

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**VİSKOELASTİK ÇEKİRDEĞE SAHİP SANDVIÇ KOMPOZİT PLAKLARIN
ANLIK BASINÇ YÜKÜ ALTINDAKİ DAVRANIŞININ TEORİK VE
DENEYSEL İNCELEMESİ**

DOKTORA TEZİ

Demet BALKAN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

MAYIS 2012

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**VİSKOELASTİK ÇEKİRDEĞE SAHİP SANDVIÇ KOMPOZİT PLAKLARIN
ANLIK BASINÇ YÜKÜ ALTINDAKİ DAVRANIŞININ TEORİK VE
DENEYSEL İNCELEMESİ**

DOKTORA TEZİ

**Demet BALKAN
(511042005)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU

MAYIS 2012

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511042005 numaralı Doktora Öğrencisi **Demet BALKAN**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**VİSKOELASTİK ÇEKİRDEĞE SAHİP SANDVIÇ KOMPOZİT PLAKLARIN ANLIK BASINÇ YÜKÜ ALTINDAKİ DAVRANIŞININ TEORİK VE DENEYSEL İNCELEMESİ**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU**

İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Ata MUGAN**

İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Halit Süleyman TÜRKMEN

İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Hasan KURTARAN

Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü

Yrd. Doç Dr. Zafer KAZANCI

Hava Harp Okulu

Teslim Tarihi : **10 Şubat 2012**

Savunma Tarihi : **14 Mayıs 2012**

Biricik aileme,

ÖNSÖZ

Öncelikle bu çalışmanın hazırlanması sırasında, bilgi ve tecrübeleriyle bana daima destek olan saygıdeğer hocam Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu'na ve fikirlerine başvurduğum değerli hocam Doç. Dr. Halit Süleyman Türkmen'e şükranlarımı sunarım.

Bu süreçte, tez izleme komitesinde görev alarak kıymetli fikirleriyle çalışmalarına katkı sağlayan hocam Prof. Dr. Ata Mungan'a; viskoelastisite konusunda bilgilerine başvurduğum değerli hocam Prof. Dr. Özgen Ümit Çolak'a ve özellikle basınç fonksiyonu yaklaşımı konusunda verdiği fikirler sayesinde, deneysel çalışmayla daha uyumlu bir fonksiyon elde edilmesine vesile olan değerli hocam Prof. Dr. Stuart Leigh Phoenix'e teşekkürlerimi sunarım. Deneysel çalışmaları birlikte yürüttüğümüz arkadaşlarım Oya Acar Ezer ve Ertan Tengiz'e, İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Kompozit Yapı Laboratuvarı'nda gerçekleştirdiğimiz deneyler sırasında karşılaştığımız her probleme sabırla çözüm üreten değerli teknisyenimiz Müslüm Çakır ve sayın Aytekin Güven'e, Mathematica yazılımı konusundaki sorularıma sabırla cevap vererek bu konuda bana destek olan değerli arkadaşım Aytaç Arıkoğlu'na teşekkür ederim.

108M131 numaralı proje kapsamında çalışmalarına sağladığı destekten dolayı TÜBİTAK'a teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca bu süreçte sabırla destek ve yardımlarını esirgemeyen sevgili eşime, anne ve babama minnettarlığımı; yoğun çalışma dönemlerimi olgunlukla karşılayarak bana destek olup moral veren biricik oğlum Arda'ma ve canım kızım Defne'me sevgilerimi ifade etmek isterim.

Şubat 2012

Demet Balkan
(Uzay Yük. Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	2
1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı	8
1.3 Tezin Organizasyonu.....	9
2. DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	11
2.1 Plakların İmalatı	11
2.2 Modal Testler	15
2.3 Dinamik Mekanik Analizör (DMA) Cihazı ile Malzeme Özelliklerinin Belirlenmesi	18
2.3.1 DMA Analizleri	19
2.4 Anlık Basınç Yüğü Deneyleri	22
2.4.1 Deney donanımı	22
2.4.2 Gerinim ölçerler ve basınç duyargaları.....	23
2.4.3 Veri toplama cihazı	26
2.4.4 Deney platformu	27
2.4.5 Kompresör ve basınç tankı.....	28
2.4.6 Membranlar	29
2.4.7 Deneylerin gerçekleştirilmesi	30
3. TEORİK ÇALIŞMALAR	33
3.1 Viskoelastik Katmanlı Sandviç Plağın Hareket Denklemleri	33
3.1.1 Gerinim-yer değıştirme denklemleri.....	37
3.1.2 Bünye denklemleri	38
3.1.3 Kuvvet ve moment bileşmeleri	43
3.1.4 Katmanlı sandviç plağın hareket denklemleri.....	48
3.1.5 Başlangıç ve sınır şartları	49
3.1.6 Basınç yüğü.....	50
3.2 Hareket Denklemlerinin Doğrusallaştırılması.....	51
3.3 Hareket Denklemlerinin Çözümü.....	53
3.4 Sonlu Elemanlar Modeli.....	55
4. DENEYSEL VE SAYISAL SONUÇLAR.....	57
4.1 Serbest Titreşim Analizi.....	57
4.2 CAC Sandviç Plak.....	59
4.3 KAiK Sandviç Plak	66
4.4 CPpC Sandviç Plak	70

4.5 Yüzey ve Çekirdek Kalınlığının Etkisi.....	76
4.6 Gerinim Enerjisi Değişimleri	79
4.7 Plakların Sönüm Oranları	80
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	83
KAYNAKLAR.....	87
EKLER.....	93
ÖZGEÇMİŞ.....	99

KISALTMALAR

CAC	: Karbon-epoksi/Aramid Petek/Karbon-epoksi Plak
KAiK	: Kevlar-epoksi/Airex Köpük/Kevlar-epoksi Plak
CPpC	: Karbon-epoksi/Polipropilen Petek/Karbon-epoksi Plak

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Plakların isim kısaltmaları.....	11
Çizelge 2.2 : Yüzey malzemeleri hakkında ayrıntılı bilgi.....	11
Çizelge 2.3 : Çekirdek malzemeleri hakkında ayrıntılı bilgi.....	11
Çizelge 2.4 : Kumaş cinslerine göre RC katsayıları.....	12
Çizelge 2.5 : Kevlar plak için yenilenmiş malzeme özellikleri.....	17
Çizelge 2.6 : CAC Plak (Eğilme, $f=1$ Hz).....	21
Çizelge 2.7 : CAC Plak (Eğilme, $f=50$ Hz).....	21
Çizelge 2.8 : CAC Plak (Eğilme, $f=100$ Hz).....	22
Çizelge 2.9 : Gerinim ölçerin özellikleri.....	24
Çizelge 4.1 : Titreşim analiz sonuçları.....	57
Çizelge 4.2 : Karbon/epoksi plağın malzeme özellikleri.....	60
Çizelge 4.3 : Aramid bal peteği malzeme özellikleri.....	60
Çizelge 4.4 : CAC plak için basınç fonksiyonu parametreleri.....	61
Çizelge 4.5 : Kevlar/epoksi katmanın malzeme özellikleri.....	66
Çizelge 4.6 : Airex katmanın malzeme özellikleri.....	66
Çizelge 4.7 : CPpC plak için basınç fonksiyonu parametreleri.....	72
Çizelge 4.8 : Polipropilen peteğin malzeme özellikleri.....	74
Çizelge 4.9 : Sönüm parametreleri.....	82

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : Yüzey ve çekirdek malzemelerinin imalat sırasındaki görüntüleri.	13
Şekil 2.2 : HCS7500-06 Kompozit imalat masası.	13
Şekil 2.3 : CAC Sandviç plak (a) önden görünüş (b) kesit görünüşü.	14
Şekil 2.4 : KAiK Sandviç plak (a) önden görünüş (b) kesit görünüşü.	14
Şekil 2.5 : CPpC Sandviç plak (a) önden görünüş (b) kesit görünüşü.	15
Şekil 2.6 : Çerçeveye sabitlenmiş plak.	15
Şekil 2.7 : Modal testler.	16
Şekil 2.8 : CAC plağın frekans genlik grafiği.	16
Şekil 2.9 : KAiK plağın frekans genlik grafiği.	17
Şekil 2.10 : CPpC plağın frekans genlik grafiği.	18
Şekil 2.11 : DMA çalışma prensibi [53].	19
Şekil 2.12 : Karbon, Kevlar ve Cam numuneler. Perkin Elmer Diamond DMA.	20
Şekil 2.13 : Karbon/Epoksi numunenin DMA analizi.	20
Şekil 2.14 : Kevlar/Epoksi numunenin DMA analizi.	21
Şekil 2.15 : Deney düzeneği.	23
Şekil 2.16 : TML üç eksenli gerinim ölçer.	24
Şekil 2.17 : Gerinim ölçerlerin plaklar üzerindeki konumu.	25
Şekil 2.18 : Minyatür basınç duyargası.	25
Şekil 2.19 : Basınç duyargalarının plaklar üzerindeki konumu.	26
Şekil 2.20 : VXI marka EX1629 48 kanallı gerinim ölçüm cihazı.	26
Şekil 2.21 : Deney düzeneği.	28
Şekil 2.22 : Kompresör ve basınç tankı.	29
Şekil 2.23 : Membranların yırtılmadan önceki ve sonraki durumları.	30
Şekil 3.1 : Sandviç kompozit plak ve koordinat sistemi.	34
Şekil 3.2 : Plağın koordinat sistemi ve katmanların yerdeğiştirmesi (birinci kabul).	36
Şekil 3.3 : Plağın koordinat sistemi ve katmanların yerdeğiştirmesi (ikinci kabul).	36
Şekil 3.4 : Katman ve genel koordinat sistemi.	40
Şekil 3.5 : Kelvin-Voight modeli.	41
Şekil 3.6 : Deneyden elde edilen basınç dağılımları.	50
Şekil 3.7 : Deneyden elde edilen basınç dağılımları.	51
Şekil 3.8 : SHELL 281 elemanı.	56
Şekil 3.9 : Sonlu eleman modeli ve sınır şartları.	56
Şekil 4.1 : CAC plak için serbest titreşim birinci mod şekli.	58
Şekil 4.2 : CAC plak için serbest titreşim ikinci mod şekli.	58
Şekil 4.3 : CAC plak için serbest titreşim üçüncü mod şekli.	59
Şekil 4.4 : CAC plak için serbest titreşim dördüncü mod şekli.	59
Şekil 4.5 : CAC Plak için zamana bağılı deneysel ve matematiksel basınç değişimleri.	61
Şekil 4.6 : CAC plağın orta noktasında ϵ_x ve ϵ_y gerinimlerinin zamanla değişimi. ..	62
Şekil 4.7 : CAC plağın orta noktasında ϵ_x geriniminin zamanla değişimi.	62

Şekil 4.8 : CAC plağın ortasındaki ϵ_x geriniminin zamanla değişimi (1. yaklaşım).....	63
Şekil 4.9 : CAC plağın ortasındaki ϵ_x geriniminin zamanla değişimi (2. yaklaşım).....	64
Şekil 4.10 : CAC plağın ortasında z yönündeki deplasmanın zamanla değişimi.	65
Şekil 4.11 : KAiK sandviç plağın B1-B2 noktalarındaki basınç değişimi (1. Deney).....	67
Şekil 4.12 : KAiK sandviç plağın B1-B2 noktalarındaki basınç değişimi (2. Deney).....	67
Şekil 4.13 : KAiK sandviç plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri....	68
Şekil 4.14 : KAiK plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (1. Deney).....	68
Şekil 4.15 : KAiK plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (2. Deney).....	69
Şekil 4.16 : KAiK plağın orta noktasındaki deplasman dağılımları (1. Deney).....	69
Şekil 4.17 : KAiK plağın orta noktasındaki deplasman dağılımları (2. Deney).....	70
Şekil 4.18 : CPpC sandviç plağın orta noktasındaki basınç değişimleri (1. deney).....	70
Şekil 4.19 : CPpC sandviç plağın orta noktasındaki basınç değişimleri (2. deney).....	71
Şekil 4.20 : CPpC sandviç plağın orta noktasındaki basınç değişimleri (3. deney).....	71
Şekil 4.21 : CPpC plak için zamana bağlı deneysel ve matematiksel basınç değişimi.....	71
Şekil 4.22 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (1. deney).....	73
Şekil 4.23 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (2. deney).....	73
Şekil 4.24 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (3. deney).....	73
Şekil 4.25 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (4. deney).....	74
Şekil 4.26 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (1. deney).....	75
Şekil 4.27 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (2. deney).....	75
Şekil 4.28 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (3. deney).....	75
Şekil 4.29 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri.	76
Şekil 4.30 : Farklı yüzey kalınlıkları için ϵ_x geriniminin zamanla değişimi (CAC).....	77
Şekil 4.31 : Farklı yüzey kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (CAC).....	77
Şekil 4.32 : Farklı yüzey kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (KaiK).....	77
Şekil 4.33 : Farklı çekirdek kalınlıkları için ϵ_x geriniminin zamanla değişimi (CAC).....	78

Şekil 4.34 : Farklı çekirdek kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (CAC).....	78
Şekil 4.35 : Farklı çekirdek kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (KaiK).	79
Şekil 4.36 : Basıncın X ekseninde kaymasının plak davranışına etkisi.....	79
Şekil 4.37 : Sandviç plağın çekirdeğindeki gerinim enerjisinin zamanla değişimi ..	79
Şekil 4.38 : Sandviç plağın ön yüzündeki gerinim enerjisinin zamanla değişimi	80
Şekil 4.39 : Sandviç plağın arka yüzündeki gerinim enerjisinin zamanla değişimi.	80
Şekil 4.40 : x_1 ve x_2 genliklerinin gerinim-zaman grafiğinde gösterimi	81

VİSKOELASTİK ÇEKİRDEĞE SAHİP SANDVIÇ KOMPOZİT PLAKLARIN ANLIK BASINÇ YÜKÜ ALTINDAKİ DAVRANIŞININ TEORİK VE DENEYSEL İNCELEMESİ

ÖZET

Viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç kompozit plakların anlık basınç yükü altındaki geçici dinamik davranışı teorik ve deneysel olarak incelenmiştir. Açık literatürde anlık basınç yükleri altındaki, farklı çekirdek konfigürasyonlarına sahip sandviç plakların davranışları ile ilgili çalışmalar mevcuttur. Ancak, viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç yapıların anlık basınç yükü altındaki dinamik davranışına viskoelastik çekirdeğin etkilerini inceleyen çalışmalara rastlanmamıştır. Ayrıca konuyla ilgili deneysel çalışmalar da literatürde bulunamamıştır.

Bu çalışmada dikdörtgen sandviç plaklar sönüm sağlayan bir takım viskoelastik çekirdek katmanlarıyla desteklenmiştir. Plağın yüzey levhaları bir miktar viskoz sönüm yeteneğine sahip katmanlı kompozitlerden yapılmıştır. Bütün kenarlarından ankastre plaklar incelenmiştir. Sandviç plağın geçici dinamik davranışının incelenmesinde deneysel ve teorik yaklaşımlar kullanılmıştır. Sandviç plakların imalatında kullanılan malzemelerin viskoelastik özellikleri DMA test cihazı kullanılarak elde edilmiştir. Anlık basınç yükü temin etmek ve daha sonra bunu sandviç plağa etki ettirmek için bir deney düzeneği kurulmuştur. Plak üzerindeki basınç dağılımı plak üzerinde belirli noktalara yerleştirilen minyatür basınç duyarları ile elde edilmiştir. Sandviç plak üzerindeki belirli noktalarda gerininim (strain) zamanla değişimlerini elde etmek için gerinim ölçerler (straingage) kullanılmıştır. Ölçümlerde yüksek örnekleme hızlı bir veri toplama sistemi kullanılmıştır.

Viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç kompozit plağın hareket denklemleri Hamilton ilkesi kullanılarak türetilmiştir. Kesme etkileri ve büyük deformasyondan kaynaklanan doğrusal olmayışlar türetmede hesaba katılmıştır. Viskoelastik davranış bir doğrusal viskoelastik teori kullanılarak modellenmiştir. Uzay bölgesinde yer değiştirme alanına deneme fonksiyonlarıyla yaklaşım yapılarak hareket denklemleri Galerkin metodu ile zaman bölgesine indirgenmiştir. Zaman bölgesindeki doğrusal olmayan bağlı (coupled) denklemler Mathematica yazılımı ile çözülmüştür. Sandviç kompozit plağın viskoelastik dinamik davranışı ANSYS sonlu eleman yazılımı kullanılarak da incelenmiştir.

Teorik sonuçlar deneysel ve sayısal sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Uyumsuzluklar yorumlanmış; teorik ve deneysel yaklaşımlar için iyileştirilme çalışmaları yapılmıştır. Malzeme ve geometri ile ilgili özelliklerin dinamik davranışa etkileri incelenmiştir.

Anlık basınç yükü altında gerçekleştirilen deneyler ve analizlerin zamana bağlı normal gerininim grafikleri karşılaştırıldığında, titreşim karakterleri, tepe noktaları, titreşim frekansları açısından iyi bir uyum olduğu görülmüştür. Frekanslardaki farklılıklar plağın dinamik cevabının yüksek genlikli titreşimlerle başlayıp, anlık basınç yükünün kalkması ve yapısal sönüm etkisi nedeniyle giderek düşük genlikli

titreşimler haline gelmesinden kaynaklanmaktadır. Yüksek genlikli titreşim bölgesinde hem membran hem eğilme katılıkları etkili olurken, düşük genlikli titreşim bölgesinde sadece eğilme katılığı etkili olmaktadır.

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF SANDWICH COMPOSITE PLATES WITH VISCOELASTIC CORE UNDER THE BLAST LOAD

SUMMARY

In this thesis, the dynamic behaviour of sandwich composite plates with viscoelastic core subjected to the blast loading is investigated. There are some studies on the dynamic behaviour of sandwich plates under blast load in the literature. On the other hand, it is not found a study on the dynamic behaviour of sandwich plates with viscoelastic core under blast loading.

The rectangular sandwich plate with the length a , the width b and the thickness h is shown in Figure 1. Cartesian coordinate system is used to derive the equations.

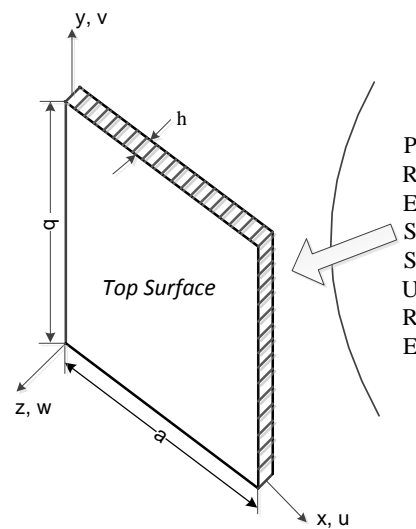


Figure 1: Sandwich composite plate and its coordinate system

In the theoretical study, the sandwich plate with viscoelastic core is modeled using first order shear deformation theory. The geometrical nonlinearities are considered in the derivations. The shear and large deflection effects are considered. The equations of motion are derived by the use of virtual work principle for the sandwich plate. The clamped boundary conditions are considered for all edges of the plate. The viscoelastic behavior is modeled by using the Kelvin-Voigt linear viscoelastic theory. The solution functions are chosen and the displacement field in the space domain is approximated by the approximation functions and then the equations of motion are reduced into the time domain using Galerkin's method. The nonlinear coupled equation system in time domain is solved using Mathematica software and the results of theoretical analyses are obtained. The viscoelastic dynamic behaviour of sandwich plates is also investigated by using ANSYS finite element software.

In the experimental study, the rectangular sandwich plates with viscoelastic core are produced. The face sheets are made from laminated composites with a small amount of damping. The plates are clamped at all edges. The theoretical and experimental methods are used to examine the viscoelastic dynamic behavior of the sandwich plates. The viscoelastic properties of materials used for the production of sandwich plates are determined using Dynamic Mechanical Analyzer (DMA).



Figure 2: Experimental setup.

A special experimental setup is used to obtain the blast pressure for the blast test, Figure 2. The pressurized air in a shock tube is impinged on the sandwich composite plate by rupturing a membrane in front of the shock tube. The pressure distribution on the plate is obtained by using the miniature pressure transducers placed at specific points on the plate. The straingauges are used to obtain strain time histories at some specific points on the sandwich plate. A high speed data acquisition system is used to obtain the data. Figure 3 shows flow chart of blast loading experiment setup.

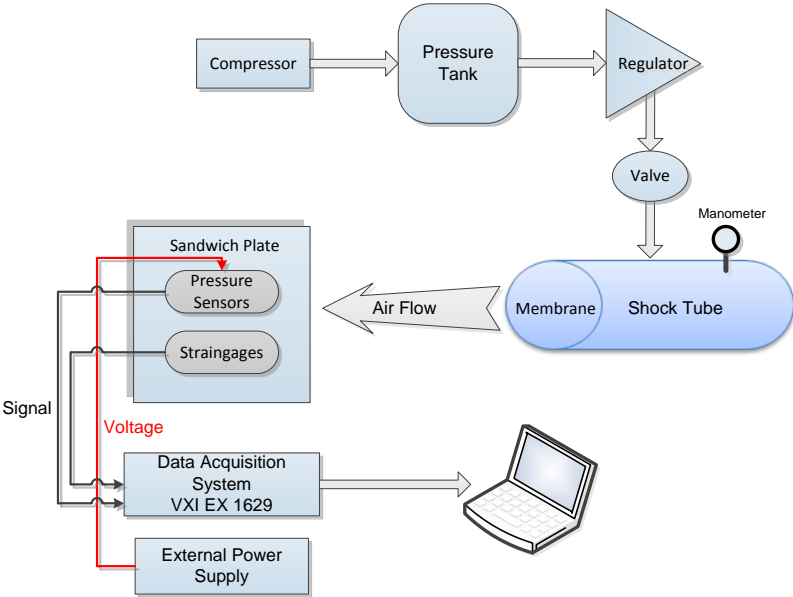


Figure 3: Flow chart of experiment setup.

The pressure distribution for the CAC plate obtained from blast test can be seen in Figure 4.

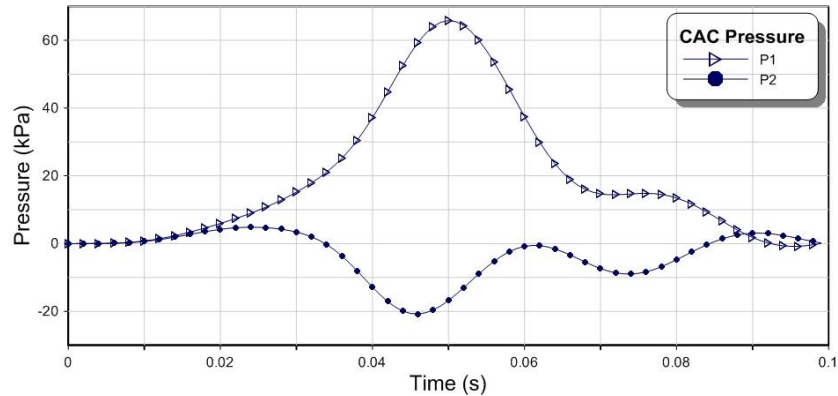


Figure 4: Pressure distribution at the location of pressure sensors.

The experimental, theoretical and finite element analysis results are compared and the vibration characteristics, peak points, vibration frequencies are found to be in an agreement. The results for the CAC plate can be seen in Figure 5.

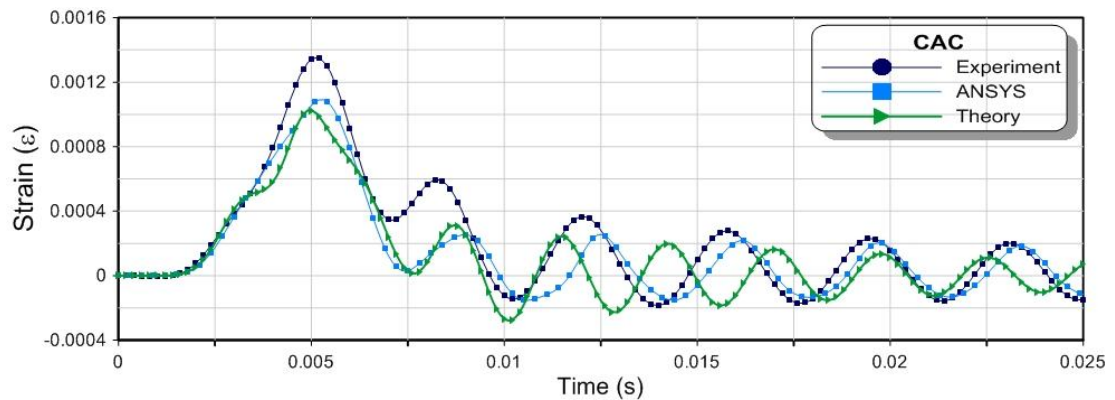


Figure 5: Time history of normal strain ϵ_x at the center of sandwich plate.

Some discrepancies on the vibration frequencies can be interpreted as due to the frequency variation in terms of vibration amplitude. The vibration amplitudes are high under the blast load and the vibration amplitudes significantly decrease by means of damping effects while the blast pressure diminishes. While the membran and bending effects are both dominant in the high amplitude vibration region, the bending effects are dominant in the low amplitude vibration region. Therefore, it is difficult to obtain a correlation between the experimental and theoretical result over whole time region.

The effects of material and geometry on the dynamic behaviour are investigated. The effects of thickness of face sheets and core on the dynamic behaviour are also investigated.

1. GİRİŞ

Petek şeklinde bir çekirdeğe sahip sandviç plaklar 1940'dan beri uçak sanayiinde, hem sivil hem askeri uçaklarda, yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Daha sonra roket ve uydu yapılarında da kullanılmaya başlanmıştır. Günümüzde sandviç kompozit yapıların kullanımı helikopterlerin gövde, kargo kapıları, ana rotor ve kuyruk rotoru palaları; uyduların güneş panelleri yansıtıcı anten ve gövde yapıları; gemilerin gövde dış kısmı, asma tavanları, kamara bölmeleri ve hava kalkanlarına kadar yaygınlaşmıştır. Trenler, tramvaylar, yelkenli tekneler, yarış araçları ve arabaları da sandviç konstrüksiyonun kullanıldığı araçlardır.

Sandviç yapıların kullanımının artmasında etkili olan özellikleri; yüksek katılık ve yüksek mukavemet/ağırlık oranı, pürüzsüz dış yüzey, daha iyi kararlılık, yüksek yük taşıma kapasitesi, yorulma ömrünün uzun oluşu, çatlak büyümesi (crack growth) ve kırılma tokluğu (fracture toughness) karakteristikliklerinin katmanlı yapılara kıyasla daha iyi olması, ısı ve akustik yalıtım, yüksek çift eksenli (bi-axial) basmaya dayanma yeteneği şeklinde özetlenebilir.

Anlık basınç yükünün (blast load) başlıca kaynakları atmosferde oluşan türbülanslar, nükleer patlamalar, sonik patlamalar (sonic boom), şok dalgaları, yakıt patlamaları v.b. olaylardır. Sonik patlama, ses üstü uçuş yapan uçaklarda ve roketlerde ses hızının aşılması sırasında oluşmaktadır. Uçak yapıları, gerek civarında oluşan patlamaların etkisiyle gerekse ses hızının aşılmasında oluşan güçlü şok dalgaları nedeniyle anlık basınç yüklerine ve dolayısıyla zamana bağlı dış uyarılara maruz kalabilmektedir. Anlık basınç yükü altında yapıların deformasyonu konusunda yapılan araştırmalarda son zamanlarda büyük bir artış görülmektedir. Özellikle patlama olaylarında patlayıcının etkisinin tam olarak anlaşılması için, patlayıcıdan yayılan şok dalgası ve yapının deformasyon mekaniğinin incelenmesi gerekmektedir. Yüksek anlık basınç yükleri altında yapıda oluşan geçici (transient) titreşimlerin yüksek genliklerinin düşürülmesi, titreşimin kısa sürede sönümlenmesi ve yapısal bütünlüğün korunması en önemli hedeflerdendir.

Sandviç plağın yüzey levhaları olarak kullanılan kompozit malzemelerin kendileri elyaf ve bağlayıcı arasındaki etkileşimlerden dolayı sönüm özelliklerine sahiptirler. Ancak bu sönüm seviyeleri yapının korunmasını sağlayacak kadar yüksek değildir. Dolayısıyla, sandviç kompozit plağın konstrüksiyonunda yüksek viskoelastik sönüm yeteneğine sahip bir çekirdek malzemesi kullanılabilir veya konvansiyonel çekirdek tabakasına ek olarak viskoelastik katmanlar yerleştirilebilir.

1.1 Literatür Araştırması

Sandviç yapıların tarihi gelişimi incelendiğinde bunların ilk defa uçak yapılarında kullanımının 2. Dünya Savaşı sırasında Amerika Birleşik Devletleri'nde ortaya çıktığı görülmektedir [1]. 1943 yılında, Wright Patterson Hava Üssü'nde Vultee BT-15 gövdesi, cam elyafı-güçlendirilmiş polyester yüzey tabakası ve hem cam elyaf kumaştan yapılmış petek çekirdek hem de balsadan yapılmış ahşap çekirdek kullanılarak tasarlanmış ve imal edilmiştir [2]. İlk defa 1948 yılında Hoff, virtüel yer değiştirme presibini kullanarak sandviç plakların eğilme ve burkulma davranışı için diferansiyel denklemleri ve sınır koşullarını çıkartmıştır. Aynı yıl Libove ve Batdorf, sandviç plaklar için genel küçük yer değiştirme teorisini yayınlamışlardır. 1949 yılında Flügge, sandviç panellerin yapısal optimizasyonu konusunda yaptığı çalışmada burkulma, yüzeylerin elastik limiti ve kırışma (crinkling, wrinkling) durumlarını incelemiştir. 1960'lı yıllarda, Plantema [3] ve Allen [4] tarafından, sandviç yapılar konusunda dönemin en başarılı kitapları yayınlanmıştır.

Son 20 yıldır iki boyutlu hücreli sandviç çekirdeklerin mekaniği ilgi odağı olmuştur. Bu süreçte artan hesaplama gücü, hücreli sandviç çekirdek yapıların mekanik davranış analizlerinin iyileştirilmesine olanak sağlamıştır. Bilgisayarların sayısal hesaplama kabiliyetindeki artış çekirdeğin mekanik davranış bilgisini daha iyi modelleyen geliştirilmiş sandviç plak ve kabuk teorilerinin kullanımına zemin hazırlamıştır. Öte yandan, Ueng ve arkadaşları [5] tarafından tanımlanan pramit biçimli çekirdek yapı, Ko'nun [6] tanımladığı ortogonal olarak örülü (orthogonally corrugated) çekirdek yapı ya da iki boyutlu hücreli çekirdekli yapılar [7-10] gibi yeni çekirdek geometrileri geliştirilmiştir. Sonuç olarak teknolojik uygulamalarda kullanılan yapıların hafifliği önem arz ettikçe bu konudaki araştırmalar da artmıştır.

Sandviç plak ve kabuk teorisi konusundaki öncü çalışmalar, Reissner [11] ve Libove ve Batdorf [12] tarafından 1948 yılında yayınlanmıştır. Bundan birkaç yıl sonra Hoff [13], Eringen [14], Stein ve Mayers [15]'in çalışmaları yayınlanmıştır. Tüm bu çalışmalarda, yüzey tabakalarının bireysel olarak standart membran modeli gibi davrandığı sandviç zar teorisi kullanılmıştır. Yüzey tabakaları arasındaki bağlantı, sadece enine kayma gerilmelerini ilettiği kabul edilen çekirdek ile sağlanmıştır. Bu çalışmada, izotropik sandviç paneller üzerinde çalışılmış ve modeller küçük yer değiştirme teorisi kapsamında elde edilmiştir.

Diğer taraftan Grigoliuk [16] ve Kurshin [17] yapısal sandviç paneller için, geometrik olarak doğrusal olmayan teori alanında, çalışmalar yapmışlardır.

Vinson ve arkadaşları [18] sandviç plak içeren problemlerin çözümü için, klasik plak teorisi kullanıldığında izotropik ve ortotropik monokok plaklar için alışılmış metodlar olan Navier ve Levy yöntemlerinden birini; ortotropik sandviç plaklar için ise pertürbasyon metodlarını önermişlerdir. Enine kayma deformasyon etkileri söz konusu olduğunda yaklaşık 50 yıldır kullanılan Reissner ve Mindlin'in yaklaşımları kullanılabilir. İzotropik, sanki izotropik sandviç plak problemlerinin çözümleri, ya Navier ya da Levy metodları ile veya klasik plak teorisi için monokok plak çözümünün minimum potansiyel enerji teoremiyle benzeşiminden faydalanılarak bulunabilir. Bu çözümler monokok plaklar için Timoshenko ve Woinowski-Kreiger [19] tarafından yapılan çalışmada çeşitli yük, sınır koşulları, en-boy oranı ve malzeme özellikleri için listelenmiştir.

Pagano [20], yayılı yanal yüke maruz dikdörtgen ortotropik sandviç plaklar için kesin çözümleri bulmuştur. Bu çözüm çeşitli sayısal, sonlu farklar, sonlu eleman ve diğer çözüm metodları ile karşılaştırmalı değerlendirme olarak kullanılabilir.

Wiernicki ve arkadaşları [21] 1991 yılında yaptıkları çalışmada, son yıllarda ticari bir konsept olarak çalışmalara konu olan, hafif metalik kıvrımlı (corrugated) çekirdeğe sahip sandviç yapılarla ilgilenmişlerdir. Söz konusu çalışmada, anlık basınç yüküne maruz kalan hafif metalik kıvrımlı çekirdeğe sahip sandviç yapılar için hem elastik hem de plastik tasarım metodları sunulmuştur.

Burton ve Noor [22], petek dokulu çekirdeğe sahip sandviç panelin yapışkan bağının yapısal incelemesini yapmışlardır. Statik düzgün yayılı basınç yüküne maruz kalan,

kenarlarından basit mesnetlenmiş, kare hücreli petek çekirdeğe sahip paneller incelenmiştir.

1996'da Burton ve Noor [23], uzay ve zamanda sürekli petek çekirdekli sandviç yapı modellerini değerlendirmişlerdir. Sonsuz uzun dikdörtgen şeklindeki sandviç panelin serbest titreşim cevabının tahmini için detaylı sonlu eleman modelleri kullanılmıştır. Çekirdek yerine ona eşdeğer uzay-zaman sürekliliğine sahip ortam konarak modellenen paneller için yüksek mertebeli sandviç teorisi kullanılarak elde edilen tahminler, sonlu eleman modelinden elde edilen tahminlerle kıyaslanmıştır.

Son zamanlarda, Skvortsov ve Bozhevolnaya [24] ve Ferreira [25] tarafından etkin tek-tabaka sandviç modelleri kullanılarak, bazı çalışmalar yapılmıştır. Önceki çalışmalarda lineer elastic malzeme davranışına kısıtlamalar getiriliyordu; oysa sonlu eleman uygulamasıyla ilgilenen Ferreira [26], yaptığı çalışmada geometrik ve malzemenin doğrusal olmayan özelliklerini de dikkate almıştır. Enine sıkıştırılmaz (transversely incompressible) çekirdeğe sahip çift eğrilikli sandviç kabuk ve plaklar için, geometrik olarak lineer olmayan Von Karman tipi [27] teori, Hause [28, 29] ve Librescu [30] tarafından sunulmuştur. Bu model yüzey tabakaları için Kirchhoff-Love hipotezine dayanır. Lineer dağılım düzlem içi yer değiştirmeye uyarlanırken, çekirdek kalınlığı boyunca enine yer değiştirme dağılımının sabit olduğu kabul edilmiştir. Bunun yanında bu model hem başlangıçtaki geometrik kusurları hem de atalet etkilerini açıklar.

Dobyns [31], daha kullanışlı olan çeşitli dinamik yanal yüklere maruz kalmış basit mesnetli paneller için enine kayma deformasyonunun etkilerini de içeren kompozit malzemeli plaklara uygun çözümler üretmiştir. Bunlar, adım, rampa, sinüzoidal, lineer sönüm, çift doğrusal (bilinear) sönüm ve üssel sönüm gibi çeşitli şekillerdeki patlama (blast) yükleri için açık çözümler içerir.

2004 yılında Hohe ve Librescu [32] elastik sandviç panellerin yapısal modellemesi konusunda bir çalışma sunmuşlardır. Geometrik olarak lineer olmayan, yüksek mertebeli yapısal modele sahip sandviç panellere örnek olarak Hohe ve Librescu tarafından öne sürülen bir model, son dönemde önerilen gelişmiş mekanik sandviç panel modelleriyle kıyaslanmıştır.

Hause ve Librescu [33] 2004 yılında yürüttükleri çalışmada zamana bağlı harici patlama vurumlarına (external blast pulses) maruz bırakılmış düz sandviç panellerin dinamik cevabı problemiyle ilgilenmişlerdir. Anlık basınç yükü etkisinde kalan sandviç panellerin dinamik cevabının saptanması problem, sınır değer problemine indirgenmiştir. Karışık denklem ve sınır koşulları nedeniyle, bu denklemler ayrıklaştırılmıştır. Ayrıklaştırma işlemi genişletilmiş Galerkin Metodu (Extended Galerkin Method) ile yapılmış ve kapalı formda yaklaşık çözümler elde edilmiştir. 2006 yılında Hause ve Librescu [34] çeşitli tipte patlama yüklerine maruz kalan çift eğilimli (doubly-curved) anizotropik sandviç panelin dinamik cevabı problemiyle ilgilenmişlerdir. Problemin kapalı form çözümlerini elde etmek için, Laplace Transform tekniği ile birlikte genişletilmiş Galerkin Metodu üzerine kurulu çözüm metodolojisi benimsenmiştir. Birleşik çözüm metodolojisinin mükemmel performansı, kesin çözüme çok yakın çözümlerin temininde ortaya çıkmıştır.

Librescu ve arkadaşları [35] 2004 yılında patlama yüküne maruz sandviç panellerin lineer ve lineer olmayan dinamik cevabını araştırmışlardır.

Hazard Bouillard [36], 2006'da yaptıkları araştırmada, viskoelastik tabakaları kullanarak yapısal titreşimlerin pasif sönümlenmesiyle ilgilenmişlerdir. Bu çalışma endüstriyel viskoelastik sandviç ürünlerin orta frekans davranışlarına çözüm bulmak için gerekli olan etkili sayısal çözüm yöntemlerine duyulan ihtiyaçtan doğmuştur. Viskoelastik sandviç yapıların modellenmesi için hem PUFEM Mindlin plak elemanlarının hem de arayüzey elemanlarının kullanımı sayısal örneklerle açıklanmıştır.

Elastik yüzeyler için, sertliğin artması yapışma etkisini azaltır. 2007'de Haitat ve Barthel [37], sert viskoelastik yüzeylerin yapışkan teması için Greenwood-Williamson sertlik dağılımı üzerine kurulu yaklaşık bir model sunmuşlardır. Bu amaçla, anlık yükleme ve sabit çekme hızı kabulü ile, viskoelastik sertliğin (viscoelastic asperities) yapışkan teması için basitleştirilmiş bir model önerilmiştir.

2004 yılında, Ganesan ve Pradeep [38] sonlu eleman metodunu kullanarak ısı etki altındaki viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç kirişin burkulma ve titreşim davranışlarını incelemişlerdir. Burkulma ve titreşim davranışlarında malzeme etkilerini bulmak için iki farklı çekirdek malzemesi üzerinde analizler yapılmıştır.

2005 yılında Chen [39], viskoelastik çekirdeğe sahip dönel polar ortotropik halkalı sandviç plağın titreşim ve kararlılık analizlerini yapmıştır. Dönen sandviç plağın, aksenal simetrik olmayan titreşim ve kararlılık problemi sonlu eleman metodu kullanılarak incelenmiştir. Çekirdek yapıdaki viskoelastik malzemenin sıkıştırılmaz olduğu kabul edilmiş ve kayma modülü kompleks büyüklüklerle ifade edilmiştir. Yüzey tabakasının ortotropik özellikleri ve viskoelastik çekirdek tabakasının katılığı ve kalınlığı gibi çeşitli özelliklerin etkileri incelenmiştir. 2002 yılında Hohe ve Becker [40], sonlu gerinim sisteminde hiperelastik malzemedan yapılmış katı köpüğün etkin gerilme-gerinim (stress-strain) davranışının analitik sayısal olarak saptanması konusunda çalışmışlardır. Geliştirilen metotlar, daha sonra idealleştirilmiş iki boyutlu mikro yapısal model kullanılarak büyük deformasyon altındaki katı köpüklerin temel gerilme-gerinim davranışları çalışmasına uygulanmıştır.

2004 yılında Radford ve arkadaşları [41] metalik köpük çekirdeğe sahip ankastre sandviç plağın, simüle edilmiş anlık basınç yüküne cevabını incelemiştir. Sandviç plakların, eşit kütledeki monolitik plağa göre daha yüksek şok direncine sahip olduğunu görmüşlerdir. Bulunan deneysel sonuçlar sonlu eleman simülasyonu ile benzer çıkmıştır.

2006 yılında Sriram ve arkadaşları [42] patlama dayanımlı kargo konteynerlerinin enerji soğurma uygulamaları için alüminyum köpük sandviç yapılar kullanmışlardır. LS-DYNA yazılımı kullanılarak anlık basınç yüküne maruz alüminyum köpük sandviç kompozit yapı modellenmiştir. Yen [43] tarafından 2006 yılında yapılan çalışmada sunulan kompozit malzeme modeli, hafif kompozit zırhın balistik çarpma ve patlama yüklemesi esnasında hasar gelişimi ve ilerlemesi konusunda detaylı inceleme olanağı sağlamaktadır. Sırasıyla anlık yüksek hava basıncına (air blast) maruz cam/epoksi panelin ve mermi çarpma testinin balistik/patlama hasar analizini gerçekleştirmek için LS-DYNA kodu tümleşik kullanıcı tanımlı hasar modeli ile birlikte kullanılmıştır.

Kazancı ve Mecitoğlu [44], anlık basınç yüküne maruz, yapısal sönüm etkileri içeren ankastre mesnetli katmanlı plağın lineer olmayan dinamik denklemlerinin türetilmesi ve çözümü ile ilgilenmişlerdir.

Geometrik nonlinearlik etkileri dikkate alınarak, ince plaklar için von Karman büyük yerdeğiştirme teorisi kullanılmıştır. Zaman boyutundaki lineer olmayan diferansiyel denklemler Galerkin Metodu kullanılarak elde edilmiştir. Yapısal sönüm etkisi içeren bu nonlinear diferansiyel denklemler sonlu farklar metodu yardımı ile çözülmüştür. Elde edilen sonuçlar, deneysel sonuçlarla kıyaslanmıştır.

Hohe ve arkadaşları [45], iki boyutlu hücresel sandviç çekirdeğin gerilme-gerinim ilişkisini, malzeme model ve özelliklerini tanımlayan bir çalışma sunmuşlardır. Etkin çekirdek özelliklerini (ve sonuçlarını) saptamak için yapılması gereken deneyler, O'Sullivan [46], Smallen ve Roberts [47] ve yakın zamanda da Adams-Maheri [48] tarafından yapılan çalışmalarda tanımlanmıştır.

Nemat-Nasser ve arkadaşları [49] 2006 yılında yaptıkları deneysel çalışmada, öncelikle sandviç yapı içerisindeki plak malzemesinin enerji emme karakteristiklerini, detaylı sonlu eleman simülasyonlarına paralel dinamik atalet testleri kullanarak araştırmışlardır. İkinci olarak ise, sandviç yapının çekirdek malzemesinin dinamik davranışı, dinamik çarpma (sıkıştırma) testleri ile yüksek hızlı fotoğrafı teknikleri kullanılarak çalışılmıştır. Bunların yanı sıra, malzemenin statik (quasi-static) ve dinamik cevabı, hidrolik test makinası ve Hopkinson-bar teknikleri kullanılarak ölçülmüştür. Çekirdek malzemesi olarak alüminyum köpük kullanılmıştır.

2007 yılında yayınlanan Dharmasena ve arkadaşları [50] tarafından yapılan çalışmada super-austenitic paslanmaz çelik alaşımından yapılmış kare petek çekirdekli sandviç panelin mekanik dinamik cevabını araştırmak için patlama testleri gerçekleştirilmiştir. Benzer yoğunluğa sahip katı plak ve sandviç panellere üç aşamada uygulanan itki yükü ile testler yapılmıştır. Test panelinin ön yüzeyindeki patlama yüklerini saptamak için hava patlama simülasyon kodu kullanılmış ve bu elde edilen yük değerleri sandviç yapının dinamik cevabının ABAQUS/Explicit ile yapılan sonlu eleman hesaplamalarında kullanılmıştır.

Türkmen ve Mecitoğlu [51], 1998 yılında yaptıkları çalışmada anlık basınç yüküne maruz takviyeli (stiffened) katmanlı kompozit plağın dinamik cevabı konusunda sayısal ve deneysel bir çalışma yapmışlardır. Deney ve analizler iki farklı yük için uygulanmıştır. Elde edilen sayısal sonuçlar deneysel sonuçlarla kıyaslanmıştır.

Türkmen ve Mecitoğlu tüm kenarlarından ankastre olarak mesnetlenmiş tek katmanlı kompozit bir plağın anlık basınç yüküne dinamik cevabını teorik olarak incelemişlerdir. Söz konusu çalışmada geometrik nonlineerlikler hesaba katılmıştır. Elde edilen diferansiyel formdaki nonlineer hareket denkleminin çözümü için dördüncü mertebeden Runge-Kutta yöntemi kullanılmıştır. Türkmen ve Mecitoğlu [52] katmanlı kompozit plakların anlık basınç yüküne cevabını teorik, deneysel ve sayısal olarak elde etmişlerdir. Söz konusu çalışmada anlık basınç yükünün plak üzerinde düzgün ve sinüsoidal olarak yayılı olduğu durumlar ele alınmış ve problem nonlineer çerçevede çözülmüştür. Yaklaşık teorik çözümler Runge-Kutta yöntemi ile yapılmıştır. Sayısal çözümler Newmark integrasyon tekniğinden yararlanılarak sonlu elemanlar yöntemi ile yapılmıştır.

1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı

Bu çalışmada viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç kompozit plakların anlık basınç yükü (blast load) altındaki geçici (transient) dinamik davranışının teorik ve deneysel incelemesi hedeflenmiştir. Açık literatürde anlık basınç yükleri altındaki, farklı çekirdek konfigürasyonlarına sahip sandviç plakların davranışları ile ilgili çalışmalar mevcuttur. Ancak, viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç yapıların anlık basınç yükü altındaki dinamik davranışına viskoelastik bir çekirdeğin etkilerini inceleyen çalışmalara rastlanmamıştır. Ayrıca konuyla ilgili deneysel çalışmalar da literatürde bulunamamıştır. Teorik çalışmada kullanmak amacıyla yapılan basınç fonksiyonu yaklaşımı da ilk kez bu çalışmada kullanılmıştır.

Dikdörtgen sandviç plaklar sönüm sağlayan bir takım viskoelastik çekirdek katmanlarıyla desteklenmiştir. Plağın yüzey levhaları bir miktar viskoz sönüm yeteneğine sahip katmanlı kompozitlerden yapılmıştır. Bütün kenarlarından ankastre plaklar incelenmiştir. Sandviç plağın geçici dinamik davranışının incelenmesinde deneysel ve teorik yaklaşımlar kullanılmıştır. Sandviç plağın imalatında kullanılan malzemelerin viskoelastik özellikleri DMA test cihazı kullanılarak elde edilmiştir. Anlık basınç yükü temin etmek ve daha sonra bunu sandviç plağa etki ettirmek için bir deney düzeneği kurulmuştur. Plak üzerindeki basınç dağılımı plak üzerindeki belirli noktalara yerleştirilen minyatür basınç duyargaları ile elde edilmiştir.

Sandviç plak üzerindeki belirli noktalarda gerininin (strain) zamanla değişimlerini elde etmek için gerineçler (straingage) kullanılmıştır. Ölçümlerde yüksek örnekleme hızlı bir veri toplama sistemi kullanılmıştır.

Viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç kompozit plağın hareket denklemleri virtüel iş ilkesi kullanılarak türetilmiştir. Sandviç kompozit plağın lineer olmayan hareket denklemleri, farklı kabullere sahip iki ayrı plak modeli kullanılarak elde edilmiştir. Kesme etkileri ve büyük deformasyondan kaynaklanan doğrusal olmayışlar türetmede hesaba katılmıştır. Viskoelastik davranış doğrusal viskoelastik bir model olan Kelvin-Voight teorisi kullanılarak modellenmiştir. Uzak bölgede yer değiştirme alanına deneme fonksiyonları ile yaklaşım yapılarak hareket denklemleri Galerkin metodu ile zaman bölgesine indirgenmiştir. Zaman bölgesindeki doğrusal olmayan bağlı (coupled) denklemler MATHEMATICA yazılımı ile çözülmüştür. Sandviç kompozit plağın viskoelastik dinamik davranışı ANSYS sonlu eleman yazılımı kullanılarak da incelenmiştir.

Teorik sonuçlar deneysel ve sayısal sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Uyumsuzluklar yorumlanmış; teorik ve deneysel yaklaşımlar için iyileştirilme çalışmaları yapılmıştır. Malzeme ve geometri ile ilgili özelliklerin dinamik davranışa etkileri incelenmiştir. Katmanların dinamik davranışa etkileri de deneysel çalışmada incelenmiştir.

1.3 Tezin Organizasyonu

Tez dört bölümden oluşmaktadır. Birinci bölümde plakların imal edilmesi ve anlık basınç yükü deneylerinin gerçekleştirilmesi ayrıntılı bir şekilde anlatılmıştır.

İkinci bölümde yapılan teorik çalışmalar, hareket denklemlerinin elde edilişi ve çözüm yöntemi, açıklanmıştır. Dört kenarı ankastre mesnetli viskoelastik çekirdekli katmanlı sandviç kare plak için, birinci mertebe kayma deformasyon teorisi (FSDT) kullanılarak kinematik bağıntılar çıkarılmış; ardından hareket denklemleri elde edilmiştir.

Üçüncü bölümde, teorik çalışma sonucu elde edilen matematiksel çözümler, üretilen üç farklı plak için elde edilen deneysel gerinin verileri ve ANSYS sonlu eleman sonuçları ile kıyaslanmıştır. Ayrıca sandviç plak katmanlarındaki gerinin enerjisinin zamanla değişimi; plağın yüzey ve çekirdek kalınlığındaki değişimin geometrik

nonlinear davranışa etkisi incelenmiştir. Son olarak çalışmanın sonucu ve gelecekte yapılabilecek çalışmalar kısaca anlatılmıştır.

2. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

2.1 Plakların İmalatı

İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Kompozit Yapı Laboratuvarı'nda çeşitli sandviç kompozit plaklar imal edilmiş, bunlardan üç tanesi anlık basınç yükü deneylerinde test edilmek üzere kullanılmıştır. Plakların yüzeyinde ve çekirdeğinde kullanılan malzemeler ile bunlar için kullanılacak kısaltmalar Çizelge 2.1'de, plakların üretiminde kullanılan yüzey elyaf kumaşlar ve çekirdek malzemeleri hakkında ayrıntılı bilgi ise sırasıyla Çizelge 2.2 ve Çizelge 2.3'de verilmiştir.

Çizelge 2.1 : Plakların isim kısaltmaları.

Kısa Adı	Açıklama
CAC	Karbon-epoksi yüzey/Aramid petek çekirdek/Karbon-epoksi yüzey
CPpC	Karbon-epoksi yüzey/Polipropilen petek çekirdek/Karbon-epoksi yüzey
KAiK	Kevlar-epoksi yüzey/Airex köpük çekirdek/Kevlar-epoksi yüzey

Çizelge 2.2 : Yüzey malzemeleri hakkında ayrıntılı bilgi.

Malzemenin adı	Katman kalınlığı (mm)	Elyaf dokuma tipi	Yoğunluk (kg/m ³)	Elyaf yönlenmesi
Karbon/epoksi	0.33	Düz	1340	İki yönlü (0°/90°)
Kevlar/epoksi	0.21	Çapraz	1260	İki yönlü (0°/90°)

Çizelge 2.3 : Çekirdek malzemeleri hakkında ayrıntılı bilgi.

Malzemenin adı	Kalınlık (mm)	Yoğunluk (kg/ m ³)
Aramid petek	1.5	40.6
Polipropilen petek	10	80.0
Airex köpük	1.2	112.7

Kompozit sandviç plaklar, polimer bağlayıcılı kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinden biri olan, elle ıslak yatırma yöntemi ile imal edilip sıcaklık ve vakum uygulanabilen bir tablada kür edilmişlerdir. Kompozitlerin imalatları sırasında, maliyet, hazırlanış sürecinin uzun olması, kıvrımlı yüzeylerin bulunmaması gibi

nedenlerle kalıp kullanılmamıştır. Kalıp kullanılmadan yapılan plak imalatlarında plakların kalınlığı kenarlara doğru incelme gösterebilmektedir. Bu nedenle, plakların sabitlenecekleri çerçeve için gerekli boyut 404mm x 404 mm olmasına karşın, elyaf kumaşlar 450 mm x 450 mm boyutlarında kesilmişlerdir.

Üretim için gerekli reçine miktarı kumaşın ağırlığına göre değişmektedir. Bu yüzden kompozit kumaşlar tartılarak, bu ağırlıklar (2.1) denkleminde yerine konup gerekli reçine miktarı belirlenmiştir. Bağlayıcı olarak polimer esaslı epoksi reçine kullanılmıştır.

$$m_r = \frac{A \cdot n \cdot w_f \cdot RC}{(1-RC)} \quad (2.1)$$

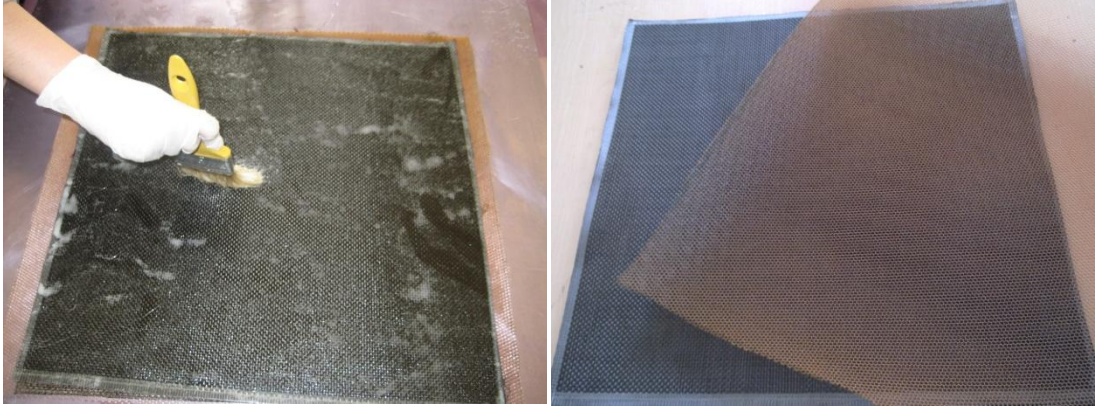
Burada, A her bir kompozit katman alanını, n katman sayısını, w_f kullanılan kumaşın metrekaresi başına kütlesini ifade etmektedir. RC ise kullanılan elyaf kumaşın cinsine göre değişen bir katsayıdır. Cam, karbon ve kevlar kumaşlar için bu katsayının değerleri Çizelge 2.4’de verilmiştir. Üretim esnasında bir miktar reçine kaybı olacağı da düşünülerek, burada hesaplanan miktardan biraz daha fazla reçine hazırlanmıştır.

Epoksi, yapıştırıcı ve sertleştirici olmak üzere iki bileşenden oluşmakta ve bu iki bileşen belirli bir karışım oranı ile birleştirilmektedir. Bu çalışmadaki plakların imalatında HEXION marka MGS L285 yapıştırıcı ve MGS L287 sertleştirici kullanılmıştır. Yapıştırıcının sertleştiriciye ağırlıkça oranı 5’e 2 olarak belirlenmiştir.

Çizelge 2.4 : Kumaş cinslerine göre RC katsayıları.

Kumaş cinsleri	RC katsayıları
Karbon elyaf	0.55
Kevlar elyaf	0.61

İmal edilecek plakların yüzeylerinin pürüzsüz olması istendiği için, elyaf kumaşlar streç film ile kaplanmış 600 mm x 600 mm ebatlarındaki alüminyum levha üzerine serilmiş ve Şekil 2.1’de görüldüğü gibi, reçine her bir katmana fırça ile yedirilerek tüm katmanların reçine ile ıslanması sağlanmıştır. Daha sonra streç film ile kaplanmış ikinci alüminyum levha reçine yedirilmiş kumaşların üzerine kapatılarak, vakum işlemi için Şekil 2.2’ de gösterilen kompozit imalat masasına yerleştirilmeye hazır hale gelmiştir.



Şekil 2.1 : Yüzey ve çekirdek malzemelerinin imalat sırasındaki görüntüleri.

İmal edilen plaklardan CAC ve CPpC sandviç plakların yüzey katmanları Karbon/epoksi olup her iki yüzey de iki katmanlıdır. CAC plağın çekirdek malzemesi 1.5 mm kalınlığındaki aramid petek malzemedir, CPpC sandviç plağın çekirdek malzemesi ise 10 mm kalınlığındaki polipropilen petek malzemedir oluşturulmuştur. KAiK sandviç plağın yüzey katmanları Kevlar/epoksi olup her iki yüzey de üç katmanlıdır. Çekirdek malzemesi olarak 1.2 mm kalınlığındaki Airex köpük kullanılmıştır.

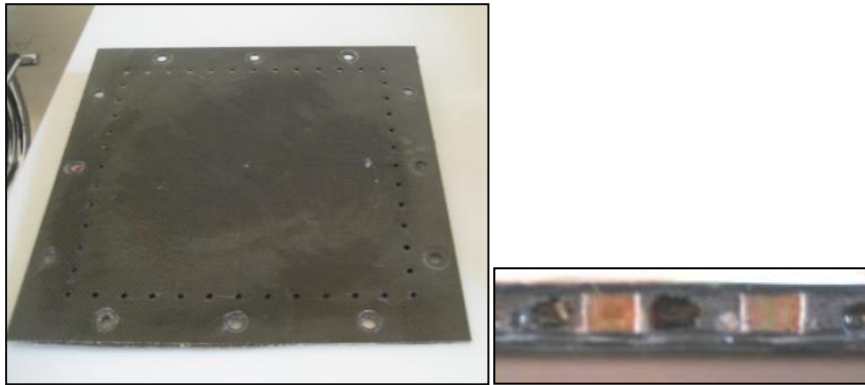


Şekil 2.2 : HCS7500-06 Kompozit imalat masası.

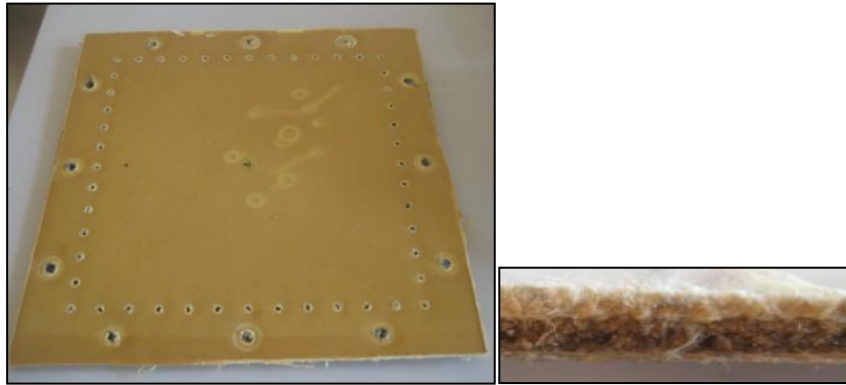
Kompozit imalat masası vakum işlemi uygulayabilmekte, bilgisayarlı kontrol ünitesi sayesinde kürleme sıcaklığı, süresi ve kürleme sıcaklığına çıkış eğimi ayarlanabilmektedir. Plaklar kompozit imalat masasında 750 milibar vakum altında yaklaşık 8-10 saat süreyle bekletilmiştir. Plaklara bu sırada 1 saat boyunca 50°C sıcaklık uygulanarak kürleme işlemi gerçekleştirilmiştir; bu sıcaklığa 1°C/dak hız ile ulaşılmıştır. Plakların üzerine vakum battaniyesi serilerek ısı uygulaması sona erdikten sonra sıcaklığın daha yavaş bir şekilde azalması, böylece kürleme süresinin daha uzun tutulması sağlanmıştır.

Kürleme işleminin tamamlanmasının ardından imalat masasından alınan plaklar İstanbul Teknik Üniversitesi Trisonik Araştırma Merkezi'nde bulunan üç eksenli CNC makinesinde istenilen boyutlara getirilmiş ve dinamik testlerde kullanılacak çerçeveye sabitlenebilmesi için gerekli delikleri açılmıştır.

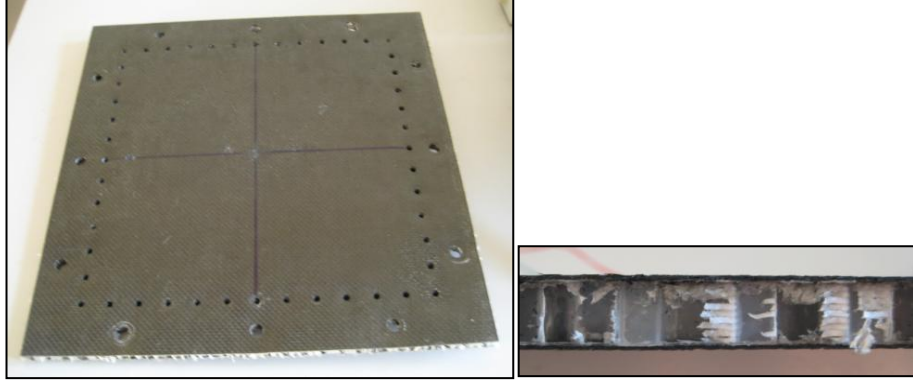
Plakların kesim işleminden sonraki görüntüleri Şekil 2.3, Şekil 2.4 ve Şekil 2.5'de gösterilmiştir.



Şekil 2.3 : CAC Sandviç plak (a) önden görünüş (b) kesit görünüşü.

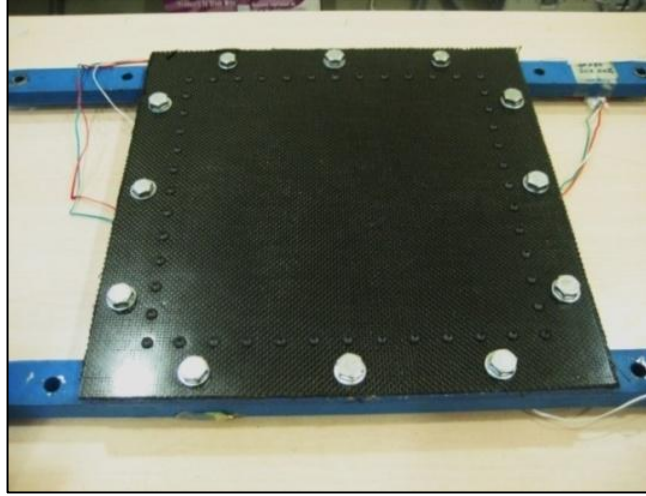


Şekil 2.4 : KAiK Sandviç plak (a) önden görünüş (b) kesit görünüşü.



Şekil 2.5 : CPpC Sandviç plak (a) önden görünüş (b) kesit görünüşü.

Plakların üretiminin ardından, deney düzeneğinin hazırlanabilmesi için, 404 mm x 404 mm boyutlarında kesilmiş ve üzerinde delikleri açılmış olan plaklar çerçeveye sabitlenmiştir. Bu işlem için 48 adet yuvarlak başlı M5 civata ve 12 adet M12 civata kullanılmıştır. Plakların çerçeveye yerleştirildikten sonraki etkin alanı 300 mm x 300 mm'dir. Şekil 2.6'da çerçeveye sabitlenmiş plak görülmektedir.



Şekil 2.6 : Çerçeveye sabitlenmiş plak.

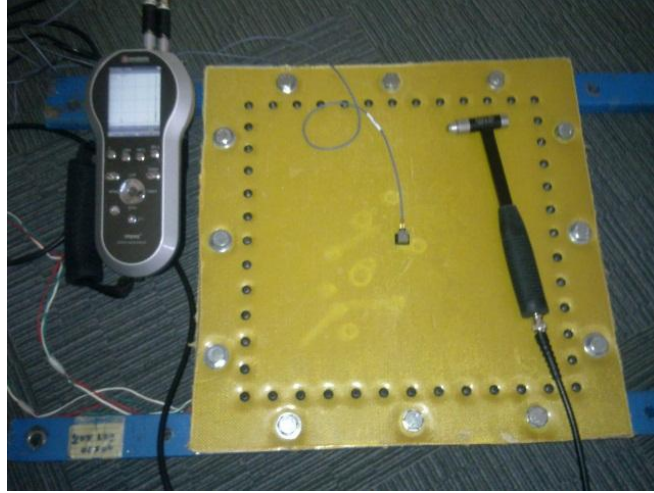
2.2 Modal Testler

Plakların anlık basınç yükü altındaki davranışları incelenirken, plakların doğal frekanslarının belirlenmesi de önem taşımaktadır. Bu amaçla plakların temel doğal frekansları, çekiç seti ile deneysel olarak belirlenmiş, ANSYS sonlu elemanlar yazılımındaki serbest titreşim analizleri ile karşılaştırılmıştır.

Doğal frekansları ölçmek için kenarlarından ankastre olarak mesnetlenmiş plaklar

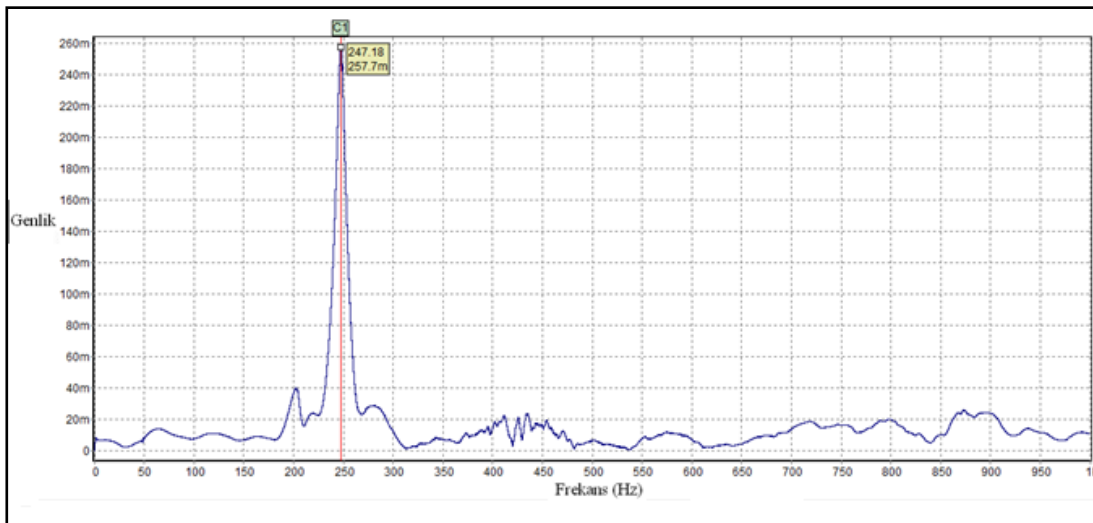
çekiç ile tahrik edilmiş ve vaks ile yüzeye yapıştırılmış olan tek eksenli ivme duyargası ile hareketleri ölçülmüştür (Şekil 2.7). Ölçümlerde Benstone marka dört kanallı dinamik sinyal analiz cihazı kullanılmıştır.

Deneylerde, plaklar çekiç yardımıyla farklı noktalardan ve farklı duyarga konumları için birden çok kez tahrik edilmiş ve plakların temel doğal frekansları tespit edilmiştir.



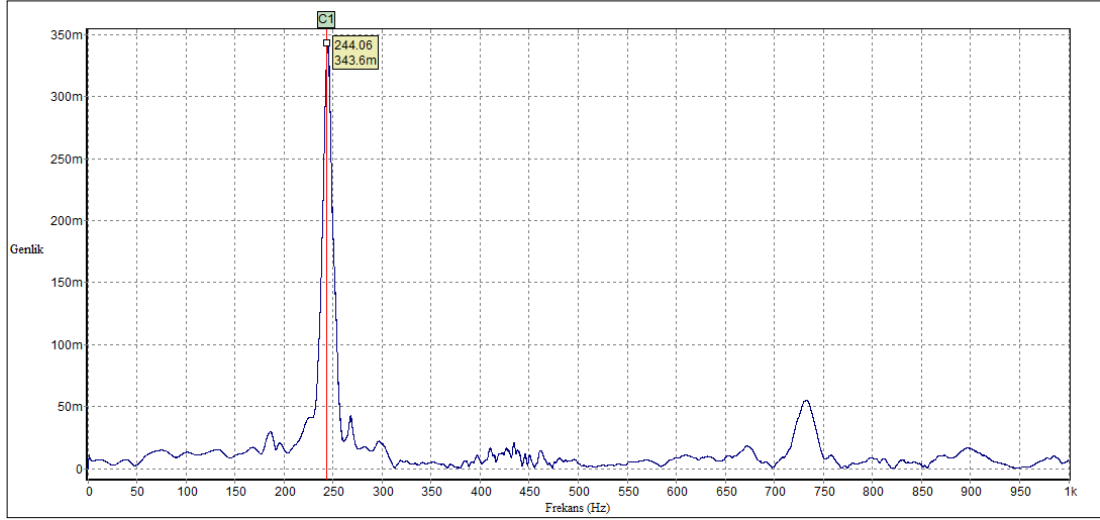
Şekil 2.7 : Modal testler.

Karbon Aramid Karbon plak için, Şekil 2.8’de deney verisi ile oluşturulmuş olan genlik-frekans dağılımından yapının temel doğal frekansı 247.18 Hz olarak belirlenmiştir. ANSYS serbest titreşim analizi ile plağın 1. doğal frekansı 269.01 Hz olarak bulunmuş olup, sonucun deneysel veride elde edilen temel doğal frekans ile arasında %8.11 gibi bir fark bulunmaktadır.



Şekil 2.8 : CAC plağın frekans genlik grafiği.

Kevlar Airex Kevlar plak için, Şekil 2.9’da deney verisi ile oluşturulmuş olan genlik-frekans grafiğinden yapının temel doğal frekansı 244.06 Hz olarak belirlenmiştir. ANSYS serbest titreşim analizi ile plağın 1. doğal frekansı 191.39 Hz olarak bulunmuş olup, sonucun deneysel veride elde edilen temel doğal frekans ile arasında %21.58 gibi bir fark bulunmaktadır.



Şekil 2.9 : KAIK plağın frekans genlik grafiği.

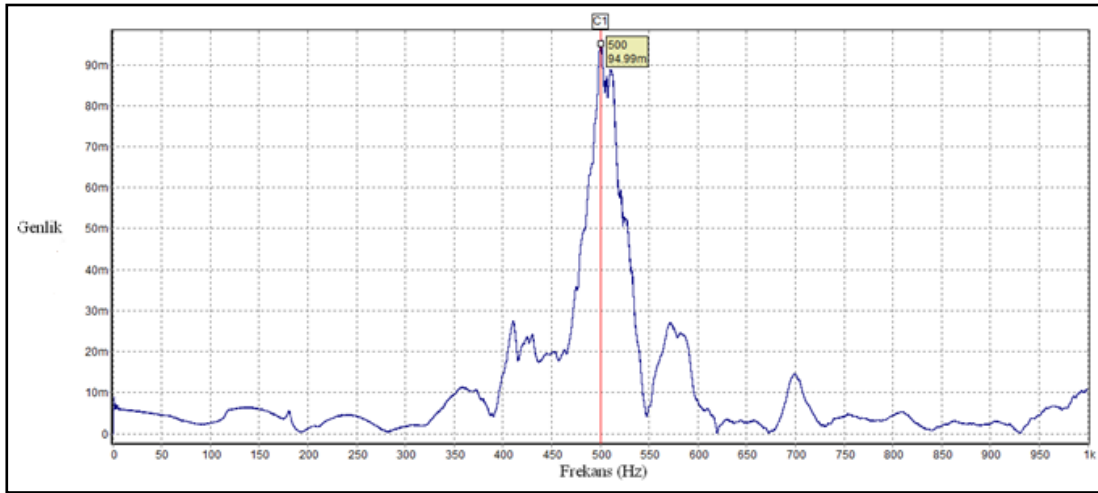
KAIK plak için, çekme testleri sonucu elde edilen malzeme özellikleri ile yapılan sonlu eleman analizi sonuçları modal testten sapma göstermiştir. Bu nedenle malzeme özellikleri belli oranlarda artırılarak, analiz sonucunun deneysel sonuca yaklaşması sağlanmıştır. Yenilenmiş malzeme özellikleri Çizelge 2.5’de görülmektedir.

Çizelge 2.5 : Kevlar plak için yenilenmiş malzeme özellikleri.

Fiziksel Özellikler	
Katman kalınlığı (mm)	0.212
Yoğunluk (kg/m^3)	1260
Mekanik Özellikler	
E_{xx} (GPa)	38.0
E_{yy} (GPa)	38.0
E_{zz} (GPa)	3.65
ν_{xy}	0.092
ν_{xz}	0.353
ν_{yz}	0.353
G_{xy} (GPa)	1.80
G_{yz} (GPa)	1.35
G_{xz} (GPa)	1.35

Yeni malzeme özellikleriyle yapılan modal analiz sonucu yapının birinci doğal frekansı 241.50 Hz olarak bulunmuştur. Sonucun deneysel veriden elde edilen temel doğal frekans ile arasında %1.06 gibi bir fark bulunmaktadır. Anlık basınç yükü analizlerinde Kevlar/epoksi malzeme için Çizelge 2.5’de verilen bu son özellikler kullanılmıştır.

Karbon-Polipropilen-Karbon plak için, Şekil 2.10’da deney verisi ile oluşturulmuş olan genlik-frekans grafiğine bakıldığında yapının temel doğal frekansının 500 Hz olduğu görülmüştür. ANSYS serbest titreşim analizi ile plağın 1. doğal frekansı 516 Hz olarak bulunmuş olup, sonucun deneysel veride elde edilen temel doğal frekans ile arasında %3.2 gibi bir fark bulunmaktadır.



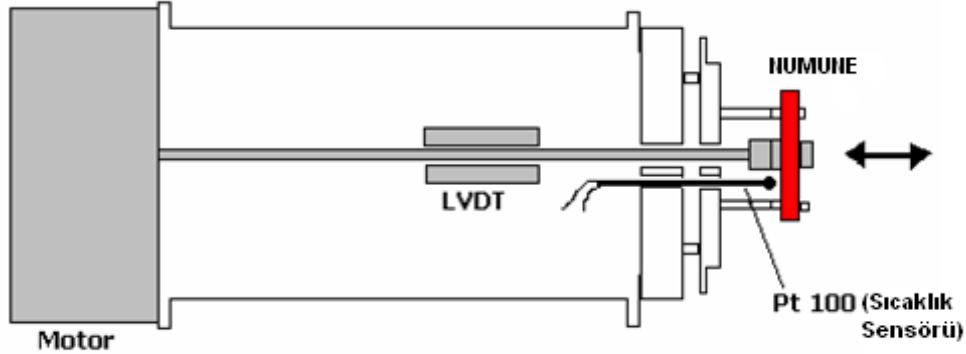
Şekil 2.10 : CPpC plağın frekans genlik grafiği.

2.3 Dinamik Mekanik Analizör (DMA) Cihazı ile Malzeme Özelliklerinin Belirlenmesi

Dinamik Mekanik Analizör (DMA) malzemelere sinüsoidal olarak periyodik bir gerilme uygulayarak malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesini sağlar. Metaller, seramikler, kompozitler, kaplamalar ve yapıştırıcıların DMA ile malzeme özellikleri belirlenebilir. Ancak hem viskoz hem de elastik davranış gösteren polimerler DMA'nın asıl çalışma alanıdır.

DMA'nın çalışma prensibi oldukça basittir. Numuneye motor yardımı ile belirli bir kuvvet uygulanır. Uygulanan kuvvet sabit tutturulmuş olan numuneye şaft tarafından iletilir. Numune deforme olduğunda yer değiştirme miktarı LVDT (Linear Variable

Differential Transducer) konumsal sensörü ile ölçülür. Gerinim değeri de yer değiştirmeden hesaplanır. Kuvvet numune üzerine belirli bir frekansta ve sinüsoidal olarak uygulanır.



Şekil 2.11 : DMA çalışma prensibi [53].

DMA ile malzemelemin depolama modülü (storage modulus E'), kayıp modülü (loss modulus E''), ve sönüm katsayısı ($\tan\delta$); sıcaklık, zaman ya da frekansa bağlı olarak belirlenebilir. Plastik malzemelerin camsı geçiş bölgesi gibi kritik geçiş bölgeleri de DMA ile belirlenebilmektedir.

Depolama modülü E' , viskoelastik malzemenin direngenliğini ifade eder ve bir çevrim boyunca depolanan enerjiyle orantılıdır. Kayıp modülü E'' , bir çevrimde kaybolan enerji ile orantılı olarak ifade edilir. Örneğin titreşim enerjisi titreşim hareketi boyunca ısıya dönüşür ve geri döndürülemez. Kayıp faktörü ($\tan\delta$) kayıp modülünün depolama modülüne oranı olarak ifade edilir. Viskoelastik sistemin sönüm özelliğini belirtir.

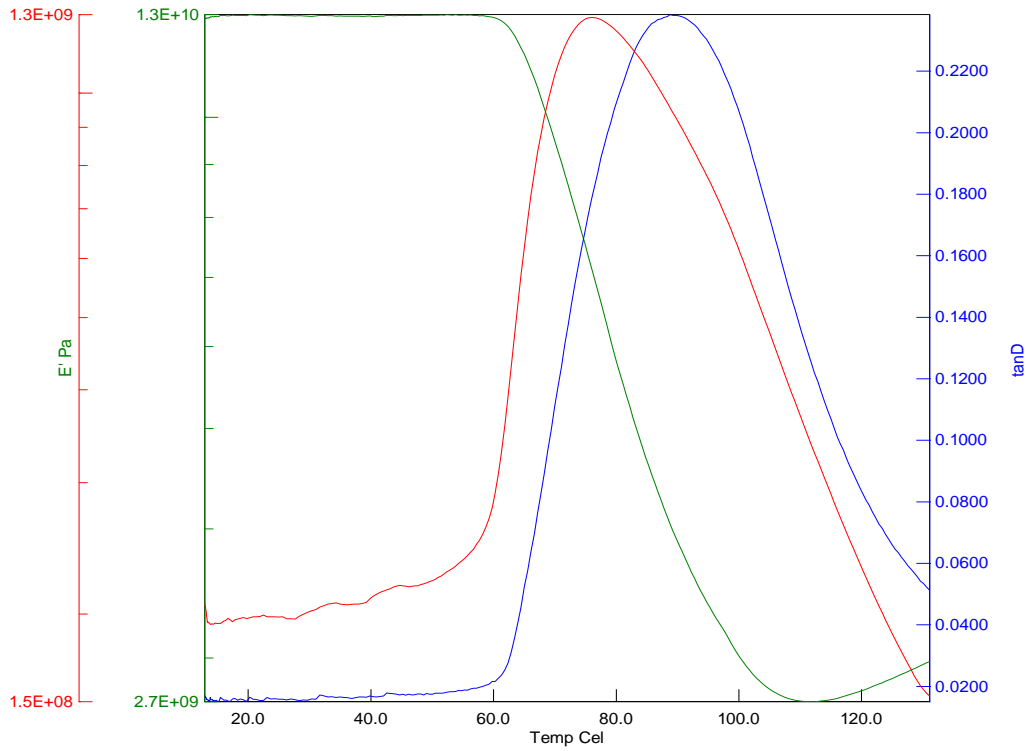
2.3.1 DMA Analizleri

Karbon/epoksi, kevlar/epoksi ve cam/epoksi kompozitlerin mekanik özellikleri DMA cihazı yardımıyla belirlenmiştir. Karbon/epoksi, kevlar/epoksi ve cam/epoksi numuneler çift yönlü ($0^\circ/90^\circ$) elyaf kumaşlardan tek katlı olarak üretilmiştir. Numune kalınlıkları karbon epoksi, kevlar epoksi ve cam epoksi numunler için sırasıyla 0,392 mm, 0,178 mm ve 0,250 mm olarak ölçülmüştür. Üretilen numuneler, Şekil 2.12'de görüldüğü gibi eni 1 cm ve boyu 2 cm olacak şekilde kesilip, İstanbul Teknik Üniversitesi Kimya Metalurji Fakültesi bünyesinde bulunan Perkin Elmer Diamond DMA cihazında deneyler gerçekleştirilmiştir.

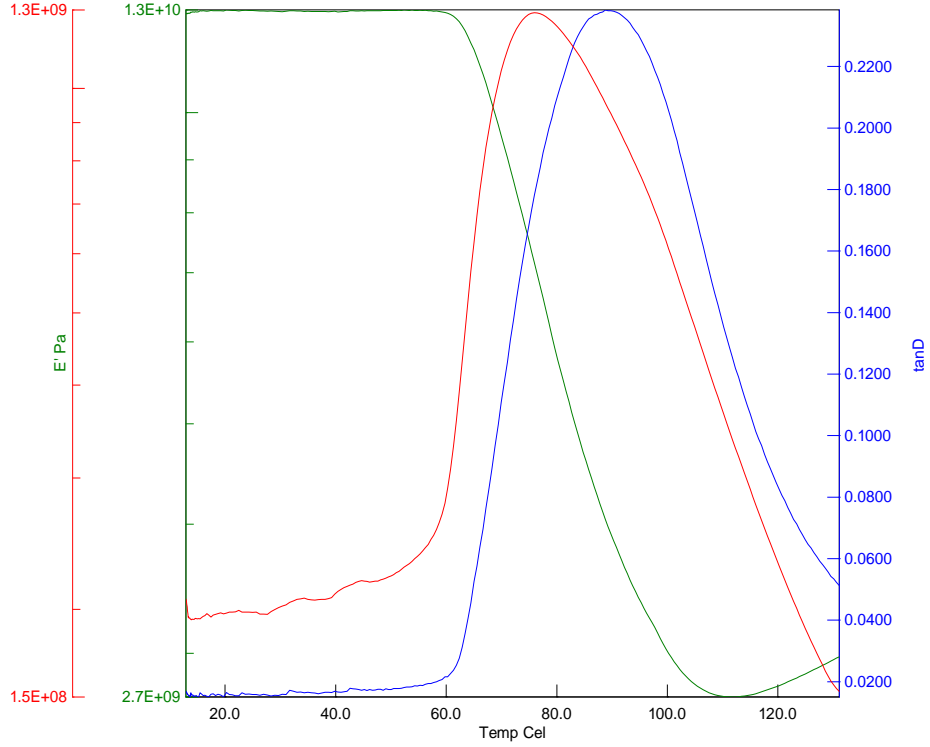


Şekil 2.12 : Karbon, Kevlar ve Cam numuneler. Perkin Elmer Diamond DMA.

Deneyler oda sıcaklığından başlayıp 130 °C sıcaklığa kadar sürdürülmüştür. Sıcaklık dakikada 3 °C arttırılmış ve numunelere 1 Hz frekansta çekme gerilmesi uygulanmıştır. Deneyler sonucunda elde edilen veriler Şekil 2.13 – Şekil 2.14’ de görülmektedir.



Şekil 2.13 : Karbon/Epoksi numunenin DMA analizi.



Şekil 2.14 : Kevlar/Epoksi numunenin DMA analizi.

Karbon/epoksi numunenin DMA analiz sonuçlarına göre, bu numunenin oda sıcaklığında $\tan\delta$ değeri 0.016, kayıp modülü 1.25×10^{10} ve depolama modülü 1.98×10^8 olarak elde edilmiştir. Kevlar/epoksi numunenin DMA analiz sonuçlarına göre ise, oda sıcaklığında $\tan\delta$ değeri 0.012 kayıp modülü 1.28×10^{10} ve depolama modülü 1.6×10^8 olarak ölçülmüştür.

Bunun dışından, İTÜ Kompozit Laboratuvarı'nda üretilen numuneler kullanılarak, üç farklı sıcaklık ve frekans değeri için, TÜBİTAK tarafından da DMA analizleri gerçekleştirilmiştir. Deney sonuçları Çizelge 2.6 - Çizelge 2.8'de görülmektedir.

Çizelge 2.6 : CAC Plak (Eğilme, $f=1$ Hz).

Sıcaklık (°C)	25	50	100
E'(MPa)	4173	4911	517
E''(MPa)	314	331	156
Tan δ	0.075	0.067	0.302

Çizelge 2.7 : CAC Plak (Eğilme, $f=50$ Hz).

Sıcaklık (°C)	25	50	100
E'(MPa)	18031	19814	4673
E''(MPa)	698	783	2268
Tan δ	0.039	0.040	0.485

Çizelge 2.8 : CAC Plak (Eğilme, $f=100$ Hz).

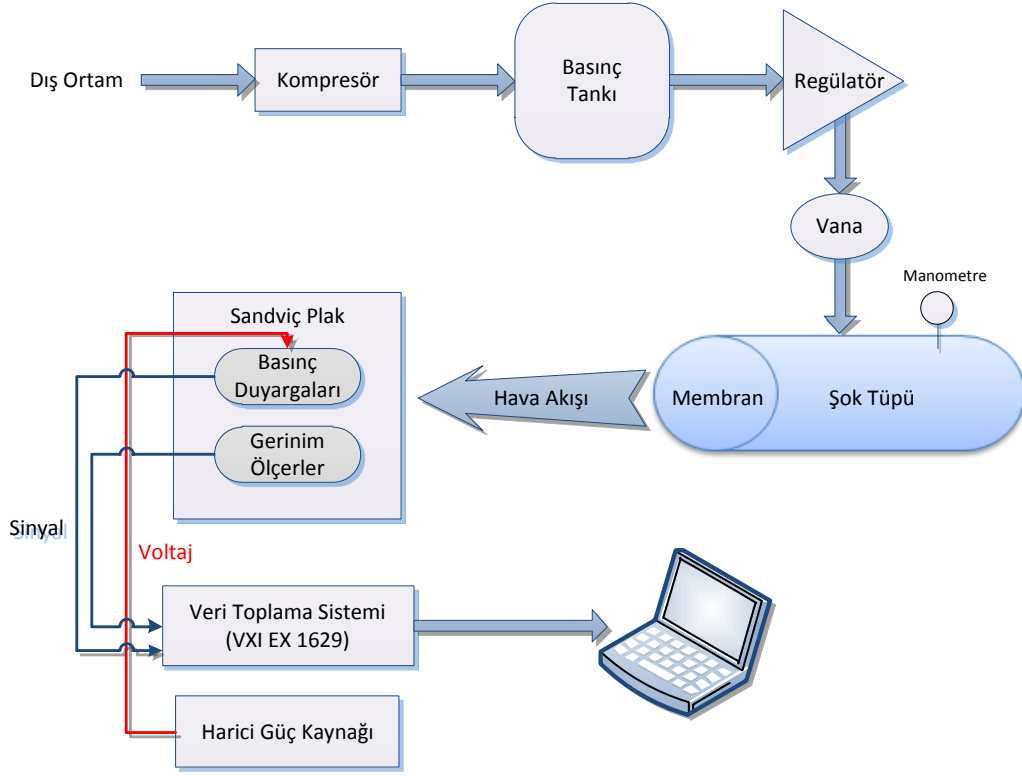
Sıcaklık (°C)	25	50	100
E'(MPa)	24105	24631	6206
E''(MPa)	1160	1284	3183
Tan δ	0.048	0.052	0.513

2.4 Anlık Basınç Yükü Deneyleri

Bu bölümde, anlık basınç yükü deneylerinin gerçekleştirildiği deney düzeneğinin çalışma prensibi ve bu düzeneği oluşturan sistemler, anlık basınç yükünün elde edilmesi, kullanılan basınç duyargaları, gerinim ölçerler ve veri toplama sistemi hakkında bilgiler verilmiştir.

2.4.1 Deney donanımı

Anlık basınç yükü oluşturma sistemi bir pistonlu kompresör, bir yüksek basınç tankı, bağlantı hortumu, vanalar ve silindirik bir şok tüpünden oluşmaktadır. Kompresör dış ortamdan aldığı havayı, yüksek basınç tankına göndererek depolanmasını sağlar. Tanktaki basınçlı hava bir hortum yardımıyla şok tüpüne aktarılır. Basınçlı hava gönderilmesi bir vana ile manüel olarak kontrol edilmektedir. Tüm kenarlarından sabitlenmiş kompozit plak, silindirik şok tüpünün karşısına monte edilmiştir. Silindirik tüpün bir tarafı kapalı diğer tarafı açıktır. Açık uç bir membran ile kapatılmaktadır. Tüp içindeki basıncın artması sonucu, tüpün ucunda bulunan membran yırtılmakta ve yüksek basınçlı hava kompozit plağa çarpmaktadır. Bunun sonucunda, plak üzerinde belirli yerlere yerleştirilmiş olan basınç duyargaları ve gerinim ölçerlerden, plak üzerindeki basınç dağılımı ve gerinim değerleri ölçülmektedir. Duyargalardan gelen veriler EX1629 veri toplama sistemi ile elde edilmektedir. Şekil 2.15’de deney düzeneğinin şeması gösterilmiştir.



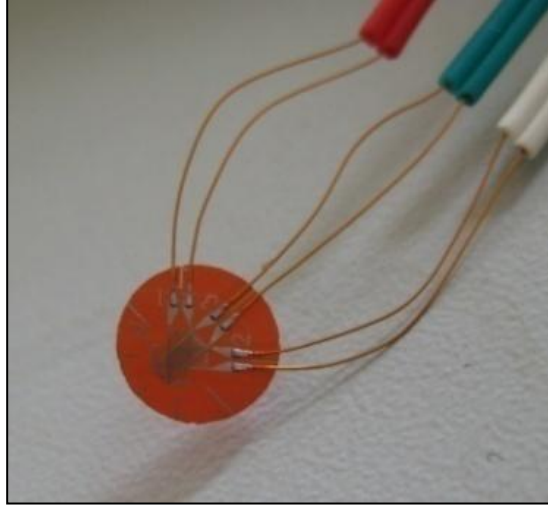
Şekil 2.15 : Deneysel düzenek

2.4.2 Gerinim ölçerler ve basınç duyargaları

Anlık basınç yükü deneylerinin gerçekleştirilebilmesi için öncelikle plakların üzerine gerinim ölçerler ve basınç duyargaları yerleştirilmiştir. Gerinim ölçerler çok ince direnç tellerinin elektrik iletkenliği bakımından izole edilmiş bir film şeridi üzerine yapıştırılmasıyla oluşturulmuş duyargalardır. Gerinim ölçerler, gerinim dışında kuvvet, tork, ivme ve basınç ölçmek için de kullanılan algılayıcıların bazılarının içinde de bulunmaktadır.

Gerinim ölçerler gerinim ölçümü yapılmak istenen malzemenin üzerine yapıştırılırlar. Kuvvet uygulanan malzeme, üzerine yapıştırılmış olan gerinim ölçer ile birlikte şekil değişimine uğrar. Bu şekil değişimi gerinim ölçerinin içinde yer alan ince direnç tellerinin direncinin değişmesine sebep olur. Değişen bu direncin ölçülmesi ile de malzeme üzerinde oluşan gerinimin değeri hesaplanmış olur.

Deneysel düzeneklerde, kompozit malzemelerde kullanılmaya uygun, TML marka üç eksenli FRA-2-11-3L model gerinim ölçer rozetleri kullanılmıştır. Genel amaçlı ölçümlere uygun olan gerinim ölçerinin rozet açıları $0^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}$ dir. Şekil 2.16'da görülen gerinim ölçerinin özellikleri Çizelge 2.9'da verilmiştir.

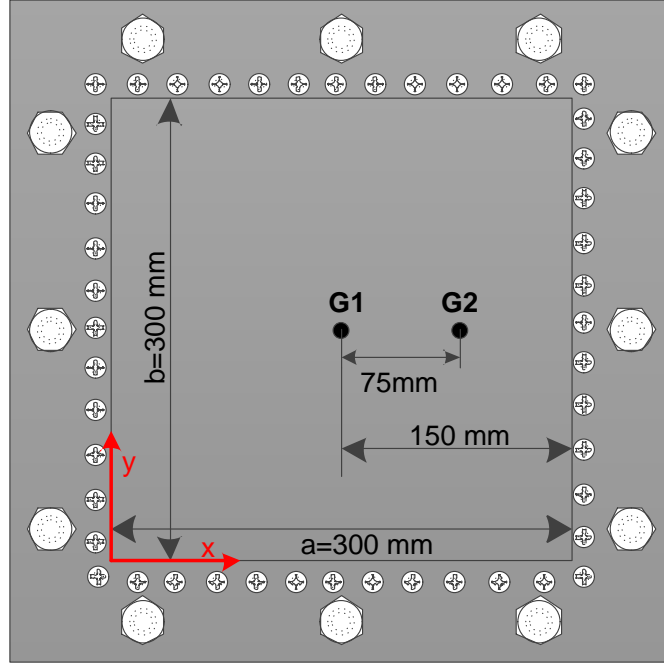


Şekil 2.16 : TML üç eksenli gerinim ölçer.

Çizelge 2.9 : Gerinim ölçerin özellikleri.

Gauge faktörü	2.09
Gauge uzunluğu	2 mm
Gauge genişliği	0.9 mm
Direnç	120 Ω
Gerinim limiti	3%
Yorulma dayanımı	1x106 ($\pm 1500\mu\epsilon$)

Gerinim ölçerler plak üzerine yapıştırılırken, ölçümlerin doğru bir şekilde yapılabilmesi için, yüzeyde herhangi bir pürüz olmamasına dikkat edilmiştir. Yüzeyin pürüzlü olduğu durumlarda, sağlıklı sonuçlar elde edebilmek için, ince bir zımpara yardımı ile yüzeydeki pürüzlülük giderilmiş ve iyice temizlenmiştir. Ardından, gerinim ölçerlerin eksenlere doğru bir şekilde yerleştirilebilmesi için plak yüzeyine eksen çizgileri çizilmiştir. Gerinim ölçerler plağın eksen doğrultularına dikkatle yerleştirilmiştir. Doğrultuların düzgün bir şekilde ayarlanmaması durumunda, gerinim ölçerlerden alınacak veriler sağlıklı olmayacaktır. Eksenlerin ayarlanmasının ardından gerinim ölçere bir bant yapıştırılarak gerinim ölçer bant ile plak üzerine çizilen eksenlere yapıştırılmıştır. Gerinim ölçerlerin eksenlerinin plak üzerindeki eksenlere tam olarak oturduğundan emin olduktan sonra bant kaldırılarak gerinim ölçerler Evobond 502 tipi yapıştırıcı ile plağa yapıştırılmıştır. Tüm plakların arka yüzünde ikişer adet gerinim ölçer kullanılmış, bu işlem tüm gerinim ölçerler için tekrarlanmıştır. Gerinim ölçerlerin plaklar üzerindeki yerleşimi Şekil 2.17’de gösterilmiştir.



Şekil 2.17 : Gerinim ölçerlerin plaklar üzerindeki konumu.

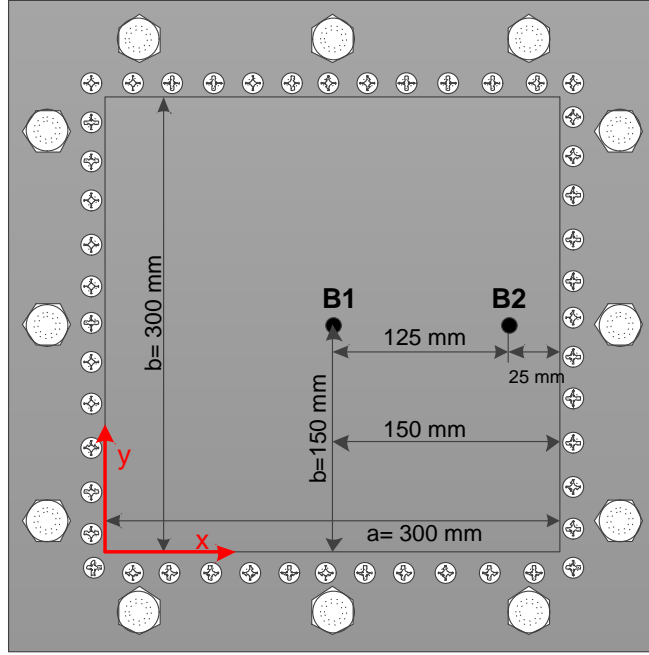
Plak üzerine etki eden basınç değerlerini ölçebilmek için kompozit plakların üst yüzeylerine Şekil 2.18’ de gösterilen Kulite marka LQ-125 model basınç duyargaları yapıştırılmıştır. Dışarıdan bir voltaj beslemesine ihtiyaç duyan bu basınç duyargaları için GW INSTEK marka harici güç ünitesi kullanılmış ve duyargalar 10V doğru akımla beslenmişlerdir. -55 °C ile 120 °C arasında çalışabilen 0.2 gr ağırlığındaki sensörler 7 Bar’a kadar ölçüm yapabilme özelliğine sahiptir.



Şekil 2.18 : Minyatür basınç duyargası.

Anlık basınç yükü deneyleri gerçekleştirilirken, basınç yükünün plak üzerindeki dağılımını elde etmek için, mevcut bazı duyargaların deneyler sırasında zarar görmesinden dolayı, genellikle iki adet basınç duyargası kullanılmıştır. Duyargalar plağın ön yüzeyine soğuk silikon kullanılarak yapıştırılmıştır. Yapıştırılma işlemi bittikten sonra duyargaların yüksek basınçtan zarar görmemesi için, veri toplama

sistemiyle bağlantı sağlayan kablolar koruma altına alınmıştır. Duyargaların plak üzerindeki konumları Şekil 2.19’da verilmiştir.



Şekil 2.19 : Basınç duyargalarının plaklar üzerindeki konumu.

2.4.3 Veri toplama cihazı

Anlık basınç yükü deneylerinde Şekil 2.20’de gösterilen VXI Technology marka, EX 1629 model 48 kanallı veri toplama cihazı kullanılmıştır.



Şekil 2.20 : VXI marka EX1629 48 kanallı gerinim ölçüm cihazı.

EX 1629, veri alış verişini ethernet bağlantısı ile gerçekleştirmektedir. Her bir kanal kendi sinyal koşullandırma devresi ve besleme kaynağına sahip olduğundan bağımsız ölçüm yapılabilmektedir. Aynı anda tüm kanallar kullanıldığında, 10 kHz örnekleme frekansı ile veri alabilmekte, kanal sayısı 16 ile sınırlı tutulduğunda EX1629’un performansı saniyede 25000 örnekleme kadar çıkabilmektedir.

EX 1629 veri toplama cihazı ile birlikte, DAC Express 3.4 yazılımı kullanılmıştır. Yazılımda, kanallardaki duyargaların ve özelliklerinin tanıtıldığı kanal menüsü, örnekleme frekanslarının ve ölçüm zamanının ayarlandığı zaman menüsü, veri alma ekranının ve kalibrasyon alt menüsünün bulunduğu veri kaydetme menüsü, kaydedilen verilerin izlenebildiği ve bilgisayara kaydedilebildiği veri görüntüleme menüsü bulunmaktadır.

EX 1629 cihazının daha verimli çalışabilmesi için ölçümlerden en az bir saat önce çalıştırılması gerekmektedir. Ölçümlere başlamadan hemen önce tüm kalibrasyonların yapıldığından emin olunmalıdır. Kalibrasyon menüsünün altındaki otomatik kalibrasyon ve besleme voltajı kalibrasyonlarının cihaz kullanımından önce sadece bir kez yapılması yeterli iken, gerinim ölçerlerin kalibrasyonunun her ölçümden önce tekrarlanması gerekmektedir.

2.4.4 Deney platformu

Plakların anlık basınç yükü altındaki dinamik davranışlarının incelenebilmesi için kullanılan deney platformu, 106M450 numaralı TUBİTAK projesi kapsamında geliştirilmiştir. Platform, farklı boyutlara ya da açıklık oranlarına sahip plakların deneylerini gerçekleştirebilmekte ve anlık basınç yükünün plağın farklı noktalarına etki etmesine olanak vermektedir. Ayrıca anlık yükü oluşturacak olan havanın depolandığı şok tüpünün plağa olan uzaklığının ayarlanmasını sağlayabilmekte ve plakların sisteme farklı sınır koşulları ile bağlanabilmesini mümkün kılmaktadır. Şekil 2.21'de deney platformu görülmektedir.

Platformda plakların deney düzeneğine bağlanabilmesi için iki adet dikey ayak bulunmaktadır. Dikey ayakların boyu 90 cm olup, iki dikey ayak arası mesafe 60 cm'dir. Plaklar çerçeve bağlantı çubukları ile bu dikey ayaklar arasına bağlanmaktadır. Dikey ayakların üzerinde her 5 cm'de bir bağlantı deliği olup, bu sayede farklı boyutlardaki plakların şok tüpünün karşısına sabitlenmesi ve plağın şok tüpü karşısındaki konumunun değişmesi mümkün olabilmektedir. Platformun dikey ayakları ve şok tüpü, iki adet yatay ayak üzerinde bulunmaktadır. Şok tüpü, yatay ayaklara iki adet V tipi ayakla sabitlenmiştir.



Şekil 2.21 : Deney düzeneği.

İç çapı 12 cm, boyu 82 cm olan şok tüpü V ayaklar üzerine yerleştirildiğinde yerden yüksekliği 75 cm olmaktadır. Yatay kızaklar üzerindeki bağlantı delikleri, plak ile şok tüpü arasındaki mesafenin ayarlanmasını sağlamaktadır. Bu mesafe 20 cm'den 85 cm'ye kadar değişebilmektedir.

2.4.5 Kompresör ve basınç tankı

Anlık basınç yükü elde etmek için gerekli hava, 40 bar'a kadar hava basabilen bir pistonlu kompresör ve 500 lt kapasiteli yüksek basınç tankından elde edilmektedir. Basınç tankının üzerinde, içerideki hava basıncın okunabilmesini sağlayan bir manometre ve şok tüpüne gönderilecek havanın kontrol edildiği vana bulunmaktadır. Şok tüpü ile basınç tankı arasındaki hava akışı 256 bar'a dayanıklı bir basınç hortumu ile sağlanmaktadır. Basınç tankı ve kompresör Şekil 2.22'de görülmektedir.



Şekil 2.22 : Kompresör ve basınç tankı.

2.4.6 Membranlar

Anlık basınç yükü deneylerinde, şok tüpünün açık ucunda kullanılan membranlar ve yırtılma şekilleri deney sonuçları üzerinde etkilidir. Membranın görevi, basınç şok tüpü içerisinde yüksek değere ulaştığında yırtılarak, yüksek basınçlı havanın plak yüzeyine çarpmasını sağlamaktır. Plak üzerinde sağlıklı bir basınç verisi elde etmek, membranın düzgün şekilde yırtılması ile mümkündür. Membran yırtılırken tam ortadan, yaprak şeklinde düzgün bir şekilde açılmalıdır. Bu sayede akım herhangi bir yönlenebilir veya dalgalanmaya maruz kalmadan plağın tam ortasına etki edecektir. Ayrıca yırtılma sonucu membrandan parça kopup plağa çarpmamalı, duvarlara ve plağa zarar vermemelidir.

Çok sayıda anlık basınç yükü deneyi gerçekleştirilmiş, bu deneylerde çok çeşitli membranlar kullanılmıştır. Bunlar arasında pirinç, kauçuk ve polikarbonat gibi malzemeler bulunmaktadır. Pirinç ve kauçuğun birlikte kullanıldığı deneylerin bazılarında iyi sonuçlar elde edildiyse de her patlamada düzgün yırtılma görülmeşi yeni membran arayışına gidilmesine sebep olmuştur. Sonuçta, iki kat cam elyaf kumaş ve epoksi reçine kullanılarak üretilen cam/epoksi kompozit membran denenmiş ve hemen her deneyde çok iyi yırtılma görülmüştür.

Kompozit membranlar çift yönlü dokunmuş 280 gr/cm^2 ağırlığındaki cam elyaf kumaştan elde edilmiş olup, imalat süreci plakların üretimi ile aynıdır. Elyaf kumaşlar $21 \text{ cm} \times 21 \text{ cm}$ boyutlarında kesilip, iki katlı olarak dizildikten sonra epoksi

ile ısıtılır, ısıtmalı vakum masasında vakum ve ısı altında 8-10 saat bekletilir. İmalat masasından alındıktan sonra 19 cm çaplı bir daire şeklinde kesilir, ardından delikleri açılarak kullanıma hazır hale getirilir.

Kompozit membranda liflerin arasında sızıntı olabileceğinden, kauçukla birlikte kullanılması uygun bulunmuştur. Membran tüpün ağzına yerleştirilmeden önce membranın tam ortası “+” şeklinde zayıflatılarak yaprak gibi açılması sağlanır. Yaprak şeklinde açılmada, önceki denemelere dayanarak kauçuğun da olumlu etkisi olduğu düşünülmektedir. Membranlar zayıflatma durumuna göre değişmekle birlikte yaklaşık 5-8 bar arasında yırtılma göstermektedirler. Şekil 2.23’de cam/epoksi membran ve membranın yırtılmadan önceki, sonraki görüntüleri görülmektedir.



Şekil 2.23 : Membranların yırtılmadan önceki ve sonraki durumları.

2.4.7 Deneylerin gerçekleştirilmesi

Anlık basınç yükü deneylerine başlanmadan önce kompresör çalıştırılarak tankta yüksek basınçlı hava depolanması sağlanır. Ardından, çerçeveye sabitlenmiş plak, Şekil 2.21’de görüldüğü gibi deney platformunda şok tüpünün tam karşısına gelecek şekilde dikey ayaklara sabitlenir.

Gerinim ölçer ve basınç duyargaları ile veri toplama sistemi arasındaki kablo bağlantıları yapılır ve kablolar yüksek basınçtan zarar görmeyecek şekilde bantlarla koruma altına alınır. Ardından membranın şok tüpünün ucuna bağlantısı gerçekleştirilir. Bilgisayarda veri toplama yazılımı DAC Express açılarak duyargalar sisteme tanıtılır, gerekli kalibrasyonlar tamamlandıktan sonra deneye geçilir. Tank üzerindeki vana açılmaya başlandığı anda şok tüpüne hava göndermeye başlar. Aynı anda DAC Express programı çalıştırılarak gerinim ölçerlerden ve basınç duyargalarından veri almaya başlanır. Birkaç saniye içerisinde şok tüpünde basınç yüksek seviyelere ulaşır ve membran yırtılarak basınçlı hava plağa çarpar. Anlık basınç yükünün etkisinin ortadan kalkmasıyla programda veri alma işlemi durdurularak, plak üzerindeki gerinim ölçerler ve basınç duyargalarından alınan

veriler kaydedilir. Alınan ham veriler daha sonra bilgisayar ortamında zamanla basıncın ve gerinimlerin değişimlerini gösteren grafikler haline getirilir.

3. TEORİK ÇALIŞMALAR

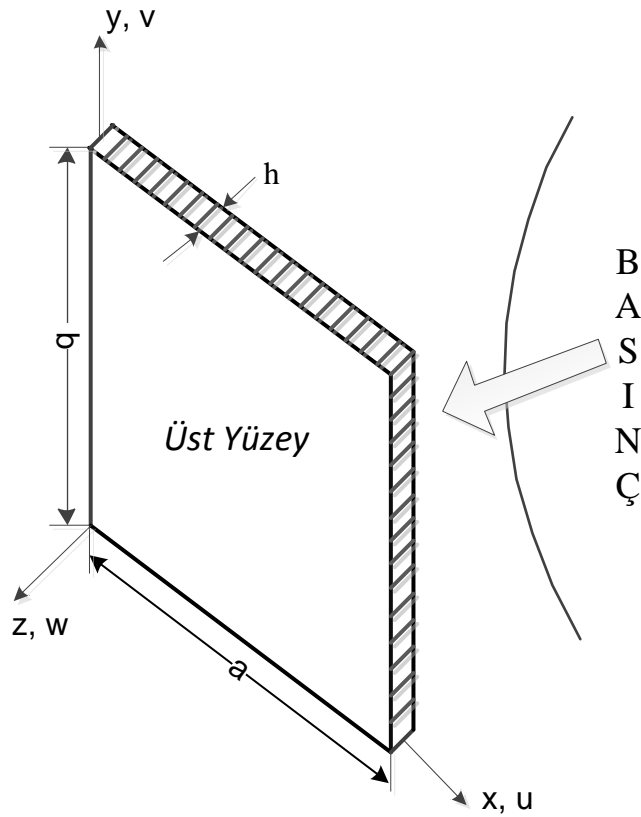
Bu bölümde dört kenarı ankastre mesnetli viskoelastik çekirdekli katmanlı sandviç kare plak için, birinci merteye kayma deformasyon teorisi (FSDT) kullanılarak kinematik bağıntılar çıkarılmış; ardından hareket denklemleri elde edilmiştir. Hareket denklemlerinin çıkarılışı sırasında iki farklı model kullanılmıştır. İlk modelde, yüzeylerin çekirdek malzemesiyle aynı açıları yaparak döndüğü kabul edilmiş; ikinci modelde ise yüzeylerin çekirdekten farklı açılarda dönmeye maruz kaldığı kabulü yapılmıştır. Her iki model için elde edilen uzay bölgesinde tanımlı doğrusal olmayan hareket denklemleri, Galerkin Yöntemi kullanılarak zaman bölgesinde tanımlı diferansiyel denklem sistemine indirgenmiş ve bu denklemler Mathematica yazılımı kullanılarak çözülmüştür.

3.1 Viskoelastik Katmanlı Sandviç Plakın Hareket Denklemleri

Doğrusal ve doğrusal olmayan viskoelastik sandviç kompozit plak denklemleri virtüel iş ilkesi kullanılarak türetilmiştir. Doğrusal ve doğrusal olmayan sandviç kompozit plaklar için hareket denklemlerinin çıkartılması sırasında temel olarak Reddy [54] ve Esmailzadeh [55] kaynaklarından faydalanılmıştır. Reddy [54] tarafından kurulan doğrusal olmayan katmanlı kompozit plaklar için hareket denklemleri kayma etkileri ve lineer viskoelastik etkiler [55] hesaba katılarak genişletilmiştir. Genel halde elde edilen sınır şartları özelleştirilerek, dört kenarından ankastre mesnetli plakın sınır şartlarına indirgenmiştir.

Sandviç plak denklemlerinin çıkarılışında 1. Mertebe Kayma Deformasyon Teorisi kullanılmıştır. Klasik plak teorisi, Kirchhoff kabullerinin üzerine kurulmuştur. 1. Mertebe Teori de ise, Kirchhoff hipotezinden farklı olarak, enlemesine normaller deformasyondan sonra orta düzleme dik kalmamaktadır. Dolayısıyla, enlemesine kayma gerilmeleri de dikkate alınmaktadır. Bu kabul dışında klasik plak teorisinin tüm kabulleri ve kısıtları geçerlidir.

Sandviç kompozit plağın davranışı modellenirken viskoelastik etkinin doğrusal olmadığı durum dikkate alınmıştır. Bunun için, sandviç plağın geometrik olarak doğrusal ve doğrusal olmama durumu düşünülerek çıkarılan hareket denklemlerine, lineer olmayan viskoelastik etkiler de katılarak, plağın davranışı modellenmiştir. Yüzeyleri kompozit malzemeden yapılmış ve belirgin viskoelastik davranış gösteren sandviç bir plağın geometrik olarak doğrusal olmayan dinamik davranışlarının hareket denklemleri türetilmiştir. Uzunluğu a , genişliği b ve kalınlığı h olan dikdörtgen bir sandviç plak Şekil 3.1’de gösterilmiştir. Türetmede kartezyen eksen takımı kullanılmıştır.



Şekil 3.1 : Sandviç kompozit plak ve koordinat sistemi.

Weierstrass teoremi [56] “Belirli bir aralıkta sürekli olan herhangi fonksiyona bu aralıkta polinomlarla üniform olarak yaklaşım yapılabilir” der. Böylece yer değiştirme alanı aşağıdaki bağıntılarla temsil edilebilir:

$$\begin{aligned}
 u(x, y, z, t) &= u_0(x, y, t) + z\alpha_1(x, y, t) + z^2\alpha_2(x, y, t) + \dots \\
 v(x, y, z, t) &= v_0(x, y, t) + z\beta_1(x, y, t) + z^2\beta_2(x, y, t) + \dots \\
 w(x, y, z, t) &= w_0(x, y, t) + z\gamma_1(x, y, t) + z^2\gamma_2(x, y, t) + \dots
 \end{aligned}
 \tag{3.1}$$

Burada u , v , w , sırasıyla, x , y , z , eksenleri yönündeki yer değiştirmelerdir. Lineer elastik ince plakların Kirchhoff-Love hipotezine göre düzlem içi yer değiştirmelerin plak kalınlığı boyunca lineer olarak değiştiği ve normal yer değiştirmelerin plak kalınlığı boyunca sabit olduğu kabul edildiğinden (3.1) denklemleri aşağıdaki gibi basitleştirilebilir:

$$\begin{aligned} u(x, y, z, t) &= u_0(x, y, t) + z\alpha_1(x, y, t) \\ v(x, y, z, t) &= v_0(x, y, t) + z\beta_1(x, y, t) \\ w(x, y, z, t) &= w_0(x, y, t) \end{aligned} \quad (3.2)$$

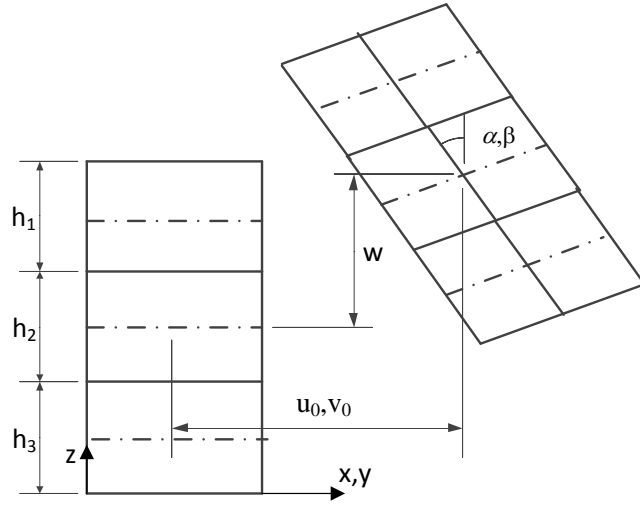
Bu denklemlerde,

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= \phi_x(x, y, t) \\ \beta_1 &= \phi_y(x, y, t) \end{aligned} \quad (3.3)$$

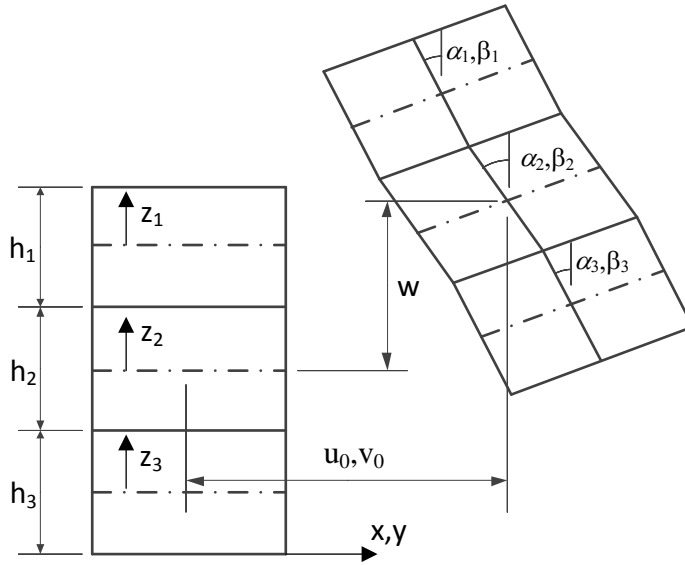
olarak alınabilir.

Burada $u_0, v_0, w_0, \phi_x, \phi_y$ bilinmeyen fonksiyonlardır. Bu yaklaşım birinci mertebe teorisi olarak adlandırılır.

Viskoelastik çekirdekli plaklar için, birinci mertebe kayma deformasyon teorisi kullanılarak, iki farklı kabulle lineer olmayan plak denklemleri elde edilmiştir. Her iki model için de çözümler elde edilmiş ve deneysel verilerle kıyaslanmıştır. Birinci ve ikinci model kabulleri arasındaki fark geometrik olarak Şekil 3.2 ve Şekil 3.3'de görölmektedir. İlk modelde, yüzeylerin çekirdek malzemesiyle aynı açılarını yaparak döndüğü kabul edilmişti. Fakat ikinci modelde, yüzeyler farklı açılarda dönmeye maruz kalmaktadır.



Şekil 3.2 : Plağın koordinat sistemi ve katmanların yerdeğiştirmesi (birinci kabul).



Şekil 3.3 : Plağın koordinat sistemi ve katmanların yerdeğiştirmesi (ikinci kabul).

Birinci model için (3.2) denklemleri ile ifade edilen yerdeğiştirme alanı, ikinci model için her katman için farklı z koordinatı belirlenerek ve her katman için farklı dönme açıları kullanılarak elde edilmiştir. Şekil 3.3'deki geometriye göre, plağın kinematik bağıntıları denklem (3.4)'deki gibi elde edilmektedir.

$$\begin{aligned}
u_1 &= u_0 - \frac{h_2}{2} \alpha_2 - \left(z_1 + \frac{h_1}{2} \right) \alpha_1 \\
v_1 &= v_0 - \frac{h_2}{2} \beta_2 - \left(z_1 + \frac{h_1}{2} \right) \beta_1 \\
u_2 &= u_0 - z_2 \alpha_2 \\
v_2 &= v_0 - z_2 \beta_2 \\
u_3 &= u_0 + \frac{h_2}{2} \alpha_2 + \left(\frac{h_3}{2} - z_3 \right) \alpha_3 \\
v_3 &= v_0 + \frac{h_2}{2} \beta_2 + \left(\frac{h_3}{2} - z_3 \right) \beta_3 \\
w_i &= w, \quad i=1,2,3
\end{aligned} \tag{3.4}$$

3.1.1 Gerinim-yer değiştirme denklemleri

Büyük deformasyonlar için gerinim yer değiştirme ilişkileri plağın orta noktasının yer değiştimeleri cinsinden (3.5) denklemleri ile ifade edilir. Geometrik olarak lineer olmama durumu Von Karman Büyük Yer Değiştirme Teorisi'ne göre hesaba katılmıştır.

$$\begin{aligned}
\mathcal{E}_{xx} &= \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 + z \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\
\mathcal{E}_{yy} &= \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 + z \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\
\gamma_{xy} &= \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) + z \left(\frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \right) \\
\gamma_{xz} &= \frac{\partial w_0}{\partial x} + \phi_x \\
\gamma_{yz} &= \frac{\partial w_0}{\partial y} + \phi_y \\
\mathcal{E}_{zz} &= 0
\end{aligned} \tag{3.5}$$

Burada u_0, v_0, w_0 , sırasıyla, plağın orta yüzeyinin x, y, z doğrultularındaki yer değişimleridir. ϕ_x ve ϕ_y , sırasıyla, x, y eksenleri etrafındaki dönme açılarını (eğimleri) ifade eder. \mathcal{E}_{xx} , \mathcal{E}_{yy} , \mathcal{E}_{zz} sırasıyla, x, y ve z doğrultularındaki normal gerinimleri göstermektedir. Denklemlerde γ_{xy} , γ_{xz} , γ_{yz} ile gösterilen kayma gerinimleri ise, normalleri sırasıyla x-y, x-z ve y-z doğrultusunda olan yüzeyler arasındaki açı değişimidir.

Eğrilikler,

$$\kappa_{xx} = \frac{\partial \phi_x}{\partial x}, \kappa_{yy} = \frac{\partial \phi_y}{\partial y}, \kappa_{xy} = \frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y}, \kappa_{xz} = 0, \kappa_{yz} = 0$$

Şeklindedir. Orta düzlemin gerinimleri ise,

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_{xx}^0 &= \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 \\ \mathcal{E}_{yy}^0 &= \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 \\ \mathcal{E}_{xy}^0 &= \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) \\ \gamma_{xz}^0 &= \frac{\partial w_0}{\partial x} + \phi_x \\ \gamma_{yz}^0 &= \frac{\partial w_0}{\partial y} + \phi_y \end{aligned}$$

şeklinde tanımlanırsa, gerinimler aşağıdaki formda yazılabilir:

$$\begin{aligned} \mathcal{E}_{xx} &= \mathcal{E}_{xx}^0 + z_{,xx} \\ \mathcal{E}_{yy} &= \mathcal{E}_{yy}^0 + z_{,yy} \\ \mathcal{E}_{xy} &= \mathcal{E}_{xy}^0 + z_{,xy} \\ \gamma_{xz} &= \gamma_{xz}^0 + z_{,xz} \\ \gamma_{yz} &= \gamma_{yz}^0 + z_{,yz} \end{aligned}$$

3.1.2 Bünye denklemleri

Yüzeydeki kompozit malzemeler ince olduğu için düzlem gerilme durumu söz konusudur. Dolayısıyla, σ_z , σ_{yz} , σ_{zx} ifadeleri sıfır değerini alır.

Böyle bir tabaka için Hooke Kanunu şu şekilde yazılabilir [57]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_{11} & -\nu_{21}/E_{22} & 0 \\ \nu_{12}/E_{11} & 1/E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathcal{E}_1 \\ \mathcal{E}_2 \\ \mathcal{E}_{12} \end{Bmatrix}$$

Matrisin tersi,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \frac{1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \begin{bmatrix} E_{11} & \nu_{21}E_{11} & 0 \\ \nu_{12}E_{22} & E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12}(1-\nu_{12}\nu_{21}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathcal{E}_1 \\ \mathcal{E}_2 \\ \mathcal{E}_{12} \end{Bmatrix}$$

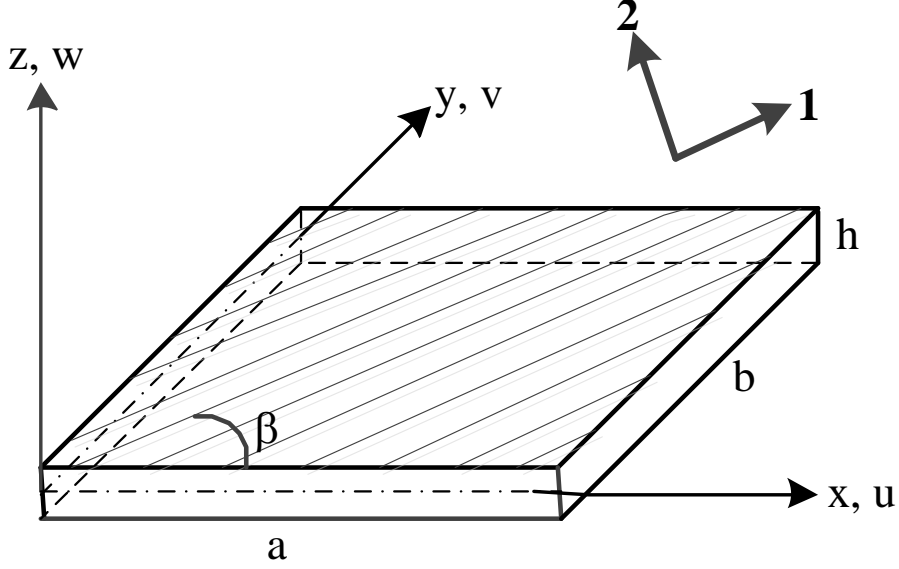
$$\sigma_k = Q_k \mathcal{E}_k$$

Kompozit katmanların davranışlarını her bir katman için ayrı ayrı ifade etmek yerine, her bir katmanın global koordinat sistemindeki davranışının belirlenmesi yeterlidir. Bu nedenle local koordinatlardaki davranışı global koordinatlarda ifade etmek için, dönüşüm matrisi kullanılır. Dönüşüm matrisi **(3.6)** denkleminde ifade görülmektedir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.6)$$

Burada, $c = \cos\beta$ ve $s = \sin\beta$ şeklinde tanımlıdır.

Şekil 3.4'de görülen 1 ve 2 ile ifade edilen koordinat sistemi, kompozit malzemenin elyaf yönünü ve ona dik yönü ifade etmektedir. x ve y ise genel koordinat eksenleridir. β genel koordinatlara göre elyaf yönlenme açısıdır.



Şekil 3.4 : Katman ve genel koordinat sistemi.

Benzer dönüşüm birim uzama ifadeleri için yapıldığında, gerilme-birim uzama ilişkisi (3.7) denklemindeki formda elde edilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathcal{E}_{xx} \\ \mathcal{E}_{yy} \\ \mathcal{E}_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.7)$$

Denklemlerde geçen ifadelerin açık şekli aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})c^2s^2 + Q_{22}s^4 \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})c^2s^2 + Q_{12}(s^4 + c^4) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})c^2s^2 + Q_{22}c^4 \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})sc^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})s^3c \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})sc^3 \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(s^4 + c^4) \end{aligned} \quad (3.8)$$

Q_{ij} lokal koordinatlardaki indirgenmiş katılık matrisidir. \bar{Q}_{ij} ise katmanlı kompozitin global koordinatlara dönüştürülmüş indirgenmiş katılık matrisidir. Q_{ij} katmanın elyaf yönü ve ona dik yöndeki özelliklerini ifade etmektedir [58].

$Q_{11}, Q_{12}, Q_{22}, Q_{66}$ ifadeleri (3.9) denklemleriyle gösterilebilir.

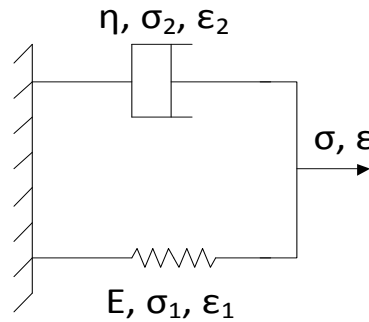
$$\begin{aligned} Q_{11} &= E_{11} / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) \\ Q_{12} &= Q_{21} = \nu_{12}E_{22} / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) \\ Q_{22} &= E_{22} / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) \\ Q_{66} &= G_{12} \end{aligned} \quad (3.9)$$

Bu denklemlerdeki parametreler de (3.10) denklemleri ile verilmiştir [57, 59, 60].

$$\begin{aligned} E_{11} &= E_f V_f + E_m (1 - V_f) \\ E_{22} &= E_f E_m / \{E_f (1 - V_f) + E_m V_f\} \\ \nu_{12} &= \nu_m V_m + \nu_f V_f \\ \nu_{21} &= E_{22} \nu_{12} / E_{11} \\ G_m &= E_m / 2(1 + \nu_m) \\ G_f &= E_f / 2(1 + \nu_f) \\ G_{12} &= G_f G_m / \{G_f (1 - V_f) + G_m V_f\} \end{aligned} \quad (3.10)$$

E_f ve E_m kompozit malzemeyi oluşturan elyaf ve matris malzemesinin elastisite modüllerini, G_f ve G_m elyaf ve matris malzemesinin kayma modüllerini, ν_f ve ν_m elyaf ve matrisin Poisson oranlarını, V_f ve V_m toplam hacimdeki oranlarını, G_{12} kompozit katmanın düzlem-içi kayma modülünü, E_{11} ve E_{22} elyaf yönündeki ve elyafa dik doğrultudaki elastisite modüllerini, ν_{12} ve ν_{21} ise elyaf yönündeki ve elyafa dik doğrultudaki Poisson oranlarını göstermektedir.

Gerilmelerle gerinimler arasındaki ilişkiyi belirleyen bünye denklemleri lineer viskoelastik etkiler dikkate alınarak Kelvin-Voigt modeli ile hesaba katılmıştır. Kelvin-voigt modeli, Şekil 3.5'de görülen, viskoelastik özellikleri, elastisite modülü E olan yay ile sönüm katsayısı η olan sönüm elemanının birbirine paralel bağlanması ile oluşan yapı ile modellenmektedir.



Şekil 3.5 : Kelvin-Voigt modeli.

Yay ve sönüm elemanı tarafından paylaşılan toplam gerilme,

$$\sigma(t) = E \mathcal{E}(t) + \eta \frac{\partial \mathcal{E}(t)}{\partial t} \quad (3.11)$$

şeklinde tanımlanır [55]. Burada E elastik modülü ve η malzeme sönüm katsayısını gösteren parametrelerdir. Bu parametreler deneysel olarak elde edilmiştir. Ayrıca viskoelastik malzemeler kompleks dinamik modüle sahiptir [61]. Bu modülün reel ve imajiner kısımları, sırasıyla depolama ve kayıp modülüne karşılık gelir. Depolama ve kayıp faktörleri de, sönüm katsayısı gibi deneysel olarak elde edilecek olan malzeme özellikleridir.

Kompozit malzemeler için, viskoelastik etki Kelvin-Voigt modeli ile hesaba katılırsa, gerilme gerinim ilişkileri aşağıdaki formda yazılır [55].

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}^{[k]} &= \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^{[k]} \begin{Bmatrix} \mathcal{E}_{xx} \\ \mathcal{E}_{yy} \\ \mathcal{E}_{xy} \end{Bmatrix} + \eta \frac{\partial}{\partial t} \left\{ \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^{[k]} \begin{Bmatrix} \mathcal{E}_{xx} \\ \mathcal{E}_{yy} \\ \mathcal{E}_{xy} \end{Bmatrix} \right\} \\ \begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^{[k]} &= \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix}^{[k]} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} + \eta \frac{\partial}{\partial t} \left\{ \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix}^{[k]} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \right\} \end{aligned} \quad (3.12)$$

Burada \bar{Q}_{ij} terimi, katmanlı kompozitin dönüşüm yapılarak indirgenmiş katılık matrisidir. A_{ij} (i,j=4,5) ifadeleri, kayma katılığını ifade etmektedir. Viskoelastik çekirdek için gerilme-birim uzama ifadesi izotropik malzemeler için geçerli olan formda denklem (3.13) 'de gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}
\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} &= \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1-\nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1-\nu & 0 & 0 & 0 \\ & & & \frac{1}{2}(1-2\nu) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(1-2\nu) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(1-2\nu) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix} \\
+\eta \frac{\partial}{\partial t} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} &= \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1-\nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1-\nu & 0 & 0 & 0 \\ & & & \frac{1}{2}(1-2\nu) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(1-2\nu) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(1-2\nu) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}
\end{aligned} \tag{3.13}$$

3.1.3 Kuvvet ve moment bileşikleri

Katmanlı ya da sandviç kompozit plaklar için gerilme bileşenleri her bir katman boyunca integre edilebilir [54]. Malzeme özelliklerinin kalınlık boyunca değişimleri ihmal edilerek integre edilen bu terimler toplam şeklinde yazılırsa, plağın kuvvet bileşiklerine ulaşılır.

$$\begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_k dz \tag{3.14}$$

$$\begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_k z dz \tag{3.15}$$

$$\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_{xz} \\ \sigma_{yz} \end{Bmatrix} dz \tag{3.16}$$

Enine kuvvet bileşenleri Q_y ve Q_x , (3.12) denkleminde ifade edilmiştir. (3.12) denklemlerindeki gerilme-gerinim bağıntıları (3.14), (3.15) ve (3.16) denkleminde yerine konup, integrasyon işlemi gerçekleştirilirse, kuvvet, moment ve enine kuvvet bileşkeleri elde edilir. Bir çekirdek ve iki yüzey tabakasından oluşan doğrusal olmayan viskoelastik sandviç kompozit plak için, kuvvet, moment ve enine kuvvet bileşkeleri açık şekilde, aşağıdaki formda yazılabilir.

$$\begin{aligned}
N_{xx} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{-\frac{h}{2}+h_f} (Q_{11}\varepsilon_{xx} + Q_{12}\varepsilon_{yy} + Q_{16}\varepsilon_{xy})dz \\
&+ \frac{1}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0((1-\nu)\varepsilon_{xx} + \nu\varepsilon_{yy}) + \eta E_1 \frac{\partial((1-\nu)\varepsilon_{xx} + \nu\varepsilon_{yy})}{\partial t} \right) dz \\
&+ \int_{\frac{h}{2}-h_f}^{\frac{h}{2}} (Q_{11}\varepsilon_{xx} + Q_{12}\varepsilon_{yy} + Q_{16}\varepsilon_{xy})dz \\
N_{yy} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{-\frac{h}{2}+h_f} (Q_{12}\varepsilon_{xx} + Q_{22}\varepsilon_{yy} + Q_{26}\varepsilon_{xy})dz \\
&+ \frac{1}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0(\nu\varepsilon_{xx} + (1-\nu)\varepsilon_{yy}) + \eta E_1 \frac{\partial(\nu\varepsilon_{xx} + (1-\nu)\varepsilon_{yy})}{\partial t} \right) dz \\
&+ \int_{\frac{h}{2}-h_f}^{\frac{h}{2}} (Q_{12}\varepsilon_{xx} + Q_{22}\varepsilon_{yy} + Q_{26}\varepsilon_{xy})dz
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
N_{xy} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{-\frac{h}{2}+h_f} (Q_{16}\varepsilon_{xx} + Q_{26}\varepsilon_{yy} + Q_{66}\varepsilon_{xy}) dz \\
&+ \frac{1}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0 \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \right) \varepsilon_{xy} + \eta E_1 \frac{\partial \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \varepsilon_{xy} \right)}{\partial t} \right) dz. \tag{3.17}
\end{aligned}$$

$$+ \int_{\frac{h}{2}-h_f}^{\frac{h}{2}} (Q_{16}\varepsilon_{xx} + Q_{26}\varepsilon_{yy} + Q_{66}\varepsilon_{xy}) dz$$

$$\begin{aligned}
M_{xx} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{-\frac{h}{2}+h_f} (Q_{11}\varepsilon_{xx} + Q_{12}\varepsilon_{yy} + Q_{16}\varepsilon_{xy}) z dz \\
&+ \frac{1}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0 \left((1-\nu)\varepsilon_{xx} + \nu\varepsilon_{yy} \right) + \eta E_1 \frac{\partial \left((1-\nu)\varepsilon_{xx} + \nu\varepsilon_{yy} \right)}{\partial t} \right) z dz
\end{aligned}$$

$$+ \int_{\frac{h}{2}-h_f}^{\frac{h}{2}} (Q_{11}\varepsilon_{xx} + Q_{12}\varepsilon_{yy} + Q_{16}\varepsilon_{xy}) z dz$$

$$\begin{aligned}
M_{yy} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{-\frac{h}{2}+h_f} (Q_{12}\varepsilon_{xx} + Q_{22}\varepsilon_{yy} + Q_{26}\varepsilon_{xy}) z dz \\
&+ \frac{1}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0 \left(\nu\varepsilon_{xx} + (1-\nu)\varepsilon_{yy} \right) + \eta E_1 \frac{\partial \left(\nu\varepsilon_{xx} + (1-\nu)\varepsilon_{yy} \right)}{\partial t} \right) z dz
\end{aligned}$$

$$+ \int_{\frac{h}{2}-h_f}^{\frac{h}{2}} (Q_{12}\varepsilon_{xx} + Q_{22}\varepsilon_{yy} + Q_{26}\varepsilon_{xy}) z dz$$

$$\begin{aligned}
M_{xy} &= \int_{-\frac{h}{2}}^{-\frac{h}{2}+h_f} (Q_{16}\varepsilon_{xx} + Q_{26}\varepsilon_{yy} + Q_{66}\varepsilon_{xy})zdz \\
&+ \frac{1}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0 \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \right) \varepsilon_{xy} + \eta E_1 \frac{\partial \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \varepsilon_{xy} \right)}{\partial t} \right) zdz \\
&+ \int_{\frac{h}{2}-h_f}^{\frac{h}{2}} (Q_{16}\varepsilon_{xx} + Q_{26}\varepsilon_{yy} + Q_{66}\varepsilon_{xy})zdz
\end{aligned}$$

Enlemesine kuvvet bileşenleri ise,

$$\begin{aligned}
Q_x &= \frac{\kappa}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0 \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \right) \varepsilon_{xz} + \eta E_1 \frac{\partial \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \varepsilon_{xz} \right)}{\partial t} \right) dz \\
Q_y &= \frac{\kappa}{(1+\nu)(1-2\nu)} \int_{-\frac{h}{2}+h_f}^{\frac{h}{2}-h_f} \left(E_0 \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \right) \varepsilon_{yz} + \eta E_1 \frac{\partial \left(\frac{1}{2}(1-2\nu) \varepsilon_{yz} \right)}{\partial t} \right) dz
\end{aligned} \tag{3.18}$$

şeklinde ifade edilir.

$$\begin{aligned}
A_{ij} &= \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k - h_{k-1}) \\
B_{ij} &= 1/2 \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2)
\end{aligned}$$

Burada h_f yüzey tabakasının kalınlığını, h ise çekirdek dahil tüm plağın kalınlığını ifade etmektedir. h_k k 'inci katmanın kalınlığıdır.

Plâğın kuvvet bileşmeleri;

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) \end{array} \right\} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \end{array} \right\} \quad (3.19) \\
 + \eta \frac{\partial}{\partial t} &\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) \end{array} \right\} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \end{array} \right\}
 \end{aligned}$$

şeklinde yazılabilir.

Burada N_{xx} , N_{yy} ve N_{xy} kuvvet bileşmeleri, A_{ij} ($i,j = 1,2,6$) uzama katılıkları ve B_{ij} uzama eğilme arasındaki bağı (coupled) katılıklardır.

Moment bileşmeleri de benzer şekilde elde edilir.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) \end{array} \right\} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \end{array} \right\} \quad (3.20) \\
 + \eta \frac{\partial}{\partial t} &\begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) \end{array} \right\} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \end{array} \right\}
 \end{aligned}$$

Burada , D_{ij} eğilme katılıklarını gösterir ve aşağıdaki bağıntıyla elde edilir.

$$D_{ij} = 1/3 \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (3.21)$$

Enine kuvvet bileşenleri ise,

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = K \begin{bmatrix} A_{44} & A_{45} \\ A_{45} & A_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial w_0}{\partial y} + \phi_y \\ \frac{\partial w_0}{\partial x} + \phi_x \end{Bmatrix} + \eta \frac{\partial}{\partial t} \left\{ K \begin{bmatrix} A_{44} & A_{45} \\ A_{45} & A_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial w_0}{\partial y} + \phi_y \\ \frac{\partial w_0}{\partial x} + \phi_x \end{Bmatrix} \right\} \quad (3.22)$$

şeklinde tanımlanır. Denklemlerdeki, B_{ij} terimleri bağlı katlıkları, D_{ij} eğilme katlıklarını, η sönüm katsayısını ve K kayma düzeltme katsayısını ifade etmektedir.

3.1.4 Katmanlı sandviç plağın hareket denklemleri

Hareket denklemlerinin elde edilmesinde virtüel yer değiştirme prensibi kullanılmıştır:

$$0 = \int_0^T (\delta U + \delta V - \delta K) dt \quad (3.23)$$

δU virtüel gerinim enerjisi, δV dış kuvvetlerin yaptığı virtüel iş, δK ise virtüel kinetik enerjidir.

$$\begin{aligned} \delta U &= \int_{\Omega_0} \left\{ \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} [\sigma_{xx} \delta \mathcal{E}_{xx} + \sigma_{yy} \delta \mathcal{E}_{yy} + \sigma_{xy} \delta \gamma_{xy} + \sigma_{xz} \delta \gamma_{xz} + \sigma_{yz} \delta \gamma_{yz}] dz \right\} dx dy \\ \delta V &= - \int_{\Omega_0} [(q_b + q_t) \delta w + q_x \delta u + q_y \delta v] dx dy \\ \delta K &= \int_{\Omega_0} \bar{m} (\dot{u} \delta \dot{u} + \dot{v} \delta \dot{v} + \dot{w} \delta \dot{w}) dx dy \end{aligned} \quad (3.24)$$

Burada q_b ve q_t sırasıyla, sandviç plağın alt ve üst yüzeylerindeki yayılı yükleri gösterir. q_b ve q_t 'nin toplamı q_z ile gösterilebilir. q_x ve q_y ise, sırasıyla, x ve y yönlerindeki yük bileşenleridir. \bar{m} plağın birim alanının kütesidir. ($\dot{\quad}$) zamana göre türevi göstermektedir.

(3.24) Denklemleri (3.23) ifadesinde yerine konup, kısmi integrasyon uygulanıp, varyasyonlar üzerindeki zaman türevleri kaldırılırsa plağın hareket denklemleri diferansiyel formda elde edilir.

$$\begin{aligned}
\frac{\partial N_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} &= I_0 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} + q_x \\
\frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_{yy}}{\partial y} &= I_0 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} + q_y \\
\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(N_{xx} \frac{\partial w_0}{\partial x} + N_{xy} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(N_{xy} \frac{\partial w_0}{\partial x} + N_{yy} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) + q_z &= I_0 \frac{\partial^2 w_0}{\partial t^2} \quad (3.25) \\
\frac{\partial M_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x &= I_2 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} \\
\frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_{yy}}{\partial y} - Q_y &= I_2 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2}
\end{aligned}$$

I_0 normal atalet momenti, I_2 dönel atalet momenti, I_1 ise normal-dönel atalet moment çiftidir [55].

Sandviç bir plağın büyük çökme davranışına ait doğrusal olmayan plak hareket denklemleri (3.25), Galerkin Metodu kullanılarak, Mathematica yazılımı ile çözülmüştür.

3.1.5 Başlangıç ve sınır şartları

Tüm kenarlarından ankastre mesnetlenmiş kompozit plağın sınır şartları (3.26) denklemlerinde ifade edilmiştir.

$$\begin{aligned}
u^o(0, y, t) &= u^o(a, y, t) = u^o(x, 0, t) = u^o(x, b, t) = 0 \\
\frac{\partial u^o}{\partial x}(0, y, t) &= \frac{\partial u^o}{\partial x}(a, y, t) = \frac{\partial u^o}{\partial y}(x, 0, t) = \frac{\partial u^o}{\partial y}(x, b, t) = 0 \\
v^o(0, y, t) &= v^o(a, y, t) = v^o(x, 0, t) = v^o(x, b, t) = 0 \\
\frac{\partial v^o}{\partial x}(0, y, t) &= \frac{\partial v^o}{\partial x}(a, y, t) = \frac{\partial v^o}{\partial y}(x, 0, t) = \frac{\partial v^o}{\partial y}(x, b, t) = 0 \quad (3.26) \\
w^o(0, y, t) &= w^o(a, y, t) = w^o(x, 0, t) = w^o(x, b, t) = 0 \\
\frac{\partial w^o}{\partial x}(0, y, t) &= \frac{\partial w^o}{\partial x}(a, y, t) = \frac{\partial w^o}{\partial y}(x, 0, t) = \frac{\partial w^o}{\partial y}(x, b, t) = 0
\end{aligned}$$

Plak başlangıçta statik durumda oluşu için, ilk yer değiştirme ve hız bileşenleri sıfır olacaktır. Dolayısıyla, $t=0$ anında, plağın herhangi bir noktasında yerdeğiştirme ve hız bileşenleri sıfır olacaktır.

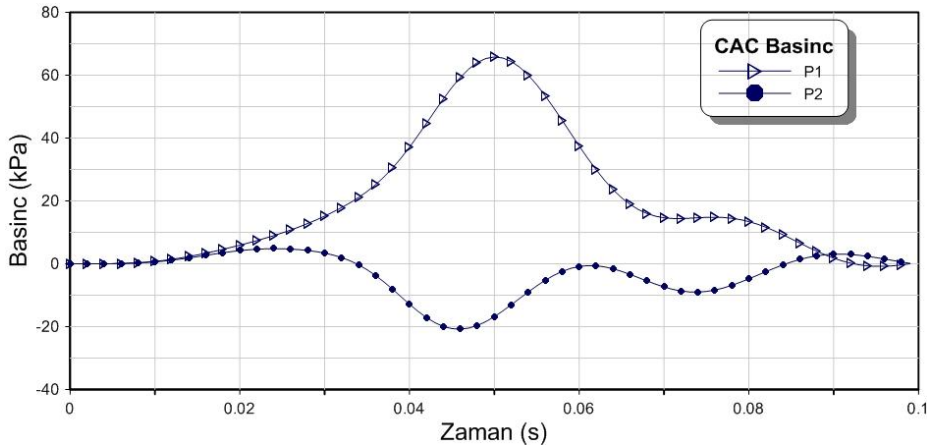
$$\begin{aligned}
u(x, y, 0) &= 0 & v(x, y, 0) &= 0 & w(x, y, 0) &= 0 \\
\dot{u}(x, y, 0) &= 0 & \dot{v}(x, y, 0) &= 0 & \dot{w}(x, y, 0) &= 0 \quad (3.27)
\end{aligned}$$

3.1.6 Basınç yükü

Basınç dağılımında (Şekil 4.5), plağın salınımindan kaynaklandığı düşünülen, ikinci bir tepe noktası mevcuttur. Oluşan bu ikinci basınç dalgasını yaklaşım fonksiyonu ile tanımlayabilmek için, analizde kullanılan basınç fonsiyonu denklem (3.28)'deki gibi belirlenmiştir:

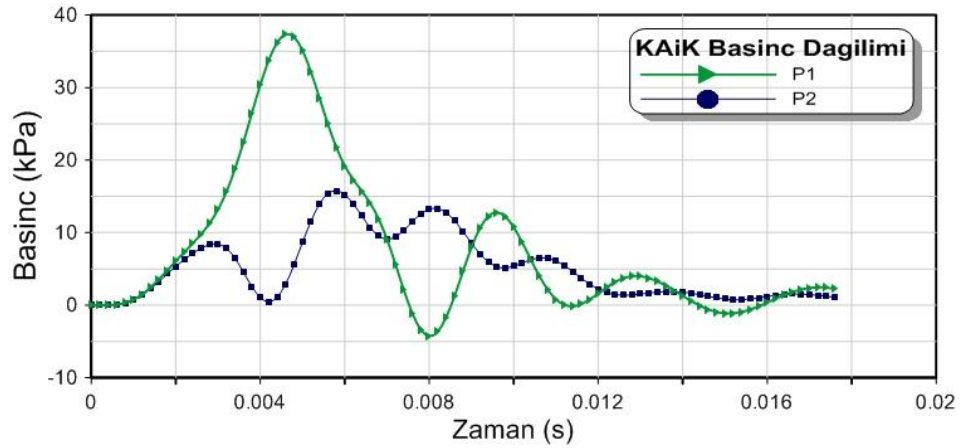
$$q_z(x, y, t) = \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi t}{t_e}\right) \right]^d \left\{ \frac{P_t + P_e}{2^d 2^k 2^f} \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi x}{a}\right) \right]^k \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi y}{b}\right) \right]^f - \frac{P_e}{2^d} \right\} + \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi t}{t_{e1}}\right) \right]^{d1} \left\{ \frac{P_{t1} + P_{e1}}{2^{d1} 2^{k1} 2^{f1}} \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi x}{a}\right) \right]^{k1} \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi y}{b}\right) \right]^{f1} - \frac{P_{e1}}{2^{k1}} \right\} \quad (3.28)$$

Basınç fonksiyonunda P_t tepe noktası basıncını, P_e kenar kısımlarda oluşan emme basıncını, t_e yükün etkidiği süreyi ve a ile b de plak boyutlarını ifade etmektedir. Fonsiyonda yer alan d , k , f ifadeleri basıncın konum ve zamana bağlı olarak değişimini ayarlamak için kullanılan değişkenlerdir [62]. P_{t1} ikinci tepe noktası için en yüksek basıncı, P_{e1} ikinci tepe noktası için kenar kısımlarda oluşan emme basıncını, t_{e1} oluşan ikinci basınç dalgasının etkidiği süreyi ifade etmektedir. $d1$, $k1$, $f1$ ifadeleri ikinci basınç dalgasının konum ve zamana bağlı olarak değişimini ayarlamak için kullanılan değişkenlerdir. P1 ve P2 Şekil 2.19'da gösterilen B1 ve B2 konumlarında elde edilen basınç dağılımlarıdır. Bu noktadaki basınç dağılımları Şekil 3.6'da görülmektedir.



Şekil 3.6 : Deneyden elde edilen basınç dağılımları.

Basınç dağılımı konusunda iki farklı yaklaşım yapılmıştır. İlki (3.28) fonksiyonu ile yapılan yaklaşımdır. Bu yaklaşımı uygulayabilmek için, deneyde elde edilen basınç dağılımının beklenen karakterde olması gerekir (Şekil 3.5). Yani plağın orta noktasında basma, kenarda ise emme basıncının oluşması gerekir. Ancak tüm deneylerde bu karakterde basınç dağılımları elde edilemediğinden, yeni bir yaklaşım yapma gereği duyulmuştur. Şekil 3.7’de beklenmeyen türde bir basınç dağılımı görülmektedir. İnce plaklarda basıncın kötü çıkması, plakla hava akışının etkilenmesinden kaynaklanmaktadır. Bundan sonra ikinci yaklaşım olarak ifade edeceğimiz bu yaklaşımda, doğrudan deneyden elde edilen basınç dağılımları kullanılmıştır. Plağın orta noktasına etki ettiği düşünülen basınç dağılımı üzerinden eğri geçirmek suretiyle bir fonksiyon oluşturulmuş ve bu fonksiyon teorik çalışmada kullanılmıştır. Yeterli sayıda basınç duygargası bulunmaması nedeniyle tüm plak boyunca basınç dağılımı elde edilemediğinden, sadece orta noktaya etkiyen basınç dağılımının fonksiyonu elde edilebilmiştir. CAC plak için beklenen karakterde basınç dağılımı elde edilebildiğinden, bu plak için hem birinci hem de ikinci yaklaşım kullanılarak teorik hesaplamalar yapılmıştır. İki çözümde de aynı yaklaşık çözümler elde edilmiştir.



Şekil 3.7 : Deneyden elde edilen basınç dağılımları.

3.2 Hareket Denklemlerinin Doğrusallaştırılması

Doğrusal olmayan hareket denklemlerinin çıkarılışı sırasında kullanılan gerinim ifadelerindeki nonlinear terimler ihmal edilerek, doğrusal gerinim ifadeleri denklem (3.29)'daki gibi elde edilmiştir.

$$\begin{aligned}
\mathcal{E}_{xx} &= \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\
\mathcal{E}_{yy} &= \frac{\partial v_0}{\partial y} + z \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\
\gamma_{xy} &= \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial u_0}{\partial y} + z \left(\frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \right) \\
\gamma_{xz} &= \frac{\partial w_0}{\partial x} + \phi_x \\
\gamma_{yz} &= \frac{\partial w_0}{\partial y} + \phi_y \\
\mathcal{E}_{zz} &= 0
\end{aligned} \tag{3.29}$$

(3.29) denklemleri ile verilen doğrusallaştırılmış kinematik ifadeler kullanılarak, doğrusal olmayan hareket denklemlerinin elde edilmesi sırasında uygulanan adımlar tekrar edilmiş ve plağın doğrusal hareket denklemleri (3.30) türetilmiştir.

$$\begin{aligned}
\frac{\partial N_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} &= I_0 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} + q_x \\
\frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_{yy}}{\partial y} &= I_0 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} + q_y \\
\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + q_z &= I_0 \frac{\partial^2 w_0}{\partial t^2} \\
\frac{\partial M_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x &= I_2 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} \\
\frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_{yy}}{\partial y} - Q_y &= I_2 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2}
\end{aligned} \tag{3.30}$$

Tüm kenarlarından ankastre mesnetlenmiş kompozit plağın sınır şartları denklemlerinde ifade edilmiştir.

$$\begin{aligned}
u^o(0, y, t) &= u^o(a, y, t) = u^o(x, 0, t) = u^o(x, b, t) = 0 \\
\frac{\partial u^o}{\partial x}(0, y, t) &= \frac{\partial u^o}{\partial x}(a, y, t) = \frac{\partial u^o}{\partial y}(x, 0, t) = \frac{\partial u^o}{\partial y}(x, b, t) = 0 \\
v^o(0, y, t) &= v^o(a, y, t) = v^o(x, 0, t) = v^o(x, b, t) = 0 \\
\frac{\partial v^o}{\partial x}(0, y, t) &= \frac{\partial v^o}{\partial x}(a, y, t) = \frac{\partial v^o}{\partial y}(x, 0, t) = \frac{\partial v^o}{\partial y}(x, b, t) = 0 \\
w^o(0, y, t) &= w^o(a, y, t) = w^o(x, 0, t) = w^o(x, b, t) = 0 \\
\frac{\partial w^o}{\partial x}(0, y, t) &= \frac{\partial w^o}{\partial x}(a, y, t) = \frac{\partial w^o}{\partial y}(x, 0, t) = \frac{\partial w^o}{\partial y}(x, b, t) = 0
\end{aligned} \tag{3.31}$$

$t=0$ anında, plağın herhangi bir noktasında yerdeğiştirme ve hız bileşenleri sıfır olacaktır.

$$\begin{aligned} u(x, y, 0) &= 0 & v(x, y, 0) &= 0 & w(x, y, 0) &= 0 \\ \dot{u}(x, y, 0) &= 0 & \dot{v}(x, y, 0) &= 0 & \dot{w}(x, y, 0) &= 0 \end{aligned}$$

3.3 Hareket Denklemlerinin Çözümü

Kompozit yüzey tabakaları ve viskoelastik çekirdekten oluşan beş katmanlı sandviç plak için, lineer olmayan hareket denklemleri çözülmüştür. Denklemler Galerkin Metodu kullanılarak zaman bölgesinde ifade edilmiş ve yaklaşım fonksiyonları yardımıyla adi diferansiyel denklem sistemine indirgenmiştir. Zaman bölgesindeki nonlineer denklemler Mathematica yazılımı kullanılarak çözülmüş ve plağın orta noktanın yer değiştirmelerinin zamanla

değişimi elde edilmiştir. Bu amaçla yerdeğiştirmeler için geometrik sınır şartlarını sağlayan yaklaşım fonksiyonları kullanılarak zamana bağlı (coupled) denklem sistemine indirgenmiştir.

Yaklaşım fonksiyonlarının geometrik sınır şartlarını sağlaması gerekmektedir. Dört kenarı ankastre sınır koşulları için (3.32) denklemindeki yaklaşım fonksiyonları seçilmiştir [63].

$$\begin{aligned} u_0 &= \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N U_{mn}(t) \sin \frac{2m\pi x}{a} \left(1 - \cos \frac{2n\pi y}{b}\right) \\ v_0 &= \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N V_{mn}(t) \left(1 - \cos \frac{2m\pi x}{a}\right) \sin \frac{2n\pi y}{b} \\ w_0 &= \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N V_{mn}(t) \left(1 - \cos \frac{2m\pi x}{a}\right) \left(1 - \cos \frac{2n\pi y}{b}\right) \\ \alpha_0 &= \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N \sum_{mn} (t) \sin \frac{2m\pi x}{a} \left(1 - \cos \frac{2n\pi y}{b}\right) \\ \beta_0 &= \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N \sum_{mn} (t) \left(1 - \cos \frac{2m\pi x}{a}\right) \sin \frac{2n\pi y}{b} \end{aligned} \quad (3.32)$$

Yaklaşım fonksiyonlarının sadece ilk terimleri alınarak Galerkin Metodu uygulanmıştır.

(3.30) denklem sistemine Galerkin Metodu'nun uygulanması aşağıda verilmiştir:

$$\begin{aligned}
& \iint_{00}^{ba} \left(\frac{\partial N_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} - I_0 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} - I_1 \frac{\partial^2 \alpha_1}{\partial t^2} - q_x \right) \sin \frac{2m\pi x}{a} \left(1 - \cos \frac{2n\pi y}{b} \right) dx dy \\
& \iint_{00}^{ba} \left(\frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_{yy}}{\partial y} - I_0 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} - I_1 \frac{\partial^2 \beta_1}{\partial t^2} - q_y \right) \left(1 - \cos \frac{2m\pi x}{a} \right) \sin \frac{2n\pi y}{b} dx dy \\
& \iint_{00}^{ba} \left(\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(N_{xx} \frac{\partial w_0}{\partial x} + N_{xy} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(N_{xy} \frac{\partial w_0}{\partial x} + N_{yy} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) + q_z - I_0 \frac{\partial^2 w_0}{\partial t^2} \right) \\
& \cdot \left(1 - \cos \frac{2m\pi x}{a} \right) \left(1 - \cos \frac{2n\pi y}{b} \right) dx dy \quad (3.33) \\
& \iint_{00}^{ba} \left(\frac{\partial M_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x - I_2 \frac{\partial^2 \alpha_1}{\partial t^2} - I_1 \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} \right) \sin \frac{2m\pi x}{a} \left(1 - \cos \frac{2n\pi y}{b} \right) dx dy \\
& \iint_{00}^{ba} \left(\frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_{yy}}{\partial y} - Q_y - I_2 \frac{\partial^2 \beta_1}{\partial t^2} - I_1 \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} \right) \left(1 - \cos \frac{2m\pi x}{a} \right) \sin \frac{2n\pi y}{b} dx dy
\end{aligned}$$

Burada I_0 atalet momenti aşağıdaki şekilde ifade edilir:

$$I_0 = \int_{-h/2}^{-h/2+h_f} (1, z, z^2) \rho_f dz$$

(3.19), (3.20), (3.22) denklemleri (3.33) denklemlerinde yerine konmuş ve bu denklemler integre edilerek, zaman bölgesinde tanımlı aşağıdaki denklem sistemi elde edilmiştir.

$$\begin{aligned}
a_0 U + a_1 V + a_2 W^2 + a_3 \dot{U} + a_4 \dot{V} + a_5 W \dot{W} + a_6 \ddot{U} + a_7 \ddot{\Lambda} &= 0 \\
b_0 U + b_1 V + b_2 W^2 + b_3 \dot{U} + b_4 \dot{V} + b_5 W \dot{W} + b_6 \ddot{V} + b_7 \ddot{\Psi} &= 0 \\
c_0 U W + c_1 V W + c_2 W^3 + c_3 \Lambda + c_4 \Psi + c_5 W + c_6 W \dot{U} + c_7 W \dot{V} \\
+ c_8 \dot{W} + c_9 W^2 \dot{W} + c_{10} \dot{\Lambda} + c_{11} \dot{\Psi} + c_{12} \ddot{W} - q_z(t) &= 0 \\
d_0 W + d_1 \Lambda + d_2 \Psi + d_3 \dot{W} + d_4 \dot{\Lambda} + d_5 \dot{\Psi} + d_6 \ddot{U} + d_7 \ddot{\Lambda} &= 0 \\
e_0 W + e_1 \Lambda + e_2 \Psi + e_3 \dot{W} + e_4 \dot{\Lambda} + e_5 \dot{\Psi} + e_6 \ddot{V} + e_7 \ddot{\Psi} &= 0
\end{aligned} \quad (3.34)$$

Mathematica yazılımı kullanılarak elde edilen katsayılar EK-1 kısmında verilmiştir. Başlangıçta yer değiştirmeler ve hızlar sıfırdır. Başlangıç koşullarının sağlanabilmesi için, yaklaşım fonksiyonlarının zamana bağlı terimleri ve bunların zamana göre türevleri $t=0$ anında sıfır değerini almalıdır.

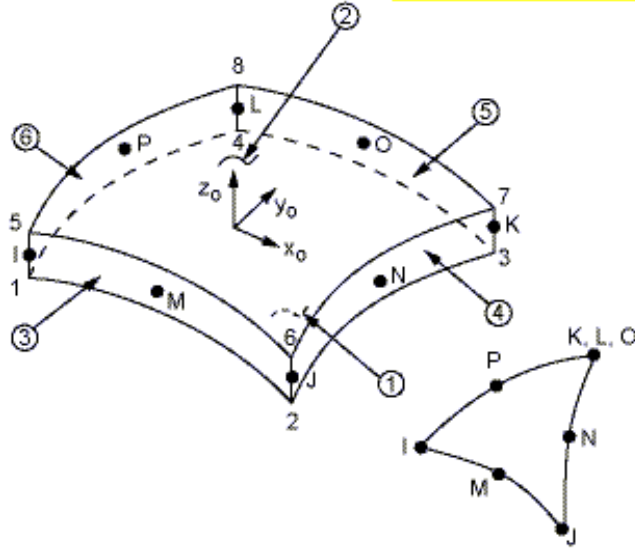
$$\begin{aligned}
U(0) = 0, V(0) = 0, W(0) = 0, \Lambda(0) = 0, \Psi(0) = 0 \\
\dot{U}(0) = 0, \dot{V}(0) = 0, \dot{W}(0) = 0, \dot{\Lambda}(0) = 0, \dot{\Psi}(0) = 0
\end{aligned} \quad (3.35)$$

(3.34) Denklem sistemi, (3.35) başlangıç şartları dikkate alınarak Mathematica programı kullanılarak yazılan bilgisayar kodu yardımı ile çözülmüştür. Programın çözüm yöntemi, Dördüncü Mertebe Runge-Kutta Metodu ve Beşinci Mertebe Runge-Kutta Metodu'nun birlikte kullanılması temeline dayanan Runge-Kutta-Fehlberg (RKF45) yöntemidir. Aslında RKF45 Mathematica yazılımında bir altprogram (subroutine) olarak mevcuttur. Çalışmada hareket denklemlerinin çözülebilmesi için yazılan Mathematica kodu, bu altprogramı kullanmaktadır. Bu yöntemle çözüm için gerekli en uygun adım aralığı seçilebilir. Her bir adımda çözüm için iki farklı yaklaşım yapılır ve bu yaklaşımlar kıyaslanır. Eğer iki çözüm birbirine çok yakın sonuçlar verirse o yaklaşım kabul edilir. İki çözüm birbirine çok yakın değilse, adım aralığı düşürülür. Aksi halde yani gerekenden fazla hassasiyette sonuç elde edildiği durumda, daha anlamlı sonuçlar için adım aralığı artırılır.

3.4 Sonlu Elemanlar Modeli

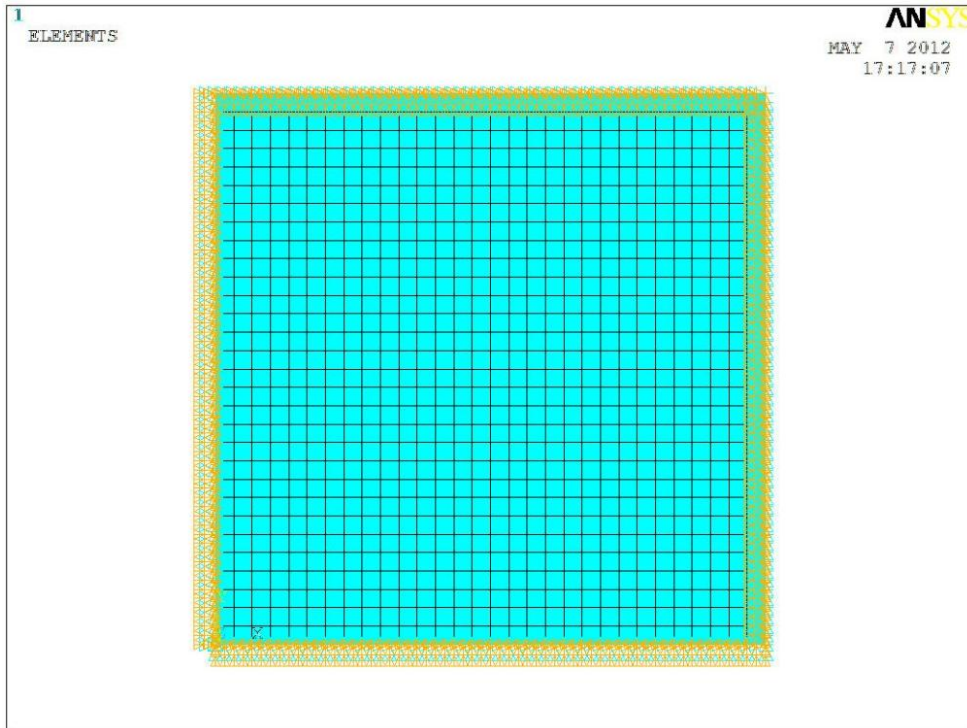
Çalışmadaki sayısal analizler ANSYS 12.1 sonlu eleman yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Ankastre olarak çerçevelere bağlanan sandviç plağın etkin alanı 300 mm × 300 mm olarak ölçüldüğünden sonlu elemanlar analizinde 300 mm × 300 mm boyutlarında bir kare geometri kullanılmıştır. Kurulan sonlu eleman modelinde Shell281 elemanı kullanılmıştır. Bu eleman ince veya kısmen kalın kabuk yapıların analizinde kullanılmaktadır. Ayrıca katmanlı kabuk yapıların ve sandviç yapıların modellenmesinde de kullanılır.

SHELL 281 üç boyutlu kabuk elemanı, 4 tane köşelerde ve 4 tane de kenar orta noktalarında olmak üzere toplam 8 tane düğüm noktasına sahiptir. Her bir düğüm noktasında x, y ve z doğrultularında yer değiştirme ve dönme olmak üzere 6 serbestlik derecesine sahiptir. Elemanın toplam 48 serbestlik derecesi bulunmaktadır. Şekil 3.8' de SHELL 281 elemanının düğüm noktalarının konumları görülmektedir. Shell281 elemanı lineer, büyük dönme veya lineer olmayan büyük gerinim uygulamalarında kullanılır. Teori olarak Mindlin-Reissner kabuk teorisine dayanan birinci derece kayma deformasyonu teorisini kullanmaktadır. Plağın çözüm ağı oluşturulurken, plağın her bir kenarı 30 parçaya bölünerek, 900 elemanla çözüme gidilmiştir.



Şekil 3.8 : SHELL 281 elemanı.

Şekil 3.9'da analizlerde kullanılan sonlu eleman modeli ve ankastre sınır koşulları görülmektedir.



Şekil 3.9 : Sonlu eleman modeli ve sınır şartları

4. DENEYSEL VE SAYISAL SONUÇLAR

Bu bölümde CAC (Karbon-Aramid-Karbon), CppC (Karbon-Polipropilen-Karbon), KAiK (Kevlar-Airex-Kevlar) plaklar için elde edilen deneysel gerinim verileri, teorik sonuçlarla ve ANSYS sonlu eleman sonuçları ile kıyaslanmıştır. Ayrıca sandviç plak katmanlarındaki gerinim enerjisinin zamanla değişimi; plağın yüzey ve çekirdek kalınlığındaki değişimin geometrik nonlinear davranışa etkisi incelenmiştir.

4.1 Serbest Titreşim Analizi

Yapıların dinamik analizinde serbest titreşim mod ve frekanslarının analiz edilmesi temel bir adımdır. Burada herbir sandviç plağın ANSYS 12.1 yazılımı kullanılarak serbest titreşim analizleri yapılmış titreşim karakteristikleri elde edilmiştir.

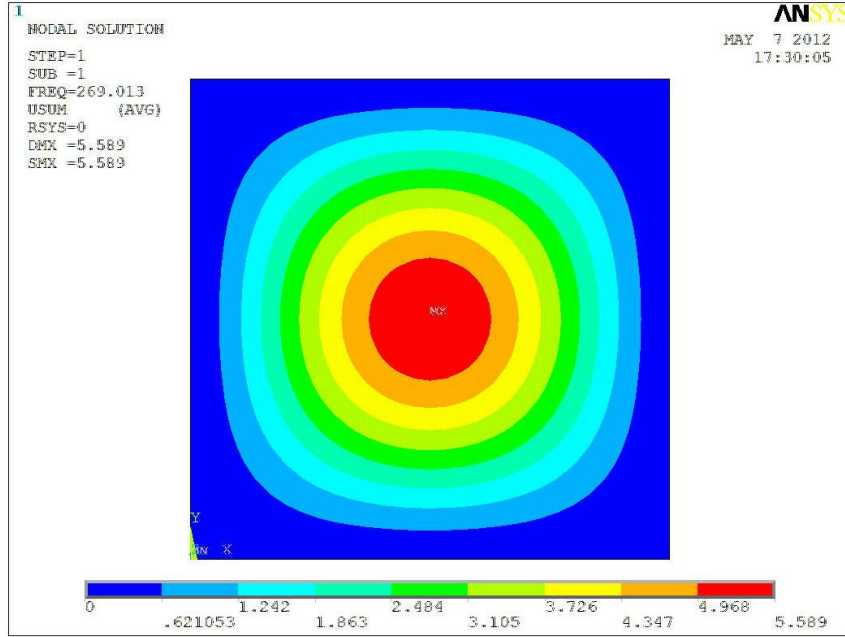
CAC plak için serbest titreşim analiz sonuçları ve mod şekilleri Şekil 4.1- Şekil 4.4'de verilmiştir. Diğer plakların titreşim modları da çok benzer olduğundan burada ayrıca verilmemiştir. CAC, KAiK ve CppC plaklar için elde edilen ilk on doğal frekans ise Çizelge 4.1'de verilmiştir.

Çizelge 4.1 : Titreşim analiz sonuçları.

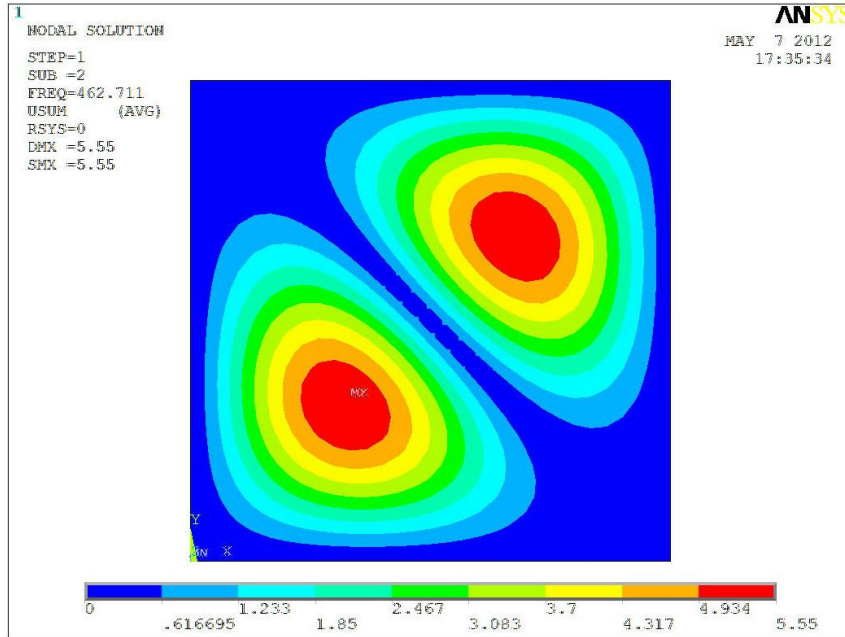
	CAC	KAiK	CPpC
1	269.01	191.69	516.53
2	462.71	376.35	818.02
3	462.71	376.35	818.02
4	604.73	506.78	1043.4
5	711.32	651.57	1187.1
6	715.09	653.51	1189.0
7	817.81	744.23	1354.7
8	817.81	744.23	1354.7
9	985.33	931.29	1568.4
10	985.33	986.48	1568.4

Plağın büyük deformasyonlarında düzlem içi katlıkların ve geometrik nonlineerliklerin etkisiyle frekanslarda yükselme olacaktır. Dolayısıyla plağın anlık

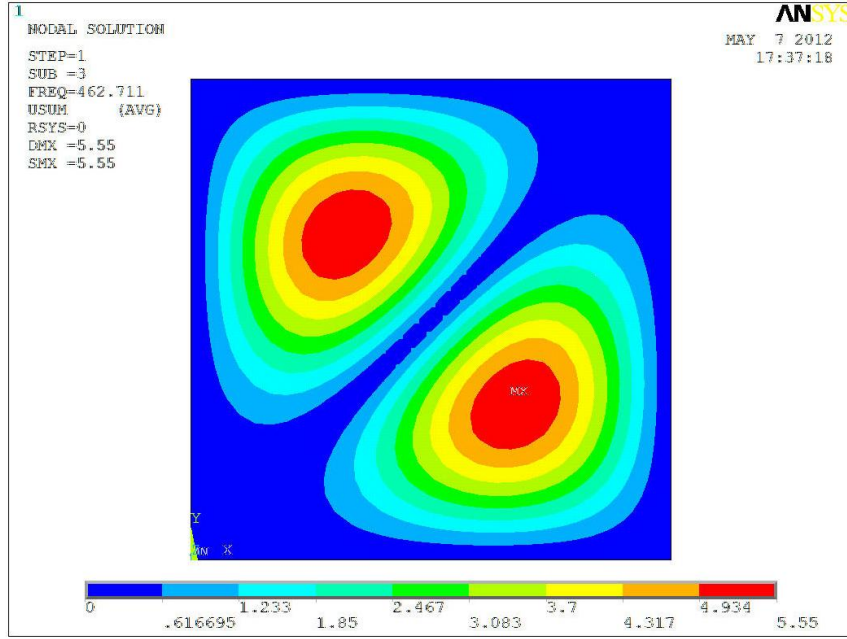
basınç yükü altındaki yüksek genlikli titreşimleri sırasında doğal frekansları sürekli olarak değiştirecektir. Ancak yapısal sönümlerin etkisiyle genliklerin plak kalınlığından daha aşağı seviyelere düşmesiyle, plak artık lineer haldeki doğal frekansları ile titreşmeye başlayacaktır [64].



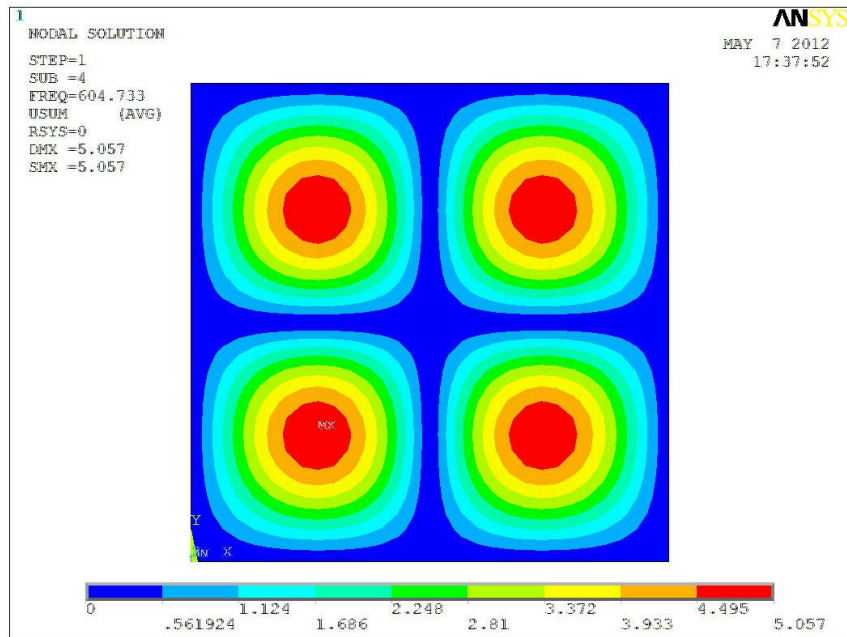
Şekil 4.1 : CAC plak için serbest titreşim birinci mod şekli.



Şekil 4.2 : CAC plak için serbest titreşim ikinci mod şekli.



Şekil 4.3 : CAC plak için serbest titreşim üçüncü mod şekli.



Şekil 4.4 : CAC plak için serbest titreşim dördüncü mod şekli.

4.2 CAC Sandviç Plak

CAC (Karbon-Aramid-Karbon) Plak için doğrusal olmayan denklem sistemi çözülmüş ve sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Karbon/epoksi ve Aramid balpeteği katmanların teorik hesaplamalarda ve sonlu eleman analizlerinde kullanılan malzeme özellikleri Çizelge 4.2 ve Çizelge 4.3’de verilmiştir.

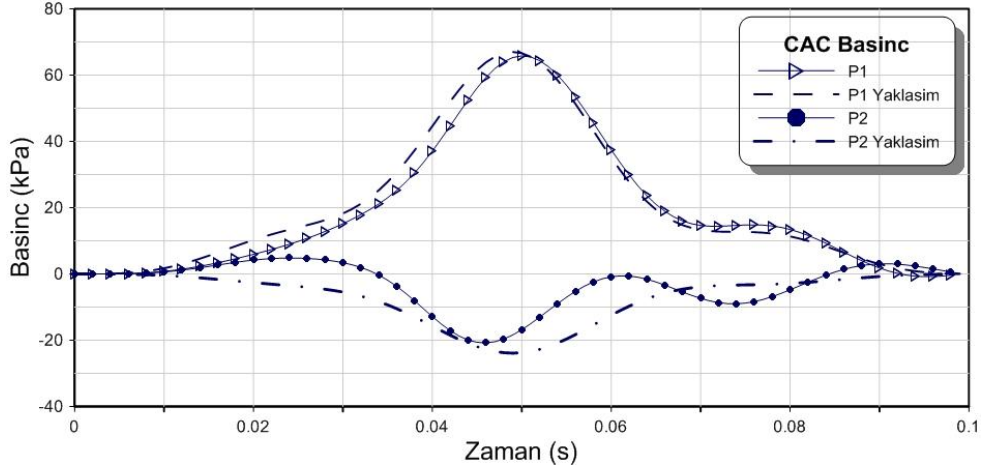
Çizelge 4.2 : Karbon/epoksi plağın malzeme özellikleri.

Fiziksel Özellikler	
Katman kalınlığı (mm)	0.332
Yoğunluk (kg/m^3)	1340
Mekanik Özellikler	
E_{xx} (GPa)	45.50
E_{yy} (GPa)	45.50
E_{zz} (GPa)	3.65
ν_{xy}	0.195
ν_{xz}	0.353
ν_{yz}	0.353
G_{xy} (GPa)	2.70
G_{yz} (GPa)	1.35
G_{xz} (GPa)	1.35

Çizelge 4.3 : Aramid bal peteği malzeme özellikleri.

Fiziksel Özellikler	
Katman kalınlığı (mm)	1.5
Yoğunluk (kg/m^3)	40.63
Mekanik Özellikler	
E_{xx} (MPa)	25
E_{yy} (MPa)	25
E_{zz} (MPa)	55
ν_{xy}	0.3
ν_{xz}	0.11
ν_{yz}	0.11
G_{xy} (MPa)	10
G_{yz} (MPa)	15
G_{xz} (MPa)	15

Şekil 4.5’de basınç duyargalarından elde edilen basınç değerlerinin zamanla değişimi görülmektedir. Grafikten görüldüğü üzere plağın orta kısmında pozitif basınç kenarlarında ise negatif basınç (emme) oluşmaktadır. Deneysel verilerden elde edilen basınç fonksiyonuna yapılan yaklaşım da aynı grafikte sunulmuştur.



Şekil 4.5 : CAC Plak için zamana bağlı deneysel ve matematiksel basınç değişimleri

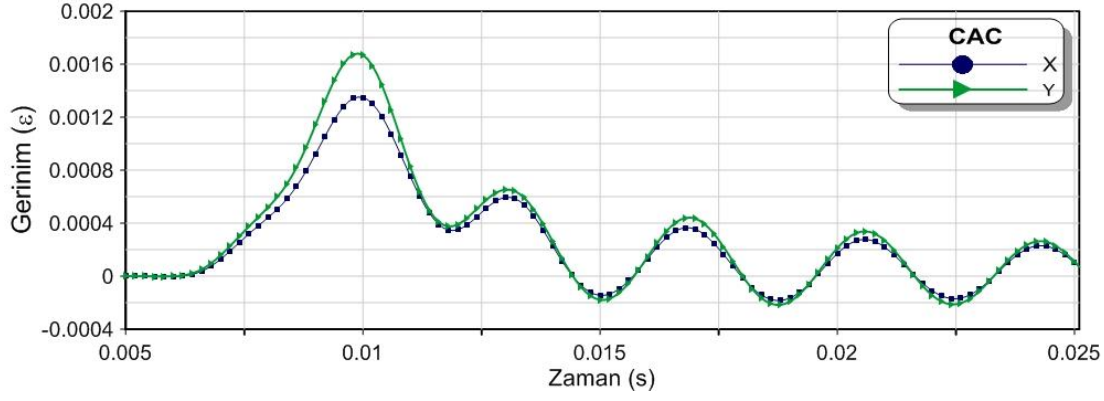
Denklem (3.28) ile verilen basınç fonksiyonunun katsayıları Çizelge 4.4’de verilmiştir.

Çizelge 4.4 : CAC plak için basınç fonksiyonu parametreleri.

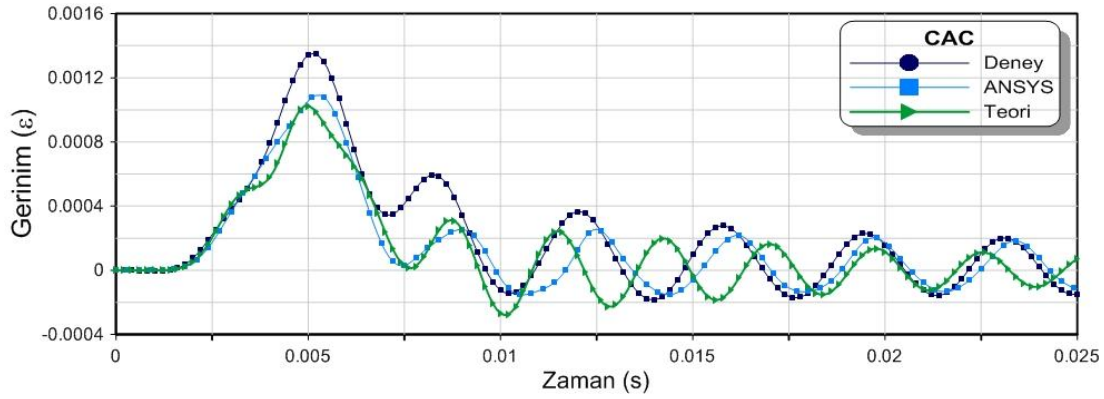
Plak boyu	a	0.3	m
Plak yüksekliği	b	0.3	m
Etkime süresi	t_e	0.01	s
Zaman üssü	d	5	
X konum üssü	k	0.7	
Y konum üssü	f	0.7	
Tepe basıncı	P_t	67	kPa
Emme basıncı	P_e	40	kPa
Etkime süresi	t_{e1}	0.0052	s
Zaman üssü	d1	4	
X konum üssü	k1	2	
Y konum üssü	f1	0.7	
Tepe basıncı	P_{t1}	9.5	kPa
Emme basıncı	P_{e1}	1	kPa

Teorik hesaplamada tek yönlü Karbon/Epoksi için 25°C sıcaklıkta DMA analizi sonucu elde edilen viskoelastik sönüm katsayısı ($\tan\delta=0.048$) değeri kullanılmıştır.

Şekil 4.5’de verilen deneysel basınç verisine karşılık gelen x ve y yönündeki normal gerinimin zamanla değişimi Şekil 4.6’ da verilmiştir. Şekilden iki yöndeki gerinimlerim tepe değerlerinin birbirinden bir miktar farklı çıktıkları görülmektedir. Bu farklılığın birincil nedeni basıncın plak yüzeyindeki dağılımının simetrik olmayışı olabilir. İkincil neden olarak imal edilen plağın tam olarak simetrik olmaması gösterilebilir.



Şekil 4.6 : CAC plağın orta noktasında ϵ_x ve ϵ_y gerinimlerinin zamanla değişimi.



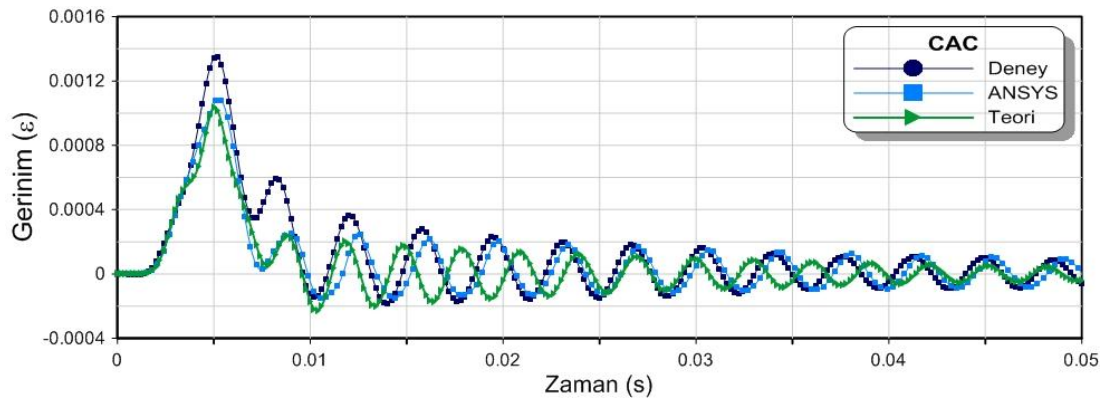
Şekil 4.7 : CAC plağın orta noktasında ϵ_x geriniminin zamanla değişimi.

Şekil 4.7'de verilen plağın G1 konumunda (Şekil 2.17) x yönündeki normal gerinimin zamanla değişimi incelendiğinde, tepe değerleri bakımından teorik ve ANSYS sonlu eleman çözümünün yakın sonuçlar verdiği görülmektedir. Ancak teorik modelden ve ANSYS sayısal çözümlerinden elde edilen sonuçlar deneysel sonuçlarla kıyaslandığında gerinimin maksimum değerlerinde bir miktar farklılık olduğu görülmektedir. Bu farklılığın sandviç malzemelerin yüzey tabakalarını oluştururken gerinim ölçerin yapıştırıldığı bölgede kumaşın yönelim açılarında, imalat nedeniyle, oluşan bir takım sapmalardan kaynaklanabileceği düşünülmektedir. Ayrıca basınç fonksiyonunun gerçek basınç dağılımını tam yansıtmaması uyumsuzluğun nedenlerinden olabilir.

Deneysel ve sayısal sonuçların frekansları incelendiğinde, sayısal frekansların deneysel frekanslardan daha yüksek olduğu görülmektedir. Bu durum sayısal analizlerde kullanılan malzeme özelliklerinin sandviç plağın imalatı sırasında tam sağlanamamasından kaynaklanabilir. Ayrıca malzeme özellikleri numunelerin çekme deneylerinden elde edilmektedir. Halbuki plağın lineer olmayan davranışlarında eğilme ve çekme birlikte ortaya çıkmaktadır. Özellikle ıslak yatırma yöntemiyle imal edilen kompozit malzemelerin çekme ve eğilme mekanik özellikleri birbirinden bir miktar farklı olabilmektedir. Bu etkiyi hesaba katmak için kompozit malzemelerin ayrıca eğilme testlerinin de yapıp eğilme için mekanik özelliklerin elde edilmesi gerekir. Teorik modelde çekme ve eğilme davranışı için farklı mekanik özellikler girilerek çözüm yapılması daha doğru sonuçlar verebilir. Diğer taraftan, bilindiği üzere, geometrik olarak doğrusal olmayan bir davranışta genliklerin değişmesiyle frekanslar da sürekli olarak değişecektir. Dolayısıyla bütün zaman bölgesinde frekans uyumu sağlamak zordur.

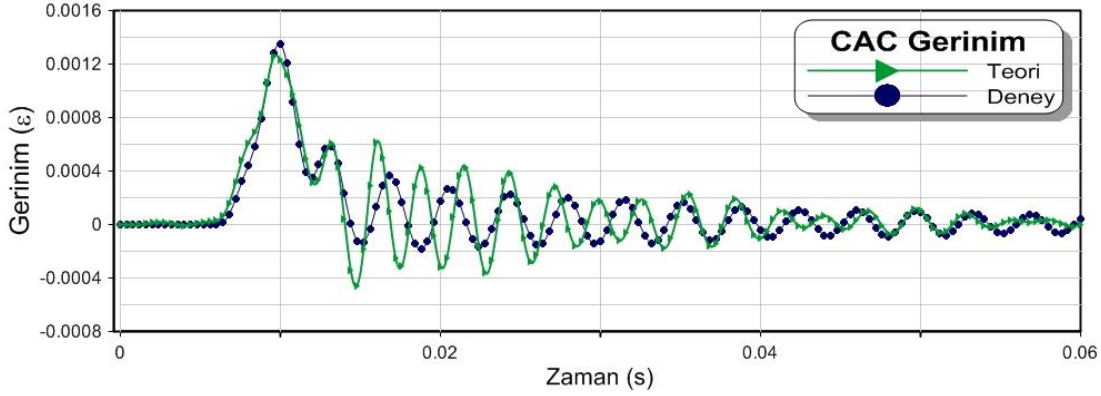
CAC plak için elde edilen deneysel sonuçlar ikinci model kullanılarak elde edilen sandviç kompozit plak denklemlerinin çözülmesiyle bulunan sonuçlarla da karşılaştırılmıştır. Teorik çözümde basınç fonksiyonu için iki farklı yaklaşım uygulanmıştır. Birincisi (3.28) denklemi ile verilen basınç fonksiyonu ile yapılan yaklaşımdır. İkincisi ise deneyden elde edilen basınç dağılımı verisi kullanılarak, bu noktalardan eğri geçirilerek elde edilen basınç fonksiyonudur.

Şekil 4.8 ve Şekil 4.9’da ikinci plak modeli ve sırasıyla birinci ve ikinci basınç fonksiyonu yaklaşımı kullanılarak elde edilen, plağın orta noktası alt yüzey x yönündeki normal gerininin değişimi görülmektedir.



Şekil 4.8 : CAC plağın ortasındaki ϵ_x gerininin zamanla değişimi (1. yaklaşım).

Basınç fonksiyonu için ikinci yaklaşımla teorik olarak elde edilen gerinim tepe değerinin deneysel değere çok daha yakın olduğu Şekil 4.9'dan görülmektedir. Bu durum basınç fonksiyonunun gerçeğe mümkün olduğunca uygun bir şekilde tanımlanmasının sonuçların doğruluğu bakımından önemli olduğunu göstermektedir



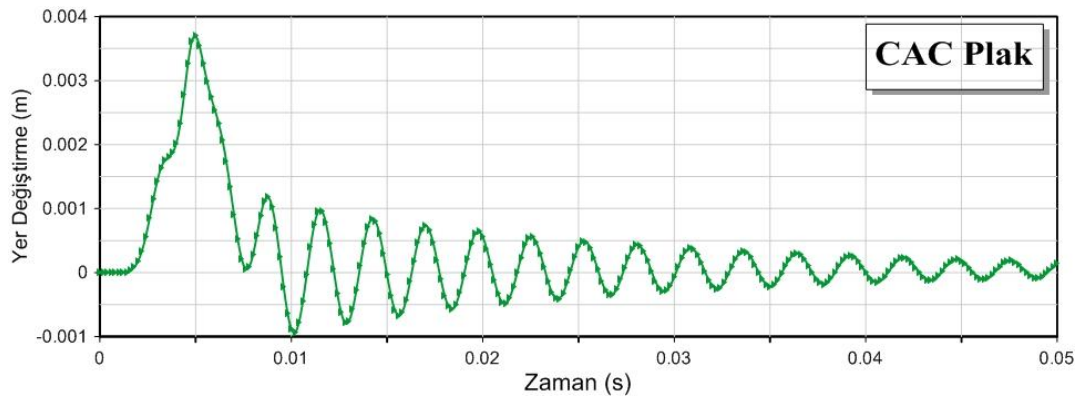
Şekil 4.9 : CAC plağın ortasındaki ϵ_x geriniminin zamanla değişimi (2. yaklaşım).

Her iki grafikte de anlık basınç etkisi ortadan kalktıktan sonra, serbest titreşim bölgesinde frekanslar uyumlu çıkmaktadır. Bu da plak modelinin ve basınç yaklaşımlarının doğruluğunun bir göstergesidir. Özellikle temel bir viskoelastik model olan Kelvin-Voight modeli kullanılmış olması ve frekans bölgesinde DMA analizleri yapılamadığından viskoelastik sönüm parametrelerinin yeterli hassasiyette belirlenememiş olması, mevcut uyumsuzlukların temel sebebi olabilir. Çünkü sönüm katsayısı frekansla değişmektedir ve lineer olmayan bir analizde sönüm katsayısı titreşim frekansının değişimine paralel olarak değiştirilmelidir. Mevcut imkanlarla farklı frekans değerleri için sönüm katsayısı değişimleri elde edilemediğinden, bazı malzemeler için, deneyden elde edilen sönüm katsayısı değerleri dışında, yaklaşık değerler kullanılmıştır.

Birinci yaklaşımla CAC plağın davranışı matematiksel olarak modellenirken, sönüm katsayısı olarak DMA deneylerinden elde edilen sönüm verisi kullanılmıştır. Balpeteği malzemeler, DMA analizleri için uygun bir yapıya sahip değildir. Bu nedenle CAC plak bir bütün olarak ele alınmış ve bu plaktan elde edilen numune üzerinde analizler yapılmıştır. Bu sönüm değeri yalnızca çekirdek malzemesi tarafından karşılanıyormuş gibi düşünülerek hesaplamalar yapılmıştır. Yüzey katmanlarının sönüm katsayısı değeri sıfır olarak kabul edilmiştir. CAC plak için çekirdeğin sönüm katsayısı (η) 0.039, ikinci yaklaşımda ise 0.18 olarak alınmıştır. CPpC ve KAİK plaklar için sönüm katsayısı, sırasıyla 0.11 ve 0.14 alındığında deneysel verilerle uygun frekans değerleri elde edilmiştir.

Deneysel ve teorik sonuçlar incelendiğinde sönüm bakımından da bazı uyumsuzluklar görülmektedir. Kelvin-Voight modeli önceki bölümlerde anlatıldığı gibi, bir yay ve sönüm elemanının paralel bağlanmasından elde edilmektedir. Gerilmenin bir kısmı yay, bir kısmı ise sönüm elemanı tarafından karşılanmaktadır. Paralel bağlı oldukları için, yay ne kadar uzarsa sönüm elemanı da o kadar uzayacaktır. Bu da Kelvin-Voight modelinin relaksasyon davranışını tanımlayamayacağını gösterir. Viskoelastik malzemelerin gerçekte var olan gerilme rahatlaması (stress relaxation) özelliğini yansıtamadığı için, bu model yeterli bir model değildir. Temel bir model olduğu için tercih edilen Kelvin-Voight modelinin uyumsuzlukların temel sebeplerinden biri olabileceği düşünülmektedir.

Şekil 4.10'da CAC plağın orta noktasında z yönündeki deplasmanın zamanla değişimi görülmektedir. CAC plağın kalınlığı 2.678 mm'dir. Elde edilen en yüksek deplasman değeri ise 3.6 mm'dir.



Şekil 4.10 : CAC plağın ortasında z yönündeki deplasmanın zamanla değişimi.

4.3 KAiK Sandviç Plak

KaiK plak kullanılarak yapılan anlık basınç yükü deneylerinde bir takım sorunlarla karşılaşmıştır. Plagın çekirdeğinde yer alan Airex katmanın kesme mukavemetinin az oluşu nedeniyle, plak deneyler sırasında kalıcı deformasyona uğramıştır. Basınç sensörlerinin de zarar görmesine neden olan bu durum neticesinde, basınç dağılımları konusunda matematiksel yaklaşım yapılabilmesini sağlayacak anlamlı veriler alınamamıştır. Bu nedenle, ikinci bir yaklaşım olarak, deneyden elde edilen basınç dağılımından eğri geçirmek suretiyle elde edilen fonksiyon kullanılarak doğrusal olmayan denklem sistemi çözülerek sonuçlar elde edilmiştir.

Kevlar/epoksi katmanın çekme deneyinden elde edilen malzeme özellikleri ve Airex katmanın malzeme özellikleri Çizelge 4.5 ve Çizelge 4.6'da verilmiştir.

Çizelge 4.5 : Kevlar/epoksi katmanın malzeme özellikleri.

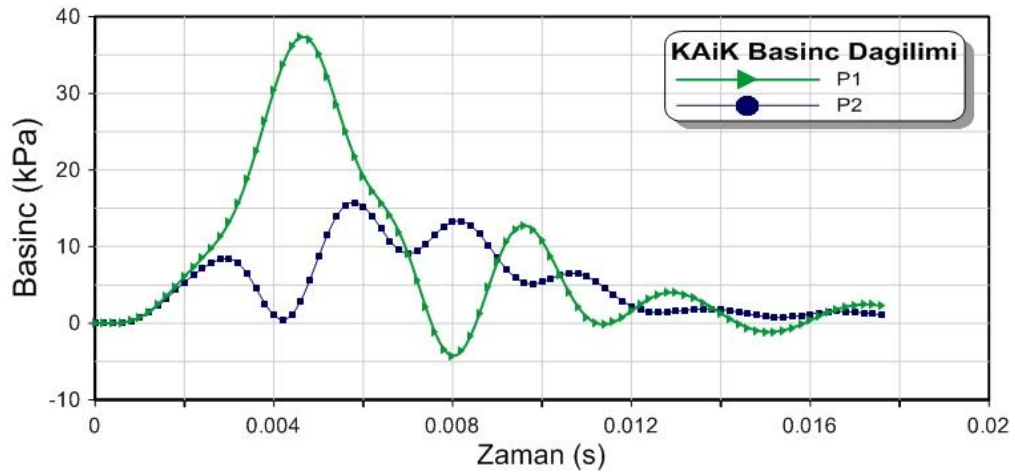
Fiziksel Özellikler	
Katman kalınlığı (mm)	0.212
Yoğunluk (kg/m^3)	1260
Mekanik Özellikler	
E_{xx} (GPa)	24.25
E_{yy} (GPa)	24.25
E_{zz} (GPa)	3.65
ν_{xy}	0.092
ν_{xz}	0.353
ν_{yz}	0.353
G_{xy} (GPa)	1.36
G_{yz} (GPa)	1.35
G_{xz} (GPa)	1.35

Çizelge 4.6 : Airex katmanın malzeme özellikleri.

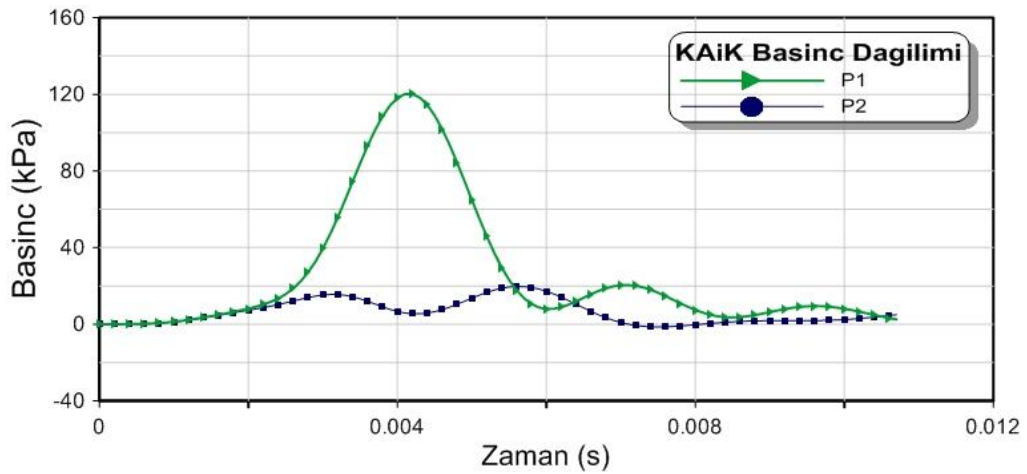
Fiziksel Özellikler	
Katman kalınlığı (mm)	1.2
Yoğunluk (kg/m^3)	112.7
Mekanik Özellikler	
E_{xx} (MPa)	83
ν_{xy}	0.23

Şekil 4.11 ve Şekil 4.12'de KAiK plak için, iki farklı deney sonucunda basınç duyurgalarından elde edilen basınç değerlerinin zamanla değişimi görülmektedir.

Her iki grafikten de görüldüğü üzere tüm plak yüzeyinde pozitif basınç oluşmaktadır. Anlık basınç yükü deneyleri sırasında KAiK plak kalıcı olarak deforme olmuştur. Birinci deneyde plağın salınımindan kaynaklanan basınç çalkalanmaları görülmektedir. Ancak ikinci deney sırasında, plağa yüksek basınç etki etmiş ve plak mesnetler arasında bombeleşmiştir. Plak kalıcı şekil değişimine uğramıştır. Böyle bir durumun gerçekleştiği deney sonrası plağın incelenmesinden ve Şekil 4.12’de verilen basınç değişiminden görülebilmektedir. Çünkü bu plak oldukça esnek olduğundan basınç etkisi altında büyük genlikli salınımlar yapabilmektedir. Bu salınımlar Şekil 4.11’den görüleceği gibi plak üzerinde basınç salınımlarına yol açmaktadır. Halbuki Şekil 4.12’de bu tür basınç salınımları görülmemektedir. Bu da panelin mesnetler arasında bombeleşerek titreşim genliklerinin düştüğünün göstergesidir.

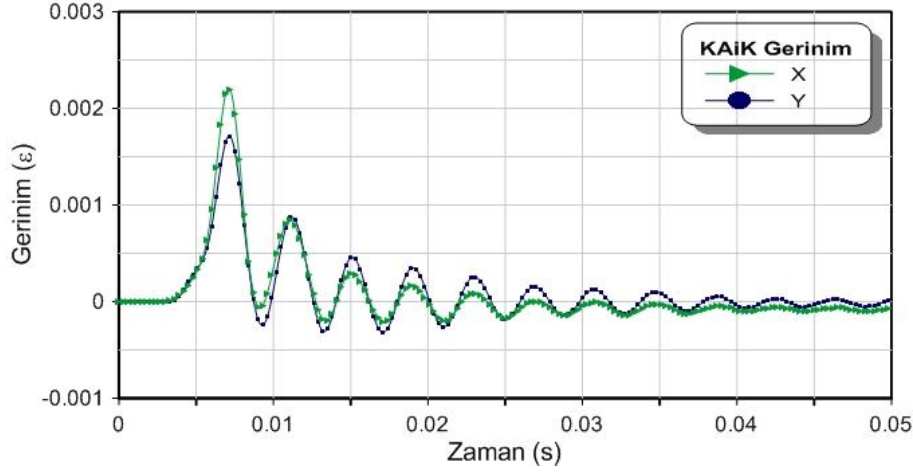


Şekil 4.11 : KAiK sandviç plağın B1-B2 noktalarındaki basınç değişimi (1. Deney).



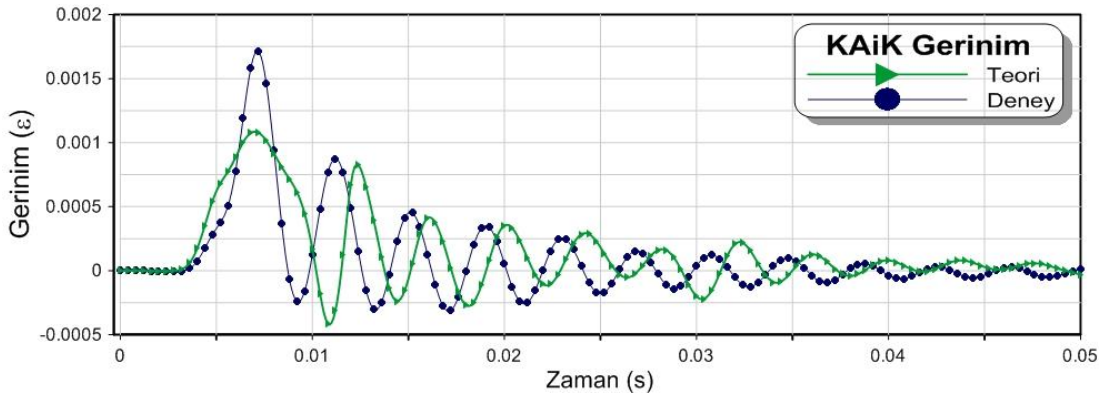
Şekil 4.12 : KAiK sandviç plağın B1-B2 noktalarındaki basınç değişimi (2. Deney).

Birinci deneyden elde edilen basınç verisine karşılık gelen x ve y yönündeki normal gerininin zamanla değişimi Şekil 4.13’de verilmiştir. İki yöndeki gerinimlerim tepe değerlerinin birbirinden farklı çıkmasının birincil nedeni basınç dağılımındaki simetrisizlikler olabilir. İkincil neden olarak imal edilen plağın tam olarak simetrik olmaması gösterilebilir.

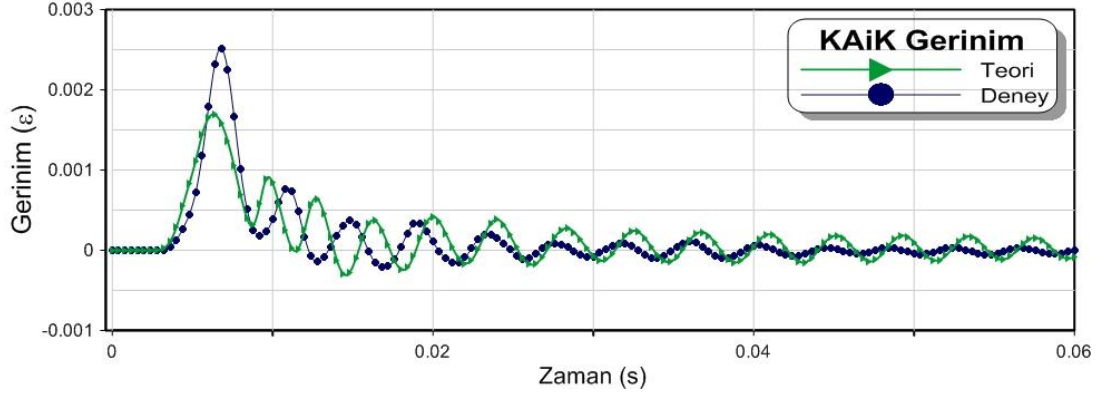


Şekil 4.13 : KAiK sandviç plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri.

Matematiksel modelde deneyden elde edilen basınç fonksiyonu kullanılarak bulunan gerinim dağılımı, deneysel gerinim verileriyle kıyaslanmıştır. Bu plak için elde edilen basınç dağılımına, analitik basınç fonksiyonu ile yapılan yaklaşımlar beklenen sonuçları vermemiştir. Bu nedenle KAiK plak için ikinci basınç yaklaşımı uygulanmıştır. Elde edilen sonuçlar, her iki deney için, sırasıyla Şekil 4.14 ve Şekil 4.15’de görülmektedir.



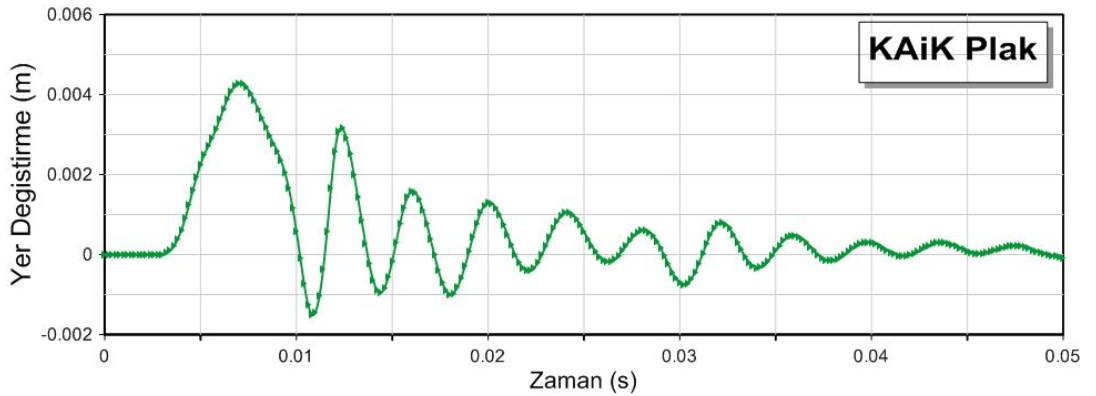
Şekil 4.14 : KAiK plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (1. Deney).



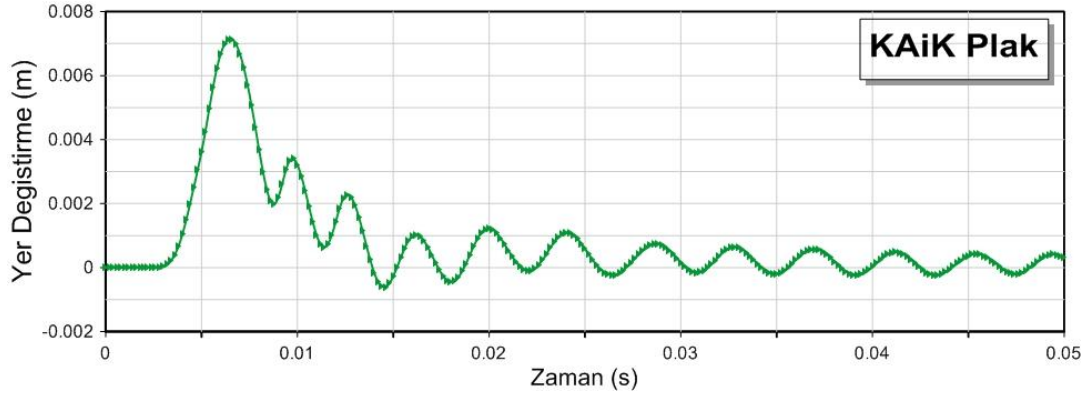
Şekil 4.15 : KAiK plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (2. Deney).

Deneysel ve teorik sonuçların tepe gerinimleri arasında uyumsuzluk görülmektedir. Bunun teorik modelde malzeme özelliklerindeki yaklaşıklıktan ve sönüm katsayısının frekansla değişiminin hesaba katılmamış olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Ayrıca bu uyumsuzluk, KAiK plağın maksimum çökmesinin oldukça fazla olmasından kaynaklanabilir. Tepe deplasmanı bölgesinde teorik modelde esas alınan von Karman Teorisi'nin geçerlilik sınırlarının dışında kalınmış olabilir.

KAiK Plak için deplasman değişimleri sırasıyla Şekil 4.16 ve Şekil 4.17'de görülmektedir. Deneyde kullanılan KAiK plak kalınlığı 2.472 mm'dir. Birinci deneyde en yüksek deplasman yaklaşık 4.2 mm iken, ikinci deneyde elde edilen en yüksek deplasman yaklaşık 7 mm değerine ulaşmıştır.



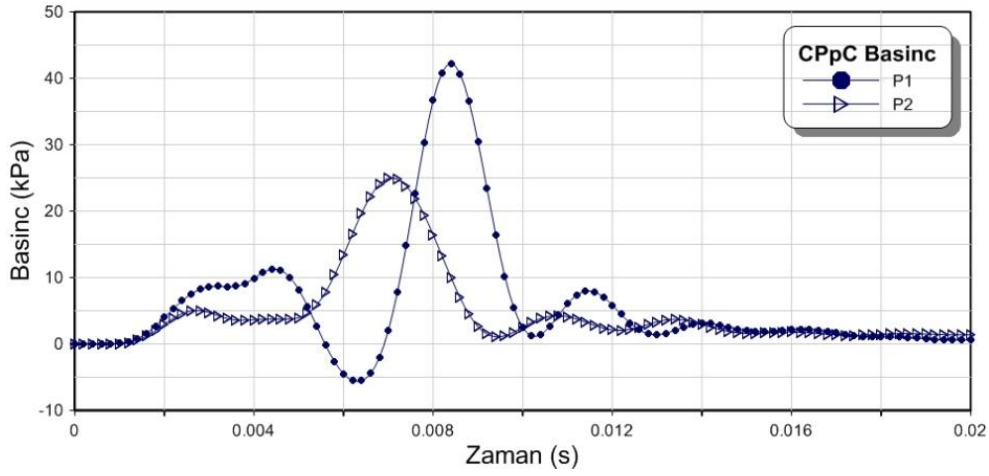
Şekil 4.16 : KAiK plağın orta noktasındaki deplasman dağılımları (1. Deney).



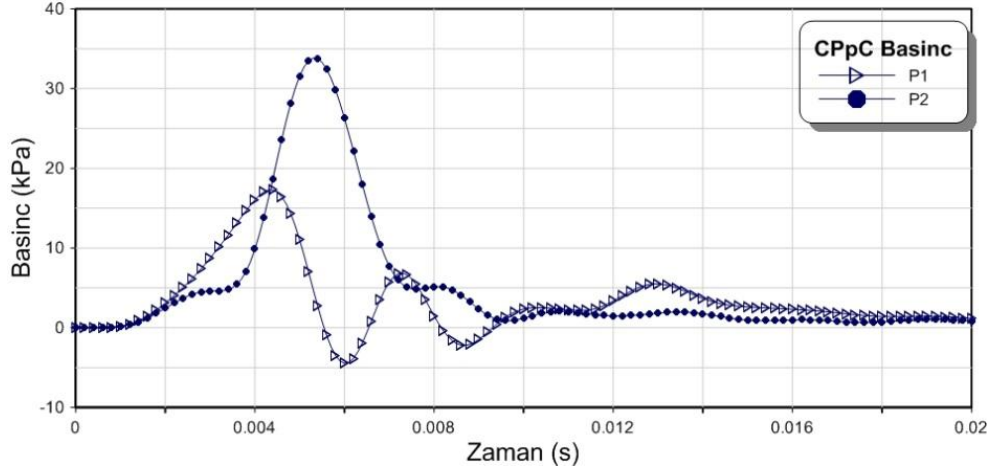
Şekil 4.17 : KAiK plağın orta noktasındaki deplasman dağılımları (2. Deney).

4.4 CPpC Sandviç Plak

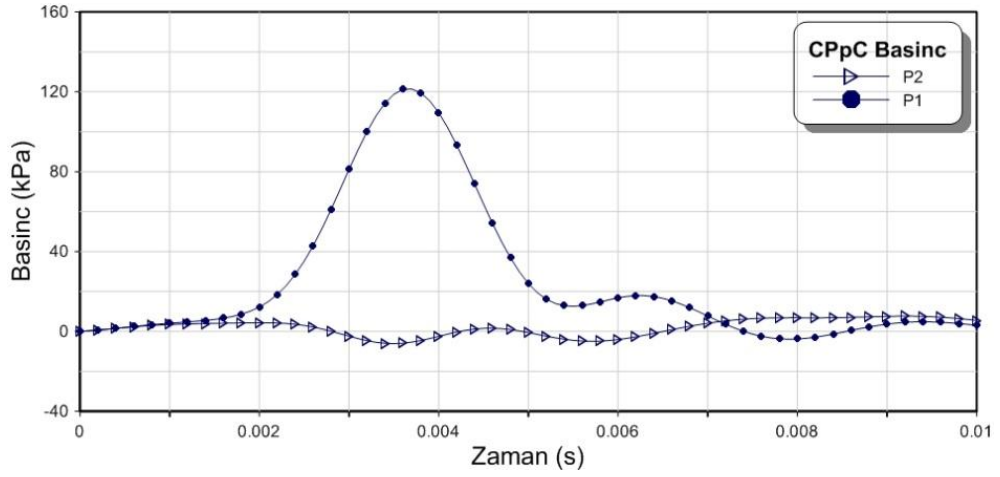
Şekil 4.18 - Şekil 4.21’de dört farklı deney sonucunda basınç duyargalarından elde edilen basınç değerlerinin zamanla değişimi görülmektedir. Grafiklerden değerlendirilmesinden plağın tüm ön yüzeyinde pozitif basınç oluştuğu tahmin edilmektedir.



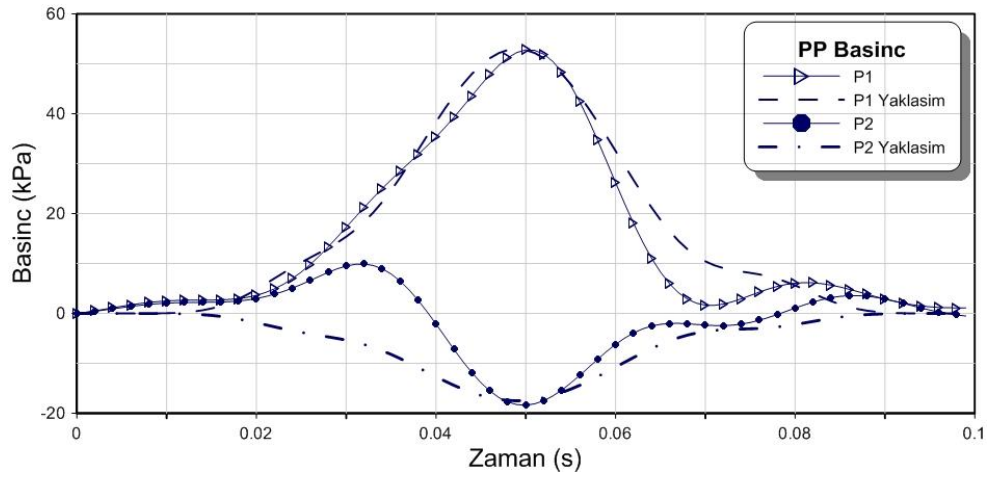
Şekil 4.18 : CPpC sandviç plağın orta noktasındaki basınç değişimleri (1. deney).



Şekil 4.19 : CPpC sandviç plağın orta noktasındaki basınç değişimleri (2. deney).



Şekil 4.20 : CPpC sandviç plağın orta noktasındaki basınç değişimleri (3. deney).



Şekil 4.21 : CPpC plak için zamana bağlı deneysel ve matematiksel basınç değişimi

Deneyisel verilerden (4. deney için) elde edilen basınç fonksiyonu ve bu fonksiyona yapılan yaklaşım Şekil 4.21’de görülmektedir.

Basınç dağılımlarının aynı plak için, her deneyde farklı karakter sergilemesinin birden fazla nedeni olabilir. Bu konuda membranlar oldukça etkilidir. Membranlar cam elyaf/epoksi malzemelerden üretilmiştir. Her üretimde epoksi miktarı ve her deneyde membranın yırtılma açısı farklılık göstermektedir. Dolayısıyla, membranın dayanımına göre etkileyen basıncın büyüklüğü de değişmekte ve hava akımının plağın elastik davranışı ile (titreşimleri) ile etkileşimi sonucunda farklı karakterler sergileyebilmektedir. Membran etkisini asgariye indirecek çalışmalar yapılabilir. Deney düzeneğinde, şok tüpünün ucuna akımı düzelteren parçalar eklenebilir.

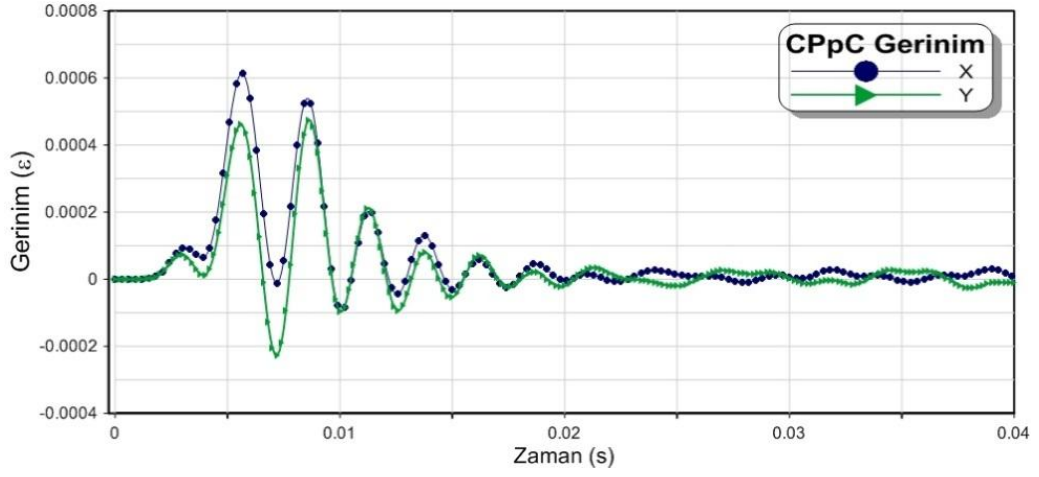
Bu çalışmada çeşitli etkiler nedeniyle ortaya çıkan (patlama, sonic boom vs.) anlık basınç yüklerinin deneysel benzetimini yapılmıştır. Basınç duyargalarının sınırlı sayıda olması panel üzerindeki basınç dağılımı yeterli doğrulukta simüle edilememiştir. Ayrıca plağın ince olduğu durumlarda, plağın elastik davranışı ile akım alanı etkileşmekte ve bunun sonucunda basınç dağılımı etkilenmektedir. Dolayısıyla yapılan bu benzetim bazı plaklar için patlama olayında beklediğimiz basınç dağılımını vermemektedir.

Denklem (3.28) ile verilen basınç fonksiyonu katsayıları Çizelge 4.7’de verilmiştir.

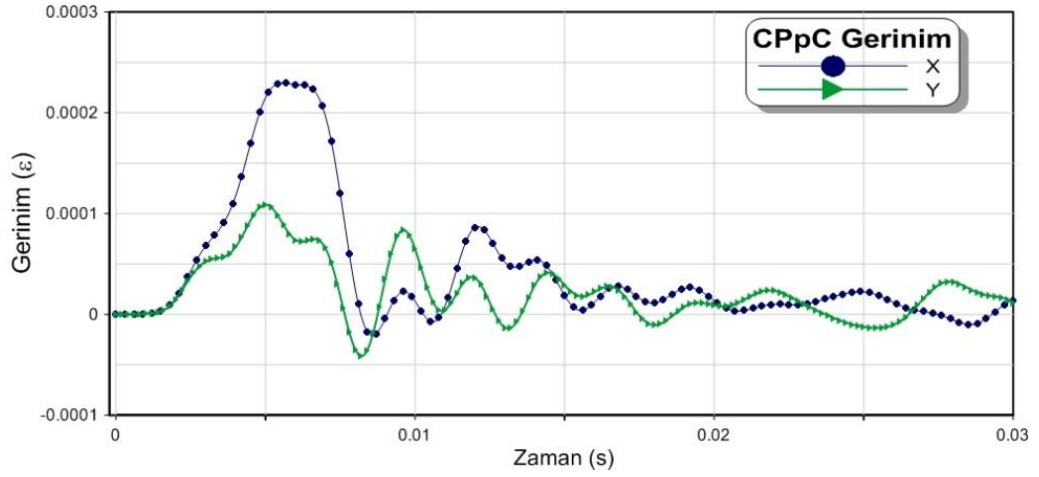
Çizelge 4.7 : CPpC plak için basınç fonksiyonu parametreleri.

Plak boyu	a	0.3	m
Plak yüksekliği	b	0.3	m
Etkime süresi	t_e	0.01	s
Zaman üssü	u	4	
X konum üssü	w	0.7	
Y konum üssü	y	0.7	
Tepe basıncı	P_t	52.5	kPa
Emme basıncı	P_e	30	kPa
Etkime süresi	t_{e1}	0.0052	s
Zaman üssü	u1	5	
X konum üssü	v1	1	
Y konum üssü	w1	1	
Tepe basıncı	P_{t1}	7	kPa
Emme basıncı	P_{e1}	2	kPa

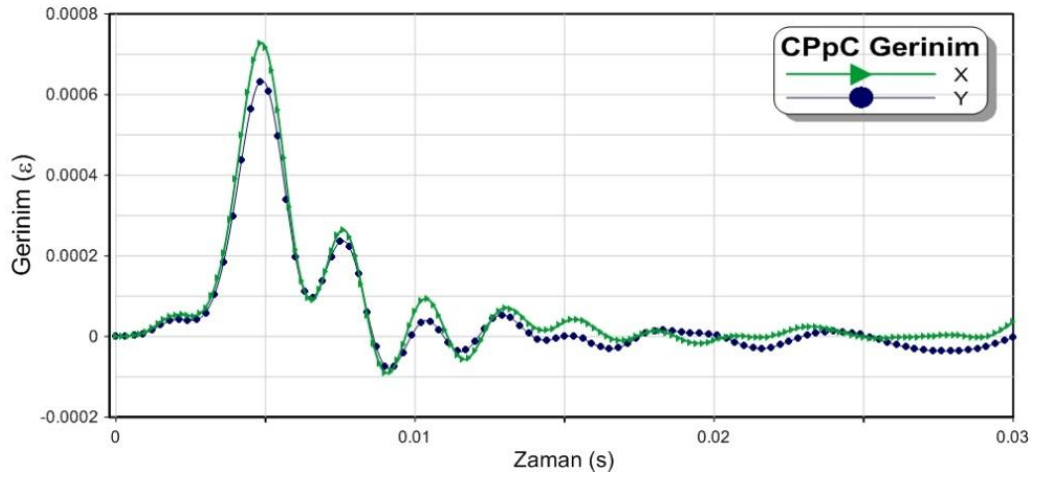
Bu basınç verilerine karşılık gelen x ve y yönündeki normal gerininin zamanla değişimleri ise Şekil 4.22 - Şekil 4.25’de verilmiştir.



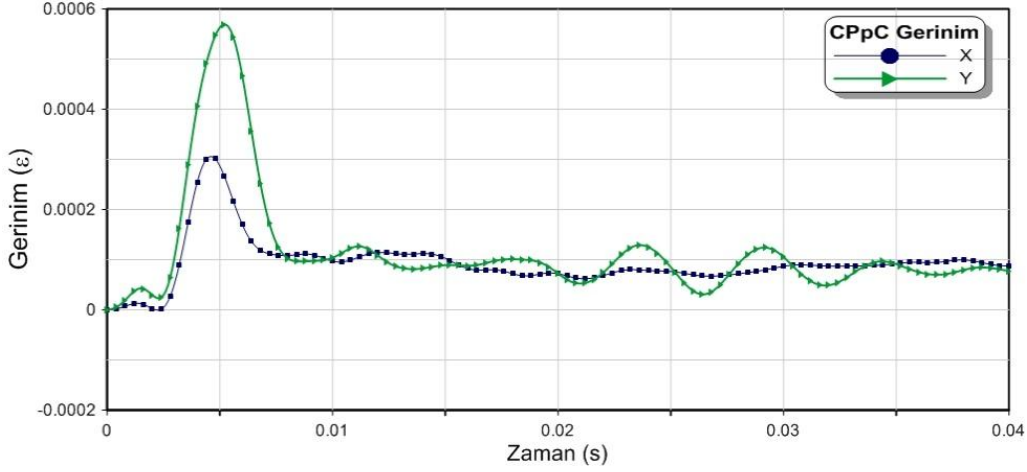
Şekil 4.22 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerininim değışimleri (1. deney).



Şekil 4.23 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerininim değışimleri (2. deney).



Şekil 4.24 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerininim değışimleri (3. deney).



Şekil 4.25 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (4. deney).

Özellikle Şekil 4.23 ve Şekil 4.25’de iki yöndeki gerinimlerim tepe değerleri birbirinden oldukça farklı çıkmaktadır. Bu farklılığın nedenin basınç dağılımındaki simetrisizlik olduğu düşünülmektedir. Basıncın plak üzerindeki dağılımının tam simetrik olmadığı, merkeze göre kaymış olabileceği söylenebilir.

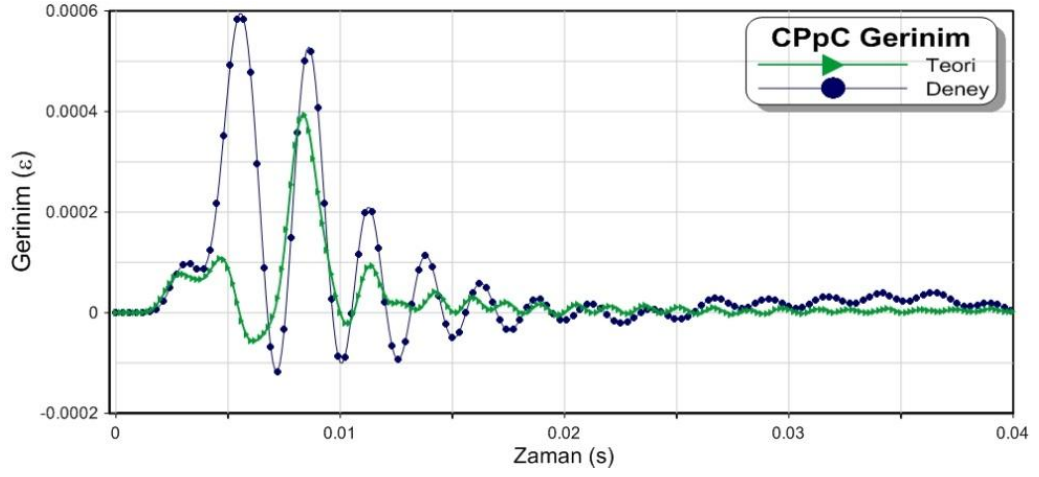
Şekil 4.25’de sonucu verilen dördüncü deneyde anlık basınç yükü sonucunda plağın düzlemi içerisinde mesnetler arasından kayarak bombeleşme yaptığı ve bu nedenle plakta kalıcı gerinimlerin oluştuğu düşünülmektedir.

Polipropilen katmanın malzeme özellikleri Çizelge 4.8’de verilmiştir.

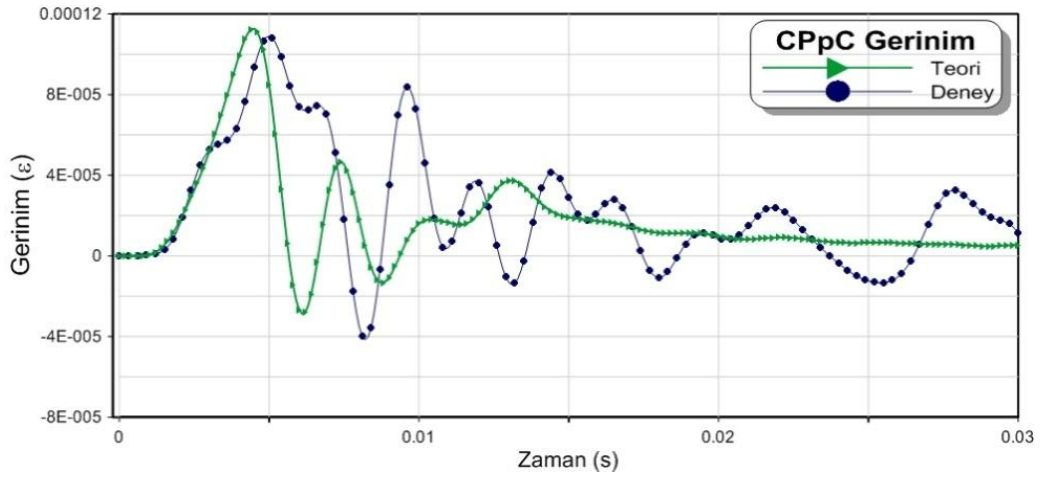
Çizelge 4.8 : Polipropilen peteğin malzeme özellikleri.

Fiziksel Özellikler	
Katman kalınlığı (mm)	10
Yoğunluk (kg/m^3)	80
Mekanik Özellikler	
E_{xx} (MPa)	40
E_{yy} (MPa)	40
E_{zz} (MPa)	97
ν_{xy}	0.35
ν_{xz}	0.15
ν_{yz}	0.15
G_{xy} (MPa)	5
G_{yz} (MPa)	12.8
G_{xz} (MPa)	12.8

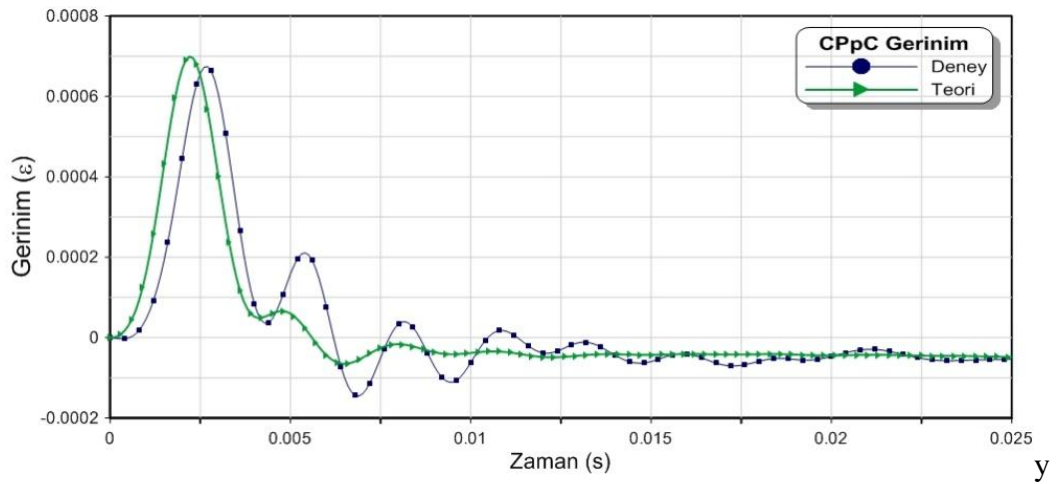
Her üç deneysel veri için yapılan teorik çalışmada elde edilen sonuçlar, sırasıyla Şekil 4.26 - Şekil 4.28’de görülmektedir.



Şekil 4.26 : CppC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (1. deney).

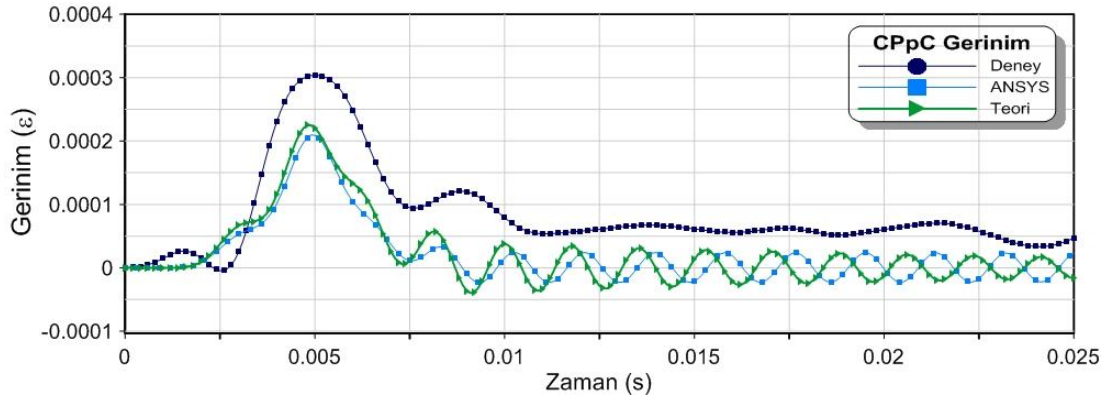


Şekil 4.27 : CppC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (2. deney).



Şekil 4.28 : CppC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri (3. deney).

Şekil 4.29’da CPpC (Karbon-Polipropilen-Karbon) plak için ANSYS çözümlerinin teorik ve deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır.



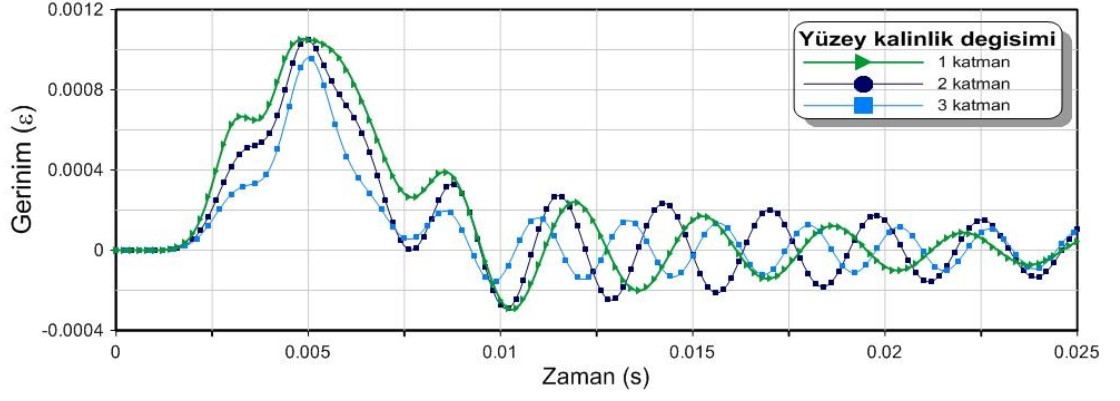
Şekil 4.29 : CPpC plağın orta noktasındaki normal gerinim değişimleri.

Sayısal analiz ve teorik hesaplamalar sonucu elde edilen veriler beklenen ölçüde uyumlu çıkmıştır. Ancak CPpC plakla yapılan deneylerde, elde edilen gerinimin zamanla değişiminde uyum sağlanamamıştır. Bu deney için, basınç değişimi beklediği gibi çıkmasına rağmen, gerinim verilerindeki farklılığın deney sırasında gerinim ölçerlerin hasar görmüş olabileceğinden kaynaklandığı düşünülmektedir.

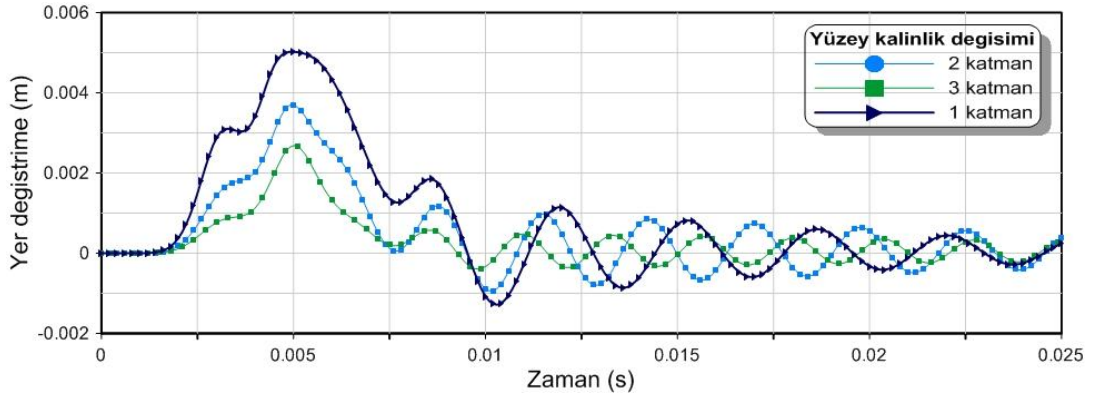
4.5 Yüzey ve Çekirdek Kalınlığının Etkisi

CAC ve KAIK sandviç plaklar için yüzey ve çekirdek kalınlıklarının sandviç plağın dinamik davranışı (titreşim genliği, frekansı, sönümü vb.) üzerindeki etkileri incelenmiştir.

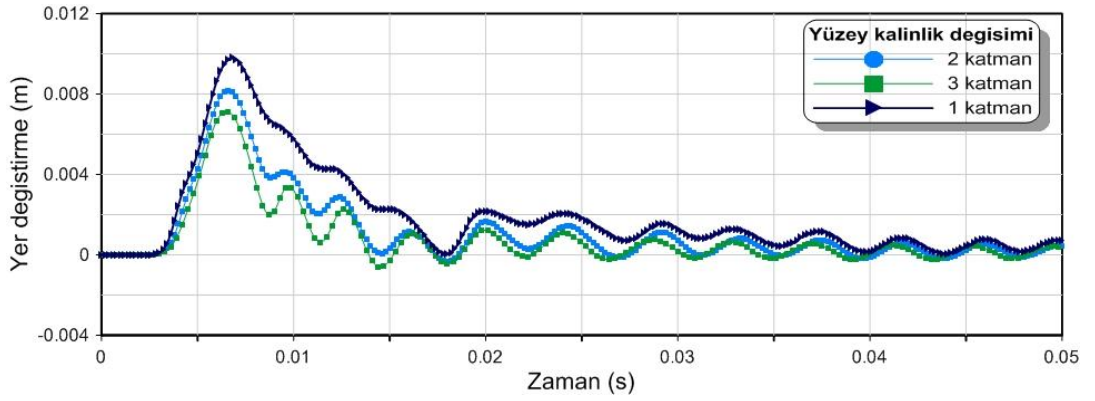
Şekil 4.30’da katman kalınlığı arttıkça gerinim değerlerinin düştüğü gözlenmektedir. Gerinim genliklerinin lineer olmayan bölgede kalınlık değişimine fazla duyarlı olmadığı, buna karşılık genliklerin düştüğü ve davranışın lineer olarak temsil edilebildiği zaman bölgesinde gerinim genliklerinin kalınlık değişimi ile önemli ölçüde değiştikleri görülmektedir. Titreşim frekansları da benzer şekilde lineer olmayan bölgede kalınlık değişimine karşı fazla duyarlı değilken genliklerin nisbeten küçük olduğu zaman bölgesinde kalınlık artımıyla önemli ölçüde artış göstermektedir.



Şekil 4.30 : Farklı yüzey kalınlıkları için ϵ_x geriniminin zamanla değişimi (CAC).



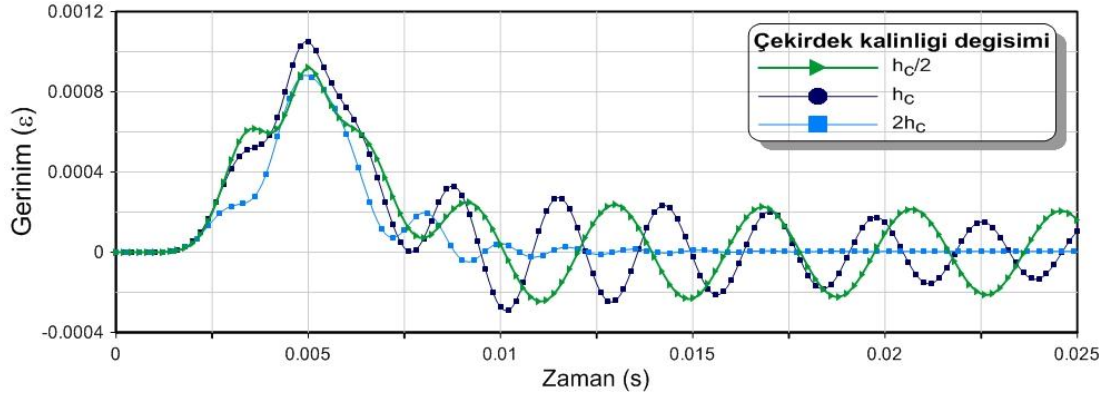
Şekil 4.31 : Farklı yüzey kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (CAC).



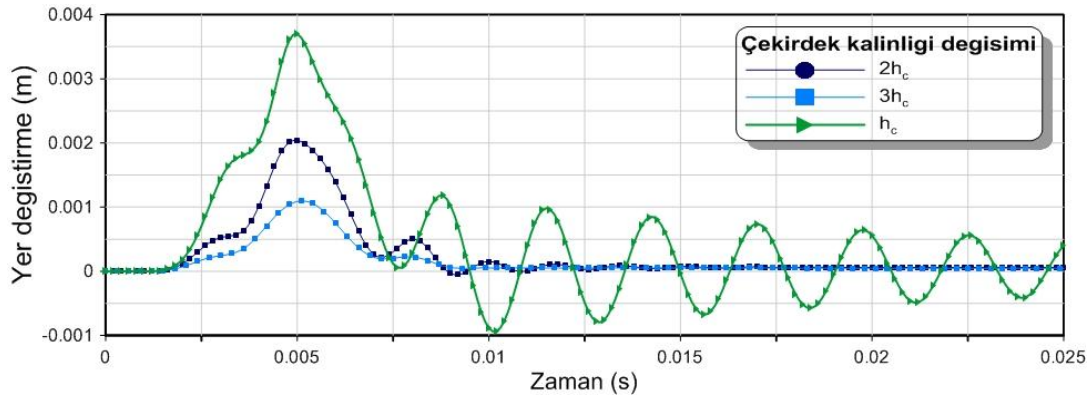
Şekil 4.32 : Farklı yüzey kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (KaiK).

Şekil 4.33'de çekirdek kalınlığındaki artış katman kalınlığı artışına göre titreşim genliklerinde ve frekanslarda daha büyük etki yaratmaktadır. Çünkü çekirdek kalınlığının artırılması sandviç panelin katılığına daha büyük katkıda bulunmaktadır. Ayrıca yüzey katmanının artırılması çekirdeğin kalınlığının artırılmasına göre

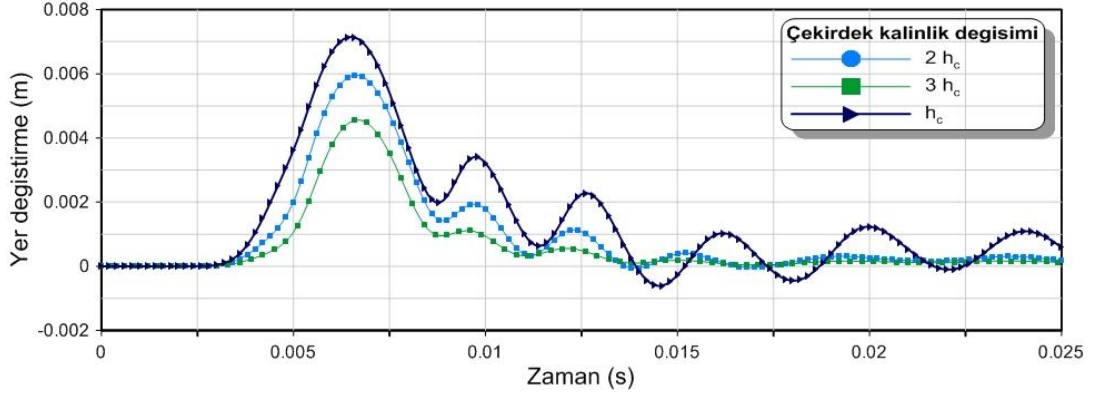
panelin kütlesinde daha çok bir nisbi ağırlık artışına neden olmaktadır. Genlik ve frekansların çekirdek katmanı kalınlığının artırılmasıyla değişimi yüzey katmanlarının artırılmasıyla görülen değişimlere yaklaşık olarak benzerdir. Ayrıca viskoelastik çekirdek kalınlığının artışı ile gerinim değerlerinin beklenildiği gibi daha kısa sürede sönümlendiği görülmektedir.



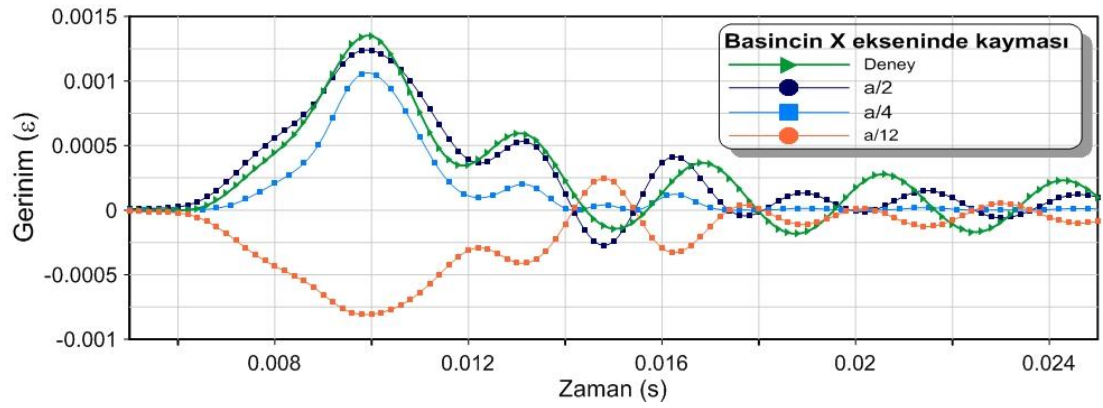
Şekil 4.33 : Farklı çekirdek kalınlıkları için ϵ_x geriniminin zamanla değişimi (CAC).



Şekil 4.34 : Farklı çekirdek kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (CAC).



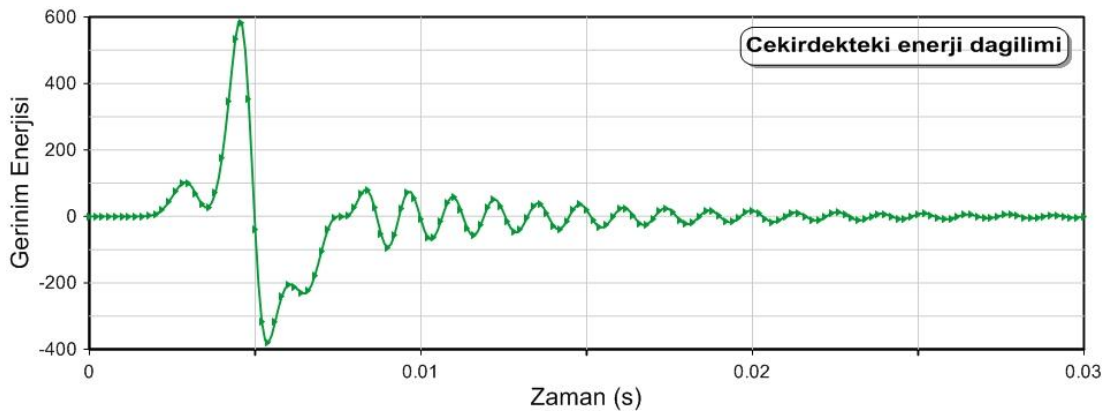
Şekil 4.35 : Farklı çekirdek kalınlıkları için yer değiştirmenin zamanla değişimi (KaiK).



Şekil 4.36 : Basıncın X ekseninde kaymasının plak davranışına etkisi

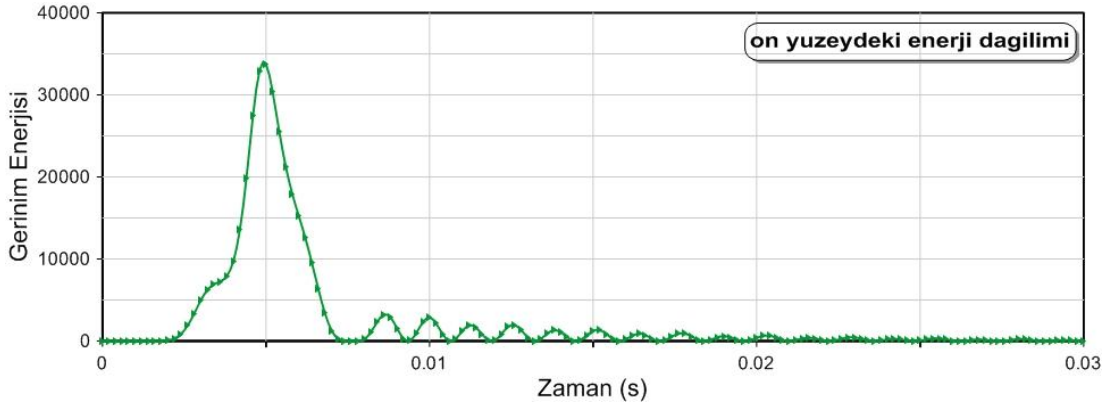
4.6 Gerininim Enerjisi Değişimleri

CAC plağı çekirdek ve yüzey katmanları için gerininim enerjisinin zamanla değişimleri sırasıyla Şekil 4.37 , Şekil 4.38, Şekil 4.39'da gsterilmektedir.

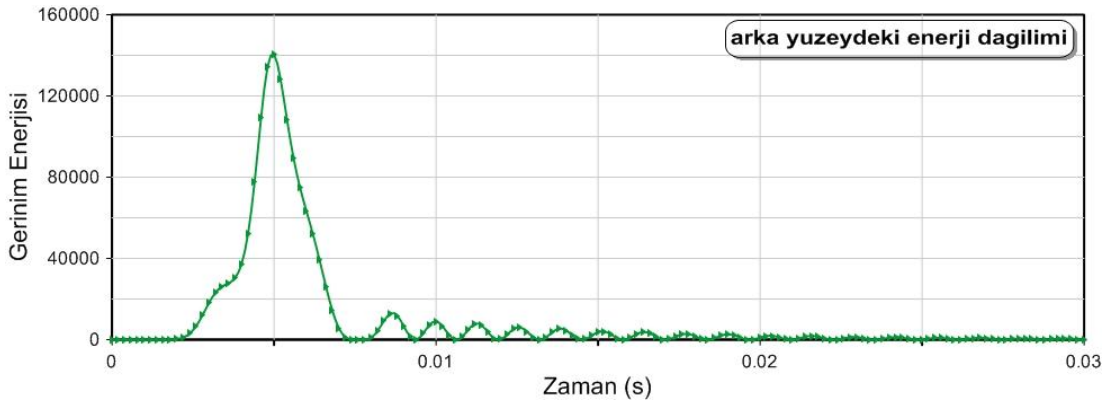


Şekil 4.37 : Sandviç plağın çekirdeğindeki gerininim enerjisinin zamanla değişimi.

Şekil 4.37’de enerjinin bir bölümünün çekirdekteki etki nedeniyle sönmüldüğü görülmektedir.



Şekil 4.38 : Sandviç plağın ön yüzündeki gerinim enerjisinin zamanla değişimi.



Şekil 4.39 : Sandviç plağın arka yüzündeki gerinim enerjisinin zamanla değişimi.

Yüzeyin depoladığı enerjinin çekirdeğe oranla daha yüksek olduğu görülmektedir. Bu farklılıkta yüzeylerdeki yüksek elastisite katsayılı elyafların katkısı vardır. Dolayısıyla yüzey katmanının sönmülemesinin de analizlerde hesaba katılması plağın viskoelastik sönmü davranışının modellenmesinde önemli olacaktır. Ayrıca yüzeye yakın olarak yerleştirilecek viskoelastik sönmüleyici katmanlarının sönmülemede daha etkin olacağı düşünülebilir.

4.7 Plakların Sönmü Oranları

Teorik hesaplamada tek yönlü Karbon/Epoksi için 25°C sıcaklıkta DMA analizi sonucu elde edilen viskoelastik sönmü katsayısı ($\tan\delta=0.048$) değeri kullanılmıştır.

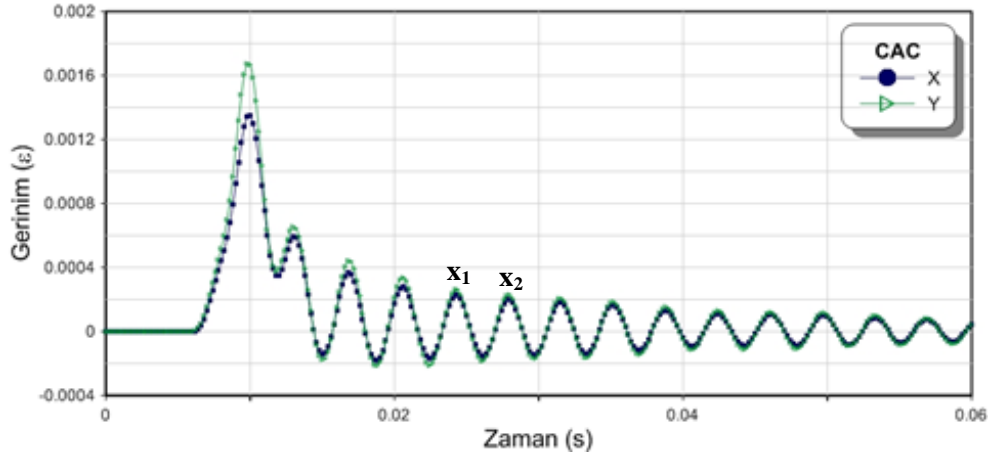
Sönüm parametresi değerleri, daha önce de belirtildiği gibi, DMA analizlerinin sonucunda elde edilmiştir. Teorik hesaplamalarda bu veriler kullanılmıştır. Bunun yanı sıra, deneyden elde edilen gerinim-zaman grafiği verilerinden seçilen iki tepe noktası değeri, (4.1) ve (4.2) denklemlerinde yerine konarak sönüm katsayısı elde edilmiştir.

$$\delta = \ln \frac{x_1}{x_2} \quad (4.1)$$

$$\delta = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}} \quad (4.2)$$

ζ yeterince küçük olduğu için (4.2) denklemi, (4.3) formunda yazılabilir.

$$\delta = 2\pi\zeta \quad (4.3)$$



Şekil 4.40 : x_1 ve x_2 genliklerinin gerinim-zaman grafiğinde gösterimi

Herbir plak için, gerinim zaman grafiğinde uygun tepe noktaları seçilmiş ve bu değerler kullanılarak ζ sönüm parametreleri hesaplanmıştır. Çizelge 4.9'da görüldüğü gibi polipropilen bal peteği çekirdek malzemesi kullanılan plakta, sönüm oranı oldukça yüksek çıkmıştır. Ayrıca, Kevlar/epoksi katman ve airex çekirdek kullanılan KAiK plağında sönüm oranının nispeten daha yüksek çıktığı görülmektedir.

Çizelge 4.9 : Sönüm parametreleri.

Plak	Sönüm katsayısı (ζ)
CAC	0.039
KAiK	0.065
CPpC	0.079

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada viskoelastik çekirdeğe sahip sandviç kompozit plakların anlık basınç yükü altındaki geçici dinamik davranışı teorik ve deneysel olarak incelenmiştir. Teorik çalışmada geometrik olarak doğrusal sandviç plak denklemlerine, doğrusal viskoelastisite etkileri katılarak sanviç kompozit plağın hareket denklemleri elde edilmiştir. Elde edilen uzay bölgesinde tanımlı doğrusal hareket denklemleri, Galerkin Yöntemi kullanılarak zaman bölgesinde tanımlı diferansiyel denklem sistemine indirgenmiştir. Bunun için, plağın dört kenarından ankastre mesnetli olduğu durumdaki sınır şartlarını sağlayan yaklaşım fonksiyonları seçilmiştir. Seçilen yaklaşım fonksiyonlarına ve hareket denklemlerine Galerkin Metodu uygulanarak adi diferansiyel denklem sistemine ulaşılmıştır. Bu denklem sistemi ise Mathematica Programı yardımıyla çözülmüştür. Elde edilen teorik sonuçlar, ANSYS yazılımında yapılan analizlerle kıyaslanmıştır. Anlık basınç yükü etkilerinin incelendiği çalışmanın sonuçlarının oldukça uyumlu çıktığı gözlenmiştir.

Malzemelerin termomekanik spektrumlarını elde etmek amacıyla DMA cihazında deneyler gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalar neticesinde, test numunesi olarak seçilen malzemelerin, kayıp modülü, depolama modülü, tanjant modülü gibi viskoelastik özellikleri ve buna bağlı olarak malzemelerin viskoelastik sönüm katsayıları bulunmuştur. Elde edilen sönüm katsayısı teorik ve sayısal çalışmalarda kullanılmıştır.

Sandviç kompozit plakların anlık basınç yükü altındaki dinamik davranışlarını deneysel olarak incelemek için kompozit plakların üretimi gerçekleştirilmiştir. Deneyde kullanılan plak sandviç yapı oluşturmak amacıyla, iki kat çift yönlü karbon elyaf, aramid bal peteği ve tekrar iki kat çift yönlü karbon elyaf sırasıyla birleştirilerek ısıtılmalı vakum masasına yerleştirilmiş ve vakumlama işleminin ardından, sanviç kompozit plak elde edilmiştir. Plak boyutları, mevcut deney düzeneğine uygun olacak şekilde kesildikten sonra deney gerçekleştirilmiştir.

Plağın orta noktasına ve köşegenin dörtte bir mesafesine yerleştirilen gerinim ölçerlerden gelen gerinim verileri, ANSYS yazılımında elde edilen analiz sonuçlarıyla kıyaslanmıştır. En yüksek gerinim değerinin ortaya çıktığı orta noktada iyi bir uyum yakalanmıştır. Deneysel ve sayısal olarak elde edilen titreşim frekansları da birbirine yakındır.

Çalışma kapsamında sandviç kompozit plakların anlık basınç yükü altındaki davranışları deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Anlık basınç yükü altında gerçekleştirilen deneyler ve analizlerin zamana bağlı normal gerinim grafikleri karşılaştırıldığında, titreşim karakterleri, tepe noktaları, titreşim frekansları açısından iyi bir uyum olduğu görülmüştür. Frekanslardaki farklılıklar plağın dinamik cevabının yüksek genlikli titreşimlerle başlayıp anlık basınç yükünün kalkması ve yapısal sönüm etkisi nedeniyle giderek düşük genlikli titreşimler haline gelmesinden kaynaklanmaktadır. Yüksek genlikli titreşim bölgesinde hem membran hem eğilme katılıkları etkili olurken düşük genlikli titreşim bölgesinde sadece eğilme katılığı etkili olmaktadır. Analizlerde sadece çekme testleri veya eğilme testleri ile elde edilen mekanik özellikleri kullanmak yerine membran davranış için çekme testlerinden elde edilen özellikler, eğilme davranışı için eğilme testlerinden elde edilen özelliklerin kullanılması daha sağlıklı sonuçlar elde edilmesini sağlayabilecektir.

Ayrıca sandviç plakların deney verilerinden sönüm katsayıları elde edilmiştir. Sandviç plalarda sönüm viskoelastikliği en yüksek olan polipropilen petek malzemenin çekirdek olarak kullanıldığı plakda elde edilmiştir.

Yapılan parametrik çalışmalar sonucunda, çekirdek kalınlığının arttırılmasının yüzey kalınlığını arttırmaktan daha etkili olduğu görülmüştür. İyi bir sönümleme için, yapısal titreşimlerin daha çabuk sönümlenmesi için çekirdek kalınlığının arttırılması önerilir. Plak çekirdeğinin nispeten daha yumuşak olduğu durumda, teorik çalışmada kullanılan ikinci plak modeli daha iyi sonuçlar vermiştir. Deneylerde sadece birinci mod uyarılmış, diğer modların katkıda bulunmadığı görülmüştür. Genellikle x ve y yönündeki gerinimlerdeki veriler birbiriyle uyumlu olmakla birlikte, deneyde elde edilen basınç, tahminen, simetrik olmadığı için, bazı deney verilerinde bu yöndeki gerinimler farklı çıkmıştır.

Basınç fonksiyonundaki ikinci tepe noktasını modellemek, plağın gerinim davranışının daha doğru modellenmesini sağlamıştır. Kullanılan üç çekirdek malzemesinden Polipropilen'in sönüm açısından daha iyi bir malzeme olduğu görülmüştür. En düşük sönüm değeri Aramid çekirdekte gözlenmiştir.

Bundan sonraki çalışmalarda, ideal basınç dağılımı elde etmek için daha fazla sensörle daha fazla basınç verisi alacak şekilde deneyler gerçekleştirilebilir. Şok tüpünün ucuna akımı düzelteren bir aparat takılabilir. Panel şoka karşı eğik tutularak, merkezlenmemiş şok çalışılabilir. Plakta takviye kirişler ve viskoelastik tabakalar kullanılarak deney ve analizler gerçekleştirilebilir. Plak açıklık oranı incelenebilir. Detaylı DMA analizleri ile viskoelastik malzeme özelliklerinin elde edilmesi ve analizlerde bu verilerin kullanılması, sonuçların yakınsamasını etkileyecektir.

KAYNAKLAR

- [1] **Feichtinger, K. A.** (1989). Test Methods and Performance of Structural Core Materials. 1. Static Properties. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. Vol. **8**, no. 4, pp. 334-357.
- [2] **Rheinfrank, G. B., Norman, W. A.** (1944). Molded Glass Fiber Sandwich Fuselage for Bt-15 Airplane. *Army Air Corps Technical Report*
- [3] **Plantema, F. J.** (1966). *Sandwich Construction, the Bending and Buckling of Sandwich Beams, Plates and Shells*. New York: John Wiley and Sons.
- [4] **Allen, H. G.** (1969). *Analysis and Design of Structural Sandwich Panels*. Oxford: Pergamon Press.
- [5] **Ueng, C. E. S., Underwood, E. E. ve Liu, T. L.** (1979). Shear Modulus of Superplastically Formed Sandwich Cores. *Computers & Structures*. Vol. **10**, no. 1-2, pp. 393-397.
- [6] **Ko, W. L.** (1980). Comparison of Structural Behavior of Superplastically Formed/Diffusion Bonded Sandwich Structures and Honeycomb Core Sandwich Structures. Vol. **TM 81348**.
- [7] **Bitzer, T. N.** (1997). *Honeycomb Technology*. London: Chapman & Hall.
- [8] **Borris, P. W., Caldwell, M. S., Castillo, J. I. ve Bitzer, T. N.** (1989). Recent Honeycomb Developments. *Tomorrows Materials : Today, Book 1 and 2*. Vol. **34**, pp. 849-860.
- [9] **Christensen, R. M.** (2000). Mechanics of Cellular and Other Low-Density Materials. *International Journal of Solids and Structures*. Vol. **37**, no. 1-2, pp. 93-104.
- [10] **Kim, B. ve Christensen, R. M.** (2000). Basic Two-Dimensional Core Types for Sandwich Structures. *International Journal of Mechanical Sciences*. Vol. **42**, no. 4, pp. 657-676.
- [11] **Reissner, E.** (1984). Finite Deflections of Sandwich Plates. *J. Aerospace Sci.* Vol. **15**, pp. 435-440.
- [12] **Libove, C., Batdorf, S. B.** (1948). *A General Small-Deflection Thory for Flat Sandwich Plates*. Washington DC: NACA.
- [13] **Hoff, N. J.** (1950) *Bending and Buckling of Rectangular Sandwich Plates*. Washington, DC: NACA.

- [14] **Eringen, A. C.** (1952). Bending and Buckling of Rectangular Sandwich Plates. *Proc. 1st U.S. Nat. Congr. Applied Mechanics*.
- [15] **Stein, M., Mayers, J.** (1952). *Compressive Buckling of Simply Supported Curved Plates and Cylinders of Sandwich Construction*. Washington, DC: NACA.
- [16] **Grigoliuk, E. I.** (1958). Large Deflection of Sandwich Shells with Strong Core. *Izv. Akad. Nauk SSSR OTN*. Vol. **1**, pp. 26-34.
- [17] **Kurshin, L. M.** (1959). Large Deflection of Sandwich Cylindrical Shells, *Research of Aeronautical Structures-Sandwich Plates and Shells in Russia*. Ed. Alexandrov, A. Ia. pp: 39-50, Obornghiz, Moscow.
- [18] **Vinson, J. R., Brull, M. A.** (1962). New Techniques of Solution for Problems in the Theory of Orthotropic Plates. *Proc. Of 4th US National Conf. Of Appl Mech*. Vol. **2**, pp. 827-825.
- [19] **Timoshenko, S. ve Woinowsky-Krieger, S.** (1959). Theory of Plates and Shells. New York: McGraw-Hill.
- [20] **Pagano, N. J.** (1970). Exact Solutions for Rectangular Bidirectional Composites and Sandwich Plates. *Journal of Composite Materials*. Vol. **4**, no. Jan, pp. 20-34.
- [21] **Wiernicki, C. J., Liem, F., Woods, G. D. ve Furio, A. J.** (1991). Structural-Analysis Methods for Lightweight Metallic Corrugated Core Sandwich Panels Subjected to Blast Loads. *Naval Engineers Journal*. Vol. **103**, no. 3, pp. 192-203.
- [22] **Burton, W. S., ve Noor, A. K.** (1997). Structural Analysis of the Adhesive Bond in a Honeycomb Core Sandwich Panel. *Finite Elements in Analysis and Design*. Vol. **26**, no. 3, pp. 213-227.
- [23] **Burton, W. S. ve Noor, A. K.** (1997). Assessment of Continuum Models for Sandwich Panel Honeycomb Cores. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. Vol. **145**, no. 3-4, pp. 341-360.
- [24] **Skvortsov, V. ve Bozhevolnaya, E.** (2001). Two-Dimensional Analysis of Shallow Sandwich Panels. *Composite Structures*. Vol. **53**, no. 1, pp. 43-53.
- [25] **Ferreira, A. J. M., Barbosa, J. T., de Sa, J. C. ve Marques, A. T.** (1998). Geometric Non-Linear Analysis of Sandwich Structures. *Sandwich Construction 4, Vols I and II*. pp. 327-338.
- [26] **Ferreira, A. J. M., Barbosa, J. T., Marques, A. T. ve De Sa, J. C.** (2000). Non-Linear Analysis of Sandwich Shells: The Effect of Core Plasticity. *Computers & Structures*. Vol. **76**, no. 1-3, pp. 337-346.

- [27] **Karman, T. v., Biot, M. A.** (1940). *Mathematical Methods in Engineering: An Introduction to the Treatment of Engineering Problems*. New York: McGraw-Hill.
- [28] **Hause, T., Librescu, L. ve Johnson, T. F.** (1998). Non-Linear Response of Geometrically Imperfect Sandwich Curved Panels under Thermomechanical Loading. *International Journal of Non-Linear Mechanics*. Vol. **33**, no. 6, pp. 1039-1059.
- [29] **Hause, T., Librescu, L. ve Camarda, C. J.** (1998). Postbuckling of Anisotropic Flat and Doubly-Curved Sandwich Panels under Complex Loading Conditions. *International Journal of Solids and Structures*. Vol. **35**, no. 23, pp. 3007-3027.
- [30] **Librescu, L., Hause, T. ve Camarda, C. J.** (1997). Geometrically Nonlinear Theory of Initially Imperfect Sandwich Curved Panels Incorporating Nonclassical Effects. *AIAA Journal*. Vol. **35**, no. 8, pp. 1393-1403.
- [31] **Dobyns, A. L.** (1981). Analysis of Simply-Supported Orthotropic Plates Subject to Static and Dynamic Loads. *AIAA Journal*. Vol. **19**, no. 5, pp. 642-650.
- [32] **Hohe, J., and Librescu, L.** (2004). Advances in the Structural Modeling of Elastic Sandwich Panels. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*. Vol. **11**, no. 4-5, pp. 395-424.
- [33] **Hause, T., ve Librescu, L.** (2005). Dynamic Response of Anisotropic Sandwich Flat Panels to Explosive Pressure Pulses. *International Journal of Impact Engineering*. Vol. **31**, no. 5, pp. 607-628.
- [34] **Hause, T. ve Librescu, L.** (2007). Dynamic Response of Doubly-Curved Anisotropic Sandwich Panels Impacted by Blast Loadings. *International Journal of Solids and Structures*. Vol. **44**, no. 20, pp. 6678-6700.
- [35] **Librescu, L., Oh, S. Y. ve Hohe, J.** (2004). Linear and Non-Linear Dynamic Response of Sandwich Panels to Blast Loading. *Composites Part B-Engineering*. Vol. **35**, no. 6-8, pp. 673-683.
- [36] **Hazard, L. ve Bouillard, P.** (2007). Structural Dynamics of Viscoelastic Sandwich Plates by the Partition of Unity Finite Element Method. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. Vol. **196**, no. 41-44, pp. 4101-4116.
- [37] **Haiat, G. ve Barthel, E.** (2007). An Approximate Model for the Adhesive Contact of Rough Viscoelastic Surfaces. *Langmuir*. Vol. **23**, no. 23, pp. 11643-11650.
- [38] **Ganesan, N. ve Pradeep, V.** (2005). Buckling and Vibration of Sandwich Beams with Viscoelastic Core under Thermal Environments. *Journal of Sound and Vibration*. Vol. **286**, no. 4-5, pp. 1067-1074.

- [39] **Chen, Y. R. ve Chen, L. W.** (2007). Vibration and Stability of Rotating Polar Orthotropic Sandwich Annular Plates with a Viscoelastic Core Layer. *Composite Structures*. Vol. **78**, no. 1, pp. 45-57.
- [40] **Hohe, J. ve Becker, W.** (2003). Effective Mechanical Behavior of Hyperelastic Honeycombs and Two-Dimensional Model Foams at Finite Strain. *International Journal of Mechanical Sciences*. Vol. **45**, no. 5, pp. 891-913.
- [41] **Radford, D. D., McShane, G. J., Deshpande, V. S. ve Fleck, N. A.** (2006). The Response of Clamped Sandwich Plates with Metallic Foam Cores to Simulated Blast Loading. *International Journal of Solids and Structures*. Vol. **43**, no. 7-8, pp. 2243-2259.
- [42] **Sriram, R., Vaidya, U. K. ve Kim, J. E.** (2006). Blast Impact Response of Aluminum Foam Sandwich Composites. *Journal of Materials Science*. Vol. **41**, no. 13, pp. 4023-4039.
- [43] **Yen, C. F.** (2006). Modeling of Composite Material Behavior for Blast and Ballistic Impact. *Proceedings of the 8th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis, Vol 3*. pp. 783-789.
- [44] **Kazancı, Z. ve Mecitoğlu, Z.** (2006). Nonlinear Damped Vibrations of a Laminated Composite Plate Subjected to Blast Load. *AIAA Journal*. Vol. **44**, no. 9, pp. 2002-2008.
- [45] **Hohe, J., Becker, W.** (2002). Effective Stress-Strain Relations for Two-Dimensional Cellular Sandwich Cores: Homogenization, Material Models and Properties. *Applied Mechanics Review*. Vol. **55**.
- [46] **O'Sullivan, H. P.** (1961). Double Block Shear Test for Foil Honeycomb Cores. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. Vol. **33**, pp. 64-66.
- [47] **Smallen, H., Roberts, W. F.,** 1961: Properties of Stainless Steel Sandwich Using Low-Density Honeycomb Cores. *Welding J*. Vol. **40**, no. 2, pp. 90-96.
- [48] **Adams, R. D. ve Maheri, M. R.** (1993). The Dynamic Shear Properties of Structural Honeycomb Materials. *Composites Science and Technology*. Vol. **47**, no. 1, pp. 15-23.
- [49] **Nemat-Nasser, S., Kang, W. J., Mcgee, J. D., Guo, W. G. ve Isaacs, J. B.** (2007). Experimental Investigation of Energy-Absorption Characteristics of Components of Sandwich Structures. *International Journal of Impact Engineering*. Vol. **34**, no. 6, pp. 1119-1146.
- [50] **Dharmasena, K. P., Wadley, H. N. G., Xue, Z. Y. ve Hutchinson, J. W.** (2008). Mechanical Response of Metallic Honeycomb Sandwich Panel Structures to High-Intensity Dynamic Loading. *International Journal of Impact Engineering*. Vol. **35**, no. 9, pp. 1063-1074.

- [51] **Turkmen, H. S. ve Mecitoglu, Z.** (1999). Dynamic Response of a Stiffened Laminated Composite Plate Subjected to Blast Load. *Journal of Sound and Vibration*. Vol. **221**, no. 3, pp. 371-389.
- [52] **Turkmen, H. S. ve Mecitoglu, Z.** (1999). Nonlinear Structural Response of Laminated Composite Plates Subjected to Blast Loading. *AIAA Journal*. Vol. **37**, no. 12, pp. 1639-1647.
- [53] **Shaw, M., MacKnight, William J.** (2005). *Introduction to Polymer Viscoelasticity*. New York: Wiley.
- [54] **Reddy, J. N.** (2004). *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells Theory and Analysis*. Boca Raton: CRC Press.
- [55] **Esmailzadeh, E., and Jalali, M. A.,** (1999). Nonlinear Oscillations of Viscoelastic Rectangular Plates. *Nonlinear Dynamics*. Vol. **18**, no. 4, pp. 311-319.
- [56] **Weierstrass, K.** (1885). Über Die Analytische Darstellbarkeit Sogenannter Willkürlicher Functionen Einer Reellen Veränderlichen. *Sitzungsberichte der Akademie zu Berlin*. pp. 633–639, 789–805.
- [57] **Zenkert, D.** (1995). *An Introduction to Sandwich Construction*. London, UK: Chameleon Press Ltd.
- [58] **Türkmen, H. S.** (1997). *Katmanlı Kompozit Panellerin Anlık Basınç Yüküne Dinamik Cevabı*. Doktora tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [59] **Bertholet, J.** (1999). *Composite Materials: Mechanical Behavior and Structural Analysis*. New York: Springer.
- [60] **Jones, R.** (1998). *Mechanics of Composite Materials*. Philadelphia: Taylor & Francis Inc.
- [61] **Ward, I. M., Hadley, D. W.** (1993). *An Introduction to the Mechanical Properties of Solid Polymers*. England: John Wiley & Sons.
- [62] **Ömercikoğlu, A.** (2009). *Metal Katmanlar İçeren Hibrit Katmanlı Kompozit Plakların Anlık Basınç Yükü Altındaki Dinamik Cevabının İncelenmesi*. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü.
- [63] **Bas, A., Kazancı, Z. ve Mecitoğlu, Z.** (2008). Nonlinear Response of a Sandwich Plate Subjected to Blast Load. *Proceedings of the Asme International Mechanical Engineering Congress and Exposition 2007, Vol 1*. pp. 169-177.
- [64] **Kazancı, Z.** (2006). *Anlık Basınç Yükü Etkisi Altındaki Katmanlı Kompozit Bir Plagın Lineer Olmayan Dinamik Davranışı*, Doktora Tezi. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi.

EKLER

EK A: Birinci yöntemle elde edilen hareket denklemi katsayıları

EK A

Denklem 1:

$$\begin{aligned}
 a_0 &= -\frac{\pi^2}{2ab(-1+\nu+2\nu^2)}(a^2(-1+2\nu)(E_0(h-4h_f)+8h_f\bar{Q}_{66}(1+\nu)) \\
 &\quad +6b^2(E_0(h-4h_f)(-1+\nu)+4h_f\bar{Q}_{11}(-1+\nu+2\nu^2))) \\
 a_1 &= -\frac{\pi^2}{2(-1+\nu+2\nu^2)}(-E_0h+4E_0h_f+8h_f(\bar{Q}_{12}+\bar{Q}_{66})(-1+\nu+2\nu^2)) \\
 a_2 &= -\frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)}(-4aE_0h\pi^3+16aE_0h_f\pi^3+32ah_f\pi^3\bar{Q}_{12}-32ah_f\pi^3\bar{Q}_{66} \\
 &\quad +16aE_0h\pi^3\nu-64aE_0h_f\pi^3\nu-32ah_f\pi^3\bar{Q}_{12}\nu+32ah_f\pi^3\bar{Q}_{66}\nu \\
 &\quad -64ah_f\pi^3\bar{Q}_{12}\nu^2+64ah_f\pi^3\bar{Q}_{66}\nu^2) \\
 a_3 &= \frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)}(-2a^2E_1h\pi^2-12b^2E_1h\pi^2+8a^2E_1h_f\pi^2+48b^2E_1h_f\pi^2 \\
 &\quad +4a^2E_1h\pi^2\nu+12b^2E_1h\pi^2\nu-16a^2E_1h_f\pi^2\nu-48b^2E_1h_f\pi^2\nu) \\
 a_4 &= -\frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)}(-2abE_1h\pi^2+8abE_1h_f\pi^2) \\
 a_5 &= -\frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)}(-8aE_1h\pi^3+32aE_1h_f\pi^3+32aE_1h\pi^3\nu-128aE_1h_f\pi^3\nu) \\
 a_6 &= -\frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)}(-3a^2b^2I_0+3a^2b^2I_0\nu+6a^2b^2I_0\nu^2) \\
 a_7 &= -\frac{3}{4}abI_1
 \end{aligned}$$

Denklem 2:

$$\begin{aligned}
 b_0 &= -\frac{\pi^2}{2(-1+\nu+2\nu^2)}(-E_0h+4E_0h_f+8h_f(\bar{Q}_{12}+\bar{Q}_{66})(-1+\nu+2\nu^2)) \\
 b_1 &= -\frac{\pi^2}{2ab(-1+\nu+2\nu^2)}(b^2(-1+2\nu)(E_0(h-4h_f)+8h_f\bar{Q}_{66}(1+\nu)) \\
 &\quad +6a^2(E_0(h-4h_f)(-1+\nu)+4h_f\bar{Q}_{22}(-1+\nu+2\nu^2)))
 \end{aligned}$$

$$b_2 = \frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)} (-4bE_0h\pi^3 + 16bE_0h_f\pi^3 + 32bh_f\pi^3\bar{Q}_{12} - 32bh_f\pi^3\bar{Q}_{66} + 16bE_0h\pi^3\nu - 64bE_0h_f\pi^3\nu - 32bh_f\pi^3\bar{Q}_{12}\nu + 32bh_f\pi^3\bar{Q}_{66}\nu - 64bh_f\pi^3\bar{Q}_{12}\nu^2 + 64bh_f\pi^3\bar{Q}_{66}\nu^2)$$

$$b_3 = \frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)} (-2abE_1h\pi^2 + 8abE_1h_f\pi^2)$$

$$b_4 = \frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)} (-12a^2E_1h\pi^2 - 2b^2E_1h\pi^2 + 48a^2E_1h_f\pi^2 + 8b^2E_1h_f\pi^2 + 12a^2E_1h\pi^2\nu + 4b^2E_1h\pi^2\nu - 48a^2E_1h_f\pi^2\nu - 16b^2E_1h_f\pi^2\nu)$$

$$b_5 = \frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)} (-8bE_1h\pi^3 + 32bE_1h_f\pi^3 + 32bE_1h\pi^3\nu - 128bE_1h_f\pi^3\nu)$$

$$b_6 = \frac{1}{4ab(-1+\nu+2\nu^2)} (-3a^2b^2I_0 + 3a^2b^2I_0\nu + 6a^2b^2I_0\nu^2)$$

$$b_7 = \frac{3}{4}abI_1$$

Denklem 3:

$$c_0 = -\frac{2\pi^3}{b(-1+\nu+2\nu^2)} (E_0(h-4h_f)(-1+4\nu) - 8h_f(\bar{Q}_{12} - \bar{Q}_{66})(-1+\nu+2\nu^2))$$

$$c_1 = -\frac{2\pi^3}{a(-1+\nu+2\nu^2)} (E_0(h-4h_f)(-1+4\nu) - 8h_f(\bar{Q}_{12} - \bar{Q}_{66})(-1+\nu+2\nu^2))$$

$$c_2 = -\frac{5\pi^4}{8a^3b^3(-1+\nu+2\nu^2)} (21b^4(E_0(h-4h_f)(-1+\nu) + 4h_f\bar{Q}_{11})(-1+\nu+2\nu^2)) + 21a^4(E_0(h-4h_f)(-1+\nu) + 4h_f\bar{Q}_{22})(-1+\nu+2\nu^2)) + 10a^2b^2(E_0(h-4h_f)(-1+\nu) + 4h_f(\bar{Q}_{12} + 2\bar{Q}_{66}))(-1+\nu+2\nu^2))$$

$$c_3 = -\frac{3bE_0\pi\kappa}{4(-1+\nu+2\nu^2)} (h-4h_f)(-1+2\nu)$$

$$c_4 = -\frac{3aE_0\pi\kappa}{4(-1+\nu+2\nu^2)} (h-4h_f)(-1+2\nu)$$

$$c_5 = -\frac{3(a^2+b^2)E_0\pi^2\kappa}{2ab(-1+\nu+2\nu^2)} (h-4h_f)(-1+2\nu)$$

$$c_6 = -\frac{2E_1\pi^3}{b(-1+\nu+2\nu^2)} (h-4h_f)(-1+4\nu)$$

$$c_7 = -\frac{2E_1\pi^3}{a(-1+\nu+2\nu^2)}(h-4hf)(-1+4\nu)$$

$$c_8 = -\frac{3(a^2+b^2)E_1\pi^2\kappa}{2ab(-1+\nu+2\nu^2)}(h-4hf)(-1+2\nu)$$

$$c_9 = -\frac{5E_1\pi^4(-1+\nu)}{4a^3b^3(-1+\nu+2\nu^2)}(21a^4+10a^2b^2+21b^4)(h-4h_f)$$

$$c_{10} = -\frac{3bE_1\pi\kappa}{4(-1+\nu+2\nu^2)}(h-4h_f)(-1+2\nu)$$

$$c_{11} = -\frac{3aE_1\pi\kappa}{4(-1+\nu+2\nu^2)}(h-4hf)(-1+2\nu)$$

$$c_{12} = -\frac{9abI_0}{4(-1+\nu+2\nu^2)}(1+\nu)(-1+2\nu)$$

Denklem 4:

$$d_0 = -\frac{3bE_0\pi\kappa}{4(-1+\nu+2\nu^2)}(h-4hf)(-1+2\nu)$$

$$d_1 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)}(-a^2(-1+2\nu)(E_0(h-4h_f)^3\pi^2+9b^2E_0(h-4h_f)\kappa$$

$$+8h_f(3h^2-12hh_f+16h_f^2)\pi^2\bar{Q}_{66}(1+\nu))-6b^2\pi^2(E_0(h-4h_f)^3(-1+\nu)$$

$$+4h_f(3h^2-12hh_f+16h_f^2)\bar{Q}_{11}(-1+\nu+2\nu^2)))$$

$$d_2 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)}(abE_0h^3\pi^2-12abE_0h^2h_f\pi^2+48abE_0hh_f^2\pi^2-64abE_0h_f^3\pi^2$$

$$+24abh^2h_f\pi^2\bar{Q}_{12}-96abh_hh_f^2\pi^2\bar{Q}_{12}+128abh_f^3\pi^2\bar{Q}_{12}+24abh^2h_f\pi^2\bar{Q}_{66}$$

$$-96abh_hh_f^2\pi^2\bar{Q}_{66}+128abh_f^3\pi^2\bar{Q}_{66}-24abh^2h_f\pi^2\bar{Q}_{12}\nu+96abh_hh_f^2\pi^2\bar{Q}_{12}\nu$$

$$-128abh_f^3\pi^2\bar{Q}_{12}\nu-24abh^2h_f\pi^2\bar{Q}_{66}\nu+96abh_hh_f^2\pi^2\bar{Q}_{66}\nu-128abh_f^3\pi^2\bar{Q}_{66}\nu$$

$$-48abh^2h_f\pi^2\bar{Q}_{12}\nu^2+192abh_hh_f^2\pi^2\bar{Q}_{12}\nu^2-256abh_f^3\pi^2\bar{Q}_{12}\nu^2-48abh^2h_f\pi^2\bar{Q}_{66}\nu^2$$

$$+192abh_hh_f^2\pi^2\bar{Q}_{66}\nu^2-256abh_f^3\pi^2\bar{Q}_{66}\nu^2)$$

$$d_3 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)}(18ab^2E_1h\pi\kappa-72ab^2E_1h_f\pi\kappa-36ab^2E_1h\pi\kappa\nu+144ab^2E_1h_f\pi\kappa\nu)$$

$$d_4 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (a^2 E_1 h^3 \pi^2 + 6b^2 E_1 h^3 \pi^2 - 12a^2 E_1 h^2 h_f \pi^2 - 72b^2 E_1 h^2 h_f \pi^2 \\ + 48a^2 E_1 h h_f^2 \pi^2 + 288b^2 E_1 h h_f^2 \pi^2 - 64a^2 E_1 h_f^3 \pi^2 - 384b^2 E_1 h_f^3 \pi^2 + 9a^2 b^2 E_1 h \kappa \\ - 36a^2 b^2 E_1 h_f \kappa - 2a^2 E_1 h^3 \pi^2 \nu - 6b^2 E_1 h^3 \pi^2 \nu + 24a^2 E_1 h^2 h_f \pi^2 \nu + 72b^2 E_1 h^2 h_f \pi^2 \nu \\ - 96a^2 E_1 h h_f^2 \pi^2 \nu - 288b^2 E_1 h h_f^2 \pi^2 \nu + 128a^2 E_1 h_f^3 \pi^2 \nu + 384b^2 E_1 h_f^3 \pi^2 \nu \\ - 18a^2 b^2 E_1 h \kappa \nu + 72a^2 b^2 E_1 h_f \kappa \nu)$$

$$d_5 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (ab E_1 h^3 \pi^2 - 12ab E_1 h^2 h_f \pi^2 + 48ab E_1 h h_f^2 \pi^2 - 64ab E_1 h_f^3 \pi^2)$$

$$d_6 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (18a^2 b^2 I_1 - 18a^2 b^2 I_1 \nu - 36a^2 b^2 I_1 \nu^2)$$

$$d_7 = -\frac{3}{4} ab I_2$$

Denklem 5:

$$e_0 = -\frac{3a E_0 \pi \kappa}{4(-1+\nu+2\nu^2)} (h - 4h_f)(-1+2\nu)$$

$$e_1 = \frac{\pi^2}{24(-1+\nu+2\nu^2)} (E_0 (h - 4h_f)^3 - 8h_f (3h^2 - 12hh_f + 16h_f^2) (\bar{Q}_{12} + \bar{Q}_{66}) (-1+\nu+2\nu^2))$$

$$e_2 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (6a^2 E_0 h^3 \pi^2 + b^2 E_0 h^3 \pi^2 - 72a^2 E_0 h^2 h_f \pi^2 - 12b^2 E_0 h^2 h_f \pi^2 \\ + 288a^2 E_0 h h_f^2 \pi^2 + 48b^2 E_0 h h_f^2 \pi^2 - 384a^2 E_0 h_f^3 \pi^2 - 64b^2 E_0 h_f^3 \pi^2 + 72a^2 h^2 h_f \pi^2 \bar{Q}_{22} \\ - 288a^2 h h_f^2 \pi^2 \bar{Q}_{22} + 384a^2 h_f^3 \pi^2 \bar{Q}_{22} + 24b^2 h^2 h_f \pi^2 \bar{Q}_{66} - 96b^2 h h_f^2 \pi^2 \bar{Q}_{66} + 128b^2 h_f^3 \pi^2 \bar{Q}_{66} \\ + 9a^2 b^2 E_0 h \kappa - 36a^2 b^2 E_0 h_f \kappa - 6a^2 E_0 h^3 \pi^2 \nu - 2b^2 E_0 h^3 \pi^2 \nu + 72a^2 E_0 h^2 h_f \pi^2 \nu + 24b^2 E_0 h^2 h_f \pi^2 \nu \\ - 288a^2 E_0 h h_f^2 \pi^2 \nu - 96b^2 E_0 h h_f^2 \pi^2 \nu + 384a^2 E_0 h_f^3 \pi^2 \nu + 128b^2 E_0 h_f^3 \pi^2 \nu - 72a^2 h^2 h_f \pi^2 \bar{Q}_{22} \nu \\ + 288a^2 h h_f^2 \pi^2 \bar{Q}_{22} \nu - 384a^2 h_f^3 \pi^2 \bar{Q}_{22} \nu - 24b^2 h^2 h_f \pi^2 \bar{Q}_{66} \nu + 96b^2 h h_f^2 \pi^2 \bar{Q}_{66} \nu - 128b^2 h_f^3 \pi^2 \bar{Q}_{66} \nu \\ - 18a^2 b^2 E_0 h \kappa \nu + 72a^2 b^2 E_0 h_f \kappa \nu - 144a^2 h^2 h_f \pi^2 \bar{Q}_{22} \nu^2 + 576a^2 h h_f^2 \pi^2 \bar{Q}_{22} \nu^2 - 768a^2 h_f^3 \pi^2 \bar{Q}_{22} \nu^2 \\ - 48b^2 h^2 h_f \pi^2 \bar{Q}_{66} \nu^2 + 192b^2 h h_f^2 \pi^2 \bar{Q}_{66} \nu^2 - 256b^2 h_f^3 \pi^2 \bar{Q}_{66} \nu^2)$$

$$e_3 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (18a^2 b E_1 h \pi \kappa - 72a^2 b E_1 h_f \pi \kappa - 36a^2 b E_1 h \pi \kappa \nu + 144a^2 b E_1 h_f \pi \kappa \nu)$$

$$e_4 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (ab E_1 h^3 \pi^2 - 12ab E_1 h^2 h_f \pi^2 + 48ab E_1 h h_f^2 \pi^2 - 64ab E_1 h_f^3 \pi^2)$$

$$e_5 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (6a^2E_1h^3\pi^2 + b^2E_1h^3\pi^2 - 72a^2E_1h^2h_f\pi^2 - 12b^2E_1h^2h_f\pi^2 + 288a^2E_1hh_f^2\pi^2 \\ + 48b^2E_1hh_f^2\pi^2 - 384a^2E_1h_f^3\pi^2 - 64b^2E_1h_f^3\pi^2 + 9a^2b^2E_1h\kappa - 36a^2b^2E_1h_f\kappa - 6a^2E_1h^3\pi^2\nu \\ - 2b^2E_1h^3\pi^2\nu + 72a^2E_1h^2h_f\pi^2\nu + 24b^2E_1h^2h_f\pi^2\nu - 288a^2E_1hh_f^2\pi^2\nu - 96b^2E_1hh_f^2\pi^2\nu \\ + 384a^2E_1h_f^3\pi^2\nu + 128b^2E_1h_f^3\pi^2\nu - 18a^2b^2E_1h\kappa\nu + 72a^2b^2E_1h_f\kappa\nu)$$

$$e_6 = \frac{1}{24ab(-1+\nu+2\nu^2)} (18a^2b^2I_1 - 18a^2b^2I_1\nu - 36a^2b^2I_1\nu^2)$$

$$e_7 = -\frac{3}{4}abI_2$$

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Demet Balkan

Doğum Yeri ve Tarihi: 03.04.1978 Osmancık

E-Posta: kececidem@itu.edu.tr

Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uzay Mühendisliği Bölümü

Yüksek Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uzay Mühendisliği Bölümü

Mesleki Deneyim ve Ödüller:

TÜBİTAK Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Projelerini Destekleme Programı altında “Viskoelastik çekirdekli sandviç kompozit plakların anlık basınç yükü altındaki davranışının teorik ve deneysel incelemesi” adlı projeden burs sağlanmıştır.

Cornell University, College of Engineering, Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering, New York, USA, 2010. Harç Bursu.

Tinçel Vakfı Yurt Dışı Doktora Bursu 2010.

Vehbi Koç Vakfı Doktora Bursu 2003.

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR/SUNUMLAR

- **Balkan, D.**, Acar, O., Turkmen, H. S., and Mecitoglu, Z., 2010: Transient Response of a Laminated Sandwich Plate with Viscoelastic Core Subjected to Air Blast: Theory and Experiment. *Structures under Shock and Impact Xi*. Vol. 113, pp. 113-124.
- **Demet Balkan** and Zahit Mecitoğlu, “Dynamic Response of a Sandwich Plate with Viscoelastic Core Under Blast Load”, *Proceedings of the 7th EUROMECH Solid Mechanics Conference*, J. Ambrósio et.al. (eds.), Lisbon, Portugal, September 7-11, 2009.
- Tengiz E., **Balkan, D.K.**, Türkmen H.S. and Mecitoğlu Z., “Dynamic Behaviour of the Laminated Sandwich Plate with a Stepwise Graded Viscoelastic Core”, *Proceedings of the Tenth International Conference on Computational Structures Technology*, B.H.V. Topping, J.M. Adam, F.J. Pallarés, R. Bru and M.L. Romero, (Editors), Civil-Comp Press, Stirlingshire, Scotland, 2010.
- Acar Ezer,O., **Kececi Balkan, D.**, Turkmen, H. S., Mecitoglu, Z. “Dynamic

Response of a Laminated Composite Plate With Viscoelastic Stiffeners Under Blast Load”, The Tenth International Conference on Computational Structures Technology, 14-17 September 2010, Valencia, Spain.