

**KATMANLI KOMPOZİT PANELLERİN
DÖVÜNME BASINÇ YÜKÜNE CEVABI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Müh. Ömer EKSİK
(F895Y020)**

100580

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 1 Haziran 1999
Tezin Savunulduğu Tarih : 16 Haziran 1999**

**Tez Danışmanı : Prof. Dr. Abdi KÜKNER
Diğer Jüri Üyeleri Doç. Dr. Ömer BELİK
Doç Dr. Temel KOTİL**

Abdi Kükner
Ömer Belik
Temel Kotil

HAZİRAN 1999

ÖNSÖZ

Son yıllarda denizcilik alanında çeşitli tipte gemilerin (yatlar, can kurtarma botları, sürat tekneleri, karakol gemileri, mayın tarama gemileri) kompozit malzemeden inşa edilmesiyle birlikte bu yeni yapı elemanlarının maruz kalabilecekleri çeşitli yapısal yükler altındaki davranışlarının bilinmesi oldukça önem kazanmıştır. Özellikle söz konusu yapı elemanları dövünme basınç yükleri (slamming pressure) altında büyük hasarlar görebilmektedir. Bu nedenle dövünme basınç yüklerinin kompozit paneller üzerindeki etkilerinin araştırılması önemli bir konu haline gelmiştir. Tekne bünyesini oluşturan kompozit levhaların boyutlandırılması için dizayn aşamasında bu yüklerin etkilerinin önceden yaklaşık olarak tahmini gerekli olmaktadır.

Bu çalışmada beni yönlendiren Sayın Prof. Dr. Abdi KÜKNER'e teşekkür ederim. Ayrıca bu çalışmaya önemli katkılarından dolayı Sayın Doç. Dr. Ömer Belik, Sayın Doç. Dr. Temel KOTİL ve Yonca Teknik Tersanesi Sahiplerinden Dr. Ekber ONUK'a teşekkür ederim.

Ömer EKSİK

İstanbul, 01.06.1999

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ	ii
SEMBOL LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	viii
TABLO LİSTESİ	ix
ÖZET	x
SUMMARY	xii
1. GİRİŞ	1
1.1 Olay ve Önemi	1
1.2 Amaç ve Kapsam	2
2. KOMPOZİT YAPI MALZEMELERİ	3
2.1 Kompozit Malzemenin Tanımı	3
2.2 Kompozit Malzemenin Gelişimi	4
2.3 Kompozit Malzemenin Avantajları ve Dezavantajları	5
3. KOMPOZİT MALZEMELERİN YAPI BİLEŞENLERİ	7
3.1 Giriş	7
3.1.1 Kuvvetlendirici Fiberler	7
3.1.1.1 Cam Fiberleri	8
3.1.1.2 Grafit Fiberleri	8
3.1.1.3 Aramid Fiberleri	8
3.1.1.4 Karbon Fiberleri	8

3.1.2 Matrisler	9
3.1.2.1 Plastik Reçine Matrisler	9
3.1.2.1.1 Polyesterler	9
3.1.2.1.2 Vinylesterler	10
3.1.2.1.3 Epoksiler	10
3.1.2.2 Metal Matris Kompozitleri	11
3.1.2.3 Seramik Matris Kompozitleri	11
3.1.3 Çekirdek (Göbek) Malzemeleri	11
3.1.3.1 PVC Köpükler	12
3.1.3.2 Balsa	13
3.1.3.3 Balpeteği (Honeycomb)	13
3.1.4 Diğer Malzemeler	13
3.1.4.1 Katalizörler	14
3.1.4.2 Hızlandırıcılar	14
3.1.4.3 İnhibitörler	14
4. KOMPOZİT LEVHA DENKLEMLERİ	15
4.1 Giriş	15
4.2 Genel Hususlar	15
4.3 Yer Değiştirmeler	16
4.4 Birim Uzama-Yer Değiştirme İlişkileri	17
4.5 Gerime-Birim Uzama İlişkileri	17
4.6 Kuvvet ve Moment Bileşenleri	20
4.7 Lateral Yükler Altında Katmanlı Kompozit Levhaların Eğilmesi	22
4.8 Sınır Şartları	25

4.9 Dövmne Basınç Yükünün Hesaplanması	25
5. ÇÖZÜM YÖMTEMİ	28
5.1 Giriş	28
5.2 Navier Çözümü	28
5.3 Sonlu Elemanlar Yöntemi	30
5.4 ANSYS Sonlu Eleman Yazılımı	32
6. SAYISAL VE ANALİTİK SONUÇLAR	34
6.1 Giriş	34
6.2 Geometri ve Malzeme	34
6.3 Karakteristik Özellikleri Belli Bir Gemi İçin Dövmne Basınç Yük Hesabı	34
7. MAKSİMUM KIRILMA KRİTERİ	38
7.1 Giriş	38
7.2 Maksimum Gerilme Kriteri	38
7.3 Lateral Yüklü Kompozit Levhada Kırılma Analizi	39
8. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	43
KAYNAKLAR	44
EKLER	46
ÖZGEÇMİŞ	57

SEMBOL LİSTESİ

a, b	= levhanın boyutları
a_{cg}	= Geminin ağırlık merkezindeki düşey ivmesi
A	= Dövünme basınç yükünün etki ettiği alan
B_{wL}	= Geminin orta kesitindeki genişliği
E_1, E_2	= Young Modülü
E_f	= fiber elastisite modülü
f	= fiber yönelme açısının kosinü
G_{12}	= kayma modülü
G_f	= fiber kayma modülü
G_m	= matris kayma modülü
g_0	= yerçekimi ivmesi
g	= fiber yönelme açısının sinüsü
H_s	= Belli bir deniz durumu için ortalama dalga yüksekliği
h	= levha kalınlığı
h_k	= bir katmanın kalınlığı
k_l	= Gemi boy kesitine bağlı katsayı
k_v	= Gemi boy kesitine bağlı katsayı
L	= Geminin dikeyler arası boyu (m)

M_x, M_y, M_{xy}	= moment bileşikleri
m, n	= terim sayısı
N_x, N_y, N_{xy}	= normal kuvvet bileşikleri
P_{sl}	= dövünme basınç yükü
Q_{ij}	= katmanlı bir kompozit için elastik sabitler (i=1,2,6;j=1,2,6)
Q_x, Q_y	= Kesme kuvvetleri
$\bar{Q}_{ij}$	= katmanlı bir kompozit için elastik sabitler (i=1,2,6;j=1,2,6)
T_0	= Geminin tam yüklü su hattındaki draftı
u, v, w	= sırasıyla x,y ve z eksenleri yönündeki yer değiştirme bileşikleri
V	= Geminin belli bir deniz durumu için maksimum servis hızı
V_f	= fiber hacim oranı
V_m	= matris hacim oranı
β	= fiber yönelme açısı
β_{cg}	= Geminin ağırlık merkezindeki kalkım açısı
β_x	= Geminin enine kesitlerindeki kalkım açısı
$\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \varepsilon_{xy}^0$	= levhanın orta yüzeyinde meydana gelen birim uzamalar
ν	= Poisson oranı
ν_f	= fiber poisson oranı
ν_m	= matris poisson oranı
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_{xy}$	= levhada meydana gelen gerilmeler
Δ	= Geminin tam yüklü su hattındaki deplasmanı

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No :</u>
Şekil 3.1 Sandviç ve çekirdek malzeme yapısı	12
Şekil 3.2 Göbek malzemesi balpeteği olan sandviç yapı	13
Şekil 4.1 Dikdörtgen levhanın kartezyen koordinatlarda gösterilmesi	16
Şekil 4.2 Katman koordinat sistemi ve genel koordinat sistemi	18
Şekil 4.3 Fiber yönelme açıları $[0/90]$ olan katmanlı kompozit levha	22
Şekil 4.4 Lateral yük altında levhada meydana gelen kuvvet ve momentler	23
Şekil 4.5 Kompozit levhanın geometrisi	25
Şekil 4.6 Gemi boyu doğrultusunda k_l katsayısının değişimi	27
Şekil 4.7 Gemi boyu doğrultusunda k_v katsayısının değişimi	27
Şekil 5.1 Basit mesnet şartı için k_w ve k_m değerleri	29
Şekil 5.2 Ankastre mesnet şartı için k_w ve k_m değerle	30
Şekil 5.3 ANSYS yazılımındaki işlem kademesinin şematik halde gösterimi	33
Şekil 7.1 Tek katmanlı kevlar/epoxy kompozit malzemesinin kartezyen koordinatlarda gösterilmesi	40

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No:</u>
Tablo 3.1 Değişik tipteki fiberlerin mekanik özellikleri	9
Tablo 3.2 Değişik tipteki plastik reçine matrislerin mekanik özellikleri	10
Tablo 3.3 Yekpare bir malzemenin çekirdek malzemesi kullanılarak Sandviç yapıya dönüştürülmesiyle elde edilen tokluk ve Mukavemetteki artış	12
Tablo 6.1 Analitik ve sayısal analizlerde kullanılan katmanlı kompozit levha	35
Tablo 6.2 Gemi kesitlerindeki dövünme basınç yükü değeri	36
Tablo 6.3 Basit mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökme değeri	36
Tablo 6.4 Ankastre mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökme değeri	36
Tablo 6.5 Basit mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökmenin levha kalınlığına oranı	37
Tablo 6.6 Ankastre mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökmenin levha kalınlığına oranı	37
Tablo 7.1 Karbon/Epoxy malzemesinin asal yönlerdeki çekme, basma ve kayma mukavemetleri	39
Tablo 7.2 Basit mesnetli kompozit levhanın katmanlarında meydana gelen gerilmeler	40
Tablo 7.3 Ankastre mesnetli kompozit levhanın katmanlarında meydana gelen gerilmeler	41

ÖZET

Bu çalışmada kompozit malzemeden inşa edilmiş yüksek performanslı bir karakol gemisinin dip kaplamasını oluşturan kompozit panellerin dövünme basınç yükü (slamming pressure) altındaki statik davranışları teorik olarak araştırılmıştır. Teorik çalışma, kompozit panellerin kenarlarından ankastre ve basit olarak mesnetlendiği durumlar için yapılmıştır.

Kompozit panel gemi dip kaplamasının dövünme basınç yüküne en fazla maruz kaldığı 0.4L kesitinden seçilmiştir. Dövünme basınç yükü geminin belli bir deniz durumundaki servis hızı için Det Norske Veritas Klas Kuruluşu kuralları göz önüne alınarak hesaplanmıştır. Geminin dip yapısının boyutlandırılmasında önemli bir dizayn parametresi olan bu yük kompozit paneller üzerinde etkili olmakta ve hasarlara neden olabilmektedir. Dolayısıyla katmanlı kompozit panellerin dövünme basınç yüküne cevaplarının incelenmesi oldukça önemlidir.

Tezin ilk bölümünde, olay ve önemi anlatılmış ve bu çalışmanın amacı ve kapsamı açıklanmıştır.

İkinci bölümde, kompozit yapı malzemeleri tanıtılarak avantaj ve dezavantajları açıklanmıştır

Üçüncü bölümde, kompozit malzemelerin yapı bileşenleri hakkında bilgi verilmiştir.

Dördüncü bölümde, katmanlı kompozit levha için bünye denklemleri klasik ince plak teorisi çerçevesinde türetilmiştir. Bünye denklemleri kullanılarak lateral yüklü kompozit levha için denge denklemleri elde edilmiştir. Ayrıca bu bölümde problemin sınır şartları verilmiş ve levhaya etki eden dövünme basınç yükünün Det Norske Veritas kurallarına göre elde edilmesi anlatılmıştır.

Beşinci bölümde, lateral yüklü katmanlı kompozit levha için çıkarılan diferansiyel formdaki denge denklemlerinin çözümü için kullanılan metotlar açıklanmıştır.

Altıncı bölümde, problemin analitik ve sayısal çözümlerinden elde edilen sonuçlar verilmiş ve bu sonuçlar klas kuruluşlarının izin vermiş olduğu değerlerle karşılaştırılmıştır.

Yedinci bölümde, Maksimum Gerilme Kriterine göre kompozit levhayı oluşturan katmanlarda kırılma olup olmadığı incelenmiştir.

Son bölümde ise yapılan çalışmadan elde edilen sonuçlar genel olarak verilerek bu konu ile ilgili yapılacak ilerdeki çalışmalar hakkında öneriler sunulmuştur.



RESPONSE OF LAMINATED COMPOSITE PANELS SUBJECTED TO SLAMMING LOAD

SUMMARY

In this thesis, response of bottom structures of fast craft, subjected to slamming pressure are studied using approximate theoretical and numerical methods. Flat laminated composite panels are examined in the study. The panel has been chosen simply supported and also clamped edges at its all edges.

In the first chapter, the importance of effects of slamming pressure on the panel structures are discussed. In this chapter, composite panel applications are introduced.

In the second chapter, the history of composite materials and advantages and disadvantages of composite materials are presented. Composite materials are gaining an ever increasing role as a structural material in the worldwide construction industry, being used in a wide variety of applications, from consumer products, such as small pleasure boats, to aerospace. Composite material was used initially for boat construction shortly after World War II. Among the first were series of U.S Navy personnel boats. Since then the Navy has continued to rely heavily on composite material for construction of thousands of small boats from 4 m to 15 m in length including landing craft and whaleboats. The potential advantages of the composites over other materials are as follows:

- Ability to design the material according to the desired properties
- Resistance to environment, including corrosion, rusting and other forms of degradation
- Seamless construction
- Ability to orient fiber strength
- Ability to mold complex shape
- Excellent weight-strength characteristic
- Low maintenance and ease of repair.
- Excellent durability and long life for components

Evaluation of composite laminates for structural applications requires an understanding of the characteristics of resin and fibre constituents in relation to mechanical properties, durability under a range of environmental conditions, fabricability and cost. The propose of the third chapter is to summarize the properties of fibres and resins commonly used in marine structures.

In the fourth chapter, linear static equations of the rectangular laminated composite panels are derived. The governing equations are classified in three sets:

- i. Strain displacement relation
- ii. Stress strain relation
- iii. Equilibrium equation of laminated composite panel subjected to slamming pressure.

These equations together with assumption upon which they are based, form a theory of thin elastic plate. Theory of thin elastic plate is based upon the following postulates:

- The plate is thin.
- The transverse normal stress is negligible.
- Normals to the reference surface of the plate remain normal to it and under go no change in length during deformation.

In addition, some assumptions are used for laminated composite panel

1. It is assumed that laminate thickness is small compared to its lateral dimensions.
2. Since the laminate thickness is small, stress acting on the interlaminar planes in the interior of the laminate that is, away from the free edges are negligibly small.
3. There exists a perfect bond between any two laminae are not capable of sliding over each other and there are continuous displacements across the bond.

Equation of equilibrium are derived for laminated composite panel subjected to slamming pressure.

$$D_x \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2H \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_y \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = q(x, y) \quad (1)$$

with the following boundary condition:

a) Panel with simply supported edges:

$$\begin{aligned} w = 0 \quad \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0 \quad \text{for } x=0 \text{ and } x = a \\ w = 0 \quad \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \quad \text{for } y=0 \text{ and } y = b \end{aligned} \quad (2)$$

b) Panel with clamped edges:

$$\begin{aligned} w = 0 \quad \frac{\partial w}{\partial x} = 0 \quad \text{for } x=0 \text{ and } x = a \\ w = 0 \quad \frac{\partial w}{\partial y} = 0 \quad \text{for } y=0 \text{ and } y = b \end{aligned} \quad (3)$$

The slamming pressure on the laminated composite panel located of the 0.4 L from the stern of the patrol boat has been calculated with respect to Det Norske Veritas Classification Society . It is assumed that slamming pressure will, when applied as a uniformly distributed static load, cause the same deflection and stress as the dynamic load that actually exist.

In the fifth chapter, approximate theoretical and numerical method for analysis of laminated composite panel subjected to slamming pressure are presented

In the sixth chapter, the theoretical and numerical results are presented. Slamming pressure on the laminated composite panel computed from the Det Norske Veritas rule, has been used in the analytical and numerical computations. The analytical solutions for maximum deflection under slamming pressure on the laminated composite panel has been compared with the numerical results obtained from the ANSYS finite element software.

The results of the computation of maximum deflection on the laminated composite panel, show very well agreement with the numerical results. Also values of the results are reliable according to the Det Norske Veritas allowable deflections.

One of the most important feature of composite material is freedom for the structural designer to “compose” the material and the modify the composition in the structure to meet varying strength and stiffness requirements. It is therefore essential that during the preperation of specifications all the strength and stiffness requirement related to the design loads and appropriate failure mechanisms. In the seventh chapter, failure analysis is made for laminated composite panel according to the Maximum Stress Criteria.

The effect of different laminate dimensions, material and boundary condition on the static response of the laminated composite panel can be examined. These will be the topics of future studies.



1. GİRİŞ

Bu çalışmada kenarlarından ankastre ve basit olarak mesnetlenmiş katmanlı kompozit levhaların dövünme basınç yüküne cevabı analitik ve sayısal olarak incelenmiştir. Analitik çalışmalarda problemin matematiksel modeli kurulmuş ve Navier yöntemi ile çözülmüştür. Sayısal çözüm için ANSYS sonlu elemanlar yazılımı kullanılmıştır. Basınç yükünün panel üzerinde düzgün yayılı olduğu göz önüne alınmıştır. Bu bölümün ilk kısmında olay ve önemi anlatılmış, ikinci kısımda bu çalışmanın amacı ve kapsamı açıklanmıştır.

1.1 Olay ve Önemi

Teknolojik gelişmelerin büyük bir çoğunluğunda olduğu gibi kompozit malzemelerin de gelişmesi ilk olarak savunma amaçlıdır. Günümüzde savunmanın temel araçları denizcilik alanında da çeşitli tipte gemilerin (yüksek performanslı karakol gemisi, mayın tarama gemisi) performanslarını yükseltebilmek, konvansiyonel malzemelerin kısıtlayıcı etkisini ortadan kaldırabilmek ancak kompozit malzemelerin gelişmesi ile mümkün olmuştur. Kompozit malzemelerin sivil ve ticari gemilerde (yatlar, can kurtarma botları, sürat tekneleri, çok amaçlı araştırma gemileri) kullanılması askeri amaçlı gemilerde olduğu gibi yapısal hafifliğe ve güç yüklemesinin artmasına neden olmuştur.

Bunun yanında daha genel olarak kompozit malzemenin tanımından da çıkarılacağı gibi dayanım, kırılma tokluğu, yorulma dayanımı, aşınma dayanımı, estetik görünüm, ağırlık, ısı yalıtkanlık, rijitlik gibi yapıda var olması istenen özelliklerin kompozit malzemelerle, konvansiyonel malzemelerden daha iyi elde edilebileceğini söyleyebiliriz.

Bu denli öneme haiz olan kompozit malzemelerin tanınması ve maruz kalabilecekleri çeşitli yapısal yükler altındaki davranışlarının bilinmesi oldukça önem kazanmıştır. Özellikle söz konusu yapı elemanlarının dövünme basınç yükü (slamming

pressure) altında büyük hasarlar görebilmektedir. . Bu nedenle dövünme basınç yüklerinin kompozit paneller üzerindeki etkilerinin araştırılması önemli bir konu haline gelmiştir. Tekne bünyesini oluşturan kompozit levhaların boyutlandırılması için dizayn aşamasında bu yüklerin etkilerinin önceden yaklaşık olarak tahmini gerekli olmaktadır.

1.2 Amaç ve Kapsam

Bu çalışmada kompozit malzemeden inşa edilmiş yüksek performanslı bir karakol gemisinin dip yapısının boyutlandırılmasında önemli bir parametre olan dövünme basınç yükünün, fiber yönelme açıları 0/90 ve orta düzlemine göre simetrik olarak yerleştirilmiş katmanlardan meydana gelen kompozit levha üzerindeki etkileri analitik ve sayısal yöntemlerle incelenerek elde edilen sonuçların birbirleri ile ve klas kuruluşlarınca verilen değerlerle ne kadar uyumlu olduğunun gösterilmesi hedeflenmiştir.

Bu çalışmada dövünme basınç yüküne maruz katmanlı kompozit levhanın tüm kenarlarından basit ve ankastre olarak mesnetlendiği durumlar için statik davranışları analitik ve sayısal olarak incelenmiştir. Dövünme basınç yükü geminin belli bir deniz durumundaki servis hızı için Det Norske Veritas Klas Kuruluşu kuralları göz önüne alınarak hesaplanmıştır. Kullanılan kompozit levhaların malzemesi karbon/epoxy olarak seçilmiştir. Analitik çalışmada klasik ince plak teorisi kullanılarak kompozit malzemenin bünye denklemleri türetilmiştir. Bünye denklemleri kullanılarak lateral yüklü kompozit levha için denge denklemleri elde edilmiştir. Matematik modelin çözümü için Navier yönteminden faydalanılmıştır. Ayrıca olay ANSYS sonlu elemanlar yazılımı kullanılarak modellenmiştir ve çözülmüştür.

2. KOMPOZİT YAPI MALZEMELERİ

2.1 Kompozit Malzeme Tanımı

Kompozit malzeme tanımı çok geniş kapsamlı bir kavram olduğundan değişik kişilerce farklı olarak tanımlanmaktadır. Bu tanımların her birinin kompozit malzemenin bir veya birkaç yönünün esas alınarak yapıldığı görülmektedir. Bunların bazıları şunlardır :

- Birbirinin zayıf yönünü düzelterek üstün özellikleri elde etmek amacıyla bir araya getirilmiş değişik fazlardan oluşan malzeme sistemine kompozit malzeme denir.
- Kompozit, birden fazla esaslı malzemenin belirli bir amaç için uniform/tam karışmış olmayan, ancak belirli bir düzen içinde birlikte kullanıldığı yapıya denir.
- Kompozit malzeme, form ve/veya malzeme kompozisyonu olarak farklı olan iki veya daha fazla makro bileşenin karışımı veya bileşiminden oluşan ve esas olarak birbirinin içinde çözülebilir olmayan malzeme sistemidir.
- Kompozit malzeme, başlangıç malzemelerinin fiziksel özelliklerinden farklı, çok fazlı bir sistem elde etmek için iki veya daha fazla malzemenin fiziksel olarak bileşiminden oluşan katı maddedir.
- Aynı yada farklı gruplardan (metal, seramik, plastik) iki yada daha fazla malzemenin uygun olan özelliklerini tek bir malzemede toplamak, ya da yeni bir özellik ortaya çıkarmak amacıyla makro düzeyde birleştirilmesi ile oluşturulan malzemeler kompozit olarak adlandırılır.

Tüm bu tanımlar göz önünde bulundurularak, daha geniş kapsamlı ve hepsinin önemli özelliklerini toplayarak, aşağıdaki kompozit malzeme tanımına ulaşılabilir.

Birbirinin zayıf yönünü tamamlayarak üstün özellikler elde etmek amacıyla, iki veya daha fazla bileşenin karışımı veya bileşiminden oluşan, pratik olarak birbiri içinde çözünmeyen ve başlangıç malzemelerinin fiziksel özelliklerinden farklı özellikler taşıyan makro düzeydeki malzeme sistemine *kompozit malzeme* denir [9].

2.2 Kompozit Malzemenin Gelişimi

Kompozitlerin temel ilkeleri, insanların belli malzeme kombinasyonlarının özel koşullar altında avantajlı durumları ile tanışmalarından beri yüzyıllardır kullanılmaktadır. Çamur ve kil yüzyıllar boyu duvar yapımında kullanılmıştır. Çamur içine karıştırılan saman ipleri ilk kompozit malzemeye iyi bir örnektir.

Günümüzde ise kompozit malzeme türleri hızla çoğalmaktadır. Kompozit malzeme üretiminin bilinçli olarak ele alınması ve bilimsel çalışmalarla yeni malzemelerin geliştirilmesi ancak 1940'lı yıllarda plastik kökenli yapıştırıcıların gelişmesi ile olmuştur. Malzemelere değişik özellikler katan polimer kökenli yapıştırıcılar, farklı ya da aynı malzemelerin bir araya gelebilmesine olanak vermiş, kompozit malzemenin oluşumuna öncülük etmiştir. Cam takviyeli plastiklerin (CTP) kullanımı da bu gelişimden sonra başlamıştır. Radar anten çanakları, önemli ilk uygulamalara örnek olarak gösterilmektedir. Cam takviyeli plastikler elektro manyetik geçirgenlik, hafiflik, atmosfer koşullarına dayanıklılık ve mekanik özellikleri ile bu amaç için kullanabilecek en uygun malzeme olmuştur. Denizcilik alanında ise ilk CTP tekne İkinci Dünya savaşından sonra Amerika'da yapılmıştır. Daha sonra boyları 4 m ile 15 m arasında değişen çeşitli tipte tekneler yapılmasında kompozit malzeme kullanılmıştır. Türkiye'de ilk CTP araba 1967'de Otosan firması tarafından Anadol marka olarak yapılmıştır.

1950'lerde ise uçak pervaneleri kompozit malzemedan yapılmaya başlanmıştır. Bugün ise kompozit malzeme kullanımının uçak endüstrisinde %30'a varan oranlara ulaştığı görülmektedir. Bunlara örnek olarak metal takviyeli metal (MTM) kompozitlerde boron fiberleri kullanılır. Gaz türbinleri gibi yüksek ısıda üstün mukavemet gerektiren yerlerde alüminyum oksit matris içinde boron fiberleri kullanılır.

Malzemelerin iç yapısının analitik olarak incelenmesi geliştirildikçe daha pek çok malzemeyi kombine etme olasılıkları ortaya çıkmaktadır. Kompozit malzeme ile beraber ilk gelişmeler; statik ve dinamik mukavemetlerde ve yüksek sıcaklığa karşı dayanıklılıkta olmuştur. Gelecekte manyetik ve elektrik özelliklerinde benzer gelişmeler olabilmesi için çalışılmaktadır [7].

2.3 Kompozit Malzemelerin Avantajları ve Dezavantajları

Yüksek teknoloji malzemeleri olarak bilinen ve bilmen uygulama alanları giderek artan kompozit malzemelerin değişik uygulamalarda belirli özelliklere sahip olması istenir. Bunlar; çekme, basma, eğme, akma, yorulma, mukavemet, sertlik, tokluk, rijitlik, aşınma direnci gibi mekanik özellikler, elektriksel iletkenlik/yalıtkanlık manyetik özellikler yoğunluk v.b. fiziksel özelliklerle, karalılık, korozyon direnci gibi kimyasal özelliklerdir.

Malzeme seçimi ve dizaynında önem kazanan ve değişik tekniklerle ölçülebilen bu özelliklerin yanı sıra malzemenin birim maliyeti, kolay bulunabilirlik, işlenebilme ve şekillendirebilme gibi diğer faktörler de her zaman göz önünde bulundurulması gereken faktörlerdir. Bu faktörler göz önüne alınarak kompozit malzemenin avantaj ve dezavantajlarını aşağıdaki gibi sıralayabiliriz.

- Aynı ağırlıktaki metallere oranla mukavemetlerinin çok yüksek olması,
- Hafif olmaları (%25 - %45 daha hafif)
- Yeni tasarım esneklikleri sunması,
- Korozyona karşı dayanıklı olması,
- Aşınmaya karşı dirençli olması,
- Düşük ısı geçirgenliği
- Spesifik çekme dayanımlarının çelik ve alüminyumda 4-6 kat fazla olması,
- Sertliğin yoğunluğuna oranının, çelik ve alüminyumdan 3.5-5 kat fazla olması,
- Yorulma dayanım limitlerinin metallere oranla çok fazla olması,
- Darbeyi soğurma enerjilerinin metallere oranla önemli ölçüde fazla olması,
- Bağlantı elemanlarının diğer malzemelerdekine oranla daha az kullanılması sonucu, bu elemanlardan kaynaklanan yapısal zayıflıkları en aza indirmesi

Kompozit malzemelerin dezavantajları ise :

- Kompoziti oluşturan her bir bileşenin olumlu/olumsuz tüm özellikleri nihai parçaya yansır (anizotropik).
- Ham malzemesi pahalıdır, ancak bağlantı elemanları sayısındaki azalış, ağırlıktaki düşüş dikkate alındığında toplam maliyette bir düşme görülmektedir.
- Kompozit malzeme üretiminde çok iyi yetişmiş eleman ihtiyacının bulunması.



3. KOMPOZİT MALZEMELERİN YAPI BİLEŞENLERİ

3.1 Giriş

Yapı malzemelerinin, günümüz gereksinimlerini karşılamakta yetersiz kalışı nedeniyle ihtiyaç duyulan kompozit malzemeler “matris” denilen sürekli faz ile ana matris içinde özel mukavemet sağlanması istenen yerlerde/yönlerde kuvvetlendirici fiberlerden oluşur. Matrisin başlıca görevleri kuvvetleri fiberlere iletmek ve bu fiberleri ortamın etkisinden korumak ve kompozitin tokluğunu arttırmaktır.

Kompozit özelliklerinin belirlenmesinde matris ve fiberlerin mekanik özellikleri parça büyüklükleri ve şekilleri, vb. bir çok parametre önemli rol oynar.

Kompozitlerde kullanılan malzemeleri:

1. Kuvvetlendirici fiberler,
2. Matris malzeme
3. Çekirdek (Core) malzemeleri
4. Diğer malzemeler (katalizörler, hızlandırıcılar ve inhibitörler) olmak üzere dört gruba ayırabiliriz.

3.1.1 Kuvvetlendirici Fiberler

Ana matrisin içersinde özel mukavemet sağlaması istenen yerlerde ve yönlerde bu amaçla kuvvetlendirici fiberler kullanılır. Kuvvetlendirici fiberleri aşağıdaki gibi sınıflandırabiliriz.

1. Cam Fiberleri
2. Grafit Fiberleri
3. Aramid Fiberleri
4. Karbon fiberleri

Tablo 3.1’de değişik tipteki fiberlerin mekanik özellikleri verilmiştir.

3.1.1.1 Cam Fiberleri

Cam PMC (Polimer Matris Kompozitleri)'lerde en çok kullanılan fiberlerdir. Avantajları yüksek mukavemet, düşük maliyet, yüksek kimyasal direnç ve iyi yalıtım özellikleridir. Dezavantaj olarak ise polimere karşı gösterdiği zayıf uyum, düşük elastik özellikler, yüksek özgül ağırlık ve düşük yorulma mukavemeti gösterilebilir. Belli başlı tipleri E-cam ve S-camdır. Buradaki S yüksek oranda slika içeren bir fiberle karşı karşıya olduğumuzu belirtir. E-cam ise fiberglas anlamına gelmektedir.

3.1.1.2 Grafit Fiberleri

Grafit fiberleri havacılık gibi yüksek mukavemet gerektiren alanlarda oldukça fazla kullanılmaktadır. Grafit fiberlerinin en önemli avantajları yüksek mukavemet modülleri, düşük termal genleşme katsayıları ve yüksek yorulma mukavemetlerinin olmasıdır. Ancak bu malzeme oldukça pahalıdır. Ayrıca düşük darbe direnci ve yüksek elektrik iletkenliği bu malzemenin zayıf yanlarıdır.

3.1.1.3 Aramid Fiberleri

Aramid fiberleri aromatik organik bileşiklerdir. Yapıları karbon, hidrojen, oksijen ve azottur. Düşük yoğunluk, yüksek gerilme mukavemeti, düşük fiyat ve yüksek darbe direnci vardır. Ancak basma gerilmesine karşı dayanıklı değildir.

En çok bilinen aramid fiberleri Kevlar 29 ve Kevlar 49'dur. Bu iki tip kevlar da yaklaşık aynı özgül mukavemete sahiptirler. Ancak Kevlar 49'un daha yüksek bir özgül tokluğu vardır. Kevlar 29 genellikle kurşun geçirmez yeleklerde kullanılırken Kevlar 49 denizcilik, havacılık ve hatta uzay araştırmaları gibi yüksek teknolojinin var olduğu yerlerde kullanılmaktadır.

3.1.1.4 Karbon Fiberleri

Mukavemet olarak cam ve aramid elyaflardan çok daha üstün özellikler taşırlar. Darbelerin yutulması ve çok düşük ağırlıkla rijitlik sağlamak amacı ile kullanılırlar. Düşük uzama seviyeleri ve kırılganlıkları başlarda problem olmuşsa da günümüzdeki yüksek uzama karbon elyaflarının bulunması ile bu problemler ortadan kalkmıştır. Plastik matris içinde ıslanabilme özellikleri oldukça iyidir.

Tablo 3.1 Değişik tipteki fiberlerin mekanik özellikleri

Fiber Türü	Spesifik yoğunluk	Elastisite Modülü (Gpa)	Poisson Oranı	Çekme Gerilmesi (Gpa)
E-Glass	2.55	72.0	0.20	3.0
HS Carbon (Thomel T-40)	1.74	88.0	-	1.4
HS Carbon (Thomel T-700)	1.81	297.0	-	1.8
HM Carbon (P-75S)	2.0	520.0	-	0.4
HM Carbon (P-12S)	2.18	826.0	-	0.3
Aramid (Kevlar 49)	1.49	124.0	-	2.5

3.1.2 Matrisler

İçine yerleştirilmiş kuvvetlendirici fiberleri katılaştığında belli bir formda tutacak ve toplam mukavemette görev üstlenecek uniform dolguya *matris* denir. Yapıları itibari ile matrisleri aşağıdaki gibi sınıflandırabiliriz.

1. Plastik reçine matrisleri
2. Metal matrisleri
3. Seramik matrisleri

3.1.2.1 Plastik Reçine Matrisler

Plastik matrisler içindeki solvent buharlaşması, kimyasal polimerizasyon veya soğuyup katılaşarak setleşen tiplerde olur. Başlıca plastik reçine matrisleri:

1. Polyesterler
2. Vinylesterler
3. Epoksiler'dir

Tablo 3.2'de değişik tipteki plastik reçine matrislerin mekanik özellikleri verilmiştir.

3.1.2.1.1 Polyesterler

Reçine matrislerin bilinen en eskilerinden ve en çok kullanılanıdır. Polyester matrislerinin en büyük avantajı fiyatının ucuz olmasıdır. Sertleşmesi egzoterm kimyasal bir polimerizasyon sonucu olur. Polyesterin saf halde korozyif elementlere ve suya mukavemeti çok iyi değildir. İmalatta çalışma süresi 30-40 dakika ile sınırlıdır. Bu süreyi uzatmak için çeşitli inhibitörler kullanılabilir. Ancak reaksiyon egzoterm özelliği ve hızının güç kontrol edilebilmesi vakum altında imalatta çok büyük zorluklar getirir.

3.1.2.1.2 Vinylesterler

Polyesterden sonra bulunmuş bir matris tipidir. Sertleşmesi egzoterm kimyasal bir polimerizasyon sonucu olur. Vinylesterler su ve koroziyflere karşı yüksek dirence sahiptirler. Polimerizasyon çeşitli inhibitörler sayesinde 10-12 saate kadar uzatılabilir. Bu sayede büyük yüzeylerde vakum tatbikatı yapılabilir.

3.1.2.1.3 Epoksiller

Epoksi reçineler en çok kullanılanıdır. Epoksi reçinelerde polyester ve vinylester gibi egzoterm kimyasal bir polimerizasyon sonucu sertleşir. İmalatta çalışma süresi oda sıcaklığında 15 saat civarındadır. Epoksi reçineler karışımı yapılmış halde soğuk ortamlarda (0° altında) iki aya kadar muhafaza edilebilir. Bu özellik prepreg (pre-empregne=önceden reçineyle ıslatılmış kuvvetlendirici fiberler) sistemlerinde kullanılmasına imkan tanımaktadır. Prepreg tipi sistemlerde polimerizasyon yüksek ısı (75-180 °C) altında başlatılır ve sonuçlandırılır. Epoksi reçineler diğerlerinden daha pahalı olmasına rağmen en çok kullanılan matris malzemedir çünkü :

- Yüksek mukavemet
- Düşük viskozite sayesinde fiberlere daha iyi nüfus etme ve daha homojen olarak yayılma
- Düşük küçülme katsayısı ve dolayısı ile epoksi ile içindeki takviye malzeme arasından gerilme oluşmaması

gibi üstün mekanik özelliklere sahiptir.

Tablo 3.2 Değişik tipteki plastik reçine matrislerin mekanik özellikleri

Matris Türü	Spesifik yoğunluk	Elastisite Modülü (Gpa)	Poisson Oranı	Çekme Gerilmesi (Mpa)	Basma Gerilmesi (Mpa)
Polyester (Orthophthalic)	1.23	3.2	0.36	65	130
Polyester (isophthalic)	1.21	3.6	0.36	60	130
Vinyl ester (Derekane 411-45)	1.12	3.4	-	83	120
Epoxy (DGEBA)	1.2	3.0	0.37	85	130
Phenolic	1.15	3.0	-	50	-

3.1.2.2 Metal Matris Kompozitleri

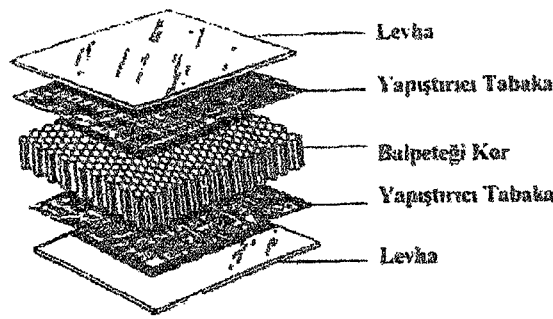
Metal matrisleri kompozitleri adından da anlaşılacağı gibi matris olarak metal kullanılan malzemelerdir. Matris olarak genellikle alüminyum, magnezyum ve titanyum kullanılır. Fiber olarak da boron, karbon, silikon ve karbid kullanılır. Metaller genel olarak bazı özelliklerini arttırmak veya azaltmak için fiberlerle takviye edilirler. Örneğin elastiklik direnci ve mukavemeti artırılırken, termal genleşme ve elektrik iletkenliği gibi özelliklerin azaltılması istenir. Metal matris kompozitlerinin yekpare metallere göre yüksek mukavemet, düşük yoğunluk, ve yüksek çalışma sıcaklıkları gibi avantajları vardır. Ayrıca polimer matrisli kompozitlerden daha iyi elastik özellikleri, neme karşı dirençleri vardır. Ancak daha yoğunlardır ve üretimleri daha yüksek ısılarda yapılmalıdır.

3.1.2.3 Seramik Matris Kompozitleri

Seramik matris kompozitlerinde alümina, kalsiyum alümina silikat gibi matrisler karbon veya silikon karbid gibi fiberlerle takviye edilmişlerdir. Seramik matris kompozitleri yüksek mukavemet, kimyasal direnç ve düşük yoğunluk gibi avantajlara sahiptir. Ancak en önemli avantajları polimerlerden beş, metallerden iki kat daha fazla olan çalışma sıcaklıklarıdır. Bu yüzden yüksek ısılar altında çalışacak malzeme olarak genellikle seramik kompozitler seçilir. Ancak seramikler kendi başlarına kırılgan bir yapıya sahiptirler. Darbe durumunda kolayca kırılırlar. Silikon karbidle takviye edilen seramiklerin kırılganlıkları azalır.

3.1.3 Çekirdek (Göbek) Malzemeleri

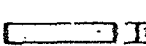
Çekirdek, sandviç yapılarda fiber matris sisteminden oluşan iki deri (skin) arasına mukavemetini arttırmak üzere yerleştirilen bir malzemedir. Tipik bir sandviç ve çekirdek malzeme yapısı aşağıda Şekil 3.1’de gösterilmiştir. Çekirdek, yüzey malzemesinden en az üç veya 4 kat daha kalındır.



Şekil 3.1 Sandviç ve çekirdek malzeme yapısı

Yekpare bir malzemenin çekirdek malzemesi kullanılarak sandviç yapıya dönüştürülmesiyle elde edilen tokluk ve mukavemetteki artış Tablo 3.1’de gösterilmiştir. Burada seçilen sandviç yapının yüzeyinin kalınlığı tek laminat kalınlığının yarısı olarak alınmıştır. Görüldüğü gibi iki yarı kalınlıktaki yüzey malzemesinin arasına döşenen çekirdek malzemeyle çok az bir ağırlık artışına rağmen kayda değer bir mukavemet ve tokluk artışı sağlanmıştır. Aşağıda çekirdek malzeme olarak kullanılan malzemeler anlatılmıştır.

Tablo 3.3 Yekpare bir malzemenin çekirdek malzemesi kullanılarak sandviç yapıya dönüştürülmesiyle elde edilen tokluk ve mukavemetteki artış

			
İzafi Rijitlik	1	7.0	37.0
İzafi Mukavemet	1	3.5	9.2
İzafi Ağırlık	1	1.03	1.06

3.1.3.1 PVC Köpükler

PVC köpükler çok kullanılan bir çekirdek malzemesidir. Rutubet/su absorpsiyonu direnci iyidir. $40-300 \text{ kg/m}^3$ yoğunluklarda bulunabilir. Yapılarına göre kırılğan, mukavemet özellikleri bozulmadan deformasyon kabul edebilen, yüksek ısı dirençli tipleri vardır

3.1.3.2 Balsa

Hafif balsa ağacı, fiberleri deriye dik gelecek şekilde (endgrain) kesilerek çekirdek olarak kullanılır. Balsa çekirdekli sandviçler çok iyi bir rijitlik sağlarlar. Ancak kırılmaları ani ve büyük boyutlu (catastrophic failure) olur. Nispeten yüksek yoğunluğu ise PVC köpük gibi geniş bir seçim şansı vermez.

3.1.3.3 Bal Peteği (Honeycomb)

Bal peteği metalik veya kompozit esaslı olabilir. Metalik bal peteği çok ince alüminyumdan, kompozit bal peteği ise naylon, aramid fiberleri ve epoksi ve fenolik reçinelerden yapılırlar. Ateşe dayanıklı nomex en popüler bal petek sistemlerinden biridir. Bal petek sistemlerinin dış derilere yapıştırılması oldukça zor ama üstün mukavemet/ağırlık oranları sağlayan çekirdek yapıları oluştururlar. Şekil 3.2’de göbek malzemesi bal peteği olan sandviç yapı gösterilmiştir.



Şekil 3.2 Göbek malzemesi bal peteği olan sandviç yapı

3.1.4 Diğer Malzemeler

Kompozitlerde kullanılan diğer malzemeleri aşağıdaki gibi sınıflandırabiliriz.

1. Katalizörler
2. Hızlandırıcılar
3. İnhibitörler

3.1.4.1 Katalizörler

Katalizörler polyesterlere katılarak onların polimerleşmelerine ve sertleşmelerine sebep olan pasta veya sıvı kıvamındaki maddelerdir. Yaklaşık olarak reçinenin ağırlıkça %1-2 si kadar katalizör kullanılır. Eğer bir polyester katalize edilmişse kullanılması gerekir ve katalizörün cinsiyle miktarı polyesterin katılma hızını ve özelliğini belirler.

3.1.4.2 Hızlandırıcılar

Hızlandırıcılar genellikle polyestere katılmayı oda sıcaklığında oluşturabilmek için katılan maddelerdir. Bunlar katalizörlerle beraber uygulanarak katılmanın başlamasına ve ısı uygulanmadan tamamlanmasına yararlar .Kobalt naptanat ve dimetil anilin en sık kullanılanıdır. Ancak hızlandırıcılar ve katalizörler sadece belli durumlarda ve cinslerde beraber kullanılabilirler.

3.1.4.3 İnhibitörler

Polyester polimeri monomer içinde çözöldüğü zaman oda sıcaklığında katalizör olmaksızın jelleşmeye başlar. Bu sorunu çözmek ve polyestere uygun bir ömür kazandırmak için bir inhibitör katılır. İnhibitörler genellikle yavaşlatıcı maddelerdir. Bu sayede kimyasal polimerizasyon prosesinin süresini uzatırlar.

4. KOMPOZİT LEVHA DENKLEMLERİ

4.1 Giriş

Kompozit malzemeden inşa edilmiş tekne bünyesi ince levhaların birleştirilmesinden meydana gelen stifnerlerle takviye edilmiş bir kabuk sistemidir. Bu kabuğun stifnerlerle arasında kalan eğriliği gayet az olduğundan ince dikdörtgen levha gibi incelenmesi yoluna gidilmiştir. Bu bölümün ilk kısmında levha için yapılan kabuller anlatılmıştır. Kısım 4.3'de levhanın yer değiştirme bağıntılarının elde edilmesinde yapılan kabuller anlatılmış ve yer değiştirme denklemleri elde edilmiştir. Birim uzama ve yer değiştirme ilişkileri Kısım 4.4'de verilmiştir. Kısım 4.5'de katmanlı kompozitler için yapılan kabuller anlatılmış ve gerilme-birim uzama ilişkileri verilmiştir. Kısım 4.6'da katmanlı kompozitlerin gerilme ve moment bileşenleri verilmiştir. Lateral yüklü kompozit levha için diferansiyel formdaki denge denklemi Kısım 4.7'de elde edilmiştir. Kısım 4.8'de problemin sınır şartları verilmiş son kısımda ise levhaya etki eden dövünme basınç kuvvetinin elde edilmesi anlatılmıştır.

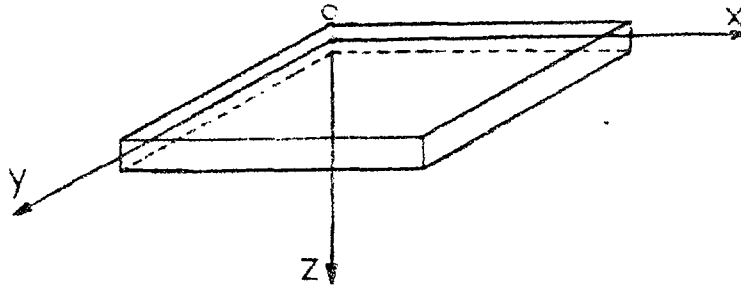
4.2 Genel Hususlar

Tekne bünyesini oluşturan levhalarının kalınlığı ile diğer boyutları arasındaki oran belli bir değerin altında kalmaktadır. Levha kalınlığı h ile diğer boyutları (en, boy, eğrilik yarıçapı) arasında onda bir veya daha düşük bir oran değeri söz konusu ise bu tip levhalara ince levha denilir. Levhanın ince kabul edilmesi levha denklemlerinin çıkarılmasında bazı basitleştirme kabullerine imkan sağlamaktadır. Klasik ince plak teorisine göre sehimler levhanın h kalınlığına göre küçükse aşağıdaki kabuller yapılabilir [6]:

1. Orta düzlemin normalleri eğilmeden sonra da orta yüzeye normal kalır ve birim normal vektörün uzunluğunda değişme olmaz.
2. σ_z gerilmesi diğer gerilmelere nazaran küçüktür ve gerilme-birim uzama ilişkilerinde ihmal edilir.

3. Levhanın orta düzlemi hiçbir uzamaya maruz kalmaz.

Bu kabuller için şu açıklamalar yapılabilir; İncelik kabulü (sehimler levhanın h kalınlığına göre küçük) tüm kabuller için ilk ve esas basamağı oluşturur. Normalin korunumu varsayımı referans yüzeye normal yöndeki birim uzama bileşenlerinin ihmal edildiğini gösterir. Dolayısıyla normal yöndeki gerilme sıfır olmaktadır. Bu çalışmada söz konusu olan dikdörtgen levha ve koordinat sistemi Şekil 4.1’de gösterilmektedir.



Şekil 4.1 Dikdörtgen levhanın kartezyen koordinatlarda gösterilmesi

4.3 Yer Değiştirmeler

Lateral yükler altındaki katmanlı kompozit levhada için yer değiştirmeler, levhanın orta düzleminde uzama olmayacağı kabulü göz önüne alınarak aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$u(x,y) = -z \frac{\partial w}{\partial x} \quad (4.1)$$

$$v(x,y) = -z \frac{\partial w}{\partial y} \quad (4.2)$$

$$w = z \quad (4.3)$$

Burada u,v ve w sırasıyla x,y ve z yönündeki yer değiştirmeleri; x,y ve z kartezyen koordinatları göstermektedir.

4.4 Birim Uzama-Yer Değiştirme İlişkileri

Birim uzamalar ve kayma açısı tariften aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (4.4)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (4.5)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (4.6)$$

(4.1) ve (4.2) ifadeleri yukarıda denklem (4.4), (4.5) ve (4.6)'da yerine konursa birim uzama-yer değiştirme ilişkileri, dikdörtgen levhalar için kartezyen koordinatlarda aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= -z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ \varepsilon_y &= -z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ \varepsilon_{xy} &= -2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{aligned} \quad (4.7)$$

4.5 Gerilme-Birim Uzama İlişkileri

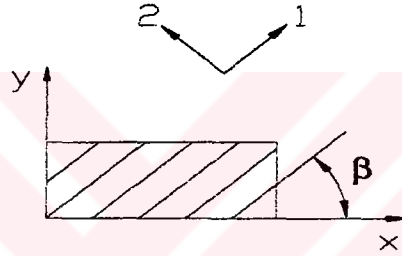
Bu çalışmada kompozit katmanları için bazı kabuller yapılmıştır. Bu kabuller şu şekilde sıralanabilir:

- i. Katman kalınlığı diğer boyutlara göre çok küçük olduğundan ince plak teorisi kullanılmaktadır ve serbest kenarlardan uzakta katman içinde katmanlar arası düzleme etki eden gerilmeler ihmal edilecek kadar küçüktür.
- ii. İki katman arasında mükemmel bir yapıştırma olduğu kabul edilmiştir. Böylelikle iki katman birbiri üzerinde kayma yapamaz ve yapışma bölgesi içinde yer değiştirmeler sürekli.

Kompozit malzeme için düzlem gerilme halinde gerilme-birim uzama ilişkileri aşağıdaki gibi matris formunda yazılabilir [1]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

Burada $\bar{Q}_{ij}$ katmanlı kompozitin dönüşüm yapılmış indirgenmiş katılık matrisidir. $\bar{Q}_{ij}$ indirgenmiş katılık matrisi Q_{ij} 'nin koordinat eksenlerine göre dönüşümünden elde edilir. Burada Q_{ij} katmanın fiber yönü ve ona dik yöndeki özelliklerini göstermektedir. Şekil 4.2'de görülen 1-2 sisteminin özelliklerinin, x-y sisteminde elde edilebilmesi için dönüşüm matrisi kullanılarak dönüşüm yapılır.



Şekil 4.2 Katman koordinat sistemi ve genel koordinat sistemi

Burada 1 ve 2 sırasıyla elyaf yönü ve ona dik yönü; x ve y genel koordinat eksenlerini göstermektedir. β elyaf yönelme açısını gösterir. Dönüşüm matrisi kullanılarak elde edilen $\bar{Q}_{ij}$ ile Q_{ij} arasındaki ilişki aşağıda verilmiştir :

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}f^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})f^2g^2 + Q_{22}g^4 \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})f^2g^2 + Q_{12}(f^4 + g^4) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}g^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})f^2g^2 + Q_{22}f^4 \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})f^3g + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})fg^3 \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})fg^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})f^3g \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})f^2g^2 + Q_{66}(f^4 + g^4) \end{aligned} \quad (4.9)$$

Burada,

$$\begin{aligned}Q_{11} &= \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\Q_{22} &= \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\Q_{12} = Q_{21} &= \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\Q_{66} = G_{66} &= G_{12} \\f &= \cos \beta \\g &= \sin \beta\end{aligned}\tag{4.10}$$

şeklinde ifade edilir.

Bu eşitliklerdeki parametreler aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned}E_1 &= E_f V_f + E_m (1 - V_f) \\E_2 &= \frac{E_f E_m}{E_f (1 - V_f) + E_m V_f} \\G_{12} &= \frac{G_f G_m}{G_f (1 - V_f) + G_m V_f} \\G &= \frac{E}{2(1 + \nu)} \\G_m &= \frac{E_m}{2(1 + \nu_m)} \\\nu_{12} &= V_f \nu_f + V_m \nu_m \\\nu_{21} &= \frac{E_2 \nu_{12}}{E_1}\end{aligned}\tag{4.11}$$

Burada sırasıyla E_f ve E_m fiberin ve matris malzemesinin elastisite modüllerini, G_f ve G_m fiber ve matris malzemesinin kayma modüllerini, V_f ve V_m fiber ve matrisin toplam hacimdeki oranlarını, ν_f ve ν_m fiberin ve matrisin Poisson oranlarını, E_1 , E_2 ve G_{12} bir kompozit katmanın fiber yönündeki, fibere dik olan yöndeki elastisite modüllerini ve kayma modülünü göstermektedir.

4.6 Kuvvet ve Moment Bileşenleri

Katmanlı kompozit levhanın kuvvet bileşenleri her bir katmandaki kuvvet bileşenlerinin toplamı olarak aşağıdaki şekilde yazılabilir [1].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^n \left(\int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} dz + \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} dz \right) \quad (4.12)$$

Malzeme özelliklerini kalınlık boyunca değişimleri ihmal edilerek integrasyon işlemleri gerçekleştirilirse denklem (4.12) aşağıdaki biçimde elde edilir.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Burada κ_x , κ_y ve κ_{xy} dönmelerden dolayı gelen birim uzama terimlerini göstermektedir. (4.13) denklemini kapalı formda kısaca

$$[N] = [A][\varepsilon_0] + [B][\kappa] \quad (4.14)$$

şeklinde ifade etmek mümkündür. (4.14) denklemlerindeki matrislerin terimleri:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k - h_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (4.15)$$

şeklinde verilmiştir. Aynı tarzda moment bileşenleri aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^n \left(\int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} z dz \right.$$

$$\left. + \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} z^2 dz \right) \quad (4.16)$$

Malzeme özelliklerinin kalınlık boyunca değişimleri ihmal ederek integrasyon işlemleri gerçekleştirilirse denklem (4.16) aşağıdaki biçimde elde edilir.

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

(4.17) denklemlerini kapalı formda kısaca

$$[M] = [B][\varepsilon_0] + [D][\kappa] \quad (4.18)$$

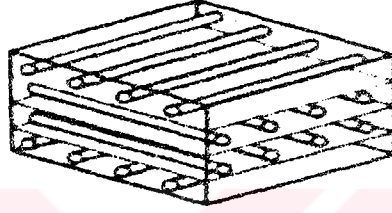
şeklinde ifade etmek mümkündür. Burada $[D]$ matrisinin terimleri

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (4.19)$$

şeklinde verilmiştir.

4.7 Lateral Yükler Altında Katmanlı Kompozit Levhaların Eğilmesi

Bu çalışmada kullanılan katmanlı kompozit levhaların malzemesi karbon/epoxy olarak seçilmiştir. Katmanlı kompozit levhayı oluşturan katmanlar levhanın orta düzlemine göre simetrik ve fiber yönelme açıları $[0/90/0/90]_s$ olarak seçilmiştir. Fiber yönelme açıları $[0/90]$ olan katmanlı kompozit levha Şekil 4.3’de gösterilmiştir. Bu özelliği bakımından kompozit levha özel ortotropik yapı teşkil eder. Bu tip yapıların $[B]$ matrisinin tüm elemanları sıfır, $[A]$ ve $[D]$ matrislerinin ise 16 ve 26’lı terimleri sıfır olur.

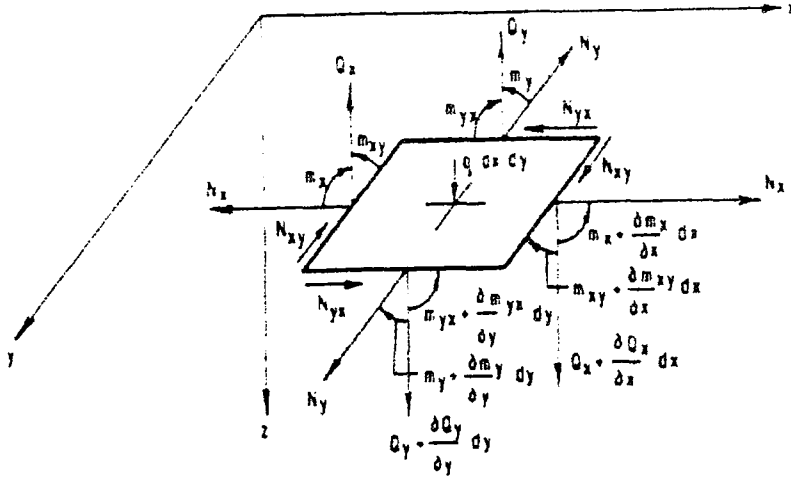


Şekil 4.3 Fiber yönelme açıları $[0/90]_s$ olan katmanlı kompozit levha

Ortotropik levha için gerilme-şekil değiştirme bağıntıları aşağıdaki şekilde yazılır.

$$\begin{aligned}\sigma_x &= \frac{E_x}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \nu_{yx} \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \sigma_y &= \frac{E_y}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \nu_{xy} \frac{\partial u}{\partial x} \right) \\ \sigma_{xy} &= \sigma_{yx} = G_{xy} \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)\end{aligned}\quad (4.20)$$

Burada u ve v , x ve y yönündeki deplasman değerleridir. Katmanlı kompozit levhada lateral yük altında oluşan kuvvet ve momentler Şekil 4.4’te gösterilmiştir.



Şekil 4.4 Lateral yük altında levhada meydana gelen kuvvet ve momentler

Levhada oluşan eğilme momentleri ise aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$\begin{aligned} M_x &= D_x \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \nu_{yx} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \\ M_y &= D_y \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \nu_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \end{aligned} \quad (4.21)$$

Burada D_x , D_y eğilme rijitlikleri ν_{xy} ve ν_{yx} Poisson oranlarıdır. D_x ve D_y aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$\begin{aligned} D_x &= D_{11} = \frac{E_x h^3}{12(1 - \nu_{xy} \nu_{yx})} \\ D_y &= D_{22} = \frac{E_y h^3}{12(1 - \nu_{xy} \nu_{yx})} \end{aligned} \quad (4.22)$$

Burulma momentleri aşağıdaki gibidir.

$$M_{xy} = M_{yx} = -2C \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \quad (4.23)$$

Burada C,

$$C = D_{66} = \frac{G_{12}h^3}{12} \quad (4.24)$$

şeklinde ifade edilir. Şekil 4.4'te gösterilen bütün kuvvetlerin OX ve OY eksenine göre momentlerinin dengesi yüksek mertebeden terimler ihmal edilirse sırasıyla Q_y ve Q_x aşağıdaki gibi elde edilir.

$$Q_y = \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_y}{\partial y} = -D_y \frac{\partial^3 w}{\partial y^3} - H \frac{\partial^3 w}{\partial x^2 \partial y} \quad (4.25)$$

$$Q_x = \frac{\partial M_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial M_x}{\partial x} = -D_x \frac{\partial^3 w}{\partial y^3} - H \frac{\partial^3 w}{\partial x \partial y^2} \quad (4.26)$$

Burada H , aşağıdaki ifade ile elde edilir.

$$H = D_{12} + 2D_{66} = \nu_{xy}D_x + 2C = \nu_{yx}D_y + 2C \quad (4.27)$$

Kuvvetlerin OZ doğrultusundaki bileşenlerinin toplamı sıfır olma şartından;

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} = q(x, y) \quad (4.28)$$

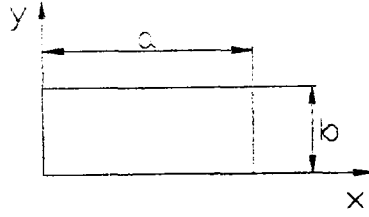
elde edilir. Burada $q = q(x, y)$ ile gösterilen lateral yük dövmüne basınç yükünü ifade eder. Denklem (4.25) ve (4.26), denklem (4.28)'de yerine konulursa,

$$D_x \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2H \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_y \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = q(x, y) \quad (4.29)$$

katmanlı kompozit levha için diferansiyel formdaki denge denklemini elde edilir.

4.8 Sınır Şartları

Şekil 4.5'te gösterilen levha için mesnet şartları aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.5 Kompozit levhanın geometrisi

a) Kenarlarından basit olarak mesnetli levha için sınır şartları:

$$\begin{aligned} w = 0 \quad \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0 \quad x=0 \text{ ve } x=a \quad \text{için} \\ w = 0 \quad \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \quad y=0 \text{ ve } y=b \quad \text{için} \end{aligned} \quad (4.31)$$

b) Kenarlarında ankastre olarak mesnetlenmiş levha için sınır şartları:

$$\begin{aligned} w = 0 \quad \frac{\partial w}{\partial x} = 0 \quad x=0 \text{ ve } x=a \quad \text{için} \\ w = 0 \quad \frac{\partial w}{\partial y} = 0 \quad y=0 \text{ ve } y=b \quad \text{için} \end{aligned} \quad (4.32)$$

4.9 Dövünme Basınç Yükünün Hesaplanması

Dövünme basınç yükü geminin belli bir deniz durumundaki maksimum servis hızında, Det Norske Veritas Klas Kuruluşu kuralları göz önüne alınarak hesaplanmıştır. Det Norske Veritas Klas kurallarına göre yüksek performanslı tekneler için dövünme basınç yükü aşağıdaki gibi hesaplanır [17].

$$P_{sl} = 1,3k_l \left(\frac{\Delta}{nA} \right)^{0.3} T_0^{0.7} \frac{50 - \beta_x}{50 - \beta_{cg}} a_{cg} \quad (\text{kN/m}^2) \quad (4.33)$$

k_l = Katsayı, gemi boyu doğrultusunda k_l değerleri Şekil 4.6'daki grafikte gösterilmiştir.

β_{cg} = Geminin ağırlık merkezindeki kalkım açısı (0)

β_x = Geminin enine kesitlerindeki kalkım açısı (0)

Δ = Geminin tam yüklü su hattındaki deplasmanı (ton)

a_{cg} = Geminin ağırlık merkezindeki düşey ivmesi (m/s^2)

A = Dövmünme basınç yükünün etki ettiği alan (m^2)

T_0 = Geminin tam yüklü su hattındaki draftı (m)

Burada a_{cg} 'nin değeri :

$$a_{cg} = \frac{k_v g_0}{3458} \left(\frac{H_s}{B_{WL}} + 0.084 \right) \left(\frac{\tau}{4} \right) \left(50 - \beta_{cg} \left(\frac{V}{\sqrt{L}} \right)^2 \right) \frac{L B_{WL}^2}{\Delta} \quad (m/s^2) \quad (4.34)$$

şeklinde ifade edilir. Burada

k_v = Katsayı, teknenin ağırlık merkezinin gemi boyu doğrultusundaki konumları için Şekil 4.7'deki grafikten belirlenir.

g_0 = Yerçekimi ivmesi (m/s^2)

H_s = Belli bir deniz durumu için ortalama dalga yüksekliği (m)

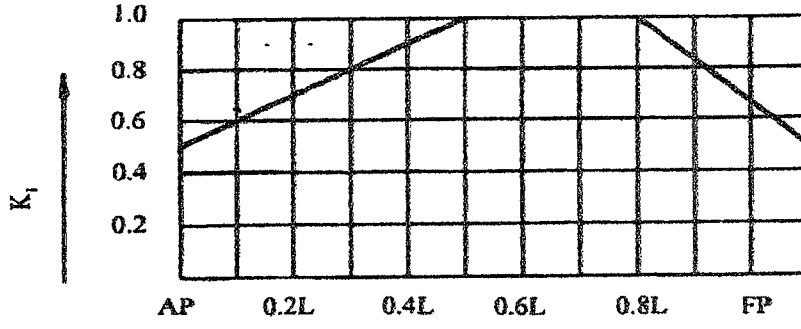
B_{WL} = Geminin orta kesitindeki genişliği (m)

β_{cg} = Geminin ağırlık merkezindeki kalkım açısı (0)

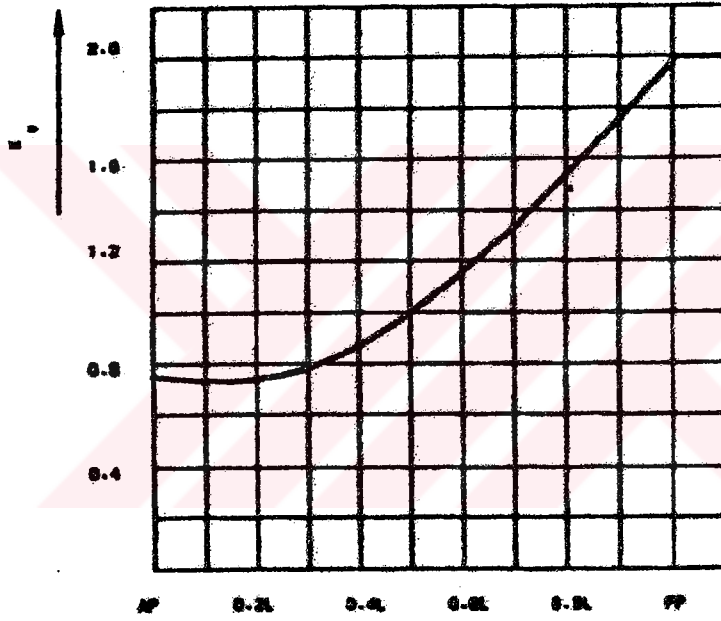
L = Geminin dikeyler arası boyu (m)

V = Geminin belli bir deniz durumu için maksimum servis hızı (knot)

τ = Trim açısı (0)



Şekil 4.6 Gemi boyu doğrultusunda k_1 katsayısının değişimi



Şekil 4.7 Gemi boyu doğrultusunda k_2 katsayısının değişimi

5. ÇÖZÜM YÖNTEMİ

5.1 Giriş

Lateral yüklü kompozit levha için çıkarılan diferansiyel formdaki denge denklemlerinin çözümü için Navier yönteminden faydalanılmıştır. Ayrıca problem sayısal çözüm tekniği olan sonlu elemanlar sonlu elemanlar yöntemi ile çözülmüştür. Bu amaçla ANSYS sonlu elemanlar yazılımı kullanılmıştır. Bu çalışmada kullanılan Navier yöntemi ve sonlu elemanlar yöntemi yine bu kısımda alt başlıklar halinde ele alınmıştır.

5.2 Navier Çözümü

Lateral yüklü katmanlı kompozit levhanın diferansiyel formdaki denge denklemlerinin Navier yöntemiyle çözümünden elde edilen çökme ifadesi λ ifadesinin aldığı değerler için aşağıdaki gibidir [3]:

$$\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_y}{D_x} \right)^{\frac{1}{4}} > 3 \quad \text{ise}$$

kenarlarından basit olarak mesnetli kompozit levha için maksimum çökme ifadesi:

$$w = \left(\frac{5pb^4}{384D_y} \right) \quad (5.1)$$

şeklinde ifade edilir. Kenarlarından ankastre olarak mesnetlenmiş kompozit levha için maksimum çökme ifadesi:

$$w = \left(\frac{pb^4}{384D_y} \right) \quad (5.2)$$

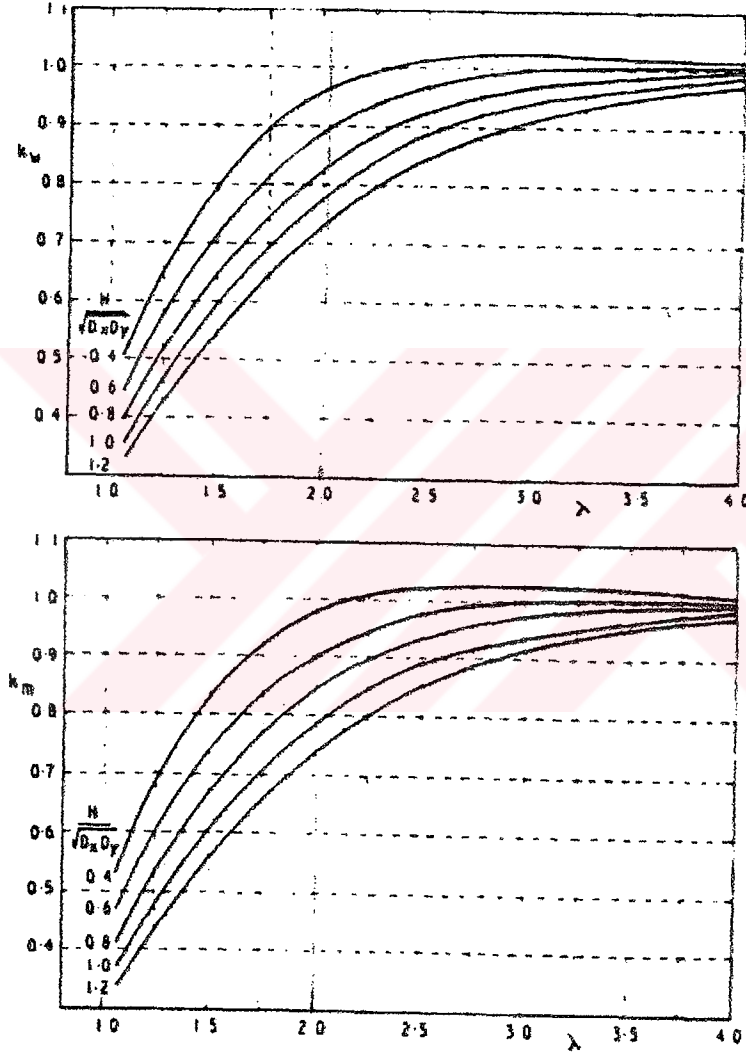
şeklinde ifade edilir.

$$\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_y}{D_x} \right)^{\frac{1}{4}} < 3 \quad \text{ise}$$

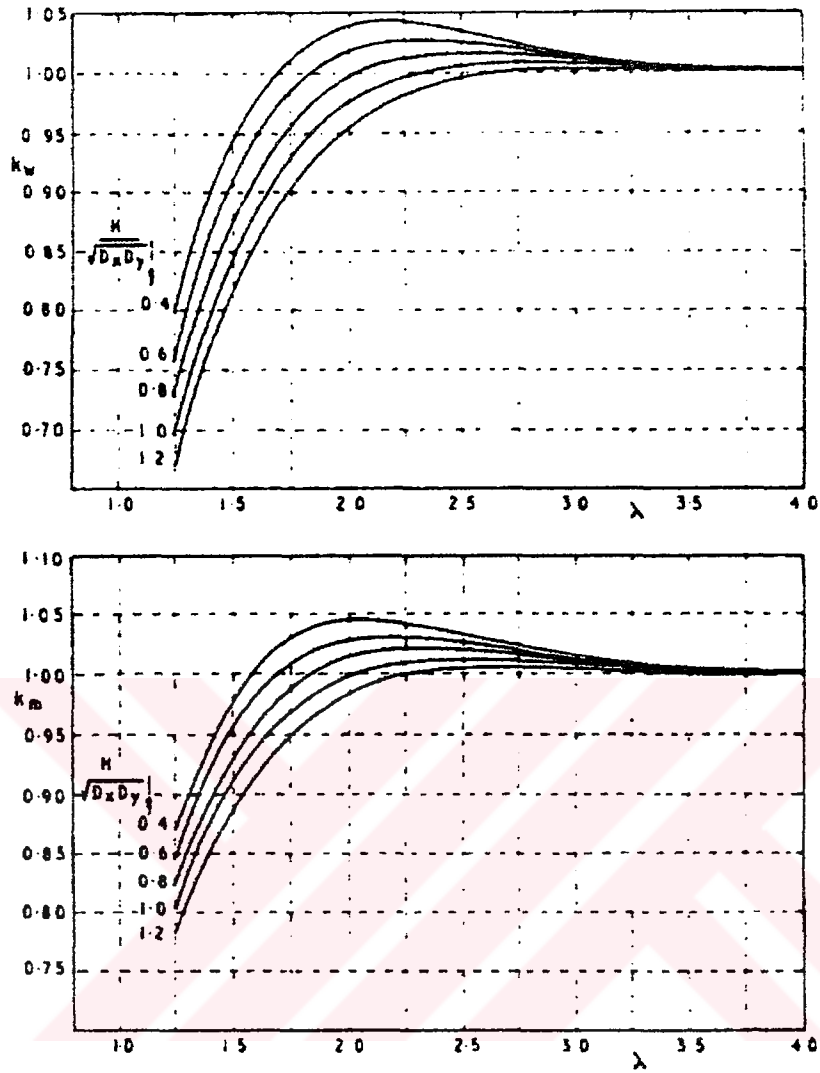
denklem (5.1) ve denklem (5.2) belirtilen çökme ifadeleri k_w ve k_m değerleri ile

çarpılır. k_w ve k_m değerleri $\frac{H}{\sqrt{D_x D_y}}$ oranı ve λ değerine bağlı olarak basit ve

ankastre mesnet koşulları için sırasıyla Şekil 5.1 ve Şekil 5.2'den elde edilir[3].



Şekil 5.1 Basit mesnet şartı için k_w ve k_m değerleri



Şekil 5.2 Ankastre mesnet şartı için k_w ve k_m değerleri

5.3 Sonlu Elemanlar Yöntemi

Sonlu eleman sürekli bir ortamın alt bölgesi olarak tanımlanabilir. Sonlu elemanlar genellikle bulunduğu sürekli ortamdan daha basit bir geometriye sahiptir. Sonlu elemanlar yöntemi çözüm işlemini kolaylaştırmak için sonsuz sayıda serbestlik dereceli bir problemi sonlu sayıda serbestlik dereceli bir probleme dönüştürmemizi sağlar. Genellikle katı cisimler mekaniği alanında kullanılmakla beraber benzer matematiksel temelleri olan sahalarda da kullanılmaktadır. Sonlu elemanlar yöntemi tamamen bilgisayara dayalı bir yöntemdir .

Sonlu elemanlar metodu karmaşık yapısal dizayn problemlerinin çözümlenmesinde ihtiyaç duyulan sayısal olarak kararlı, kolayca programlanabilen ve kullanıcı tarafından fazla müdahale gerektirmeden geniş bir aralıktaki problem

tiplerine adapte edilebilen bir sayısal çözüm tekniğidir. Bu metod sağladığı çözümlerin doğruluğu bakımından diğer sayısal çözüm tekniklerine, göre oldukça tatminkardır.

Sonlu elemanlar metodunun en önemli kısmı yapının eleman denilen uygun sayıda küçük ve geometrik olarak basit parçalara bölünmesini içerir. Elemanların kenarları düğüm noktalarında kesişirler. Elemanlar arasındaki kesişme yüzeyleri düğümsel hatlar ve düğümsel düzlemler olarak adlandırılırlar. Bir eleman içersindeki bilinmeyenler yer değiştirmeler, gerilmeler veya hem yer değiştirmeler hem de gerilmeler olabilir. Bunlardan birincisinin formülasyonunda izlenen yol yer değiştirme metodu ve üçüncüsündeki yer değiştirme-kuvvet metodu diye bilinmektedir. Bunlardan en çok kullanılanı yer değiştirme metodudur. Eğer eleman içindeki bilinmeyen yer değiştirme alanı ise şekil fonksiyonları eleman üzerindeki yer değiştirmelerin değişimini düğüm noktalarında tanımlanan bilinmeyen büyüklükler cinsinden tanımlar. Düğüm noktalarına ait bu değerler düğüm noktası yer değiştirmeleri diye bilinirler ve bir elemandaki deformasyon davranışının komşu elemanlara aktarılmasına izin verirler. Elemanda gerilme alanı varsayılması halinde düğüm noktası büyüklükleri farklıdır fakat temeldeki prensip aynıdır. Sonlu elemanlar metodunda belli bir eleman tipi için şekil fonksiyonları eşdeğerdir. Böylelikle her bir eleman tipi bir kere programlandıktan sonra bilgisayar aynı tipteki çok sayıda eleman için işlemleri tekrar edecektir .

Sonlu eleman yaklaşımı genel olarak aşağıdaki adımlardan ibarettir.

1. Sürekli ortam sonlu sayıda basit geometride alt bölgelere ayrılır.
2. Denge ve uygunluk şartlarının uygulandığı eleman üzerinde düğüm noktaları seçilir.
3. Her eleman için yer değiştirme fonksiyonları kabul edilir.
4. Tipik bir eleman için birim şekil değiştirme-yer değiştirme ve gerilme-birim şekil değiştirme ilişkileri sağlanır.
5. İş veya enerji prensipleri kullanılarak tipik bir eleman için kalınlıklar ve eşdeğer düğüm noktası kuvvetleri hesaplanır.
6. Düğüm noktaları için denge denklemleri geliştirilir.
7. Bu denge denklemleri düğüm noktası yer değiştirmeleri için çözülür.
8. Sonuçta gerilmeler, reaksiyon kuvvetleri hesaplanır [9].

5.4 ANSYS Sonlu Eleman Yazılımı

ANSYS yazılımında sonlu eleman modelleme kısmı ile tam bir sonlu eleman model oluşturulur, fiziksel özellikler ve malzemeye ait özellikler veri olarak modele aktarılır, yükler ve sınır şartları uygulanır ve söz konusu modelin lineer statik, dinamik, ısı transferi ve potansiyel akış davranışı için çözümü yapılabilir. Burada model fiziksel veya matematiksel bir problemi göstermektedir.

Sonlu eleman modelleme yaklaşık, fakat aynı zamanda kabul edilebilir çözümleri sağlayan sayısal yöntemleri kullanır. Model sonlu sayıda ayrık değişkenler olarak tabir edilen elemanlardan yapılır. Söz konusu model düğüm noktası koordinatlarını, elemanları, fiziksel özellikleri ve malzeme özelliklerini, yükleri ve sınır şartlarını ihtiva eder.

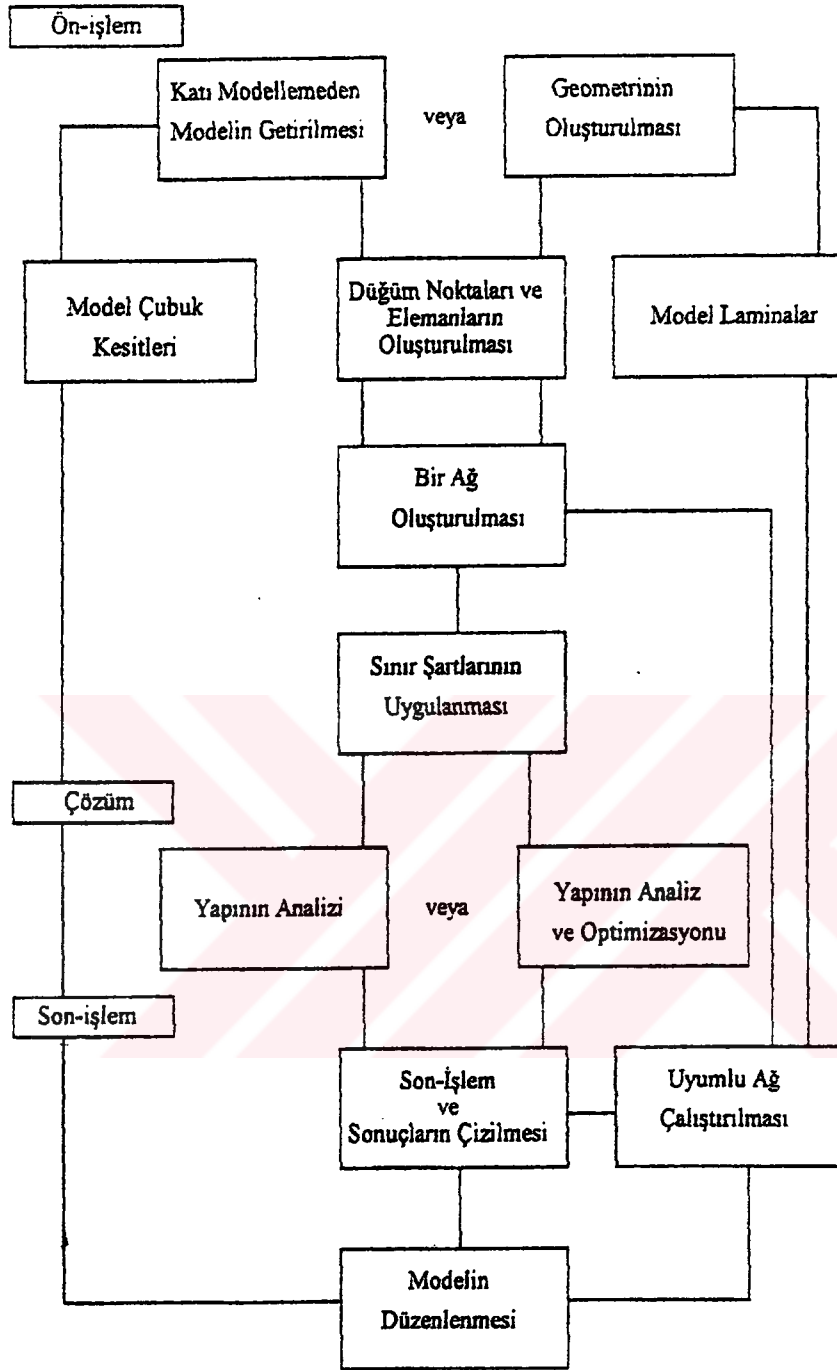
Ayrıklaştırma kavramı uzun bir süreden beri devam etmekle birlikte, ancak bilgisayarın gelişimi ile birlikte kullanışlı bir hale gelmiştir.

Sonlu eleman analizi mühendisin ve bilgisayarın birlikte çalıştığı iteratif bir işlemdir.

Sonlu eleman analizinde temel olarak üç kademe vardır.

1. Ön-işlem kademesi : Bu kademede bir modelin geometrisi geliştirilir, fiziksel ve malzeme özellikleri tanımlanır, yükler ve sınır şartları tanımlanır ve modelin kontrolü yapılır.
2. Çözüm kademesi : Ön-işlem kademesinde oluşturulan modelin çözümü yapılır. ANSYS çözümün kısmında modelin lineer statik, lineer dinamik, ısı transferi ve potansiyel akış davranışlarına ait çözümleri yapılabilir.
3. Son-işlem kademesi : Bu kısımda sonuçlar deforme olmuş geometri üzerinde, renk bölgeleri halinde, grafiksel olarak ve sayısal sonuçlar halinde gösterilebilir.

Yukarıdaki bahsedilen ANSYS yazılımındaki işlem kademelerinin şematik halde gösterimi Şekil 5.3'de gösterilmiştir.



Şekil 5.3 ANSYS yazılımındaki işlem kademesinin şematik halde gösterimi

6. SAYISAL VE ANALİTİK SONUÇLAR

6.1 Giriş

Bu bölümde düz katmanlı kompozit paneller ile yapılan sayısal ve analitik sonuçlar sunulacaktır. Öncelikle kompozit panellerin üzerindeki dövünme basınç yükü ana boyutları belli bir tekne için Det Norske Veritas Klas Kuruluşu kurallarına göre hesaplanmıştır[17]. Daha sonra [0/90] fiber yönelme açısına sahip karbon/epoxy malzemesinden oluşan katmanlı kompozit paneller basit ve ankastre mesnet şartlarında orta noktalarındaki çökme değeri analitik ve sayısal metodlar ile hesaplanmıştır.

6.2 Geometri ve Malzeme

Analitik ve sayısal analizlerde düz 16 mm kalınlığında 8 katmanlı kompozit panel kullanılmıştır. Panel boyutu 2500*500 mm dir. Kullanılan kompozit panel hakkında detaylı bilgi tablo 6.1’de gösterilmiştir.

6.3 Karakteristik Özellikleri Belli Bir Gemi İçin Dövünme Basınç Yükü Hesabı

Geminin Ana Karakteristikleri :

$$L = 25 \quad \text{m}$$

$$B_{WL} = 5.8 \quad \text{m}$$

$$T_0 = 1,35 \quad \text{m}$$

$$\Delta = 95 \quad \text{ton}$$

$$V = 50 \quad \text{knot} \quad (3 \text{ şiddetli deniz durumu için})$$

$$H_s = 0.88 \quad \text{m} \quad (3 \text{ şiddetli deniz durumu için})$$

$$LCG = 0.4 L$$

$$\beta_{cg} = 26^0 \quad (\text{LCG'deki değer})$$

$$\tau = 4^0$$

Yukarıdaki ana boyutları belli gemi için LCG'deki düşey ivme ifadesi denklem (4.34)'ten $a_{cg} = 11.93 \text{ m/s}^2$ bulunur.

Tablo 6.1 Analitik ve sayısal analizlerde kullanılan katmanlı kompozit levha

Malzeme	Karbon/epoxy
Fiber Yönelmesi	[0/90]
Katman kalınlığı (m)	0.002
Katman sayısı	8
E_1 (GPa)	140
E_2 (GPa)	11
G_{12} (GPa)	6.248
ν_{12}	0.27

Gemi boyu doğrultusunda dövünme basınç yükü denklem (4.33)'ten hesaplanır. Dövünme basınç yükünün gemi boy doğrultusundaki kesitlerinde aldığı değerler Tablo 6.2'de gösterilmiştir.

Dizayn yükü, dövünme basınç yükünün fazla meydana geldiği 0.4 L kesitindeki değer olup bu değer kompozit malzemeler için ön görülen emniyet katsayısı ile çarpılarak elde edilir. Kompozit malzemeler için emniyet katsayısı 3 olarak alınmıştır [4]. Buna göre dizayn yükü $q = 178.89 \text{ kN/m}^2$ bulunmuştur.

Tablo 6.2 Gemi kesitlerindeki dövünme basınç yükü değerleri

Kesit	Dövünme basınç yükü (kN/m ²)
A.P	43.85
0.2 L	57.29
0.4 L	59.63
0.6 L	58.46
0.8 L	46.77
F.P	19.88

Bu dövünme basınç yükü altında katmanlı kompozit levhada meydana gelen maksimum çökme değeri basit ve ankastre mesnet şarları için analitik method ile denklem (5.1)'den hesaplanmış ve sayısal çözümlerle birlikte sırasıyla Tablo 6.3 ve Tablo 6.4'te gösterilmiştir. gösterilmiştir.

Tablo 6.3 Basit mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökme değerleri

	Maksimum Çökme Değeri (mm)
Analitik Çözüm	2.54
Sayısal Çözüm	1.043

Tablo 6.4 Ankastre mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökme değerleri

	Maksimum Çökme Değeri (mm)
Analitik Çözüm	0.508
Sayısal Çözüm	0.459

Navier yönteminden bulunan analitik sonuçlar ile ANSYS ile elde edilen plak ortasındaki maksimum çökme değerleri arasında iyi bir uyum görülmüştür. Det Norske Veritas Klas Kuruluşu kurallarına göre levha’da meydana gelen maksimum çökme değerinin katmanlı kompozit levha kalınlığına oranının 1’den küçük olması istenir. Bu kural göz önüne alındığında Tablo 6.5 ve Tablo 6.6’da görüldüğü gibi sonuçların Det Norske Veritas için güvenilir olduğu söylenebilir.

Tablo 6.5 Basit mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökmenin levha kalınlığına oranı

$t=16$ mm	w/t (mm)
Analitik Çözüm	0.15
Sayısal Çözüm	0.06

Tablo 6.6 Ankastre mesnetli katmanlı kompozit levhanın orta noktasında meydana gelen maksimum çökmenin levha kalınlığına oranı

$t=16$ mm	w/t (mm)
Analitik Çözüm	0.031
Sayısal Çözüm	0.028

7. MAKSİMUM GERİLME KRİTERİ

7.1 Giriş

Fiberlerle tek yönlü pekiştirilmiş ortotropik tabakanın mukavemeti, elastik özelliklerine benzer şekilde takviye yönüne bağlı olarak değişir. Kompozit malzemenin asal yönlerdeki mukavemetleri, elastik sabitleri bilindiğinde, fiberlerle bir β açısı teşkil eden eksen dışı yükleme durumunda kullanılabileceği gerilme sınırları belirlenebilir. Maksimum gerilme kriteri bu amaçla uygulanabilir [7].

7.2 Maksimum Gerilme Kriteri

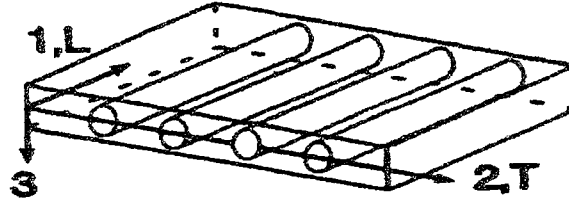
Maksimum gerilme kriterinde prensip, malzemelerin asal yönlerde etkiyen gerilmeleri bu yöndeki mukavemetleri ile karşılaştırılır. Şekil 7.1’de gösterilen tek katmanlı kevlar/epoxy’den oluşan kompozit malzemenin 1 yönündeki (fiberlere paralel) çekme mukavemeti $\sigma_x = 1240$ MPa, 2 yönündeki mukavemeti $\sigma_y = 30$ MPa ve ara yüzeydeki kayma mukavemetide $\sigma_{xy} = 60$ MPa’dır. Kompozit malzemeye uygulanan asal gerilmeler $\sigma_1 = 700$ MPa, $\sigma_2 = 50$ MPa ve $\sigma_{12} = 50$ MPa değerinde olduğunda

$$\sigma_x > \sigma_1 \quad (1240 > 700) \quad \text{MPa}$$

$$\sigma_y < \sigma_2 \quad (30 < 50) \quad \text{MPa}$$

$$\sigma_{xy} > \sigma_{12} \quad (60 > 50) \quad \text{MPa}$$

olduğu görülür. Kompozit malzemedeki fiberlere dik yöndeki mukavemeti aşıldığından bu yönde kırılmalar meydana gelecektir.



Şekil 7.1 Tek katmanlı kevlar/epoxy kompozit malzemesinin Kartezyen koordinatlarda gösterilmesi

7.3 Lateral Yüklü Kompozit Levhada Kırılma Analizi

Bu çalışmada kullanılan karbon/epoxy malzemesinden üretilmiş katmanlı kompozit levhanın her bir katmanının asal yönlerdeki basma, çekme ve kayma gerilmeleri Tablo 7.1’de gösterilmiştir.

Tablo 7.1 Karbon/Epoxy malzemesinin asal yönlerdeki çekme, basma ve kayma mukavemetleri

	Basma Gerilmesi (MPa)	Çekme Gerilmesi (MPa)
σ_x	900	1500
σ_y	80	200
σ_{yx}	Kayma Gerilmesi (MPa)	
	27	

ANSYS sonlu elemanlar paket programı ile yapılan gerilme analizi sonucu , lateral yüklü kompozit levhanın her bir katmanında fiberlere paralel ve dik doğrultuda meydana gelen gerilmeler basit ve ankastre mesnet şartları için sırasıyla Tablo 7.2 ve Tablo 7.3 de verilmiştir.

Tablo 7.2 Basit mesnetli kompozit levhanın katmanlarında meydana gelen gerilmeler

		Basma Gerilmesi (MPa)	Çekme Gerilmesi (MPa)
1. Katman	σ_x	387	5.48
	σ_y	105	1.51
2. Katman	σ_x	44.3	1.27
	σ_y	159	4.63
3. Katman	σ_x	193	2.74
	σ_y	52.3	0.754
4. Katman	σ_x	14.8	0.422
	σ_y	53.1	1.54
5. Katman	σ_x	0.422	14.8
	σ_y	1.54	53.1
6. Katman	σ_x	2.74	193
	σ_y	0.754	52.3
7. Katman	σ_x	1.27	44.3
	σ_y	4.63	159
8. Katman	σ_x	5.48	387
	σ_y	1.51	105

Tablo 7.3 Ankastre mesnetli kompozit levhanın katmanlarında meydana gelen gerilmeler

		Basma Gerilmesi (MPa)	Çekme Gerilmesi (MPa)
1. Katman	σ_x	171	166
	σ_y	46.3	44.9
2. Katman	σ_x	27.1	41.4
	σ_y	98.1	153
3. Katman	σ_x	85,6	83.2
	σ_y	23.1	22.5
4. Katman	σ_x	90.3	13.8
	σ_y	32.7	51.2
5. Katman	σ_x	13.8	90.3
	σ_y	51.2	32.7
6. Katman	σ_x	83.2	85,6
	σ_y	22.5	23.1
7. Katman	σ_x	41.4	27.1
	σ_y	153	98.1
8. Katman	σ_x	166	171
	σ_y	44.9	46.3

ANSYS sonlu elemanlar yazılımı ile bulunan her bir katman için fiberlere paralel ve fiberlere dik yöndeki gerilmeler kompozit malzemenin asal yönlerdeki gerilmeleri ile karşılaştırılacak olunursa, sadece basit mesnetli kompozit levhanın birinci katmanında malzemede fiberlere dik yöndeki mukavemeti aşıldığından bu yönde kırılmalar meydana gelecektir.

Kompozit levhaların katmanlarında meydana gelen gerilmeler ve levhaların orta noktasında meydana gelen maksimum çökme değerlerini gösteren skeçler Ek A ve Ek B’de gösterilmiştir. Gerilmeler levhanın orta düzlemine göre simetrik olduğundan yalnızca ilk dört katman için ANSYS çıktısı alınmıştır.



8. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada katmanlı kompozit panellerin dövünme basınç yükü altındaki davranışları analitik ve sayısal olarak araştırılmıştır. Analitik çalışmada kompozit panellerin diferansiyel formdaki denge denklemleri, klasik ince plak teorisi çerçevesinde elde edilmiştir. Kompozit paneller için elde edilen denge denklemlerinin çözümü için Navier metodundan faydalanılmıştır. Ayrıca problem sayısal bir çözüm tekniği olan ANSYS sonlu eleman yazılımı kullanılarak kompozit panellerin dövünme basınç yüküne cevabı lineer durumda sayısal olarak elde edilmiştir.

Gerek analitik gerekse sayısal çalışmalardan elde edilen sonuçlar birbirleri ile uyumlu olduğu görülmüştür. Ayrıca sonuçlar, Det Norske Veritas Klas Kuruluşunun izin vermiş olduğu değerlerle karşılaştırıldığında sonuçlar arasında iyi bir uyum görülmüştür. Çalışmada ayrıca ANSYS sonlu elemanlar paket programı ile yapılan gerilme analizi sonucu, lateral yüklü kompozit levhanın her bir katmanında fiberlere paralel ve dik doğrultuda meydana gelen gerilmeler basit ve ankastre mesnet şartları için elde edilmiş ve maksimum gerilme kriteri gözönüne alındığında, sadece basit mesnetli kompozit levhanın birinci katmanında, malzemedeki fiberlere dik yöndeki mukavemeti aşıldığından bu yönde kırılmalar meydana geleceği görülmüştür.

Yapılan çalışma değişik malzeme, kalınlık, panel boyutları ve mesnet şartları kullanılarak geliştirilebilir ve bu sayede karşılaştırma olanağı verir. Amaç gerekli mukavemet özelliklerini sağlayan dövünme basınç yüküne en iyi cevap verebilen panelin elde edilmesidir.

KAYNAKLAR

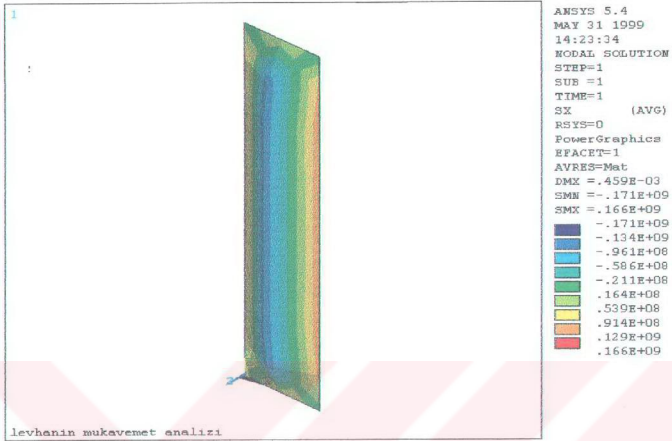
- [1] **Shenoi, R.A. and Wellicome, J.F.**, 1993. Composite Material In Maritime Structures, Volume 1, Press, Cambridge University.
- [2] **Shenoi, R.A. and Wellicome, J.F.**, 1993. Compositr Material In Maritime Structures, Volume 2, Press, Cambridge University.
- [3] **Smith, C.S.**, 1990. Design Of Marine Structures In Composite Material, Press, New York
- [4] **Scott, R.J.**, 1996. Fiberglss Boat Design and Construction, Press, The Society of Naval Architects and Marine Engineers
- [5] **Powell, P.C.**, 1993. Engineering With Fibre-Polymer Laminates, Thomson Press, New Delhi
- [6] **Savcı, M.**, 1986. “Gemi ve Deniz Yapılarda Levhalar ve Slindirik Kabuklar”, İ.T.Ü Gemi İnşaatı Fakültesi Matbaası, İstanbul
- [7] **Demirkesen, E.**, 1991. Kompozit Malzemeler İ.T.Ü. Kimya Mtalurji Fakültesi Matbaası, İstanbul
- [8] **Dikilitaş, B.**, 1987. Kompozit Yapı Malzemeleri, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [9] **Köksal, T.**, 1995. Sonlu Elemanlar Metodu Yıldız Teknik Üniversitesi Matbaası, İstanbul

- [10] **Hayman, B., and Haugh, T.,** 1991. Reponse of Fast Craft Hull Structures to Slamming Loads, Proc.1st Intl Conf. Fast Sea Transportation
- [11] **Koelbel, J.G.,** 1995. Comment on the Structural Design on High Speed Craft, Marine Technology, Vol. 32. No. 2, April, pp 77-100
- [12] **Bartholomew,** 1977. Ply Stacking Squence For Laminated Plates Having Bending Orthotropy, Fibre Sci. Tech., 10, pp 239-253
- [13] **Whitney, J.M., Riley, M.B.,** 1966. Elastic Properties of Fiber Reinforced Composite Material”, AIAA J., 4, (9) September. pp 1537-1542
- [14] **Hashin, Z.,** 1961. The Elastic Moduli of Fiber Reinforced Material, J. App. Mech., 31 June. pp 223-232
- [15] **Smith, C.S.,** 1972. Calculation of Elatic Properties of GRP laminates for use in Ship Design, RINA
- [16] **Odabaşı, Y., Insel, M., Onuk, E.,** 1993. A Report on the Evaluation of GRP boatbuilding Methods Employed in Manufacture of the Egyptian Minehunter
- [17] **Det Norske Veritas,** 1991. “Tentative Rules For Clssification of High Speed and Light Craft”,
- [18] **Naval Combat Systems Engineering,** 1998. High Performance Marine Craft Design Manual, Norfolk, Virginia 25511-5698

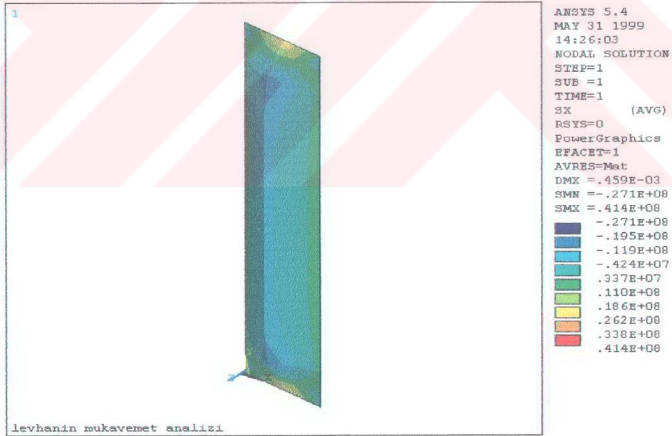


EKLER

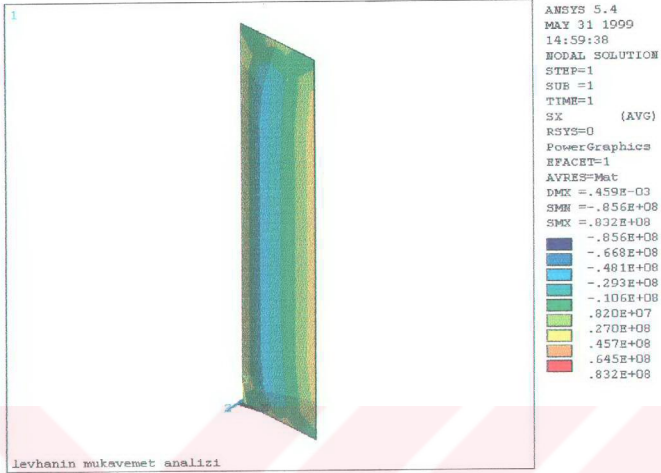
EK A : Ankastre Mesnetli Plak



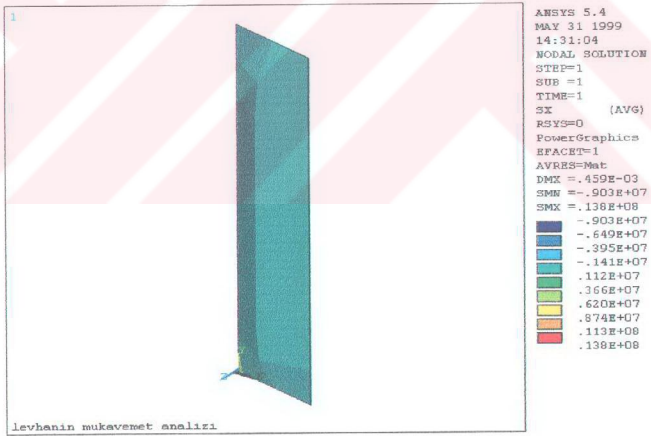
Şekil EK A.1 X yönündeki gerilmeler (Katman 1)



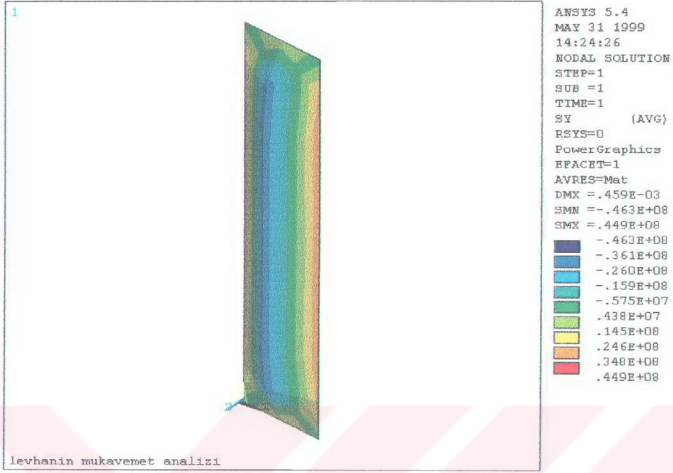
Şekil EK A.2 X yönündeki gerilmeler (Katman 2)



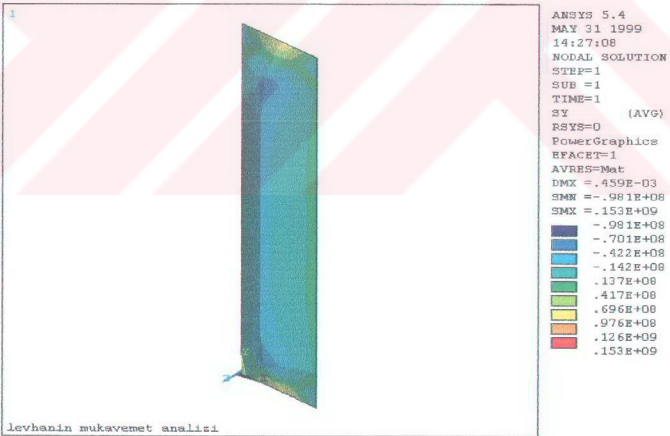
Şekil EK A.3 X yönündeki gerilmeler (Katman 3)



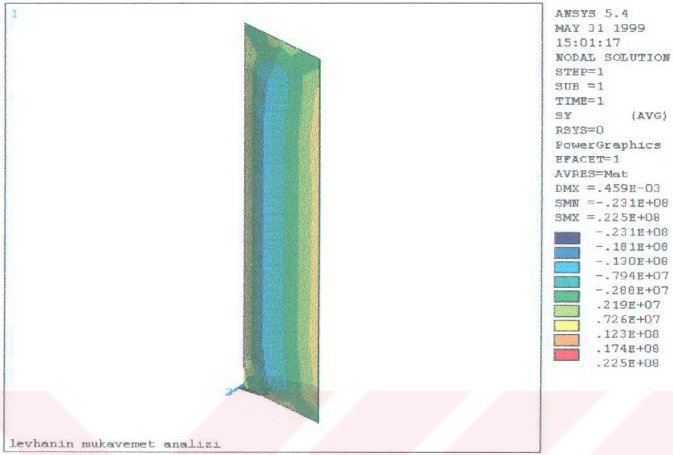
Şekil EK A.4 X yönündeki gerilmeler (Katman 4)



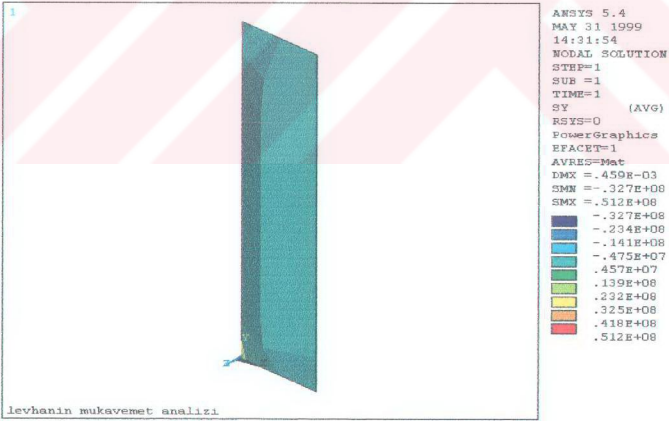
Şekil EK A.5 Y yönündeki gerilmeler (Katman 1)



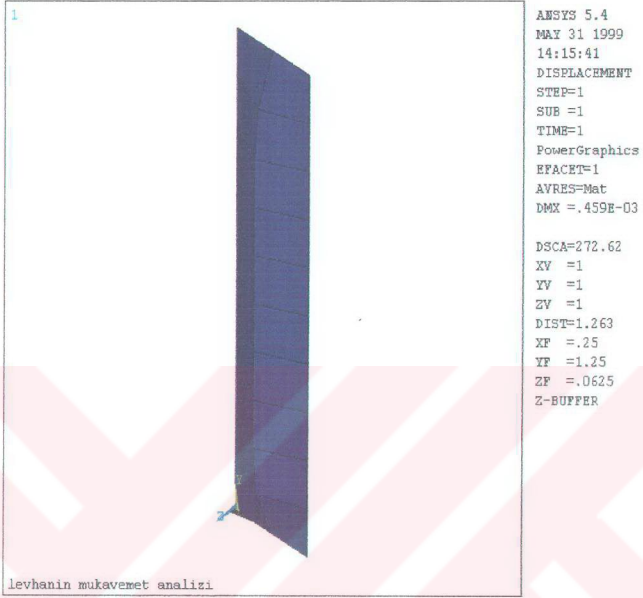
Şekil EK A.6 Y yönündeki gerilmeler (Katman 2)



Şekil EK A.7 Y yönündeki gerilmeler (Katman 3)

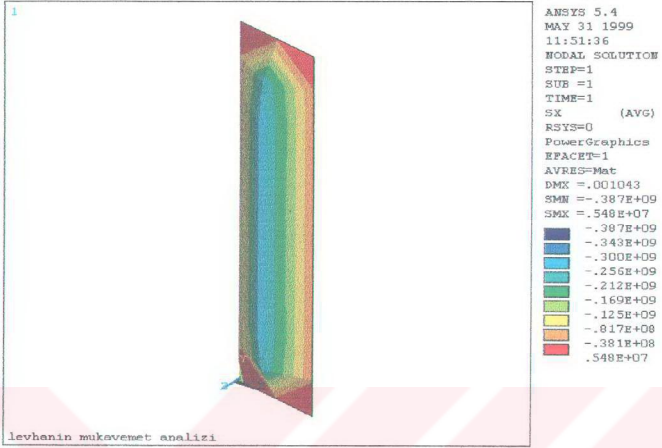


Şekil EK A.8 Y yönündeki gerilmeler (Katman 4)

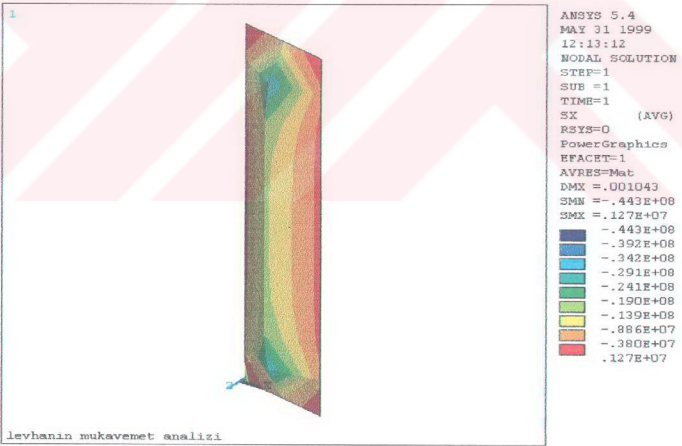


Şekil EK A.9 Katmanlı kompozit levhadaki maksimum çökme

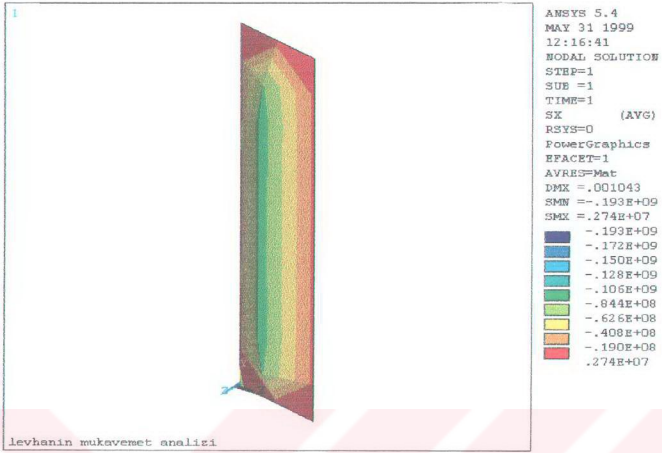
EK B : Basit Mesnetli Plak



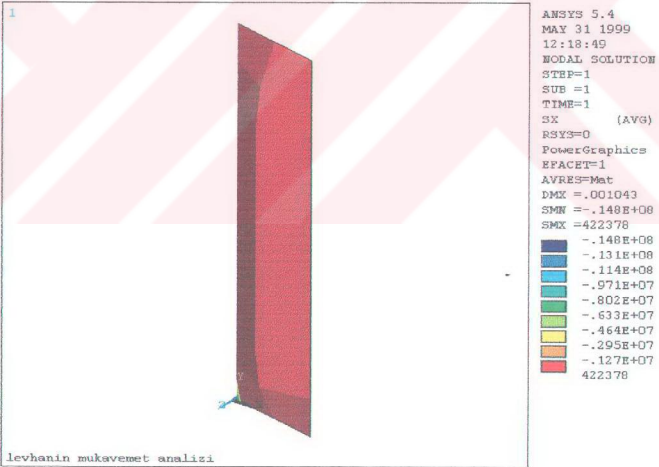
Şekil EK B.1 X yönündeki gerilmeler (Katman 1)



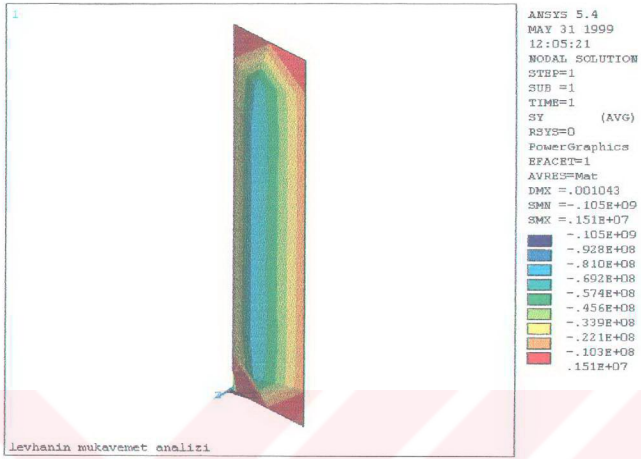
Şekil EK B.2 X yönündeki gerilmeler (Katman 2)



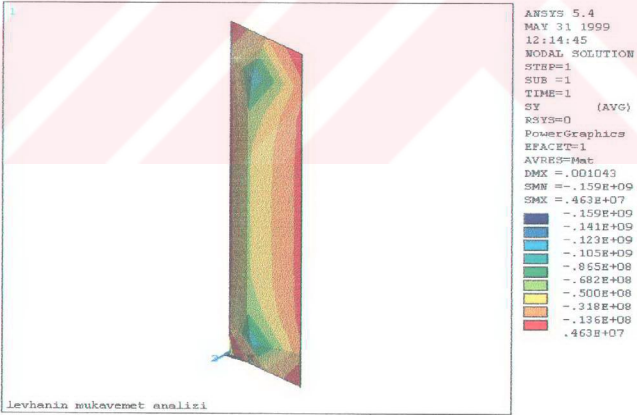
Şekil EK B.3 X yönündeki gerilmeler (Katman 3)



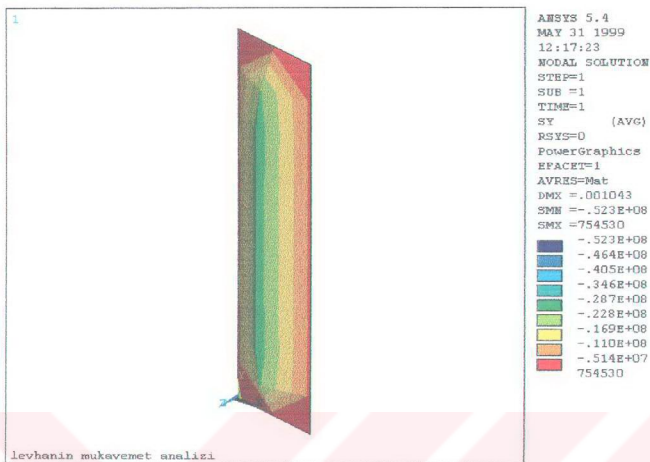
Şekil EK B.4 X yönündeki gerilmeler (Katman 4)



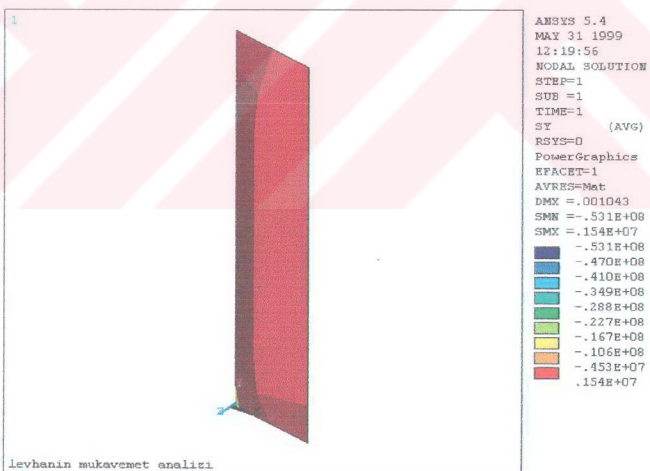
Şekil EK B.5 Y yönündeki gerilmeler (Katman 1)



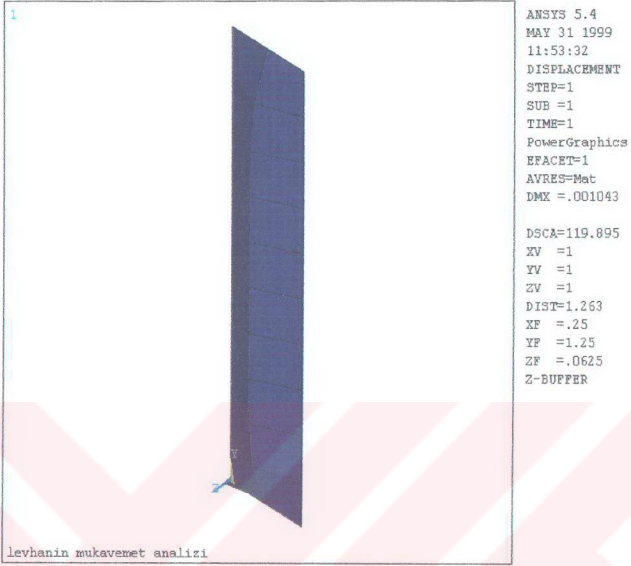
Şekil EK B.6 Y yönündeki gerilmeler (Katman 2)



Şekil EK B.7 Y yönündeki gerilmeler (Katman 3)



Şekil EK B.8 Y yönündeki gerilmeler (Katman 4)



Şekil EK B.9 Katmanlı kompozit levhadaki maksimum çökme

ÖZGEÇMİŞ

Ömer EKSİK, 1973 yılında İstanbul'da doğdu. İlk ve orta öğrenimini Bakırköy'de Ahmet Merter Okulunda Tamamladı. Lise öğrenimini ise Ataköy Lisesinde tamamladı. 1991 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Gemi İnşaatı ve Deniz Bilimleri Fakültesi Deniz Teknolojisi Mühendisliği bölümünde yüksek öğrenimine başladı. 1995'te fakülte birincisi olarak mezun oldu ve aynı sene İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Gemi İnşaatı Mühendisliği Ana Bilim Dalı, Gemi İnşaatı Mühendisliği Programına girdi. 1996-1997 öğretim yılında yüksek lisans derslerini tamamladıktan sonra Türkiye Gemi Sanayi Pendik Tersanesinde dizayn mühendisi olarak işe başladı. Öğrenimine yarım dönem ara verdikten sonra 1998- 1999 öğretim yılında Prof. Dr. Abdi KÜKNER ile "Yüksek Hızlı Teknelerde Katmanlı Kompozit panellerin Dövünme Basınç Yüküne Cevabı" konulu tez çalışmasına başladı. Halen Türkiye Gemi Sanayi Pendik Tersanesinde dizayn mühendisi olarak çalışmaya devam etmektedir.