

**PETEK YAPILI SANDVIÇ YAPILARIN DİNAMİK
ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ**

Alparslan YİĞİT

**Y.Lisans Tezi
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Doç.Dr. Mustafa YAMAN**

2010

Her hakkı saklıdır

ATATÜRK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Y. LİSANS TEZİ

**PETEK YAPILI SANDVIÇ YAPILARIN DİNAMİK
ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ**

Alparslan YİĞİT

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

ERZURUM
2010

Her hakkı saklıdır

Doç. Dr. Mustafa YAMAN danışmanlığında, Alparslan YİĞİT tarafından hazırlanan bu çalışma 27.12.2012 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından. Mahine Müh. Anabilim Dalı'nda Yüksek lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Başkan : Doç.Dr. Mustafa YAMAN

İmza : 

Üye : Yrd. Doç. Dr. Habib WYSAL

İmza : 

Üye : Yrd. Doç. Dr. Gökhan ŞAKAR

İmza : 

Üye :

İmza :

Üye :

İmza :

Yukarıdaki sonucu onaylarım

(imza)

.....
Enstitü Müdürü

ÖZET

Y. Lisans Tezi

PETEK YAPILI SANDVIÇ YAPILARIN DİNAMİK ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ

Alparslan YİĞİT

Atatürk Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman : Doç. Dr. Mustafa YAMAN

Mühendislik uygulamalarında gün geçtikçe farklı dinamik özellikleri gösterebilecek malzemelere ihtiyaç duyulur. Yeterli mukavemette ve titreşimleri azaltacak (sönümleme özelliği bulunan) malzeme temini de bunlardan biridir.

Bu çalışmada; alüminyum dikdörtgen şeklindeki bal peteği sandviç yapısındaki kompozitin, serbest titreşim analizi nümerik olarak yapılmıştır. Farklı konfigürasyonlarda ki sandviç kirişlerin ankestre – serbest sınır şartlarındaki doğal frekansları, titreşim biçimleri, sönüm oranları belirlenmiştir. Sandviç yapıyı oluşturan yüzey plaka kalınlıklarının ve sandviç yapısının kalınlığının titreşim karakteristiklerine ve sönüm oranına etkileri incelenmiştir. Nümerik analizler ANSYS paket programı ile yapılmıştır.

2010 , 79 sayfa

Anahtar Kelimeler: Dinamik analiz, balpeteği, sandviç yapı, titreşim analizi

ABSTRACT

MS Thesis

INVESTIGATION OF DYNAMIC PROPERTIES OF HONEYCOMB SANDWICH STRUCTURE

Alparslan YİĞİT

Atatürk University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering

Supervisor : Assoc. Prof. Mustafa YAMAN

In engineering applications, different materials are needed to day after day. Sufficient strength to reduce vibration in the material supply an done of them is.

In this study, free vibration analysis of aluminum rectangle shaped composite honeycomb structure were carried out numerically. The natural frequencies, vibration modes and damping ratio of sandwich structures fabricated with different configurations for clumped-free boundry conditions were determined. The effect of lower and upper face sheet thicness and the core material (the thickness of sandwich structure) on the vibration chracteristics and damping ratios were examined. The numerical analysis were carried out with ANSYS program.

2010 , 79 pages

Keywords : Dynamic analysis, honeycomb, sandwich structure, vibration analysis

TEŞEKKÜR

Dikdörtgen şeklindeki bal peteği yapılı sandviç yapılarının dinamik olarak incelenmesi çalışmasında, planlanmasında, araştırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen, engin bilgi ve tecrübelerinden faydalandığım, yönlendirme ve bilgilendirmeleriyle çalışmamı bilimsel temeller ışığında şekillendiren Sayın Doç. Dr. Mustafa YAMAN'a teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarında beni yalnız bırakmayan ve desteğini esirgemeyen aileme de teşekkür ederim.

Alparslan YİĞİT

Eylül 2010

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ.....	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xi
1.GİRİŞ.....	1
1.1.Kompozit Malzemelerin Tarihi Gelişimi.....	1
1.2. Kompozit Malzemelerin Tanımı.....	4
1.2.1.Bir araya getirilerek oluşturulan malzemeler (agglomerated materials).....	5
1.2.2. Liflerle güçlendirilmiş malzemeler (fibre-reinforced materials).....	5
1.2.2.a. Faz lifler.....	7
1.2.2.b. Cam lifler.....	8
1.2.2.c. Karbon ifler.....	8
1.2.2.d. Polimer lifler.....	9
1.2.3. Matrisler.....	9
1.2.3.a. Epoksi reçine matrisler.....	10
1.2.3.b. Metalik matrisler.....	10
1.2.3.c. Polimer matrisler.....	11
1.2.4. Toz metalurjisi ile üretilen malzemeler (powder metallurgy processed materials).....	12
1.2.4.a. Sinterleme.....	13
1.3. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları.....	14
1.3.1. Otomotiv sanayii.....	14
1.3.2. Havacılık sanayii.....	16
1.3.3. Kompozitlerin basınçlı gaz kabında kullanımlar.....	20
1.3.4. Diğer kullanım alanları.....	21

2. KURAMSAL TEMELLER	24
2.1. Petekli Yapıdaki Kompozitler.....	24
2.1.1. Bal peteği geometrisi hakkında kısa bilgi.....	25
2.2. Bal Peteğinin (Honeycomb) Oluşturulması.....	25
2.2.1. Uzatarak şekil verme.....	27
2.2.2. Kıvrırma metodu ile şekil verme.....	28
2.3. Bal Peteğinin (Honeycomb) Özellikleri.....	29
2.4. Uygun Test Yöntemleri.....	30
2.5. Bal Peteği Sandviç Yapısının Kullanım Alanları.....	31
2.5.1. Havacılık, savunma ve uzay sanayi sektörü.....	31
2.5.2. Otomotiv sanayi.....	39
2.5.3. Denizcilik sanayi.....	39
2.5.4. Diğer sanayi dalları.....	41
3. MATERYAL ve YÖNTEM	43
3.1. Materyal.....	43
3.2. Yöntem.....	49
3.2.1. Analiz tipinin belirlenmesi.....	50
3.2.2. Eleman tipi ve özellikleri.....	51
3.2.3. Malzeme özelliklerinin girilmesi.....	52
3.2.4. Modellerin oluşturulması.....	53
3.2.5. Elemanlara ayırma “MESH”.....	55
3.2.6. Sınır şartlarının verilmesi.....	57
3.2.7. Kuvvetin uygulanması.....	57
3.2.8. Sistem kayıp (loss) katsayılarının çözümü.....	59
4. ARAŞTIRMA BULGULARI	68
5. SONUÇ	69
KAYNAKLAR	78
ÖZGEÇMİŞ	80

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

c	sönüm katsayısı
c_c	kritik sönüm katsayısı
$C_{1,2}$	sabit katsayı
c	sönüm değeri
d	lifin çapı
E	elestisite modülü
F	kuvvet
F_0	kuvvet fonksiyonu katsayısı
G	young modülü
Hz	frekans, “hertz”
k	hareket denkleminde rijitlik değeri
L	lifin boyu
m	hareket denkleminde kütle değeri
n	çözümde bulunan genlik-zaman grafiğinde genlik tepe sayısı
r	frekans oranı
rad	radyan
sn	saniye
$s_{1,2}$	karakteristik denklemin kökleri
t	zaman
ν	poission ratio
ω_n	doğal frekans değeri
W	titreşim esnasında her hangi iki genlik arasında harcanan enerji
X_n	son genlik değeri
X_0	bilinmeyen katsayı
β	çözüm için girilen sönüm oranı
ρ	özkütle
δ	logaritmik azalma
Q	kalite faktörü
ζ	sönüm oranı

ΔW tek salınımında harcanan enerji

Kısaltmalar

ASTM 1 Amerika malzeme standardı
C Avrupa malzeme kimyasal standardı
D DIN Alman standardı
DOC Direct Operating Cost
FEM Finite Elements Method

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. Ayasofya’da alınan bozulmadan kalmış saman lifler.....	1
Şekil 1.2. Bizans ve Osmanlı zamanında Horasan harcında kullanılan lifler (kesilmiş saman).....	2
Şekil 1.3. Horasan harcı –tuğla aderansı.....	2
Şekil 1.4. Cam lif, metal ve kompozit malzeme gerilme-deformasyon eğrisi.....	11
Şekil 1.5. Elyaf ve matris malzemelerin gerilme – uzama diyagramı.....	11
Şekil 1.6. Toz metalurjisi ile üretim.....	13
Şekil 1.7. Toz metalurjisi ile üretimde sinterleme.....	13
Şekil 1.8. Otomotiv sanayide kullanılan malzemeler.....	15
Şekil 1.9. Havacılık sanayide kullanılan kompozit malzemeler -1.....	19
Şekil 1.10. Havacılık sanayide kullanılan kompozit malzemeler -2.....	19
Şekil 1.11. Spor Araçlarında kullanılan malzeme.....	21
Şekil 1.12. Sağlıkta teknolojisinde kullanılan kompozit malzemeler.....	22
Şekil 1.13. Deniz Araçlarına örnek resimler.....	22
Şekil 1.14. Pervanelerin Kompozit Yapısı.....	23
Şekil 2.1. Balpeteği şekli.....	24
Şekil 2.2. Altıgen hücreli bal peteği yapısı.....	25
Şekil 2.3. Bal peteği yapısının oluşturulması.....	26
Şekil 2.4. Metal alaşımlı hücre yapılı sandviç yapı.....	26
Şekil 2.5. Uzatarak şekil verme yöntemi ile petekli yapı hücre üretimi.....	27
Şekil 2.6. Uzatarak şekil verme yöntemi ile farklı petek yapı hücre üretimi.....	27
Şekil 2.7. Petek hücrelerinin üretim aşamaları -1.....	28
Şekil 2.8. Petek hücrelerinin üretim aşamaları -2.....	28
Şekil 2.9. Farklı hücre boyutlarına sahip metal kalıplar ve üretilen petek yapılı hücreler.....	29
Şekil 2.10. Petek hücre ile kompozit plakanın birleştirilmesi.....	29
Şekil 2.11. Uçak motoru rotor kanat yapısı.....	33
Şekil 2.12. Gelişmiş uçaklarda malzeme dağılımı.....	35
Şekil 2.13. 1944 yapımı Vultee BT-15 uçak.....	36

Şekil 2.14. Petek yapılı uçak kanadı.....	37
Şekil 2.15. Gövde ve pervaneler petek yapılı helikopter.....	37
Şekil 2.16. Alüminyum petek yapılı güneş pilleri, epoksi-karbon kompozit.....	37
Şekil 2.17. Sandviç köpük panelden (AFS) yapılmış Ariane5 roket konisi.....	39
Şekil 2.18. Alüminyum hafif-ağırlıklı sandviç panel örneği.....	39
Şekil 2.19 . Çarpışma kutusu örnekleri.....	40
Şekil 2.20. Viyadük altında ses emen petek levha yapı.....	40
Şekil 2.21. Tekne balkon yan panellleri.....	41
Şekil 2.22. Tekne yan gövde.....	41
Şekil 2.23. Tren yapımında sandviç panellerin kullanılması.....	42
Şekil 2.24. Asansör yan ve taban sandviç panelleri.....	42
Şekil 2.25. Ev veya büro tasarımında ve yapımında kullanılan paneller.....	42
Şekil 3.1. Bir sonlu eleman modelinde düğüm noktaları ve elemanlar.....	44
Şekil 3.2. Eleman geometrisinde müsaade edilebilir deformasyonlar.....	45
Şekil 3.3. Dikdörtgen petek yapılı sandviç kompozitin koordinatları ve boyutları.....	50
Şekil 3.4. Sandviç yapının mesnetlenmesi.....	50
Şekil 3.5. Petek yapı geometrisi.....	50
Şekil 3.6. Analiz tipinin seçilmesi.....	51
Şekil 3.7. Seçilen eleman tipinin kalınlığının girilmesi.....	52
Şekil 3.8. Seçilen malzeme özelliklerinin atanması.....	53
Şekil 3.9. Dikdörtgen petek yapılı modelin keypointleri.....	54
Şekil 3.10. Dikdörtgen petek yapı.....	54
Şekil 3.11. Dikdörtgen bal peteği sandviç yapılı kompozit.....	55
Şekil 3.12. Eleman boyutlarının girilmesi.....	56
Şekil 3.13. Sonlu elemanlara ayrılan petek yapılı kompozit.....	57
Şekil 3.14. Sandviç modelin mesnetlenmesi ve kuvvetin uygulanması.....	58
Şekil 3.15. Genlik-zaman grafiği.....	63
Şekil 3.16. Yarı güç noktalarını gösteren harmonik cevap eğrisi.....	66
Şekil 3.17. Farklı sandviç yapı kalınlıklarına sahip yapının levha kalınlığına bağlı olarak birinci doğal frekanslarının oranlarının değişimi ($t_1 = 0.05$ mm).....	69

Şekil 3.18. Farklı levha kalınlıklarına sahip yapının sandviç yapı	
kalınlığına bağlı birinci doğal frekans oranlarının değişimi ($t_1 = 0.05$ mm).	70
Şekil 3.19. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının birinci titreşim biçimi.....	71
Şekil 3.20. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının ikinci titreşim biçimi.....	71
Şekil 3.21. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının üçüncü titreşim biçimi.....	71
Şekil 3.22. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının dördüncü titreşim biçimi....	72
Şekil 3.23. Farklı sandviç yapı kalınlıklarına sahip yapının levha kalınlıklarına bağlı	
olarak loss faktörlerinin oranlarının değişimi ($t_1 = 0.05$ mm).....	73
Şekil 3.24. Farklı levha kalınlıklarına sahip yapının sandviç yapı kalınlığına bağlı	
olarak loss faktörlerinin oranlarının değişimi ($t_1 = 0.05$ mm).....	74

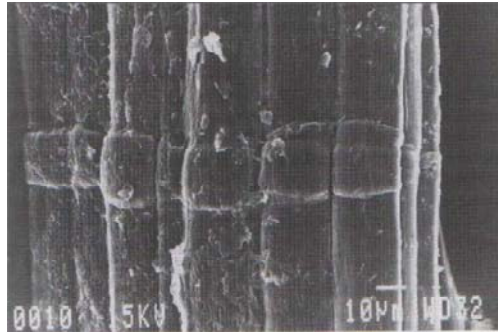
1.GİRİŞ

İnsanlık tarihi ile birlikte insanlar kendilerine yardımcı olacak, hayatlarını kolaylaştırıp basitleştirecek ve konfor sağlayacak malzemeler kullanmaya başlamışlardır. İlk zamanlarda bu malzemeler doğadan direk olarak, işlenmeden kullanılmaktaydı. İlk olarak, en basit malzeme çakmak taşı, tahta ve malzemeleri parçalamak için keskin taşlar kullanılmıştır.

1.1.Kompozit Malzemelerin Tarihi Gelişimi

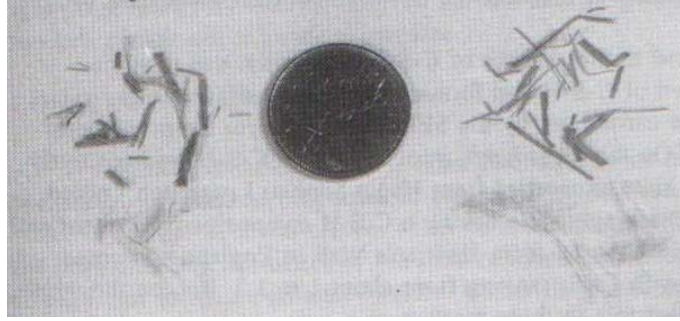
Çok bileşenli malzemenin ilk örnekleri, doğada bulunan malzemeye yapılan müdahalelerle onun kullanılabilir hale getirilmeye başlandığı aşamadır. Kompozit malzemelerin başlangıcı ve gelişiminde İsraililerin çamur ve samanla tuğla yapması, ortaçağda askerler kılıçlarını sağlamlaştırması, Mısırlılar kontra plağı yapması vb., gibi birçok olayı sayabiliriz. İlk çağlardan beri insanlar kırılgan malzemenin içine bitkisel lifler koyarak bu kırılganlık özelliğinin giderilmesine çalışmışlardır (Öztürk 2009).

Bu konularda en iyi örneklerden biri kerpiç malzemedir. Kerpiç üretiminde killi çamur içine katılan saman, sarmaşık dalları gibi sap ve lifler, gerek üretim gerek kullanılması arasındaki dayanımını arttırmaktadır. Sonraları insan daha iyi bir ortamda barınmak amaçlı, barınak inşasında çamur-saman karışımıyla tuğla yapımına başlamıştır.



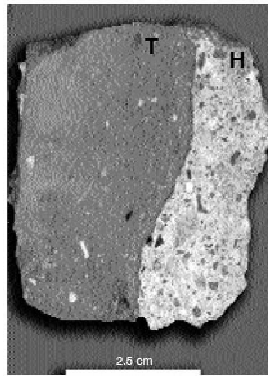
Şekil 1.1. Ayasofya'dan alınan bozulmadan kalmış saman lifler

İlk çağlara kadar bu klasik malzemeler kullanılmıştır. Bunlara ek olarak, ilk denizcilerin bulduğu tahmin edilen camda bu malzemelere eklenmiştir. Yalnız kırılma gücünden dolayı ve kullanımı tam anlaşılamadığı için ilk aşamada mühendislik malzemesi olarak bu kadar yaygın kullanılamamıştır. Öte yandan, günümüzde kompozit malzemenin donatılmasında yaygın olarak kullanılan liflerle ilgili uygulamanın da çok yeni olmadığı eldeki bulgulardan anlaşılmaktadır. Cam lif uygulamaları M.Ö 1600 yıllarında Mısır'da başlamıştır (Taşdemir ve Şengül 2005).



Şekil 1.2. Bizans ve Osmanlı zamanında Horasan harcında kullanılan lifler (kesilmiş saman) (Taşdemir ve Şengül 2005)

Bizans ve Osmanlı devirlerinde ise Horasan Harcı olarak isimlendirilen malzeme kullanılmıştır. Bu malzeme tipik olarak, %60–70 oranında en büyük tane boyutu 20 mm olan granülometrik agrega ve kireç içermektedir. Kullanılan agrega tuğla kırıkları ve tuğla tozundan oluşmaktadır. Horasan harcının dayanımı yaklaşık 8 MPa mertebelerindedir (Robert 1987).



Şekil 1.3. Horasan harcı –tuğla aderansı (Taşdemir ve Şengül 2005)

Tarihi öneme, (ilk olarak) metallerde altın ile girilmiştir. Çünkü ilk çağlarda altın kolay işlenebilir olduğu için ilk kullanılan metal olmuştur. İşlemeciliğiyle beraber, bakır bronz sonrada demir kullanılmaya başlanmıştır.

Teknolojik arayışlar her geçen gün malzeme biliminin önemini gittikçe arttırmakta, tüm sektörlerde yeni arayışlar içerisinde mutlaka malzeme biliminin gerekleri ön plana alınması bir zorunluluk haline gelmektedir.

Kompozitin esas gelişme ve yaygınlaşması ise havacılığın I. Dünya Savaşı sonrası ve devrim olarak II. Dünya Savaşı sonrasında hızla gelişmesiyle havacılıkta malzemeye olan ihtiyacın değişmesiyledir. Kompozitler önce uçak, sonra uzay yapılarında kullanılmaya başlandı.

Öte yandan, liflerle donatılı sentetik reçineler 1950’li yılların ortalarından itibaren endüstride kullanılmaya başlanmıştır. Bu malzemenin en tanınmış grubunu “cam lifi donatılı polyester reçinesi kompoziti” oluşturmaktadır. Ülkemizde “fiberglas” diye tanınan bu malzeme 1960’lı yılların başından itibaren Türkiye’de sıvı depoları, çatı levhaları, küçük boyda deniz teknelerinin yapımı gibi alanlarda kullanılmıştır. Ülkemizde seri üretimi yapılmış ilk yerli otomobil olan “Anadol” un kaportası bu malzemeden üretilmiştir.

Cam lifleriyle donatılı sentetik reçine matrisli malzemeler için dilimizde “Cam Takviyeli Plastik (CTP)” adı yerleşmiştir.

Metallerde son yıllarda imalat işlemleri daha kontrollü ve basit yüksek kaliteli malzemeler “cam-metaller, Al-Li alaşımları, çift yüzölçümlü çelikler, mikro alaşımlı çelikler ve yeni süper alaşımlı çelikler” geliştirilmeye başlanmıştır. Polimerler, yüzyıl başında naylonun gelişmesiyle ön plana çıkmıştır ki, bunların en önemlileri plastiklerdir. Son yıllarda ise Acrylics, epoxy’ler ve polyesterler sanayide çok büyük kullanım alanı bulmuşlardır (Robert 1987).

1.2. Kompozit Malzemelerin Tanımı

Kompozit malzemeler; her birinin kendine has fiziksel ve kimyasal özellikleri bulunan iki veya daha fazla malzemenin birleşmesi ile elde edilen farklı mekanik özelliklere sahip malzemelerdir. Metalürjik anlamda; birden fazla faz oluşturan bir malzeme olarak tanımlanabilir. Örnek olarak çelik, yumuşak, ferrite yapı ve sert sementit yapı içerir.

Malzemelerin yapıları manipüle edilerek mikroskobik boyutta mekanik özellikleri kontrol edilebilir. Mühendislik malzemeleri bu mikro yapısal varyasyonlarıyla sınırlı değildir. Bir malzemenin tek başına yapamayacağı kombinasyon özellikleri iki veya daha fazla malzemenin makro ölçekte entegrasyonu ile yapılabilir. Örneğin; cam takviyeli plastik veya emaye levha çelik.

Cam çekme mukavemeti ve boyutsal kararlılık sağlar. Emaye levha çelik, kolay şekillenen yüksek modüllü esneklik içerir fakat oksidasyondan ve korozyondan emaye kaplamayla korunur.

Uygulamada, kompozit malzeme üretiminde genellikle aşağıdaki özelliklerden birinin veya bir kaçının geliştirilmesi amaçlanmaktadır. Bu özelliklerin başlıcaları,

- Mekanik dayanım, basınç, çekme, eğilme, çarpma dayanımı,
- Yorulma dayanımı, aşınma direnci,
- Korozyon direnci,
- Kırılma tokluğu,
- Yüksek sıcaklığa dayanıklılık,
- Isı iletkenliği veya ısıl direnç,
- Elektrik iletkenliği veya elektriksel direnç,
- Akustik iletkenlik, ses tutuculuğu veya ses yutuculuğu,
- Rijitlik,

- Ağırlık,
- Görünüm,
- Enerji yutuculuğu (damping)

ve benzeri özellikler şeklinde sıralanabilir (Tarakçılar ve Taşgetiren 1995).

Burada yapılan, dolaylı olarak malzemenin birim maliyetinin düşürülmesidir. Bu amaca yönelik olarak kompozit malzeme üretiminde farklı yöntemler kullanılmaktadır. Hepsinde değişmeyen temel ilke, bileşenlerin zayıf yönlerinin amaç doğrultusunda iyileştirilerek daha nitelikli bir yapının elde edilmesidir. Bir kompozitin yapısında genelde “matris” olarak kabul edilen sürekli bir faz ile onun içinde dağılı değişik özelliklere sahip donatı fazından meydana gelmektedir.

Kompozit malzemeleri üç grupta sınıflandırabiliriz.

- 1- Bir araya getirilerek oluşturulan malzemeler (agglomerated materials)
- 2- Liflerle güçlendirilmiş malzemeler (fibre-reinforced materials)
- 3- Toz metalurjisi ile üretilen malzemeler (powder metallurgy processed materials)

1.2.1. Bir araya getirilerek oluşturulan malzemeler (agglomerated materials)

Çoğu mühendislik uygulamalarında, küçük parçalıklı malzemelerin karıştırılması ile yeni bir kompozit malzeme meydana getirilir. En açık örnek; betondur (çakıl, kum, çimento ve su ile meydana gelir), Asfalt ve mıcır uygulamasında yol yüzeyi yapımı gibi (sathi kaplama), BSK yol yapımı gibi (agrega, asfalt çimentosu) v.s

1.2.2. Liflerle güçlendirilmiş malzemeler (fibre-reinforced materials)

Sert yapıdaki katı malzemeler, yüzey çatlaklarına karşı dayanaksızdır. Malzemede, yorulmada ki gerilme yoğunluğuna göre yüzeyde, kendiliğinden yayılır. Sert

malzemelerde çatlaklar lifli demet yapısı ile kısa mesafelerde önlenabilir. Çatlak, tek bir lif yapılı malzemede kısa mesafede de devam edebilir. Bundan dolayı çok sayıda lif, uygun bir matris yapıda malzeme içerisine yerleştirilerek daha büyük bir kırılma mukavemetine sahip olan malzeme üretilebilir.

Lifler birçok şekilde birleştirilebilir. Kenevir lifi; uzun iplikler şeklinde bükülerek birbirlerine dolandırılarak halat oluşturulur. Güçlü kırılğan olan liflerde üretilebilir fakat onların mukavemeti yüzey durumlarına bağımlı olduğundan bükülerek halat yapılamazlar.

Oysa uygun bir yerleştirme modeli kullanılırsa, lifleri bir arada tutar ve aynı zamanda yüzeyleri aşınmaya karşı ve tehlikeden korur. İncelemelerde ki sonuçlar; lif boyu ve çapı arasında kritik bir bağıntı olduğunu göstermektedir. Bu oran;

$$R > \frac{5L}{d} \quad \text{Burada, } d: \text{lifin çapı, } L: \text{lifin boyunu} \quad (1.1)$$

Yaygın olarak bilinen bazı liflerin özellikleri aşağıdaki **Çizelge 1.1**'de verilmiştir.

Çizelge 1.1. Lif malzemelerin özellikleri

MALZEME	Tensile strength (10 ³ Mpa)	Relative density (g/cm ³)	Young's Modulus (10 ³ Mpa)	Specific strength (10 ³ Mpa)	Specific modulus (10 ³ Mpa)
"s" glass	4,5	2,50	88	1,8	35
Wire steel	4,2	7,74	200	0,54	26
Tungsten	4,1	19,4	410	0,21	21
"E" glas	3,5	2,55	74	1,4	29
High str.carbon	3,0	1,74	230	1,8	130
Boron	2,8	2,36	390	1,2	160
Molybdenum	2,2	10,2	360	0,22	0,36
High Mod.carbon	2,1	2,00	420	1,1	210

Güçlendirilmiş lif malzemeler, yüksek gerilme mukavemetli ve esneklik modüllü kompozit malzeme üretimi için kullanılır. Her bir bileşenin bazı özellikleri kompozit malzemelere aktarılabilir. Örneğin; özgül değer (gerilme mukavemetinin bağıl özkütle ye oranı) v.s.

Sac tel şeklinde üretilmiş malzemelerde son derece yüksek mukavemet elde edilebilir. Bunlar 0.5 ve 2.0 μm çapında 20 mm uzunluğundadır.

Bazı sac telinde üretilen liflerin özellikleri **Çizelge 1.2** de verilmiştir.

Çizelge 1.2. Bazı sac liflerin özellikleri

MALZEME	Tensile strength (10^3 Mpa)	Relative density (g/cm^3)	Young's Modulus (10^3 Mpa)	Specific strength (10^3 Mpa)	Specific modulus (10^3 Mpa)
Alumina	21	3,96	430	5,3	110
Silicon carbide	21	3,21	490	6,5	150
Grahite	20	1,66	710	12,0	430
Boron carbide	14	2,52	490	5,6	190
Silicon Nitride	14	3,18	380	4,4	120

1.2.2.a. Faz lifler

Lif ile güçlendirilmiş kompozit malzemenin en çok kullanılanı fiberglas diyebiliriz. Matrisi ise; poliesterin stiren monomeri ile kimyasal reaksiyonu sonucu oluşan çapraz bağlı bir reçine çeşididir. Lifleri cam yapıdadır. Fiberglas çelikten daha dayanıklı, fakat çok daha hafif bir malzemedir. Bundan dolayı da, havacılık sektöründe çok tercih edilen malzeme olarak ilk sıralarda yer alır. Bu yapıda lifler tek yönlü olmayıp karışık şekillerde malzeme boyunca uzamaktadır. Tek yönlü lifli kompozitler, lif boyunca daha yüksek bir mukavemete sahiptirler. Lifli kompozitler liflerin yönünde çekildiğinde daha dayanıklı olmasına karşın liflere dik gelen kuvvetlere karşı dayanıklı olmadıkları

görülür. Birden fazla yönde dayanıklı malzemeye ihtiyaç duyulursa; buda kompozit içerisine örülen liflerle sağlanabilir.

1.2.2.b. Cam lifler

Cam lifler genellikle plastik malzemeleri güçlendirmek maksatlı kullanılan lif çeşididir. Mühendislikte; maliyeti düşük ve istenilen özellikte malzeme temini esas olduğundan; cam liflerin plastikle olan uyumu, ihtiyaç duyulan mekanik özelliklere de cevap verebilmesinden ve ucuz maliyetinden dolayı tercih edilmektedir. Bu liflerin temel kimyevi maddesi silika (SiO_2) temellidir. Azda olsa diğer inorganik maddeler ihtiva eder. Bileşimlerinde belirlenen kod harfleri ile ifade edilirler, plastikte kullanılan kod E-camıdır. Cam lifler; şeffaf yapısından dolayı, kompozit malzemenin rengini alması ve yumuşama noktası çok yüksek sıcaklık olduğundan ($\sim 850^\circ\text{C}$) yani yüksek sıcaklığa karşı direnç gösterebildiğinden, avantaj sağlamaktadır.

Çizelge 1.3. Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri.

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	4858,0
Isıl genleşme katsayısı ($\text{m/m}^\circ\text{C} \times 10^{-6}$)	8,6	7,2	5,0	5,6
Yumuşama sıcaklığı ($^\circ\text{C}$)	727,0	749,0	841,0	970,0
Katkı malzemeler				
SiO_2	72,0	64,4	52,4	64,4
$\text{Al}_2\text{O}_3, \text{Fe}_2\text{O}_3$	0,6	4,1	14,4	25,0
CaO	10,0	13,4	17,2	-
MgO	2,5	3,3	4,6	10,3
$\text{Na}_2\text{O}, \text{K}_2\text{O}$	14,2	9,6	0,8	0,3
B_2O_3	-	4,7	10,6	-
BaO	-	0,9	-	-

1.2.2.c. Karbon lifler

Poliakrilonitrilin (PAN), yaklaşık 1000 ile 1500°C’de karbonlaştırılması ile üretilir. Elektriksel iletkenliklerinin iyi oluşu, boyutsal kararlılıkları, kimyasallara karşı direnç gösterebilmeleri avantaj olarak söylenebilir. Fakat mühendislikte maliyet ön planda olduğundan ve maliyetlerinin yüksek oluşundan dolayı uygulamalar için dezavantajlı bir malzemedir.

1.2.2.d. Polimer lifler

Aramid, (aromatik liflerin genel adı) lifler ve yüksek moleküllü polietilen (PE) lifler iyi mekanik özelliği barındırmalarından dolayı diğerlerinden ayrılır. Karbon liflerden daha sert ve dayanıklıdır. Liflerden, karbon liflerin en iyi olduğu, sonra polimer liflerin, daha sonrada cam liflerin izlediği söylenebilir.

1.2.3. Matrisler

Matris, kompozitin temel yapısını oluşturur ve lifleri bir arada tutarak kompozitin sıkışmaya karşı direncini karşılar (Sarıtaş 1995).

Kompozit yapılarda matrisin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matris malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir. Kompozit yapılarda yükü taşıyan elyafların fonksiyonların yerine getirmeleri açısından matrisin mekanik özelliklerinin rolü çok büyüktür. Örneğin matris malzemesi olmaksızın bir elyaf demeti düşünüldüğünde yük bir yada birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Matrisin varlığı ise yükün tüm elyaflara eşit dağılımını sağlayacaktır (Kaya 1987).

1.2.3.a. Epoksi reçine matrisler

Epoksiler iki ya da daha fazla epoksi içeren bileşenlerden oluşurlar. Polifenol'ün epikloridin ile bazik şartlarda reaksiyonu sonucu elde edilirler. Epoksilere uygulanan kür işlemleri ile yüksek sıcaklıklara dayanımı 150-200C°'ye kadar artırılabilir. Büzülmesi %2'den azdır (Kaya 1987).

Avantajları:

- 1- Kopma mukavemetleri yüksektir.
- 2- Elyaf yapılarda yüksek bağ mukavemeti sağlarlar.
- 3- Yüksek aşınma direncine sahiptirler.
- 4- Uçucu değildirler ve kimyasal dirençleri yüksektir.
- 5- Düşük ve yüksek sıcaklarda sertleşebilme özelliğine sahiptirler.

Dezavantajları:

1. Polyesterle karıştırıldığında pahalıdırlar.
2. Polyestere oranla yüksek viskoziteye daha az uygundur.

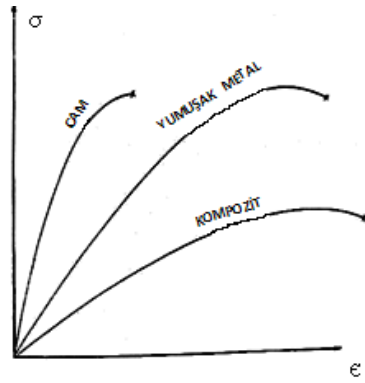
Epoksiler avantajlarının çokluğu ve tüm elyaf malzemelerde kullanılabilme nedeniyle, uçak yapısında da yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Genellikle karbon elyaflarla birlikte kullanılırlar (Donald 1998).

1.2.3.b. Metalik matrisler

Matris malzemelerin ve liflerin her ikisi de elastik ve plastik olarak deform olabilir. Lif eksenine paralel yük uygulandığında; sürekli lifler ve kritik boyunu aşmak şartı ile sürekli olmayan yapıdaki lifler için gerilme-deformasyon eğrisi niteliksel olarak aynıdır.

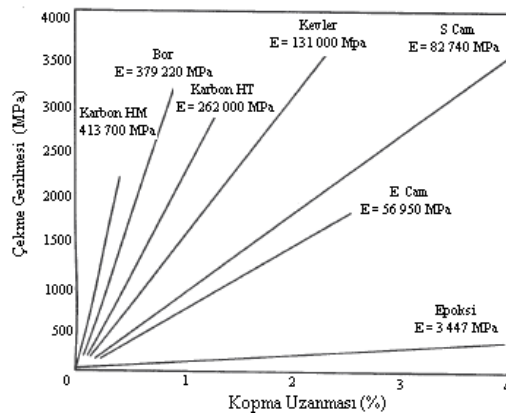
1.2.3.c. Polimer matrisler

Polimer kompozit matrisler sıradan matrislerdir. Örneğin cam takviyeli plastikler (CTP). Cam takviyeli plastikler ısı ile sertleşebilirler veya termoplastik polimer olabilir. Birinci oluşum normal polyester çeşidinden daha yaygındır. Kompozitler; cam lifler ve polyester şekillendirilmiş kalıba döküm yapılarak ve kür aşamasından geçirilerek oluşturulur (Saritaş 1995).



Şekil 1.4. Cam lif, metal ve kompozit malzeme gerilme-deformasyon eğrisi

Gerilme testi esnasında matris ve lifler elastik olarak deforme olurlar.



Şekil 1.5. Elyaf ve matris malzemelerin gerilme – uzama diyagramı.

Bir polimer matris yapılı kompozitin bu durumu polimerin kırılgenlığına bağıdır. Polimer matris, liflere oranla kıyaslandığında yumuşak ise metal matrisler için tanımlanan özelliklerle aynıdır. Matris kırılgen olduğunda matriste aynı hatayı verir ve lifli matrislerde bu, yüzey çatlakları oluşturur. Bu hatalar, gerilme testlerinde de paralellik gösterir ve kompozitlerin parçalanmasında yükselmelere sebep olur.

Çizelge 1.4. Farklı elyaflardan oluşan kompozitlerin birim maliyetleri

Kompozit	Maliyet
E Camı / Epoksi	1
S Camı / Epoksi	4-8
Kevler / Epoksi	15-40
Karbon (HT) / Epoksi	30-60
Karbon (HM) / Epoksi	80-120

1.2.4. Toz metalürjisi ile üretilen malzemeler (powder metallurgy processed materials)

Toz metalürjisi; basınçla metal tozlarından ticari ürünler üretme sanatıdır. Bazı metodlarda ısı kullanılırken bazılarında kullanılmaz. Üretim esnasında sıcaklık toz malzemenin erime noktasının altında tutulmalıdır. Üretim esnasında veya daha sonra uygulanan ısı, sinterleme olarak bilinir, küçük parçalar arasındaki bağları etkiler böylece üretilen ürünlerin mukavemetini ve diğer özelliklerini artırır. Toz metalürjisi metodu ile üretilen ürünler, parçacıklar arasındaki bağı güçlendirmek, belirli karakteristik özellikleri artırmak için farklı metal veya metal olmayan tozlar karıştırılarak üretilirler. Örneğin kobalt; grafit eklenerek tungsten karbid parçacıklarını bağlar ve yağlama kabiliyeti olan yatak meydana getirilir, alüminyum parçacıkları fren balatalarında sürtünme oluşturur (Sarıtaş 1995).



Şekil 1.6. Toz metalurjisi ile üretim

1.2.4.a. Sinterleme

Bazı elyaf ve seramik malzemelerin matris tarafından ıslatılması mümkün olmadığından bağlayıcı ara yüzey oluşamamaktadır. Bu amaçla elyaf yüzeyi ıslatma özelliği yüksek malzemelerle kaplanır kaplama işlemi vakum altında veya kimyasal ortamda yapıp, elyaf sıcak ($800\text{--}1250^{\circ}\text{C}$) pres altında sinterlenir. Yöntemin en önemli avantajı, matris oranını asgari düzeyde tutmasıdır. Bu metodla %10 bağlayıcı ve %90 takviye fazlı süper yüksek mukavemetli malzemeler elde edilmektedir. Gelecekte özellikle uçak gövde ve kanatlarının bu yöntemle elde edilmesi ve yüksek balistik performansın elde edilmesi muhtemel görülmektedir. Elyaf yüzeyini kaplayan ince metalik film basınç altında difüzyon ile elyafları birbirine bağlarken mükemmel yüzeyler oluşturmaktadır. Metal matrisli kompozitlerin üstün performansları, gelecekte çelik ve özel malzemeleri önemli ölçüde kapsayacağı tahmin edilmektedir (Tarakçılar ve Taşgetiren 1995).



Şekil 1.7. Toz metalurjisi ile üretimde sinterleme

1.3.Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Gelişen çağımızda teknoloji çok hızlı olduğundan gereksinimlerde giderek baş döndürürcesine artmaktadır. Tek mekanik özellik içeren malzemeler artık ihtiyaçları karşılayamaz olmaktadır. Bundan dolayı mekanik, elektriksel, kimyasal v.b. özelliklerinin birkaçını veya bütünü içerisinde bulunduran malzemelere ihtiyaç duyulmaktadır. Teknoloji bu açığı kompozit malzemelerle doldurmaya çalışmaktadır.

1.3.1. Otomotiv sanayi

Otomobilin ağırlığını azaltmak; yakıt tüketiminde son derece önemli tasarruflara yol açtığından, otomobil üreticileri ağırlığı azaltacak yeni malzeme arayışlarına girmiş durumdadırlar.

Buna ilaveten petrol yakıtlarına alternatif olarak geliştirilmeye çalışılan elektrikli arabaların motorları nispeten daha az güç ürettiğinden, arabanın ağırlığı fevkalade ehemmiyet kazanır. Kompozit malzemeler, rijitliğin özgül ağırlığa oranı bakımından çelik ve alüminyum ile karşılaştırıldığında, bu değer birkaç kat daha fazla olabilmektedir. Bu sebeple kompozit malzemeler ağırlık azaltmada en önemli malzemelerdendir.

Polimer kompozitler matrisi, termoset veya termoplastik olmak üzere ikiye ayrılır. Termoplastik polimerler (naylon gibi), uzun molekül zincirlerinden oluşur. Yüksek sıcaklıklarda bu zincirlerin birbirleri üzerinde kaymaları sonucu, termoplastikler eriyebilme özelliğine sahiptirler. Termosetler ise umumiyetle başlangıçta monomerlerden veya kısa zincirlerden oluşan sıvı bir halde bulunur. Yüksek sıcaklıklara çıkarıldığında, bunların aralarında karşılıklı bağların oluşmasıyla büyük bir moleküle dönüşerek katılaşır. İyileştirme denen bu işlemde sonra artık polimerin erimesi söz konusu olmaz. Termoset ve termoplastik polimerlerin mikro yapılarındaki bu farklılık; mekanik özelliklerine, imalat tekniklerine ve yeniden dönüşüm imkânlarına

da yansır. Termoplastikler molekül zincirlerinin hareket kabiliyetinden dolayı termosetlere göre daha az kırılındır. Mukavemet ve katılık gibi kompozitin mekanik özelliklerini ağırlıklı olarak elyaf takviyesi belirlediğinden, polimer matrisinin bu gibi özellikleri çok önemli değildir. İmalat yöntemine gelince, termoplastikler yüksek sıcaklıklarda eritilerek şekil verilir, sonra soğutularak katı haline getirilir. Ancak imalatındaki en büyük zorluk, eriyik halde bile viskozitesi çok yüksek olduğundan elyafı karıştırılması çok zordur. Viskozitesini düşürmek için daha yüksek sıcaklıklara çıkarıldığında ise polimer ayrışır ve bozulur. Termosetler ise yaygın olarak içinde örülü elyaf bulunan bir kalıba sıvı olarak aktarılır, sonra sıcaklık artırılarak iyileştirme işlemi yapılır. Bu işlemden sonra şekil vermek mümkün olmadığından termosetlerin yeniden dönüşüm imkânı yoktur. Ayrıca bu iyileştirme işlemi kimyasal bir süreç olduğundan, imalat süresini uzatmaktadır. Bazı otomotiv uygulamalarında iyileştirme işlemi 5-10 dakikaya kadar inmişse de çelik veya termoplastiğin işlenmesine nazaran bu süre uzundur (Sönmez 2000).

Kompozitlerin sanayii de yoğun olarak kullanılmasının önündeki ikinci önemli engel, kompozitlerin tasarımı ve imalatı konusunda tecrübeli ve bilgili mühendis ve teknisyen sayısının yetersizliğidir. Bununla birlikte, bu engellerin zamanla aşılabacağı ve kompozit malzemelerin üstün özelliklerinden otomotiv sanayinde daha çok faydalanılacağı öngörülmektedir.



Yatak kompozit malzemesi



Buji başlıkları

Şekil 1.8. Otomotiv sanayide kullanılan malzemeler

1.3.2. Havacılık sanayi

Havacılıkta son yıllarda yapılan temel bir atılım metal malzeme yerine kompozit malzeme kullanımı konusudur. Uçak yapılarında kullanılan ileri kompozitler, elyaf takviyeli kompozitlerdir. Genellikle epoksi matris içinde sürekli elyaflar kullanılmaktadır. Uçak yapılarında alüminyum alaşımları gibi konvansiyonel malzemelerin yerini alan kompozit malzemeler, düşük ağırlığa oranla yüksek mukavemet özelliğine sahiptirler. Uçak yapısı için malzeme seçiminde önemli bir kriter olan mekanik özelliğin yoğunluğa oranı ile ifade edilen, özgül mekanik özellik değerleri karşılaştırıldığında bor/epoksi ve karbon/epoksi kompozitlerin konvansiyonel malzemelerden önemli farklarla üstün oldukları görülmektedir. Uçak tasarımında ilk olarak kullanılan kompozitler cam elyaf kompozitlerdir. Phillips (1987) tarafından bildirildiğine göre 1944'lerde "Vultee BT-15" eğitim uçaklarında gövdenin arka kısmında kaplama malzemesi olarak cam elyaf reçineli kompozit plakalar ağaç çekirdeğin yüzeylerine yapıştırılarak sandviç paneller şeklinde kullanıldığını Gürsoy (2009) ileri sürmüştür..

Cam elyaflı kompozitler, mukavemetlerinin ağırlıklarına oranı metallerden yüksek olmasına rağmen ana yapı elemanlarında kullanılmamaktadır. Huber (1982) tarafından bildirildiğine göre bunun nedeni ise sertliklerinin ağırlığa oranının düşük oluşudur ve bu oran yüksek hız uçaklarında oldukça büyük bir önem taşıdığını Gürsoy (2009) savunmaktadır. Grimes (1976) tarafından bildirildiğine göre kompozit yapıların uçak tasarımındaki yaygın kullanımı 1960'larda başlamıştır (A.B.D'de bor elyaflar, İngiltere'de ise grafit elyaflar). A.B.D'de 1970'lerde bor/epoksi kompozitler F-111'lerin yatay kuyruklarında ve F-4'lerin istikamet dümeninde kullanıldığını Gürsoy, (2009) söylemiştir. Noton (1974) tarafından bildirildiğine göre Bor/epoksi kompozitler yüksek performanslı askeri uçakların dizaynında kullanılmışlar ve başarılı olduğunu Gürsoy (2009) savunmaktadır. Bu kullanıma örnek olarak F-14'lerin yatay kuyruk yüzey kaplaması ve F-15'lerin yatay ve dikey kuyrukları verilebilir.

Lenoe, *etal* (1973) tarafından bildirildiğine göre İngiltere’de grafit epoksinin gelişimi çok yavaş olmuştur. Strikemaster’ler için istikamet dümeni gibi küçük parçalar üretilmiştir ve Jaguar’ların aerodinamik frenlerinin yapımında kullanıldığı Gürsoy (2009) ileri sürülmüştür. 1970’lerin ortalarında A.B.D bor/epoksi’den grafit/ epoksi’ye geçmiştir. Bunun en önemli nedeni maliyet problemidir. Hoskin and Baker (1986)’ın tespitine göre 1979/da uçak yapımcıları tarafından “prepreg” adı altında üretilen grafit/epoksi malzemenin maliyeti 40 \$/lb iken bor/epoksi’nin maliyeti 180 \$/lb olduğunu Gürsoy (2009) söylemektedir. A.B.D’de bu geçiş askeri uçaklarda hızlı olmuştur. Phillips (1987)’e göre F-16’larda grafit/epoksi yatay ve dikey kuyruk yüzeyleri kaplamasında ve kumanda yüzeylerinde kullanılmıştır ve yapısal ağırlığın %3’ünü oluşturmaktadır. Grafit/epoksi kompozitlerin F-18’ lerde kullanımı ise yapısal ağırlığın %10’unu, toplam alanın ise %50’sini oluşturduğunu Gürsoy (2009) söylemektedir. Huber (1982)’e göre AV-8B uçaklarında ise tüm kanat kaplaması ve yapısal elemanlar grafit/epoksi olduğu, yatay kuyruk yüzeylerinde gövdenin ön kısımlarında ve çeşitli kumanda yüzeylerinde kullanılarak ağırlıktan % 26’lık bir kazanç sağlandığını Gürsoy (2009) ileri sürmüştür.

Schwartz (1984)’a göre avrupa’da üretilen askeri uçaklar ele alındığında, İtalyan-İngiltere-Almanya yapımı Tornado uçaklarında grafit/epoksi yatay kuyruk kumanda yüzeylerinde kullanıldığını ve Gay (1989)’a göre Fransa yapımı Mirage 2000’lerde ise bor-grafit/epoksi karma kompozitler kanat kumanda yüzeylerinde ve düşey kuyrukta kullanıldığını Gürsoy (2009) ileri sürmüştür. Gelişmiş kompozitlerin sivil uçaklardaki uygulaması askeri uçaklardan daha sonra gerçekleştirilmiştir. Ancak bu konuya ilgi hızla artmaktadır. Brooks *etal* (1980)’e göre grafit/epoksi kompozitlerin sivil yolcu uçaklarındaki ilk uygulamaları Boeing 727’lerin gövde kaplamasında gerçekleştirilmiş ve %14 ağırlık kazancı sağlandığını Gürsoy (2009) söylemektedir. Noton (1974) tarafından bildirildiğine göre Boeing 737’lerin aerodinamik frenleri grafit epoksi kompozitten üretilmiştir ve 1981’den itibaren 22000 uçuş saatlik kullanımları esnasında önemli bir problemle karşılaşmadığı ve bu uçaklarda kompozit kullanımıyla %15’lik bir ağırlık kazancı sağlandığını Gürsoy (2009) ileri sürmüştür.

Uçak tasarımında ağırlık kazancı önemli miktarda yakıt kazancıda sağladığından NASA'nın Uçak Enerji Verimliliği programları çerçevesinde uçak yapısı için kompozit malzeme geliştirimine gidilmiştir. Dexter (1980)'e göre 1980'lerde sadece ikinci dereceden yapısal elemanlarda kompozit kullanılırken, 1985'lerde birinci dereceden temel yapısal elemanlar için kullanılmaya başlandığını Gürsoy (2009) söylemiştir.. Kompozit malzeme kullanımı ile konvansiyonel malzemelere oranla elde edilen ağırlık kazançları vardır. Bu kazançların %11 ile %44 arasında değiştiği görülmektedir. Schvvartz (1984)'a göre 1980'lerde Boeing 757 ve 767'lerde kuyruk grubunda, kumanda yüzeylerinde, kanatçıklarda ve flaplarda grafit/epoksi kullanıldığını Gürsoy (2009) ileri sürmüştür.

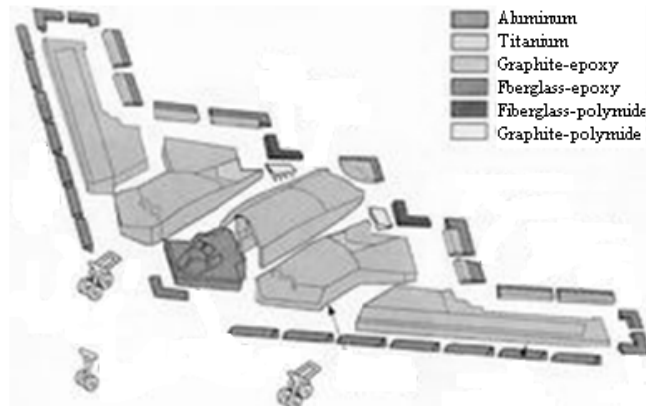
Bir başka gelişmiş kompozit tipi ise Kevlar (aramid)/epoksidir. Uçak yapısında oldukça yaygın bir kullanımı söz konusudur. Özellikle karma kevlar-grafit/epoksi yapılar kullanılmaktadır. Dexter (1980)'e göre Boeing 767'lerde bu karma yapı motor kaplaması ve kanat hücum kenarı yapılarında kullanılmakta olduğunu Gürsoy (2009) söylemiştir. Kevların düşük basma mukavemeti bu karma yapılarda ortadan kaldırılmıştır.

Küçük bir yolcu uçağı olan Lear Fan 2100'de grafit/epoksi ağırlıklı olmak üzere tüm yapı kompozittir. Phillips (1987) tarafından bildirildiğine göre iki kişilik "Rutan Voyager" ise durmaksızın dünyanın çevresini dolaşan bir uçaktır ve karbon/polyester ağırlıklı olmak üzere, tamamen kompozitten imal edildiğini Gürsoy (2009) ileri sürmüştür.

Lockheed-California tarafından üretilen L-1011 yolcu uçaklarında kanatçık yapısı alüminyum alaşımı yerine kompozit malzemeden üretilerek %26.3'l (lk bir ağırlık kazancı sağlanmıştır. Maliyette ise önemli bir artış kaydedilmemiştir.

Herteman (1989) tarafından bildirildiğine göre aerospace yapıları süpersonik yolcu uçağı Concorde’da grafit/epoksi kompozit, iniş takımı kapaklarında kullanılmıştır. Airbus A300 yolcu uçağında grafit/epoksi kompozitler istikamet dümeni, aerodinamik fren ve kanat hücum kenarında kullanılmıştır. Aynı uçağın kanat firar kenarı ve irtifa dümeni kevlar/epoksi kompozitten üretilmiştir. A320’lerde bu kısımlara ek olarak radar konisi, motor kaplaması ve tüm kuyruk grubu grafit/epoksi kompozitten üretildiğini Gürsoy (2009) ileri sürmüştür.

Sürekli elyaf takviyeli kompozitlerin uçak tasarımında geniş bir kullanım alanı söz konusudur. Verilen tüm örneklerden görüldüğü gibi bor/epoksi, grafit/epoksi ve kevlar/epoksi uçak yapısında kullanılan en önemli kompozitlerdir.



Şekil 1.9. Havacılık sanayide kullanılan kompozit malzemeler -1



Şekil 1.10. Havacılık sanayide kullanılan kompozit malzemeler -2

Çizelge 1.5. Uçak malzemelerinin yapısal mekanik özellikleri

MALZEME		Yoğunluk ρ (gr / cm ³)	Elastik Modül E (GPa)	Özgül E. Modül. E / ρ	Çekme M. ρ_t (GPa)	Özgül Çek. Muk. σ_c / ρ	Maks. Ş. Değ. (%)
K o n v e n i y o n e l	Çelik (3140)	7,90	200,0	25	1,85	0,24	11
	Alüminyum ASG (6061) T6	2,70	70,0	26	0,35	0,13	11
	Alüminyum AU4G1 (2024) T4	2,80	73,0	26	0,29	0,21	11
	Alüminyum A25G4 (7075) T6	2,80	76,0	27	0,45	0,16	11
	Tiitanyum	4,40	76,0	27	1,14	0,26	14
K o m p o z i t	Bor / Epoksi	2,10	270,0*	129*	2,00*	0,95*	6,5*
	Bor / Alüminyum	2,70	225,0**	93*	1,25*	0,46*	10,00*
	Grafit / Epoksi	1,70	208,0* 10,3**	122*	1,34* 0,03**	0,79*	0,78** 0,29**
	Karbon / Epoksi	1,50	142,0* 10,3**	95*	1,6* 0,07**	1,06*	1,10* 0,57**
	Kevlar / Eopoksi	1,35	80,0* 5,5**	59*	1,38* 0,03**	1,02*	1,70* 0,57**
	Cam/ Epoksi	2,2	53,0* 12,4**	24*	1,45* 0,04**	0,66*	2,70* 0,30**
	Karbon / Polyester	1,68	1275* 7,6**	76*	1,52* 0,04**	0,9*	1,20* 0,53**
	Kevlar / Polyester	1,40	76,0* 5,5**	54*	1,20* 0,02**	0,86*	1,60* 0,40**
	Cam / Polyester	1,80	39,0* 9,6**	22*	1,13* 0,02**	0,63*	2,80* 0,21**

* : Elyaf lar yönünde ** : Elyaf lara dik yönde

1.3.3. Kompozitlerin basınçlı gaz kabında kullanımlar

Basınçlı gaz kapları konusunda, değişik malzemeler ile çok sayıda alternatif çözüm bulunmaktadır. (Örneğin; çelik, alüminyum, cam elyaf takviyeli plastikler) İstenen yüksek emniyet faktöründen dolayı bu tür basınçlı kapların ağırlıkları genel olarak çok farklıdır. Daha önceden sıkıştırılmış gazlar için hafif basınç kapları geliştirilmeye başlanmıştır. Bu kapların;

- 1- Gaz ile çalışan otobüs ve kamyonlarda
- 2- Hidrojen, helyum gibi sıkıştırılmış sanayi gazı taşıyan treylerde kullanılması ön görülmektedir.

Bu kaplar aynı büyüklükteki bütünü ile çelik olan kaplara göre çok daha hafif olup, bu hafiflik kompozit malzeme ile sağlanmıştır. Cam elyafla kaplanmış alüminyum gövde gibi. Bu kombinasyon alüminyum ve cam elyaflın optimum malzeme özelliklerinin kullanılmasına imkan vermektedir.

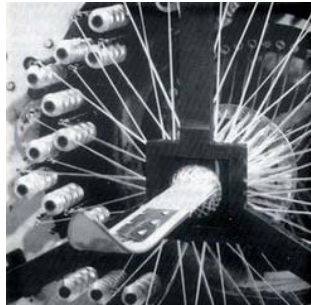
Bu kapların avantajları şu şekilde gösterilebilir:

- 1- Gaz ile çalışan otobüs ve kamyonların şase ağırlığı azaltılır. Şase ağırlığı / cam elyaflı kaplar ile %35 oranında azalmaktadır.
- 2- Bu şekildeki gaz tankeri, çelik gövdeli bir tankere oranla yaklaşık 2 kat daha fazla gaz taşıyabilmektedir.

Bu kaplar yüksek işletme performansı sağlayan kaliteli ürünlerdir. Bu kapların pazara sürülmesi ile ucuz doğal gazın kullanımı artacak aynı zamanda sıvı yakıtlı motorların sebep olduğu hava kirliliği azalacaktır (Bregenzer 2000).

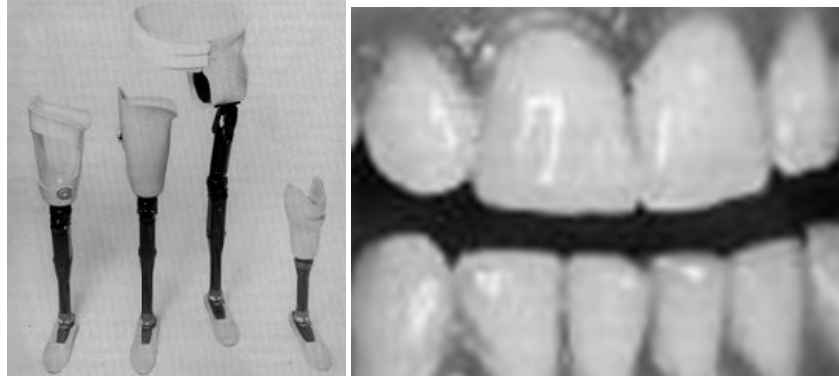
1.3.4. Diğer kullanım alanları

- 1 Motorlar
- 2 Spor malzemelerinin üretimi (kayak, tenis raketleri, sörf tahtaları, bisiklet, spor ayakkabı, kano küreği, su kayağı v.b.)



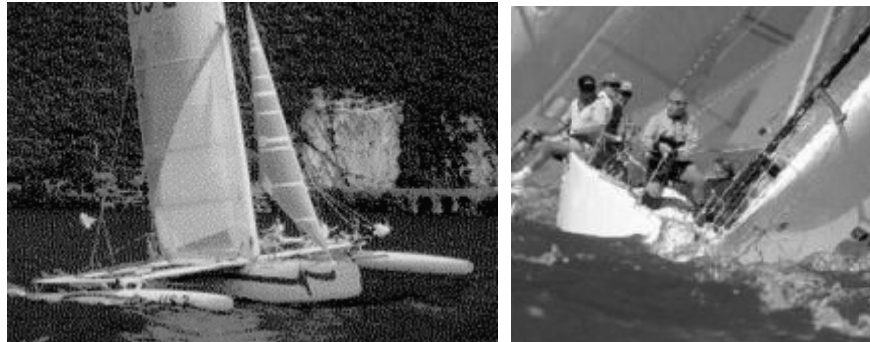
Şekil 1.11. Spor araçlarında kullanılan malzeme

- 3 Dişli arklar
- 4 Özel takımlar
- 5 Kamyon yaprak yayları
- 6 Karoseri elemanları
- 7 Boru tesisatları
- 8 Depolar
- 9 Sağlık



Şekil 1.12. Sağlıkta teknolojisinde kullanılan kompozit malzemeler

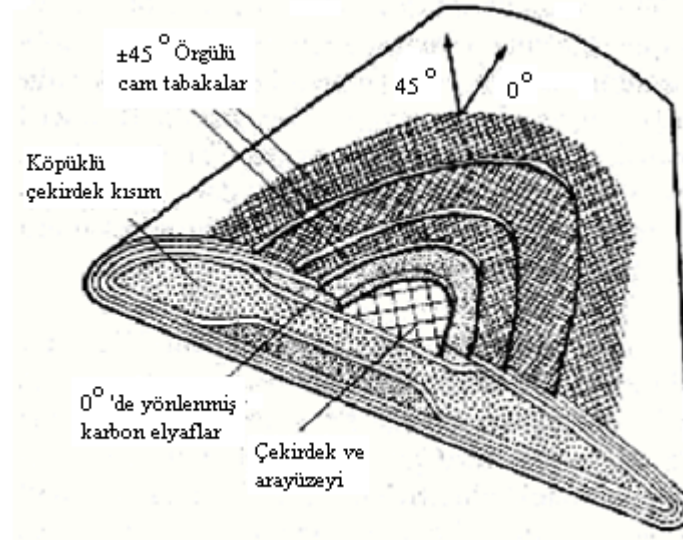
- 10 Yapı işleri
- 11 Deniz araçları yapımında (yelkenli gövdesi, yat tekne arka platform, yelken direği)



Şekil 1.13. Deniz araçlarına örnek resimler

- 12 Elektrik kontak malzemeleri

- 13 Nükleer reaktörler
- 14 Sürtünme dirençli manyetik malzemeler
- 15 Batarya ızgaraları
- 16 Elektrik elemanları, ısıtıcı (Bregenzer 2000)



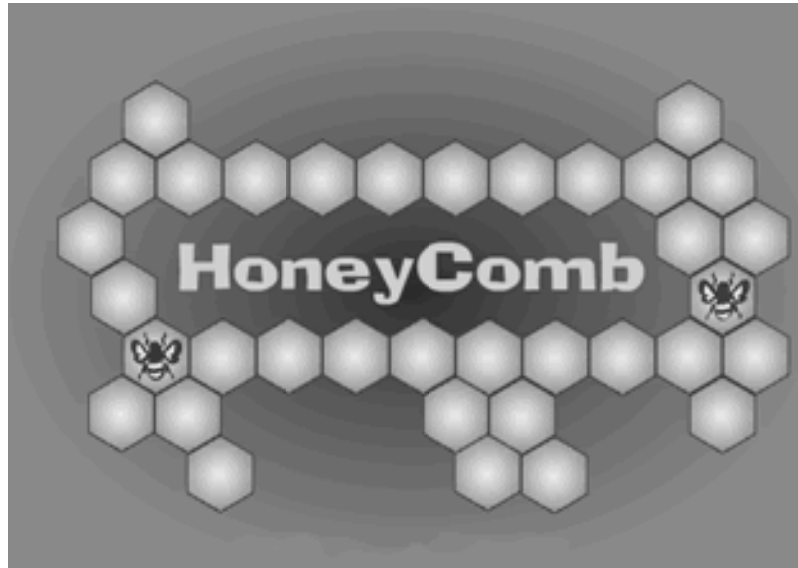
Şekil 1.14. Pervanelerin Kompozit Yapısı (Toma 2010)

2. KURAMSAL TEMELLER

2.1. Petekli Yapıdaki Kompozitler

Petekli kompozit yapılar, özellikle çarpma sonucu ortaya çıkan enerjinin absorbe edildiği yüksek mekanik dayanım gerektiren konstrüksiyonlarda kullanılır. Oldukça hafif sistemler elde etmek için, sandviç yapıların iç ve dış tabakaları arasına bu petekli yapılar yerleştirilir. Tabakalar arasına petekli yapının yerleştirilmesi, yapının atalet momentinin ve eğilme dayanımının artmasını sağlar (Ekmekçi vd 2010).

Ondüle edilmiş plakaların birleştirilmesi sonucu elde edilen petek yapılı hücreler, sandviç yapıların iç (dolgu) malzemesini oluşturur (Ekmekçi vd 2010).



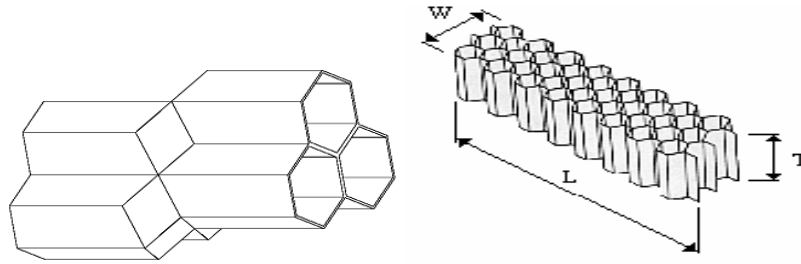
Şekil 2.1. Balpeteği şekli (Ekmekçi vd 2010)

Deneyler sonucu petek yapılı kompozitlerin, maksimum dayanım, kırılma ve deformasyon değerleri ve enerji absorbe özellikleri basma ve çarpma yükleri altında elde edilmiştir. Petek yapılı hücrelerin farklı hücre boyutu ve malzeme seçimi birlikte ele alınarak, optimum değerler bulunmuştur. Petekli sandviç yapıların hücre yapısı

sadece altıgen yapıda değil, istenen özellikleri (fiziksel) verecek kapasitede kare, dikdörtgen, uzatılmış altıgen, flex vb şekillerde oluşturulması mümkündür.

2.1.1. Bal peteği geometrisi hakkında kısa bilgi:

Eksenleri ve açıklıkları her zaman yatay düzendedir. Yüzeyin altıgenlerden oluşması, en küçük yüzey alanda en geniş kaplamayı elde etmemizi sağlar. Yani yüzey malzemelerle birleştiği noktada plakalara temas yüzeyleri az olmasına karşın kapladığı alan geniştir. Bu sayede altıgen yapıyla, istenen değerlerde kafes yapımı için en az malzeme kullanımı sağlanmış olur.



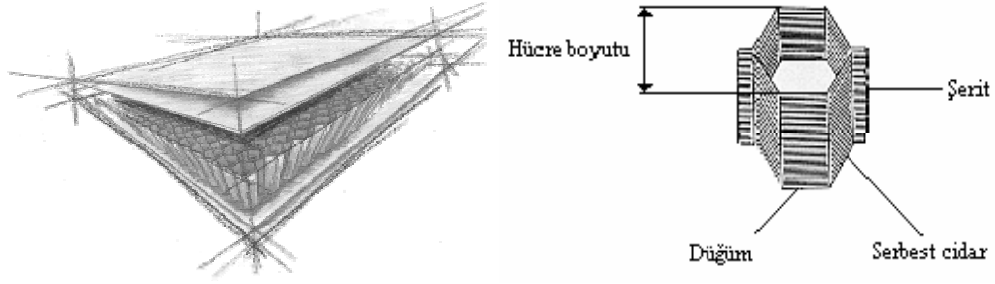
Şekil 2.2. Altıgen hücreli bal peteği yapısı

Petekli kompozit yapılar yaklaşık olarak 1940 yılından sonra havacılık sektöründe, uçakların gövde panellerinde kullanılmaya başlanılmıştır (Ekmekçi vd 2010).

2.2. Bal Peteğinin (Honeycomb) Oluşturulması

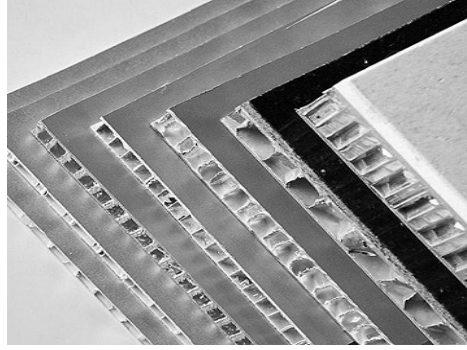
Kompozit imalatında kullanılan petekli yapı, çok ince tabakaların farklı metotlarla şekillendirilmesi sonucu elde edilen hücrelerin birleştirilmesi (yapıştırılması) ile oluşturulur.

Bir sandviç panel, petekli yapının alt ve üst yüzeylerin yapıştırıcı kullanılarak yüzey örtüleri (alt ve üst) ile yapıştırılması sonucu elde edilir.



Şekil 2.3. Bal peteği yapısının oluşturulması

Çelik, titanyum ve nikel alaşımlı metal hücre yapılı petekli yapılar yapıştırıcı yerine daha çok kaynak ve lehimleme ile birleştirilirler. Bu tür hücreler öncelikle yüksek sıcaklık uygulamalarında kullanılır. Yüksek rijitlik ve dayanım/ağırlık oranına sahip olan sandviç yapılar son derece hafif konstrüksiyonlardır (Ekmekçi vd 2010).

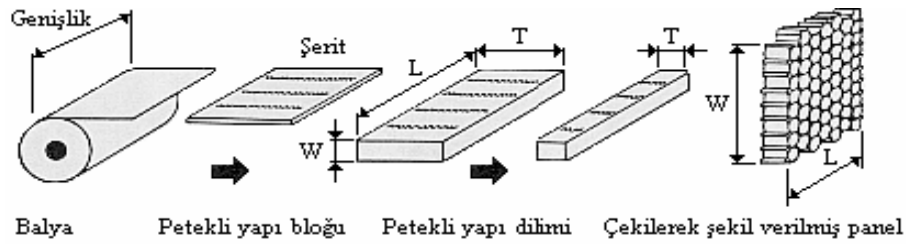


Şekil 2.4. Metal alaşımlı hücre yapılı sandviç yapı

Petek yapılı kompozitler, diğer sandviç konstrüksiyon ara malzemelerine oranla daha pahalıdır ve sandviç yapı haline dönüştürülmesi daha özel işçilik gerektirmektedir. Bu nedenle, genellikle denizcilik, havacılık ve uzay sektöründe yüksek mekanik dayanım sağlamak amacıyla kullanılmaktadır (Ekmekçi vd 2010).

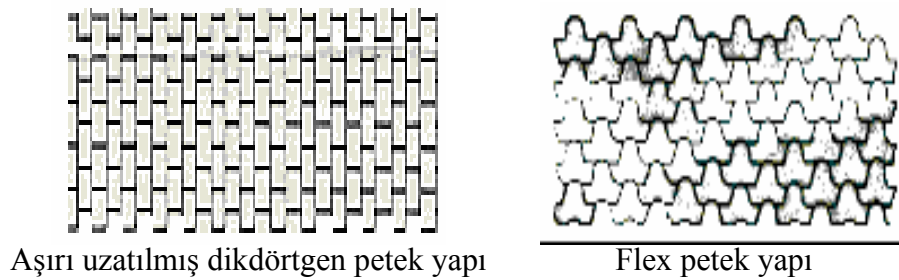
2.2.1. Uzatarak şekil verme

Petek yapılı hücrelerin büyük bir çoğunluğu bu yöntemle üretilir. Bu yöntem genel olarak; şerit halinde levhaların kesilmesi ve yapıştırıcının sürülmesi, levhaların üst üste dizilmesi ve petekli yapı bloğunun seçilen sıcaklıkta pres içerisinde işlenmesi aşamalarını içerir.



Şekil 2.5. Uzatarak şekil verme yöntemi ile petekli yapı hücre üretimi (Ekmekçi vd 2010)

Yapıştırıcının sürülme noktaları değiştirilerek petek panele kazandırılan hücre yapısının şekli farklı yapıda oluşturulabilir.

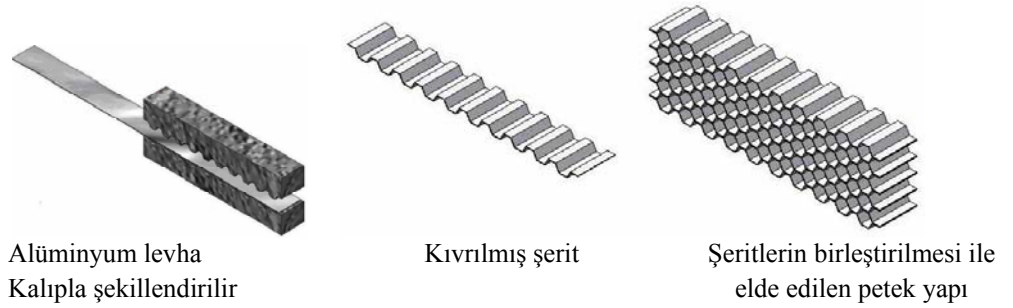


Şekil 2.6. Uzatarak şekil verme yöntemi ile farklı petek yapı hücre üretimi

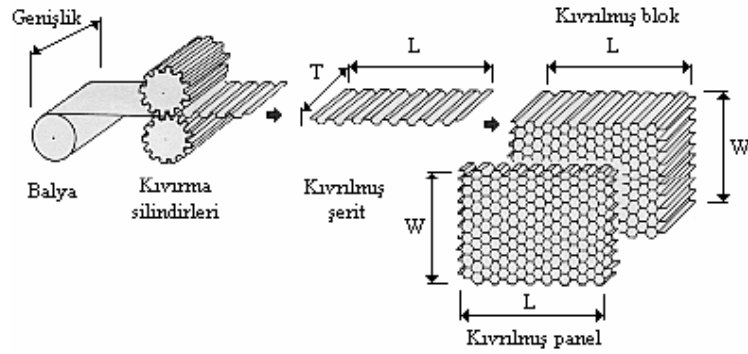
Bu yöntem metal ve metal olmayan hücre imalatında kullanılır. Genel olarak; şerit halinde levhaların kesilmesi ve yapıştırıcının sürülmesi, levhaların üst üste dizilmesi ve petekli yapı bloğunun seçilen sıcaklıkta pres içerisinde işlenmesi aşamalarını içerir (Öztürk 2009).

2.2.2. Kıvrırma metodu ile şekil verme

Bu yöntem yüksek sıcaklık altında çalışan, et kalınlığı ve yoğunluğu oldukça fazla olan petekli yapıların imalatında tercih edilir. Bu yöntemde şerit levhalar istenilen biçimde kıvrılarak düğüm noktalarına yapıştırıcı tatbik edilir. Ardından şekil verilmiş şerit levhalar üst üste konur ve kıvrılmış blok seçilen sıcaklıkta bekletilir. İstenilen kalınlıkta dilimler bloktan kesilerek elde edilir (Öztürk 2009).

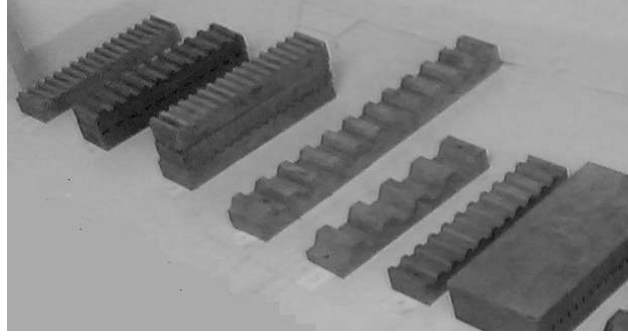


Şekil 2.7. Petek hücrelerinin üretim aşamaları -1



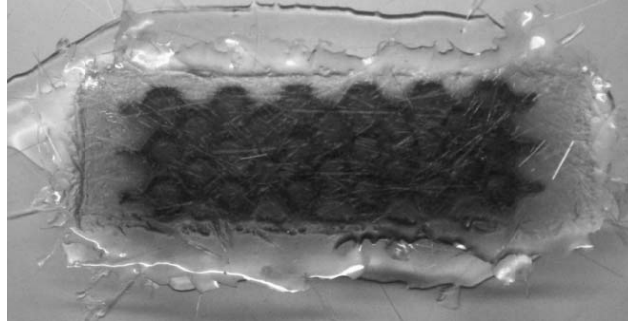
Şekil 2.8. Petek hücrelerinin üretim aşamaları -2

Kalıpların veya silindirlerin işlenerek şekillendirilmesi sonunda farklı hücre yapısı oluşturulabilir.



Şekil 2.9. Farklı hücre boyutlarına sahip metal kalıplar ve üretilen petek yapıları hücreler.

Üretimi gerçekleştirilen petekli yapılar kullanılacak yerin özellikleri de dikkate alınarak; temizleme (kenar tıraşlama), kesme ve gerekirse şekil verme ve ekleme işlemlerine de maruz bırakılırlar (Ersoy 2001).



Şekil 2.10. Petek hücre ile kompozit plakanın birleştirilmesi.

2.3. Bal Peteğinin (Honeycomb) Özellikleri

- 1- Yüksek rijitlik ve dayanım/ağırlık oranına sahip olan sandviç yapılar son derece hafif konstrüksiyonlardır.
- 2- Petek yapılar mükemmel bir titreşim özelliğine sahiptirler. Kompozit malzemelerde süneklik nedeniyle doğal bir titreşim sönümlenme ve şok yutabilme özelliği vardır. Çatlak yürümesi olayı da böylece minimize edilmiş olmaktadır.
- 3- Genellikle havacılık ve uzay sektöründe yüksek mekanik dayanım sağlamak amacıyla kullanılmaktadır.

- 4- Yalıtım özellikleri de (ses ve ısı) oldukça iyidir.
- 5- Ortotropik denilebilecek bir malzemedir. x-y düzleminde iş görmesi beklenmediği halde z eksenini boyunca yükleri çok güzel taşır.
- 6- Isı iletkenliği veya ısı direnci,
- 7- Yorulma dayanımı, aşınma direnci,
- 8- Korozyon direnci,
- 9- Kırılma tokluğu (Arıcan 2010, Toma 2010),

2.4. Uygun Test Yöntemleri

Mekanik / Fiziksel özellikler ASTM 1

Eğilme dayanımı D7 90

Eğilme modülü D7 90

Çekme dayanımı D638/D3039

Çekme modülü D638/D3039

Sıkıştırma dayanımı D695/D3410

Çekmede kopma D638/D3039

İzod darbe testi D256

Isı iletkenliği D256

Yanabilirlik C177

Rockwell sertliği D785

Dielektrik sabiti D150

Dielektrik dayanımı D149

Spesifik ağırlık D792

Yoğunluk D792

Isı yayılma derecesi D648

Isı yayılma katsayısı D696

Reçine korozyon dayanımı C581 (Deniz 2010)

2.5. Bal Peteği Sandviç Yapısının Kullanım Alanları

Petekli sandviç yapısı havacılık, savunma sanayi, uzay sanayi, denizcilik, spor malzeme üretimi, sağlık malzemeleri, enerji üretim teçhizatı imalatı, otomotiv sektörü, konforlu yaşam (ses yalıtımı gibi), inşaat v.b. sektörlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır.

2.5.1. Havacılık, savunma ve uzay sanayi sektörü

Uçak endüstrisinde günümüzde en önemli konu malzemenin doğru olarak seçilip bir bütün yapı içersinde değerlendirilmesidir. Uçak malzemelerini öncelikle, metal esaslı ve kompozit malzemeler olarak iki grupta incelemek mümkündür. Paslanmaz çelikler, nikel alaşımları, titanyum alaşımları ve alüminyum alaşımları yaygın olarak kullanılan metal esaslı uçak malzemeleridir. Kompozit malzemeler; metalik, organik veya inorganik esaslı yapı bileşenlerinin kombinasyonundan oluşur. Matris, fiberler partiküller, pullar, tabakalar başlıca yapı bileşenleri olup, fiberler, partiküller, pullar, tabakalar kompozitin iç yapısını oluştururlar. Kullanılan matris malzemesine göre kompozit malzemeler, yüksek rijitlik ve mukavemetleri, bazı uygulamalarda mükemmel yorulma ömürleri, yüksek korozyon ve erozyon dirençleri nedeniyle birçok endüstri kolunda tercih sebebidir. Son 30 yılda reçine ve fiber teknolojisinde büyük gelişmeler sağlanarak geliştirilen kompozit malzemelerde, konvansiyonel malzemelerin elastisite modüllerine ulaşılmıştır. Bu nedenle kompozit malzemeler; kaplamalar, takviye parçalarının kontrol yüzeyleri ve flaplarda kullanım alanları bulmuşlardır (Sönmez 2007).

Kompozit malzemelerin imalata uygunluğu, bakım maliyetini düşük ve mekanik özelliklerinin iyi olması uçak tasarımında büyük avantaj sağlar. Sivil uçakların yapı elemanlarında kullanılacak kompozitlerin maliyetinin hesaplanması; yalnızca malzemenin maliyeti esasına dayandırılmamalıdır. Maliyet hesabı; direkt işletme giderleri ve yatırımın geri dönüşü gibi iki faktörün göz önünde bulundurulmalarını da gerektirir (Sönmez 2007).

Kompozitlerin uygulama örneklerine göz atarsak; F-16'larda, yatay ve dikey stabilize'nin yanı sıra, kontrol yüzeyleri de karbon-epoksi'dir. Boeing 757 ve 767'lerde; kontrol yüzeyleri karbon- epoksi motor kaportaları karbon/aramid-epoksidir. Airbus A320 uçaklarında, spoilerlerde, aileronlarda, kuyruk takımlarında, silindirik motor kılıflarında, karbon takviyeli kompozitler kullanılmıştır (Sönmez 2007).

Gaz türbinli motorların dizaynında temel hedef performansı artırmak, ağırlığa karşı thrust oranını artırmak, yakıt tüketimini azaltmak ve direk çalışma maliyetlerini (DOC, direct operating cost) minimuma indirmektir. Bu işlemler aerodinamik yapı ve malzemelerde yapılan iyileştirmelerle sağlanabilir.

Gaz türbinli motorlarda kullanılacak malzemeleri şu özellikleri taşıması istenir:

- * Malzeme ve üretim maliyetinin düşük olması. Bu işlem, motor yenileme maliyetleri ile uzun dönem bakım maliyetlerini azaltmak için istenir.
- * Düşük ağırlıklı malzemeler uçağın toplam ağırlığını azaltır böylece verim artmış olur.
- * Fiziksel, termal ve mekanik özelliklerin iyi olması. Bu işlem, kompresörde daha yüksek basınç oranları ve türbinde daha yüksek çalışma sıcaklıkları elde edilmesini sağlar (Sönmez 2007).

Bugünkü motor dizaynları hala geleneksel metalurjik yaklaşıma bağlıdır ve alüminyum titanyum, nikel tabanlı alaşımlarda sürdürülen geliştirme birkaç sınırlı motor performansı iyileştirmeleriyle sonuçlanmaktadır. Gelecek yüzyılın motorları için güvenilirlik, sertlik, mukavemet, yüksek sıcaklık kabiliyeti gereksinimleri sağlanmalıdır.

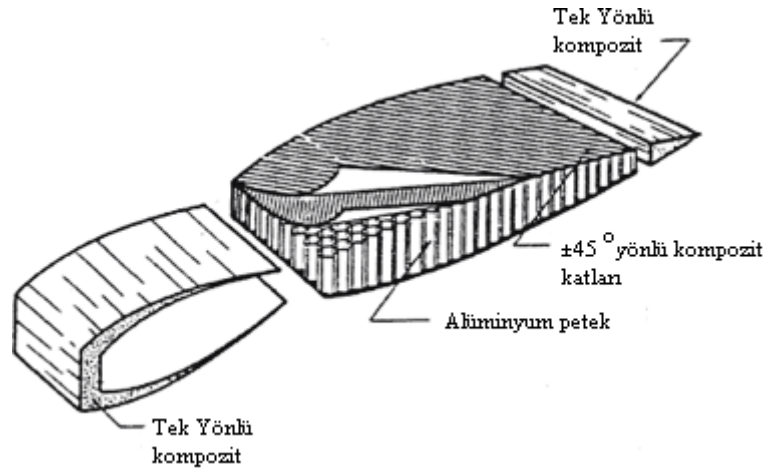
Uçaklarda kullanılan alüminyum alaşımları başlıca iki ana gruba ayrılır:

- * 2000 serisi alaşımlar: Bu alaşımlarda alüminyum dışındaki ana malzeme bakırdır. (ağırlık %4'e kadar kullanılır. Mukavemetini artırmak için magnezyumda eklenir.)

* 7000 serisi alaşımlar: Alüminyumdan sonraki ana elaman çinkodur. Ayrıca az miktarda bakır ve magnezyum mukavemeti artırmak için eklenmiştir. Bunlara şekil verdikten sonra temperleme denen ısı işlemleri uygulanır ve sertleştirilir (Sönmez 2007).

Son geliştirilen modern yolcu uçaklarında; Boeing-777 uçağının gövdesinde, B737'nin 600/700/800 serilerinde kanat alt yüzeylerinde üstün özellikli alüminyum kullanılmaktadır (Sönmez 2007).

Uçak motoru üreten firmalar, kompozit yapıları kapıların alüminyum olmasını tercih ederler; hedef ise %25 motor ağırlığından kazanmaktır. Prosedürde ise alüminyum petek yapıları kompozit kaplama, sandviç kullanımına rastlanmaktadır. Alüminyum petek yapıları, alevin motorun çelik desteklerini etkilemesini önlemektedir. Optimum dayanıklılık ve uygun maliyet ile yüksek özgül modüllere ulaşabilmek için, kaplamalarda karbon fiber kullanımı tercih edilmiştir (Sönmez 2007).



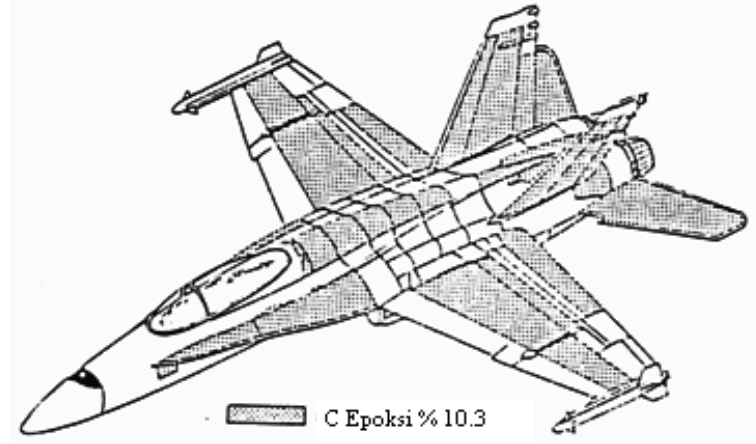
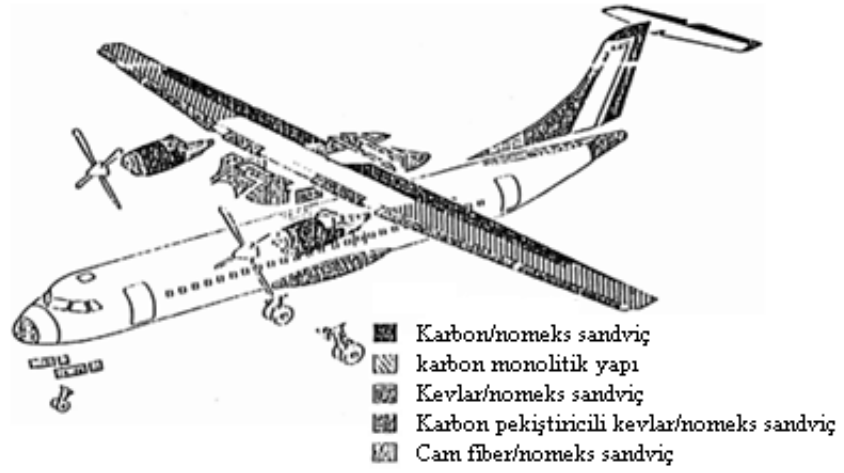
Şekil 2.11. Uçak motoru rotor kanat yapısı

Havacılıkta son yıllarda yapılan temel bir atılım, metal malzeme yerine kompozit malzeme kullanımı konusudur. Uçak yapısında kullanılan ileri kompozitler, elyaf takviyeli kompozitlerdir. Genellikle epoksi matris içinde sürekli elyaflar kullanılır.

Uçak yapılarında alüminyum alaşımlar gibi konvansiyonel malzemelerin yerini alan kompozit malzemeler, düşük ağırlığa oranla yüksek mukavemet özelliğine sahiptirler. Uçak yapısı için malzeme seçiminde önemli bir kriter olan mekanik özelliğin yoğunluğa oranı ile ifade edilen, özgül mekanik özellik değerleri karşılaştırıldığında bor / epoksi ve karbon / epoksi kompozitlerin konvansiyonel malzemelerden önemli farklarla üstün oldukları görülmektedir (Sönmez 2007).

Uçaklarda kullanılan malzemelerin en gelişmiş titanyumdur. Aynı mukavemete sahip çelikten %44 daha hafiftir, ısıya direnci çok yüksek olup korozyona dayanımı mükemmeldir. Fakat işlenme, şekil verme zorlukları ve de pahalılığı nedeniyle uçakların çok kritik yük taşıyan bağlantılarında, motorların etrafında ‘ısı kalkanı’ olarak ve jet motorlarının yüksek ısı gören bölümlerinde ve türbin panellerinde kullanılır.

Margolis (1986) tarafından bildirildiğine göre düşük yoğunluğa sahip kompozit yapıların uçak tasarımında kullanılması ile metal yapıya oranla ağırlık kazancı sağlandığı Sönmez (2007) ileri sürülmüştür. Gelişen teknoloji ile birlikte, uçak tasarımında kompozit malzeme kullanımında artış başlamıştır.



Şekil 2.12. Gelişmiş uçaklarda malzeme dağılımı

Phillips (1987)'in bildirdiğine göre uçak tasarımında ilk olarak kullanılan kompozitler cam elyaf kompozitlerdir. 1944'lerde cam elyaf reçineli kompozit plakalar ağaç çekirdeğin yüzeylerine yapıştırılarak sandviç paneller şeklinde kullanıldığını Sönmez (2007) ileri sürmüştür. Kompozit yapıların uçak tasarımındaki yaygın kullanımı 1960'larda başlamıştır (ABD'de bor elyaflar, İngiltere'de ise grafit elyaflar).

Uçağın arka kısmında balsa ağacı çekirdek kısmı olmak üzere cam fiber takviyeli paneller kullanılmaktaydı.

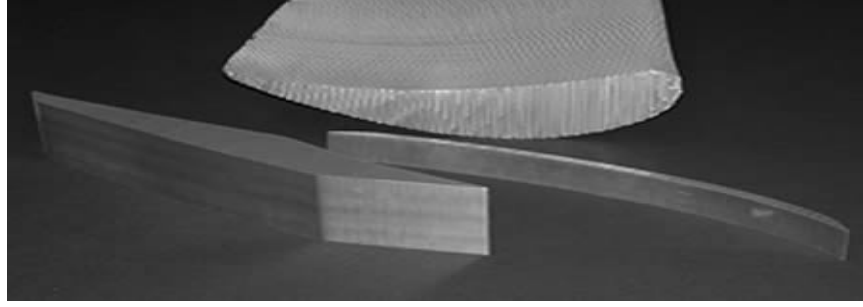


Şekil 2.13. 1944 yapımı Vultee BT-15 uçak

Brooks *etal* (1980)'e göre grafit/epoksi kompozitlerin sivil yolcu uçaklarındaki ilk uygulamaları Boeing 727'lerin gövde kaplamasında gerçekleştirilmiş ve %14 ağırlık kazancı sağlandığını Gürsoy (2009) söylemektedir. Noton (1974) tarafından bildirildiğine göre Boeing 737'lerin aerodinamik frenleri grafit epoksi kompozitten üretilmiştir ve 1981'den itibaren 22000 uçuş saatlik kullanımları esnasında önemli bir problemle karşılaşmadığı ve bu uçaklarda kompozit kullanımıyla %15'lik bir ağırlık kazancı sağlandığını Gürsoy (2009) ileri sürmüştür.

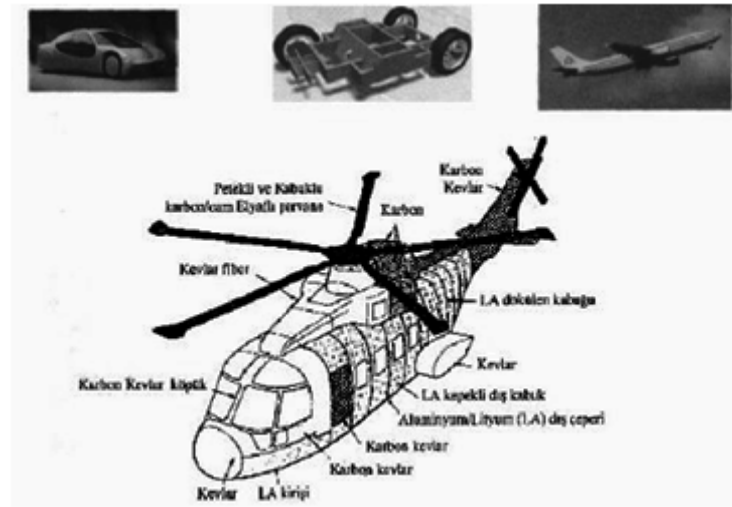
Boeing uçaklardaki ana iniş takımları kapakları karbon fiber kompozitlerden üretilmiştir. Burun iniş takımları kapakları hibrid kompozitlerden üretilmiştir.

Spoiler iç malzeme olarak petek yapılardan oluşturulmuştur. Üst kısım kevlar epoksi ile iç malzeme nomex petek yapı malzemedir. İstikamet dümeni karbon/epoksilerden oluşturulmuştur. Dikey dengeleyici hibrid kompozitlerde ve cam fiber kompozitlerden imal edilmiştir. Petek yapılar spoilerde, kanatçıklarda, flaplarda ve hava frenlerinde genelde nomex petek yapı kullanılmıştır. Yatay ve dikey dengeleyicilerde grafit/epoksi ve hibrid kompozit kullanılmış olup kanatlarda ve motor kapaklarında hibrid kompozit kullanılmamıştır.

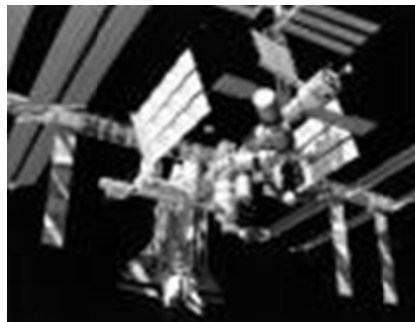


Şekil 2.14. Petek yapılı uçak kanadı

Airbus uçaklarda kompozit kaplama uygulamaları; A310, A300-600 modelleri ile başlamıştır. Airbus 310-300'ün önemli ana elemanları kompozit malzeme ile üretilen ilk uçak denilebilir.



Şekil 2.15. Gövde ve pervaneler petek yapılı helikopter (Toma 2010)



Şekil 2.16. Alüminyum petek yapılı güneş pilleri, epoksi-karbon kompozit

Aerospatiale yapımı süpersonik yolcu uçağı Concorde'da grafit/epoksi kompozit, iniş takımı kapaklarında kullanılmıştır. Airbus A300 yolcu uçağında grafit/epoksi kompozitler istikamet dümeni, aerodinamik fren ve kanat hücum kenarında kullanılmıştır. Aynı uçağın kanat firar kenarı ve irtifa dümeni kevlar/epoksi kompozitten üretilmiştir. A320'lerde bu kısımlara ek olarak radar konisi, motor kaplaması ve tüm kuyruk grubu grafit/epoksi kompozitten üretilmiştir.

Sürekli elyaf takviyeli kompozitlerin uçak tasarımında geniş bir kullanım alanı söz konusudur. Verilen tüm örneklerden görüldüğü gibi bor/epoksi, grafit/epoksi ve kevlar/epoksi uçak yapısında kullanılan en önemli kompozitlerdir.

Çizelge 2.1. Bazı endüstrilerde kullanılan kompozitler

Endüstri	Uygulama alanları	Kullanılan kompozit malzemeler
Uçak	Uçak kanatları ve gövdesi, helikopter pervaneleri, iniş ve çıkış kapıları, payandalar döşeme kirişleri, çerçeveler, vantilatör ve türbin kanatları	B/Al, SiC/Al, Ga/Al, Cam/epoksi, C/epoksi, B/epoksi, süper alaşımlar, kevlar/epoksi
Helikopter	Transmisyon kutusu, kiriş destek yapıları, itici çubuklar, iniş takımları, rotor kanat arkası	Al ₂ O ₃ /Mg, Ga/Al, Ga/Mg, Al ₂ O ₃ /Al, B/AlSiC/Al
Uzay	Uzay yapıtları, antenleri, robot kolları	B/Al, B/Mg, Ga/Mg
Otomotiv	Gövde parçaları, tampon ve çamurluklar, ön ve arka paneller, aks mili, yaylar, itme çubukları ve piston kolları	Kevlar/epoksi, SiC/Al, B/Al
Gemi	Gemi teknesi, gemi güvertesi	Kevlar/epoksi, cam /epoksi
Kimya	Borular, basınçlı kaplar ve tanklar	Cam epoksi, karbon epoksi
Spor	Oltalar, golf küpları, yüzme havuzları, tenis racketleri, bisiklet ve motosiklet gövdesi	B/Epoksi, C/Epoksi, B/Al, Ga/Al, SiC/Al
Elektrik	Motor fırçalrı, kablo ve akü plakaları	Ga/Cu, Gr/Pb, Al ₂ O ₃ /Pb
Tekstil	Mekikler	B/Al, C/Al, SiC/Al
Tıp	Röntgrn masaları, protezler ve tekerlekli sandalye	SiC/Al, B/Al
Uçak-uzay	Uçak frenleri, roket memeleri, türbin pervaneleri, roket çıkış sistemleri	Karbon / karbon kompozit
Diğer alanlar	Makine yatakları	CPb, Al ₂ O ₃ /Pb

Köpük metallerin hafif-ağırlıklı yapılarının kullanımı otomotiv ve hava-uzay endüstrisinde birbirine çok benzemektedir. Uzay ve havacılık endüstrisi de köpük metal sandviç panelleri yüksek performansı daha ucuza sağladıkları için tercih etmektedir. Boeing (A.B.D.) alüminyum köpük çekirdekli alüminyum sandviç panelleri helikopter kuyruk çubuklarında kullanım yolları geliştirmiştir. Helikopter üreticileri alüminyum köpük metalleri bazı baksa parçaların yerine kullanmayı denemektedirler.



Şekil 2.17. Sandviç köpük panelden (AFS) yapılmış Ariane5 roket konisi

Uzay sanayisi de alüminyum petek sandviç yapılarının uzay araçları iniş takımlarında, enerji emen çarpımsa malzemesi olarak kullanılmasını geliştirmektedir.

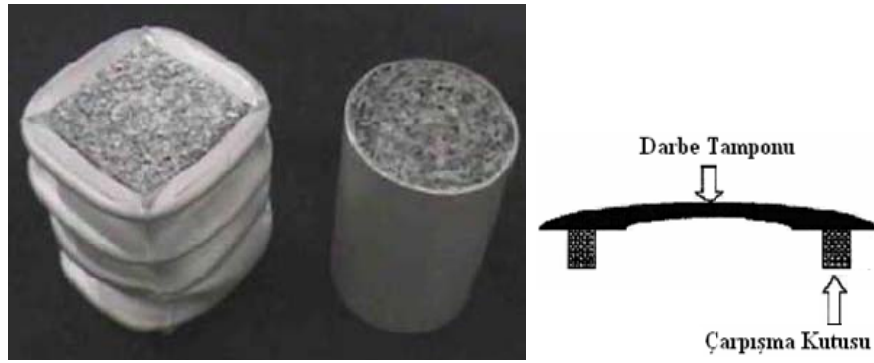
2.5.2. Otomotiv sanayi

Günümüzde otomobillerin, yarış otomobillerinin ve iş makinelerinin çarpmalara karşı mukavemet kazandırma, kapasitesini artırma veya araç kabiliyetini ve iş gücünü artırmak maksatlı birçok noktalarda bal peteği sandviç yapı kullanılmaktadır. Örneğin yarış otomobillerinin burun ve gövde yapısını güçlendirmek amaçlı, vinçlerde bom-gövde bağlantısı ve yük taşıyıcı gövdesinin yük kapasitesini arttırma amaçlı...



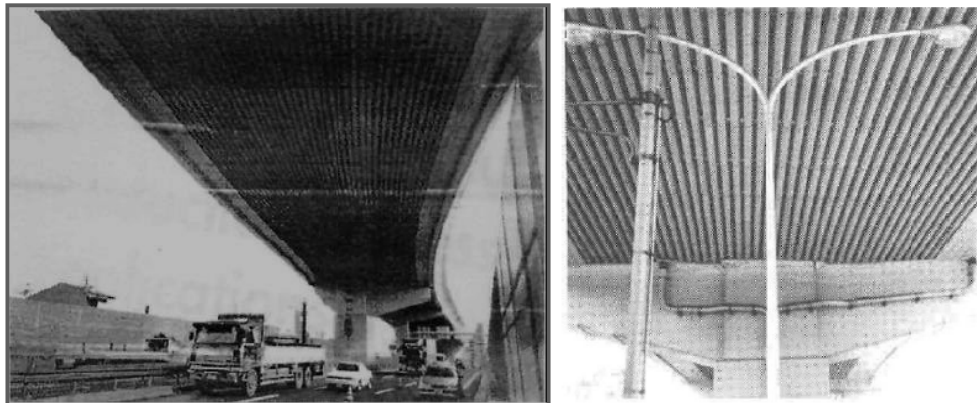
Şekil 2.18. Alüminyum hafif-ağırlıklı sandviç panel örneği

Alüminyum köpüklerin otomotiv sanayindeki uygulamalarına bir diğer örnek çarpışma emicileridir. Birçok şirket yolcuları koruyarak, arabada meydana gelebilecek hasarı azaltıp dolayısıyla tamir masrafını indirmek için çeşitli çalışmalar yapmıştır. Bunun sonucunda çarpışma kutuları keşfedilmiştir. Bu çarpışma kutuları darbe tamponuyla ön korkuluk arasında yer almaktadır.



Şekil 2.19. Çarpışma kutusu örnekleri

Bu kutular 15 km/s hızdaki bir çarpışmada bütün enerjiyi emerek deforme olurlar ve arabanın şasisinde meydana gelebilecek daha pahalı bir hasarı önlerler. Ses emilimi ve yalıtımı da otomotiv endüstrisi için çok önemli bir konudur. Alüminyum petek yapı veya alüminyum köpük metaller çok iyi ses yalıtımlarından dolayı bu sektörde kullanılmaktadırlar (Yavuz 2010).



Şekil 2.20. Viyadük altında ses emen petek levha yapı

2.5.3. Denizcilik sanayi

Hafif-ağırlıklı yapılar gemi inşa sektöründe dev bir yere sahiptir. Modern yolcu gemileri bütünüyle alüminyum ekstrüzyon, alüminyum levha ve alüminyum bal peteği yapılarından oluşmaktadır. Alüminyum sandviç paneller bu uygulamalardan bazılarında söz sahibi olacaktır. Eğer yüzey tabakaları çekirdek malzemesiyle oldukça elastik olan poliüretan yapıştırıcılarla bağlanırsa, mükemmel sönüm davranışlı hafif ve sağlam bir yapı elde edilir. Köpük metallerin gemi uygulamaları, ambar platformları, gemi bölmeleri, anten platformları ve fişek ambarları gibi alanları kapsamaktadır.



Şekil 2.21. Tekne balkon yan panelleri



Şekil 2.22. Tekne yan gövde

2.5.4. Diğer sanayi dalları

Sandviç yapının kazandırmış olduğu hafiflik özelliğinden dolayı günümüzde spor malzemeleri yapımında, sıkça kullanılan bir yapı olarak tercih edilmektedir.

Spor teçhizatları bu sektör için yüksek sayılabilecek maliyetlerine rağmen, uygulamaya değer alan bulmuştur. Spor malzemelerinde, futbolcular için kaval kemiği koruyucuları

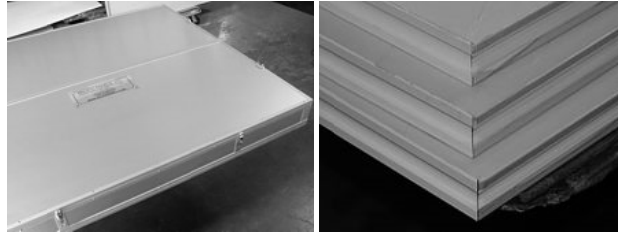
(tekmelik) yapımında iyi enerji emiliminden dolayı alüminyum köpük kullanımı, bisiklet gövdeleri, yürüme bantları, tenis racketleri örnek olarak verilebilir.

Hafifliğe birde mukavemet özelliği eklenince anlatılanların haricinde tren yapımında da kullanılır. Burun yapısında, yan gövde de...

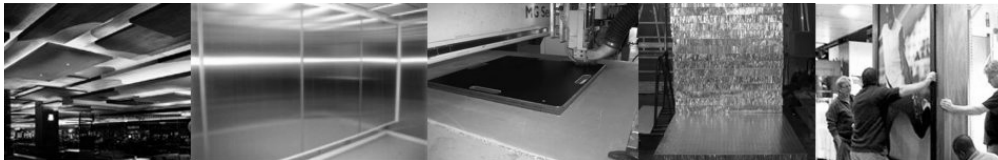


Şekil 2.23. Tren yapımında sandviç panellerin kullanılması

Alüminyum köpük sandviç paneller asansörlerin enerji tüketimlerini azaltmak için oldukça yardımcı olmaktadır. Çok hızlı modern asansörlerde hafif-ağırlıklı inşa çok önemlidir. Bununla beraber, hafif-ağırlıklı inşa tekniği güvenlik kurallarına uymalıdır. Yangın duvarları ve çıkışları zayıf termal iletkenliği ve yangın direnci olan alüminyum köpük malzemelerle yapılmaktadır.



Şekil 2.24. Asansör yan ve taban sandviç panelleri



Şekil 2.25. Ev veya büro tasarımında ve yapımında kullanılan paneller

3. MATERYAL ve YÖNTEM

Sonlu elamanlara ayırma metodu, parça üzerinde bir elemana ait çözüm için gerekli sistem içeriklerini bir denkleme dönüştürüp, sonra tüm sistemi kapsayacak şekilde elemanlara ait denklemlerin tümünü birleştirerek sistemi temsil eden daha kapsamlı lineer denklem takımı elde edilir. Bu lineer denklem dizisi çözümü tüm sistemin çözümüdür.

3.1. Materyal

Mühendislik problemleri basit bir yapıya sahip olabileceği gibi kompleks (karmaşık) yapıya da sahip olabilir. Karmaşık yapıların çözümünü basit yapılarda olduğu gibi teorik çözümle bulmak uzun matematik işlemleri gerektirmektedir. Bundan dolayı sonlu eleman metodu (FEM “Finite Elements Method”) ile sürekli modeldeki yapıların çok sayıda elemana bölünmesi ile inceleme ve çözüme ulaşım sağlanır.

Sonlu elemanlar metodu matematikçilerden ziyade daha çok mühendisler tarafından geliştirilmiştir. Metot ilk olarak gerilme analizi problemlerine uygulanmıştır. Tüm bu uygulamalarda bir büyüklük alanının hesaplanması istenmektedir. Gerilme analizinde bu değer deplasman alanı veya gerilme alanı; ısı analizinde sıcaklık alanı veya ısı akısı; akışkan problemlerinde ise akım fonksiyonu veya hız potansiyel fonksiyonudur. Hesaplanan büyüklük alanının almış olduğu en büyük değer pratikte özel bir öneme sahiptir.

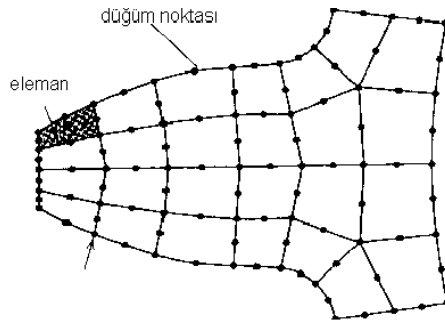
Sonlu elemanlar metodunda yapı, davranışı daha önce belirlenmiş olan bir çok elemana bölünür. Elemanlar "düğüm" adı verilen noktalarda tekrar birleştirilirler (**Şekil 3.1**). Bu şekilde cebri bir denklem takımı elde edilir. Gerilme analizinde bu denklemler düğümlerdeki denge denklemleridir. İncelenen probleme bağlı olarak bu şekilde yüzlerce hatta binlerce denklem elde edilir. Bu denklem takımının çözümü ise bilgisayar kullanımını zorunlu kılmaktadır (Engin vd 2000).

Sonlu elemanlar metodunda temel fikir sürekli fonksiyonları bölgesel sürekli fonksiyonlar (genellikle polinomlar) ile temsil etmektir. Bunun anlamı bir eleman içerisinde hesaplanması istenen büyüklüğün (örneğin deplasmanın) değeri o elemanın düğümlerindeki değerler kullanılarak interpolasyon ile bulunur. Bu nedenle sonlu elemanlar metodunda bilinmeyen ve hesaplanması istenen değerler düğümlerdeki değerlerdir. Bir varyasyonel prensip (örneğin; enerjinin minimum olması prensibi) kullanılarak büyüklük alanının düğümlerdeki değerleri için bir denklem takımı elde edilir. Bu denklem takımının matris formundaki gösterimi,

$$[K] \cdot [D] = [F] \quad (3.1)$$

şeklindedir.

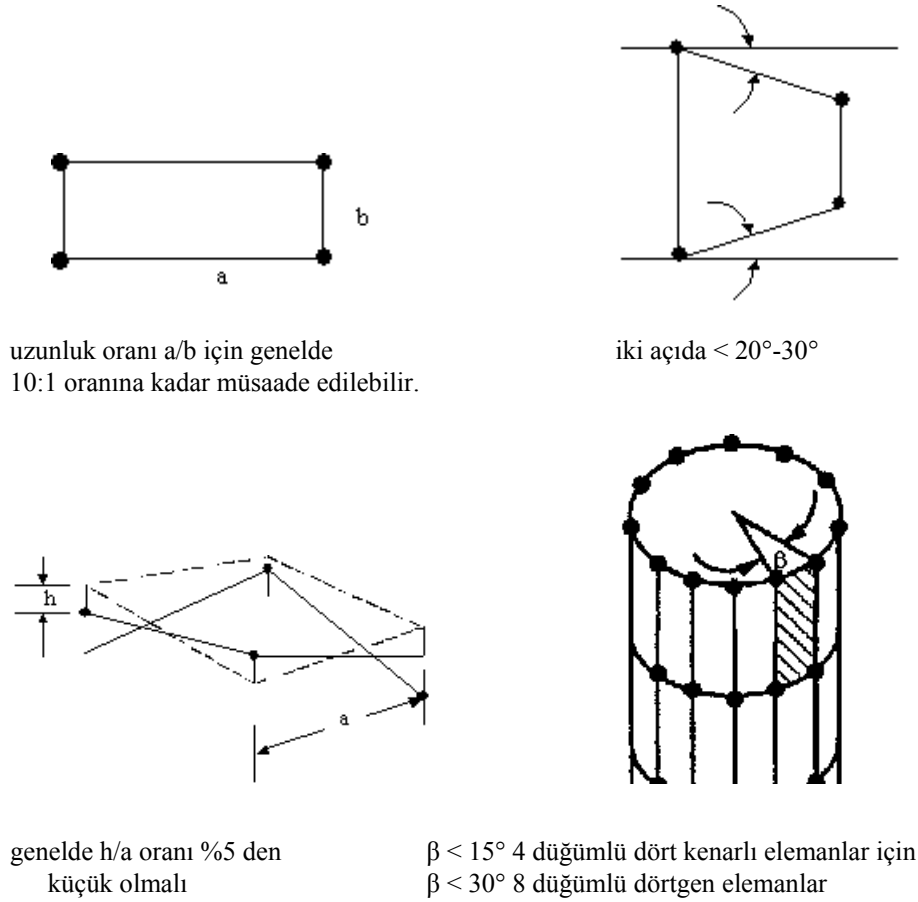
Burada $[D]$ büyüklük alanının düğümlerdeki bilinmeyen değerlerini temsil eden vektör, $[F]$ bilinen yük vektörü ve $[K]$ ise bilinen sabitler matrisidir. Gerilme analizinde $[K]$ rijitlik matrisi olarak bilinmektedir (Engin vd 2000).



Şekil 3.1. Bir sonlu eleman modelinde düğüm noktaları ve elemanlar (Engin vd 2000)

Sonlu elemanlar metodunda modelleme basitçe düğüm ve elemanlardan oluşan bir ağ yapısı hazırlamak değildir. Problemi gerekli şekilde modelleyebilmek için gerekli sayı ve tipteki elemana karar vermek ancak problemin fiziğinin iyi şekilde anlaşılmasıyla mümkündür. Kötü şekil verilmiş elemanlar ile hesaplanması istenilen büyüklüğün

hesaplama alanı içindeki değişimini yansıtamayacak kadar büyük boyutlu elemanlar modellemede istenmez. Diğer yandan zaman ve bilgisayar olanaklarını boş yere harcamamıza neden olacak, gereksiz kadar çok sayıda elemanlardan oluşan bir modellemede istenmemektedir. Hesaplanması istenilen büyüklüğü ve hesaplama alanı içindeki değişimini yeterli doğrulukta verecek kadar sıklıkta bir eleman dağılımına ihtiyaç vardır. Hesaplanan değerlerin kabul edilebilir olup olmadıklarının kontrol edilmesi ayrı bir öneme sahiptir.



Şekil 3.2. Eleman geometrisinde müsaade edilebilir deformasyonlar

Sonlu elemanlar metodu, yapısal mekanik problemlerinin yanı sıra, ısı iletimi, akışkanlar mekaniği, elektrik ve manyetik alanlar ile ilgili mühendislik problemlerinin çözümü için de basan ile kullanılmaktadır. Metodun bu kadar çok uygulama alanı bulmasının nedenlerinden birisi, değişik mühendislik problemlerinin arasındaki benzerliklerdir.

Sonlu elemanlar metodunun bazı uygulama alanları **Çizelge 3.1** 'de verilmiştir.

Çizelge 3.1. Sonlu elemanlar metodunun uygulama alanları (Arıkan 2010)

İnşaat Mühendisliği	Çerçevelerin, levhaların, çatıların, duvarların,yapıların, köprülerin, kirişlerin, makasların vs. ve öngerilmeli beton elemanlarının statik analizi	Doğal frekanslar Stabilite analizi	Gerilme dalgalarının ilerlemesi Yapıların peryodik olma-yan yüklerle cevabı
Uçak Mühendisliği	Gövdenin, kanatların, kanatçıkların statik analizi, Roketlerin, füzelerin statik analizi	Doğal frekanslar Stabilite analizi	Yapıların gelişigüzel yüklerle cevabı Yapıların peryodik olmayan yüklerle cevabı
Isı İletimi	Sürekli rejim için katı ve akışkanlarda sıcaklık dağılımı		Roket çıkışlarında, içten yanmalı motorlarda, türbin kanatlarında, kanatçıklarında ve binalarda ısı akışı
Jeomekanik	Harfiyatların, istinad duvarlarının, yer altı boşluklarının, kaya ve toprak yapıların, etkileşiminin analizi Toprakta, tepelerde, baraj gövdelerinde ve maiden temellerinde gerilme analizi	Baraj gövdesi ile göletin ve toprak ile yapıların etkileşiminin incelenmesi, doğal frekanslarının bulunması	Zamana bağlı toprak ve yapı etkileşimi problemleri Toprak ve kayalarda sızıntı problemleri Toprak ve kayalarda gerilme dalgalarının ilerlemesi problemleri

Çizelge 3.1. (devam)

Hidrolik ve su kaynakları Mühendisliği, Hidromekanik	Hidrolik yapıların ve barajların analizi Potansiyel, serbest yüzey, sınır tabakası ve viskoz akışkanlar ile transonik aerodinamik problemlerin çözümü	Sığ havuzların, göllerin, limanların doğal periyotlarının belirlenmesi Sıvıların rijit ve esnek kaplardaki hareketleri	Kararsız akış ve dalga ilerlemesi analizi Gözenekli yapılarda sızıntı Gaz dinamiği Magnetohidromekanik akışlar
Nükleer Mühendislik	Nükleer basınçlı kapların ve yapıların analizi Reaktör parçalarında sürekli rejim için sıcaklık dağılımı	Yapıların doğal frekansları Yapıların stabilite analizi	Yapıların dinamik yüklere cevabı Reaktör parçalarında kararsız sıcaklık dağılımı Reaktör yapılarının ısı ve viskoelastik analizi
Biyomedikal Mühendislik	Kemiklerde, dişlerde, gözlerde, vs. gerilme analizi Doğal yapılar ve protezler için yük taşıma kapasitesi analizi Kalp kapakçıklarının mekaniği		Kafatasının darbe analizi Anatomik yapıların dinamiği
Mekanik Tasarım	Basınçlı kapların, pistonların, kompozit malzemelerin, dişlilerin, vs. gerilme analizi Gerilme konsantrasyonu problemleri	Makine elamanlarının, takım tezgahlarının, dişlilerin vs. doğal frekansları ve stabilite problemleri	Dinamik yük altında çatlak ve kırılma mekaniği problemleri

Özel problemlerin çözümü için genel bir programın kullanılabiliyor olması, sonlu elemanlar metodunun güçlü ve çok amaçlı bir araç olmasına neden olmuş ve çok sayıda genel amaçlı sonlu elemanlar program paketi geliştirilmiştir. Bu paketlerden bazıları oldukça genel amaçlı olup, değişik mühendislik alanlarındaki problemlerin çözümü için çok az veya hiçbir değişikliğe gerek duyulmadan kullanılabilmektedir. Bu paketlerden birisi olan NASTRAN ("National Aeronautics and Space Administration Structural Analysis"), yaklaşık 150.000 satırdan oluşmakta ve bir uçak veya otomobil gövdesinin komple çözümü için kolaylıkla kullanılabilir (Arıkan 2010).

Süper bilgisayarın gelişmesi, sonlu elemanlar teknolojisinin de gelişmesine neden olmuş, bu tip bilgisayarların özelliklerinden tümüyle yararlanabilmek için paralel sayısal algoritmalar, programlama stratejileri ve programlama dilleri geliştirilmiştir. Günümüzde düşük fiyatlı mikrobilgisayarların yaygınlaşması ile de bir çok sonlu elemanlar program paketi mikrobilgisayarlar üzerinde de çalışabilecek şekilde adapte edilmiş veya geliştirilmiştir. Ucuz olmalarına, kolay kullanılabiliyor olmalarına karşılık, daha büyük sistemler ile kıyaslandığında, mikrobilgisayarların düşük hesaplama hızları, sınırlı bilgi depolama kapasiteleri ve genellikle aynı anda tek iş yapabiliyor olmaları gibi dezavantajları da bulunmaktadır.

ANSYS'de bu programlardan biridir. ANSYS kullanılarak modelin tasarlanması, tanımlı geometrik yapıya sahip parçaların yükleme durumundaki mukavemet analizleri, farklı sıcaklıklarda termodinamik özellikleri ve çalışma esnasında esas dinamik analiz konusunu ilgilendiren titreşim özelliklerini; doğal frekans, sönüm değeri... v.s. incelenerek imalat aşamasına başlamadan gerekli çözüm ve veriler elde edilir. Böylece imalatla gerekli yöntem ve yönlendirmeler yapılabilir. Bu sayede hem emniyetli üretim hem de imalat aşamasında maliyet minimize edilmiş olur.

3.2. Yöntem

Bu bölümde **Şekil 3.3**'de belirtilen dikdörtgen şeklinde petek yapılı sandviç yapısında ve ankastre-serbest sınır şartlarındaki bir kompozit yapıya farklı kalınlıklar verilerek kalınlığa göre titreşim karakteristiklerinde ki değişimler incelenmiştir. Bu değişken kalınlıklar, sandviç yapısı kalınlığı, petek yapısı plaka kalınlığı ve yüzey plaka kalınlığıdır. Titreşim karakteristiklerinde ki yapılan incelemeler, doğal frekansları, damping (sönüm) oranları, logaritmik azalma, loss “-kayıp” faktörleri ve titreşim biçimleridir.

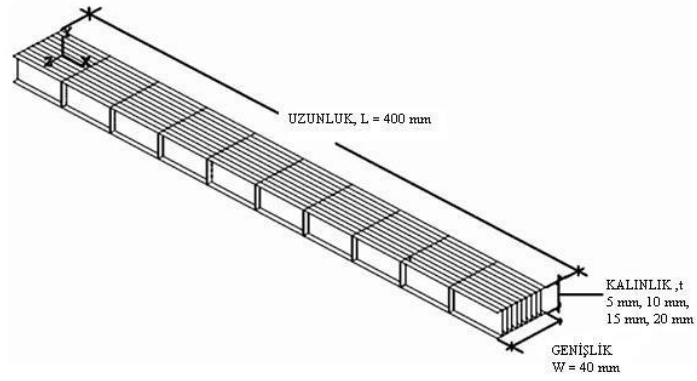
Sandviç yapının boyutları (**Şekil 3.3**, **Şekil 3.5**); boyu, $L = 400$ mm, genişliği, $w = 40$ mm, kalınlığı, $t = 5$ mm, 10 mm, 15 mm, 20 mm olarak alınmıştır. Petek yapı plaka kalınlıkları ise, $t_1 = 0.05$ mm, 0.07 mm ve 0.1 mm alt ve üst levha kalınlıkları, $t_2 = 0.5$ mm, 0.7 mm, 1mm, 1.2 mm ve 1.5 mm'dir.

Bu çalışmada; her bir petek yapı plaka (folyo) kalınlıkları, $t_1 = (0.05, 0.07, 0.1 \text{ mm})$ için doğal frekans değişimleri incelenmiştir. Sönüm oranı, logaritmik azalma ve kayıp faktörü incelemesinde ise sadece tek kalınlıkta, $t_1 = (0.1 \text{ mm})$ çalışılmıştır.

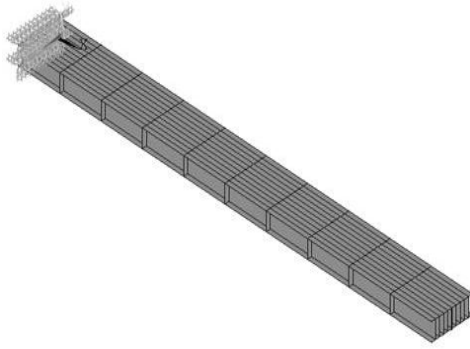
Daha sonra modelin bir ucunu mesnetleyerek boşta kalan ucuna sinüs fonksiyonlu doğal frekans ve zamana bağlı,

$$F = F_0 \sin (\pi \omega_n t) \quad (3.2)$$

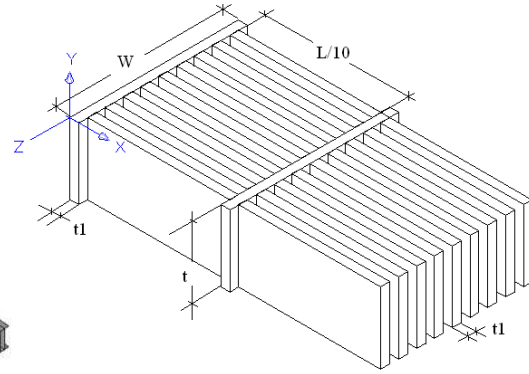
Newton'luk kuvvetle titreşim yaptırıp (**Şekil 3.4**) incelenmiştir.



Şekil 3.3. Dikdörtgen petek yapılı sandviç kompozitin koordinatları ve boyutları



Şekil 3.4. Sandviç yapının mesnetlenmesi



Şekil 3.5. Petek yapı geometrisi

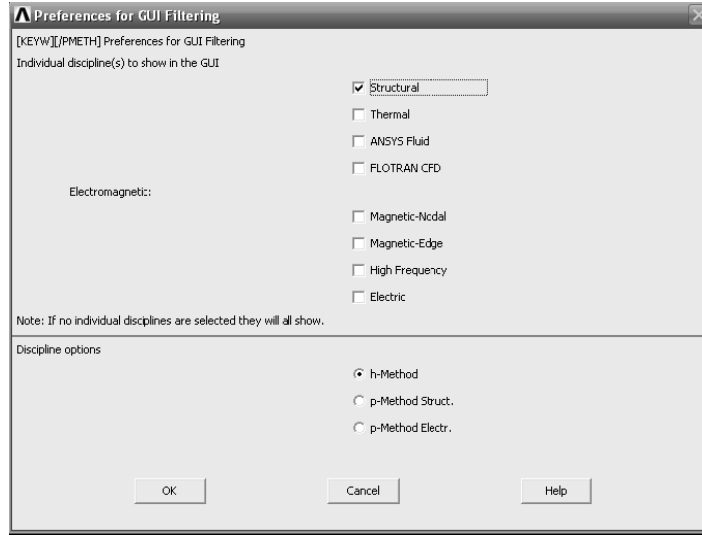
3.2.1. Analiz tipinin belirlenmesi

Bunun için; not defterinde txt uzantılı dosya oluşturulmak istenirse komut satırına komut olarak

/COM, Structural yazılır veya,

Ansyste ana menüden sıra ile

Main Menu > Preferences'den Structural (yapısal analiz) seçeneğini seçilir.



Şekil 3.6. Analiz tipinin seçilmesi

3.2.2. Eleman tipi ve özellikleri

ANSYS te kullandığımız sonlu elemanda birim elemanların tipini belirlemek için; ana menüden

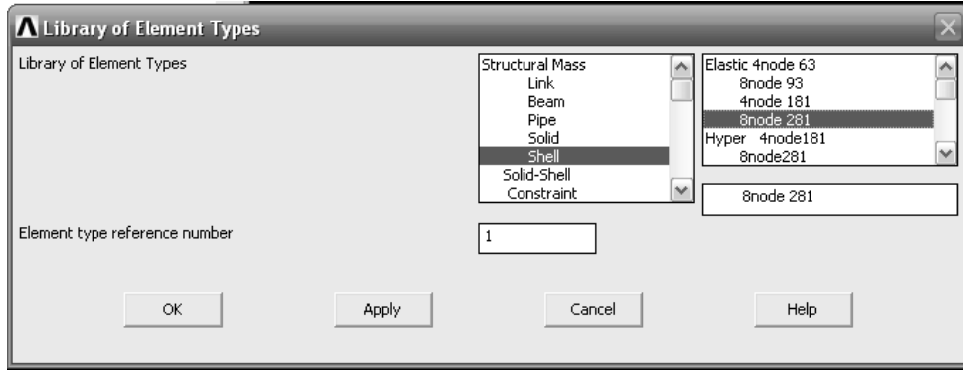
Main Menü > Preprocessor > Element Type > Add/Edit/Delete yolundan çıkan

pencereden add tuşuna basılır. Açılan Library Of Element Types penceresinden elemanın tipi seçilir.. Bu pencerede *Structural* Mass seçeneğinin altında bulunan eleman tipleri vardır.

Oluşturulan model de eleman tipi olarak **Structural Mass > Shell > Shell281** olarak seçimi yapılır. Elemanımızı seçtikten sonra kalınlık vermek için;

Main Menu > Preprocessor > Real Constants > Add/Edit/Delete yolunu izliyoruz.

Karşımıza çıkan pencerede **add** butonunu tıklayarak açılan pencerede istenilen eleman tipimizi Element Type plastik Shell281 seçilir. Açılan pencereden ise verilen kalınlık değerini 0.0001 veya diğer değişken değerler girilir.

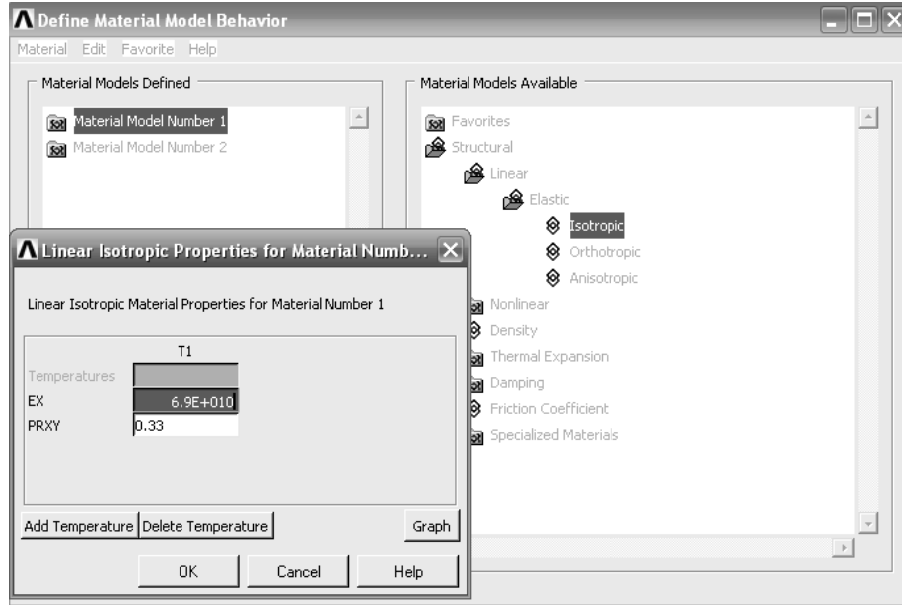


Şekil 3.7. Seçilen eleman tipinin kalınlığının girilmesi

3.2.3. Malzeme özelliklerinin girilmesi

Preprocessor > Material Probs > Material Models > Structural > Linear > Elastic > İotropic yolu izlenerek malzemenin özellikleri girilir.

Bu menüden çıkan pencereden (Şekil 3.5) EX Kısımına Malzemenin Elastisite katsayısı, PRXY kısmına ise malzemenin Poission katsayısı yazılır. İkinci malzeme özelliklerinin girilmesi için, birinci malzemenin özelliklerini girdikten sonra aynı pencerenin sol üst köşesinde yer alan **material** sekmesi tıklanır ne **new model** seçeneği tıklanır. İkiden daha fazla malzemelerin özelliklerini atamak için aynı yöntem takip edilerek özellikler tanımlanır.



Şekil 3.8. Seçilen malzeme özelliklerinin atanması

Bu analizde kullanılan malzemelerin özellikleri **Çizelge 3.2**'de verilmiştir.

Çizelge 3.2. Malzeme özellikleri

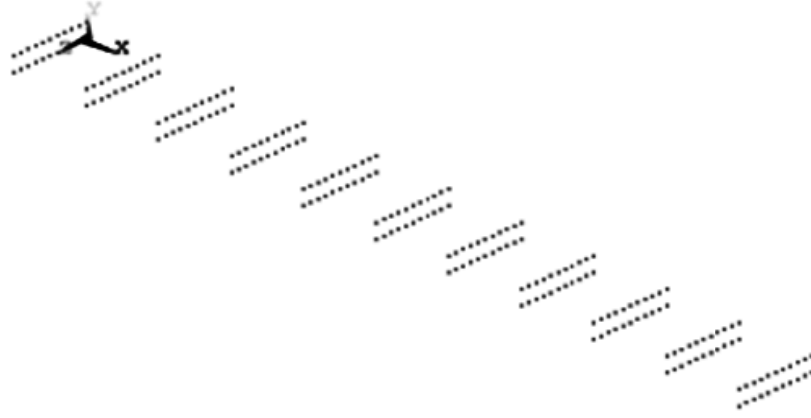
MALZEME	E (Gpa)	G (Gpa)	v	$\rho(\text{kg/m}^3)$
Aluminum	69	25,94	0.33	2870

3.2.4. Modellerin oluşturulması

Modeller oluşturulması için farklı metodlar kullanılabilir. Burada öncelikle keypointler oluşturuldu daha sonra bu keypointlere bağlı alanlar, son olarak ise alanlar birleştirilerek model meydana getirildi.

Keypoint oluşumu için;

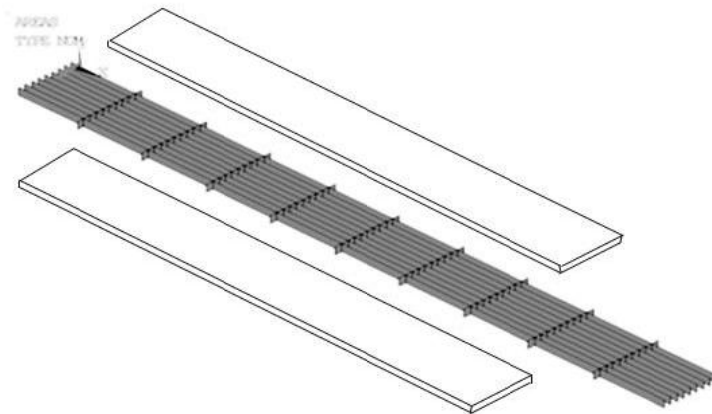
Preprocessor > Modeling > Create > Keypoint > In Active CS sıra ile bu menü izlendikten sonra çıkan pencereden oluşturulacak bütün keypointlerin kordinatları girilir (Şekil 3.9).



Şekil 3.9. Dikdörtgen petek yapılı modelin keypointleri

Keypointler sayesinde alanlar oluşturulur.

Preprocessor > Modeling > Create > Areas > Arbitrary > Through KPs sıra ile bu menüler takip edilerek alanlar tek tek seçilir ve oluşturulur (Şekil 3.10).



Şekil 3.10. Dikdörtgen petek yapı

Sonraki aşama ise bu alanlar overlap komutu ile birleştirilir.

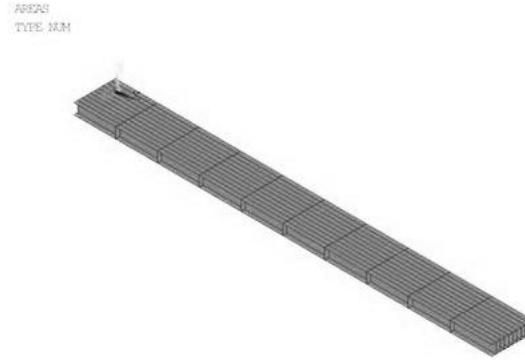
Preprocessor > Modeling > Operate > Booleans > Overap > Areas > Pick All

Oluşturulan baş peteği yapısı üzerine yüzey örtüleri, yine alan oluşturma metodu ile çizilir.

Preprocessor > Modeling > Create > Areas > Arbitrary > Through KPs

Yüzey örtüler çizildikten sonra oluşan sandviç yapıdaki kompozitin çözümü için birleştirmek gerekir.

Preprocessor > Modeling > Operate > Booleans > Glue > Areas > Pick All



Şekil 3.11. Dikdörtgen bal peteği sandviç yapıli kompozit

3.2.5. Elemanlara ayırma “MESH”

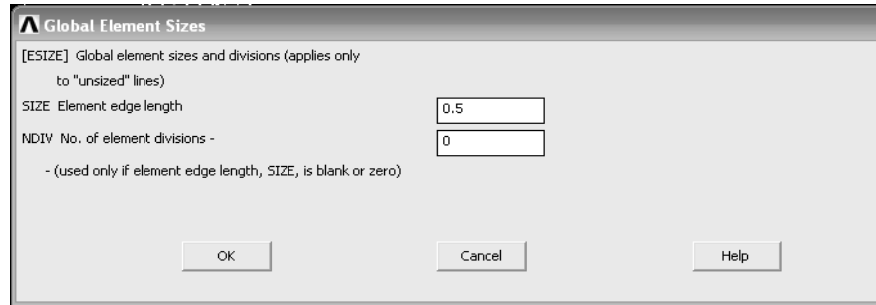
Şu ana kadar oluşturulan modellerin analizlerini ANSYS te sonlu eleman metodu ile çözümleyebilmemiz için modelin sonlu elemanlara ayrılması gerekir. ANSYS te bunu yapabilmek için “mesh” Komutu kullanılır.

Parçamız tek malzemeden oluşmasa idi öncelikle;

Preprocessor > Meshing > Mesh Attributes > Default Attributes den açılan pencereden hangi malzeme için işlem yapılacak ise o malzeme numarası seçilir. Material seçiminden sonra;

Preprocessor > Meshing > Mesh Tool yolunu izleyerek açılan pencerenin **size controls** kısmında bulunan **Global element Sizes** bölümüne parçamızı böleceğimiz elamanın uzunluk değerini **Element Edge Lenght** kısmına girilir.

Modelde bu değer 0.5 olarak girilmiştir.

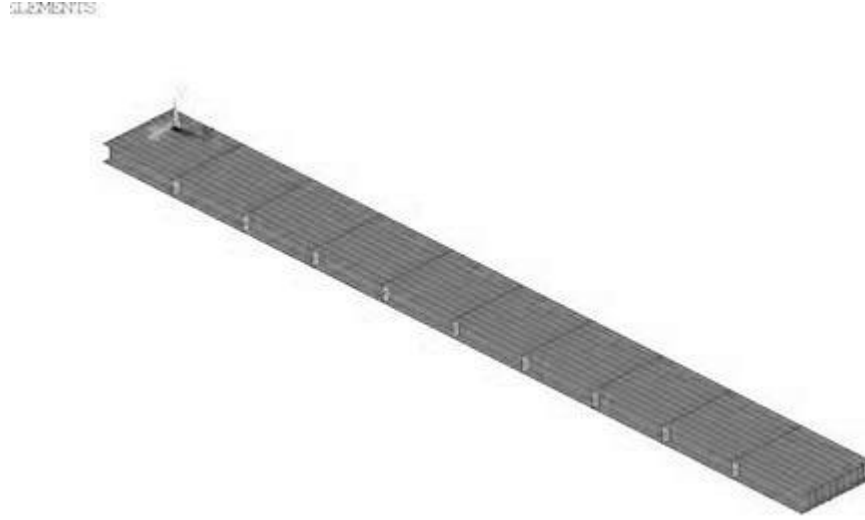


Şekil 3.12. Eleman boyutlarının girilmesi

Daha sonra **mesh tool** penceresinden elemanlarına ayrılacak alanlar seçilir veya numaraları girilir. Son olarak mesh işleminin şeklinin seçilmesi gerekir. Yapılan çalışmada mesh şekli **Quad Free** olarak seçildi. **Mesh** butonuna basılarak işlem tamamlanır.

Kompozitimizde ikinci bir malzeme bulunması durumun da;

Preprocessor > Meshing > Mesh Attributes > Default Attributes' den malzeme numarası seçilerek tekrar edilir.



Şekil 3.13. Sonlu elemanlara ayrılan petek yapılı kompozit

3.2.6. Sınır şartlarının verilmesi

ANSYS'te tu tip bir modelin sonlu eleman metodu ile çözülebilmesi için sınır şartlarının belirtilmesi gerekir. Bu çalışmada modelin bir ucunu mesnetlenmiştir. Bunun için modelimizde YZ ekseninde ki keypointler sabitlenmiştir. Bunun için,

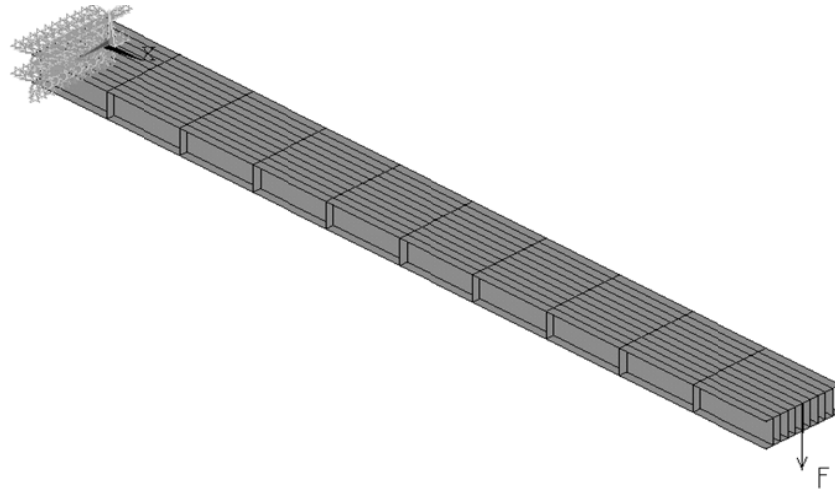
Solution > Define Loads > Apply > Structural > Displacement > On Keypoints komutu ile modelin sol tarafında bulunan keypointler ALL D Of seçeneği işaretlenir. Böylece model x ve y eksenlerinde yapacağı harekete karşı mesnetlenmiş olur (Şekil 3.13).

3.2.7. Kuvvetin uygulanması

Modelimizde uyguladığımız kuvvet değeri, modelin serbest titreşimde ki doğal frekansına ve zamana bağlı değişken bir fonksiyon olarak kabul edildi. Kuvvet değerimiz, F

$$F = F_0 \sin (\pi \omega_n t) \quad (3.2)$$

burada ω_n doğal frekans, t değeri $10^{-6} < t < 1/\omega_n$ arasında $(1/\omega_n) / 20$ değerinde artım miktarında zamanı ifade eden değer olarak alınmıştır. Kuvvet değeri modelin uç kısmında orta düğüme uygulanmıştır. Y ekseninde kuvvet 0 “sıfır” ($F_y = 0$) olarak kabul edilmiştir (Şekil 3.14).



Şekil 3.14. Sandviç modelin mesnetlenmesi ve kuvvetin uygulanması

Yukarda anlatılan aşamalar adım adım yapıldıktan sonra, programın (ANSYS'in) çalışma klasörü içerisinde kendiliğinden oluşan not defteri (.txt uzantılı dosya) açılarak aşağıdaki komutlar dosyaya eklenip sonra ANSYS kapatılıp tekrar açılır ve bu dosya okutularak model çözümlenebilir.

Komutlar,

/solu

ANTYPE,TRANS ! TRANSIENT DYNAMIC ANALYSIS

TRNOPT,REDUC ! LINEAR TRANSIENT

OUTPR,,NONE

OUTRES,,203

KBC,1

```

AUTOTS,on
nsel,all
nsel,s,loc,x,0
D,ALL,all,0
nsel,all
d,all,uz,0
d,all,rotx,0
d,all,roty,0
nsel,all
M,all,Uy
*DO,I,1e-6,1/n*3,1/ωn/20
TIME,I
F,203,FY,5*sin(π*ωn*t)
SOLVE
*ENDDO
TIME,10*1/ωn
F,203,FY,0
SOLVE
FINISH

```

Komutlar yazılarak ANSYS’te okutup çözümlenebilir.

Anlatılan bütün adımlar değişkenler olan; sandviç yapı kalınlığı, sandviç yapı alt ve üst levha kalınlığı için ayrı ayrı uygulanarak karşılaştırmalı çözüme ulaşılmıştır.

Bu dosyada dikkat edeceğimiz noktalar komut satırlarında her bir model için değişken değerlerin doğru olarak girilmesidir. W_n , keypoint koordinatları, sönüm değerleri, plaka kalınlıkları v.s.

3.2.8 Sistem kayıp (loss) katsayılarının çözümü

Sistemin çözümü için hareket denkleminin ifade edilmesi gerekir.

Newton'un 2. kanunundan;

$$m \ddot{x} + c \dot{x} + kx = F_0 \cos(\omega t) \quad (3.3)$$

Burada m , kütle değeri, c sönüm değeri, k rijitlik değerini, $F_0 \cos(\omega t)$ zamana bağlı kuvveti göstermektedir.

Bu diferansiyel denklemin çözümü için, aşağıdaki gibi bir çözüm kabul edilirse,

$$x(t) = Ce^{st} \quad (3.4)$$

burada C ve s bilinmeyen sabitlerdir. Çözüm için kabul edilen (3.4) nolu denklem (3.3) nolu denklemde yerine konursa, sebest titreşimde çözüm için;

$$ms^2 + cs + k = 0 \quad (3.5)$$

denklem elde edilir. Bu denkleme sistemin karakteristik denklemi denir. Bu denklemin kökleri,

$$s_{1,2} = \frac{-c \pm \sqrt{c^2 - 4mk}}{2m} = -\frac{c}{2m} \pm \sqrt{\left(\frac{c}{2m}\right)^2 - \frac{k}{m}} \quad (3.6)$$

iki kök olduğundan iki çözüm vardır.

$$x_1(t) = C_1 e^{s_1 t} \text{ ve } x_2(t) = C_2 e^{s_1 t} \quad (3.7)$$

genel çözüm için,

$$x(t) = C_1 e^{\left\{-\frac{c}{2m} + \sqrt{\left(\frac{c}{2m}\right)^2 - \frac{k}{m}}\right\}t} + C_2 e^{\left\{-\frac{c}{2m} - \sqrt{\left(\frac{c}{2m}\right)^2 - \frac{k}{m}}\right\}t} \quad (3.8)$$

burada C_1 ve C_2 başlangıç şartlarından elde edilen isteğe bağlı sabitlerdir.

Karakteristik denkleminin köklerinin (3.6) sıfır “0” olması durumunda, kritik sönüm katsayısı oluşmaktadır.

$$-\frac{c}{2m} \pm \sqrt{\left(\frac{c}{2m}\right)^2 - \frac{k}{m}} = 0 \text{ ise } \left(\frac{c}{2m}\right)^2 - \frac{k}{m} = 0 \text{ buradan}$$

$$c_c = 2m\sqrt{\frac{k}{m}} = 2\sqrt{km} = 2m\omega_n \quad (3.9)$$

Sönümlü sistemlerde, sönüm değerinin kritik sönüm katsayısına oranına sönüm oranı denir ve ζ ile ifade edilir.

$$\zeta = \frac{c}{c_c} \quad (3.10)$$

buradan ifadeler (3.6) nolu denklemde yerine konursa,

$$s_{1,2} = (-\zeta \pm \sqrt{\zeta^2 - 1}) \omega_n \quad (3.11)$$

$$x(t) = C_1 e^{(-\zeta + \sqrt{\zeta^2 - 1})\omega_n t} + C_2 e^{(-\zeta - \sqrt{\zeta^2 - 1})\omega_n t} \quad (3.12)$$

$\zeta^2 - 1 > 0 \quad \zeta > 1$ aşırı sönümlü sistem

$\zeta^2 - 1 = 0 \quad \zeta = 1$ kritik sönümlü sistem

$\zeta^2 - 1 < 0 \quad \zeta < 1$ zayıf sönümlü sistem

oluşturulan model çözümünde sönüm oranı, ζ değeri,

$\zeta < 1$ olduğundan sistem zayıf sönümlü sistemdir.

Serbest sönümlü titreşim metodu:

Serbest sönümlü titreşim metodunda sönüm oranı yaklaşık olarak;

$$\zeta \cong \frac{\delta}{2\pi} \quad \zeta \ll 1 \rightarrow \text{burada;} \quad (3.13)$$

δ : logaritmik azalma

ζ : hesaplanan sönüm oranı

Logaritmik azalmayı, sönümlü serbest titreşimdeki azalma olarak tanımlayabiliriz veya arka arkaya iki genliğin oranının doğal logaritması şeklinde yorumlanabilir.

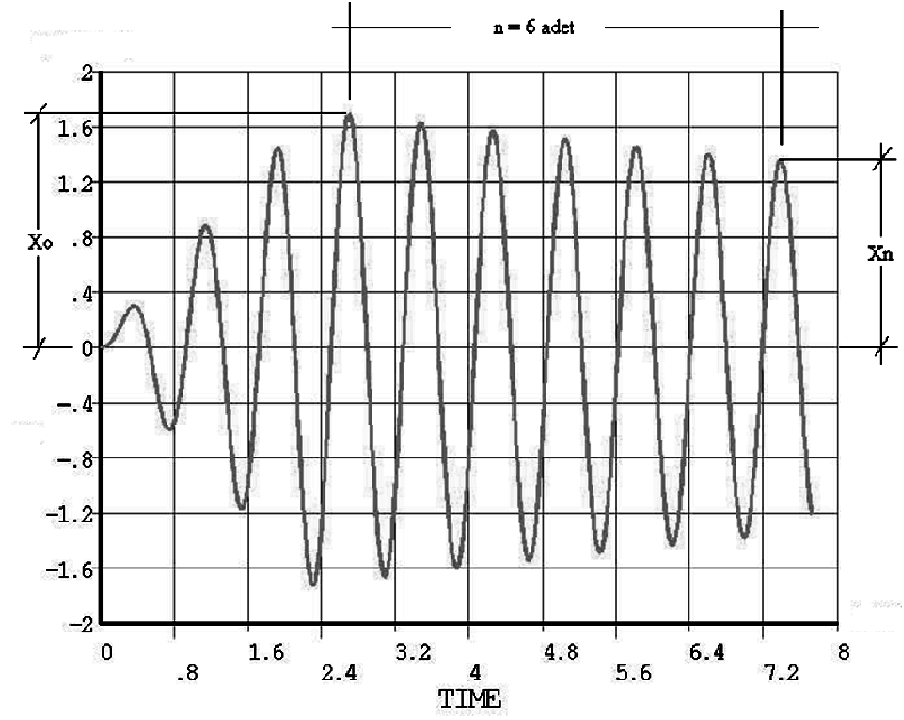
$$\delta = \frac{1}{n} \ln \left(\frac{X_0}{X_n} \right) \quad (3.14)$$

n : çözümde bulunan genlik-zaman grafiğinde genlik tepe sayısı

X_n : son genlik değeri

X_0 : ilk genlik değeri

Bu sayılar her bir değer için oluşturulan **Şekil 15**'ten bulunur.



Şekil 3.15. Genlik-zaman grafiği

Bir çevrimdeki harcanan enerji miktarı,

$$= \pi c \omega_d X^2 \quad (3.15)$$

Titreşimde harcanan toplam enerji,

$$W = - \omega_d^2 X^2 \quad \text{ise}$$

$$\text{---} = 2\delta = 4\pi\zeta \quad (3.16)$$

Buna (—) özgül sönüm kapasitesi denir. Mühendislik malzemelerinin sönüm kapasitelerinde kullanılan önemli bir faktördür.

Diğer kullanılan faktörlerden biride kayıp katsayısıdır. (loss coefficient)

$$\text{loss coefficient} = \frac{\Delta W}{2\pi W} = 2\zeta \quad (3.17)$$

Yukarıdaki açıklamalar doğrultusunda, sistemin çözümünde elde edilen genlik-zaman grafiğinden gerekli değerler bulunur ve (3.14) nolu denklemde yerine yazılırsa logaritmik azalma (δ) hesaplanır. Sonra (3.13) nolu denklemde yerine yazılarak sönüm değeri (ζ) hesap edilir ve sistemin çözümünde girilen sönüm değeri ile karşılaştırılır.

Sönüm oranı çözümü için; Alüminyum için kabul edilen sönüm oranı;

$$\zeta \cong 0,08$$

çözüm için girilen sönüm oranı değeri ise; β
komut satırında girilen değer;

MP, damp, β

$$\beta = \frac{2*\zeta}{\omega_n} \text{ burada} \quad (3.18)$$

ω_n ; doğal frekans değerinin (rad / sn) cinsinden değeri

Kalite faktör ve bant genişliği metodu;

Sistemin hareket denklemi,

$$m \ddot{x} + c \dot{x} + kx = F_0 \cos(\omega t) \quad \text{denkleminin çözümü}$$

$$X(t) = X_0 \cos (\omega_t - \phi) \quad (3.19)$$

bulunur.

Başlangıç şartlarından sabitler bulunur ve sabit statik yükteki sapma miktarı da hesaplanırsa,

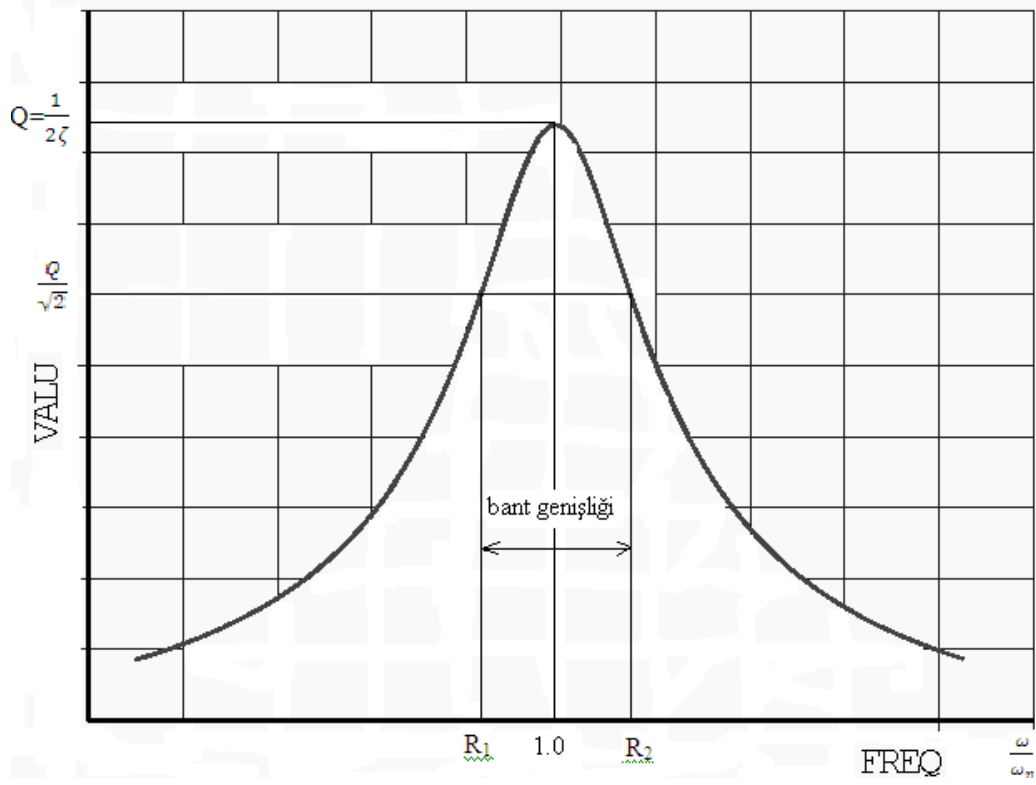
$$X_0 = \frac{F_0}{[(k - m\omega^2)^2 + c^2\omega^2]} \quad (3.20)$$

$$\delta_{st} = \frac{F_0}{k} \quad (3.21)$$

Sistem rezonans durumunda genlik değerinin oranı, kalite faktörü (Q) olarak tanımlanır.

$$Q = \left(\frac{X}{\delta_{st}} \right)_{\omega = \omega_n} = \frac{1}{2\zeta} \quad (3.22)$$

Rezonans durumunda genlik değerinde R_1 ve R_2 noktalarında bir büyüme oluşması mümkündür. Bu noktalarda amplifikasyon faktörü $\frac{Q}{\sqrt{2}}$ ye düşer ve bu nokta yarı güç noktası olarak adlandırılır. İki nokta arasına bant genişliği adı verilir (**Şekil 3.16**).



Şekil 3.16. Yarı güç noktalarını gösteren harmonik cevap eğrisi

Frekans oranları, r

$$r = \frac{\omega}{\omega_n} \text{ olduğundan ve} \quad (3.23)$$

$$Q = \left(\frac{X}{\delta_{st}} \right)_{\omega = \omega_n} = \frac{Q}{\sqrt{2}} = \frac{1}{2\sqrt{2}\zeta} = \frac{1}{\sqrt{(1-r^2)^2 + (2\zeta r)^2}} \quad (3.24)$$

gerekli sadeleşmeler yapıp r değeri yerine konursa,

$$Q \approx \frac{1}{2\zeta} \approx \frac{\omega_n}{\omega_2 - \omega_1} \quad (3.25)$$

Sistemin çözümünden Q değeri bulunur. Sonra $\frac{Q}{\sqrt{2}}$ değeri ve (3.25) nolu denklemden de yeni ζ değeri hesaplanır. Sisteme girilen sönüm oranı ile karşılaştırılır.

Modelin hesaplanan ζ değeri,

$\zeta \ll 1$ olduğu için (zayıf sönümlü sistem)

Sistemin çözümünde serbest titreşim metodu kullanılmıştır.

Sönümü yüksek sistemler için kalite faktör bant genişliği metodu daha uygun, sönümü düşük sistemlerde ise serbest titreşim metodu daha uygundur.

4. ARAŞTIRMA BULGULARI

Bu açıklamalar doğrultusunda modellenen yapının çözümü sonrası hesaplanan; logaritmik azalma ve sönüm değerleri değişkenlere göre bulunan sonuçlar **Çizelge 3.3** ve **Çizelge 3.4**'te, sergilediği davranışlar, farklı değişkenlere bağlı sönüm oranları ve loss faktörlerinin değişimleri de **Şekil 3.20** ve **Şekil 3.21**'de gösterilmiştir.

Nümerik olarak modellenen yapının ankestre-serbest sınır şartlarında ki doğal frekans değerleri **Çizelge 3.2**'de verilmiştir.

ANSYS programı yardımı ile birinci titreşim biçimi için doğal frekans değişimleri ve düzlem içi eğilme titreşimleri için ilk dört moda karşılık gelen titreşim biçimleri **Şekil 3.16, 3.17, 3.18, 3.19**'da gösterilmiştir.

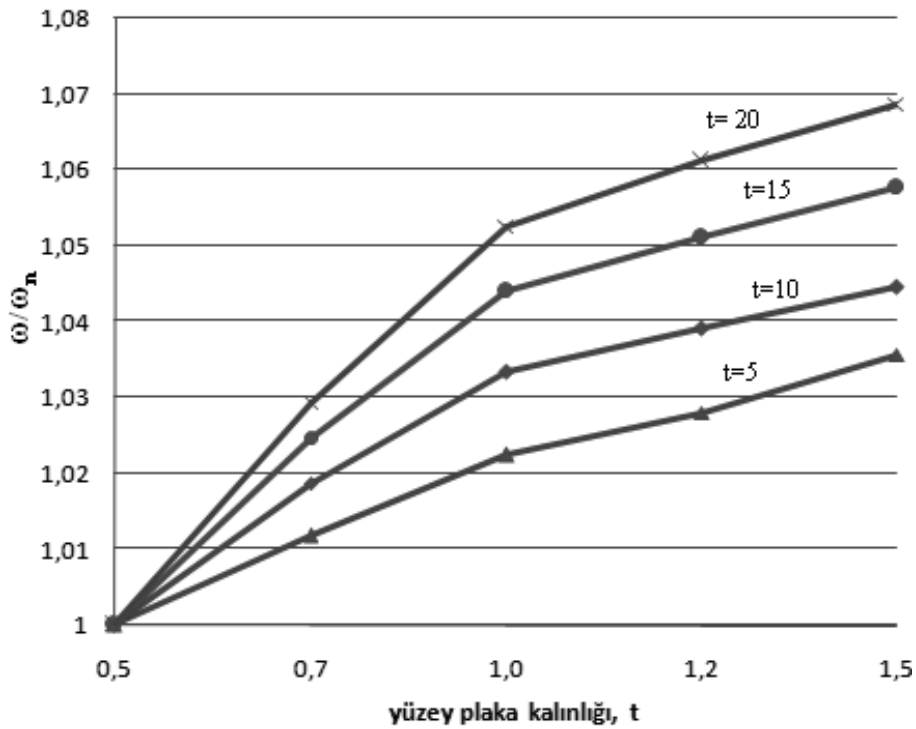
Oluşturulan modelin birinci doğal frekanslarına ait farklı değişkenlere bağlı doğal frekans değişimleri **Şekil 3.14, Şekil 3.15**'te grafiksel olarak ifade edilmiştir.

Her bir değişimin grafiği frekans değerleri kendisi içerisinde ilk değerine bölünerek elde edilmiştir (Şakar vd 2010).

5. SONUÇ

Doğal frekans değerleri için;

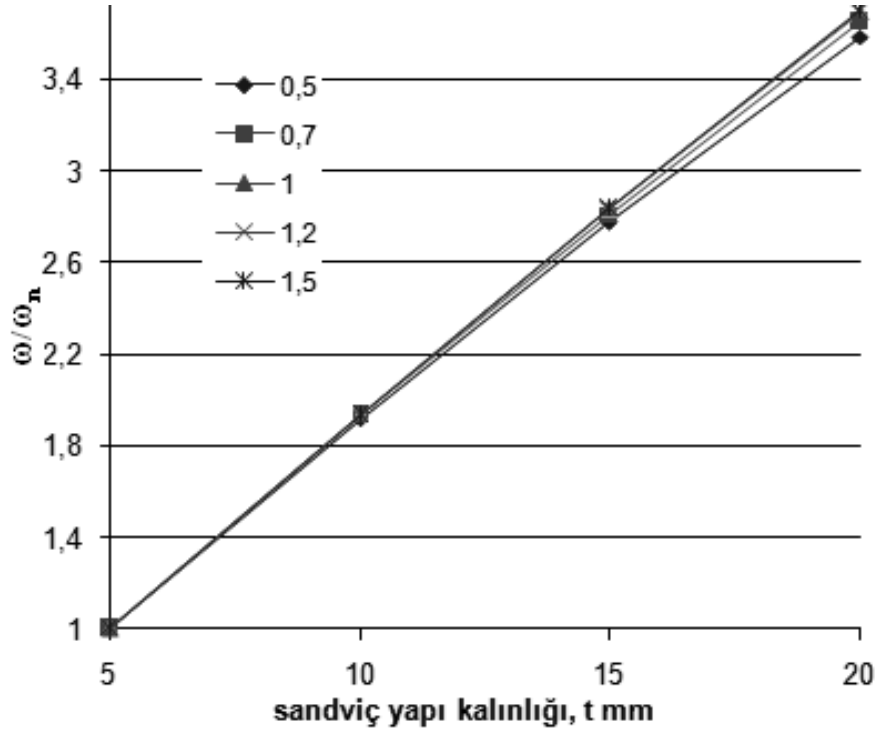
Çizelge 3.3'de çeşitli sandviç yapı kalınlığına sahip yapının yüzey plaka kalınlıklarına ve petek yapı levha kalınlıklarına göre doğal frekans değerleri görülmektedir. **Çizelge 3.3'**de görüldüğü gibi sandviç yapı kalınlığı ve yüzey plaka kalınlığı arttıkça frekans değerleri de artmaktadır. Fakat sabit yüzey levha kalınlığında petek yapı levha kalınlığı arttıkça frekans değerleri azalmaktadır.



Şekil 3.17. Farklı sandviç yapı kalınlıklarına sahip yapının levha kalınlığına bağlı olarak birinci doğal frekanslarının oranlarının değişimi ($t_1= 0.05$ mm)

Şekil 3.17 farklı sandviç yapı kalınlığına sahip yapının yüzey plaka kalınlıklarına bağlı olarak birinci doğal frekans değişimini göstermektedir. **Şekil 3.17** incelendiğinde 5 mm sandviç yapı kalınlığı için yüzey plaka kalınlığı artarken frekans oranı da artmaktadır. Diğer kalınlıklar içinde aynı şeyler söylenebilir. Ancak 1 mm yüzey levha kalınlığına

kadar keskin bir artış olmasına karşın daha sonra bu keskin artış biraz yavaşlamaktadır. Yani daha az bir artış mevcuttur. Bu durum, belirli bir değerden sonra kütle artışının, rijitliğe göre doğal frekans üzerinde daha etkin bir rol oynaması şeklinde açıklanabilir.



Şekil 3.18. Farklı levha kalınlıklarına sahip yapının sandviç yapı kalınlığına bağlı birinci doğal frekans oranlarının değişimi ($t_1 = 0.05$ mm)

Şekil 3.18 ise farklı yüzey levha kalınlığına sahip modelin sandviç yapı kalınlığına göre birinci doğal frekans oranlarının değişimini göstermektedir. Şekilden anlaşılacağı gibi hem sandviç yapı kalınlığı hem de yüzey plaka kalınlığı frekans değerlerini artırmaktadır. Sandviç yapı kalınlığı birinci doğal frekans üzerindeki etkisi daha baskındır.

Kısaca modelin birinci doğal frekansı üzerinde etkili faktörler sırası ile şöyledir:

1. Sandviç yapı kalınlığı,
2. Yüzey plaka kalınlıkları,

NODAL SOLUTION

STEP=1

SUB =1

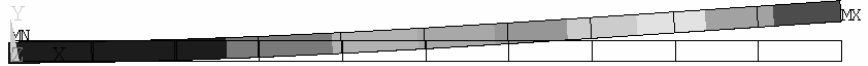
FREQ=83.759

USUM (AVG)

RSYS=0

DMX =8.341

SMX =8.341



Şekil 3.19. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının birinci titreşim biçimi

NODAL SOLUTION

STEP=1

SUB =2

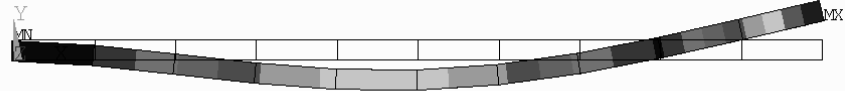
FREQ=508.509

USUM (AVG)

RSYS=0

DMX =8.24

SMX =8.24



Şekil 3.20. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının ikinci titreşim biçimi

NODAL SOLUTION

STEP=1

SUB =3

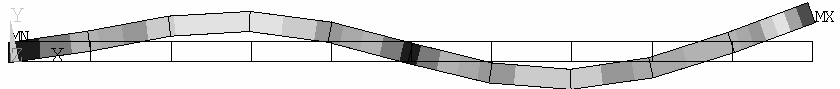
FREQ=1360

USUM (AVG)

RSYS=0

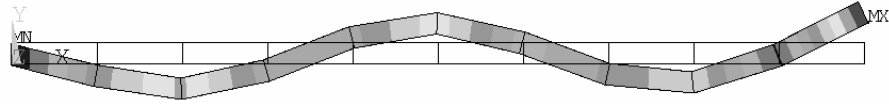
DMX =8.093

SMX =8.093



Şekil 3.21. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının üçüncü titreşim biçimi

NODAL SOLUTION
 STEP=1
 SUB =4
 FREQ=2514
 USUM (AVG)
 RSYS=0
 DMX =7.927
 SMX =7.927



Şekil 3.22. Ankastre-serbest sınır şartlarına sahip yapının dördüncü titreşim biçimi

Sönüm oranı ve Kayıp (loss) faktör değerleri için;

Çizelge 3.4 modelin çözümünde girilen sönüm oranına karşılık bulunan sönüm oranını göstermektedir.

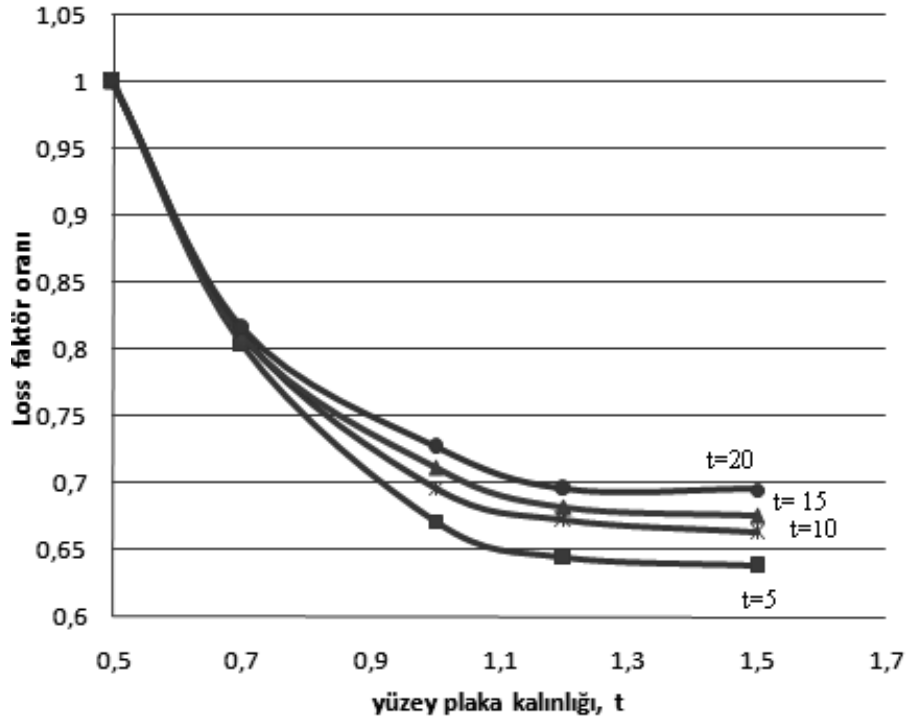
Çizelge 3.4 incelendiğinde; sandviç yapı kalınlığı arttıkça sönüm oranı da artmaktadır. Fakat yüzey plaka kalınlığı arttıkça sönüm oranı düşmektedir. sandviç yapı kalınlığı arttıkça sönüm oranında hızlı bir şekilde yaklaşık iki kat yükseliş görülmektedir. Fakat doğal frekansın tersi olarak yüzey plaka kalınlığı arttıkça sönüm oranlarında düşüş görülmektedir. Bu düşme miktarı, doğal frekansın yükselişine oranla daha hızlı bir değişim olduğunu göstermektedir.

Burada petek levha kalınlığına göre değişim incelenmemiştir.

Buna bağlı olarak kayıp katsayıları (loss coefficient) ve özgül sönüm kapasiteleri için sönüm oranının katsayıları olduğu düşünülürse aynı yorumları yapmak mümkündür.

Yani;

Sandviç yapı kalınlığı arttıkça, kayıp katsayısı (loss coefficient) ve özgül sönüm oranında (specific damping capacity) hızlı bir artış gösterir. Fakat yüzey plaka kalınlığı arttıkça, kayıp katsayısı (loss coefficient) ve özgül sönüm oranında (specific damping capacity) azalma meydana gelir.



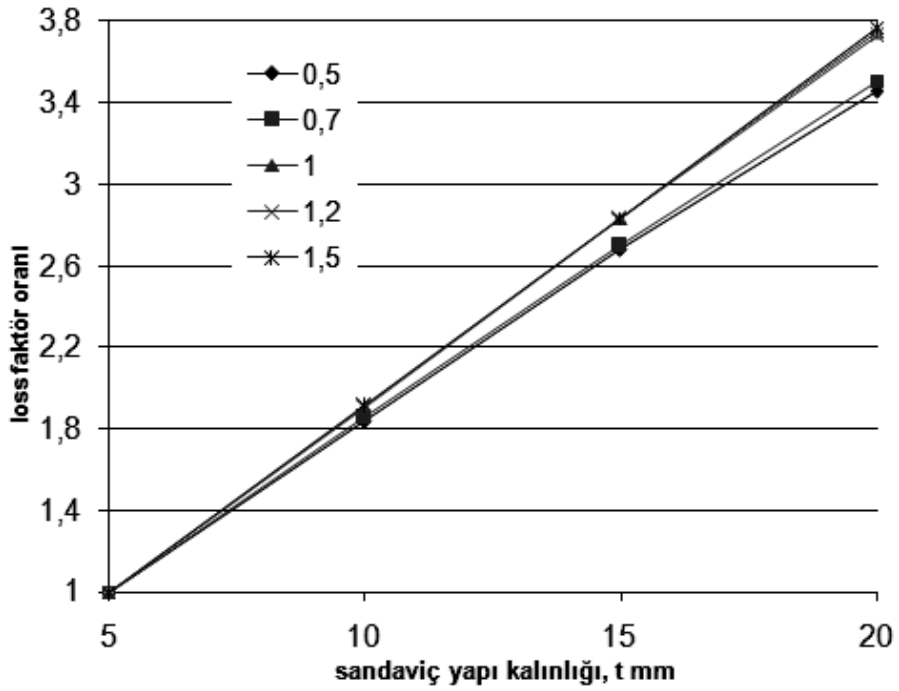
Şekil 3.23. Farklı sandviç yapı kalınlıklarına sahip yapının levha kalınlıklarına bağlı olarak loss faktörlerinin oranlarının değişimi ($t_1 = 0.05$ mm)

Şekil 3.23 farklı sandviç yapı kalınlığına sahip yapının yüzey plaka kalınlıklarına göre kayıp (loss) faktörlerinin değişimini gösterir.

Yüzey plaka kalınlığının artışına göre **Şekil 3.23**'ten de anlaşılacağı gibi, sönüm oranları ve buna bağlı olarak, kayıp katsayısı (loss coefficient) ve özgül sönüm oranı (specific damping capacity) belirli bir kalınlığa kadar ani azalma gösterirken yüzey plaka kalınlığı arttıkça sönüm oranındaki azalmada düşmektedir. Fakat sandviç yapı kalınlığı arttıkça sönüm oranları ve kayıp katsayısı bariz bir şekilde artmaktadır. 1 mm yüzey plaka kalınlığına kadar kayıp katsayısında hızlı bir düşüş gözlemlenmesine karşı bu durum yüzey plaka kalınlığı artmaya devam ettikçe yavaşlamaktadır. Bu davranış

yine belirli bir değerdan sonra kütle artışının rijitliğe göre daha etkin olması şeklinde açıklanabilir.

Şekil 3.24 farklı yüzey plaka kalınlıklarına sahip yapının sandviç yapı kalınlığına göre kayıp (loss) faktörlerinin değişimini gösterir. Şekle göre sandviç yapı kalınlığı ve yüzey plaka kalınlığı arttıkça kayıp katsayısı oranları da artmaktadır. Sandviç yapı kalınlığının yüzey plaka kalınlığına göre kayıp katsayısı üzerinde daha etkin olduğunu göstermektedir.



Şekil 3.24. Farklı levha kalınlıklarına sahip yapının sandviç yapı kalınlığına bağlı olarak kayıp (loss) faktörlerinin oranlarının değişimi ($t_1=0.05\text{mm}$)

Kısaca modelin yapısındaki sönüm oranı ve kayıp katsayısı hesaplamasında çıkan sonuçlar şöyle sıralanabilir:

- Sandviç yapı kalınlığı arttıkça, sönüm oranı ani olarak yükselir,
- Yüzey levha kalınlığı arttıkça, sönüm oranı azalır.

Çizelge 3.3. Farklı sandviç yapı kalınlığına sahip yapının yüzey levha kalınlığına bağlı olarak doğal frekans değerlerinin değişimi

MODEL İÇİN BOY L = 400 mm GENİŞLİK W= 40 mm SÖNÜMSÜZ ÇÖZÜM				YÜZEY LEVHA KALINLIĞI (mm)														
				0.5			0.7			1			1.2			1.5		
				PETEK YAPI LEVHA KALINLIĞI (mm)														
				0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1
SANDVIÇ YAPI KALINLIĞI (mm)	5	10 EŞİT BÖLMELİ	1.D.FR. (Hz.)	44,868	44,572	44,105	45,124	44,944	44,624	45,359	45,288	45,098	45,492	45,473	45,343	45,699	45,743	45,681
			2.D. FR.(Hz.)	722,04	730,60	733,57	709,18	723,56	732,35	690,71	711,43	726,01	679,92	703,83	722,34	666,40	694,02	716,52
			3.D. FR.(Hz.)	2088,4	2169,3	2227,0	1990,4	2094,5	2178,7	1872,4	1996,7	2106,3	1810,9	1943,1	2063,7	1739,9	1878,6	2010,3
	10		1.D.FR. (Hz.)	87,324	86,248	84,617	88,031	87,365	86,209	88,404	88,141	87,445	88,463	88,399	87,923	88,432	88,611	88,395
			2.D. FR.(Hz.)	1319,5	1346,0	1355,7	1277,7	1320,	1347,9	1217,9	1277,0	1322,6	1182,6	1248,9	1303,3	1136,3	1210,2	1276,6
			3.D. FR.(Hz.)	3539,3	8738,1	3887,8	3301,3	3544,1	3752,3	3256,2	3295,8	35552,7	3259,2	3253,2	3433,9	3262,3	3257,4	3279,3
	15		1.D.FR. (Hz.)	127,78	125,63	122,47	129,16	127,81	125,50	129,80	129,27	127,86	129,81	125,70	128,74	129,55	129,95	129,53
			2.D. FR.(Hz.)	1824,7	1871,5	1890,5	1751,5	1825,5	1874,3	1680,2	1748,6	1827,3	1591,4	1699,8	1792,2	1515,2	1633,4	1740,3
			3.D. FR.(Hz.)	4646,6	4945,9	5177,6	4294,5	4651,3	4965,3	3888,3	4280,9	4658,9	3677,5	4078,4	4478,5	3424,5	3827,1	4244,2
	20		1.D.FR. (Hz.)	166,40	163,15	158,15	168,58	166,43	162,80	169,55	168,72	166,47	169,52	169,36	167,83	168,98	169,68	169,03
			2.D. FR.(Hz.)	2257,1	2324,4	2353,5	2155,3	2258,3	2328,1	3239,5	2150,4	2260,1	1937,0	2082,9	2210,2	1834,9	1991,9	2137,2
			3.D. FR.(Hz.)	5533,0	5911,6	6208,3	5092,6	5538,5	5935,1	4586,8	5072,8	5545,7	4325,2	4819,1	5317,3	4011,3	4504,5	5020,9

Çizelge 3.4. Farklı sandviç yapı kalınlığına sahip yapının yüzey levha kalınlığına bağlı olarak logaritmik azalma değerlerinin değişimi

MODEL İÇİN BOY, L = 400 mm GENİŞLİK, W= 40 mm ALÜMİNYUM ZETA DEĞERİ, $\zeta = 0.08$				YÜZEY LEVHA KALINLIĞI (mm)														
				0.5			0.7			1			1.2			1.5		
				PETEK YAPI LEVHA KALINLIĞI (mm)														
				0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1
SANDVIÇ YAPI KALINLIĞI (mm)	5	EŞİT BÖLMELİ	TEPE NOK.SAYISI n			6			7			7			7			
			GRAFİKTEEN X_0			0,045555			0,022664			0,015860			0,013288			0,010521
			GRAFİKTEEN X_n			0,040343			0,020220			0,014419			0,012126			0,009611
			HESAPL. DEĞ. $\delta=(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,020248			0,016302			0,013615			0,013064			0,012926
	10		TEPE NOK.SAYISI n			6			6			6			6			6
			GRAFİKTEEN X_0			0,010873			0,008028			0,005748			0,004830			0,038841
			GRAFİKTEEN X_n			0,008696			0,006697			0,004920			0,004156			0,033493
			HESAPL. DEĞ. $\delta=(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,037241			0,030214			0,025945			0,025031			0,024691
	15		TEPE NOK.SAYISI n			6			6			6			6			6
			GRAFİKTEEN X_0			0,004552			0,034078			0,024741			0,020877			0,016886
			GRAFİKTEEN X_n			0,003287			0,026178			0,019630			0,016723			0,013503
			HESAPL. DEĞ. $\delta=(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,054249			0,043954			0,038572			0,036978			0,037258
	20		TEPE NOK.SAYISI n			6			6			6			6			6
			GRAFİKTEEN X_0			0,024170			0,001829			0,001345			0,001141			0,000927
			GRAFİKTEEN X_n			0,015874			0,001298			0,000991			0,000852			0,000692
			HESAPL. DEĞ. $\delta=(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,070068			0,057180			0,050980			0,048722			0,048716

Çizelge 3.5. Farklı sandviç yapı kalınlığına sahip yapının yüzey levha kalınlığına bağlı olarak hesaplanan sönüm oranlarının değişimi

MODEL İÇİN BOY, L = 400 mm GENİŞLİK, W= 40 mm ALÜMİNYUM ZETA DEĞERİ, $\zeta = 0.08$				YÜZEY LEVHA KALINLIĞI (mm)														
				0.5			0.7			1			1.2			1.5		
				PETEK YAPI LEVHA KALINLIĞI (mm)														
				0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1	0,05	0,07	0,1
SANDVIÇ YAPI KALINLIĞI (mm)	5	EŞİT BÖL.	Sönümsüz 1.d.frk. (rad/san)			277,120			280,381			283,359			284,898			287,022
			Ç. için değer $\beta =(2*\zeta) / W_n$			0,000577			0,000571			0,000565			0,000562			0,000557
			Hesap. değer. $\delta =(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,020248			0,016302			0,013615			0,013064			0,012624
			Hesap. sonuç $\zeta = \delta / (2*\pi)$			0,003223			0,002594			0,002167			0,002079			0,002057
	10		Sönümsüz 1.d.frk. (rad/san)			531,664			541,667			549,433			552,437			555,402
			Ç. için değer $\beta =(2*\zeta) / W_n$			0,000301			0,000295			0,000291			0,000290			0,000288
			Hesap. değer. $\delta =(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,037241			0,030214			0,025945			0,025031			0,024691
			Hesap. sonuç $\zeta = \delta / (2*\pi)$			0,005927			0,004809			0,004129			0,003984			0,003930
	15		Sönümsüz 1.d.frk. (rad/san)			769,502			788,565			803,368			808,897			813,861
			Ç. için değer $\beta =(2*\zeta) / W_n$			0,000208			0,000203			0,000199			0,000198			0,000197
			Hesap. değer. $\delta =(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,054249			0,043954			0,038572			0,033754			0,03258
			Hesap. sonuç $\zeta = \delta / (2*\pi)$			0,008663			0,006995			0,006139			0,005885			0,005930
	20		Sönümsüz 1.d.frk. (rad/san)			993,69			1.022,90			1.045,96			1.054,51			1.062,05
			Ç. için değer $\beta =(2*\zeta) / W_n$			0,000161			0,000156			0,000153			0,000152			0,000151
			Hesap. değer. $\delta =(1/n) \times \ln(X_0/X_n)$			0,070068			0,057180			0,050980			0,048722			0,048716
			Hesap. sonuç $\zeta = \delta / (2*\pi)$			0,011152			0,009101			0,008114			0,007754			0,007753

KAYNAKLAR

- Arıcan M. L., 2010. Uçak Sanayide Kullanılan Kompozit Malzemeler. http://www.xengineer.net/download/M.Levent_Arican_Ucak_Sanayiinde_Kullanilan_Kompozit_Malzemeler.pdf (08.10.2010)
- Arıkan M.A.S.,2010. Sonlu elemanlar metodunun mühendislikte uygulamaları.Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü, <http://arsiv.mmo.org.tr/pdf/10944.pdf> (13.10.2010).
- Bregenzer R.,2000. Yeni Kullanım Alanları İçin Kompozit Malzemeler. Mühendis ve Makine.
- Deniz M. E.,2010. Kompozit Malzemeler. http://eng.harran.edu.tr/~emin/kompozit_malzemeler.htm
- Donald R. A.,1998. Malzeme Bilimi ve Mühendislik Malzemeleri. Nobel Yayınları, Ankara.
- Ekmekçi Ö., Temel B. ve Geyik B., 2010. www.oubs.iu.edu.tr/doc/419.ppt (15.11.2010)
- Engin A. vd,2000.Sonlu Elemanlar Yöntemi., www.biymed.com/femmuh/analiz/fem/seynedir.htm (10.12.2010).
- Ersoy H.Y.,2001. Kompozit Malzeme, Literatür Yayınları, İstanbul.
- Gürsoy H., 2009. Kompozit Malzemeler. Bilim, www.bilgiustam.com/kompozit-malzemeler-hakkinda/hersey/ (09.09.2010)
- Güven Ş. Y.,1990. Kompozit Malzemeler ve Kullanım Alanları. Isparta Mühendislik Mimarlık Fakültesi. Makine Müh. Bölümü, Isparta.
- Kaya Ş., 1987. Kompozit Malzemeler ve Cesur Tasarımlar, Yakın Geleceğin Uçakları. Teknik Uygulama, Sayı 11.
- Öztürk A.U.,2009.Sandviç kompozitlerde “balpeteği” yapısının optimizasyonu. Bitirme tezi, 9 Eylül Üni,Mak.Müh.Böl., İzmir.
- Robert C.F., 1987. Kompozit Malzemeler Çağı. Teknik ve Uygulama, Sayı 11.
- Sarıtaş S.,1995. Engineering Metalurjy and Materials-Gazi Üni.yayın No 202 Müh.ve Mimarlık Fak.Yayın no 15 Maltepe-Ankara
- Sönmez B., 2007., Uçak Yapılarında Kompozit Malzeme Kullanımı, <http://sonbaris.blogcu.com/ucak-yapilarinda-kompozit-malzeme-kullanimi/1942558> (15.12.2010)
- Sönmez F. Ö.,2000. Otomotiv Sanayinde Kompozit Malzeme Kullanımı. Mühendis ve Makine, Cilt 39 (465).
- Şakar G., Yaman M.,Bolat F.Ç.,2010. Alüminyum Bal Peteği Sandviç Yapıların Serbest Titreşim Analizi. OTEKON, Bursa.
- Şimşek M.,1994. Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri. Mühendis ve Makine, Cilt 35 (414).
- Tarakçılar A.R.,Topçu. M. Ve Taşgetiren. S.,1995. Kompozit Malzeme Kullanımında Tasarım Esasları. Mühendis ve Makine, Cilt 36 (422).
- Tarakçılar A.R.,Topçu. M. ve Taşgetiren. S.,1995. Kompozitler ve Özelliklerini Belirleyen Faktörler. Mühendis ve Makine, Cilt 36 (420).
- Taşdemir M. A. ve Şengül Ö.,2005 Bağlayıcı malzemelerin tarihsel gelişimi-İTÜ İnş.Fak.Yapı.Malz.Anabilim dalı.

- Toma ., 2007. Sandviç kompozit T bağlantılarında gerilme analizi. Bitirme tezi, 9 Eylöl Üni.Mak.Müh.Böl., İzmir.
- Yavuz İ., 2010., Metalik Köpük Malzemeler ve Uygulamaları. www.teknolojikarastirmalar.com/pdf/tr/07_2010_2_1_73_480.pdf (12.09.2010)

ÖZGEÇMİŞ

Erzurum İspir ilçesinde 1977 de dünyaya gelen Alparslan YİĞİT İlkokulu Erzurum Yunus Emre İlkokulu'nda, ortaokulu Erzurum Gazi Ahmet Muhtar Paşa Ortaokulu'nda, lise eğitimini Erzurum Lisesi'nde tamamlamış, Gaziantep Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nden 2001 yılında mezun olmuştur.

Mezuniyetinden sonra bir yıl vekil öğretmen olarak Erzurum'un İspir ilçesinde çalışmış akabinde askerliğini MSB ARGE kışlasında yedek subay olarak yapmıştır.

Meslek hayatına İzmir'de HABAŞ demir çelik fabrikasında başlamış burada 2 yıl kalite kontrol mühendisi olarak çalıştıktan sonra Muğla Yeniköy Elektrik Santrali'nde türbin bakım mühendisi olarak bir yıl görev yapmıştır.

2005 yılından itibaren Karayolları 12. Bölge Müdürlüğü'nde asfalt şantiye makine mühendisi olarak çalışmaya devam etmektedir.

Evli ve iki çocuk babası olan Alparslan YİĞİT İngilizce bilmektedir.