetlenmesi.....	39
Şekil 4.19 ALLDOF seçeneğiyle malzemenin seçilen kısımlarının ankastre mesnetlenmesi.....	40
Şekil 4.20 SOLVE komutuyla analizin başlatılması.....	40
Şekil 4.21 Analizin hatasız tamamlanması.....	41
Şekil 4.22 Nodal Solution X eksenini doğrultusundaki gerilme.....	41
Şekil 4.23 Uygulanan üniform 25°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi.....	42
Şekil 4.24 Uygulanan üniform 50°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi.....	43
Şekil 4.25 Uygulanan üniform 75°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi.....	44
Şekil 4.26 Uygulanan 25°C üniform sıcaklık için plak üzerinde seçilen farklı noktaların uzunluk-gerilme grafiği.....	45
Şekil 4.27 Uygulanan 50°C üniform sıcaklık için plak üzerinde seçilen farklı noktaların uzunluk-gerilme grafiği.....	46
Şekil 4.28 Uygulanan 75°C üniform sıcaklık için plak üzerinde seçilen farklı noktaların uzunluk-gerilme grafiği.....	46
Şekil 4.29 Simetrik dizilimde uygulanan 25°C üniform sıcaklık için X eksenini doğrultusundaki normal gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi.....	47
Şekil 4.30 Simetrik dizilimde uygulanan 25°C üniform sıcaklık için Y eksenini doğrultusundaki normal gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi.....	48
Şekil 4.31 Simetrik dizilimde üniform 25°C sıcaklık için farklı oryantasyon açılarındaki gerilme mukayese grafikleri.....	49

Şekil 4.32 Shell99 eleman tipi.....	50
Şekil 4.33 Mesh boyutu gösterimi.....	50
Şekil 4.34 Plak geometrisi.....	50
Şekil 4.35 Uygulanan üniform 25°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri ile (contour) ile gösterimi.....	51
Şekil 4.36 Uygulanan üniform 50°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi.....	52
Şekil 4.37 Uygulanan üniform 75°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi.....	53
Şekil 4.38 Simetrik dizilimde minimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri.....	55
Şekil 4.39 Simetrik dizilimde maksimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri.....	56
Şekil 4.40 Antisimetrik dizilimde minimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri.....	57
Şekil 4.41 Antisimetrik dizilimde maksimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri.....	58

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 2.1 Matris, takviye elemanı ve kompozit malzeme yapı tipleri.....	3
Çizelge 2.2 ABD’ de 1991-1994 yılları arasında milyon kg olarak kompozit malzeme ithalatı.....	5
Çizelge 2.3 Termoplastik çeşitleri ve kullanıldıkları yerler.....	9
Çizelge 2.4 Termosetler ve kullanıldıkları yerler.....	9
Çizelge 2.5 Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri.....	16
Çizelge 4.1 Kompozit plağın mekanik özellikleri.....	31

1. GİRİŞ

20. yüzyılın ikinci yarısından itibaren tekniğin hızla gelişmesi, beraberinde sanayinin temel girdisi olan malzeme ve malzeme biliminde de gelişmelerin hızlanmasını sağlamıştır. Fakat yeryüzünde ana malzemelerin sınırlı olmasından dolayı, malzemeler ve bu malzemelerin özellikleri teknolojinin gelişimine ayak uyduramamıştır. Uzay araçlarının yapımına geçilen geçen asırda, bilim insanları asrın yenilikleri sayesinde var olan malzemelerin özelliklerinden, gelişen bilim ile birlikte günün şartlarına uyacak şekilde gerek ekonomik gerekse teknik yönden daha uygun malzemeler imal etme yolunu seçmişlerdir.

Dolayısıyla hem ekonomik hem daha yüksek mukavemetli ve hem de çok hafif malzemelerin oluşturulması için yapılan çalışmalar yoğunlaştırılmıştır. Böylece malzemeyi teşkil eden bileşenlerin, özellikleri farklı olan kombinasyonlarının verdikleri, kompozit malzemeler, büyük bir önem kazanmıştır.

Son zamanlarda yüksek mukavemet/ağırlık, katılık/ağırlık oranlarına sahip olan fiber takviyeli reçine kompozitleri, uçak ve uzay taşıtları gibi ağırlığa hassas uygulamalarda önemli kullanım sahaları bulmuşlardır. Yakın geçmişte saçtan ve tahta malzemelerden imal edilen tekneler, yatlar şimdilerde ise polyester-cam elyaftan imal edilmektedir. İmalat sanayisinde de artık birçok parça kompozit malzemedan yapılmaktadır.

Çalışma, Ansys programında kompozit bir plağın, farklı sıcaklık ve farklı oryantasyon açılarında oluşan gerilmelerinin, eş gerilme eğrileri ve grafikler yardımıyla 2 Boyutlu Modelleme ile 3 Boyutlu Modelleme arasında mukayeseye gidilerek sonuçlandırılmıştır.

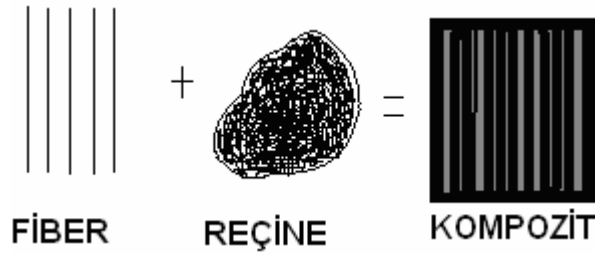
2. KAYNAK ÖZETLERİ

2.1 Kompozit Malzemelerin Tanımı

Kompozit malzeme, istenilen özellikte malzeme elde edebilmek amacıyla en az iki veya daha fazla malzemenin birleştirilmesiyle oluşan yeni bir malzemedir. Kompozit malzeme, bileşenlerinden her birinden değişik özelliklere sahip bir bileşik malzemedir.

Çağımızda yaygın olarak bilinen kompozitlerden biri betondur, burada matris malzemesi çimento ve kumdur. Çelik çubuklar ise destekleyici görevi ile takviye malzemesidir. Bilinen diğer bir kompozit ise kerpiçtir. En eski çağlardan beri bilinen bünye malzemesidir çamur ve samanın birleşimi ile meydana gelmektedir. Bu zamanlar da Türkiye’de kırsal bölgelerde kullanılır. Bu yapı malzemesi örneğin Yemen’de çok katlı gökdelenlerde kullanılmaktadır.

Kompozit malzemeler, Şekil 2.1’ de görüldüğü gibi matris ve takviye malzemesinden oluşurlar. Genellikle takviye (fiber) malzemesi; karbon, cam veya aramid olurken matris malzemesi ise epoksi reçine den oluşmaktadır (Mazumdar 2002).

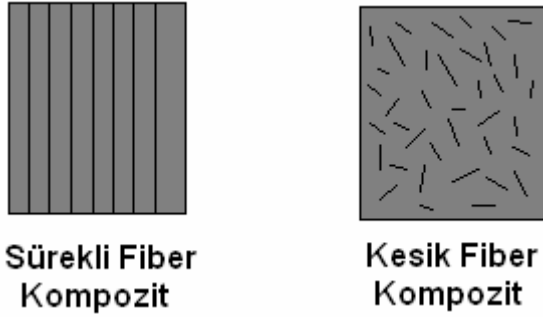


Şekil 2.1 Kompozit malzeme de kullanılan fiber ve reçine

Takviyeli fiberler veya dokumalar kompozit malzemeyi güçlü, dayanıklı kılar. Buna karşılık matrisler kompozit malzemeye katılık verir ve malzemeyi çevresel etkilere karşı dirençli kılar.

Takviyeli fiberlerin farklı biçimleri Şekil 2.2’ de mevcuttur. Bunlar uzun sürekli fiberler ve kısa fiberlerdir. Kısa fiberler uzun fiberlerin kesilmiş halidir. Kısa fiberlere kırılmış fiberlerde denir. Fiberler uygulama (yapısal veya yapısal olmayan) ve üretim metoduna göre uzun sürekli fiberler veya kısa fiberler tercih edilir. Yapısal uygulamalar için uzun fiberler buna karşılık yapısal olmayan uygulamalarda kısa fiberler tercih edilirler.

Enjeksiyonlu kalıplama ve hazır kalıplamalı üretim metodlarında kısa fiberler tercih edilir. Elyaf sarma ve profil çekme üretim yöntemlerinde sürekli fiberler tercih edilirler. (Mazumdar 2002)



Şekil 2.2 Sürekli fiber ve kısa fiber kompozitler

Kompozit malzemeler genellikle matris malzemesine plastik, metal ve seramik matrisli kompozitler olmak üzere üçe ayrılırlar. Kompozit malzeme ince tek bir tabaka oluşturan matris malzemesi içine elyaflar, whiskerler veya parçacıklardan veya değişik tabaka katmanlarından oluşan tabakalı kompozitler de oluşabilir (Şahin 2000).

Çizelge 2.1 Matris, takviye elemanı ve kompozit malzeme yapı tipleri (Olçay vd 2002).

Matris Malzemeleri	Takviye Elemanları	Kompozit Yapının Şekli
Polimerler	Lifler	Tabakalar
Metaller	Granül	Kaplamalar
Seramikler	Whiskers	Film-Folya

Polimer matrisli kompozit malzeme Çizelge 2.1’ de görüldüğü gibi matrisi polimer olan malzemelerdir. Bu malzemeler belirli yönleme açılarıyla klasik laminasyon tekniği dediğimiz tabakalar şeklinde üretilirler.

1940’ lı senelerde polimer matrisli kompozit malzemeler, havacılık sektöründe kullanmak amacıyla teknoloji ile birlikte üretimine başlanmıştır. Temel neden, çelik ve alüminyum alaşımları gibi geleneksel malzemelerin yerine daha mukavemetli ancak daha

hafif, sertlik değeri, aşınma dayanımı ve kırılma tokluğu yüksek malzemelerin geliştirilmesi idi. (Kayrak 1999)

2.2 Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları

Kompozit malzemeler metal malzemelere göre önem kazanmışlardır. Kompozitlerin özgül ağırlıklarının düşük oluşu hafif konstrüksiyonlarda kullanımda büyük bir avantaj sağlamaktadır. Bu özellikleri ile kompozitler otomobil gövde ve tamponlarından deniz teknelerine, bina cephe ve panolarından komple banyo ünitelerine, ev eşyalarından tarım araçlarına kadar birçok sanayi kolunda problemleri çözümlenecek bir malzemedir.

Bu malzemelerin avantajlı olan yanları şöyle sıralanabilir; Kompozitlerin çekme ve eğilme mukavemetinin birçok metalik malzemeye göre daha yüksek olması, büyük ve kompleks parçaların tek işleme bir parça halinde kaplanabilmesi, büyük enerji nakil hatlarında kompozitlerin iyi bir iletken ve gerektiğinde de başka bir yapıda iyi bir yalıtkan malzemesi olarak kullanılabilmesi, kompozit malzemelerin kimyevi madde tankları, boru ve aspiratörler, tekne ve diğer deniz araçları yapımında güvenle kullanılabilmesi, kompozitlerin ısıya dayanıklılık özelliği sayesinde yüksek ısı altında kullanılabilmesi, kalıplama esnasında reçineye ilave edilen pigmentler sayesinde kompozitlere istenen rengin verilebilmesi, kompozit malzemelerde süneklik nedeniyle doğal bir titreşim sönümlenme ve şok yutabilme özelliğinin bulunmasıdır. (Arıcasoy 2006)

Kompozit malzemelerin uygun olmayan yanları da şu şekilde sıralanabilir; Kompozit malzemelerdeki hava zerreciklerinin malzemenin yorulma özelliklerini olumsuz etkilemesi, kompozit malzemelerin değişik doğrultularda değişik mekanik özellikler göstermesi, aynı kompozit malzeme için çekme, basma, kesme ve eğilme mukavemet değerlerinin farklılıklar göstermesi, kompozit malzemelerin delik delme, kesme türü operasyonlarının liflerde açılmaya sebep olmasından dolayı bu tür malzemelerde hassas imalattan söz edilememesi, hammaddenin pahalılığı, lamine edilmiş kompozitlerin özelliklerinin her zaman ideal olmamasından kalınlık yönünde düşük dayanıklılık ve katlar arası düşük kesime dayanıklılık özelliğinin bulunması, malzemenin kalitesinde standartlaşmış bir kalite olmaması, kompozitlerin kırılma malzeme olmalarından dolayı kolaylıkla zarar görmesi ve onarımlarının problemler yaratması, malzemelerin sınırlı raf ömürleri olması, bazı tür kompozitlerin soğutulularak saklanmalarının gerekmesidir. (Arıcasoy 2006)

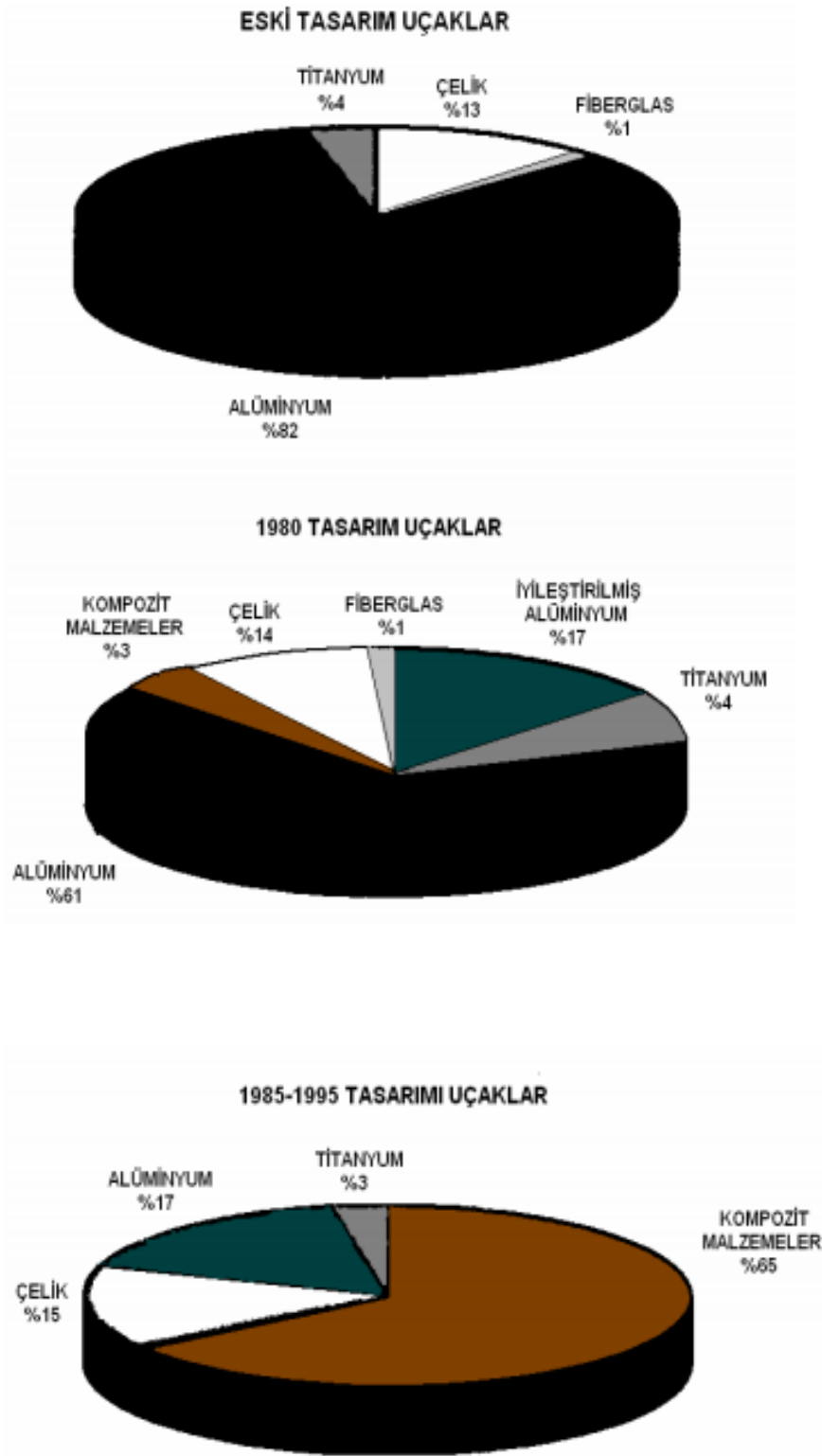
2.3 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Kompozit malzemeler son yıllardan gittikçe yaygın olarak farklı ve yeni sektörlerde kullanılmaya başlanmıştır. Uzun bir süre uçak endüstrisindeki ihtiyaçlar kompozit malzemenin gelişimini etkilese de son dönemlerde artık farklı alanlarda da farklı amaçlar için kullanılmaktadır.

Çizelge 2.2 ABD’de 1991-1994 yıllarında milyon kg olarak kompozit malzeme ithalatı (Azom)

Pazar	1991	1992	1993	1994
Uçak ve Uzay sanayi	17.6	14.7	11.5	11.0
Ticaret gereçleri	61.3	65.0	66.9	72.9
İnşaat	190.5	219.1	240.4	270.7
Tüketici Ürünleri	67.4	73.6	75.2	79.3
Korozyona Dayanıklı Ürünler	161.0	150.7	159.7	170.7
Elektrik	104.8	117.9	124.7	135.8
Deniz	124.7	138.1	144.8	164.9
Ulaşım	309.4	340.2	372.9	428.9
Diğer	33.5	37.8	40.5	46.2

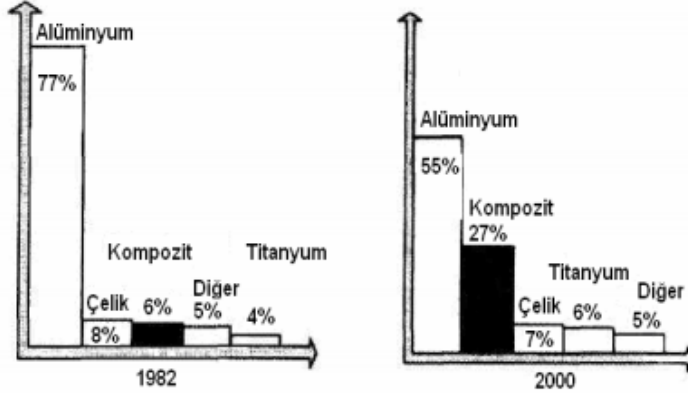
Havacılık sektöründe ileri kompozit malzemelerin oldukça geniş spektrumda uygulama sahası bulunmaktadır. Üstün mekanik özellikleri ve hafif olmaları nedeniyle uçak ve helikopterlerin sadece iç mekânı için değil bünye parçalarının da polimer esaslı kompozit malzemelerden üretilmesine olanak sağlamıştır.



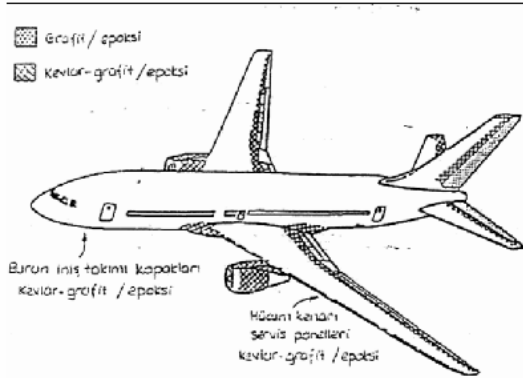
Şekil 2.3 Uçak malzemelerinin kullanım oranlarının yıllara göre değişimi (Margolis 1986)

Düşük ağırlığa oranla yüksek mukavemet özelliğine sahip olan kompozit malzemeler uçak yapılarında alüminyum alaşımlar gibi geleneksel malzemelerin yerini

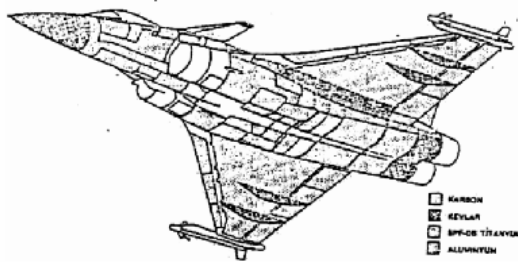
almaktadır. Mekanik özelliğin yoğunluğa oranı olarak bilinen özgül mekanik özelliği bor/epoksi ve karbon/epoksi gibi geleneksel kompozit malzemelerden yüksek farkla üstün olması nedeniyle uçak yapısı için malzeme seçiminde önemli bir kriterdir. Uçakların dizaynında düşük yoğunluğa sahip kompozit malzemelerin kullanılması ile metal malzemeye kıyasla ağırlık kazancı elde edilmiştir. Uçak malzemelerinin kullanım oranlarının yıllara göre değişimi Şekil 2.3' de görülmektedir.



Şekil 2.4 Uçak yapısında kullanılan en önemli malzemelerin miktarları (Gay vd 2002)



Şekil 2.5 Boeing-757 uçağında kompozit uygulamaları (Kaya 1987)



Şekil 2.6 Gelişmiş bir avcı uçağında malzeme dağılımı (Kaya 1987)

Otomotiv

Günümüzde otomotiv sektörü, müşterilerinin isteklerini karşılamak için daha hafif arabalar üretmektedir. Hafif araç demek çok kısa sürede hızlanabilen ve durabilen, ilerlemek için büyük bir motora ihtiyaç duymayan ve daha az benzinle çalışabilen araç manasına gelmektedir.

Filtre Kutusu; Mercedes, %35 Cam+Poliamid 66

Pedallar; %40 Cam+Poliamid 6

Dikiz Aynası; %30 Cam+ABS

Otomotiv sanayinde oldukça geniş kullanım atanma sahip kompozitlerin başlıca ürünleri; otomobil ve kamyonların kaput kısımları, kamyon ve otobüslerin karoser parçaları traktör parçaları, iç dizaynı, otomobil lastikleri, demiryolu vagonları olarak sayılabilir.

2.4 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler iki kategoride incelenebilir, bunlardan birincisi yapılarını oluşturan malzemelere göre ikincisi ise yapı bileşenlerinin şekillerine göre. Matris malzemesinin çeşidine göre plastik, metalik ve seramik kompozitler vb. olarak gruplandırıldığı gibi yapı bileşenlerinin şekillerine göre de partikül esaslı, lamel esaslı, fiber esaslı, dolgulu “kafes” kompozitler ve tabaka yapılı kompozitler olarak da sınıflandırılabilir.

2.4.1 Yapılarını oluşturan malzemelere göre

Plastik – Plastik kompozitler

Termoplastikler: Bu tür plastikler, ısıtıldığı zaman yumuşayarak daha kolay şekil alırlar ve şekillendirme işlemi bittikten sonra tekrar soğutulduğunda sertleşirler. Bu işlem sırasında plastiğin mikro yapısında herhangi bir değişiklik olmaz. Genellikle 5-50°C arasındaki sıcaklıklarda kullanılabilirler.

Çizelge 2.3. Termoplastik çeşitleri ve kullanıldıkları yerler

Asetol Reçineler	Şaft yatağı
Akrilikler (Polimetil metakrilat)	Işıkli reklâmlarda
Selilozik (Selüloz asetat)	Selofon kâğıdı
Florokarbon (Polutetro floretoilen)	Teflon tava
İzosiyonatlar (Poliüretan)	Isı izolasyonu
Poliolefinler (Polietilen - Polipropilen)	Naylon torba, meşrubat kasası
Stiren (Polistren)	Okul gereçleri, yoğurt kabı
Vinil (Poli vinil klorür P.V.C)	Boru
Polikarbonat	Trafik ışıkları
Poliamitler (Naylon)	İp imali, çorap, çamaşır

Termoset Plastikler: Bu tip plastiklerde ise ısıtılıp şekillendirildikten sonra soğutulduklarında artık mikro yapıda oluşan değişim sebebiyle eski yapısına dönmesi imkânsızdır. Molekül yapıları, polimerizasyon sırasında molekülün reaktif olan kısmı moleküller arasındaki zincir yapıyı ortaya çıkarır. Moleküller bir üç boyutlu şebeke yapısı ortaya çıkaracak şekilde birbirlerine bağlı bir rijit yapı içerirler. Bu bağlama sırasında gerçekleşen kimyasal tepkime tek yönlüdür. Plastik malzeme şekil aldıktan sonra sertleşir ve malzeme artık yumuşayıp şekil değiştiremez.

Çizelge 2.4 Termosetler ve kullanıldıkları yerler

Alkitler	Boya
Epoksi reçineler	Uçakların iç donatımı
Furan reçineler	Koruyucu metal kaplama
Fenolik reçineler	Elektrik aksamı
Aminoreçineler	Tabak
Silikonlar	Oto cilası

Üç tiptedir:

- Cila tipi
- Döküm tipi
- Cam takviyeli plastik tipi

Termoset plastikler içinde ise en çok kullanılanlar polyesterler, fenolik reçineler ve silikonlardır. Polyesterler bunların içinde en önde gelenleridir.

Plastik – Metal fiber kompozitler

Metal fiber takviyeli plastikten oluşan kompozitler sanayide çok kullanılan bir türdür ve oldukça mukavemetli ve hafif bir ürün olarak bilinmektedir. Bu kompozitler, metal fiberleri (bakır, bronz, alüminyum, çelik vs.) polietilen ve polipropilen plastiklerini takviyelendirmesi ile elde edilmekte ve kullanılmaktadır. Özellikle deformasyon yönünden takviyelendirilme yaygın olarak kullanılmakta ve iyi bir verim alınmaktadır.

Plastik – Cam elyaf kompozitler

İsteğe göre termoplastikler veya termoset, plastikten oluşan matris ve cam liflerin uygun kompozisyonlarından üretilmektedir. Cam lifler mekanik ve fiziksel özellikleri sebebiyle birçok durumda metal, asbest, sentetik elyaf ve pamuk ipliği gibi liflere tercih edilebilirler. Fakat cam elyafı kompozit malzemeler, büyük kuvvetleri iletmelerine rağmen camın kırılğan olmasından dolayı mukavemetleri çok düşüktür. Cam elyaf takviyeleri ile en çok kullanılan plastik reçineler, polyesterlerdir.

Plastik – Köpük kompozitler

Bu tür kompozitlerde fiber olarak plastik ve matris olarak köpük kullanılmaktadır. Köpükler, hücreli yapıya sahip, düşük yoğunlukta, gözenekli ve doğal halde bulunduğu gibi, büyük bir kısmı sentetik olarak imal edilmiş hafif maddelerdir. Köpük hücre yapısına göre sert, kırılğan, yumuşak ya da elastik olabilmektedir. Matris olarak kullanılan bu köpük türleri, çeşitli plastiklerin kullanılmasıyla farklı özelliklere sahip yeni kompozit malzemeler oluşturabilir.

Metal Matrisli kompozitler

Metallerin ve metal alaşımlarının birçoğu, yüksek sıcaklık şartlarında birçok özelliği sağlamalarına rağmen kırılğan olmaktadır. Bu sorun metalik fiberler ile takviye edilmiş metal matrisli kompozitler kullanılarak giderilebilir, her iki fazın uyumlu çalışması ile yüksek sıcaklıkta da yüksek mukavemet özellikleri elde edilebilir. Bakır ve Alüminyum matrisli, Wolfram veya Molibden fiberli kompozitler ve Al-Cu kompoziti, metal matrisli kompozitler için en iyi örneklerdir. Bu tip kompozitler, matrisin özelliklerini geliştirmenin yanı sıra bu özelliklere daha ekonomik olarak ulaşılmasını sağlamaktadır. Bu kompozitlerde metal matris içine gömülen ikinci faz, sürekli lifler şeklinde olabildiği gibi, gelişi güzel olarak dağıtılmış küçük parçalar halinde de olabilmektedir.

Seramik kompozitler

Seramik kompozitler metal ya da metal olmayan malzemelerin birleştirilmesi ile oluşturulurlar, yüksek sıcaklıklarda çok iyi bir dayanıma sahiptirler. Aynı zamanda rijit ve gevrek bir yapıya da sahiptirler ve çok iyi yalıtkanlık özellikleri de vardır

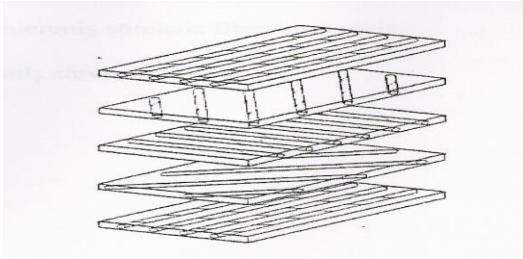
2.4.2 Yapı bileşenlerinin şekline göre

Partikül esaslı kompozitler

Rijitlik ve mukavemette artış sağlayan küçük granül dolgu maddesi ilavesiyle şekillendirilerek üretilirler. Partikül kompozitler, bir veya iki boyutlu makroskobik partiküllerin veya sıfır boyutlu olarak kabul edilen çok küçük mikroskobik partiküllerin matris fazı ile oluşturdukları malzemelerdir. Makroskobik veya mikroskobik boyutlu partiküller kompozit malzeme özelliklerini farklı şekilde etkilerler.

Lamel esaslı kompozitler

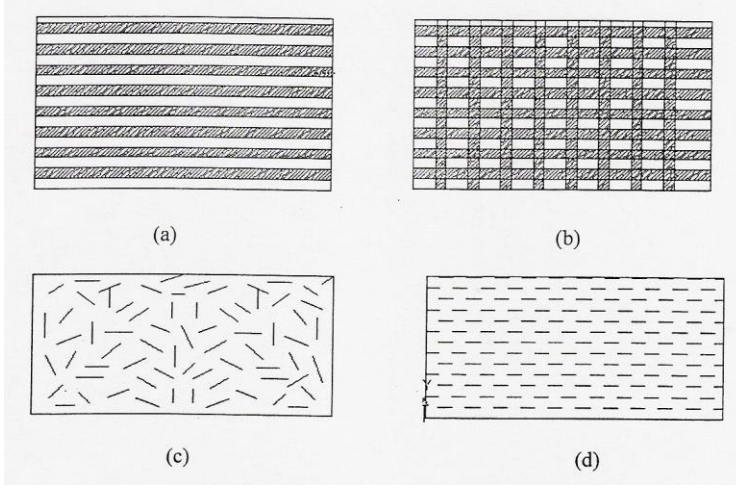
Yüksek uzunluk/çap oranında dolgu malzemesi eklenerek üretilen kompozitler yüksek yük taşıma kabiliyetine sahiptirler. Matris içinde yer alan pulların konsantrasyonu düşük olabileceği gibi birbiri ile temas etmelerini sağlayacak derecede yüksek değerlerde olabilirler.



Şekil 2.7 Açılı tabakaların ayrı gösterimi

Fiber esaslı kompozitler

Birçok özelliği iyileştiren, yüksek etkinliği olan liflerin ilavesiyle oluşturulur. Kompozit malzemelerin çoğunluğu fiber şeklinde üretildiğinden dolayı mukavemet ve rijitlikleri kütle halindeki değerlerinden çok üst düzeyde olabilmektedir. Çekme mukavemeti açısından kıyaslandığında karbon fiberler, kütle halindeki grafitten 50 kat, rijitlik açısından 3 kat daha fazladır.

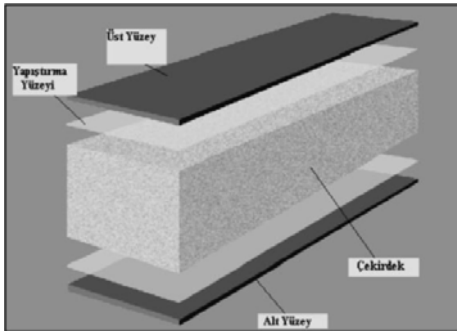


Şekil 2.8 Değişik tipte fiber kompozitler

- a) Tek yönlü pekiştirilmiş sürekli fiber kompozit
- b) Örgü formunda fiberlerle pekiştirilmiş kompozitler
- c) Rastgele yönlendirilmiş süreksiz fiber kompozit
- d) Yönlendirilmiş süreksiz fiber kompozit

Dolgu kompozitler

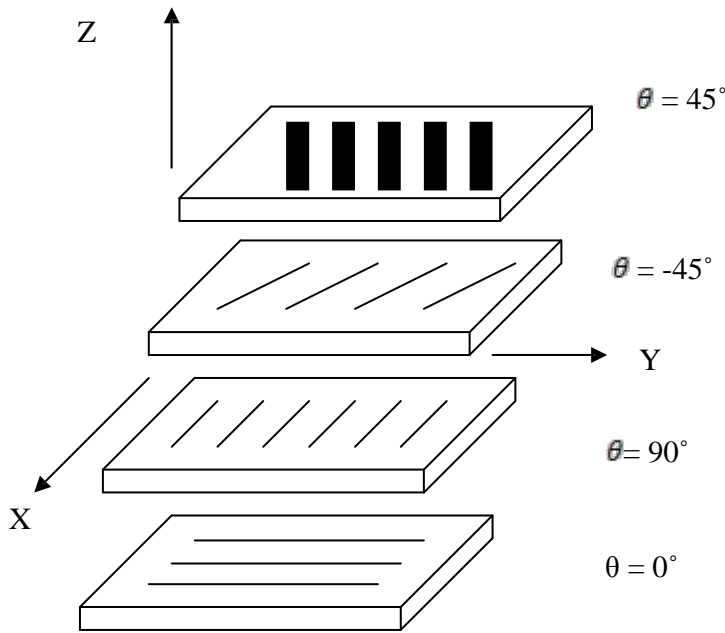
Üç boyutlu dolgu maddesine aynı boyutlu sürekli bir matris malzemesinin ilavesi ile meydana gelen malzemelerdir. Matris çeşitli geometrik şekillere sahip bir iskelet veya şebeke yapısındadır. Düzgün petekler, hücreler veya süngere benzeyen gözenekli yapılar arasında metalik, organik veya seramik esaslı dolgu maddeleri yer alabilir. Mümkün olan en iyi özelliklere sahip kompozitlerin imalatı için birbiri içinde çözünmeyen ve kimyasal reaksiyonlara girmeyen bileşenler tercih edilmelidir. Bunlar sandviç kompozitler olarak adlandırılırlar.



Şekil 2.9 Köpüklü kompozit panel bileşenleri

Tabaka yapılı kompozitler

Birbirinden ayrı özellikteki en az iki tabakanın birleştirilmesiyle oluşur. Tabakalanmış kompozit malzemeler kendini oluşturan farklı özellikteki malzemelerin farklı şekillerde birleştirilmesiyle elde edilebilirler. Korozyon özelliği, korozyon direnci zayıf metaller üzerine, daha yüksek dirençli metallerin ya da plastiklerin kaplanmasıyla, sertlik ve aşınma direnci, yumuşak metallerin sert malzemelerle birleştirilmesiyle, çok yönlü yük taşıma özelliği, farklı fiber yönelmesine sahip tek tabakaların birleştirilmesiyle iyileştirilebilir. Tabaka yapılı kompozitler, eski fakat en çok kullanılan tiptir. Farklı elyaf yönelmelerine sahip tabakaların bileşimi ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilir. Isıya ve neme dayanıklı yapılardır. Bu malzemeler metallere göre daha hafif ve daha dayanıklı oldukları için tercih edilirler. Levhalar istiflendikten sonra sıcaklık ve basınç altında preslenirler. Birçok tabakalı kompozit mevcuttur. Bunlardan bazıları; metal-matris kompozit (MMK), karbon matris-karbon fiber kompozit (KKK), seramik matrisli kompozit (SMK), titanyum matrisli kompozit (TMK) gibidir. Sürekli elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemeler, uçak konstrüksiyonunda kanat ve kuyruk bölümlerinde yüzey kaplama malzemesi olarak çok kullanılırlar. Şekil 2.10' da farklı fiber açlarına sahip tabakaların birleştirilmesi görülmektedir.



Şekil 2.10 Birleştirilmemiş ($45^\circ/-45^\circ/90^\circ/0^\circ$) fiber açılı tabakalar

2.5 Kompozit Malzeme Yapımında Kullanılan Esas Maddeler

2.5.1 Matris malzemeleri

Kompozitlerde matrisin üç esas işlevi mevcuttur. Bunlar şu şekilde sıralanabilir, elyafları bir arada tutarak gelen yüklemeleri elyaflara eşit oranda dağıtmak ve elyafları atmosferik etkilerden korumaktır. İdeal bir matris malzeme başta ne kadar akışkan bir yapıya sahip olursa olsun, daha sonra bünyesine alacağı elyafları düzgün ve sağlam bir şekilde çevreleyerek katı forma kolayca geçebilecek şekilde olmalıdır.

2.5.2 Reçineler ve özellikleri

Epoksi reçineler

Epoksi reçineleri bifenolA ile epiklorhidridin reaksiyon ürünü olup sertleştirici (katalist) ile bayağı sıcaklıkta veya 70°- 90° fırınlama sonucunda sertleşme gözlenir ve plastik bir hal görünümüne bürünür. Sıvı, viskoz ya da katı hallerde bulanabilmeleri, elektrik, ısı, kimyasal dirençleri ile mekanik özelliklerinin yüksek olması, kötü hava koşullarından etkilenmemeleri önemli özelliklerindedir. Oda koşullarında 24 ay boyunca depolanabilirler.

Polyesterler

Dibazik asitlerle gliserin, glikol gibi polialkollerin reaksiyonundan elde edilirler. Katı, sıvı termostat, termoplast gibi çeşitleri mevcuttur. Sıvı polyesterler, katalist ve hızlandırıcı kullanılarak kür edilirler. Mekanik sertliği, kimyasal maddelere ve kötü hava koşullarına karşı dayanımı çok yüksektir. Katı polisterler (LPET gibi) darbe dayanımlıdır.

Üretan reçineleri

Bir izosiyanatla bir polialkolün oda sıcaklığında katılma polimerizasyonu ile elde edilen üretanlar daha çok köpük lastik (esnek ve rijit) yapımında kullanılırlar. Kimyasal direnci iyidir. Yazılım özellikleri yüksektir.

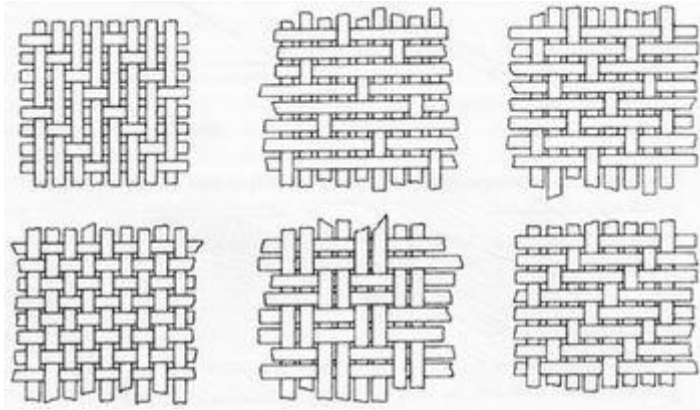
Fenolik reçineler

Fenol formaldehit kondenzasyon ürünü olup, bu ham maddelerin bazen türevlerinde kullanılmaktadır. Katı ve sıvı türleri vardır. Yurdumuzda sıvı reçine üretimi vardır.

2.5.3 Elyaf çeşitleri ve özellikleri

Matris malzemenin bir arada tuttuğu elyaf takviye malzemeleri kompozit bünyenin esas mukavemet ögesidir. Kimyasal korozyona dayanıklı olan elyaflar yüksek sertlik ve elastite modüllerinin yanında düşük yoğunluğa sahiptirler. Sürekli elyaflar günümüzde kompozit yapılarda kullanılan en önemli takviye malzemeleridir Modern kompozitlerin oluşturulmasında etkin rol oynamaktadırlar ve teknolojiye bilinen en eski elyaf tipi cam elyaflardır. Bor, karbon, silisyum karbür ve aramid elyaflar ise bu zamana dek geliştirilmiş kompozit yapılarda kullanılan elyaf tipleridir. Elyaf çaplarının küçük olarak üretilmesi sayesinde büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir. Bu sebeple üstün mekanik özelliklere sahiptirler. Ayrıca, elyafların yüksek performanslı mühendislik malzemeleri olmalarının nedenleri aşağıda verilen özelliklere de bağlıdır.

1. Üstün mikroyapısal özellikler, tane boyutlarının küçük oluşu ve küçük çapta üretilmeleri.
2. Boy/çap oranı arttıkça matris malzeme tarafından elyaflara iletilen yük miktarının artması.
3. Elastite modülünün çok yüksek olması.



Şekil 2.11 Elyaf dokuma türleri

Cam elyaflar

Cam elyaflar, sıradan bir şişe camından yüksek saflıktaki kuartz camına kadar pek çok tipte imal edilirler. Üç boyutlu moleküler yapıda, bir silisyum atomu dört oksijen atomu ile çevrilmiştir.

Cam elyaf imalatında silis kumuna farklı varyasyonlarda ilave malzemeler eklendiğinde bünye bu malzemelerin etkisi ile değişik özellikler elde eder. Çizelge 2.5' de cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri görülmektedir. Cam elyaflar dört farklı şekildedir.

A (Alkali) camı, C (Korozyon) camı, E (Elektrik) camı, S (Mukavemet) camı

Çizelge 2.5 Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri (Ersoy 2001)

Özellikler	Cam Tipi			
	A	C	E	S
Özgül ağırlık (gr/cm ³)	2.50	2.49	2.54	2.48
Elastik modül (GPa)	-	69.0	72.4	85.5
Çekme mukavemeti(MPa)	3033.0	3033.0	3448.0	4585.0
Isıl genişleme katsayısı	8.6	7.2	5.0	5.6
Yumuşama sıcaklığı (°C)	727.0	749.0	841.0	970.0
Katki Malzemeleri (%)				
SiO ₂	72.0	64.4	52.4	64.4
Al ₂ O ₃ , Fe ₂ O ₃	0.6	4.1	14.4	25.0
CaO	10.0	13.4	17.2	-
MgO	2.5	3.3	4.6	10.3
Na ₂ O, K ₂ O	14.2	9.6	0.8	0.3
B ₂ O ₃	-	4.7	10.6	-
BaO	-	0.9	-	-

Bor elyaflar

Genellikle tungsten malzemeden yapılan ve çekirdek adı verilen ince bir flamanın üzerine bor kaplanarak yapılırlar. Bor elyaflar aslında kendi içlerinde kompozit yapıdadırlar. Yeni uygulamalarda tungsten çekirdek yerine karbon çekirdek de kullanılabilir. Yeni uygulamalarda tungsten çekirdek yerine karbon çekirdek de kullanılabilir.

Silisyum karbür elyaflar

Bor gibi, Silisyum karbürün tungsten çekirdek üzerine kaplanması ile elde edilirler. 0.1 mm ila 0.14 mm çaplarında üretilirler. Yüksek sıcaklıklardaki özellikleri bor elyaflardan

daha iyidir. Silisyum karbür elyaf 1370°C' ta mukavemetinin sadece %30' nu kaybeder. Bor elyaf için bu sıcaklık 640°C' tır.

Alumina elyaflar

Alumina, Alüminyum oksittir (Al_2O_3). Elyaf formundaki alümina, 0.02 mm çapındaki alümina flamanın Silisyum dioksit (SiO_2) kaplanması ile elde edilir. Alümina elyafların çekme mukavemetleri yeterince yüksek değildir, ancak basma mukavemetleri yüksektir.

Grafit (Karbon) elyaflar

Karbon elyaflar cam elyaflardan daha sonra geliştirilmiştir. Hem karbon hem de grafit elyaflar aynı esaslı malzemeden üretilirler. Bu malzemeler hammadde olarak bilinirler. Karbon elyafların üretiminde üç adet hammadde mevcuttur. Ancak yüksek maliyet nedeniyle karbon elyaflar uygun değildirler.

Karbon elyafların en önemli özellikleri düşük yoğunluğun yanı sıra yüksek mukavemet ve tokluk değerleridir. Karbon elyaflar, nemden etkilenmezler ve sürünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri oldukça iyidir. Bu nedenle askeri ve sivil uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Karbon elyaflar çeşitli plastik matrislerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaflar alüminyum, magnezyum gibi metal matrislerle de kullanılırlar (Rouchan 1987).

Aramid elyaflar

Aramid "aromatik polyamid" in kısaltılmış adıdır. Kevlar29 ve Kevlar49 olarak iki farklı aramid elyaf bulunmaktadır. Mekanik özellikleri bakımından aramid elyaflar, grafit elyaflardaki gibi elyaf eksenine doğrultusunda yüksek iken elyaflara dik doğrultuda düşüktür. Ağırlığın düşük olması, çekme mukavemetinin yüksekliği ve maliyetinin düşük olması aramid elyafların özelliklerindedir. Ayrıca yüksek darbe direncine sahiptir. Gevrekliği grafitin yarı oranındadır bu da kolay şekillendirilebilme özelliğini ortaya koyar. Ancak asit ve alkalilerden olumsuz etkilenmektedir. Fakat doğal kimyasallara direnci yüksektir.

Elektriksel iletkenlik özelliği bulunmamaktadır ayrıca basma mukavemetleri iyi değildir. Bununla beraber kevlar epoksi kompozitlerinin nem soğurma özellikleri düşüktür.

3. MATERYAL ve YÖNTEM

3.1 Materyal

Mühendislik uygulamalarında ortaya çıkan sorunlar genelde direkt olarak çözülemez. Problemin daha anlaşılır olması ve daha kolay çözülebilmesi için parçalara ayrılması gerekir. Parçalara ayrılan her bir sorun kendi içinde çözüldükten sonra tekrar birleştirilerek problemin çözümü yapılabilir. Problemin tam çözümü yerine kabul edilebilir seviyede bir takribi çözümü tercih edilir. Bazı problemlerde yaklaşık çözümü kabul etmek tek yoldur. Gerilme analizi yaparken uzmanlar gerilme problemini basit kiriş, plak, silindir gibi geometrisi bilinen benzetmeye çalışarak kısıtlarlar. Bu nedenle çözümler asıl problemin yaklaşık çözümünü ifade eder.

Sonlu Elemanlar Metodu; bir nümerik teknik olup, özellikle katı mekaniği, akışkanlar mekaniği, ısı transferi ve titreşim gibi problemlerin bilgisayar yardımıyla çözülmesinde kullanılan çok gelişmiş bir yöntemdir. Sonlu Elemanlar Metodunda (Finite Elements Method (FEM)) çözümü yapılacak olan modeller sonsuz sayıda elementlere bölünür. Elde edilen elementler belli noktalardan birbirleriyle bağlanır, buna düğüm (node) ismi verilir.

Her düğüm noktasındaki yer değiştirmeler elementlerin gerilmeleriyle alakalıdır. Bu yöntem de düğümlerdeki yer değiştirmeleri çözmeye çalışarak yaklaşık olarak uygulanan yüke eşit olan bir gerilme elde eder. Analizde belirlenen düğüm noktaları kesinlikle belli noktalardan hareketsiz bir şekilde sabitlenmelidir.

Gerilme, yer değiştirme, basınç, sıcaklık gibi alan değişkenleri sürekli bir ortamda sonsuz sayıda farklı değere sahiptir. Bununla birlikte sürekli bir ortamın belirli bir bölgesinin de aynı şekilde ortam özelliği gösterdiği bilinmektedir. Bahsi geçen alt bölgede alan değişkenlerinin değişimi sonlu sayıda bilinmeyişi olan bir fonksiyon ile ifade edilebilir. Seçilen fonksiyonun lineer veya yüksek mertebeden olması bilinmeyen sayısının az ya da çok olmasına göredir. Sürekli ortamın alt bölgeleri de aynı karakteristik özelliği gösteren bölgeler olduğundan, bu bölgelere ait alan denklem takımları birleştirildiğinde bütün sistemi ifade eden lineer denklem takımı elde edilir. Elde edilen denklem takımının çözülmesi sonucunda sürekli ortamdaki alan değişkenleri sayısal olarak meydana getirilebilir.

Sonlu elemanlar yöntemi ile bilgisayarların sanayide kullanılmaya başlanmasıyla, bugüne kadar sadece yüksek maliyetli deneyler yapılarak tetkik edilen makine parçalarının dayanım analizleri çok daha kısa sürede yapılmaktadır ve bu şekilde en uygun tasarımı gerçekleştirmek mümkün olmaktadır.

3.1.1 Sonlu elemanlar metodunun uygulanışı

Sonlu elemanlar yönteminin esas ilkesi, ilk olarak her bir elemanın kendi sisteminin özelliklerini ihtiva eden denklemlerin bulunup sonrasında ise tüm elemanların denklemlerinin birleştirilerek tüm sisteme ait lineer denklem takımının elde edilmesidir.

3.1.2 Problemin sonlu elemanlara bölünmesi

Sonlu elemanlar yöntemi ile bir probleminin çözümünde öncelik eleman tipinin belirlenmesidir. Ardından çözümün yapılacağı bölgenin elemanlara ayrılmasıdır. Geometrik yapısı belirlenen çözüm bölgesi için belirlenen yapıya en uygun eleman tercih edilmelidir. Gerçek çözüme yaklaşmak için seçilen elemanların çözüm bölgesini temsil etmeleri oranında elde edilecek neticeler göz önünde bulundurulacaktır.

3.1.3 Sonlu eleman çeşitleri

Kullanılan eleman boyutuna göre dört çeşittir.

Tek boyutlu elemanlar: Tek boyutlu olarak bilinen problemlerin çözümü için tercih edilir.

İki boyutlu elemanlar: Esas elemanı üç düğümlü üçgen olan iki boyutlu problemlerin çözümünde bu tip elemanlar tercih edilir. Üçgen elemanında kendi içerisinde altı, dokuz ve daha fazla düğüm içeren eden varyasyonları da mevcuttur. Bu elemanda düğüm sayısı belirlenecek interpolasyon fonksiyonunun derecesine göre seçilir. İki üçgen elemanın birleştirilip oluşan dörtgen eleman problemin geometrisine uygunsa bu şekilde de kullanılabilir.

Dönel elemanlar: Bu eleman tipi genellikle aksenal simetrik durumdaki problemlerin çözümünde tercih edilir. Bir ya da iki boyutlu elemanların simetri eksenini çevresinde bir tam dönmesiyle elde edilirler. Aslında üç boyutlu olarak bilinen bu elemanlar, aksenal simetrik problemleri iki boyutlu problem olarak çözmesi nedeniyle tercih edilirler.

Üç boyutlu elemanlar: Grubun esas elemanı üçgen piramittir. Hariç olarak dikdörtgenler prizması ve altı yüzlü elemanlar üç boyutlu problemlerin çözümünde tercih edilen elemanlardır.

İzoparametrik sonlu elemanlar: Bazı durumlarda çözüm alanının sınırları eğri denklemleri ile belirtilmişse kenarları doğru şeklindeki elemanların bu alanı tam anlamıyla belirtilmesi mümkün olmayabilir.

Bu şekilde olan alanın sayılarını artırmak gerekmektedir. Bu meyanda problemin çözüme kavuşması denklem miktarındaki artışla hem bilgisayar kapasitesini artırmakta hemde zamanın fazla kullanılmasına neden olmaktadır. Olumsuzlukların önüne geçebilmek amacıyla eğri kenarlı elemanlara ihtiyaç vardır.

Bu sayede çözüm alanının tanımlanması daha kolay hale gelir ve de daha az eleman kullanılarak çözüm sonuçlandırılır. Bu elemanlar eş parametrelili elemanlar olarak da adlandırılır.

3.1.4 Isıl gerilmelerin sonlu eleman analizi

Sıcaklıktan dolayı meydana gelen gerilmeler şekil değiştirmelere bağlı olarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir; (Kaya vd 1997)

$$(\sigma) = [D] \{(\varepsilon) - (\varepsilon^{th})\} \quad (3.1)$$

Burada, $(\sigma) = [\sigma_x \sigma_y \sigma_z \sigma_{xy} \sigma_{yz} \sigma_{xz}]^T$ gerilme vektörünü,

[D] elastisite matrisini,

$(\varepsilon) = [\varepsilon_x \varepsilon_y \varepsilon_z \gamma_{xy} \gamma_{yz} \gamma_{xz}]^T$ şekil değiştirme vektörünü,

(ε^{th}) ısıllı şekil değiştirme vektörünü göstermektedir.

Üç boyutlu durumda ısıllı şekil değiştirme vektörü aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$(\boldsymbol{\varepsilon}^{th}) = \Delta T [\alpha_x \alpha_y \alpha_z 0 0 0]^T \quad (3.2)$$

Burada;

$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ sırasıyla x,y ve z yönlerindeki ısı genleşme katsayılarını,

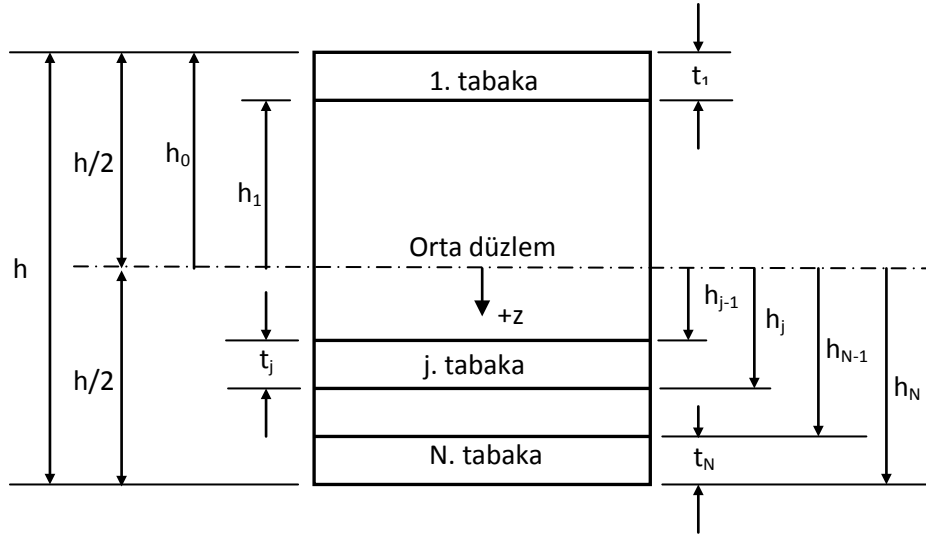
$\Delta T: T - T_{REF}$ sıcaklık farkını, T: ortam sıcaklığını, göstermektedir.

3.2 Yöntem

3.2.1 Tabakalı Kompozit Malzemenin Matematiksel Formülasyonu

Tabakalı bir kompozit yapı orta düzleme göre Şekil 3.1' de gösterilmektedir (Mallick 1993).

Tabakalarda meydana gelen şekil değiştirmeler orta düzlem ile ilişkili olarak şu şekildedir (Mallick 1993);



Şekil 3.1 Tabakalı kompozitin geometrisi (Mallick 1993)

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xx} &= \varepsilon_{xx}^o + zk_{xx} \\ \varepsilon_{yy} &= \varepsilon_{yy}^o + zk_{yy} \\ \gamma_{xy} &= \gamma_{xy}^o + zk_{xy}\end{aligned}\quad (3.3)$$

burada,

$\varepsilon_{xx}^o, \varepsilon_{yy}^o$ = tabakanın orta düzlemindeki normal şekil değiştirmeleri,

γ_{xy}^o = tabakanın orta noktasındaki kayma şekil değiştirmeleri,

k_{xx}, k_{yy} = tabakadaki eğilme eğrilikleri,

k_{xy} = tabakadaki burulma eğrilikleri,

z = kalınlık boyunca orta noktadan itibaren uzaklığı göstermektedir.

Tabakalı bir kompozitte uygulanan kuvvet ve momentler (Şekil 3.2), orta düzlemdeki şekil değiştirmelere ve eğilmelere bağlı olarak şu şekilde yazılabilir (Mallick 1993);

$$\begin{aligned}
 N_{xx} &= A_{11}\varepsilon_{xx}^o + A_{12}\varepsilon_{yy}^o + A_{16}\gamma_{xy}^o + B_{11}k_{xx} + B_{12}k_{yy} + B_{16}k_{xy} \\
 N_{yy} &= A_{12}\varepsilon_{xx}^o + A_{22}\varepsilon_{yy}^o + A_{26}\gamma_{xy}^o + B_{12}k_{xx} + B_{22}k_{yy} + B_{26}k_{xy} \\
 N_{xy} &= A_{16}\varepsilon_{xx}^o + A_{26}\varepsilon_{yy}^o + A_{66}\gamma_{xy}^o + B_{16}k_{xx} + B_{26}k_{yy} + B_{66}k_{xy} \\
 M_{xx} &= B_{11}\varepsilon_{xx}^o + B_{12}\varepsilon_{yy}^o + B_{16}\gamma_{xy}^o + D_{11}k_{xx} + D_{12}k_{yy} + D_{16}k_{xy} \\
 M_{yy} &= B_{12}\varepsilon_{xx}^o + B_{22}\varepsilon_{yy}^o + B_{26}\gamma_{xy}^o + D_{12}k_{xx} + D_{22}k_{yy} + D_{26}k_{xy} \\
 M_{xy} &= B_{16}\varepsilon_{xx}^o + B_{26}\varepsilon_{yy}^o + B_{66}\gamma_{xy}^o + D_{16}k_{xx} + D_{26}k_{yy} + D_{66}k_{xy}
 \end{aligned} \tag{3.4}$$

matris şeklinde yazılacak olursa,

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = [A] \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^o \\ \varepsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + [B] \begin{Bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \tag{3.5}$$

ve

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = [B] \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^o \\ \varepsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + [D] \begin{Bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \tag{3.6}$$

burada,

N_{xx} = birim genişlik başına, x yönünde normal kuvvet nedeniyle,

N_{yy} = birim genişlik başına, y yönünde normal kuvvet nedeniyle,

N_{xy} = birim genişlik başına, kayma kuvveti nedeniyle,

M_{xx} = birim genişlik başına, yz düzleminde eğilme momenti nedeniyle,

M_{yy} = birim genişlik başına, xz düzleminde eğilme momenti nedeniyle,

M_{xy} = birim genişlik başına, burulma momenti nedeniyle oluşan bileşenlerdir.

$[A]$ = uzama rijitliği matrisi (N/m)

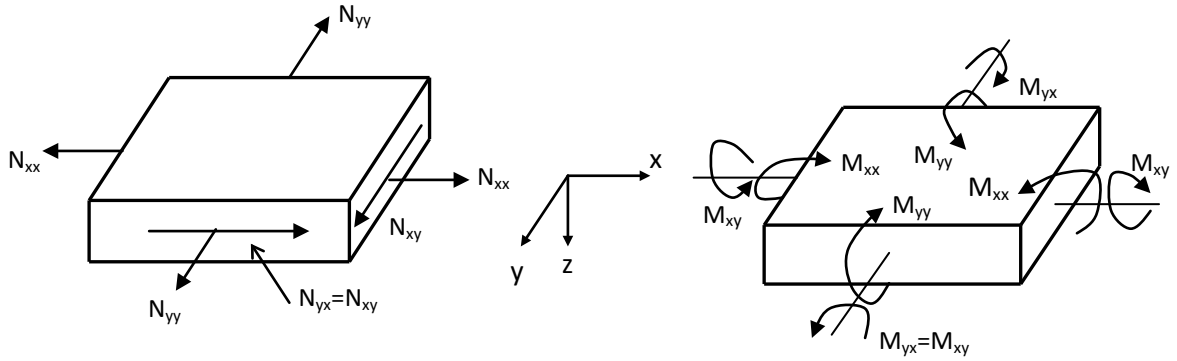
$$[A] = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$[B]$ = uzama-eğilme etkileşim rijitliği matrisi (N)

$$[B] = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$[D]$ = eğilme rijitliği matrisi (N-m)

$$[D] = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$



Şekil 3.2 Bir tabaka üzerine uygulanan eğilme ve burulma yükleri (Mallick 1993)

$[A]$, $[B]$ ve $[D]$ matrislerinde yer alan elemanlar şu şekilde hesaplanabilir;

$$A_{mn} = \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j - h_{j-1}) \quad (3.10)$$

$$B_{mn} = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j^2 - h_{j-1}^2) \quad (3.11)$$

$$D_{mn} = \frac{1}{3} \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j^3 - h_{j-1}^3) \quad (3.12)$$

burada,

N = Tabakalı kompozitteki toplam tabaka sayısı,

$(\bar{Q}_{mn})_j$ = j . tabakanın $[\bar{Q}]$ matrisi içindeki elemanları,

h_{j-1} = j . tabakanın üst yüzeyinden orta düzleme kadar olan mesafe,

h_j = j . tabakanın alt yüzeyinden orta düzleme kadar olan mesafedir.

Şekil 5'te gösterilen koordinat sistemine göre h_j , orta düzlemde aşağıya doğru pozitif ve orta düzlemde yukarı doğru negatif değer olacaktır.

Eğer tabaka üzerinde normal kuvvet ve momentlerin etkisi biliniyorsa orta düzlem şekil değiştirmeleri ve eğrilikleri Denklem (3.5) ve (3.6)' dan şu şekilde hesaplanabilir;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^o \\ \varepsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} = [A_l] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [B_l] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

ve

$$\begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} = [C_l] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [D_l] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

burada,

$$\begin{aligned} [A_l] &= [A^{-1}] + [A^{-1}][B](D^*)^{-1}[B][A^{-1}] \\ [B_l] &= -[A^{-1}][B](D^*)^{-1} \\ [C_l] &= -(D^*)^{-1}[B][A^{-1}] = [B_l]^T \\ [D^*] &= [D] - [B][A^{-1}][B] \\ [D_l] &= (D^*)^{-1} \end{aligned} \quad (3.15)$$

Sıcaklık değişimi ΔT mevcut ise, tabaka şekil değiştirmeleri şu şekilde olacaktır;

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xx} &= \varepsilon_{xx}^M + \varepsilon_{xx}^T = \varepsilon_{xx}^o + z k_{xx} \\ \varepsilon_{yy} &= \varepsilon_{yy}^M + \varepsilon_{yy}^T = \varepsilon_{yy}^o + z k_{yy} \\ \gamma_{xy} &= \gamma_{xy}^M + \gamma_{xy}^T = \gamma_{xy}^o + z k_{xy}\end{aligned}\quad (3.16)$$

burada M ve T sırasıyla mekanik ve ısıl şekil değiştirmeleri göstermektedir. Isıl etkiler göz önüne alındığında Denklem (3.5) ve (3.6) şu şekilde yazılabilir (Mallick 1993);

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = [A] \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^o \\ \varepsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + [B] \begin{Bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{Bmatrix} - [T^*] \Delta T \quad (3.17)$$

ve

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = [B] \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^o \\ \varepsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + [D] \begin{Bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{Bmatrix} - [T^{**}] \Delta T \quad (3.18)$$

burada,

$$[T^*] = \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{11})_j (\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{12})_j (\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{16})_j (\alpha_{xy})_j] (h_j - h_{j-1}) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{12})_j (\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{22})_j (\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{26})_j (\alpha_{xy})_j] (h_j - h_{j-1}) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{16})_j (\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{26})_j (\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{66})_j (\alpha_{xy})_j] (h_j - h_{j-1}) \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

$$[T^{**}] = \frac{I}{2} \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{11})_j (\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{12})_j (\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{16})_j (\alpha_{xy})_j] (h_j^2 - h_{j-1}^2) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{12})_j (\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{22})_j (\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{26})_j (\alpha_{xy})_j] (h_j^2 - h_{j-1}^2) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{16})_j (\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{26})_j (\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{66})_j (\alpha_{xy})_j] (h_j^2 - h_{j-1}^2) \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Çeşitli ara işlemler yapıldıktan sonra şekil değiştirmeler (Mallick 1993),

$$\varepsilon_x^o = \frac{R_2 U_2 - R_3 U_1}{R_2^2 - R_1 R_3} \Delta T \quad (3.21)$$

$$\varepsilon_y^o = \frac{R_2 U_1 - R_1 U_2}{R_2^2 - R_1 R_3} \Delta T \quad (3.22)$$

$$\gamma_{xy}^o = \frac{-T_3^* \Delta T + A_{16} \varepsilon_x^o + A_{26} \varepsilon_y^o}{A_{66}} \quad (3.23)$$

olarak elde edilir. Burada,

$$\begin{aligned} R_1 &= A_{11} A_{66} - A_{16}^2 \\ R_2 &= A_{12} A_{66} - A_{16} A_{26} \\ R_3 &= A_{22} A_{66} - A_{26}^2 \\ U_1 &= -A_{16} T_3^* + A_{66} T_1^* \\ U_2 &= -A_{26} T_3^* + A_{66} T_2^* \end{aligned} \quad (3.24)$$

Isıl genleşme katsayıları, fiber ve fibere dik doğrultudaki 1 ve 2 yönlerinde hesaplanan ısıl genleşme katsayıları α_1 ve α_2 değerlerine (Çizelge 1) bağlı olarak şu şekilde yazılabilir;

$$\begin{aligned} \alpha_x &= \alpha_1 m^2 + \alpha_2 n^2 \\ \alpha_y &= \alpha_1 n^2 + \alpha_2 m^2 \\ \alpha_{xy} &= 2mn(\alpha_1 - \alpha_2) \\ m &= \cos \theta \\ n &= \sin \theta \end{aligned} \quad (3.25)$$

Her bir tabaka için gerilme bileşenleri, gerilme-şekil değiştirme bağıntısı kullanılarak şu şekilde hesaplanabilir (Mallick 1993);

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} \quad (3.26)$$

Diğer değişkenler olan poisson oranı ve direngenlik ifadeleri şu şekilde yazılabilir (Mallick 1993),

$$\nu_{21} = \nu_{12} \frac{E_2}{E_1}, Q_{11}^j = \frac{E_1^j}{1 - \nu_{12}^j \nu_{21}^j}, Q_{12}^j = \frac{\nu_{21}^j E_1^j}{1 - \nu_{12}^j \nu_{21}^j} = \frac{\nu_{12}^j E_2^j}{1 - \nu_{12}^j \nu_{21}^j} \quad (3.27)$$

$$Q_{22}^j = \frac{E_2^j}{1 - \nu_{12}^j \nu_{21}^j}, Q_{66}^j = G_{12}^j, Q_{16}^j = 0 \text{ ve } Q_{26}^j = 0$$

bu denklemlerde j tabaka numarasını göstermektedir. Gerilme bileşenleri, fiber ve fibere dik doğrultudaki 1 ve 2 yönlerinde yazılmak istenirse matris formunda şu şekilde olacaktır;

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{vmatrix} m^2 & n^2 & 2nm \\ n^2 & m^2 & -2nm \\ -nm & nm & m^2 - n^2 \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.28)$$

4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

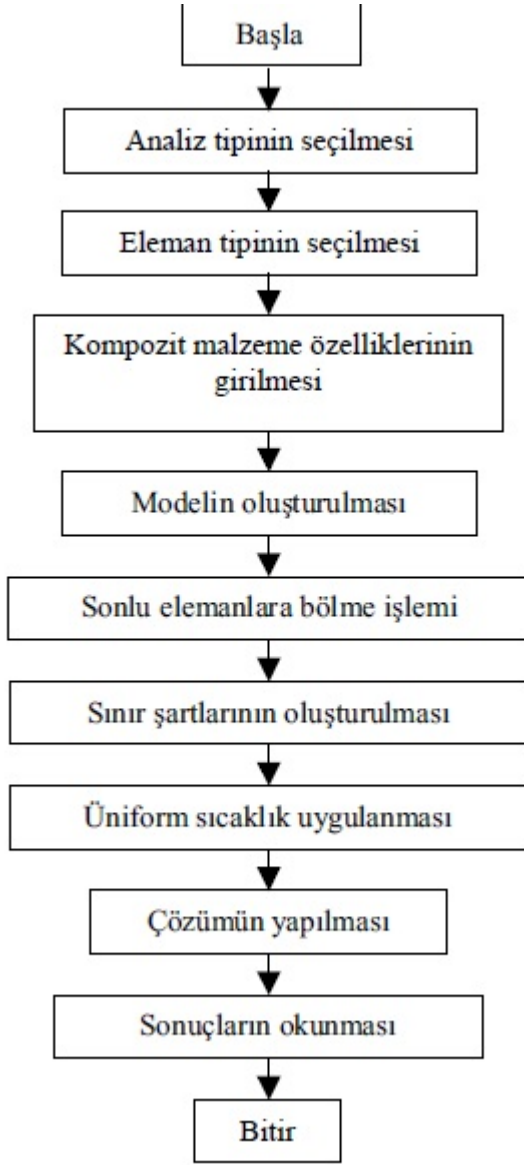
Günümüzde mühendislik uygulamalarında karşımıza çıkan birçok problem hazırlanmış bilgisayar programları aracılığı ile analizler yapılarak çözülebilmektedir. Bilgisayar ortamında yapılan bu analizler işlemleri gerek hızlı ve düşük maliyetli olması gerekse gerçeğe yakın sonuçlara ulaşılması nedeniyle mühendislikte vazgeçilmez hale gelmiştir.

İşte bu programlardan biri olan ANSYS, uzun bir geçmişi olan ve ülkemizde de son yıllarda, özellikle üniversiteler olmak üzere sanayide de kullanımı yaygınlaşmaktadır. ANSYS ile analizi yapılabilecek konular;

- Yapısal analiz
- Isıl analiz
- Elektromagnetik analiz
- Akışkan analiz

Sonlu elemanlar metodu, sürekliliğe sahip bir yapının çok sayıda elemana bölünerek incelenmesini mümkün kılar. Mühendislik problemlerinde, teorik hesaplamaların karmaşık yapıdaki modellere uygulanmasının zorluğundan dolayı, inceleme (kabul gören tolerans sınırları içindeki hassasiyete) modelin belirli sayıdaki elemanlara bölünmesi ile yapılır. FEM (Finite Element Method) programlarından ANSYS' in kullanılarak modelin dizaynı ve farklı yükleme şartlarındaki mukavemet durumları, farklı sıcaklıklar altındaki davranışları ve çalışma sırasındaki titreşim durumları saptanarak yapı yönlendirilebilir. Bu avantajla birlikte farklı yükleme ve çevre koşullarında daha az maliyetle rahatlıkla çalışabilecek optimum dizaynı parçalar meydana getirilebilmektedir.

Problemin çözümünde, günümüzde birçok mühendislik probleminin çözümünde kullanılan sonlu elemanlar metodu kullanılmıştır. Bunun için, sonlu elemanlarla problem çözümünde etkin bir paket program olan ANSYS kullanılmıştır. ANSYS çözüm adımlarının akış şeması Şekil 4.1' de gösterilmiştir.

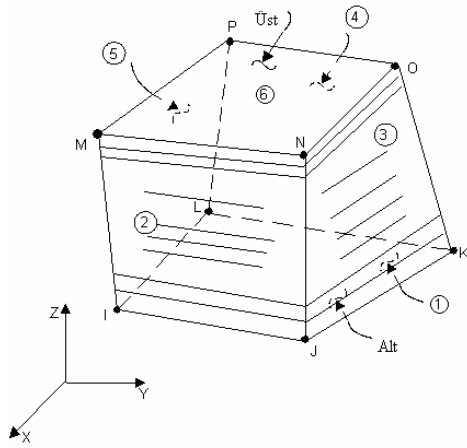


Şekil 4.1 Ansys çözüm adımlarının akış şeması

4.1 Ansys 12.0 Programında 3 Boyutlu Model ile Isıl Gerilme Analizi

Bu kısımda $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ ve $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ dizilime sahip 4 tabakadan oluşan $100 \times 100 \times 1$ mm boyutlarındaki kompozit bir plağa uygulanan 25°C , 50°C , 75°C üniform sıcaklıklar etkisiyle plakta meydana gelen değişimler incelenmektedir.

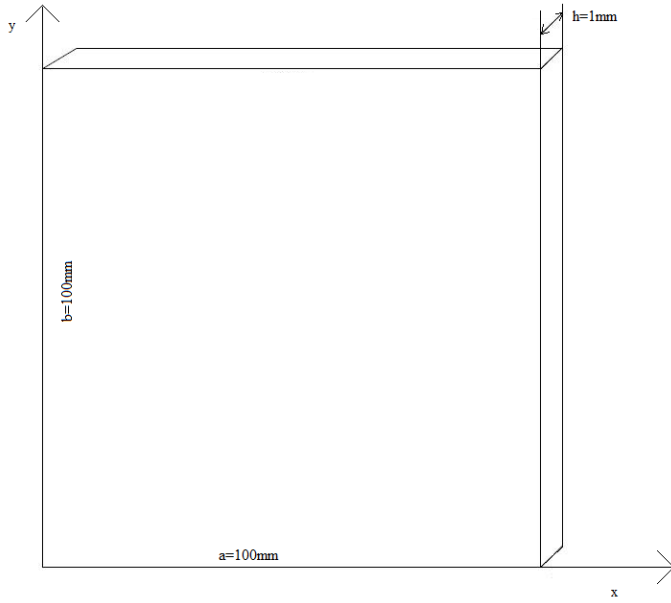
Tabaka kalınlığı 0.25mm ve Mesh boyutu 5 olarak alınmıştır. Sonlu elemanlara bölme işlemi için, 8-düğümlü yapısal elemanın, tabakalandırılmış katıların ve kabukların modeli için geliştirilmiş bir çeşidi olan SOLID46 eleman tipi kullanılmıştır. Bu eleman tipinin önemli bir özelliği, 250 farklı malzeme tabakasının elde edilebilmesini sağlamasıdır. Üç boyutlu çözümlerde kullanılan bu eleman tipinin, geometrisi, düğüm noktaları ve koordinat sistemi Şekil 4.2’ de gösterilmiştir. Malzemenin mekanik özellikleri Çizelge 4.1’ de verilmektedir.



Şekil 4.2 Solid46 eleman tipi (Ansys 2008)

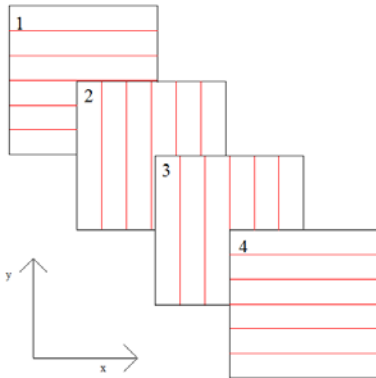
Çizelge 4.1 Kompozit plağın mekanik özellikleri (Sayman 2008)

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	G_{12} (MPa)	ν_{12}	ν_{21}	α_1 ($1/^\circ\text{C}$) $\times 10^{-6}$	α_2 ($1/^\circ\text{C}$) $\times 10^{-6}$
47902	20395	4941	0.253	0.106	3.32	17.4

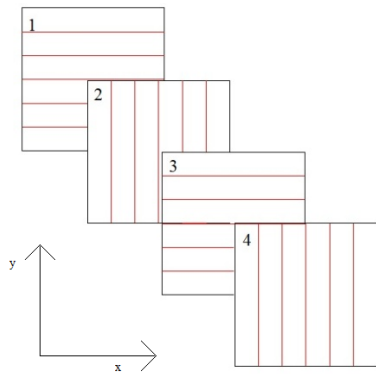


Şekil 4.3 Plağın 3 Boyutlu görünümü

4 tabakalı kompozit plak için simetrik ve antisimetrik dik katmanlı dizilim Şekil 4.4 ve Şekil 4.5’ de görülmektedir.



Şekil 4.4 Simetrik tabaka dizilimi ($0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$)



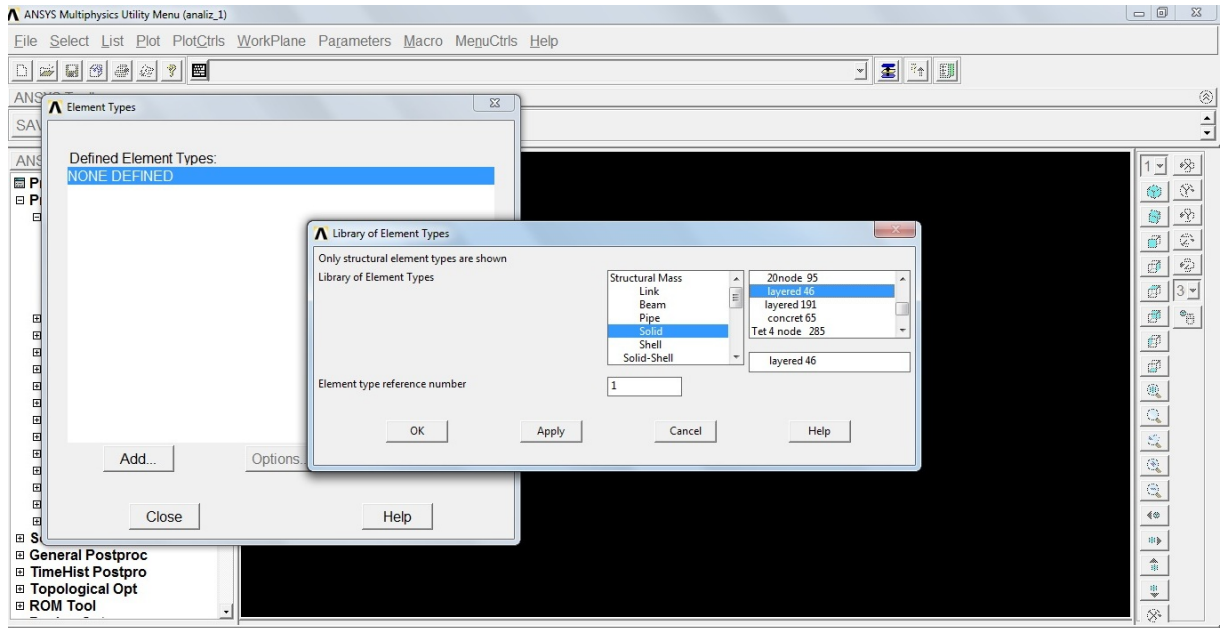
Şekil 4.5 Antisimetrik tabaka dizilimi ($0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ$)

Programı “Ansys Product Launcher “ menüsünü tıklayarak açıyoruz. Aslında direk Ansys’ i tıklayarak da açabiliriz. Fakat kaydetmek istediğimiz yeri ve dosya isimlerini ayarlamak için buradan açılması daha güvenli olacaktır.

Soldaki menüden yapılacak analiz tipi için Thermal seçilir.

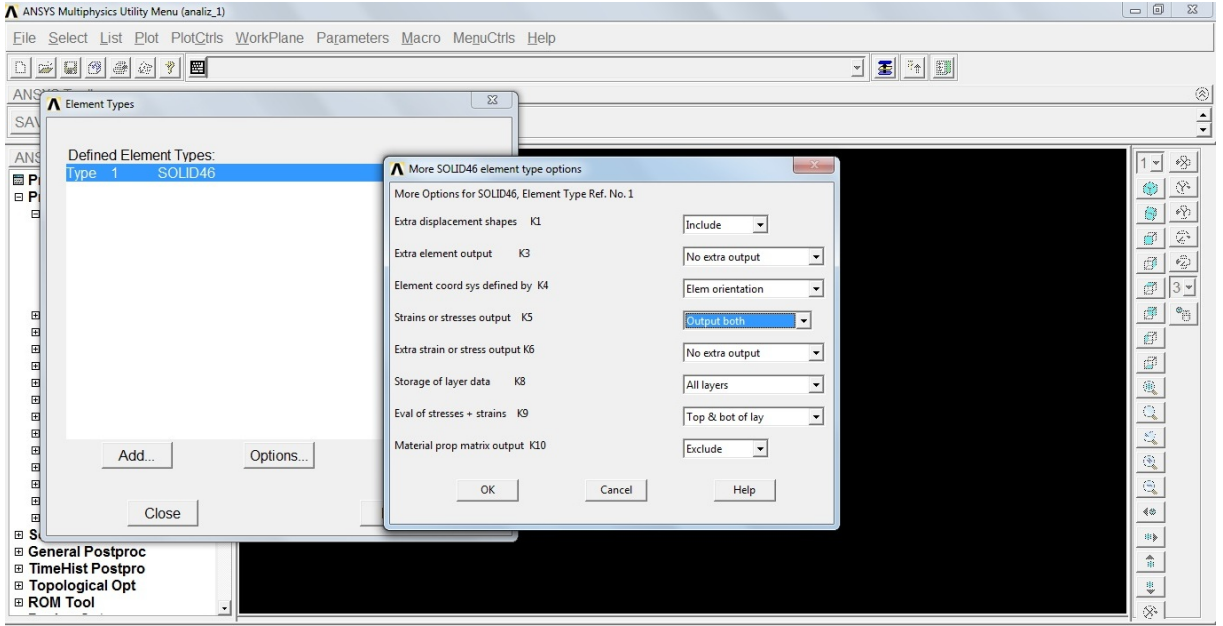
Malzeme Tipinin Belirlenmesi;

Preprocessor-Element Type-Add/Edit/Delete seçeneklerinden Add tıklanarak Solid-Layered 46



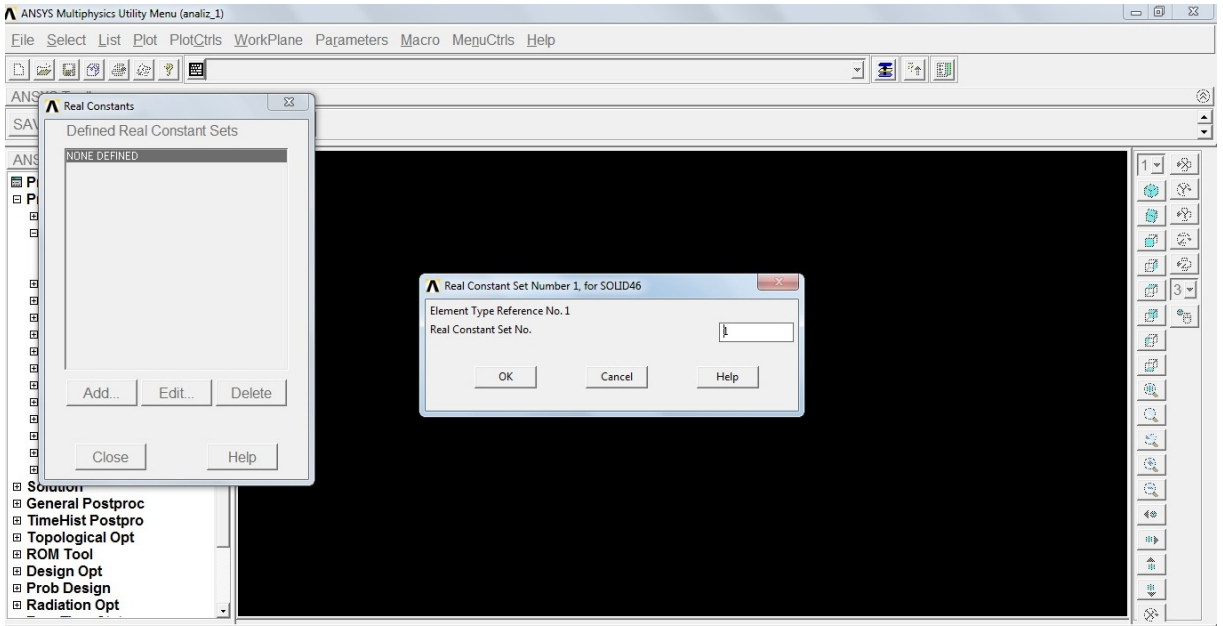
Şekil 4.6 Malzeme tipi seçimi

Preprocessor-Element Type-Add/Edit/Delete menüsünden Options seçilir.

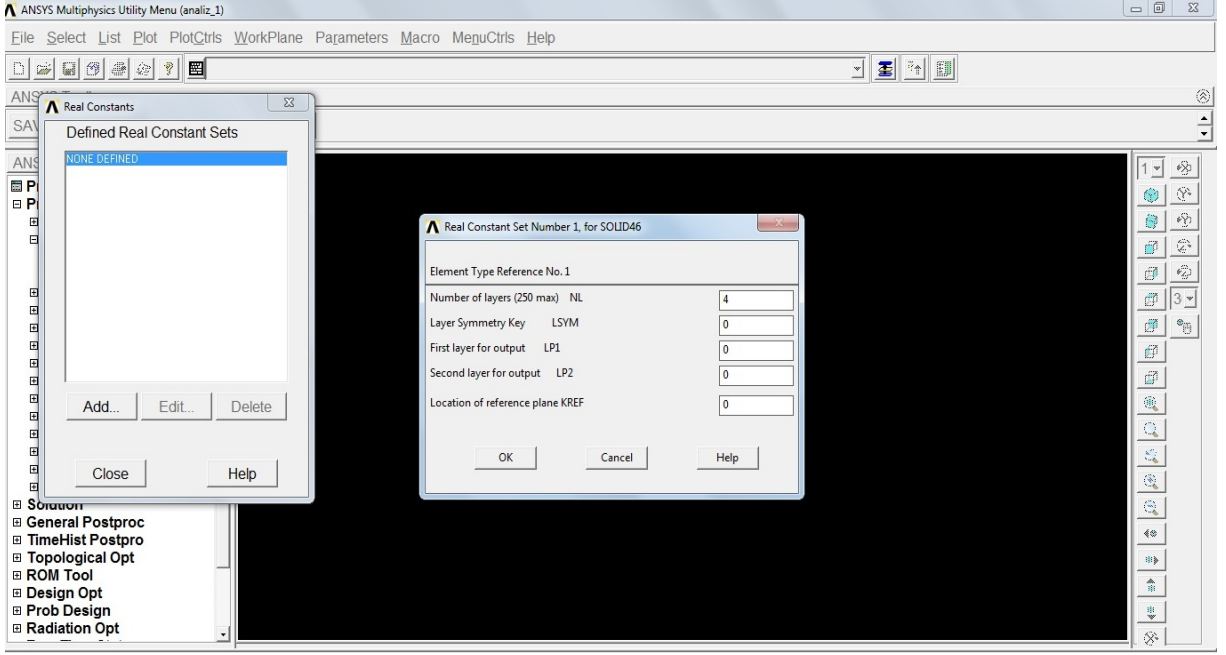


Şekil 4.7 K5 ve K8 kısımları düzenlenmesi

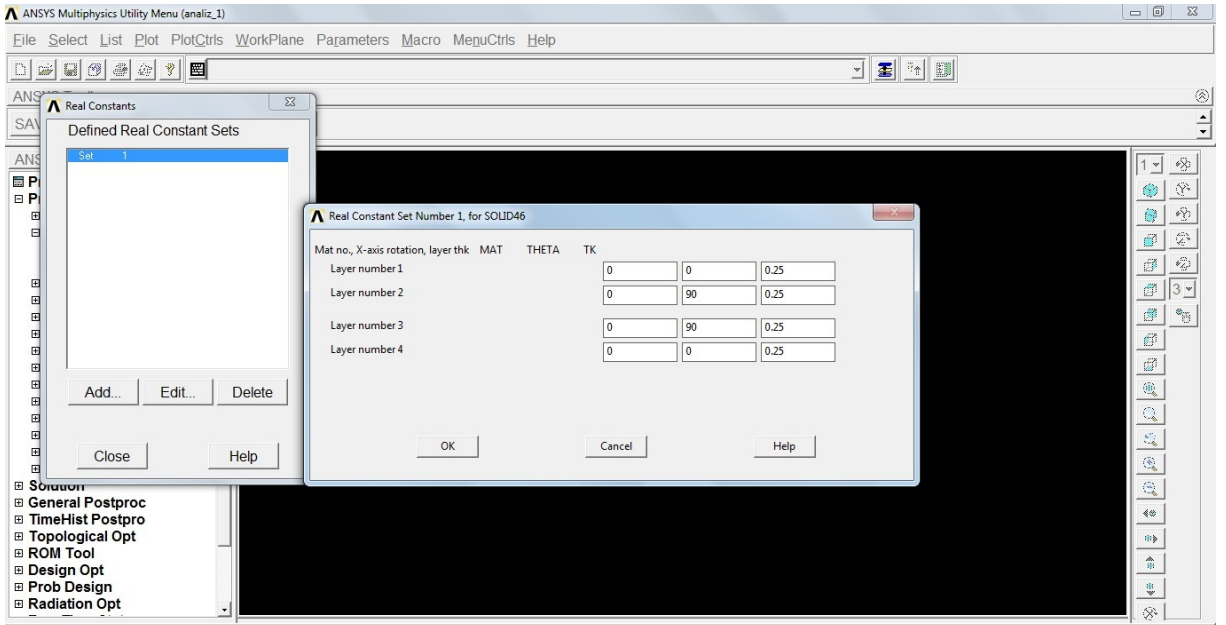
Preprocessor-Real Constants-Add/Edit/Delete



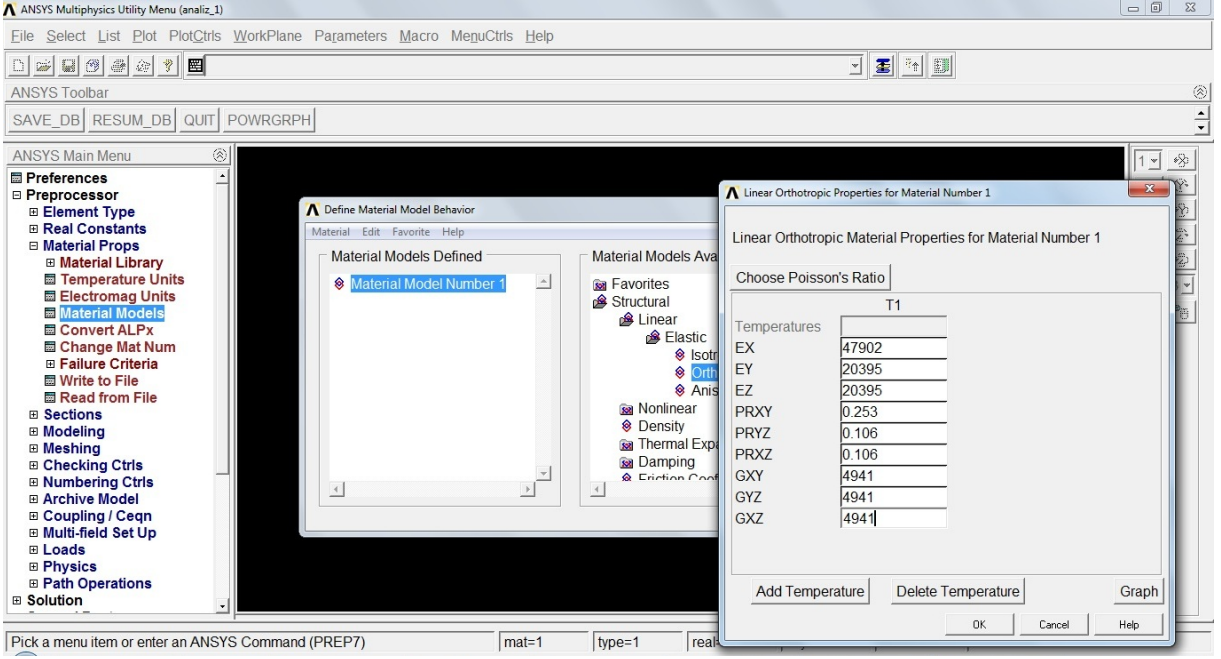
Şekil 4.8 Real Constant Set No tanımlanması



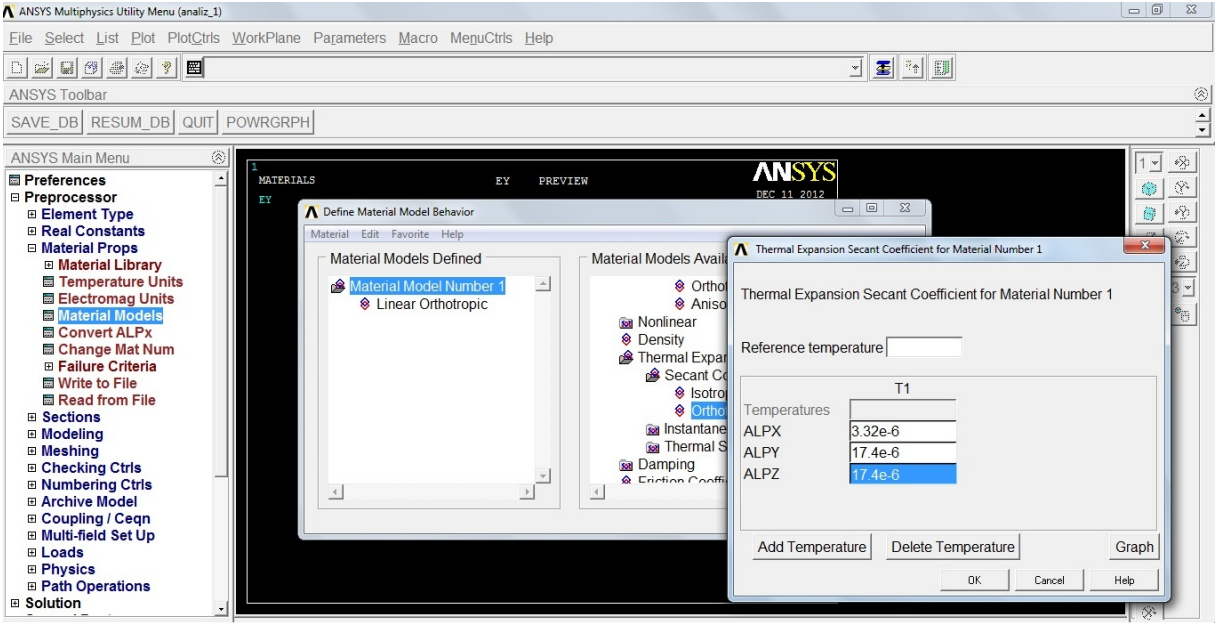
Şekil 4.9 Tabaka sayısının yazılması



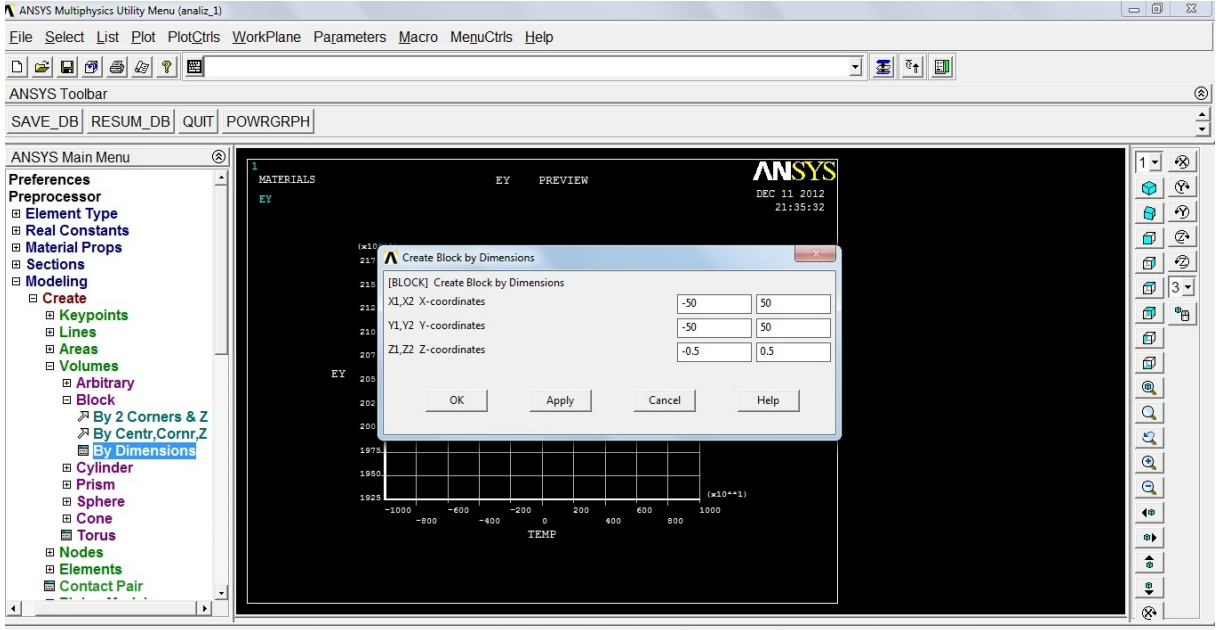
Şekil 4.10 Oryantasyon açılarının belirlenmesi ve tabaka kalınlıklarının tanımlanması.



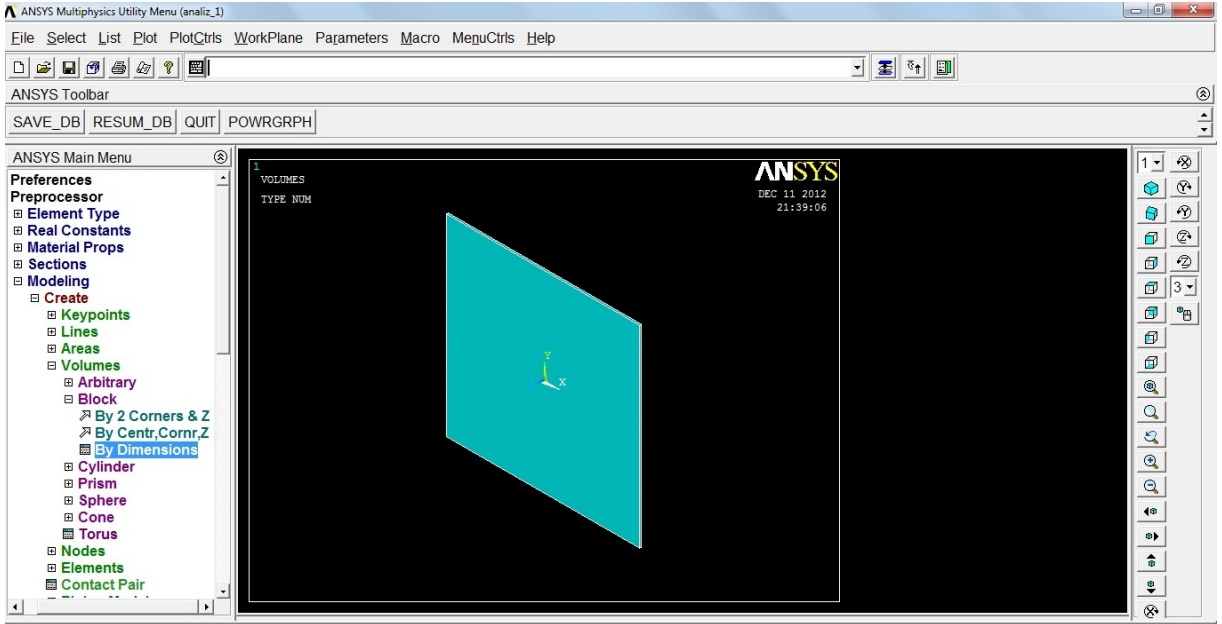
Şekil 4.11 Orthotropic malzeme değerleri tanımlaması



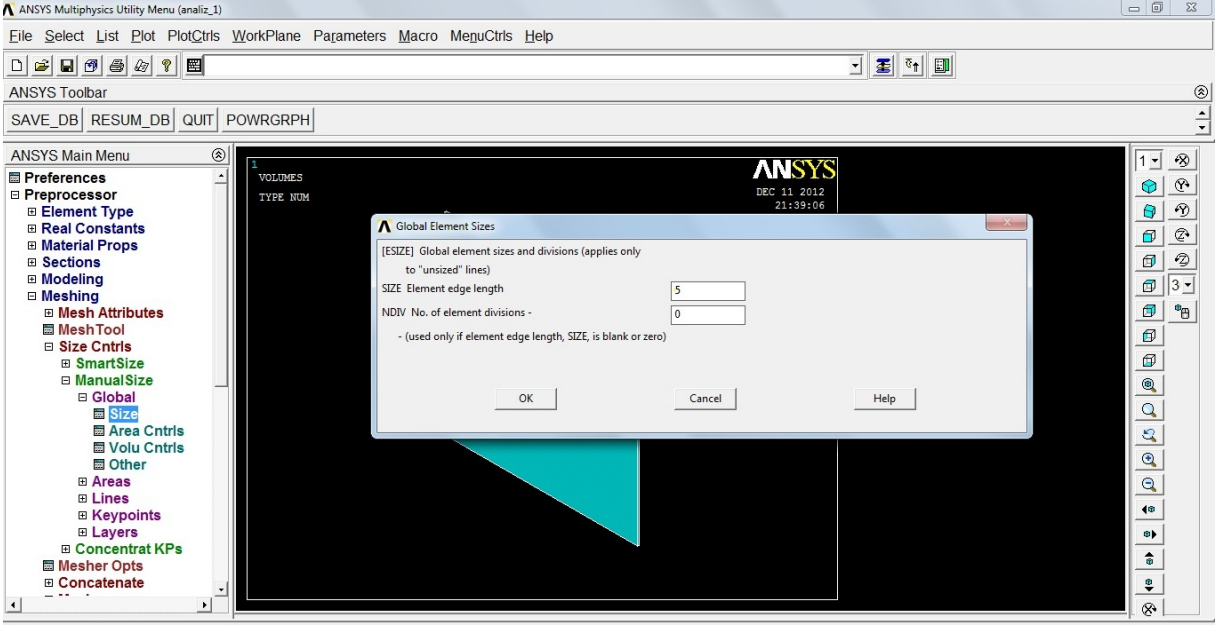
Şekil 4.12 Malzemeye ait ısıl genişleme katsayısı tanımlaması



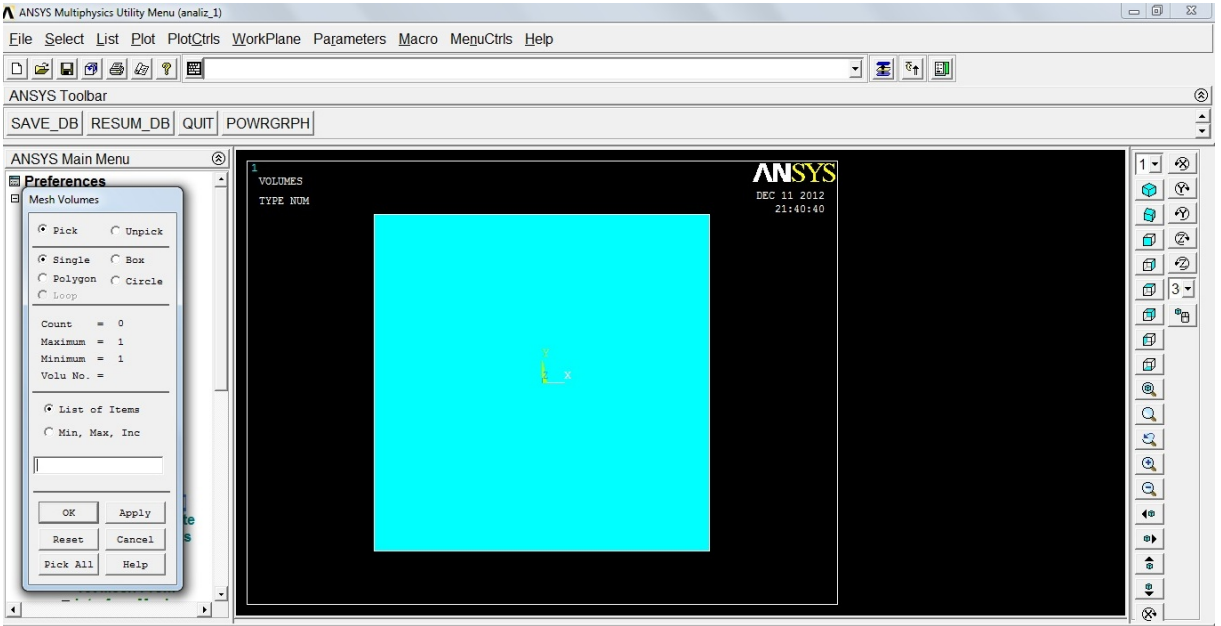
Şekil 4.13 100x100x1mm boyutlarındaki malzemenin modellenmesi



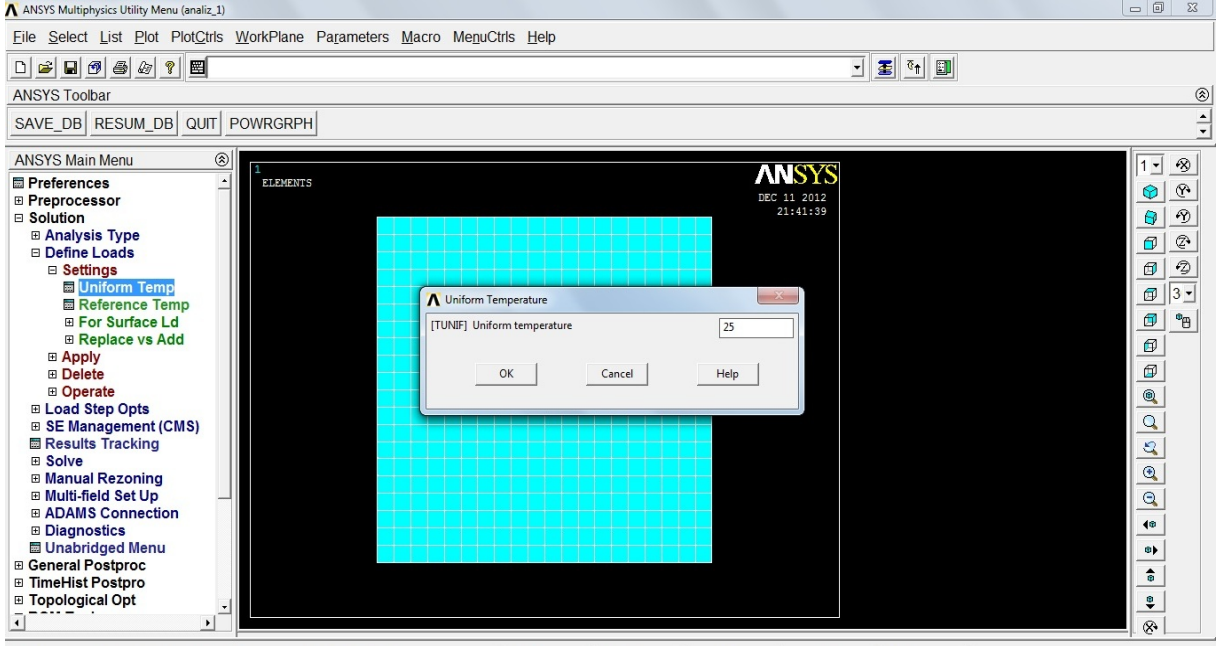
Şekil 4.14 Modelleme sonucu malzemenin görünümü



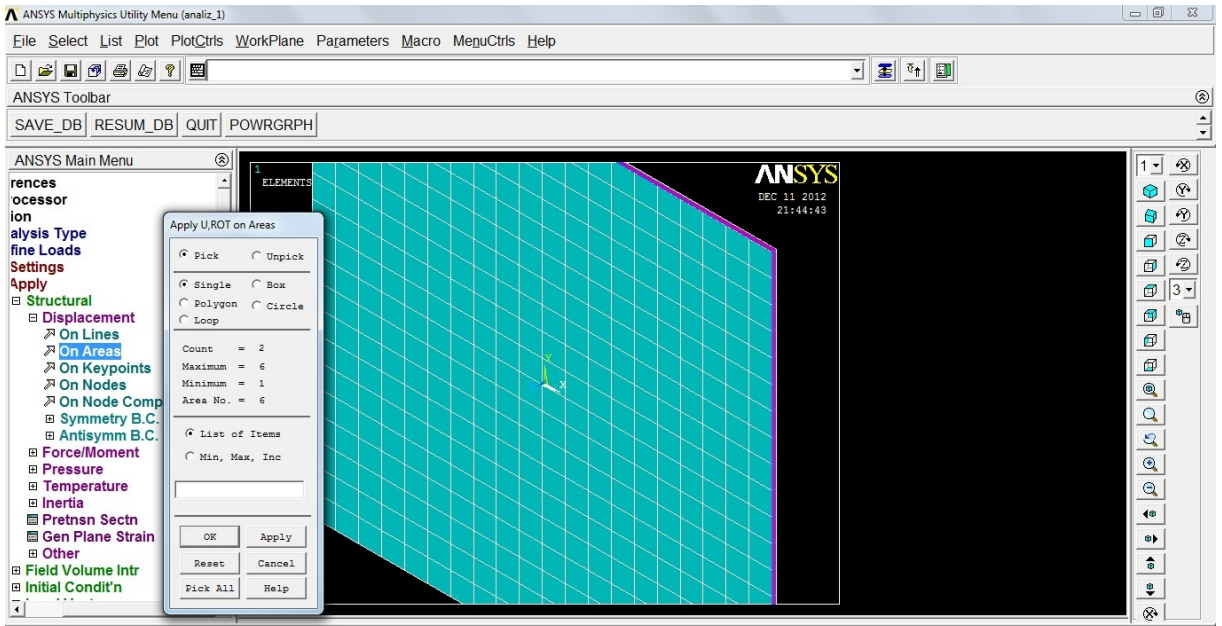
Şekil 4.15 Mesh boyutunun 5 olarak tanımlanması



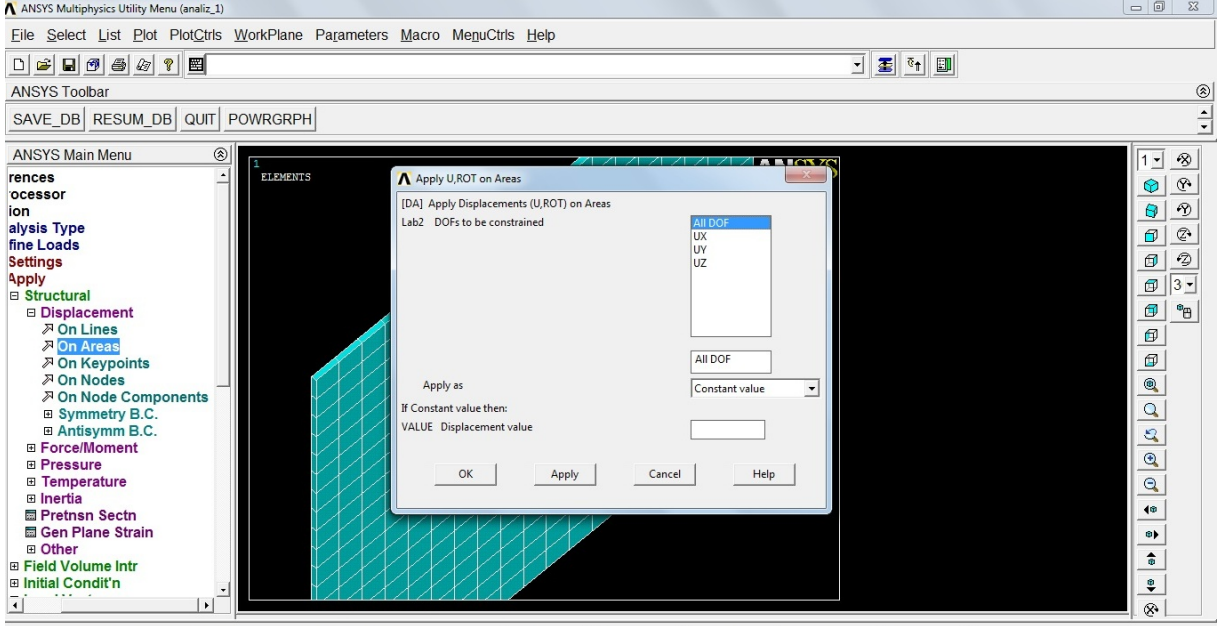
Şekil 4.16 Meshleme işlemi için son aşama



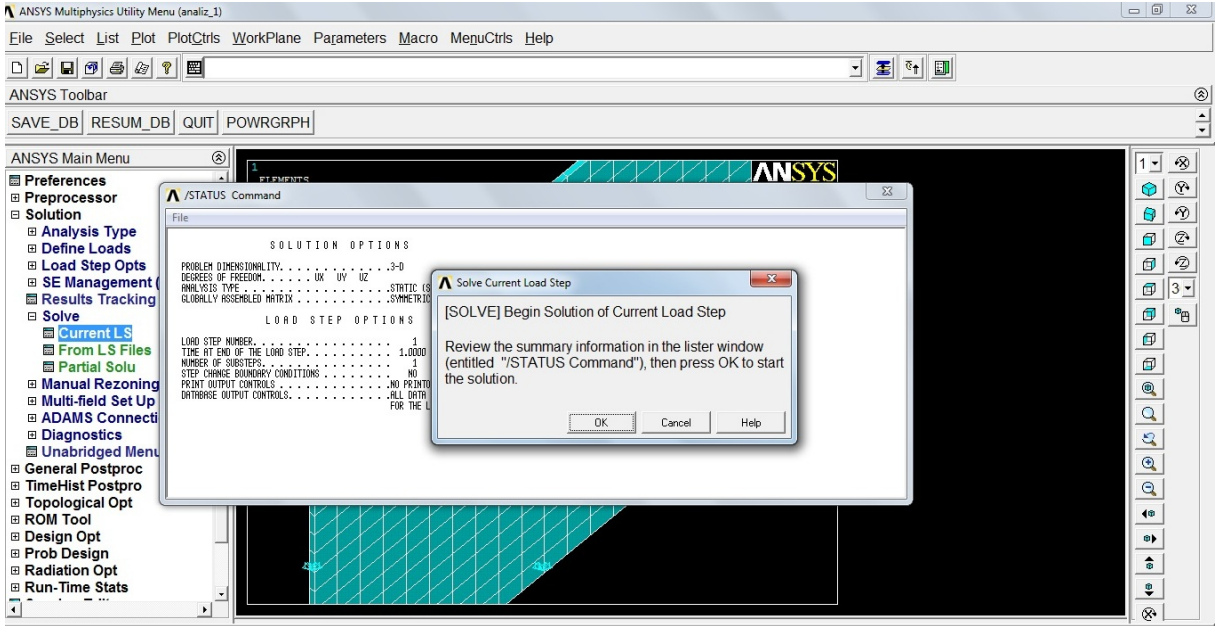
Şekil 4.17 Meshleme sonrası malzemenin üniform sıcaklığının tanımlaması



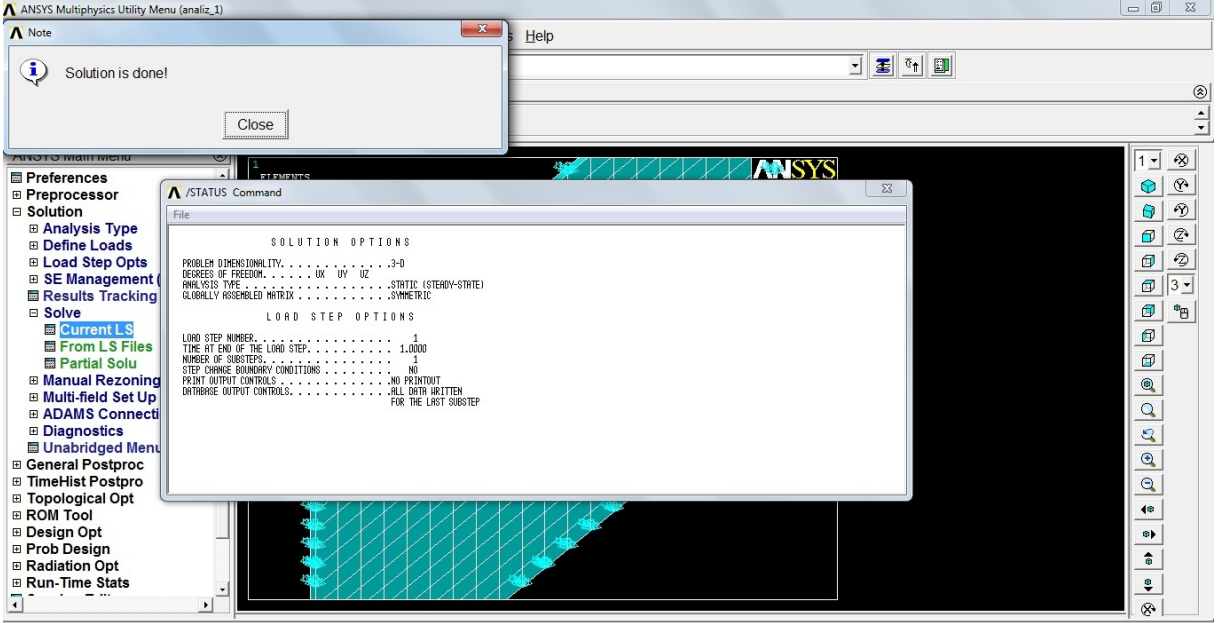
Şekil 4.18 On Areas seçimiyle malzemenin mesnetlenmesi



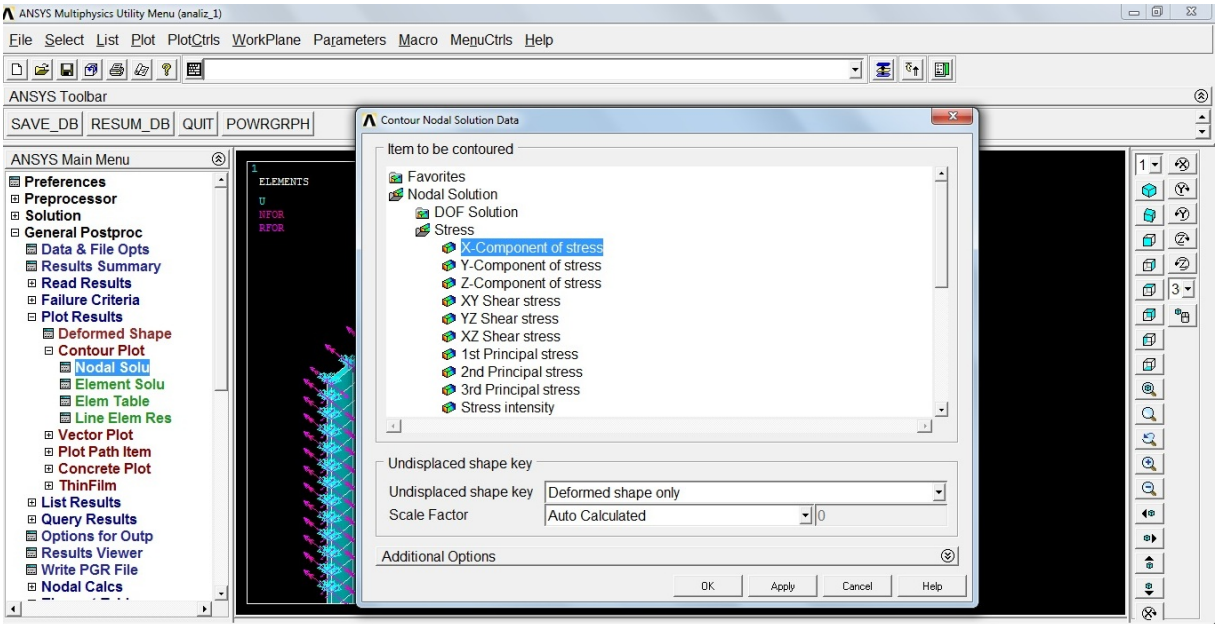
Şekil 4.19 ALLDOF seçeneğiyle malzemenin seçilen kısımlarının ankastre mesnetlenmesi



Şekil 4.20 SOLVE komutuyla analizin başlatılması

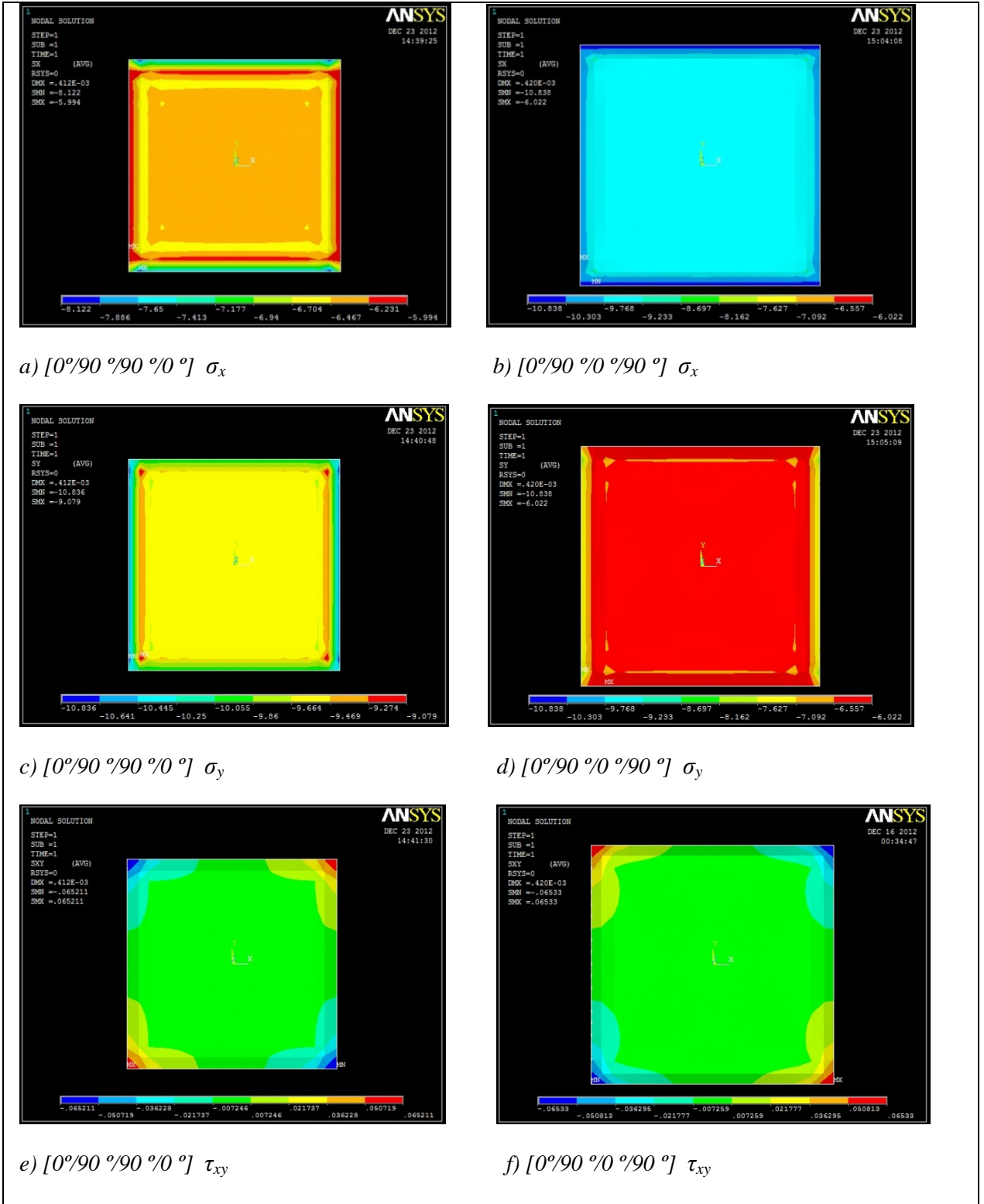


Şekil 4.21 Analizin hatasız tamamlanması

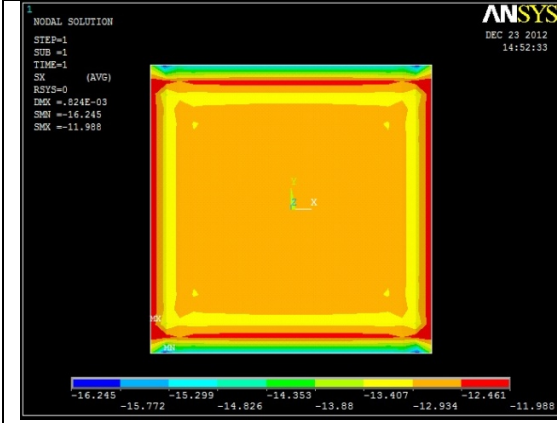


Şekil 4.22 Nodal Solution X eksenini doğrultusundaki gerilme

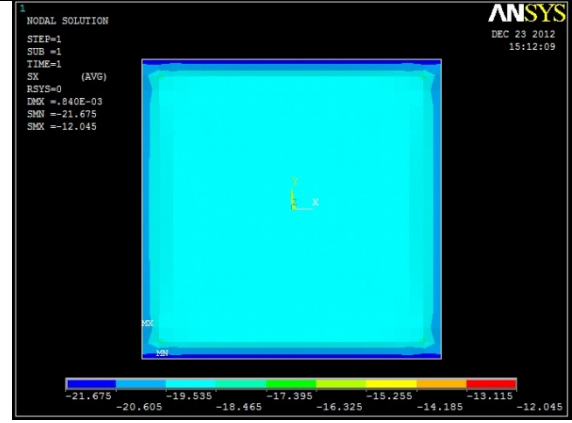
4.1.1 Ansys 12.0 programında 3 Boyutlu model ile ısıl gerilme analiz sonuçları



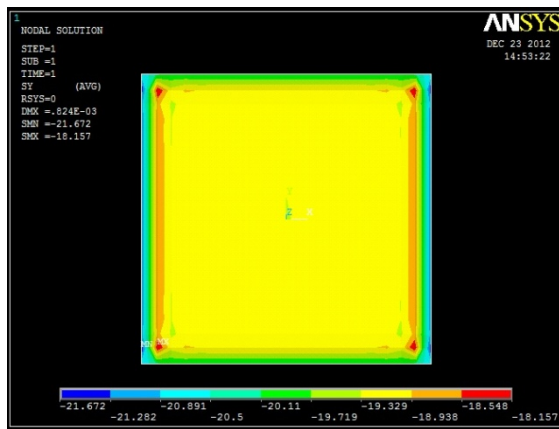
Şekil 4.23 Uygulanan üniform 25°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi



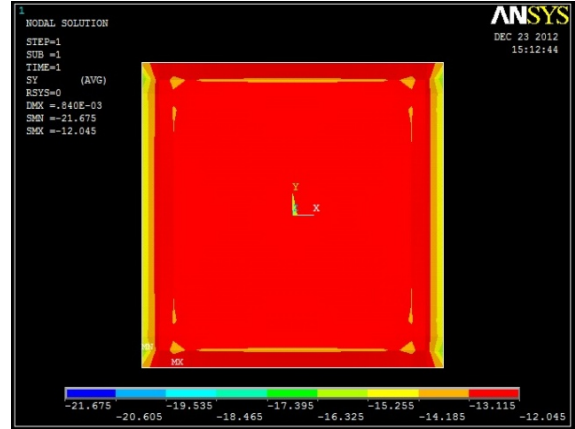
a) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_x$



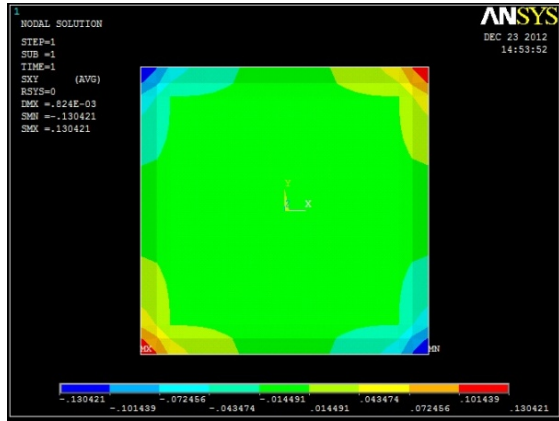
b) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \sigma_x$



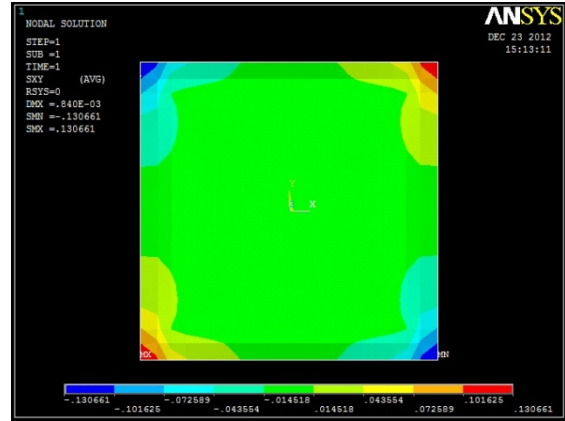
c) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_y$



d) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \sigma_y$

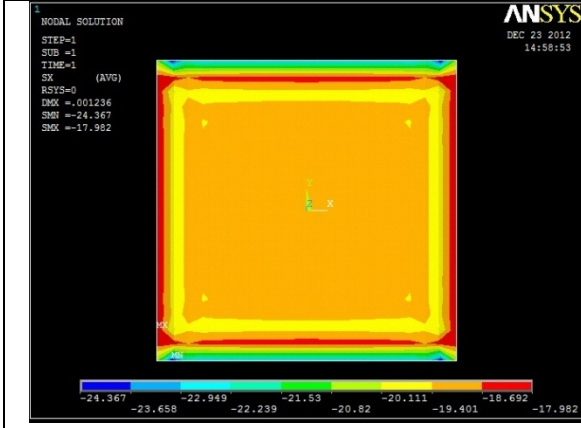


e) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \tau_{xy}$

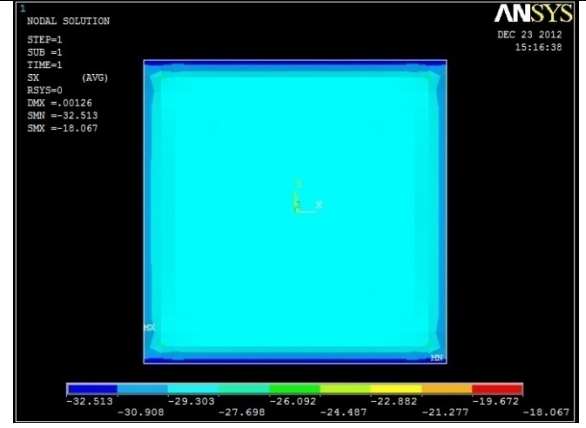


f) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \tau_{xy}$

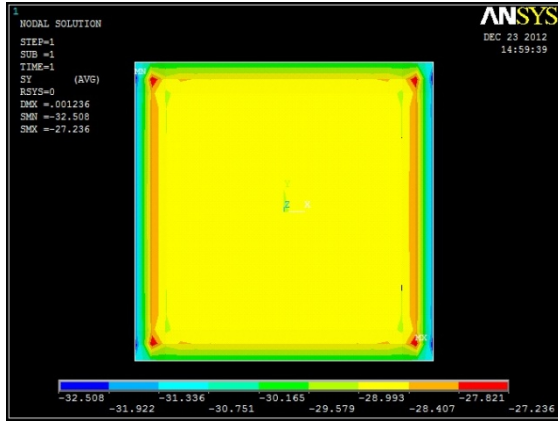
Şekil 4.24 Uygulanan üniform 50°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi



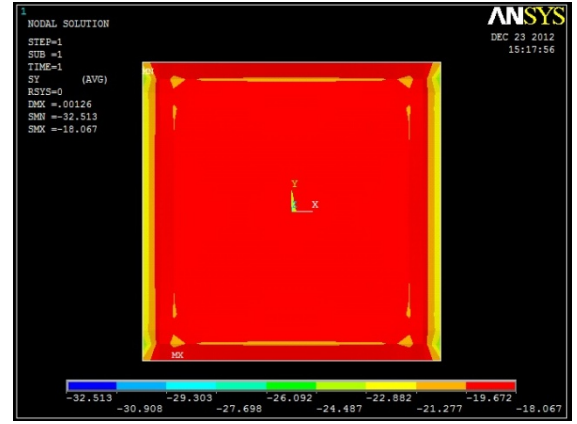
a) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_x$



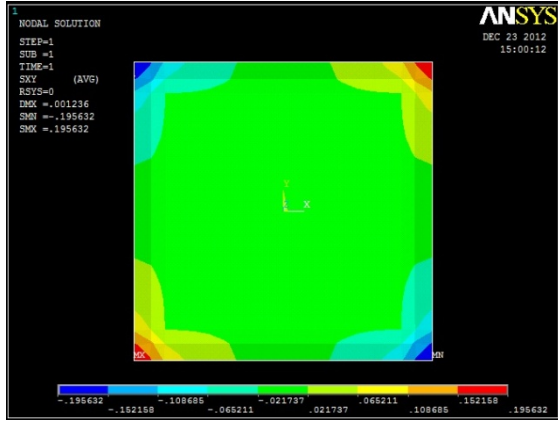
b) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \sigma_x$



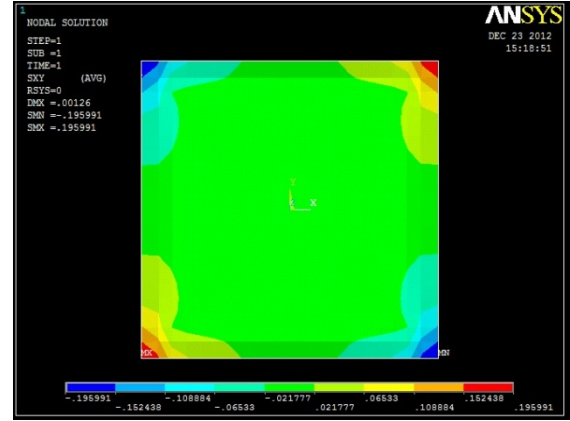
c) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_y$



d) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \sigma_y$



e) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \tau_{xy}$



f) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \tau_{xy}$

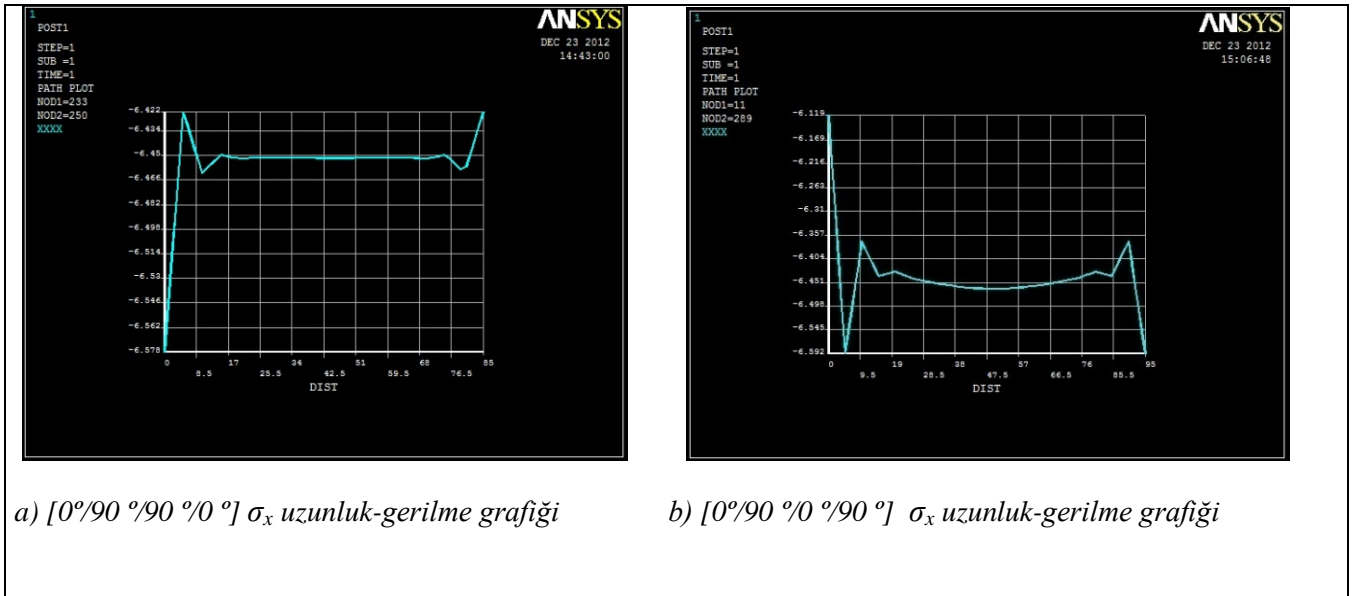
Şekil 4.25 Uygulanan üniform 75°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi

Üniform sıcaklık artışına maruz kare kompozit plak için yapılan ısıl gerilme analizleri Şekil 4.23 Şekil 4.24 ve Şekil 4.25’ de görülmektedir. Dik katmanlı plak için tatbik edilen analize göre 25°C’ de X eksenı doğrultusundaki maksimum gerilme simetrik dizilimde oluşmaktadır. Y eksenı doğrultusunda ise maksimum gerilme antisimetrik dizilimde oluşmaktadır. Maksimum kayma gerilme değeri ise antisimetrik dizilimle meydana gelmektedir.

Sıcaklık artışının 50°C olması halinde X eksenı doğrultusundaki maksimum gerilmenin simetrik dizilimde meydana geldiği görülmektedir. Y eksenı doğrultusundaki maksimum gerilme dik katmanlı kompozit plağın antisimetrik olarak dizilmesiyle oluşmaktadır.

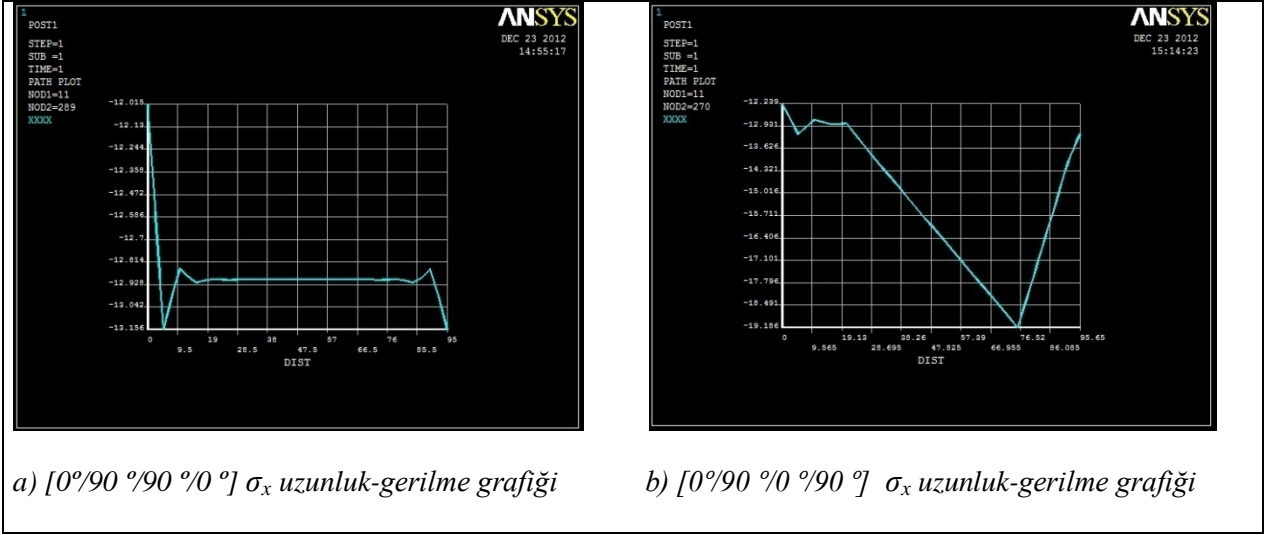
Böylece üniform sıcaklığın artmasıyla hem simetrik hemde antisimetrik dizilimdeki maksimum ve minimum gerilmeler artmaktadır. Eş gerilme eğrilerine bakılarak maksimum gerilmenin plağın mesnetlenen kısımlarına yakın bölgelerde oluştuğu söylenebilir.

Programda uygulanan farklı değerdeki sıcaklıklarda plak üzerinde X eksenı doğrultusunda oluşan gerilmeleri grafiksel olarak görmek mümkündür. Bunun için Map Onto Path komutu kullanılarak, seçilen noktaların uzaklıklarıyla orantılı olarak Şekil 4.26, Şekil 4.27 ve Şekil 4.28’ de görülebilir.

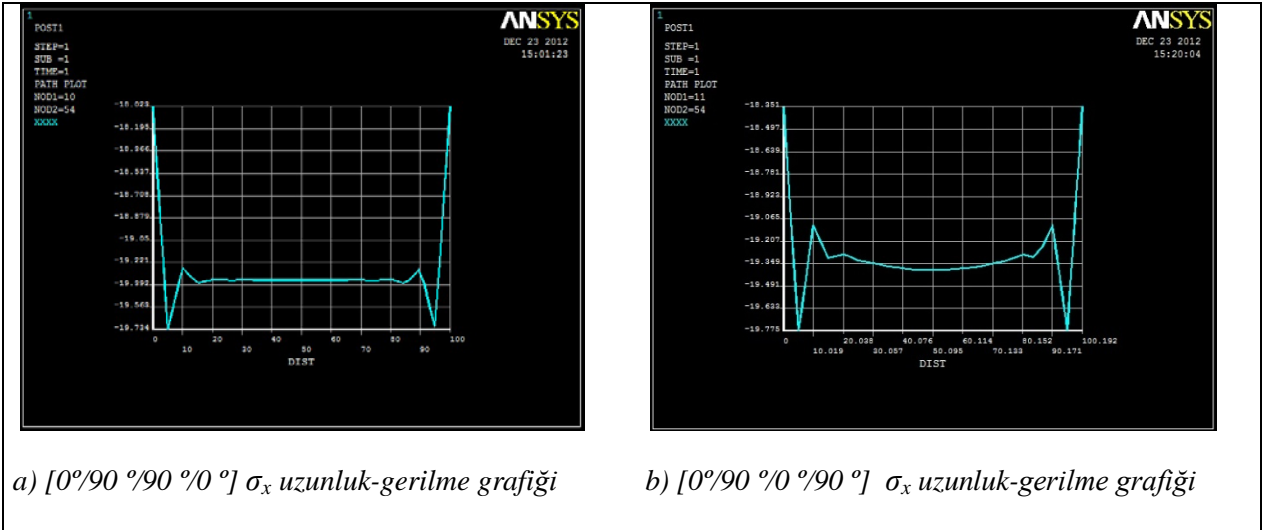


Şekil 4.26 Uygulanan 25°C üniform sıcaklık için plak üzerinde seçilen farklı noktaların uzunluk-gerilme grafiği

Şekillerden de görüldüğü üzere X eksenini doğrultusundaki gerilmeler konuma bağlı olarak değişmektedir. Plâğın mesnetlenen kısımlara yakın kısımlarında gerilme artışı görülmektedir. Orta kısımlarda ise gerilme yaklaşık sabittir. Üniform sıcaklık artışı gerilmeyi de artırmakta ve plak kenarlarında gerilme yığılmasını oluşturmaktadır.



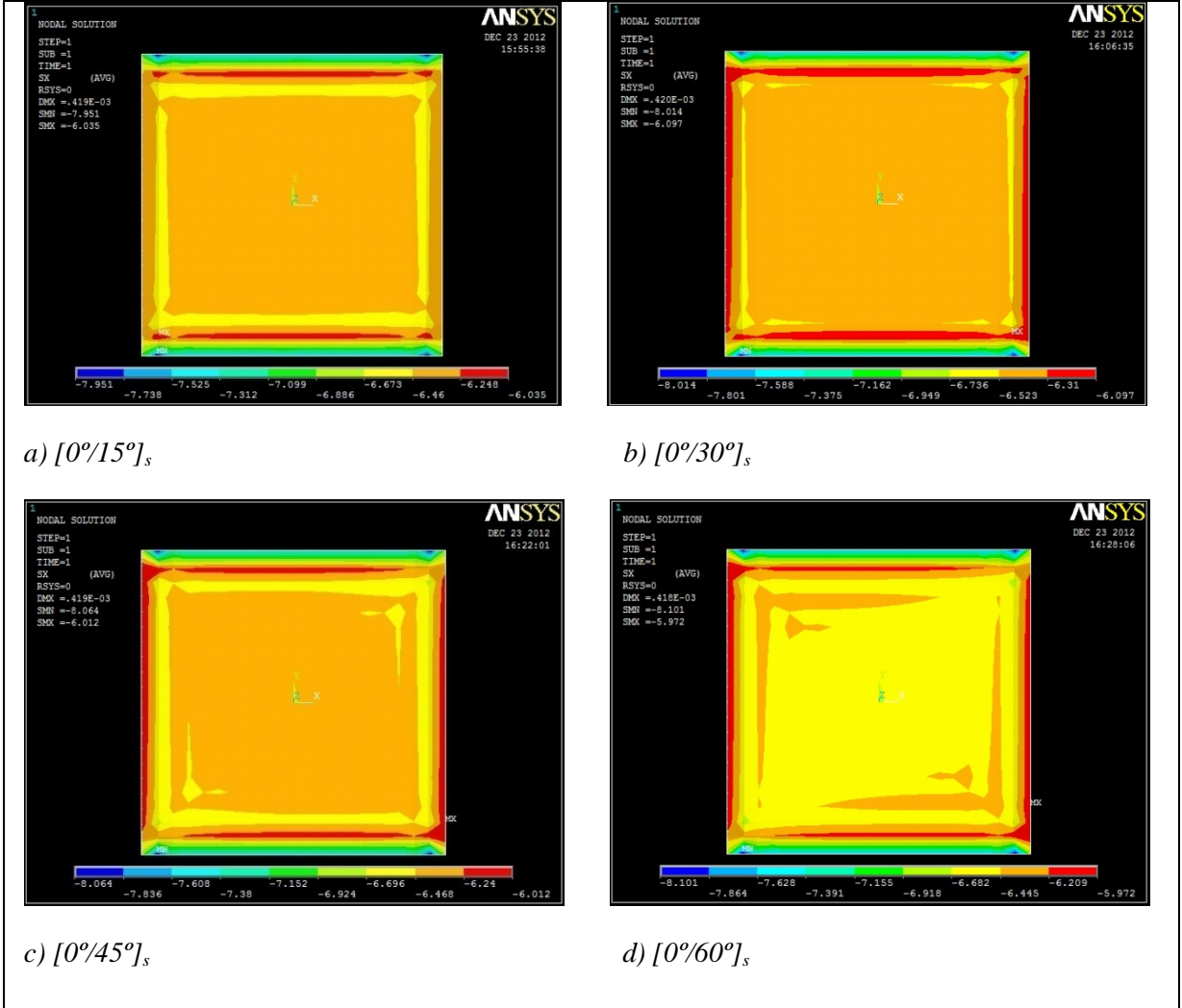
Şekil 4.27 Uygulanan 50°C üniform sıcaklık için plak üzerinde seçilen farklı noktaların uzunluk-gerilme grafiği



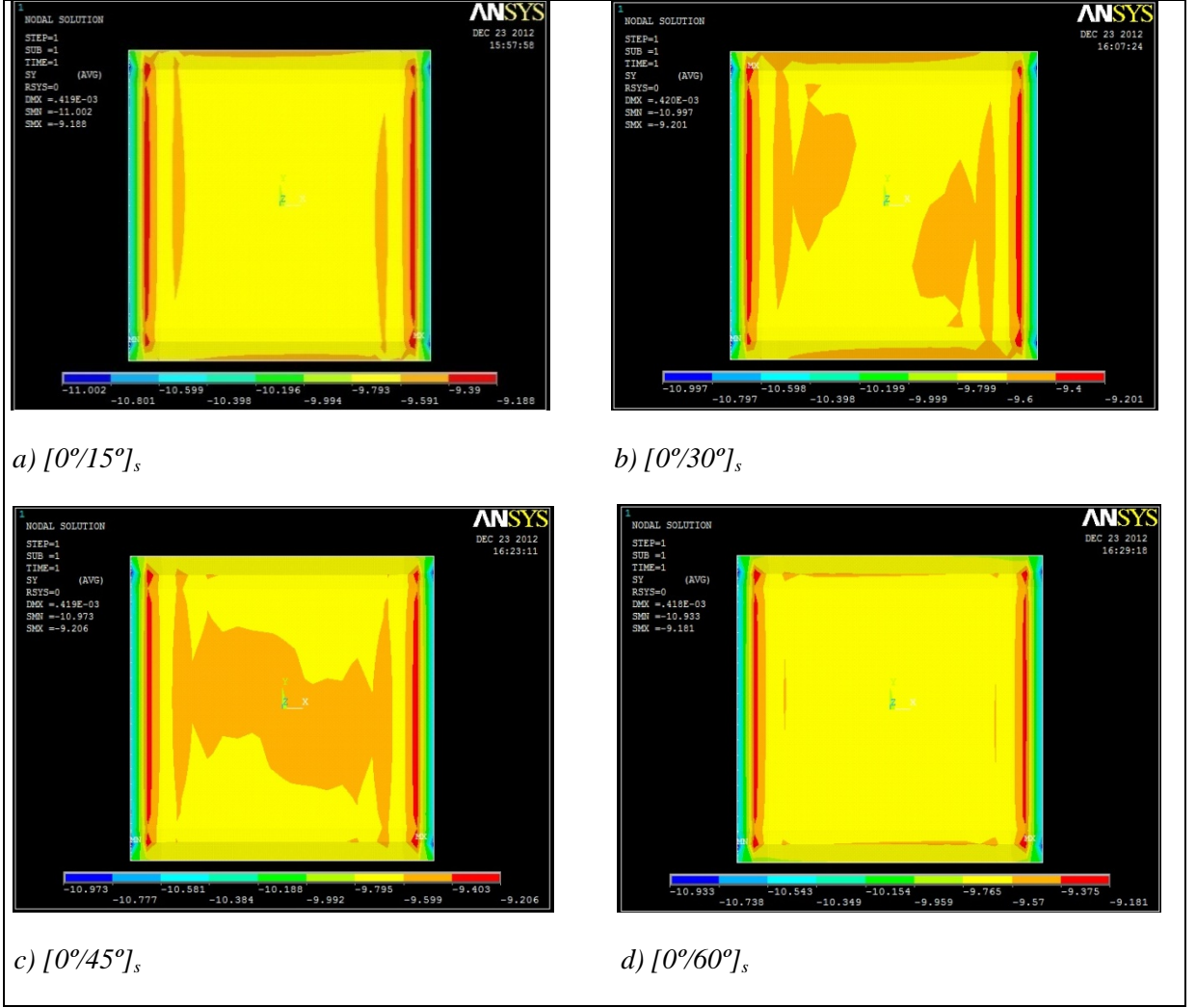
Şekil 4.28 Uygulanan 75°C üniform sıcaklık için plak üzerinde seçilen farklı noktaların uzunluk-gerilme grafiği

4.1.2 Ansys 12.0 programında 3 Boyutlu model ile aynı plak için farklı oryantasyon açılarındaki ısıl gerilme analizi

Analiz için ankastre mesnetleme (AAAA) seçilerek Çizelge 4.1’ de belirtilen malzeme için 4 tabakalı, her bir tabaka kalınlığı 0.25mm olan, mesh boyutu 5 olarak seçilen, plağın farklı oryantasyon açılarındaki gerilme durumu X ekseninde ve Y ekseninde incelenerek eş gerilme eğrileri vasıtasıyla Şekil 4.29 ve Şekil 4.30’ da ki gibi görsel hale getirilmiştir.



Şekil 4.29 Simetrik dizilimde uygulanan 25°C üniform sıcaklık için X eksenine doğrultusundaki normal gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi

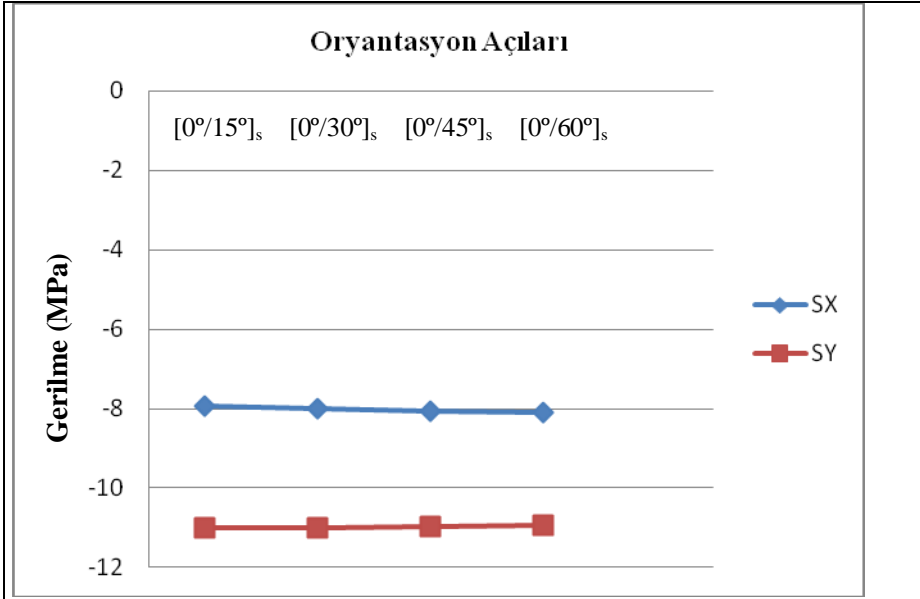


Şekil 4.30 Simetrik dizilimde uygulanan 25°C üniform sıcaklık için Y eksenine doğrultusundaki normal gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi

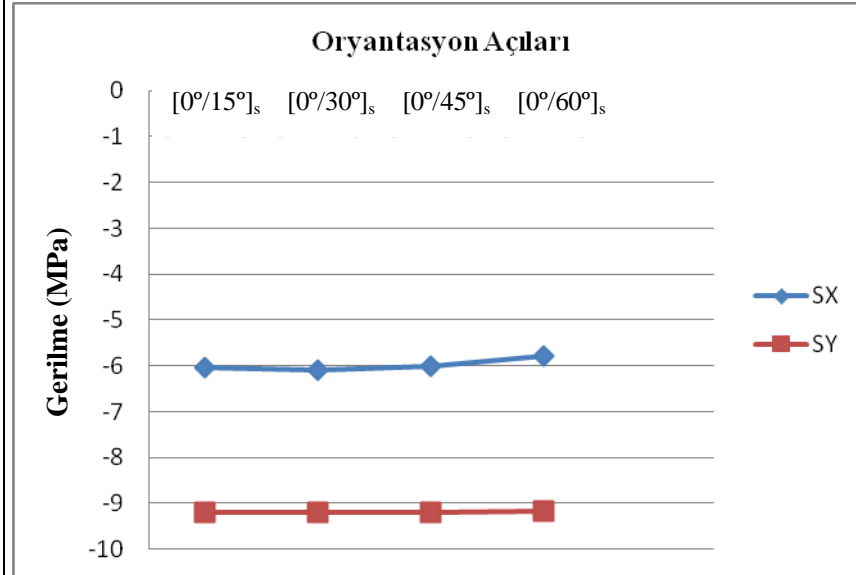
Simetrik dizilime sahip kompozit plağa farklı oryantasyon açılarında uygulanan üniform 25°C sıcaklık etkisiyle oluşan eş gerilme eğrilerine göre;

- 1- X eksenine ve Y eksenine doğrultusunda minimum ve maksimum gerilmeler oryantasyon açılarındaki değişimlerden etkilenmektedir.
- 2- X eksenine doğrultusundaki maksimum ve minimum gerilme değerleri Y eksenine doğrultusundaki değerlerden büyüktür.
- 3- X ve Y eksenlerinde en yüksek maksimum gerilme $[0^\circ/60^\circ]_s$ diziliminde oluşmaktadır

Eş gerilme eğrileri sonucu elde edilen maksimum ve minimum gerilme değerlerine göre farklı oryantasyonlarda oluşturulan grafiklere Şekil 4.31’de görülmektedir.



a) Simetrik dizilim minimum değerler grafiği

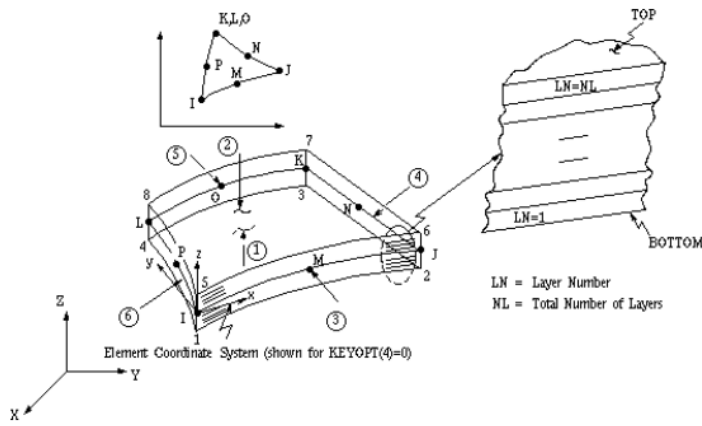


b) Simetrik dizilim maksimum değerler grafiği

Şekil 4.31 Simetrik dizilimde üniform 25°C sıcaklık için farklı oryantasyon açılarındaki gerilme mukayese grafikleri

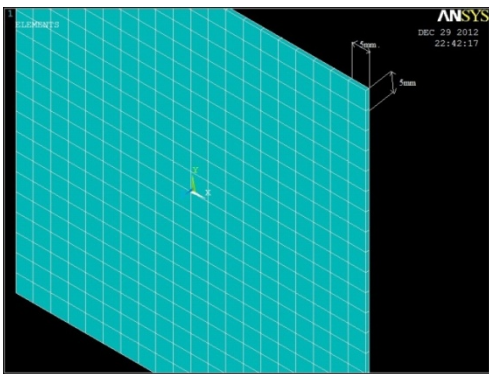
4.2 Ansys 12.0 Programında 2 Boyutlu Model ile Isıl Gerilme Analizi

2 Boyutlu modelleme ile $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ ve $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ dizilime sahip, 4 tabakadan oluşan, 100x100mm boyutlarındaki kompozit bir plak tasarlanmıştır. Plak kalınlığı kenar uzunluklarına göre çok küçüktür. Plağa uygulanan 25°C, 50°C ve 75°C üniform sıcaklık etkisi altında meydana gelen ısıl gerilmeler incelenmektedir. Analiz için her bir tabaka kalınlığı 0.25mm olarak tanımlanmış dört taraftan ankastre mesnetlenmiştir. Malzeme tipi olarak da Şekil 4.32’ de görüldüğü üzere Shell99 seçilmiştir. Seçilen plağın geometrisi Şekil 4.34’ de görülmektedir.

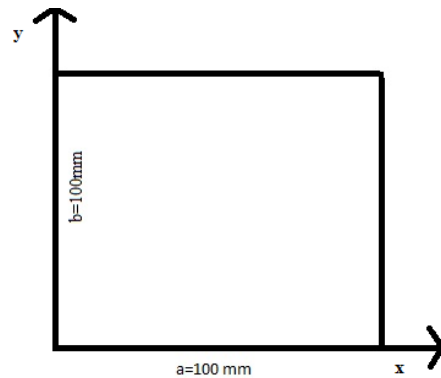


Şekil 4.32 Shell99 eleman tipi (Ansys 2008)

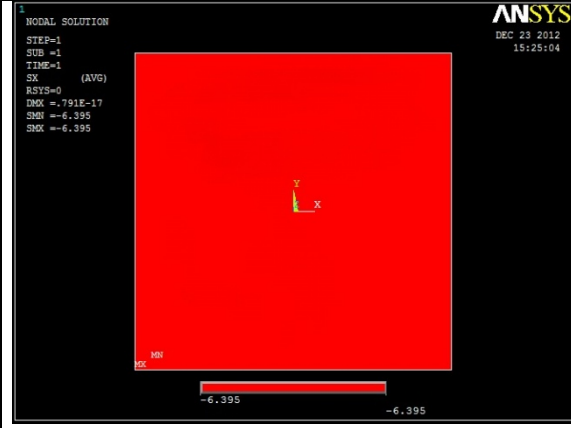
General Postprocs-Meshing-SizeControls-ManuelSize-GlobalSize menüsünden Mesh boyutu 5 olarak tanımlanmıştır.



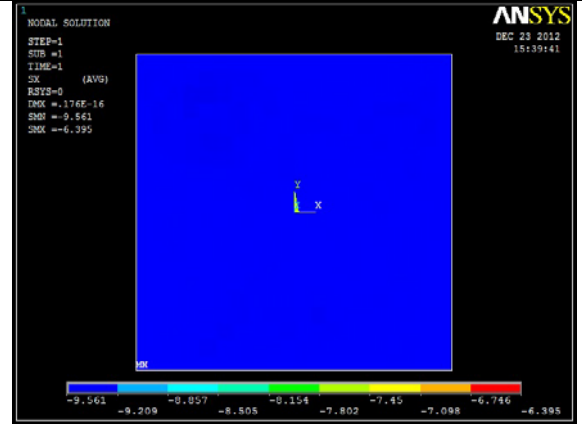
Şekil 4.33 Mesh boyutu gösterimi



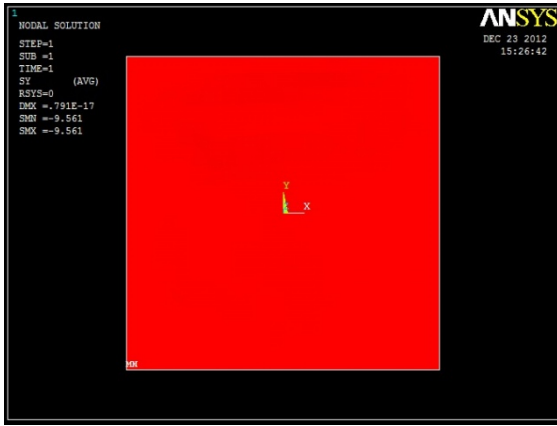
Şekil 4.34 Plak geometrisi



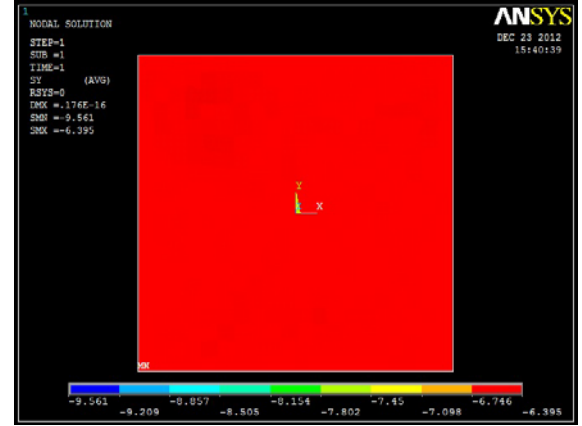
a) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_x$



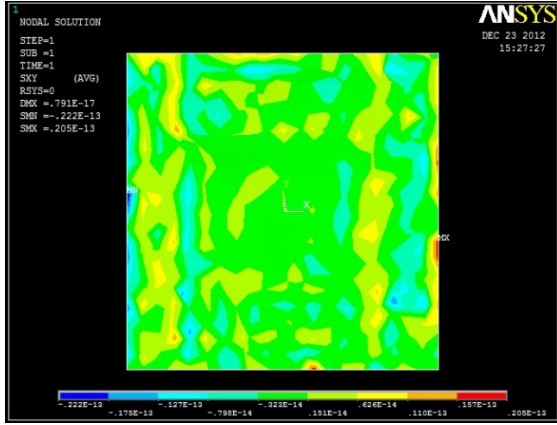
b) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \sigma_x$



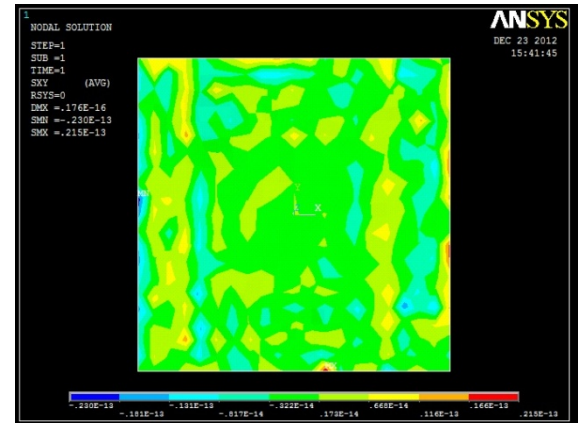
c) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_y$



d) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \sigma_y$

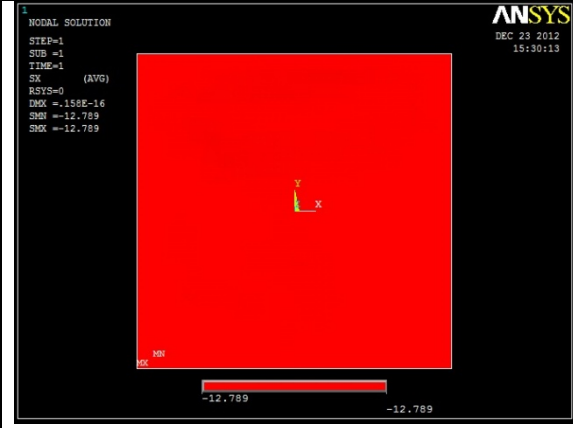


e) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \tau_{xy}$

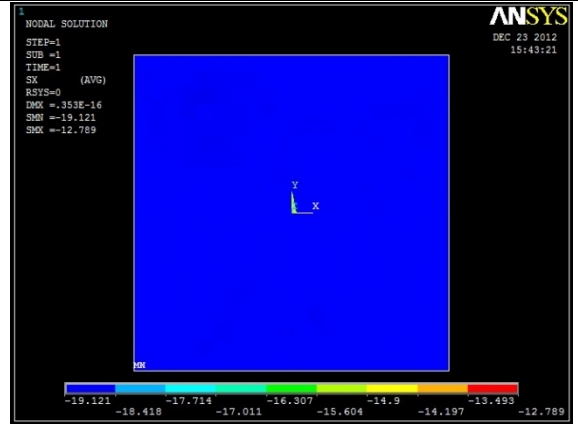


f) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}] \tau_{xy}$

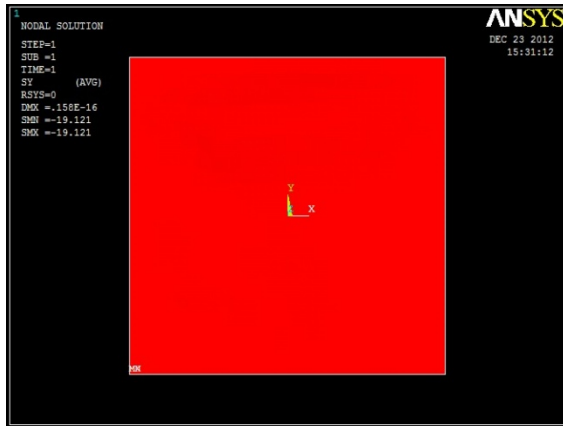
Şekil 4.35 Uygulanan üniform 25°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri ile (contour) ile gösterimi



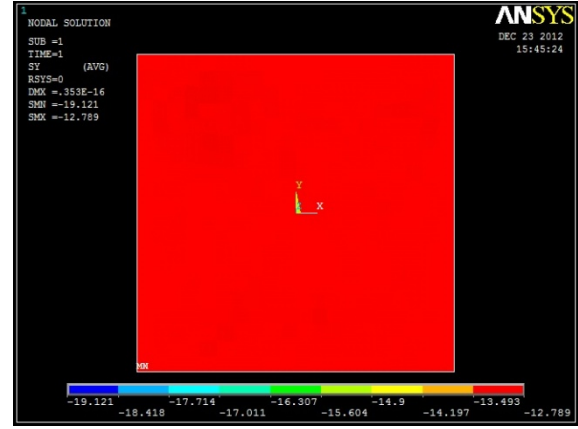
a) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_x$



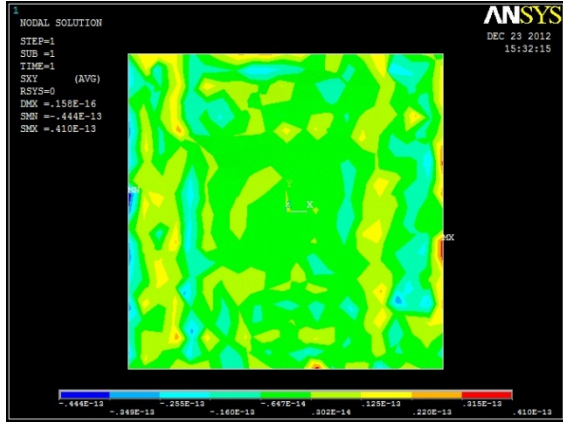
b) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_x$



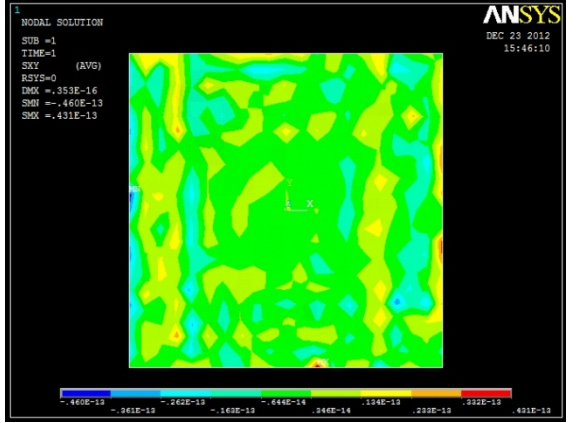
c) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_y$



d) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_y$

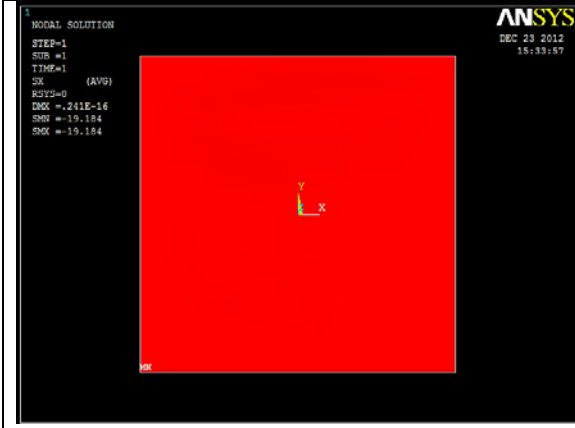


e) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}] \tau_{xy}$

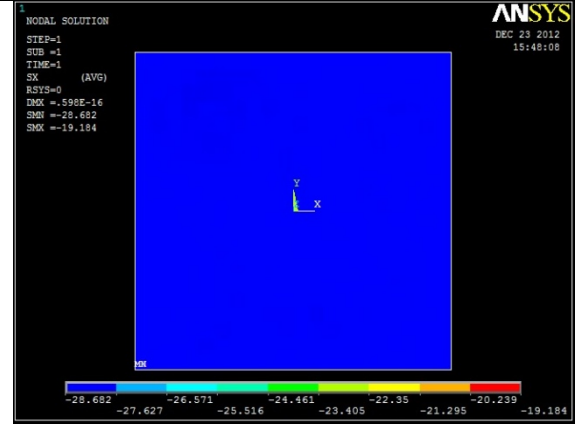


f) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \tau_{xy}$

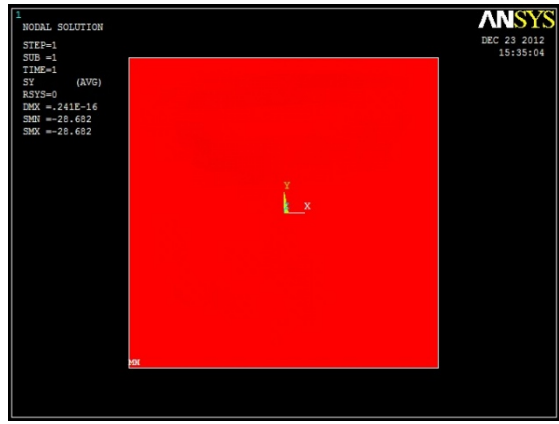
Şekil 4.36 Uygulanan üniform 50°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi



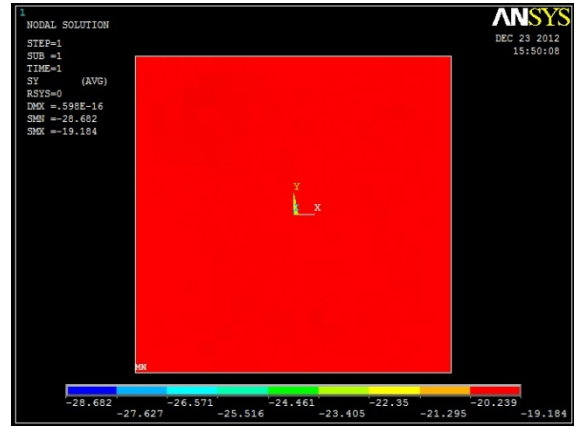
a) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_x$



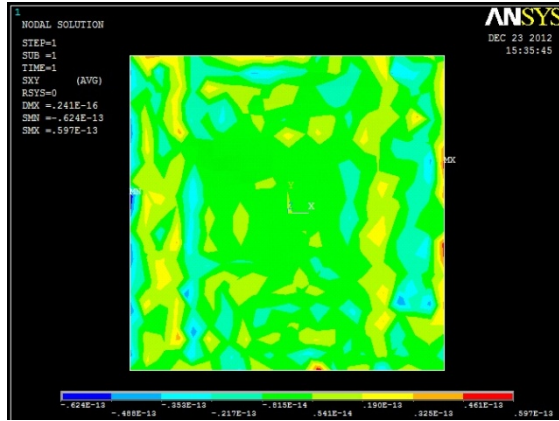
b) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_x$



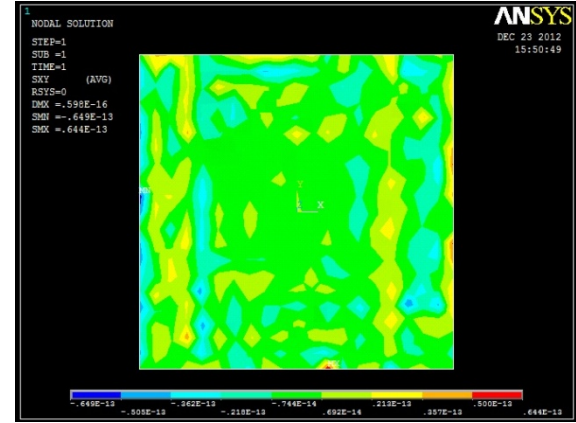
c) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_y$



d) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \sigma_y$



e) $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}] \tau_{xy}$



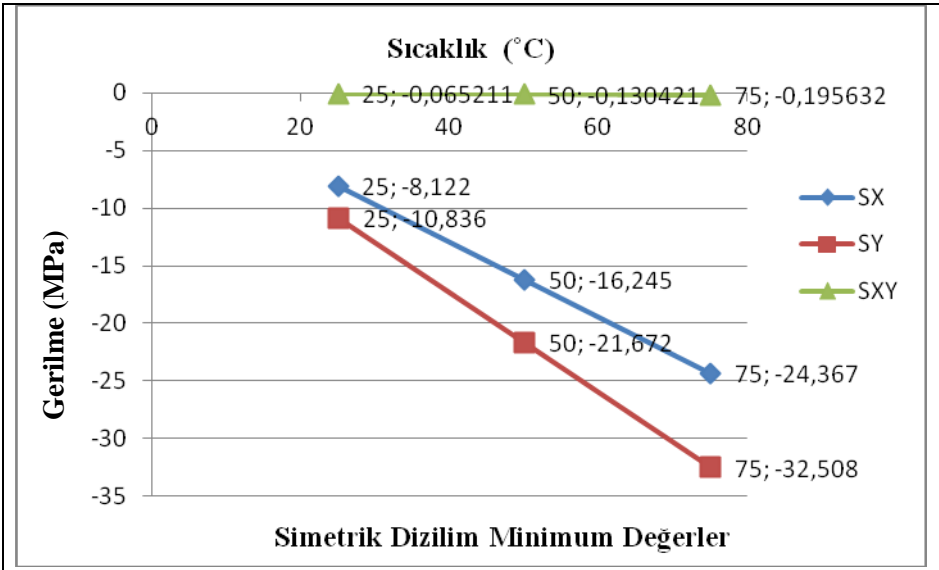
f) $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}] \tau_{xy}$

Şekil 4.37 Uygulanan üniform 75°C sıcaklık için normal ve kayma gerilme dağılımlarının eş gerilme eğrileri (contour) ile gösterimi

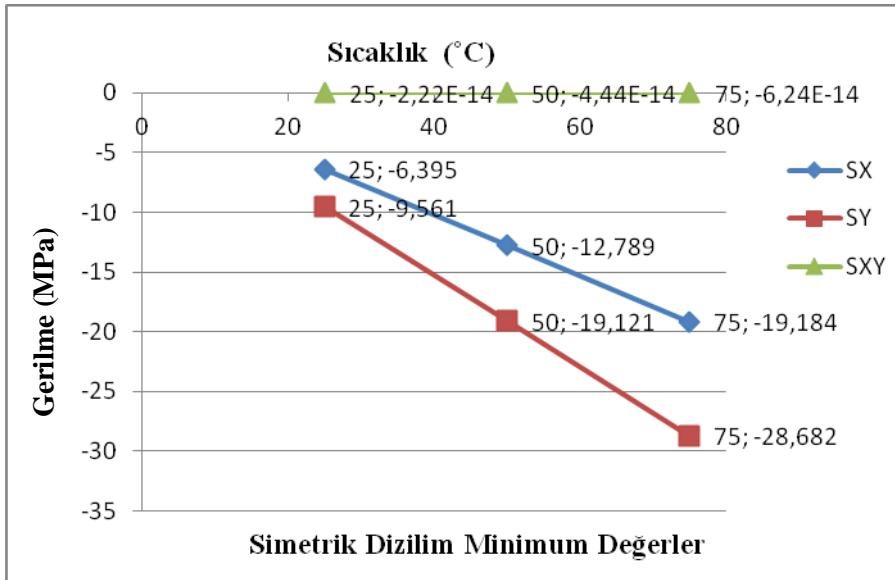
Tüm doğrultular göz önünde bulundurulduğunda iki boyutlu modellemede en yüksek maksimum ve minimum gerilmeler 75°C üniform sıcaklık uygulandığında meydana gelirken en düşük gerilmeler üniform 25°C sıcaklık uygulandığında hesaplanmıştır.

X eksenini doğrultusundaki simetrik dizilimde maksimum gerilme -19.184 MPa ile 75°C üniform sıcaklıkta görülmüştür. Kayma gerilmeleri göz önüne bulundurulduğunda minimum değerler 25°C’ de maksimum değerler ise 75°C üniform sıcaklıkta oluşmaktadır. Normal gerilmelerde olduğu gibi kayma gerilmelerinin de değerlerinin uygulanan sıcaklık miktarındaki artışla yükseldiği açıkça görülmektedir.

4.3 2 Boyutlu Model ile 3 Boyutlu Model Gerilme-Sıcaklık Mukayese Sonuçları

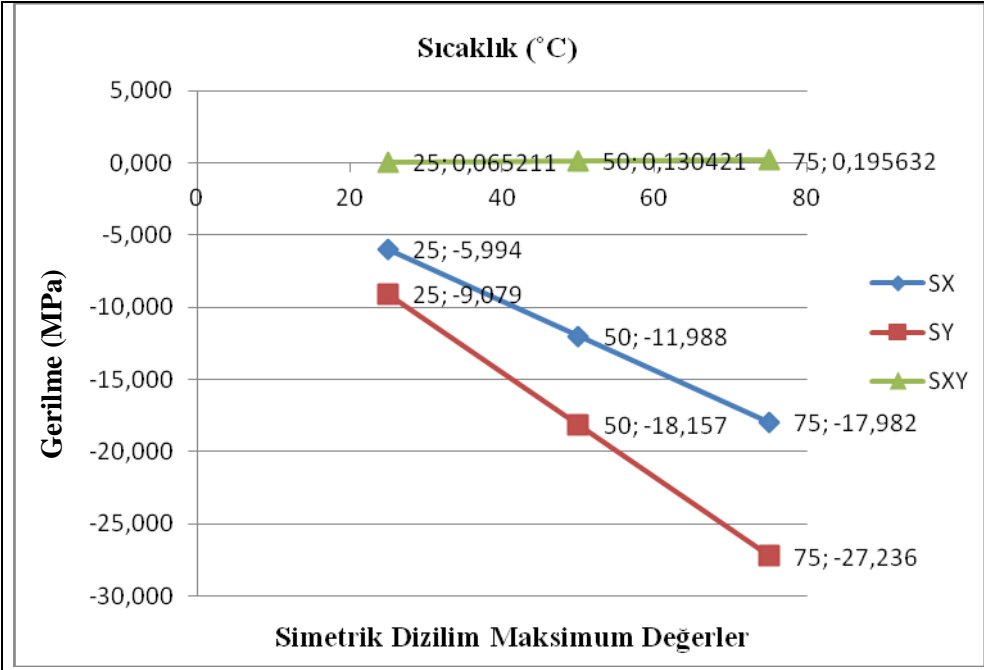


a) 3-Boyutlu modellemede gerilme-sıcaklık grafiği

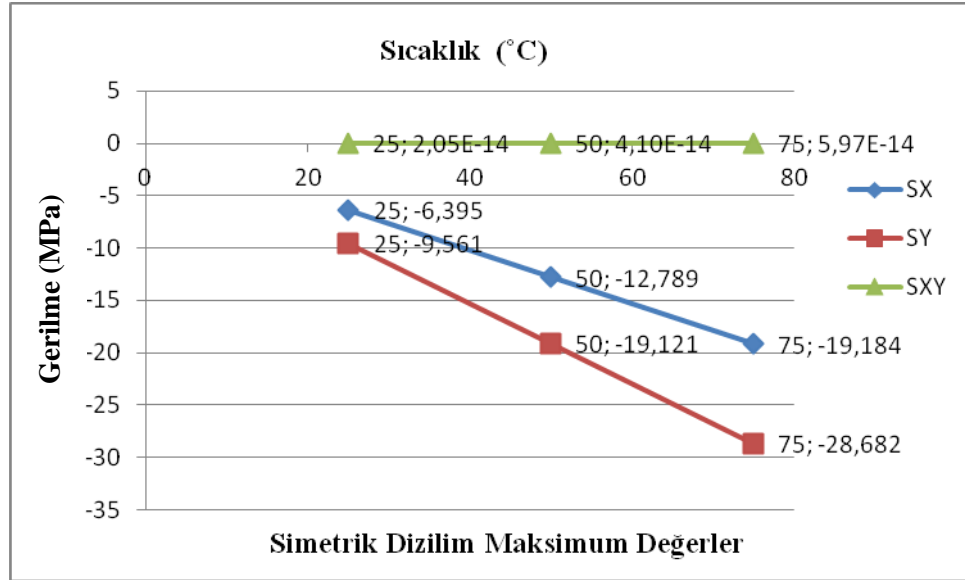


b) 2-Boyutlu modellemede gerilme sıcaklık grafiği

Şekil 4.38 Simetrik dizilimde minimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri

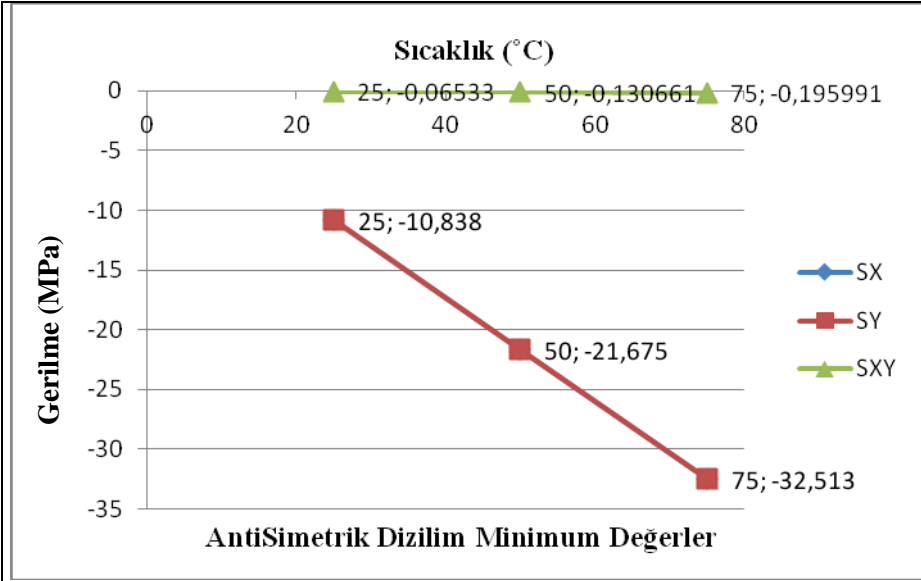


a) 3-Boyutlu modellemede gerilme-sıcaklık grafiği

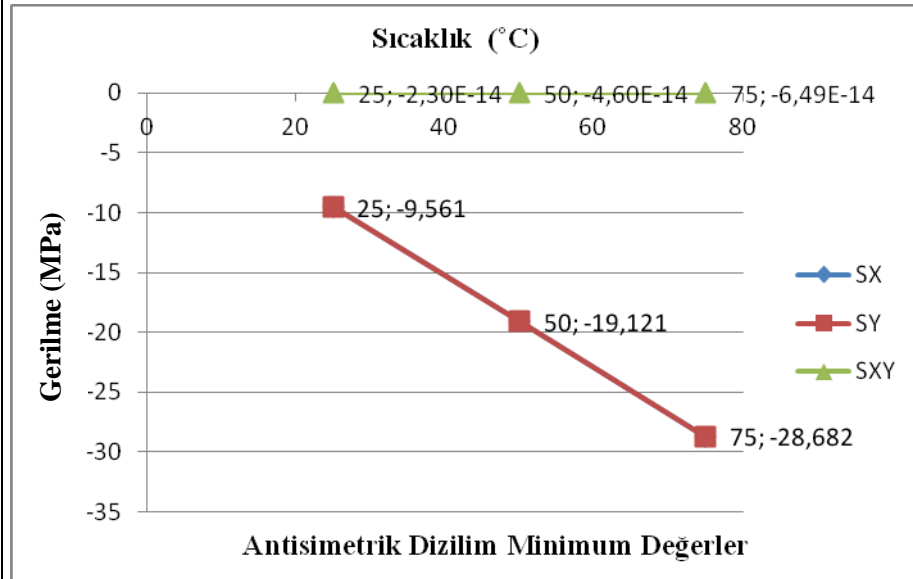


b) 2-Boyutlu modellemede gerilme sıcaklık grafiği

Şekil 4.39 Simetrik dizilimde maksimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri

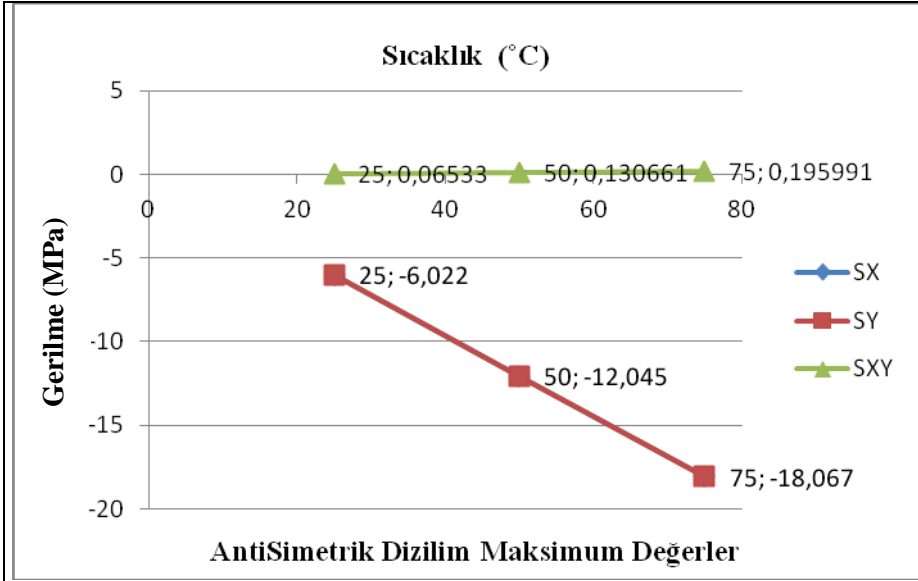


a) 3-Boyutlu modellemede gerilme-sıcaklık grafiği

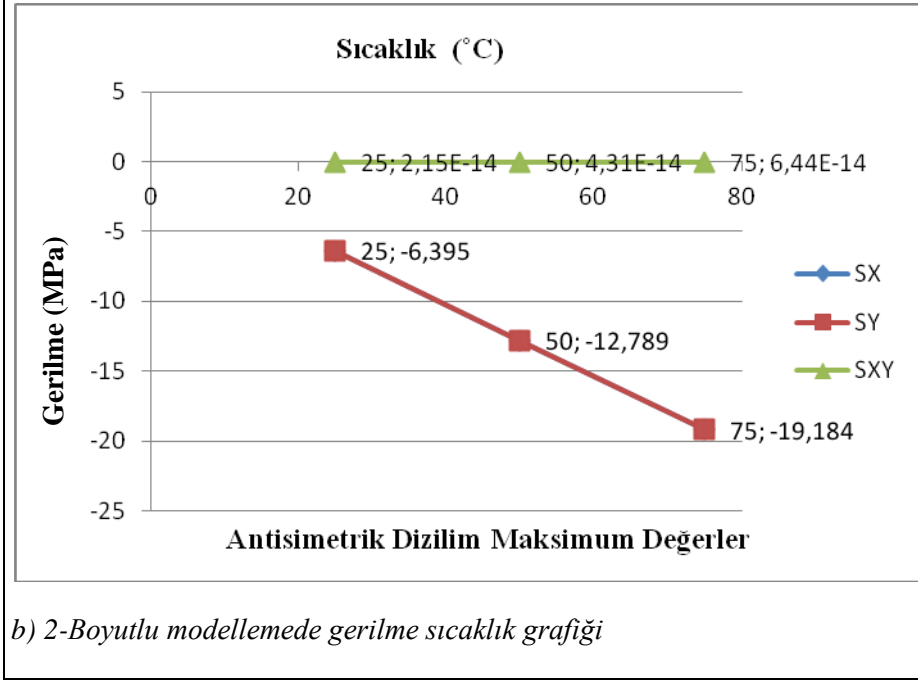


b) 2-Boyutlu modellemede gerilme sıcaklık grafiği

Şekil 4.40 Antisimetrik dizilimde minimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri



a) 3-Boyutlu modellemede gerilme-sıcaklık grafiği



b) 2-Boyutlu modellemede gerilme sıcaklık grafiği

Şekil 4.41 Antisimetrik dizilimde maksimum gerilme değerleri için mukayese grafikleri

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, kompozit plaklarda üniform sıcaklık etkisiyle meydana gelen ısı gerilmeler, sonlu elemanlar metodu kullanılarak hesaplanmıştır. Analizde özellikle iki husus üzerinde durulmuştur. Bunlardan birincisi belirli bir üniform sıcaklıkta farklı oryantasyon açıları kullanılması durumunda plakta oluşan ısı gerilmelerin analizi, ikincisi farklı üniform sıcaklıklar uygulanması durumunda 3 Boyutlu Modelleme ile 2 Boyutlu Modelleme sonucu oluşan gerilmelerin mukayesesidir.

Sonlu elemanlar yöntemini kullanarak çözüm yapan paket programların önemli özelliklerinden birisi, analiz sonucunda elde edilen sonuçların eş değerleri gösteren eğriler ve renklerle (contours) gösterilebilmeleridir. ANSYS programının da sağladığı bu avantaj kullanılarak, uygulanan 25°C, 50°C, 75°C üniform sıcaklık etkisiyle, simetrik ve antisimetrik oryantasyona sahip plaklarda meydana gelen normal ısı gerilme dağılımları, kayma gerilmeleri, eş gerilme eğrileri (colorcontours) yardımıyla gösterilmiştir

Uygulanan daha yüksek değerlere sahip diğer üniform sıcaklıklar etkisiyle oluşan ısı gerilmelerin değerleri, 25°C için örnek olarak verilen bu şekildeki değerlerden daha büyük olmakla birlikte, gerilmelerin dağılımı burada verilen örnek duruma benzer dağılımlar göstermektedir.

Bu incelemeler sonrasında, ısı gerilme değerlerinin uygulanan üniform sıcaklık artışına bağlı olarak arttığı görülmektedir. Dolayısıyla mutlak değerce en düşük ısı gerilmeler uygulanan 25°C üniform sıcaklık etkisiyle oluşurken, en büyük ısı gerilmeler uygulanan 75°C üniform sıcaklık için meydana gelmektedir. Bu durum, simetrik ve antisimetrik her iki oryantasyon için benzer olmaktadır.

Yapılan ısı gerilme analizlerinden elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekilde özetlenebilir;

1. Uygulanan üniform sıcaklık değeri arttıkça, ısı gerilme değerleri de artmaktadır.
2. Seçilen simetrik ve antisimetrik oryantasyonlar, plak üzerinde meydana gelen ısı gerilmelerin, değerlerinin ve dağılımlarının farklı olmasına neden olmaktadır.

6. KAYNAKLAR

- Akay M, Ozden S (1994). Measurement of Residual Stresses in Injection Molded Thermoplastics. *Polymer Testing*, 13: 323-354.
- Ansys (2008). The General Purposed Finite Element Software Users Manual, Swanson Analysis System Inc Vol. I, II, III, IV
- Arıcasoy O (2006). Kompozit Sektörü Raporu, İstanbul Ticaret Odası, İstanbul
- Bektaş N.B, Sayman O (2002). Thermal elastic-plastic stress analysis in simply supported thermoplastic laminated plates, *J. of Reinforced Plastics and Composites*, 21: 639-652.
- Chung D.D.L (2000). Thermal Analysis of Carbon Fiber Polymer-matrix Composites by Electrical Resistance Measurement. *Thermochimica Acta*, 364: 121-132.
- Ersoy H.Y (2001). Kompozit Malzeme, İstanbul: Literatür Yayınları.
- Gay D, Hoa S.V, Tsai S.W (2003). Composite Materials Design and Applications. 3-27, Paris
- Gigliotti M, Jacquemin F, Vautrin A (2005). On The Maximum Curvatures of 0/90 Plate Under Thermal Stress. *Composite Structures*, 68: 177-184.
- Kaya S, Avcı A (1997). Delikli Kompozit Levhalarda Mekanik ve Termal Burkulma, Doktora Tezi, Selçuk Üniversitesi, Konya.
- Kaya Şahin (1987). Kompozit Malzemeler ve Cesur Tasarımlar, Yakın Geleceğin Uçakları, Teknik Uygulama, 11s
- Kayrak M.A (1999). Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri. 1.39s Eskişehir
- Mallick P.K (1993). Fiber-Reinforced Composites Materials, Manufacturing and Design Marcel Dekker, Inc. USA.
- Margolis J.M (1986). Advanced Thermoset Composites Industrial and Commercial Applications. Van Nostrand Company, 282s. New York.
- Mazumdar S.K (2002). Composites Manufacturing, Materials, Product, and Process Engineering. 4-5s New York.
- Moaveni S (1999). Finite Element Analysis Theory and Application with ANSYS, Prentice Hall, USA.
- Olçay Y, Akyol M, Gemici R, (2002). Polimer Esaslı Lif Takviyeli Kompozit Malzemelerin Arabirim Mukavemeti Üzerine Farklı Kür Metodlarının Etkisinin İncelenmesi. Uludağ Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, 7, 1, Bursa
- Rouchan J (1987). Materiaux composites pour d'aeronefs, Ecole Nationale Superieure

de Constructions Aeronautiques. 95.

Sayman O, Belevi M, Duranay M (2003). Thermal Stress Analysis and Residual Stresses in a Thermoplastic Composite Beam. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 22: 67-81.

Shabana Y.M, Noda N (2001). Thermo-Elasto-Plastic Stresses in Functionally Graded Materials Subjected to Thermal Loading Taking Residual Stresses of the Fabrication Process into Consideration. *Composites Part B: Engineering*, 32: 111-121.

Şahin Y (2000). *Kompozit Malzemelere Giriş*. 2s Ankara

Şenel M, Akbulut H, Toparlı M (2004). Residual Stress Analysis in Symmetric Thermoplastic Laminated Plates under Thermal loads: Analytic Solution. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 17: 481-507.

Tong L, Mouritz A.P, Bannister M (2002). *3D Fibre Reinforced Polymer Composites*, Elsevier, UK.

ÖZGEÇMİŞ

1988 yılında Sivas’ da doğdu. İlköğrenimini 2002’de Bakırköy İbni Sina İlköğretim okulunda tamamladıktan sonra lise eğitimi için Zeytinburnu İhsan Mermerci Yabancı Dil Ağırlıklı Lisesi’ni kazandı ve eğitimini yüksek puanla tamamladı. Mezun olduğu yıl Namık Kemal Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünü kazandı. Lisans öğrenimi sırasında sırasıyla Tahriksan Redüktör Sanayi ve Ticaret A.Ş., İGDAŞ-Bağcılar (İstanbul Gaz Dağıtım) ve Elvan Çikolata’ da stajlarını tamamlayarak bölümünü üçüncü bitirdi. İş hayatında mekanik (ısıtma, havalandırma, sıhhi ve yangın) tesisat ve özellikle doğalgaz iç tesisat konularında çalıştı. Şuan İGDAŞ’ da Proje Mühendisi olarak çalışmaktadır.