

T.C.
ERZİNCAN BİNALİ YILDIRIM ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

DÜZLEM İÇİ BASI YÜKLEMELERİNE MARUZ SANDVIÇ
YAPILI KOMPOZİT PANELLERİN BURKULMA
DAYANIMLARININ EN İYİLEMESİ

Mustafa Bahri OKTAY

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hamza Arda DEVECİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI

ERZİNCAN
2023

Her Hakkı Saklıdır.

Kabul ve Onay Sayfası

Dr. Öğr. Üyesi Hamza Arda DEVECİ danışmanlığında, Mustafa Bahri OKTAY tarafından hazırlanan bu çalışma 06/07/2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Makine Bilim Dalı'nda Yüksek Lisans Tezi olarak oybirliği ile kabul edilmiştir.

Başkan: Dr. Öğr. Üyesi Hamza Arda DEVECİ

İmza:

Üye : Prof. Dr. Adnan ÖZEL

İmza:

Üye : Doç. Dr. Levent AYDIN

İmza:

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Salim ÇAM

İmza:

Üye : Doç. Dr. Suat Bahar BAŞTÜRK

İmza:

Yukarıdaki sonuç Enstitü Yönetim Kurulunun / / 20.... tarih ve/..... sayılı kararı ile onaylanmıştır.

Prof. Dr. Bülent ÇAĞLAR
Enstitü Müdürü

Not: Bu tezde kullanılan özgün ve başka kaynaklardan yapılan bildirişlerin, şekil ve tabloların kaynak olarak kullanımı, 5846 sayılı Fikir ve Sanat Eserleri Kanunundaki hükümlere tabidir.

Bilimsel Etięe Uygunluk Sayfası

“Düzlem içi bası yüklemelerine maruz sandviç yapılı kompozit panellerin burkulma dayanımlarının en iyilemesi” isimli “Yüksek Lisans” tezım tarafımca intihal tespit programı ile incelenmiştir. Buna göre tezimde bilimsel etik ihlali ve intihal olarak nitelendirilebilecek herhangi bir durum olmadığını taahhüt ederim.

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir biçimde elde edildiğini; aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiğı gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi beyan ederim. 06/07/2023

(İmza)

**Mustafa Bahri
OKTAY**

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

DÜZLEM İÇİ BASI YÜKLEMELERİNE MARUZ SANDVIÇ YAPILI KOMPOZİT PANELLERİN BURKULMA DAYANIMLARININ EN İYİLEMESİ

Mustafa Bahri OKTAY

Erzincan Binalı Yıldırım Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hamza Arda DEVECİ

Sandviç yapılı kompozitler genel olarak birçok endüstriyel ve yapısal uygulamada kullanılan çok yönlü ve geliştirilebilir malzemelerdir. Birçok alanda kullanılmasının sebepleri arasında düşük ağırlık, yüksek mukavemet, iyi termal ve akustik yalıtım, yüksek rijitlik, tasarım esnekliği ve korozyon direnci gibi üstün özellikleri gelmektedir. Bu tezde çeşitli geometrik ve düzlem içi yükleme senaryoları için maksimum burkulma mukavemetine sahip sandviç yapılı kompozitler elde etmek hedeflenmiştir. Tezde iki ayrı çalışma bulunmaktadır. Bu hedef doğrultusunda ilk çalışma için literatürden yüzey tabakası olarak grafit/epoksi yüzü ve alüminyum petek çekirdekli sandviç yapılı kompozit seçilmiştir. Sonrasında optimizasyon prosedüründe kullanılacak program kodları literatürde daha önce çözülmüş burkulma problemleri ile doğrulanmıştır. Bu çalışmada referans çalışmaya çok yakın kritik burkulma yükü değerleri elde edilebilmiştir. Daha sonra, sandviç yapılı kompozitlerin daha fazla burkulma mukavemetinin mümkün olup olmadığını araştırmak için kod doğrulamasında dikkate alınan problemler kullanılarak bir ön optimizasyon çalışması yapılmıştır. Bu çalışma sonucunda sandviç panellerde kompozit yüzeylerin optimum fiber yönelimleri ile daha büyük kritik burkulma yüklerinin simetrik sınır şartı altında MATLAB programı içerisinde kullanılan genetik algoritma (GA) ile elde edilebileceği görülmüştür. Tezin ikinci çalışmasında literatürden aynı malzemeler dikkate alınarak oluşturulan sandviç yapılı kompozit panellerin kritik burkulma yükleri maksimize edilmiştir. Sandviç panellerin grafit/epoksi yüzlerinde geleneksel -45° , 0° , 45° , 90° fiber açıları kullanılarak optimum fiber açı dizilimli tasarımları için, çeşitli plaka en-boy oranları ve düzlem içi yükleme oranları için iki tip çekirdek ve yükleme dikkate alınarak Tsai-Wu hasar kriteri altında optimizasyon çalışmaları yapılmıştır. Belirlenen problemler MATLAB programı ile oluşturulan GA/SQPA hibrit algoritması kullanılarak çözülmüştür. Sonuçlar, dikkate alınan çoğu plaka en-boy (a/b) ve yükleme oranları (N_y/N_x) için belirlenen $N_x = 100$ N/mm ve 200 N/mm yükleri altında her iki çekirdek tipinde de burkulmaya dayanımı maksimum ve ilk tabaka hasarına uğramamış optimum tasarımlar elde edildiğini göstermektedir.

2023, 79 Sayfa

Anahtar Kelimeler: Burkulma, Genetik algoritma, Optimizasyon, Sandviç kompozitler.

ABSTRACT

Master Thesis

MAXIMIZATION OF BUCKLING STRENGTH OF SANDWICH-STRUCTURED COMPOSITE PANELS SUBJECTED TO IN-PLANE COMPRESSION LOADINGS

Mustafa Bahri OKTAY

Erzincan Binali Yıldırım University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Hamza Arda DEVECİ

Sandwich composites are versatile and developable materials that are generally used in many industrial and structural applications. Among the reasons for its use in many areas are its superior properties such as low weight, high strength, good thermal and acoustic insulation, high rigidity, design flexibility and corrosion resistance. In this thesis, it is aimed to obtain sandwich structured composites with maximum buckling strength for various geometric and in-plane loading scenarios. There are two separate studies in the thesis. In line with this goal, sandwich structure composite with graphite/epoxy faces and aluminum honeycomb core was selected from the literature for the first study. Afterwards, the program codes to be used in the optimization procedure were verified with the buckling problems previously solved in the literature. In this study, critical buckling load values very close to those in the reference study were obtained. Then, a pre-optimization study was carried out using the problems considered in code validation to investigate whether greater buckling strength of sandwich-structured composites is possible. As a result of this study, it has been seen that larger critical buckling loads in sandwich panels can be obtained by the optimum fiber orientations of the composite laminate faces under the symmetrical boundary condition using genetic algorithm (GA) in the MATLAB program. In the second study of the thesis, the critical buckling loads of sandwich composite panels considering the same materials from the literature were maximized. Optimization studies were carried out under the Tsai-Wu failure criterion by considering two types of cores and loading for various plate aspect ratios and in-plane loading ratios for optimum fiber orientation designs using conventional -45° , 0° , 45° , 90° fiber angles on the graphite/epoxy faces of sandwich panels. The specified problems were solved using GA/SQPA hybrid algorithm constituted with the MATLAB program. The results show that optimum designs are obtained having maximum buckling strength and not having the first ply failure under $N_x = 100$ N/mm and 200 N/mm loads for the most of the considered plate aspect ratios (a/b) and loading ratios (N_y/N_x) in both core types.

2023, 79 pages

Keywords: Buckling, Genetic algorithm, Optimization, Sandwich composites.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın en zorlu süreçlerinde sabrını eksik etmeden, kıymetli zamanını bana ayıran, desteğini, güler yüzünü ve samimiyetini benden hiç esirgemeyen değerli tez danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hamza Arda DEVECİ ‘ye teşekkürlerimi sunarım.

Hayatın her noktasında yanımda olan bu yola çıkma sebebim Zeynep AKSARAY’a,hem bu süreçte hem de tüm hayatım boyunca bana destek olan ailemin her bir ferdine,gerekli anlayışı fazlasıyla gösteren iş yerimde şefime ve müdürlerime çok teşekkür ederim.

Mustafa Bahri OKTAY

Temmuz, 2023

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET.....	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	vi
TABLolar LİSTESİ.....	viii
1. GİRİŞ.....	1
2. KURAMSAL TEMELLER.....	5
2.1. Kompozit Malzemeler.....	5
2.1.1. Kompozit malzeme sınıfları	7
2.1.1.1 Elyaf takviyeli kompozitler	7
2.1.1.2 Parçacık takviyeli kompozitler	8
2.1.1.3 Tabakalı kompozitler	9
2.1.1.4 Hibrit kompozitler	10
2.1.2. Sandviç Yapılı Kompozitler.....	11
2.1.2.1 Sandviç kompozit yapı	11
2.1.3. Sandviç kompozit yapı elemanları	11
2.1.3.1 Çekirdek.....	12
2.1.3.2 Yüzeyler.....	14
2.1.4. Sandviç kompozit yapıların avantajları	16
2.1.5. Sandviç kompozit yapıların uygulama alanları	16
2.1.6. Sandviç yapılı kompozitlerin mekaniği.....	21
2.1.7. Tabakalı kompozit malzemelerin hasar teorileri	25
2.1.7.1 Tsai-Wu hasar teorisi	26
2.2. Optimizasyon	28
2.2.1. Optimizasyon problem tanımı	29
2.2.2. Genetik Algoritma (GA)	31
2.2.2.1 GA terminolojisi	32
2.2.2.2 Genetik operatörler	33
2.2.3. Sıralı kuadratik programlama algoritması (SQPA).....	35

2.2.4. MATLAB optimizasyon araç kutusu	37
3. MATERYAL ve YÖNTEM.....	40
3.1. Kompozit Sandviç Plakaların Kritik Burkulma Yüğü Maksimizasyonu	40
3.1.1 Optimizasyon prosedürünün doğrulanması	40
3.1.2. Sandviç kompozit plakaların kritik burkulma yük maksimizasyonu	44
3.1.2.1 Problem tanımı	44
3.1.2.2 Sonuçlar	45
3.2. Sandviç Yapılı Kompozit Panellerin Tsai-WU Hasar Kriteri Kısıtı Altında Burkulma Dayanımlarının En İyilemesi	48
3.2.1 Problem tanımı.....	48
3.2.2 Sonuçlar ve tartışma	51
3.2.2.1 Bal peteği çekirdekli kompozit sandviç panel sonuçları	52
3.2.2.2 Köpük çekirdekli kompozit sandviç panel sonuçları.....	54
4. SONUÇLAR	56
KAYNAKLAR	58
EKLER.....	61
Ek-1. Matlab Bilgisayar programı (Referans çalışma tablo doğrulama kodları)	62
Ek-2. Matlab Bilgisayar Programı (Referans optimizasyon çalışma tablo doğrulama kodları)	66
Ek-3. Matlab Bilgisayar Programı (Bal peteği çekirdekli sandviç yapı amaç fonksiyonu).....	71
Ek-4. Matlab Bilgisayar Programı (Optimizasyon Çalıştırıcı).....	77

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1. Elyafli kompozit yapı.....	8
Şekil 2.2. Parçacık takviyeli kompozit yapı.....	8
Şekil 2.3. Tabakalı kompozit yapı.....	10
Şekil 2.4. Hibrid kompozit yapı	10
Şekil 2.5. Sandviç yapıli kompozit	11
Şekil 2.6. IGF31 köpük çekirdekli sandviç kompozit.....	13
Şekil 2.7. Altıgen hücreli petekli yapı.....	13
Şekil 2.8. Sandviç panelin yapıştırılarak elde edilmesi.....	14
Şekil 2.9. Sandviç kompozit kamyon kasa yapısı	17
Şekil 2.10. IC3 treni	17
Şekil 2.11. Yelkenli yat.....	18
Şekil 2.12. YS2000 saldırı gemisi.....	18
Şekil 2.13. Denizaltı muhafazası.....	19
Şekil 2.14. Boeing 787 uçağı ve kullanılan malzemelerin dağılımı	19
Şekil 2.15. Garaj kapısı	20
Şekil 2.16. Kompozitlerin sektörel kullanım dağılımı	21
Şekil 2.17. Düzlem içi bası yükleri altında sandviç panel yapısı.....	22
Şekil 2.18. Kompozit malzeme hasar kriterleri.....	26
Şekil 2.19. $f(x)$ 'in minimum ve maksimumu	29
Şekil 2.20. Optimizasyon problemlerinin sınıflandırılması	30
Şekil 2.21. Genetik algoritma akış diyagramı	32
Şekil 2.22. Kromozom yapısı.....	33
Şekil 2.23. Kromozomdaki genler	33
Şekil 2.24. Çaprazlama gösterimi	34
Şekil 2.25. Mutasyon gösterimi	34
Şekil 2.26. Seçim işlemi gösterimi.....	35
Şekil 2.27. SQPA akış şeması.....	37
Şekil 2.28. MATLAB Toolbox genetik algoritma çözücü.....	38
Şekil 2.29. GA/SQPA hibrit algoritma akış şeması	39

Şekil 3.1. Düzlem içi yüklemeye maruz sandviç kompozit panel	44
Şekil 3.2. Düzlem içi basma yüklemesine maruz grafit/epoksi sandviç kompozit.....	48



TABLULAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 2.1. Metal, epoksi matrisli kompozit, fiber ve metallerin özgül mukavemet ve Young modülü değerleri dağılım tablosu.....	6
Tablo 3.1.Referans çalışmada kompozit sandviç plaka malzeme ve özellikleri.....	40
Tablo 3.2.Tüm kenarları basit mesnetli kompozit sandviç plakanın kritik burkulma yükü doğrulama sonuçları.	41
Tablo 3.3.Bir kompozit sandviç plakanın burkulması için optimizasyon sonuçlarıyla kodun doğrulanması.	42
Tablo 3.4.Önerilen prosedürün gerekçesi için ön optimizasyon çalışmasının sonuçları.	43
Tablo 3.5.Sürekli fiber açıları kullanılarak kompozit sandviç panellerin kritik burkulma yükü en iyileme sonuçları.	46
Tablo 3.6.Geleneksel fiber açıları kullanılarak kompozit sandviç panellerin kritik burkulma yükü en iyileme sonuçları	47
Tablo 3.7.Kompozit sandviç panel malzeme özellikleri.....	49
Tablo 3.8.Optimizasyon problemleri.	50
Tablo 3.9.GA/SQPA hibrit algoritma ayarları.	51
Tablo 3.10. $N_x = 100$ N/mm için bal peteği çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.....	52
Tablo 3.11. $N_x = 200$ N/mm için bal peteği çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.....	53
Tablo 3.12. $N_x=100$ N/mm için köpük çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.	54
Tablo 3.13. $N_x = 200$ N/mm için köpük çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.	55

1. GİRİŞ

Yeni çağa ayak uydurmak yenilenmeden geçmektedir. Yenilenirken gelişmek, gelişirken ise yeni arayışlara girmek kaçınılmaz olmuştur. Teknolojinin ve sanayinin bu gelişimi mühendisliği doğrudan etkilemektedir. Tasarımda programlar, imalatı imalat yöntemi ve cihazları, kurulumda teknolojik süreçler ve işletmede robotikleşmede gelişim hızla devam etmektedir. Bu gelişimlere bağlı olarak ortaya bu gelişmeleri kaldıracak optimum materyal arayışını da ortaya koymaktadır. Yerine göre metal ve alaşımları bazı yerlerde polimerler, bazı yerlerde seramikler kullanım materyali olmuştur. Bunlara ek olarak tüm bu gelişmelere yüksek miktarda ayak uyduran malzeme yaygın olarak kompozitler olmuştur. Geliştirilebilirliği ve sağladığı avantajlar ile ortaya müthiş bir kullanım farkı ve beraberinde kullanım pazarı koymuştur.

Kompozit malzemeler; yüksek dayanım, rijitlik, yorulma dayanımı, aşınma direnci, sıcaklık kapasitesi, korozyon direnci, termal iletkenlik, düşük ağırlık, estetik görünüm, görsellik gibi birçok özelliğe sahiptir. Bu özellikler yerine göre kullanım alanı oluşturur. Hafiflik, yüksek mukavemet ve korozyon direnci gibi özellikleri sayesinde havacılıkta tercih edilen temel kullanım malzemelerinden olmuştur. Bunun yanında basınçlı kaplar, spor ürünleri, enerji sektörü ve daha birçok sektörde de kullanılmaktadır. Kompozitlerin üretiminin pahalılığı ve güçlüğünden dolayı AR-GE çalışmalarının ekonomik boyutu göz önüne alınarak planlı bir şekilde yapılarak en uygun iç yapısal tasarım oluşturulmalıdır. Bu şekilde dezavantajlı gibi görünen kısımlar sağladığı yüksek dayanım ve ömür ile avantaja dönüşmektedir.

Kompozit malzeme çeşitleri içerisinde yaygın olarak bilinen sandviç kompozitler özel bir yapı ve geniş kullanım alanına sahiptir. Yapı endüstrisi, havacılık, uzay sanayi ve otomotiv gibi çoğu sektörde ekseriyetle tercih edilirler. Genel yapısı, bir çekirdek ile beraber bu çekirdeği tutan alt ve üst yüzeyler özel yapıştırıcılar ile birleştirilerek oluşturulmaktadır. Bu genel sandviç yapı oluşturulurken birçok birleşim elemanı seçeneği mevcuttur. Bu seçim genişliği dayanım, rijitlik, mukavemet, korozyon direnci ve yorulma dayanımı gibi çoğu özellik farklarını da beraberinde getirmektedir.

Farklı seçimler farklı kullanım alanlarına hitap etmektedir. Farklı kullanım alanları için en iyi malzeme seçimi istenir. Bu durum da en iyilemek olarak bilinen optimizasyonu

doğurur. Geniş kullanım alanı ve çeşitliliği olan sandviç yapılar ile ilgili literatürde birçok optimizasyon çalışması görülmektedir (Şahin,2000).

Literatür Araştırması

Literatürde sandviç kompozit malzemeler ile ilgili çok sayıda çeşitli araştırma ve çalışmalar mevcuttur. Bu çalışmaların içerisinde sandviç yapıli kompozit malzemelerin optimizasyonu önemli bir yer tutmaktadır. Genel olarak sandviç yapılar üzerine optimizasyon çalışmalarına bakıldığında ağırlık minimizasyonu üzerine (1999)'da M. Kataoka-Filho ve J.S. Hansen'in alüminyum bal peteği çekirdek ve homojen olmayan örgü karbon/epoksi yüzey tabakalarına sahip sandviç kompozitlerin yüzey tabakalarının optimizasyonu üzerine bir çalışması görülmektedir. Çalışmada amaç ilk doğal frekans ve belirli gerilme değeri kısıtlarını sağlayan minimum ağırlıkta sandviç yapıları bulmaktır. Çalışmanın sonucunda önerilen tasarımlar ile sandviç kompozitlerin ağırlığının önemli ölçüde azaltılabildiği görülmüştür. Bu kütle düşüşünü sağlarken yüzey plakası hücre içi buruşma hasarı çalışmanın olumsuz tarafını da ayrıca ortaya koymuştur. Diğer bir çalışmada Klaus Wolf (2001)'de evrimsel bir algoritma kullanarak minimum ağırlıkta sandviç yapıli kompozit tasarımları ortaya koymuştur. Evrimsel optimizasyon yöntemlerinin başında gelen genetik algoritma kullanılmıştır. Yüklemeler düzlem içi verilmiş, yapısal analiz için ise sonlu elemanlar yöntemi tercih edilmiştir. Bu çalışmada köpük ve bal peteği geometrisinde çekirdekler ile birlikte grafit/epoksi laminatlar seçilmiştir. Burkulma kısıtları altında kütle tasarrufunun sağlandığı görülmüştür. S Aimmanee ve Jack R.Vinson, (2002)'de düzlem içi yüklemeler altında dört tarafı basitçe desteklenmiş köpük takviyeli sandviç kompozit panellere optimizasyon ve analizler yapmışlardır. En iyi yüzey ve çekirdek seçimi ile sandviç yapı kütle minimizasyonu elde edilmiştir. X.H. Tan ve A.K. Soh (2006)'da sandviç panellere çok amaçlı optimizasyon çalışmaları yapmışlardır. Çekirdek olarak prizmatik, algoritma olarak genetik algoritma tercih etmişlerdir. Ağırlık ve ısı transferi verimliliği gibi amaçlar üzerine bir çalışma oluşturulmuştur. Sandviç panellerin çok amaçlı optimizasyonu için verimli bir yaklaşım oluşturulmuştur. Optimal sandviç panellerin boyutları, yerel minimum ağırlık ve maksimum ısı transfer verimleri prizmatik çekirdekler ile değeriendirilmiştir. Ayrıca, çok katmanlı çekirdekli sandviç panellerin çok işlevlilik açısından yalnızca tek katmanlı çekirdeğe sahip olanlardan daha iyi

performans gösterdiği görülmüştür. Çok işlevli sandviç panellerin tasarımlarına yardımcı olacak kılavuzlar belirlenmiştir.

Bu çalışmalarla birlikte daha yakın tarihli çalışmalara bakılacak olursa, György Kovács and József Farkas (2014)'te sandviç kompozitlerin en optimum yapısı üzerine çalışmışlardır. Bu yapıyı oluştururken ağırlık ve maliyeti de optimizasyon kapsamında değerlendirmişlerdir. Bu bağlamda yeni yapısal alternatifler sunan bir çalışma olmuştur. Minimum ağırlık ve minimum maliyet ile yapısal model tasarlanmıştır. Yine (2014)'te Anita Catapano ve Marco Montemurro iki bölümden oluşan bir çalışma yayınlamışlardır. Birinci bölümde çekirdek üzerine, ikinci bölümde genel bir optimizasyon üzerinde durulmuştur. Çalışma ilk bölümünde sayısal homojenleştirme tekniği sunulmuştur. Özellikle bal peteği çekirdeği için uygun model amaçlanmıştır ve bu doğrultuda malzeme özelliklerini doğru şekilde tahmin eden orta ölçekli bir optimizasyon prosedürü geometrisi belirlemek üzere çalışmalar yapılmıştır. Çalışmanın ikinci bölümünde optimizasyon stratejisi önerilerin etkinliklerini göstermek amacıyla sayısal örnekler ile sunulmuştur. Üretilbilirlik açısından daha fazla optimizasyon kısıtı gerekliliği kanısına varılmıştır. John T Hwang ve Craig A Steeves (2015)'te köpük hücrelerinin basma ve kesme kuvvetleri altında farklı geometrik konfigürasyonlarının en optimumu üzerine çalışmalar sunmuştur. Katmanların dizilimlerine göre burkulma yükü, ağırlık ve zaman açısından sonuçlar ele alınmıştır. Sun vd. (2017)'de eğme ve düzlem içi yükleme altında deneysel ve sayısal bir çalışma ortaya koymuşlardır. Dört farklı parametreye sahip petek sandviçli yapılar deneysel ve teorik olarak değerlendirilmiştir. Bu çalışma çarpışma dayanıklılığı ile ilgili daha sonraki çalışmalar için yeni bir temel oluşturmuştur.

Literatürde çok sayıda olmamakla birlikte sandviç yapılı kompozitlerin burkulma optimizasyonu çalışmaları da mevcuttur. Mohammad Mahdi Kheirikhah (2020)'de sandviç kompozit plakalar üzerine farklı bir teori kullanarak genetik optimizasyon geliştirmiştir. Ağırlık ve burkulma yükü parametrelerini dizilimlere göre değerlendirmiştir. Tek yönlü levhaya göre çapraz katlı levhaların daha fazla ağırlığa sahip olduğu, burkulma yükünün tek yönlü levhaya göre çok daha büyük olduğu ve çapraz katlı levhaların işlem süresinin daha uzun olduğu görülmüştür. Robinson vd.(1955)'te tüm kenarları basitçe desteklenmiş ortotropik sandviç plakalarda burkulma

ve bükülmeleri incelemiştir. Sonuçlar grafik ve eğriler ile çalışmada verilmiştir. Jau-Sung Moh and Chyanbin Hwuf (1997)'de makalesinde kompozit sandviç plakalara burkulma optimizasyonu çalışmaları yapmışlardır. Dört tarafından basitçe desteklenmiş sandviç kompozit plakaya çift eksenli ve kesme yükleri altında algoritmalar yürütülmüştür. Rayleigh-Ritz yöntemi kullanılmıştır. Fiber yönleri dizilim tasarımları üzerinde durulup optimizasyon sağlanmıştır. Çift eksenli sıkıştırma yüklerine dayanıklı sandviç kompozit levhalar tasarlanmıştır. Fan vd. (2016)'da ağırlık minimizasyonu için burkulma ve dayanım hususlarını gözeterek çalışma yürütmüşlerdir. Genetik algoritma kullanarak farklı çekirdek kalınlıkları ile ağırlıktan tasarruf elde etmişlerdir.

Çalışmanın Amacı

Literatürdeki çalışmalardan görüldüğü üzere sandviç kompozit yapılar üzerine birçok amaç için iyileştirme çalışmaları yapılmıştır. Bu amaçlar içerisinde burkulma dayanımının artırılması konusunda az sayıda çalışma mevcuttur ve çalışmaya açık bir alandır.

Bu doğrultuda bu tezde öncelikle öne sürülecek olan sandviç yapıları kompozit panellerin burkulma dayanımlarının en iyilemesi (maksimizasyonu) prosedürünün çeşitli çalışmalarla doğrulanması ve ardından grafit/epoksi kompozit plaka yüzlerine sahip iki farklı çekirdek tipinde sandviç yapıları kompozit panellerin çeşitli düzlem-içi bası yüklemeleri altında burkulma dayanımlarının en iyilemesi amaçlanmıştır. Bunun için grafit/epoksi kompozit plakaların optimum fiber açı dizilimleri araştırılmıştır. Burkulma optimizasyonu, genetik algoritma ve sıralı kuadratik programlama algoritmasından oluşan bir hibrit algoritma kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, sandviç panellerin düzlem-içi bası yükleri altında burkulma dayanımları artırılırken ilk tabaka hasarı oluşmaması için optimizasyon problemlerinde Tsai-Wu hasar kriteri lineer olmayan kısıt olarak dikkate alınmıştır. Ayrıca amaçta belirtildiği üzere maksimum burkulma dayanımına sahip grafit/epoksi yüzölçümlü sandviç kompozit panellerin optimum tasarımına geçilmeden önce literatür çalışmaları dikkate alınarak çeşitli doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiş ve ayrı bir bölüm olarak sunulmuştur.

2. KURAMSAL TEMELLER

2.1. Kompozit Malzemeler

Matris ve takviye elemanı olarak adlandırılan, birbiriyle kimyasal tepkimeye girmeyen iki veya daha çok sayıda malzemenin birleşmesiyle oluşan yeni materyale kompozit malzeme denir. Yeni gelişen sistemlerde bu materyal mühendislik malzemesi olarak da adlandırılır. İçeriğindeki takviye; fiber tipinde, parçacık tipinde veya levha tipinde olabilir. Hem geçmişte hem de günümüzde yaygın olarak kullanılan bir malzeme olduğu söylenebilir. Eski çağlarda özellikle inşaat malzemesi ve savaş ekipmanları gibi alanlarda yapı malzemesi olarak kullanılmıştır. Eski çağlara bakıldığında Mısır'da piramitlerin inşasında farklı tuğla yapıları kullanıldığı görülmektedir. Bu tuğla yapıları çamur ve saman ile birleştirilerek oluşturulmuştur. Saman harici çamur içeriğine bambu eklenmiş yapılar da inşa edilmiştir. İkinci Dünya Savaşıyla birlikte cam elyaf kullanımı ile kompozit yapılar daha da modernleşmiştir. İlkel olarak başlayan kompozit yapılar tarih içerisinde gelişerek günümüzdeki modern yapısını bulmuştur (Geçmez, 2021).

Bugün, kompozit malzemeler birçok endüstride yaygın olarak kullanılmaktadır. Havacılık, otomotiv, uzay, rüzgâr enerjisi, spor malzemeleri, inşaat ve denizcilik gibi alanlarda, hafiflik, mukavemet, korozyona dayanıklılık gibi özellikleri nedeniyle tercih edilmektedir. Araştırmalar ve teknolojik ilerlemelerin devam etmesiyle, kompozit malzemelerin kullanım alanları ve özellikleri daha da genişlemektedir. Kompozit malzemeler, diğer geleneksel malzemelere göre birçok avantaja sahiptir. Genellikle düşük yoğunluğa sahip olduklarından, aynı mukavemeti sağlarken daha hafiflerdir. Bu özellik, özellikle taşıtlar, havacılık ve uzay endüstrisi gibi alanlarda yakıt tasarrufu sağlar ve performansı artırır. Kompozit malzemeler, takviye edici elyaflar (örneğin; karbon fiber, cam elyafı) ile güçlendirildiği için yüksek mukavemete sahiptirler. Bu, yapısal uygulamalarda daha dayanıklı ve daha güçlü malzemelerin kullanılmasını sağlar. Kompozit malzemelerin mukavemet/yoğunluk oranı yüksektir. Bu, aynı mukavemet için daha düşük ağırlık taşıyan yapılar oluşturulmasını mümkün kılar. Kompozit malzemeler, yorulmaya karşı dayanıklılık konusunda geleneksel malzemelere göre daha iyi performans gösterir. Bu özellik, malzemelerin dayanıklılığını artırır ve ömrünü uzatır. Kompozit malzemeler, metal malzemelerin aksine korozyona karşı

dayanıklıdır. Bu özellik, çeşitli ortamlarda (su, asitler, alkaliler, tuzlu su, vb.) kullanıldığında avantaj sağlar ve bakım maliyetlerini azaltır. Kompozit malzemeler, şekil verilebilirliği ve tasarım esnekliği açısından avantaj sağlar. İstenilen şekilleri elde etmek için kalıp döküm ve işleme gereksinimini azaltır, karmaşık geometrilerin üretimini kolaylaştırır. Kompozit malzemeler, elektrik ve termal izolasyon özelliklerine sahiptir. Bu özellikler, elektrik ve elektronik uygulamalarda, yanmazlık gerektiren alanlarda ve yüksek sıcaklık ortamlarında kullanımda önemli bir avantaj sağlar. Kompozit malzemeler, ses ve titreşim emilimi sağlayabilir. Bu özellikleri, gürültü azaltma ve titreşim kontrolü gerektiren uygulamalarda tercih edilir. Kompozit malzemelerin avantajları yanında nem emilimi ve maliyet gibi bazı dezavantajları vardır. Fakat, gelişen kompozit teknolojiyle geleneksel yapı maliyetlerine nazaran daha düşük maliyetlerle kompozit yapılar elde edilmiştir (Kafalı, 2004).

Tablo 2.1’de özgül yoğunluk, Young modülü, maksimum kuvvet, özgül modül ve özgül mukavemet değerleri verilmiştir. Fiber, epoksi, çelik ve alüminyum malzemeler için bu özellikler tablolanmıştır. Bu verilen değerler malzemelerin türlerine göre birbirleri arasında mukayese edilebilir. Kompozit malzemeler metallere göre daha düşük termal genleşme katsayısına sahiptirler. Bu kompozitlerin özelliğini fiber takviyeli kompozitler daha iyi gösterirler. Elektronik enstrümanlarda, hareket tahrik ekipmanlarından motorlarda, devre elemanlarında ve daha birçok yerde fiber takviyeli kompozitler çoğu avantajı ile öne çıkar (Geçmez, 2021).

Tablo 2.1. Metal, epoksi matrisli kompozit, fiber ve metallerin özgül mukavemet ve Young modülü değerleri dağılım tablosu (Kaw, 2006).

Malzeme Birimleri	Özgül yoğunluk	Young modülü (GPa)	Maksimum kuvvet (MPa)	Özgül modül (GPa-m ³ /kg)	Özgül Mukavemet (MPa-m ³ /kg)
Grafit fiber	1,8	230	2067	0,1278	1,148
Aramid fiber	1,4	124	1379	0,08857	0,9850
Cam fiber	2,5	85	1550	0,0340	0,6200
Tek yönlü grafit/epoksi	1,6	181	1500	0,1131	0,9377

Tablo 2.1. Metal, epoksi matrisli kompozit, fiber ve metallerin özgül mukavemet ve Young modülü değerleri dağılım tablosu (Kaw, 2006).(Devam).

Tek yönlü cam/epoksi	1,8	38,60	1062	0,02144	0,5900
Çapraz kat Grafit/epoksi	1,6	95,98	373	0,06000	0,2331
Çapraz kat Cam/epoksi	1,8	23,58	88,25	0,01310	0,0490
Yarı izotropik grafit/epoksi	1,6	69,64	276,48	0,04353	0,1728
Yarı izotropik cam/epoksi	1,8	18,96	73,08	0,01053	0,0406
Çelik	7,8	206,84	648,1	0,02652	0,08309
Alüminyum	2,6	68,95	275,8	0,02652	0,1061

2.1.1. Kompozit malzeme sınıfları

Çok çeşitliliği olan kompozit malzemeleri kesin sınırlar içine sokmadan içerisindeki malzemelerin formuna göre gruplara ayırabiliriz. Bunlar genel olarak dört grupta incelenir (Tosunlu, 2015).

2.1.1.1 Elyaf takviyeli kompozitler

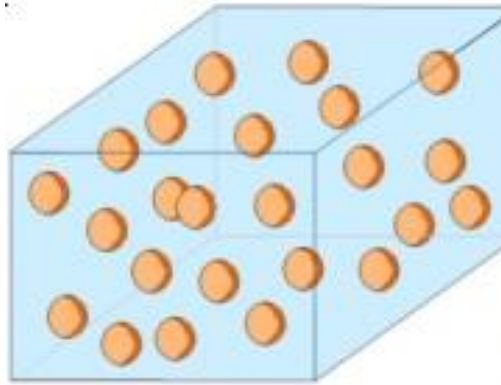
Elyaf (fiber) takviyeli kompozit malzemelerde matris yapıya elyaf takviye edilir. Bu takviye yapılırken matris içerisindeki elyaf konumları doğrudan mukavemeti etkiler. Elyafın birbiriyle göre paralelliği yüksek, dikliği ise düşük mukavemet sağlar. Elyaf mukavemeti kompozit dayanımı ile doğrudan ilişkilidir. Elyaf boyutu arttıkça maruz kaldığı yük de buna bağlı olarak artmaktadır. Elyafın kalitesi kompozit kalitesini etkiler. Elyaf kalitesinin yanında matris ve elyaf arasındaki bağ da son derece önemlidir. Nem bu bağ için istenmeyen bir durumdur (Tosunlu, 2015). Elyaf takviyeli kompozitlere bir örnek Şekil 2.1’de gösterilmiştir.



Şekil 2.1. Elyafli kompozit yapı (İnternet,2023)

2.1.1.2 Parçacık takviyeli kompozitler

Matris malzeme içeriğindeki takviye materyalinin parçacık formunda bulunması olayıdır. Bu parçacık formunda takviye edilen yapı, kompozitin dayanımını doğrudan etkiler. Takviyenin metal, matris yapının ise plastik olduğu durum en yaygın olanıdır. Seramik parçacıklı metal matrisli yapılar havacılıkta sıkça tercih edilen yapılardandır (Tosunlu, 2015). Şekil 2.2’de parçacık takviyeli bir kompozit gösterilmiştir.



Şekil 2.2. Parçacık takviyeli kompozit yapı (Dokur, 2019)

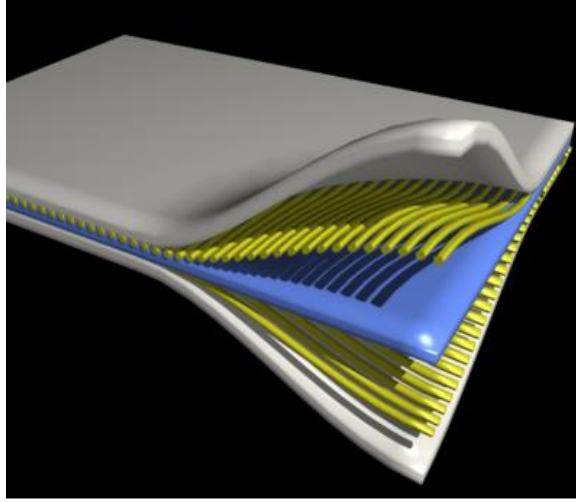
2.1.1.3 Tabakalı kompozitler

Tabakalı kompozit malzemeler geçmişten günümüze yaygın kullanımıyla bilinir. Tabakalı kompozitler, farklı malzemelerin katmanlar halinde birleştirilmesiyle oluşturulan malzemelerdir. Bu kompozit malzemeler, genellikle farklı mekanik özelliklere sahip olan malzemelerin kombinasyonu ile oluşturulur. En yaygın olarak kullanılan tabakalı kompozitler arasında karbon fiber takviyeli polimer matrisli kompozitler (CFRP), cam fiber takviyeli polimer matrisli kompozitler (GFRP) ve aramid fiber takviyeli polimer matrisli kompozitler (AFRP) bulunur.

Tabakalı kompozitler genellikle üç ana bileşenden oluşur: takviye malzemesi, matris malzemesi ve yapıştırıcı. Takviye malzemesi, çekme ve gerilme direnci gibi mukavemet özellikleri için sorumlu olan liflerden oluşur. Karbon fiber, cam fiber veya aramid fiber gibi malzemeler bu amaçla sıklıkla kullanılır.

Matris malzemesi, takviye malzemesini çevreleyen ve takviye malzemesinin yerleşmesini sağlayan bir polimer matrisidir. Polimer matris, genellikle epoksi, polyester veya poliüretan gibi termoset veya termoplastik bir malzeme olabilir. Matris malzemesi, takviye malzemesini bir arada tutar, mekanik yükleri dağıtır ve korur. Yapıştırıcı, kompozit katmanlarını birbirine bağlamak için kullanılan bir malzemedir. Yapıştırıcı, tabakalı kompozitlerin bütünlüğünü sağlamak ve yüklerin geçişini kolaylaştırmak için kullanılır. Kullanım alanına göre ısıya hatta çoğu kompozite göre neme dayanımı yüksektir.

Hafiflikleri ile havacılık, dayanımı ile inşaat gibi çoğu alanda kullanılmaktadırlar. Sandviç yapılar da tabakalı kompozitler adı altında incelenebilir. Bu yapılar havacılıkta izolasyon görevi ile öne çıkarlar (Tosunlu, 2015). Tabakalı kompozitlere bir örnek Şekil 2.3'te verilmiştir.

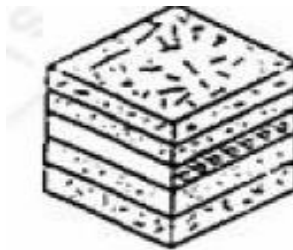


Şekil 2.3. Tabakalı kompozit yapı (İnternet,2023)

2.1.1.4 Hibrit kompozitler

Karma kompozitler olarak da bilinirler. En az iki farklı elyaf çeşidinin kompozit yapı içerisine dahil edildiği yapılara denir (Tosunlu, 2015). Tabakalar arası, tabakalar içi, hem tabaka arası hem de içi beraber ve reçine hibrid laminatlar olarak dörde ayrılırlar.

Sertlik ve homojenitenin öne çıktığı çoğu sanayi alanında tabakalar arası hibrit laminatlar kullanılır. Tokluk ve burkulma mukavemetinin eşit dağıldığı darbe ile temaslı çalışacak bölgelerde tabaka içi hibrit laminatlar kullanılır. Birden fazla fiberi birden fazla tabakada kullanan ikisinin birleşimi olan hem tabaka arası hem içi hibrit laminatlar yaygın bir şekilde çoğu sektörde kullanılır. Reçine hibrid yapılarda ise birden çok reçine kullanıldığı görülür. Şekil 2.4'te hibrit kompozit yapı görülebilir (Geçmez, 2021).



Şekil 2.4. Hibrid kompozit yapı (Tosunlu, 2015)

2.1.2. Sandviç Yapılı Kompozitler

Sandviç yapılı kompozitler, kompozit malzeme çeşitleri içinde önemli bir yer teşkil ederler. Sağladıkları birçok dayanım ve işlevsellikleri ile yaygın bir kullanıma sahiptirler. Hafiflik ve yüksek dayanım gibi yapısal gereksinimleri sağlayan birçok özellikleri sayesinde havacılık, denizcilik, uzay sanayi ve daha çoğu alanda öncelikli tercih edilen malzemeler olmuşlardır (Şahin, 2000).

2.1.2.1 Sandviç kompozit yapı

Hayatımızda birçok sandviç yapıyla karşılaşmışsınız. Bu karşımıza çıkan sandviç yapıların malzemeleri ne kadar farklı olsa da oluşturulma mantığı aynıdır. Çeşitli varyasyonları olan sandviç yapılar incelendiğinde; temelde ortasında çekirdek ve bu çekirdeği tutan iki yüzey paneli olduğu görülür. Çekirdek, alt-üst yüzeyler ve bunlar arasındaki bağların birleşimiyle yekpare bir dayanım elde edilir. Bu dayanım oranı, sandviç yapının kullanım alanı ve çalışma şartlarına göre çeşitlendirilebilir. Şekil 2.5'te genel hatlarıyla modellenmiş bir sandviç yapılı kompozit görülebilir.



Şekil 2.5. Sandviç yapılı kompozit

2.1.3. Sandviç kompozit yapı elemanları

Sandviç kompozit yapı elemanları Şekil 2.5'te görüldüğü üzere yüzeyler ve çekirdektir. Bu yekpare birleşmeyi sağlayan yapıştırıcılar ise yardımcı elemanlar olarak görülür ve düşük kalınlıkları sebebiyle önemsenmezler. Sandviç yapıyı oluşturan ana elemanlar aşağıdaki gibi ele alınabilir. (Gupta, 2003).

2.1.3.1 Çekirdek

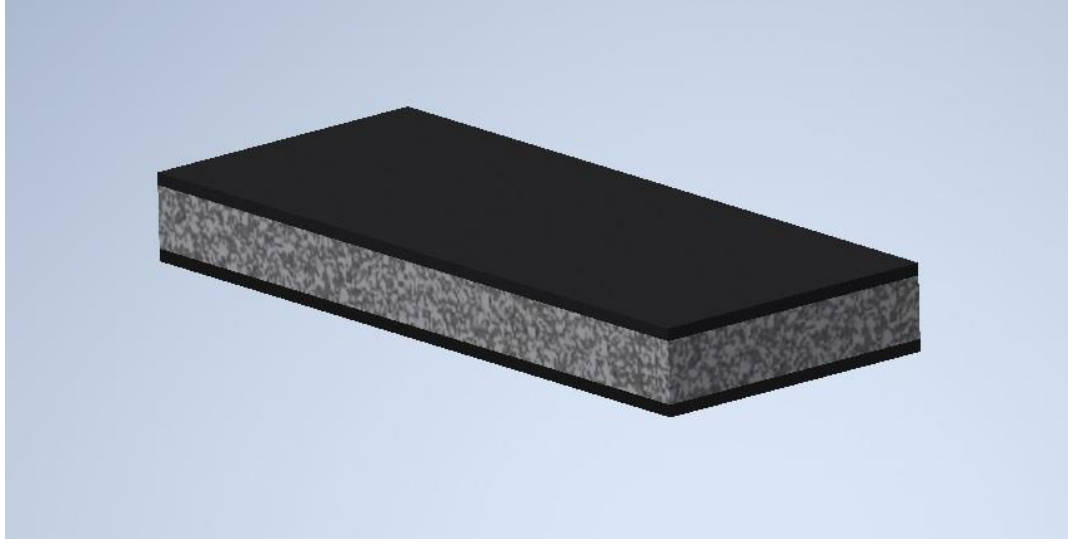
Genelde kullanılan sandviç yapı ana birleşim elamanlarından olan çekirdeği üç ana grupta inceleyebiliriz. Bunlar yoğunluğu düşük katı materyaller, hücresel yüksek yoğunluklu materyaller ve yüksek yoğunluklu oluklu materyalledir (Gupta, 2003). Kullanım alanı ve istenilen dayanımlara göre bu çeşitli hücresel yapılar birbirlerine avantaj ve dezavantajlar sağlarlar. Bu durum hem farklı ihtiyaç gereksinimleri sağlamak için çeşitli çekirdek türlerinin olması gerektiğini hem de kompozit malzemelerin bu çeşitliliği sağlayan işlevsel malzemeler olduğunu gösterir. Sandviç yapıli kompozitlerde kullanılan birçok çekirdek tipi vardır. Bunlardan çalışmayı ilgilendiren ve genellikle kullanılan köpük ve petek yapılara değinilmiştir.

a.Köpükler

Fiyat ve sıcaklık dayanımı ile yaygın kullanılan çekirdek türüdür. Diğer çekirdek tiplerine göre daha sık kullanılırlar. İstenilen bölgeye özel yapılacak kaplamalar içinde başta tercih edilen çekirdek çeşitlerindendir. Çapraz bağıli, doğrusal ve ısı direnci yüksek tipte yapıları vardır. Poliüretan ve polisoziyanat diye adlandırılan plastik köpükler sandviç kompozit yapılarda genellikle kullanılan çeşitlerden olmuşlardır. Bu plastik köpük çeşitleri köpürürken yapıştırma özelliğı ile ekstra avantajlar sağlarlar.

Köpükler üzerine yapılan köpük özelliklerini geliştirme çalışmaları ile kullanımının arttığı görölmüşür. Ayrıca iki formda bulunan polistren köpükler ve fenolik köpük çeşitleri vardır. Termoplastik polistren köpükler düşük sıcaklıklarda eridiğinden tercih edilmezler.

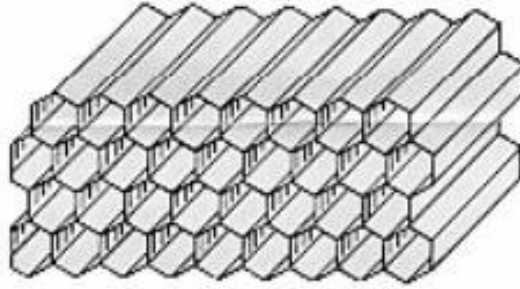
Sıcağı temas eden hatta yangın tehlikesi olan kısımlarda fenolik köpüklerin tercih edildiğı görölmüşür. Bunlara ek olarak çoğı yerde köpükler yalıtım içinde kullanılır (Bozkurt, 2014). Şekil 2.6'da genel hatlarıyla modellenmiş köpük çekirdekli bir sandviç yapıli kompozit görülebilir.



Şekil 2.6. IGF31 köpük çekirdekli sandviç kompozit

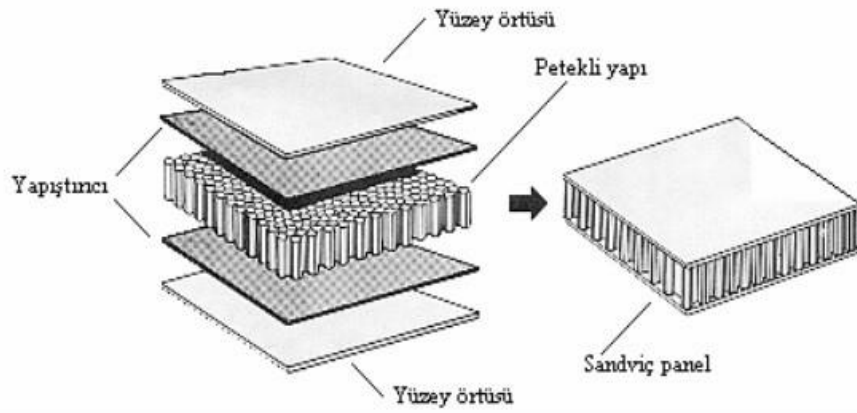
b.Bal peteği

Dayanımı ve hafifliği ile birçok avantaj sağlayan bir sandviç kompozit çekirdek çeşididir. Mekanik dayanımları yüksek iskelet yapıları vardır. Hem sürekli hem de ani çarpma yüklemelerine karşı iyi dayanım gösterirler. Şekil 2.7’de sandviç panellerin çekirdek çeşitlerinden olan altıgen petek yapı gösterilmektedir.



Şekil 2.7. Altıgen hücreli petekli yapı (Arslan ve Kaman, 2002)

Bu petekli yapılar 1950 yılları civarlarında havacılık sektörüyle karşımıza çıkmıştır. Tabakaların petek formatında şekillendirilip birleştirilmesiyle oluşturulur. Sandviç yapının alt ve üst tabakalarını birleştirip yekpare bir parça oluşmasını sağlarlar. Bu yapıyı bir arada tutması için yapıştırıcılar kullanılır. Malzeme türüne göre yapıştırma işlemleri çeşitli kimyasal malzemeler, kaynak ve lehim türleri gibi yöntemlerle sağlanmaktadır. Lehim ve kaynak gibi yöntemlerle birleştirilen metalik ve alaşımlı yapılar yüksek sıcaklıkta çalışacak bölgelerde tercih edilmektedir. Şekil 2.8’de sandviç panelin yapıştırılarak nasıl elde edildiği görülmektedir.



Şekil 2.8. Sandviç panelin yapıştırılarak elde edilmesi (Arslan ve Kaman, 2002)

Yüksek dayanımı sağlayan petek yapıların maliyeti ve işçiliği diğer çekirdek yapılarına göre fazladır. Bu yüzden yüksek dayanım ve hafiflik isteyen hassas sektörlerde sıkça tercih edilmektedir. Bu sektörlerde maliyetten çok dayanım ve rijitliğin daha önemli olduğu görülür. Havacılıkta hafifliği ile denizcilikte dayanımı ile petek yapılar öne çıkmaktadır. Bunlara ek spor ekipmanları, çeşitli türbinler, makine elemanları ve araç panelleri gibi çoğu alanda kullanılmaktadırlar (Arslan ve Kaman, 2002).

2.1.3.2 Yüzeyler

Çeşitli zorlanmalar altında gerekli dayanıma göre yüzey malzemeleri vardır. Örneğin genellikle yüksek dayanım ve hafiflik istenen şartlarda fiber takviyeli polimerler tercih edilebilir.

Bunlara ek olarak çoğu yerde tercih edilen çelik, özellikle havacılıkta tercih edilen titanyum yine otomotiv ve diğer sanayilerde sıkça rastlanılan alüminyum gibi materyaller gösterilebilir (Gupta, 2003).

Yüzeyler burkulma, bükülme ve kayma gibi hasarlara karşı dayanım desteğini sağlarlar. Sandviç kompozit malzemelerde alt ve üst yüzeylerin dengesiz termal uzaması olmaması için aynı malzemeden seçildiği görülür. Özel dayanım istenen yerlerde dayanımı artıran elyaflar kullanılır (Tosunlu, 2015). Sandviç kompozit panellerin yüzeyleri iki alt başlık altında özetlenebilir.

a. Metal yüzeyler

Kompozit malzemelerde birçok metal yüzey çeşidi tercih edilir. Alüminyum kompozit malzemelerde yaygın olarak kullanılan bir metaldir. Alüminyum alaşımları, hafif olmaları, yüksek mukavemet, korozyon direnci ve iyi termal özelliklerinden dolayı tercih edilir. Titanyum ve titanyum alaşımları, yüksek mukavemet, düşük yoğunluk, korozyon direnci ve yüksek sıcaklık dayanımı gibi özelliklere sahiptir. Bu nedenle kompozit malzemelerde sıkça kullanılır. Bazı kompozit malzemelerde çelik yüzeyler kullanılabilir. Çelik, yüksek mukavemet, dayanıklılık ve çeşitli mekanik özelliklere sahip olduğu için tercih edilir. Elektriksel iletkenlik, yüksek ısı iletimi ve korozyon direnci özellikleri nedeniyle kompozit malzemelerde bakır yüzeyler kullanılabilir. Nikel ve nikel alaşımları, korozyon direnci, yüksek sıcaklık dayanımı ve manyetik özellikleri nedeniyle kompozit malzemelerde tercih edilen metal yüzeylerdir. Bunlar kullanılan metal yüzey çeşitlerinin sadece birkaç örneğidir. Kompozit malzemelerin kullanım amacı, özellikleri ve uygulama alanına bağlı olarak farklı metal yüzeyler tercih edilebilir (Tortoç, 2009).

b. Fiber takviyeli kompozit yüzeyler

Cam elyafları reçine ile iyi bir homojenizasyon sağlayan elyaflardır. Kullanım kolaylığı ile yaygınlaşmıştır. E, R ve S çeşitlerinde üretimleri daha çok yapılmaktadır. Aramid elyaflar günümüzde sıkça kullanılan elyaf türüdür. Çelik ile çekme mukavemetleri kıyaslandığında ortaya büyük bir fark koyarlar. Basma etkisi altında aynı avantajı gösteremezler. Sürtünmeye karşı dirençli olan aramidlerin rutubet nedeniyle depolanması dezavantaj doğurur. Karbon elyafları diğer elyaf türlerine göre daha güçlü

dayanım gösterirler. Uzaması eskiye göre daha iyi olan karbon elyafların darbe sönümleme işlemlerinde kullanıldığı görülür. Boron elyafların metal ilaveli kompozitlerde ve ısıya temas eden bölgelerde kullanıldığı görülür. Bunlar harici daha az kullanılan diğer plastik elyaf çeşitleri de vardır (Tortoç, 2009).

2.1.4. Sandviç kompozit yapıların avantajları

Çoğu alanda yaygınlaşan hatta bazı alanlarda vazgeçilmez olan sandviç kompozit yapıların avantajları aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- Düşük yoğunluk ile hafiflik sağlaması,
- Homojen dayanım ile sağladığı stabilite,
- Çeşitli kullanım alanlarına göre dayanım çeşitliliğinin sağlanabilirliği,
- Kullanım ömür süresi ile maliyet tutumu,
- Çeşitli geometrik yapıları ile vibrasyonu önleme,
- Yalıtım,
- Dönüştürülebilirliği ile çevre dostu olmasıdır (Gupta, 2003).

Sandviç kompozit yapıların avantajları incelendiğinde her bir maddenin bir kullanım alanına hitap ettiği görülür. Bu çeşitli avantajları sağlayan yapılar geniş bir kullanım yelpazesi oluşturur. Çoğu sektörde bu avantajlar ile alternatif malzemelerden çok ana malzeme grupları olmuşlardır.

2.1.5. Sandviç kompozit yapıların uygulama alanları

Birçok sanayi alanında sandviç yapılı kompozit malzemelere rastlanır. Bunlar çeşitli örneklerle açıklanabilir. Şekil 2.9'da gösterilen ve kompozit sandviç yapıların avantajları kısmında da görüleceği üzere ürünleri transfer ederken gerekli ısı yalıtımı kamyon kasalarında sağlanmıştır. Bunun yanında sandviç kompozit yapıların hafifliği de ekstra bir avantaj sağlamıştır.



Şekil 2.9. Sandviç kompozit kamyon kasa yapısı (Zenkert, 1997)

Sandviç kompozit yapılar ne kadar yaygın kullanılsa da üzerine yapılan birçok araştırma ile kullanım alanları arttırılmaktadır. Raylı sistemler de rağbet gördüğü alanlardan biridir. Ses ve ısı yalıtımı özellikleri ile döşeme parçaları olarak tren ve metrolarda kullanılır. Hafifliği ile de hız konusunda ilave avantajlar sağlarlar. Şekil 2.10’da gösterilen IC3 trenlerinin panel ve döşeme parçaları sandviç kompozitlerden tasarlanmıştır.



Şekil 2.10. IC3 treni (Zenkert, 1997)

Kara ve demiryolunda sıkça kullanılan sandviç kompozitler deniz araçlarında da görülür. Çeşitli gemilerin ve eğlence teknelerinin tasarımında sandviç kompozit yapılar kullanılmaktadır. Şekil 2.11’de gösterilen yelkenli yatta gövde ve güverte kısımlarının tasarımında sandviç kompozit yapılar kullanılmıştır.



Şekil 2.11. Yelkenli yat (Zenkert, 1997)

Şekil 2.12’de de belirtilen daha büyük gemilerde, savunma alanında sandviç kompozitlerin hafifliği ve yüksek enerji absorpsiyonu gibi özellikleriyle tercih edildiği görülür.



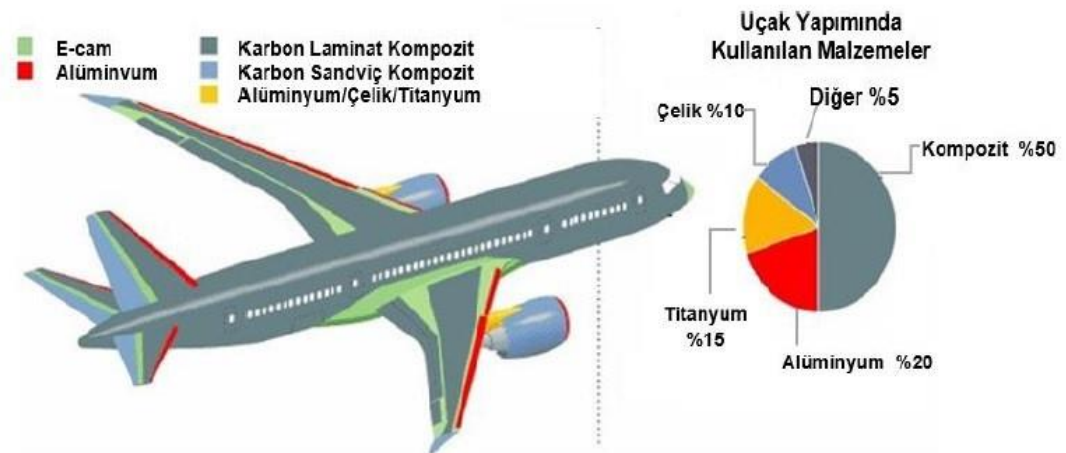
Şekil 2.12. YS2000 saldırı gemisi (Zenkert, 1997)

Sandviç kompozit yapılar, denizaltılarında en başta düşük korozyon ve yüksek mukavemet gibi özellikleriyle kullanım alanı oluşturur. Bunun bir örneği Şekil 2.13'te belirtilen Kuzey Denizi yağ pompaları kuyu muhafaza panellerinde kullanımıyla görülebilir. Paneller korozyona dayanımı ile uzun süre denizaltında işlev gösterir. Dayanıklı yapısı ile zararlı cisimlere karşı koruma kalkanı oluşturur.



Şekil 2.13. Denizaltı muhafazası (Zenkert, 1997)

Şekil 2.14'te Boeing 787 uçağında kullanılan malzemeler ve bu malzemelerin dağılımı verilmiştir. Uçak yapımında kullanılan kompozit malzemelerin çeşitliliği oldukça geniştir. Kompozit malzemelerin kullanımı, uçakların hafiflik, mukavemet, yakıt verimliliği ve performans gibi önemli faktörleri karşılamasına yardımcı olur.



Şekil 2.14. Boeing 787 uçağı ve kullanılan malzemelerin dağılımı (Geçmez, 2021)

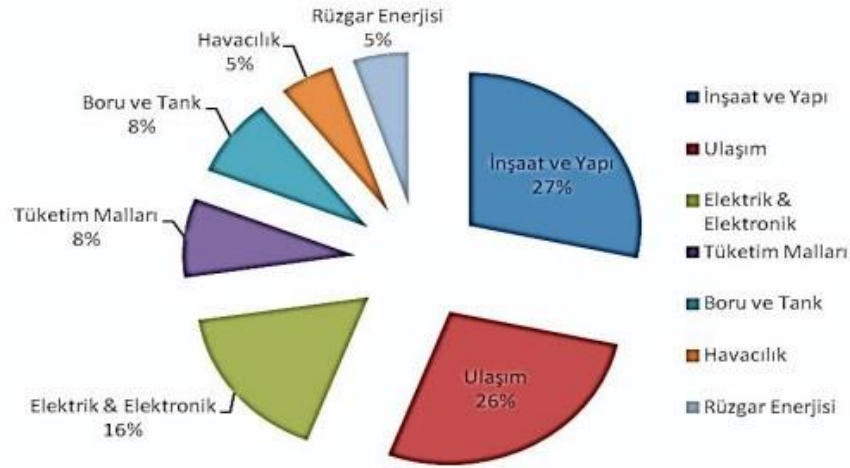
Sandviç kompozit yapıların kullanımını hem özel alanlarda hem de günlük kullanımlarda görebiliriz. Buna örnek olarak Şekil 2.15'te büyük garaj, depo ve ambar kapılarında kullanımı gösterilebilir. Bu kapılar hareketli ve büyük yapılardır. Sandviç kompozit yapıların hafifliği ile böyle büyük kapıların kolay hareketlendirilmesi sağlanır.



Şekil 2.15. Garaj kapısı (Zenkert, 1997)

Görüldüğü üzere sandviç kompozit yapıların havacılıktan denizaltına, özel kullanımlardan günlük ve genel kullanımlara geniş bir alanda yer tuttuğu görülür. Bu yapıların geniş alanda yer tutma sebebi öncelikli sağladığı avantajlardır (Zenkert, 1997).

Kompozit malzemeler, farklı sektörlerde çeşitli uygulamalarda kullanılmaktadır. Şekil 2.16'da kompozit malzemelerin çeşitli kullanım dağılımı verilmiştir. Bu sadece birkaç örnek olup, kompozit malzemelerin kullanımı pek çok sektörde farklı uygulamalarla devam etmektedir. Teknolojideki ilerlemelerle birlikte, kompozit malzemelerin kullanım alanları daha da genişlemekte ve yeni sektörlerde de kullanılmaya başlanmaktadır.

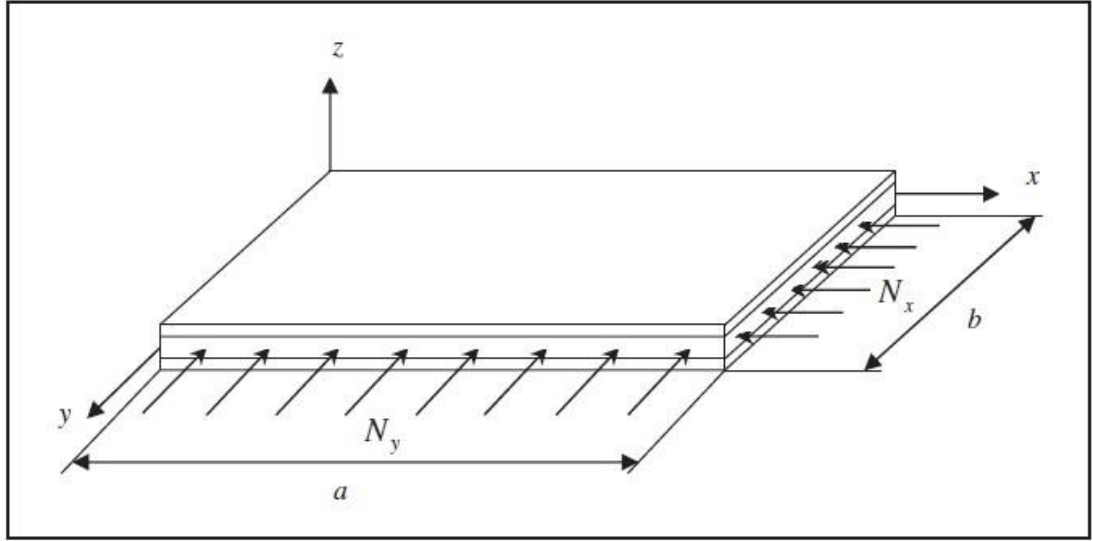


Şekil 2.16. Kompozitlerin sektörel kullanım dağılımı (Polat, 2019)

Farklı kullanım alanına göre özellikleri ile oynanabilirliği ile müthiş bir esneklik sağlamış ve yeni kullanım alanları içinde ilk akla gelen malzemeler arasına girmiştir. Geçmiş kullanımlarıyla birçok sorunu çözen sandviç kompozit yapılar gelecek için de yeni tasarım fikirleri doğurabilir. Sandviç kompozit yapılar diğer mühendislik malzemelerine kıyasla tekdüzeliği büyük ölçüde ortadan kaldırır (Polat, 2019).

2.1.6. Sandviç yapıli kompozitlerin mekaniği

Ortotropik, eşit kalınlıkta Şekil 2.17’de gösterilen aynı malzemeye ait yüzler ile çekirdeğin oluşturduğu basit mesnetli bir sandviç kompozit panel yapının düzlem içi bası yükleri altında burkulması için eğilme rijitlik ifadeleri aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.



Şekil 2.17. Düzlem içi bası yükleri altında sandviç panel yapısı

$$D_x = \frac{E_x t d^2}{2} \quad (2.1)$$

$$D_y = \frac{E_y t d^2}{2} \quad (2.2)$$

$$D_{xy} = G_{xy} t d^2 \quad (2.3)$$

$$D_{Qx} = \frac{G_{zx} d^2}{c} \quad (2.4)$$

$$D_{Qy} = \frac{G_{yz} d^2}{c} \quad (2.5)$$

Burada, E_x ve E_y sırasıyla sandviç panelin x ve y yönlerindeki elastisite modüllerine, t kompozit laminat yüzeylerin kalınlığına, d yüzeylerin orta eksenleri arası ölçülen uzunluğuna, c çekirdeğin kalınlığına, G_{xy} ifadesi yüzeylerin kayma modülüne ve G_{zx} , G_{yz} ifadeleri de çekirdeğin kayma modüllerine karşılık gelmektedir.

Denklem 2.4 ve Denklem 2.5 kullanılarak iki yeni niceliği ifade eden Denklem 2.6 ve Denklem 2.7 oluşturulmuştur.

$$B_{Qx} = b^2 D_{Qx} \quad (2.6)$$

$$B_{Qy} = b^2 D_{Qy} \quad (2.7)$$

Tanımlanan 2.1 – 2.7 arası denklemlerden yola çıkılarak δ_5 ve Ψ ifadeleri aşağıdaki gibi belirlenmiştir.

$$\delta_5 = \frac{\pi^2}{2g} \left\{ \frac{m^2}{B_{Qy}} \frac{b^2}{a^2} + \frac{n^2}{B_{Qx}} \right\} \left\{ D_{xy} \frac{m^4 b^4}{a^4} + \frac{D_{xy} D_y}{D_x} n^4 + \frac{2m^2 n^2 b^2}{a^2} (D_y - \nu_y D_{xy}) \right\} + \frac{1}{g} \left\{ -\frac{m^4 b^4}{a^4} + \frac{D_y}{D_x} n^4 + \frac{2m^2 n^2 b^2}{a^2} \left(\nu_y + \frac{D_{xy} g}{D_x} \right) \right\} \quad (2.8)$$

$$\Psi = \frac{\pi^4}{2g B_{Qx} B_{Qy}} \left\{ D_{xy} D_x \frac{m^4 b^4}{a^4} + D_{xy} D_y n^4 + \frac{2m^2 n^2 b^2}{a^2} (D_x D_y - D_{xy} D_x \nu_y) \right\} + \frac{\pi^2}{g} \frac{m^2 b^2}{a^2} \left\{ \frac{D_x}{B_{Qx}} + \frac{g}{2} \frac{D_{xy}}{B_{Qy}} \right\} + \frac{\pi^2}{g} n^2 \left\{ \frac{D_y}{B_{Qy}} + \frac{g}{2} \frac{D_{xy}}{B_{Qx}} \right\} + 1 \quad (2.9)$$

Denklem 2.8 ve 2.9’da görülen g ifadesi, $g = 1 - \nu_x \nu_y$ ’ye eşittir ve burada ν_x ve ν_y sırasıyla x ve y eksenine göre olan Poisson oranına karşılık gelmektedir.

Denklem 2.8 ve 2.9 ile gösterilen ifadeler kullanılarak Φ_0 ifadesi aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$\Phi_0 = \frac{\delta_5}{\Psi} \quad (2.10)$$

Bu kenarlarından basit mesnetli ortotropik sandviç panelin N_x ve N_y düzlem içi bası yükleri altında eğilme sonucunda yer değiştirmeleri için yapılan çözümde aşağıdaki diferansiyel denklem elde edilmektedir (Allen, 1969):

$$D_x \Phi_0 \frac{\pi^4}{b^4} - N_x \frac{m^2 \pi^2}{a^2} N_y \frac{n^2 \pi^2}{b^2} = 0 \quad (2.11)$$

ve söz konusu sandviç panel için burkulma yükü faktörü aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\lambda_b = \frac{D_x \Phi_0 \frac{\pi^4}{b^4}}{\pi^2 \left[N_x \left(\frac{m}{a} \right)^2 + N_y \left(\frac{n}{b} \right)^2 \right]} \quad (2.12)$$

Denklem 2.12 sadeleştirildiğinde,

$$\lambda_b = \frac{D_x \Phi_0 \frac{\pi^2}{b^4}}{N_x \left(\frac{m}{a} \right)^2 + N_y \left(\frac{n}{b} \right)^2} \quad (2.13)$$

elde edilir. Denklem 2.13 ile ifade edilen burkulma yükü faktörü, sandviç kompozit panelin bu ulaşılan değerde x ve y yönlerinde m ve n yarım dalgalarında burkulacağını ifade eder. Uygun m ve n değerlerinde λ_b 'nin en küçük değeri kritik burkulma yükü faktörü λ_{cb} 'ye karşılık gelmektedir ve panelin burkulmadan taşıyabileceği maksimum yükü belirler.

$$\lambda_{cb} = \min \lambda_b(m, n) \quad (2.14)$$

Kritik burkulma yük faktörü panelin çeşitli en-boy oranları ve malzeme cinsine göre farklılık gösterir. Kritik burkulma yük faktörü bir kez elde edildikten sonra

$N_{x,cr} = \lambda_{cb} N_x$ ve $N_{y,cr} = \lambda_{cb} N_y$ ifadeleri ile kritik burkulma yükleri hesaplanabilir (Vinson, 2005; Gibson, 1994).

Bununla birlikte m , n modlarında burkulmaya sebep olan x eksenindeki kritik burkulma yükü $N_{x,cr}$ aşağıdaki şekilde hesaplanabilir (Allen, 1969):

$$N_{x,cr} = \frac{\pi^2}{b^2} \frac{D_x}{g} K_3 \quad (2.15)$$

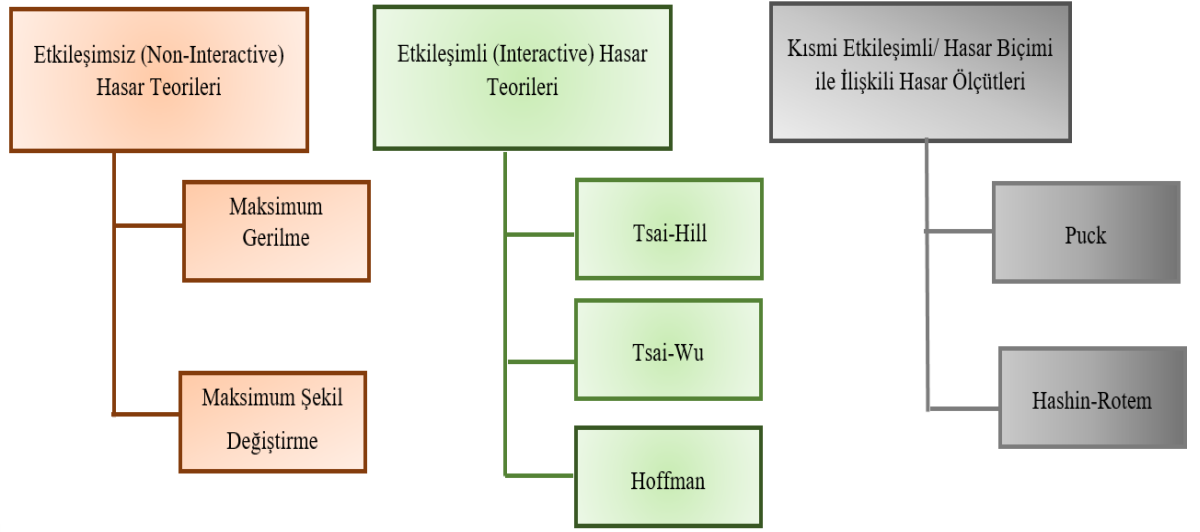
Burada K_3 aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir.

$$K_3 = \frac{g\Phi_0}{\left(\frac{m^2 b^2}{a^2}\right) + n^2 \left(\frac{N_y}{N_x}\right)} \quad (2.16)$$

2.1.7. Tabakalı kompozit malzemelerin hasar teorileri

Kompozit yapılar, herhangi bir hasara uğramadan uygulanan yüklere dayanabilmelidir. Sonuç olarak, fiber takviyeli plastik kompozitler için hasar kriterleri araştırma alanı, son birkaç on yılda birçok araştırmacının dikkatini çekmiştir. Literatürde fiber takviyeli kompozitler için hasar kriterlerini açıkça kanıtlayan çeşitli yaklaşım türleri sunulmuştur ve bu konu kompozit yapılarda hala önemli bir araştırma konusudur.

Şekil 2.18’de kompozit malzemeler için hasar teorileri verilmiştir. Kompozit hasar kriterlerini üç gruba ayırabiliriz. Bunlardan birincisi etkileşimsiz, interaktif olmayan hasar kriterleridir. İkinci olarak etkileşimli hasar kriterleridir. Üçüncüsü ise hasar modlarıyla ilişki kuran hasar kriterleridir. Çok yaygın kullanım alanına sahip kompozitler için farklı hasar kriterleri geliştirilmiştir (Deveci, 2011). Bu tez çalışmasında Tsai-Wu hasar teorisi dikkate alınmıştır.



Şekil 2.18. Kompozit malzeme hasar kriterleri (Geçmez, 2021)

2.1.7.1 Tsai-Wu hasar teorisi

Tsai-Wu hasar kriteri ortotropik malzemelerle kullanım için önerilmiştir. Von Mises akma kriterinden türetilmiştir ve Beltrami'nin toplam gerinim enerjisi hasar teorisine dayanmaktadır. Tsai-Wu, hasar teorisini düzlem gerilmedeki bir tabakaya uygulamıştır (Geçmez, 2021).

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{21}\tau_{12}^2 < 1 \quad (2.17)$$

eşitsizliği ihlal edilirse kompozit laminanın hasara uğradığı kabul edilir. Tsai-Wu hasar kriteri ifadesindeki F_{ij} ($i, j = 1, 2$) dayanım katsayıları aşağıdaki gibi verilebilir:

$$F_1 = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \quad (2.18)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \quad (2.19)$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_T X_C} \tag{2.20}$$

$$F_{22} = \frac{1}{Y_T Y_C} \tag{2.21}$$

$$F_{12} \cong -\frac{1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}} \tag{2.22}$$

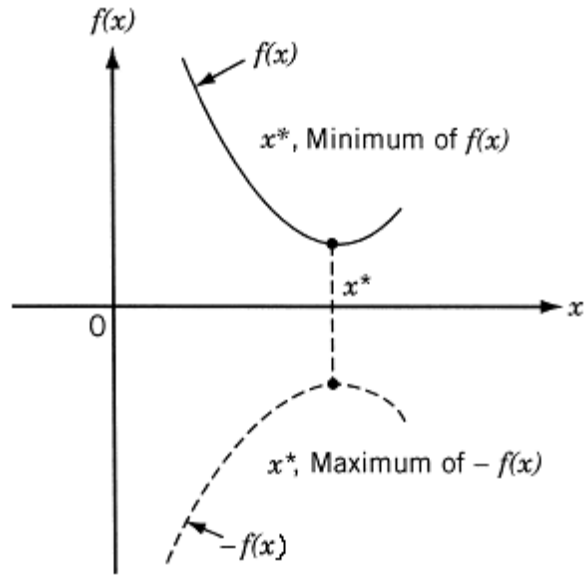


2.2. Optimizasyon

Gelişen dünya şartlarında mühendislik açısından maliyet her zaman büyük önem arz etmiştir. Bir üretim aşamasında ürün ortaya koyarken maliyetin yanında pazar yarışı da önemli yer tutmuştur. Bundan dolayı tasarımdan üretime, üretimden satışa çoğu alanda en doğrusunu en iyi şekilde yapma ihtiyacı doğmuştur. Bu durum da mühendisleri titizlikle en doğru kararı vermeye sevk etmiştir. Her yönden verimi ve rekabeti düşünen kararların alınması gerektiği düşünülmüştür. Bu doğrultuda belirli bir amaç veya amaçlara yönelik olarak çoğu sektörde optimizasyon teknikleri kullanılmaya başlanmıştır. Bu şekilde istenen fonksiyonun maksimum veya minimum değeri bulunarak en iyileme yoluna gidilmiştir.

Optimizasyon teknikleri katettiği gelişim ile bir olgunluğa ulaşmıştır. Günümüzde gelişen bilgisayar teknolojisi ile karmaşık fonksiyonların en iyilemesi modern araçlarla sağlanmaktadır. Optimizasyonda bir iş için gerekli çabanın en aza indirilip istenen faydayı en üst düzeye çıkarılması amaçlanmaktadır. Tek bir optimizasyon yöntemi yoktur. Birçok optimizasyon tekniği geliştirilmiştir. Matematiksel programlama da bu işlemlerin bir parçasıdır. Şekil 2.19'da de belirtildiği üzere $f(x)$ amaç fonksiyonunun minimum noktasına karşılık gelen x^* , fonksiyonun negatifinin maksimumuna karşılık gelir.

Optimizasyon teknikleri mühendisliğin birçok alanında katettiği gelişim ile yaygın olarak kullanılmaktadır. Bunlara örnekler verilecek olursa, havacılıkta özellikle ağırlığı en aza indirmek için kullanılmaktadır. Uzay araçlarında en optimum yörüngeleri bulmak için, inşaat yapılarında minimum ağırlık ve bununla gelen düşük maliyet amacıyla kullanılmaktadır. Su gibi kaynak maddelerin kullanımında en tasarruflu tasarımlar için kullanılmaktadır. Dişli, yatak, kama ve bunun gibi birçok makine elemanlarında optimum tasarım, üretim ve işletmesel şartların en iyilemesinde kullanılmaktadır (Rao, 1976).



Şekil 2.19. $f(x)$ 'in minimum ve maksimumu (Rao, 2009)

2.2.1. Optimizasyon problem tanımı

Bir optimizasyon ya da matematiksel programlama problemi aşağıdaki şekilde tanımlanabilir:

$$f(x) \text{ 'i minimize eden } X = \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{Bmatrix} \text{ 'i bul.} \quad (2.23)$$

Problemin sınır şartları

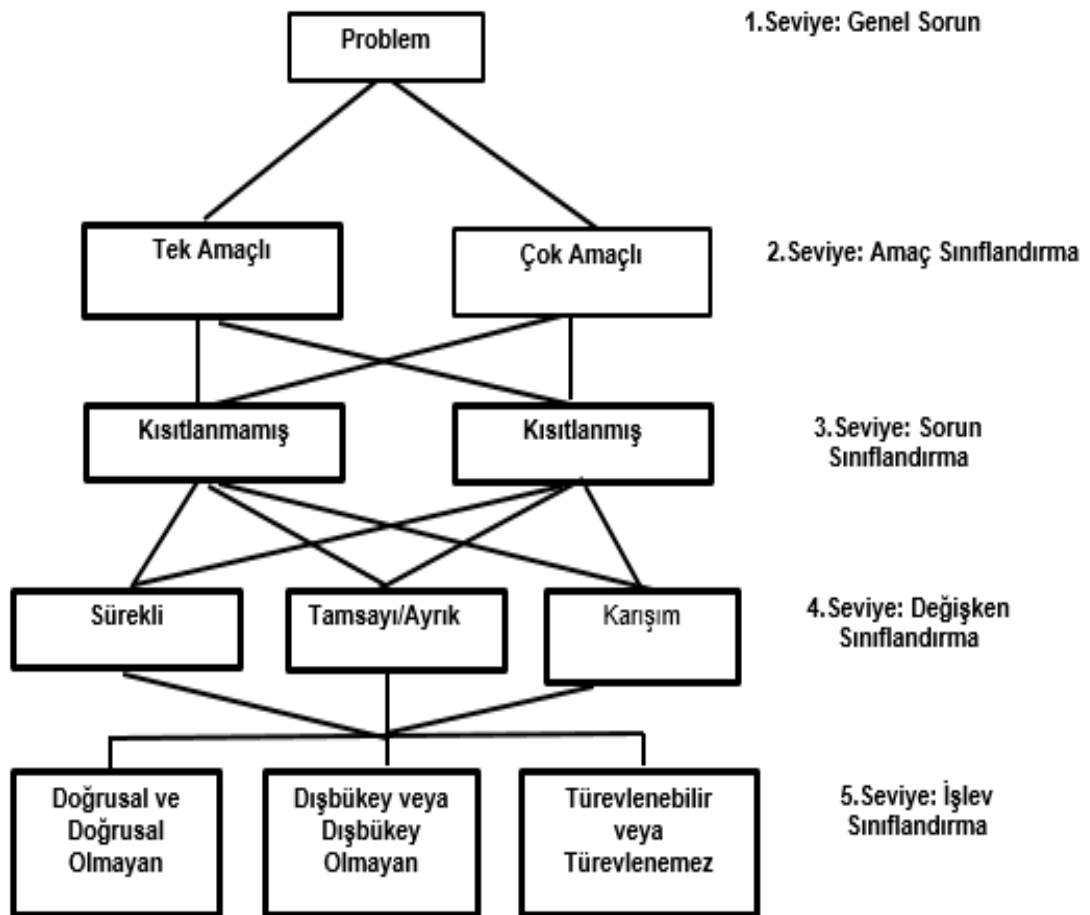
$$g_i(X) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (2.24)$$

$$l_j(X) = 0, \quad j = 1, 2, \dots, p \quad (2.25)$$

şeklinde yazılabilir. Burada X , tasarım vektörü olarak adlandırılan n -boyutlu bir vektördür ve tasarım değişkenlerini içerir. $f(X)$, amaç fonksiyonu olarak adlandırılır ve $g_i(X)$ ve $l_j(X)$ sırasıyla eşitsizlik ve eşitlik kısıtları olarak bilinir. Değişken sayısı n ve kısıtlama sayısı m ve/veya p herhangi bir şekilde ilişkili olmak zorunda değildir.

Denklem 2.23'de belirtilen optimizasyon problemi kısıtlı optimizasyon problemi olarak adlandırılır. Kısıtsız optimizasyon problemleri olarak adlandırılan bazı optimizasyon problemlerinde herhangi bir kısıtlama yoktur (Rao, 2009).

Şekil 2.20, optimizasyon problemlerinin sınıflandırılmasını göstermektedir. Maksimize ya da minimize edilecek amaç fonksiyonunun bir veya birden çok amacı olabilir. Bu işlemi yaparken süreç kısıt altında veya kısıtsız olabilir. İçerikte değişkenler tamsayı ya da sürekli olabilir. Bu süreç değişken ve sonuç işlevlerine göre kategorize edilir.



Şekil 2.20. Optimizasyon problemlerinin sınıflandırılması (Sarker ve Newton, 2008)

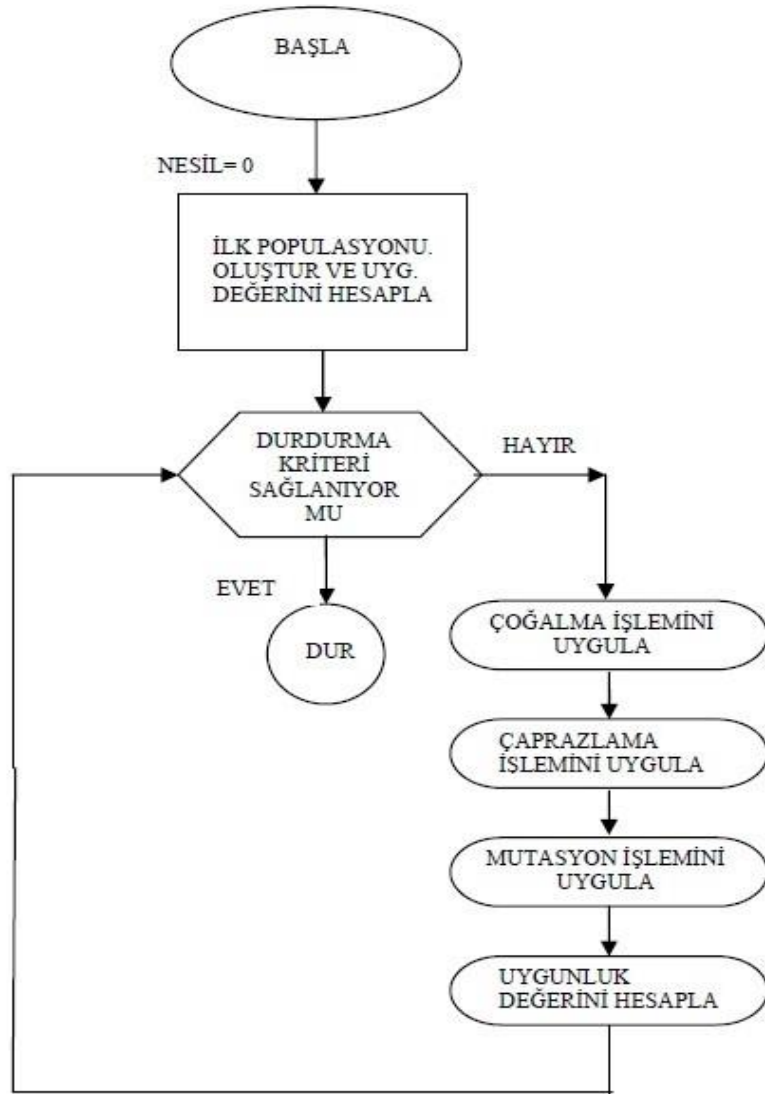
2.2.2. Genetik Algoritma (GA)

Bu tezde problemlerin çözümünde genetik algoritma (GA) ve genetik algoritmayı da içeren bir hibrit algoritma kullanılmıştır. GA, karmaşık problemleri optimize ederken en yaygın olarak kullanılan metotlardan biridir. Öncelikle çeşitli çözümler doğuran GA bu çözümleri kendi içerisinde mukayese ederek öncekine göre daha iyi çözümler ortaya koyar. Çözümlerden daha iyi çözümler çıkarılarak en uygun çözüm yoluna gidilir. GA optimizasyon yönteminin temeli doğal seleksiyona dayanır (Karakaya, 2007).

Evrimsel hesaplamanın 1960 yılında I.Rechenberg ile ilk örnekleri karşımıza çıkmıştır. Her çalışmada olduğu gibi bu çalışmada ortaya atıldıktan sonra diğer araştırmacılar için bir çalışma ve geliştirme noktası olmuştur. Holland vd. (1975)'te yaptıkları çalışmaları sonucu GA'yı keşfetmişlerdir. GA devamlı en iyiyi arayan teknolojik materyallerle kullanılabilen stokastik bir süreç olmuştur (Geçmez, 2021).

John Koza 1992 yılında GA'yı içeren programlar tasarlamıştır. Geleneksel metotlarla sonuç alınamayan ya da sonuç alması kolay olmayan sorunlarda GA tercih edilmektedir. GA çok geniş bir alanda çözüm aramaktadır. Geleneksel yöntemlerle bu genişlikte sonuç almak büyük zaman kaybı doğurmaktadır. Bu zaman tasarrufu GA ile sağlanmaktadır(Karakaya, 2007). Şekil 2.21'de GA akış şeması pratik olarak özetlenmiştir.

Eş zamanlı olarak çalışan GA global optimumu keşfederek diğer yöntemlere nazaran farkını ortaya koymaktadır. Lokal çözümlere takılmadan diğer yöntemlere göre zaman tasarrufu sağlarlar. Sağladıkları avantajlar ile gelişen robotik sistemlerde, yapay zekâ alanında, mühendisliğin çoğu alanında ve çoğu optimizasyon faaliyetlerinde kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler için kullanım alanı özellikle havacılıkta görülmektedir. Hassas ve en iyinin tercih edilmesi gereken bir sektörde aktif olarak kullanılmaktadır. Bu sektörlerde alternatif çözümler üreterek gelişim katetmektedir. Tabakalı kompozit plakalar, kompozit sandviç panel tasarım ve yapı optimizasyonlarında aktif olarak kullanılmaktadır (Geçmez, 2021).



Şekil 2.21. Genetik algoritma akış diyagramı (Karakaya, 2007)

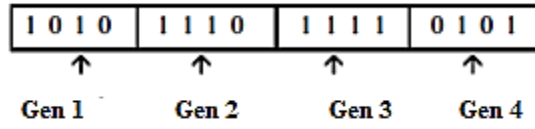
2.2.2.1 GA terminolojisi

GA kullanılarak problemin çoklu çözümleri arasından en uygun şartlar ve bununla birlikte en uygun çözüm bulunmak amaçlanmaktadır. Bu şartları sağlayan parametrelerden biri gendir. Bilgi içeriği genetikseidir. Bu ifadeler harf ve rakamla belirtilebilir. Bu ifadeler yan yana gelerek dizi oluşturabilmektedir. Şekil 2.22’de görülen kromozom yapısını Şekil 2.23’te görüldüğü gibi genler meydana getirir. Genlerin birleşip kromozomları oluşturduğu gibi kromozomlar da birleşip

popülasyonları oluşturur. Popülasyonda her kromozom bireyi, bireyler ise geni temsil eder. Birey çeşitliliği popülasyonu büyütür ve bu durumda her çözüm için seçilmesi gereken birey çeşidini artırır. En iyi, en uygun çözüm yoluna giderken avantaj sağlar. Çözüm için ve değişen şartlar için şartları daha az karşılayan bireyler elenirken yerini birbiri içerisinde daha avantajlı olacak bireyler alır (Deveci, 2011).



Şekil 2.22. Kromozom yapısı (Deveci, 2011)



Şekil 2.23. Kromozomdaki genler (Deveci, 2011)

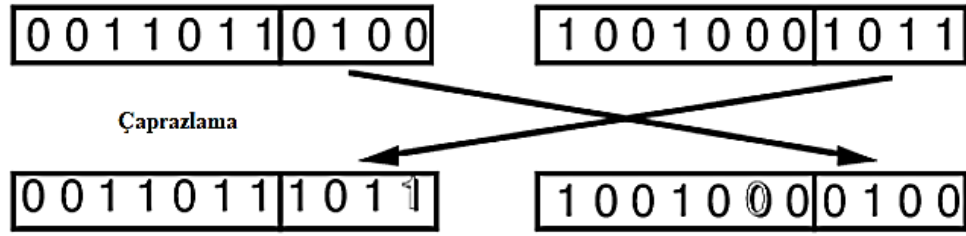
Popülasyon sayısının azlığından dolayı GA için çözüm aranırken çaprazlama için fazla bir seçeneğinin olmaması olumsuz bir durumdur. Fakat popülasyon sayısı aşırı olursa da GA çözüm süreleri uzar, bu durumda zaman kaybı artar. Böylece bu durum dezavantaj doğurur. Popülasyon sayısının en uygun oranda tutulması gerekmektedir (Karakaya, 2007).

2.2.2.2 Genetik operatörler

En önemli genetik operatörler mutasyon ve çaprazlamadır. Bir probleme çözüm aranırken arama uzayında yapılan keşifler genetik operatörlerle sağlanmaktadır. Genlerin kalıtımını bir zaman periyodu içerisinde incelerler. Bu inceleme amacı yeni yavrular ile nesli genişletmek olmuştur. Genetik yapı değiştirmek için de kullanılmaktadır (Geçmez, 2021).

a.Çaprazlama

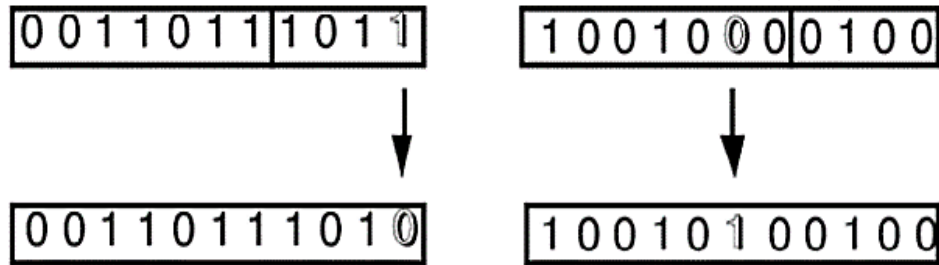
Üniform, çok noktalı, iki noktalı ve tek noktalı gibi çaprazlama türleri vardır. Bunlardan en kolayı tek noktalı çaprazlamadır. Eş uzunlukta kromozomlar bu yöntem ile çaprazlanabilir (Karakaya, 2007). Şekil 2.24'te çaprazlamanın nasıl yapıldığı basitçe gösterilmiştir. Sorunların çözümü için sürekli çözüm iyileştirmeleri yapılmaktadır. Bu iyileştirmeler ile çözümlerin daha iyiye gitmesi hedeflenmektedir. Çaprazlama da bu noktada bu amaç ile kullanılmaktadır. Ebeveynlerden alınan parçaların birleştirilmesiyle çocuk oluşturma işlemidir. Genetik algoritma başarısını temelden etkileyen bir operatördür (Geçmez, 2021).



Şekil 2.24. Çaprazlama gösterimi (Geçmez, 2021)

b.Mutasyon

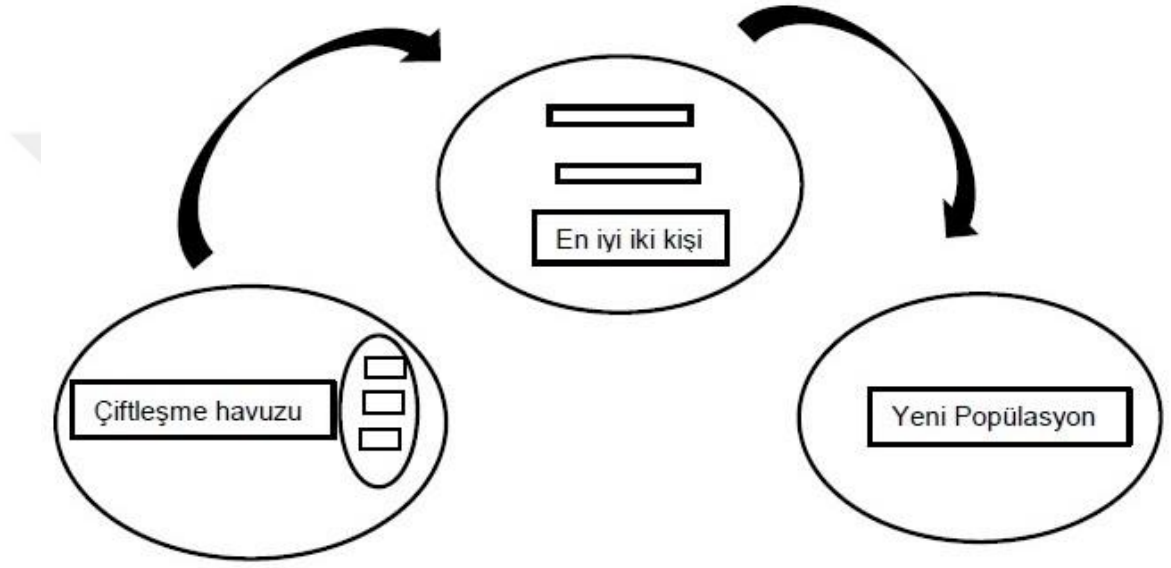
Bu operatör çaprazlamadan sonra gerçekleşmektedir. Meydana gelen bireylerin birbirinden farklılığını sağlamaktadır. Nesiller arası farklılığı sağlar. Genetik algoritma için büyük yarar sağlamaktadır. Şekil 2.25'te örnek olarak meydana gelen bir mutasyon işlemi gösterilmiştir (Geçmez, 2021).



Şekil 2.25. Mutasyon gösterimi (Geçmez, 2021)

c.Seçim işlemi

Ebeveynlerin tercih işlemidir. Bireylerin oluşturacağı yavru sayısına kadar belirleyen işlemidir. Seçim yapılarak oluşacak bireyleri iyileştirmek amaçlanmıştır. Şekil 2.26’da bu işlemin gösterimi verilmiştir. Seçimde ebeveynlerin kromozom uyumluluğuna bakılmaktadır (Deveci, 2011).



Şekil 2.26. Seçim işlemi gösterimi (Geçmez, 2021)

d.Değişim işlemi

Yeniden çalıştırılan algorithmada yeni popülasyon kullanma işlemidir (Karakaya, 2007). Üremenin tamamlandığı döngü olarak bilinir. Zayıf ebeveynler değiştirilmektedir. Güçlü çocuk bireyler zayıfların yerini almaktadır (Deveci, 2011).

2.2.3. Sıralı kuadratik programlama algoritması (SQPA)

1970’lerin sonlarına doğru ilgi kazanmış bir algoritmadır. İkincil optimizasyon performans algoritmasıdır. Belirli kısıtlar altında doğrusal olmayan problemleri çözmek için en iyi optimizasyon yöntemleri arasında gösterilmektedir.

En iyi yöntemler arasında gelme nedenleri arasında yakınsama hızı ve doğruluğu vardır. Sıralı kuadratik programlama algoritması güçlü bir teorik geçmişe sahiptir. Sıralı yaklaşımlara dayanan bu algoritma, optimizasyon problemini çözerken çözümü daha kolay olan ikinci dereceden alt problemlere böler. Algoritmanın arama yönü kısıtlamaların doğrusal yaklaşımı ve amaç fonksiyonlarının ikinci dereceden yaklaşımı ile bulunur (Zhang, 2015; Fakoor, 2017).

Her yinelemede ikinci dereceden alt problem çözüm prosedüründe çözülür. Burada k 'nıncı iterasyon şu şekilde ifade edilebilir:

$$\text{Minimize et: } \frac{1}{2} d^t H_k d + \nabla f(x_k)^t d \quad (2.26)$$

$$\text{Kısıtlar: } \nabla h_i(x_k)^t d_k + h_i(x_k) = 0, \quad i = 1, \dots, p \quad (2.27)$$

$$\nabla g_j(x_k)^t d_k + g_j(x_k) \leq 0, \quad j = p+1, \dots, q \quad (2.28)$$

Burada d_k arama yönüdür. H_k optimizasyon probleminin Lagrange fonksiyonunun Hessian matrisine ayrı bir pozitif yaklaşımıdır. Lagrange fonksiyonu şu şekilde verilebilir:

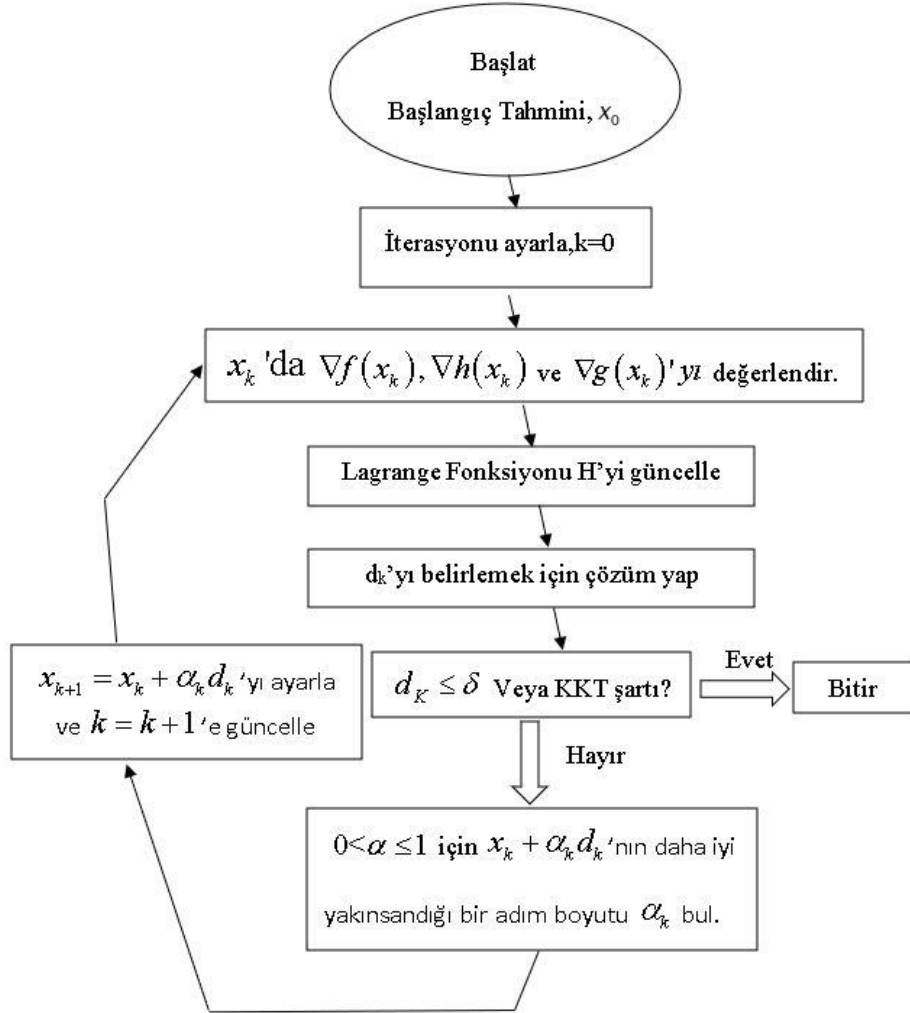
$$L(x, u, v) = f(x) + \sum_{i=1}^p u_i h_i(x) + \sum_{j=p+1}^q v_j g_j(x) \quad (2.29)$$

Burada u_i ve v_j , Lagrange çarpanlarıdır. Çarpanların tahminleri güncellenir, arama yönleri belirlenir. Daha sonra ikinci dereceden alt programlama problemi aşağıdaki gibi aktif bir strateji dizisiyle çözülür:

$$x_{k+1} = x_k + \alpha_k d_k \quad (2.30)$$

Burada α_k , uygun bir satır arama yöntemiyle elde edilen adım boyutudur. Amaç fonksiyonu değerinde azalma sağlanır.

Bir sonraki yinelemeyi tanımlamak için alt problem çözülür. Çözüm global optimum noktaya ulaşana kadar devam eder (Aji vd. , 2018). SQPA çalışma prensibini özetleyen akış şeması Şekil 2.27’de sunulmuştur.

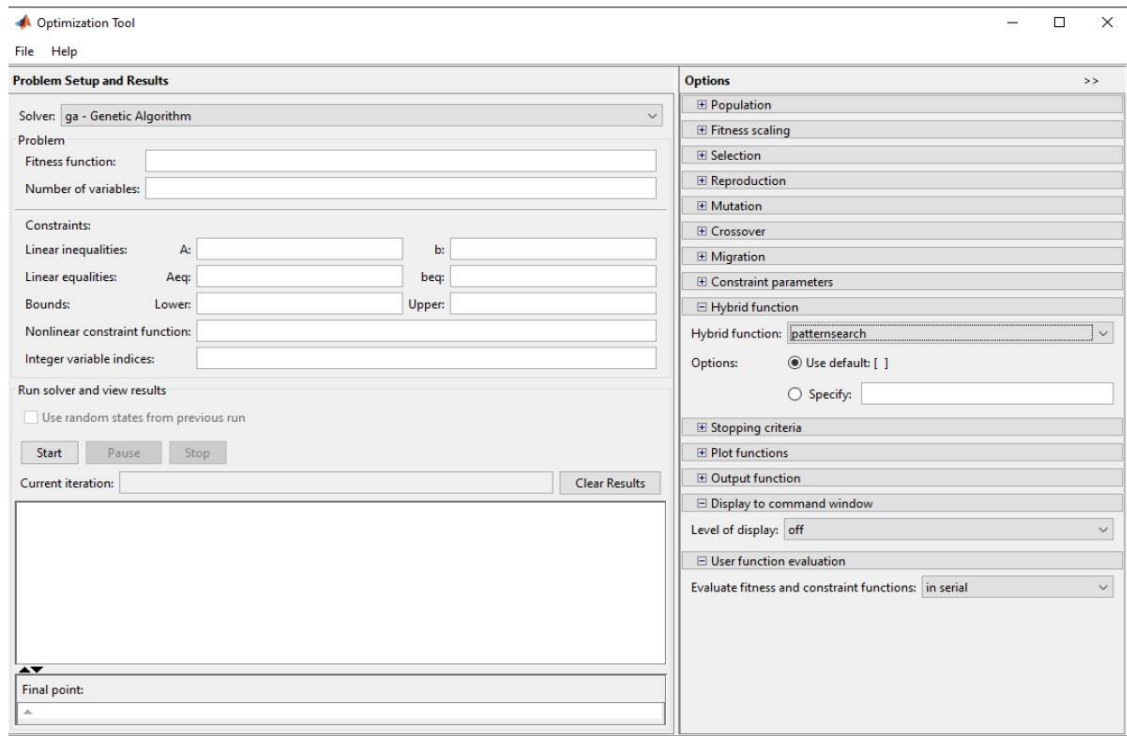


Şekil 2.27. SQPA akış şeması (Aji vd. , 2018)

2.2.4. MATLAB optimizasyon araç kutusu

Tez çalışmasında optimizasyon problemlerinin çözümünde MATLAB (The Mathworks, Inc. R2020b) programı kullanılmıştır. Programda optimizasyon araç kutusu (Optimization Toolbox) kullanılarak GA/SQPA hibrit algoritması oluşturulmuştur. Şekil 2.28’de MATLAB “Optimization Toolbox” içerisindeki genetik algoritma çözücünün arayüzü görülmektedir. Problem bölümü altında amaç fonksiyonu ve

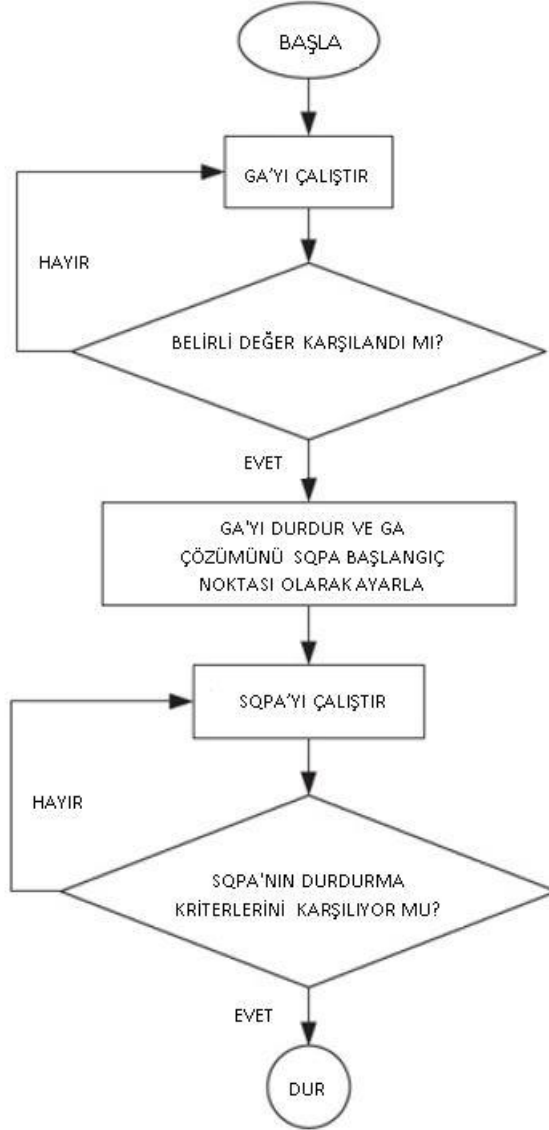
değişken adeti girilmektedir. Amaç fonksiyonu maksimize ya da minimize edilir. Aynı zamanda uygunluk fonksiyonu olarak da tanımlanabilir. Girdi vektörü uzunluğu, değişken adetine bağlıdır. Kısıtlar panelinde bazı kısıtlar devreye girebilir. Kısıt olması durumunda ilgili yerler doldurulmalıdır. GA çalıştırıldıktan sonra sonuçlar çözümleyiciyi aktif eder ve görüntü paneline düşer. Doğru sonuçlar için GA seçenekleri doğru bir şekilde tercih edilmelidir. Bu işlem GA seçeneklerinden yapılmaktadır. GA'da olduğu gibi popülasyon içinde bu işlem yapılabilmektedir. Amaç fonksiyonu girdi çeşidi popülasyon çeşitliliği ile doğrudan ilişkilidir.



Şekil 2.28. MATLAB Toolbox genetik algoritma çözücü

Genetik algoritmanın başlangıcını başlangıç popülasyonu göstermektedir. Başlangıç popülasyonun puanlarına ise başlangıç puanları denmektedir. Popülasyondaki vektör aralıklarına başlangıç aralığı denmektedir. Uygunluk fonksiyonu salt uygunluk puanlarını döndürür. Bu puanlar seçim fonksiyonuna makul seviyede ideal değerlere dönüşür. Gelecek nesil ebeveynleri seçim tercihi ile belirlenmektedir. Kısıtlama varsa mutasyon seçeneği, yoksa Gauss seçeneği seçilebilmektedir. Altı farklı çaprazlama seçeneği vardır. Bunlara iki nokta, aritmetik ve dağınık çaprazlamalar örnek verilebilir

(Geçmez, 2021). Tez çalışmasında kullanılacak olan GA ve GA/SQPA hibrit algoritması arayüz üzerinden değil, kod satırı çalıştırılarak kullanılmıştır. Ayrıca, GA/SQPA hibrit algoritmasının çalışma prensibini özetleyen akış şeması Şekil 2.29’da sunulmuştur.



Şekil 2.29. GA/SQPA hibrit algoritma akış şeması (Li vd. , 2013)

Akış şemasından görüldüğü gibi her bir iterasyonda başlangıç algoritması olarak GA çalışmakta ve ardından GA’nın bulduğu en iyi çözüm SQPA için başlangıç noktasını oluşturmaktadır. SQPA da durdurma kriterlerini sağlayana kadar, en iyi sonucu bulana kadar çalışmaktadır.

3. MATERİYAL ve YÖNTEM

3.1. Kompozit Sandviç Plakaların Kritik Burkulma Yüğü Maksimizasyonu

3.1.1 Optimizasyon prosedürünün doğrulanması

Sandviç yapıli kompozit plakaların kritik burkulma yük maksimizasyonu problemlerine geçmeden önce öne sürülecek olan optimizasyon prosedürü ve buna ait kodların doğrulanması yapılmıştır. Bunun için Moh ve Hwu'nun çalışmasından yararlanılmıştır (Moh ve Hwu, 1997). Tablo 3.1'de referans çalışmada kullanılan kompozit sandviç plakanın malzeme ve özellikleri verilmiştir.

Tablo 3.1.Referans çalışmada kompozit sandviç plaka malzeme ve özellikleri (Moh ve Hwu, 1997).

Malzeme Özelliği	Yüzey Grafitepoxy	Alüminyum bal peteği Çekirdek
E ₁₁	181 Gpa	-
E ₂₂	10.3 Gpa	-
G ₁₂	7,17 Gpa	-
v ₁₂	0,28	-
t _{ply}	0,125 mm	-
G _{xz}	-	0,146 Gpa
G _{yz}	-	0,0904 Gpa
h _c	-	10 mm

Öncelikli olarak, x yönündeki kritik burkulma yüğü $N_{x,cr}$ 'nin (P_{cr}) hesabı için MATLAB'da yazılan ve Ek-1'de verilen kodun doğrulanması yapılmıştır.

Tablo 3.2’de $[(0/90)_2/\text{çekirdek}]_s$ dizilimindeki sandviç plakaların çeşitli tasarım ve yükleme durumları için hesaplama sonucunda elde edilen P_{cr} değerleri referans değerlerle birlikte sunulmuştur.

Tablo 3.2. Tüm kenarları basit mesnetli kompozit sandviç plakanın kritik burkulma yükü doğrulama sonuçları.

a [mm]	b [mm]	N_y/N_x	P_{cr}^{referans} [N/mm]	P_{cr} [N/mm]
500	1000	0	114,194	113,0308
1000	1000	0	60,0534	60,1463
2000	1000	0	60,0534	60,1463
500	1000	0,5	101,505	100,4718
1000	1000	0,5	40,0355	40,0976
2000	1000	0,5	38,4320	39,1552
500	1000	1	91,3549	90,4247
1000	1000	1	30,0266	30,0732
2000	1000	1	23,0592	23,4931
100	1000	0,5	940,653	994,8893
200	1000	1	417,688	453,8973

Tablodan görüleceği üzere kritik burkulma yükünün hesabı için yazılan kod sonucunda elde edilen P_{cr} değerleri referans değerlerle kıyaslandığında pek çok durumda oldukça yakın sonuçlar vermiştir.

Ayrıca yazılan kodun doğrulaması, aynı referans çalışmada “Moh ve Hwu (1997)” yer alan MATLAB’da Ek-2’de yazılan kodun optimizasyon çalışmasının sonuçları üzerinden de gerçekleştirilmiştir. İlgili tasarım ve yükleme durumlarına göre doğrulama sonuçları Tablo 3.3’te sunulmuştur.

Tablo 3.3.Bir kompozit sandviç plakanın burkulması için optimizasyon sonuçlarıyla kodun doğrulanması.

a [mm]	b [mm]	N_y/N_x	θ	$P_{cr}^{referans}$	P_{cr} [N/mm]
1000	500	0	44	352,66	357,7143
1000	1000	0	45	99,932	100,2879
1000	2000	0	0	50,310	50,4270
1000	1000	0,5	45	66,617	66,8586
1000	1000	1	45	49,963	50,1439
1000	1000	2	45	33,308	33,4293

Tüm optimum açı dizilimleri $[(\theta/-\theta)_2 / çekirdek]_s$ şeklindedir. Tablo 3.3'te çeşitli plaka en-boy oranları ve yük oranları için referans optimizasyon sonuçları ($P_{cr}^{referans}$) kullanılarak da çok yakın kritik burkulma değerleri bulunabildiği görülmektedir. Bütün bu doğrulama çalışmaları kritik burkulma yükü hesabının doğru bir şekilde yapılabildiği ve optimizasyonda amaç fonksiyonu olarak kullanılabileceğini göstermektedir.

Ana optimizasyon çalışmasından önce, üçüncü ve son bir çalışma olarak önerilen prosedürün gerekliliğini göstermek için bir ön optimizasyon çalışması yapılmıştır. Bu amaçla aynı referans çalışmadaki “Moh ve Hwu (1997)” Tablo 3.2’de gösterilen tasarım durumları dikkate alınarak yüzey plakalarının optimum açı dizilimleri ile kritik burkulma yükü maksimizasyonu MATLAB’da varsayılan ayarlarıyla tamsayı genetik algoritma (integer genetic algorithm) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. $[\pm\theta_1 / \pm\theta_2 / balpeteği]_s$ simetrik-balans laminatların optimum fiber açı dizilimi tasarımında $-90^\circ - 90^\circ$ arasındaki sürekli tamsayı açılar dikkate alınmıştır. Sonuçlar Tablo 3.4’te sunulmuştur.

Tablo 3.4.Önerilen prosedürün gerekçesi için ön optimizasyon çalışmasının sonuçları.

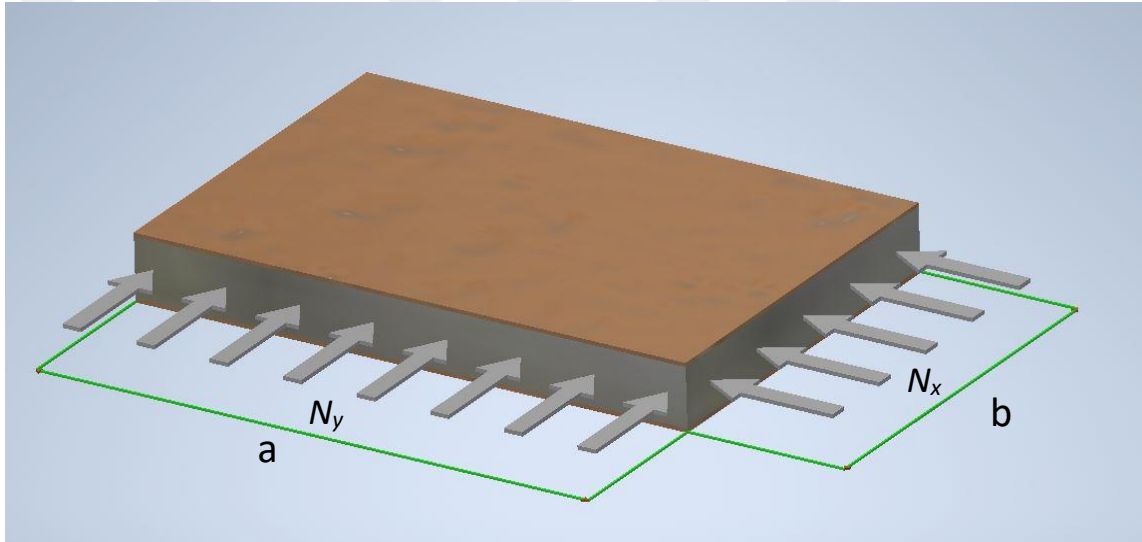
a [mm]	b [mm]	N_y/N_x	Optimum Tasarım	P_{cr} [N/mm]	$P_{cr}^{ref.}$ [N/mm]
500	1000	0	$[0_4 / çekirdek]_s$	185,144	114,194
1000	1000	0	$[\pm 45_2 / çekirdek]_s$	100,2878	60,0534
2000	1000	0	$[\pm 45_2 / çekirdek]_s$	100,2878	60,0534
500	1000	0,5	$[\pm 13 / \pm 10 / çekirdek]_s$	162,2895	101,506
1000	1000	0,5	$[\pm 45_2 / çekirdek]_s$	66,8585	40,0356
2000	1000	0,5	$[\pm 62 / \pm 61 / çekirdek]_s$	58,3831	38,4322
500	1000	1	$[\pm 23 / \pm 17 / çekirdek]_s$	140,9290	91,3552
1000	1000	1	$[\pm 45_2 / çekirdek]_s$	50,1439	30,0267
2000	1000	1	$[\pm 70 / \pm 71 / çekirdek]_s$	37,6080	23,0593
100	1000	0,5	$[\pm 13 / \pm 14 / çekirdek]_s$	1180,8921	940,627
200	1000	1	$[\pm 23 / \pm 24 / çekirdek]_s$	579,0138	417,680

Referans çalışmada açı dizilimi $[(0/90)_2 / çekirdek]_s$ 'dir. Tablo 3.4'ten kompozit sandviç paneller için yeni optimum fiber açı dizilimleri ile daha yüksek kritik burkulma yükü değerleri, dolayısıyla daha yüksek burkulma mukavemeti elde edilebildiği görülmektedir. Böylelikle bu sonuçlar, sandviç yapıli kompozit panellerin burkulma dayanımlarının istenilen tasarım ve yükleme durumlarında optimizasyon yardımıyla önemli ölçüde arttırılabildiğini ortaya koymaktadır.

3.1.2. Sandviç kompozit plakaların kritik burkulma yük maksimizasyonu

3.1.2.1 Problem tanımı

Düzlem içi basınç yükleri altında bir kompozit yapıli sandviç panelin burkulma yükü kapasitesinin belirlenmesi, burkulma yapının erken göçmesine neden olabileceğinden, kompozit yapıların tasarımı için kritik öneme sahiptir. Bu doğrultuda, tezin ilk çalışması olarak aynı referans çalışma (Moh ve Hwu, 1997) ve Tablo 3.1'deki malzeme özellikleri dikkate alınarak her biri dört tabakalı grafit/epoksi yüzeyler ve bal peteği çekirdekten oluşan simetrik sandviç kompozit panellerin çeşitli tasarım ve düzlem içi yükleme durumları altında kritik burkulma yükleri maksimize edilmiştir.



Şekil 3.1. Düzlem içi yüklemeye maruz sandviç kompozit panel

Optimum tasarımları yapılacak olan sandviç paneller şekil 3.1'de gösterildiği gibi dikdörtgen, uzunluğu a ve genişliği b olan kenarlarından basit mesnetli ve düzlem içi N_x ve N_y yüklerine maruzdur. Panellerin uzunluğu referans çalışmada olduğu şekliyle $a = 1000$ mm, üst ve alt kompozit plakaların her bir tabakasının kalınlığı $t = 0,125$ mm ve bal peteği çekirdeğin kalınlığı da 10 mm olarak alınmıştır.

Bu çalışmadaki tüm optimizasyon senaryoları aşağıda gibi belirtilebilir:

Optimizasyon Senaryosu 1

Bul: $\{\theta_k\}$, $\theta_k \in [-90, 90]$, $k = 1, \dots, n$

Maksimize et: Kritik Burkulma Yükleri; $(N_x)_{cr}$ ve $(N_y)_{cr}$

Sınır şartları: Simetri

Algoritma: GA (MATLAB Optimization Toolbox)

İlk senaryoda -90° ve 90° arasında sürekli tamsayı fiber açıları kullanılarak burkulma dayanımı maksimum olan yüzleri dörder tabakalı ($n = 4$) simetrik $[\theta_1 / \theta_2 / \theta_3 / \theta_4 / \text{çekirdek} / \theta_4 / \theta_3 / \theta_2 / \theta_1]$ tasarımları araştırılmıştır.

Optimizasyon Senaryosu 2

Bul: $\{\theta_k\}$, $\theta_k \in \{-45, 0, 45, 90\}$, $k = 1, \dots, n$

Maksimize et: Kritik Burkulma Yükleri; $(N_x)_{cr}$ ve $(N_y)_{cr}$

Sınır şartları: Simetri

Algoritma: GA (MATLAB Optimization Toolbox)

İkinci senaryoda ilkinden farklı olarak 0° , -45° , 45° ve 90° geleneksel fiber açıları kullanılarak burkulma dayanımı maksimum olan yüzleri dörder tabakalı ($n = 4$) simetrik $[\theta_1 / \theta_2 / \theta_3 / \theta_4 / \text{çekirdek} / \theta_4 / \theta_3 / \theta_2 / \theta_1]$ tasarımları araştırılmıştır.

3.1.2.2 Sonuçlar

Optimizasyonda GA'nın etkinliğini ve sonuçların güvenilirliğini arttırmak için her tasarım durumu için birbirinden bağımsız 100 arama yapılmış ve en az 1000 iterasyondan sonra optimizasyon durdurulmuştur. 1. ve 2. senaryoların tasarım durumları ve sonuçları sırasıyla Tablo 3.5 ve 3.6'da sunulmuştur. Tablolarda çeşitli plaka en-boy ve yük oranları için optimum fiber açı dizilimleri, maksimum kritik burkulma yükleri ve toplam global çözüm sayısı/birbirinden farklı global çözüm sayısı şeklinde global çözümler verilmiştir.

Tablo 3.5.Sürekli fiber açıları kullanılarak kompozit sandviç panellerin kritik burkulma yükü en iyileme sonuçları.

a/b	N_y/N_x	Optimum Tasarım	$(N_x)_{cr}$ [N/mm]	Global Çözüm
0,5	0	$[0_4 / \text{çekirdek}]_s$	50,4269	99/1
	1/2	$[-9 / 10 / 12 / -14 / \text{çekirdek}]_s$	44,0222	58/30
	1	$[20 / -17 / 19 / -22 / \text{çekirdek}]_s$	38,1244	65/34
	2	$[\pm 28 / \pm 29 / \text{çekirdek}]_s$	29,4905	73/24
1	0	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	100,2878	94/6
	1/2	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	66,8585	94/6
	1	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	50,1439	94/6
	2	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	33,4292	94/6
2	0	$[\pm 44_2 / \text{çekirdek}]_s$	357,7143	94/6
	1/2	$[\pm 60 / \pm 61 / \text{çekirdek}]_s$	210,2210	86/13
	1	$[70_2 / \text{çekirdek}]_s$	134,1865	89/6
	2	$[-79 / 75 / -79 / 83 / \text{çekirdek}]_s$	76,4560	37/35
4	0	$[34_2 / \text{çekirdek}]_s$	980,8133	91/9
	1/2	$[\pm 58 / \pm 57 / \text{çekirdek}]_s$	604,4620	78/20
	1	$[69 / 68 / 69 / -69 / \text{çekirdek}]_s$	378,3931	76/24
	2	$[\pm 80 / \pm 75 / \text{çekirdek}]_s$	209,2640	46/39

Tablo 3.5'ten sürekli fiber açıları $[-90^\circ - 90^\circ]$ kullanılarak yapılan her tasarım durumu için sandviç panellerin yüzeylerinin optimum fiber açı dizilimleri ile maksimum kritik burkulma yükleri elde edilmiştir. Çoğu tasarım durumunda yüksek sayıda global çözüm bulunmuştur. Plaka a/b oranının arttıkça maksimum $(N_x)_{cr}$ değerinin artmakta ama N_y/N_x yük oranının arttıkça $(N_x)_{cr}$ değerinin azalmakta olduğu görülmektedir. Dolayısıyla en yüksek kritik maksimum burkulma yükü değerleri $a/b=4$ için elde edilmiştir.

Tablo 3.6.Geleneksel fiber açıları kullanılarak kompozit sandviç panellerin kritik burkulma yükü en iyileme sonuçları.

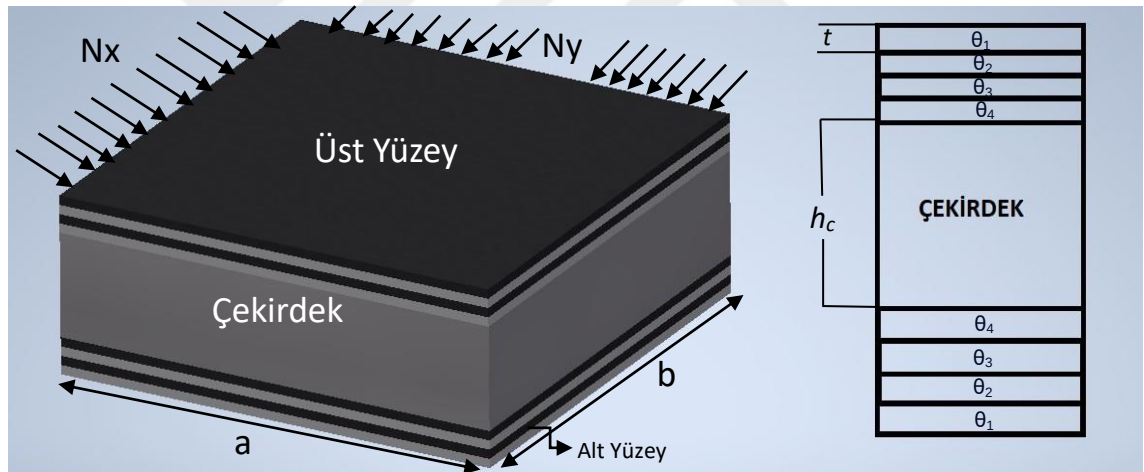
a/b	N_y/N_x	Optimum Tasarım	$(N_x)_{cr}$ [N/mm]	Global Çözüm
0,5	0	$[0_4 / \text{çekirdek}]_s$	50,4269	99/1
	1/2	$[0_4 / \text{çekirdek}]_s$	38,7647	99/1
	1	$[0 / 0 / -45 / 45 / \text{çekirdek}]_s$	33,9219	94/6
	2	$[\pm 0 / \pm 45 / \text{çekirdek}]_s$	26,8417	94/6
1	0	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	100,2878	94/6
	1/2	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	66,8585	94/6
	1	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	50,1439	94/6
	2	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	33,4292	94/6
2	0	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	357,5037	94/6
	1/2	$[\pm 45_2 / 90_2 / \text{çekirdek}]_s$	190,6717	88/12
	1	$[\pm 45_2 / 90_2 / \text{çekirdek}]_s$	121,9904	88/12
	2	$[90_4 / \text{çekirdek}]_s$	68,0669	99/1
4	0	$[\pm 45_2 / \text{çekirdek}]_s$	911,3931	94/6
	1/2	$[\pm 45_2 / 90_2 / \text{çekirdek}]_s$	542,0102	88/12
	1	$[\pm 45_2 / 90_2 / \text{çekirdek}]_s$	345,6589	88/12
	2	$[\pm 45_2 / 90_2 / \text{çekirdek}]_s$	189,8875	98/2

0 °, +45 °, -45 ° ve 90 ° geleneksel fiber açılarının kullanıldığı ikinci optimizasyon senaryosunun sonuçlarının yer aldığı Tablo 3.6'ya bakıldığında her tasarım durumu için çok sayıda global çözüm ile maksimum kritik burkulma yükü taşıyabilecek optimum fiber açı oryantasyonlarına sahip kompozit sandviç panel elde edilmiştir. Panel a/b ve N_y/N_x oran değişimlerine göre $(N_x)_{cr}$ maksimum kritik burkulma yükü değer değişimi sürekli fiber açılı sonuçlar ile aynı trenddedir. Ayrıca beklenebileceği gibi, geleneksel lif açıları kullanılarak bulunan kritik burkulma yükü değerleri sürekli fiber açıları kullanılarak bulunan sonuçlara göre daha düşüktür.

3.2. Sandviç Yapılı Kompozit Panellerin Tsai-WU Hasar Kriteri Kısıtı Altında Burkulma Dayanımlarının En İyilemesi

3.2.1 Problem tanımı

Tezin ikinci çalışması olarak Bölüm 4'teki ilk çalışmada kullanılan referans çalışma (Moh ve Hwu, 1997) dikkate alınarak her biri dört tabakadan oluşan grafit/epoksi üst, alt yüzeyler ve çekirdekten oluşan simetrik sandviç yapılı kompozit panellerin çeşitli tasarım ve düzlem içi yükleme durumları altında kritik burkulma yükü faktörleri (λ_{cb}) maksimize edilmiştir. En iyi burkulma dayanımları aranırken optimizasyonda üst ve alt yüzey plakaları için ilk plaka hasarı sınır şartı olarak Tsai-Wu hasar kriteri dikkate alınmıştır. Söz konusu sandviç kompozit panellerin temsili bir resmi Şekil 3.2'de gösterilmektedir.



Şekil 3.2. Düzlem içi basma yüklemesine maruz grafit/epoksi sandviç kompozit

Sandviç panellerin uzunluğu referans çalışmada olduğu şekliyle $a = 1000$ mm, üst ve alt kompozit plakaların her bir tabakasının kalınlığı $t = 0,125$ mm ve çekirdeğin kalınlığı da $h_c = 10$ mm olarak alınmıştır. İki tür çekirdek kullanılmıştır. Bunlar bal peteği ve köpük çekirdeklerdir. Sandviç panellere ait bütün malzeme özellikleri Tablo 3.7'de verilmiştir.

Tablo 3.7.Kompozit sandviç panel malzeme özellikleri.

Malzeme Özelliği	Yüzey Grafitepoksi	Çekirdek Alüminyum Bal Peteği	Çekirdek PVC Köpük
E_{11}	181 GPa	-	-
E_{22}	10.3 GPa	-	-
G_{12}	7,17 GPa	-	-
ν_{12}	0,28	-	-
t_{ply}	0,125 mm	-	-
G_{xz}	-	0,146 GPa	0,039231 GPa
G_{yz}	-	0,0904 GPa	0,039231 GPa
h_c	-	10 mm	10 mm

Optimizasyonda $N_x = 100$ N/mm ve $N_y = 200$ N/mm olmak üzere iki farklı yük seçilmiştir. Çeşitli yükleme oranları (N_y / N_x) ve panel en-boy oranları (a / b) için GA/SQPA hibrit algoritması kullanılarak toplamda 64 problem çözülmüştür. Tasarlanan optimizasyon problemleri Tablo 3.8’de özetlenmektedir.

Tablo 3.8.Optimizasyon problemleri.

Çekirdek Tipi	N_x Yükleri	Panel En-Boy Oranı (a/b)	Yük Oranı (N_y/N_x)
Bal peteği ve köpük	$N_x=100$ N/mm	0,5	0
			0,5
			1
			2
	$N_x=200$ N/mm	1	0
			0,5
			1
			2
		2	0
			0,5
			1
			2
		4	0
			0,5
			1
			2

Tasarlanan burkulma dayanımı en iyileme problemleri ayrıca matematiksel olarak optimizasyon problemi formatında aşağıda sunulmuştur:

Bul: $\{\theta_k\}$, $\theta_k \in \{-45, 0, 45, 90\}$, $k = 1, \dots, 4$

Maksimize et: Kritik Burkulma Yüğü Faktörü: $\lambda_{cb}(\theta_k)$

Sınır şartları: Panel simetrisi

Tsai-Wu Hasar Kriteri

Algoritma: GA/SQPA Hibrit Algoritması (MATLAB Optimization Toolbox)

3.2.2 Sonuçlar ve tartışma

Kritik burkulma yükü en iyileme optimizasyon çalışmalarında hibrit algoritmanın etkinliğini ve sonuçların güvenilirliğini arttırmak için her tasarım durumu için 5 defa birbirinden bağımsız 100 arama yapılmış ve her bir arama için en az 1000 iterasyondan sonra optimizasyon durdurulmuştur. Her bir tasarım durumu için 500 sonucun içerisinde en iyi çözümler tabloda yerini almıştır. Tablo 3.9’da hibrit algoritmaya ait ön çalışma sonucu en iyi sonucu veren ayarlar sunulmuştur.

Tablo 3.9.GA/SQPA hibrit algoritma ayarları.

Genetik Algoritma (GA)		Sıralı Kuadratik Programlama Algoritması (SQPA)	
Population type	Double Vector	Max iterations	3000
Population size	40	Max function evaluations	400
Creation function	Constraint dependent	X tolerance	10^{-6}
Initial population	Default	Function tolerance	10^{-6}
Initial range	[-90;90]	Constraint tolerance	10^{-6}
Scaling function	Rank	Unboundedness threshold	-10^{20}
Selection function	Roulette	Approximated derivatives	Forward differences
Elite count	2	Scaling	None
Crossover fraction	0,8		
Migration direction	Forward		
Initial penalty	10		
Penalty factor	100		
Hybrid function	fmincon		
Stopping criteria	400 generations		

3.2.2.1 Bal peteği çekirdekli kompozit sandviç panel sonuçları

Kritik burkulma yükü maksimizasyonu için bal peteği çekirdek kullanılarak $N_x = 100$ N/mm ve $N_x = 200$ N/mm yüklemeleri için olan optimizasyon sonuçları sırasıyla Tablo 3.10 ve Tablo 3.11’de verilmiştir. $N_x = 100$ N/mm için MATLAB’da yazılan amaç fonksiyon kodu Ek-3’te ve çalıştırma kodu Ek-4’te verilmiştir.

Tablo 3.10. $N_x = 100$ N/mm için bal peteği çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.

a/b	N_y/N_x	Optimum Tasarım	λ_{cb}	TW Hİ
0,5	0	$[0/0/0/0/\text{çekirdek}]_s$	0,5042	0,0065
	0,5	$[0/-45/45/0/\text{çekirdek}]_s$	0,3769	0,2529
	1	$[0/90/0/0/\text{çekirdek}]_s$	0,3009	0,4805
	2	$[0/90/0/90/\text{çekirdek}]_s$	0,19752	0,6123
1	0	$[0/-45/-45/45/\text{çekirdek}]_s$	0,846243905	0,2783
	0,5	$[-45/-45/45/45/\text{çekirdek}]_s$	0,668585786	0,5313
	1	$[45/-45/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,50144	0,1731
	2	$[45/90/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,280879174	0,5548
2	0	$[45/0/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	3,081614247	0,2783
	0,5	$[45/45/-45/-45/\text{çekirdek}]_s$	1,688296112	0,5313
	1	$[90/90/0/90/\text{çekirdek}]_s$	1,0913	0,4805
	2	$[90/0/90/90/\text{çekirdek}]_s$	0,6351	0,5141
4	0	$[45/-45/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	9,07486687	0,2783
	0,5	$[0/90/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	4,955804991	0,2154
	1	$[0/90/90/90/\text{çekirdek}]_s$	3,1533	0,4805
	2	$[90/90/90/0/\text{çekirdek}]_s$	1,836	0,5141

Tablo 3.10’da bal peteği çekirdek kullanılan kritik burkulma yükü maksimizasyonunun $N_x = 100$ N/mm yüklemesi için elde edilen sonuçlara bakıldığında her durumda sandviç panellerin yüzeylerinin optimum fiber yönelimleri ile maksimum kritik burkulma yüklerinin elde edilebildiği görülmektedir.

Panellerin a/b değeri arttıkça λ_{cb} değerleri artmaktadır. Aksi biçimde N_y/N_x yükleme değeri arttıkça λ_{cb} değeri azalmaktadır. Ayrıca, Tsai-Wu hasar indeksi (TW HI) değerlerine bakıldığında bütün sandviç panel tasarımlarının ilk tabaka hasarı açısından güvenli sınırlar içinde olduğu görülmektedir.

Tablo 3.11. $N_x = 200$ N/mm için bal peteği çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.

a/b	N_y/N_x	Optimum Tasarım	λ_{cb}	TW HI
0,5	0	$[0/0/0/0/\text{çekirdek}]_s$	0,252134904	0,0262
	0,5	$[-45/0/0/45/\text{çekirdek}]_s$	0,188455404	1,0114
	1	$[-45/-45/45/45/\text{çekirdek}]_s$	0,136127102	0,6924
	2	-	-	-
1	0	$[0/45/-45/0/\text{çekirdek}]_s$	0,402625503	0,3234
	0,5	$[45/-45/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,282081302	0,5548
	1	$[45/-45/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,25071967	0,6924
	2	-	-	-
2	0	$[0/-45/45/0/\text{çekirdek}]_s$	1,473627914	0,3234
	0,5	$[90/-45/45/0/\text{çekirdek}]_s$	0,789644181	0,8618
	1	$[45/-45/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,506488834	0,6924
	2	-	-	-
4	0	$[-45/45/0/0/\text{çekirdek}]_s$	4,399321388	0,3234
	0,5	$[90/-45/0/45/\text{çekirdek}]_s$	2,477902496	0,8618
	1	$[0/90/0/90/\text{çekirdek}]_s$	1,374719887	0,6924
	2	-	-	-

Tablo 3.11’de bal peteği çekirdek kullanılarak $N_x = 200$ N/mm yükleme için elde edilen optimizasyon sonuçlarına bakıldığında $N_y/N_x = 2$ yükleme oranı hariç her tasarım durumunda kritik burkulma yükü faktörünün optimum fiber açı dizilimleri ile hasar kısıtı altında maksimize edilebildiği görülmektedir. $N_y/N_x = 2$ yükleme durumlu problemlerde Tsai-Wu hasar kriteri aşıldığı için çözüm bulunulamadığı görülmektedir. Bunun yanında, a/b ve N_y/N_x oranlarının değişimi ile λ_{cb} değerlerinin değişimi $N_x = 100$ N/mm yüklemesi ile aynı trenddedir.

3.2.2.2 Köpük çekirdekli kompozit sandviç panel sonuçları

Köpük çekirdekli sandviç kompozit panellerin kritik burkulma yükü maksimizasyonu için $N_x = 100$ N/mm ve $N_x = 200$ N/mm yüklemeleri için olan optimizasyon sonuçları sırasıyla Tablo 3.12 ve Tablo 3.13’de verilmiştir.

Tablo 3.12. $N_x=100$ N/mm için köpük çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.

a/b	N_y/N_x	Optimum Tasarım	λ_{cb}	TW Hİ
0,5	0	$[0/0/0/0/\text{çekirdek}]_s$	0,466504792	0,0065
	0,5	$[45/-45/0/0/\text{çekirdek}]_s$	0,356319803	0,1793
	1	$[45/45/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,277316437	0,7085
	2	$[90/45/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,204144627	0,8618
1	0	$[-45/45/45/0/\text{çekirdek}]_s$	0,793323473	0,2783
	0,5	$[-45/45/-45/45/\text{çekirdek}]_s$	0,62181938	0,5313
	1	$[45/-45/-45/45/\text{çekirdek}]_s$	0,466364535	0,1731
	2	$[-45/90/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,264441158	0,5548
2	0	$[45/0/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	2,479966599	0,2783
	0,5	$[-45/45/-45/45/\text{çekirdek}]_s$	1,461020634	0,5313
	1	$[-45/45/90/45/\text{çekirdek}]_s$	0,930317123	0,7085
	2	$[-45/45/90/90/\text{çekirdek}]_s$	0,58025095	0,7170
4	0	$[0/45/-45/0/\text{çekirdek}]_s$	4,42304031	0,0809
	0,5	$[45/-45/0/90/\text{çekirdek}]_s$	3,470449221	0,2154
	1	$[90/0/90/90/\text{çekirdek}]_s$	2,146837894	0,4805
	2	$[45/90/-45/90/\text{çekirdek}]_s$	1,220800007	0,7170

Tablo 3.12’den görüldüğü üzere $N_x = 100$ N/mm yükleme için köpük çekirdekli kompozit sandviç panellerin tüm tasarım durumlarında optimum fiber açısı dizilimleri ile kritik burkulma yükü faktörleri, dolayısıyla $N_{x,cr}$ ve $N_{y,cr}$ kritik burkulma yükleri maksimize edilebilmiştir. Tsai-Wu hasar indeks değerleri güvenli sınırlar içerisinde.

Tablo 3.13. $N_x = 200$ N/mm için köpük çekirdekli kompozit sandviç panel optimizasyon sonuçları.

a/b	N_y/N_x	Optimum Tasarım	λ_{cb}	TW Hİ
0,5	0	$[0/0/0/0/\text{çekirdek}]_s$	0,233252396	0,0262
	0,5	$[45/0/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,178159902	0,7170
	1	$[-45/45/-45/45/\text{çekirdek}]_s$	0,130387622	0,6924
	2	-	-	-
1	0	$[0/45/-45/0/\text{çekirdek}]_s$	0,37654259	0,3234
	0,5	$[45/-45/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,264441158	0,5548
	1	$[45/-45/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,233182268	0,6924
	2	-	-	-
2	0	$[-45/0/0/45/\text{çekirdek}]_s$	1,17732689	0,3234
	0,5	$[45/0/-45/90/\text{çekirdek}]_s$	0,697980879	0,8618
	1	$[45/-45/45/-45/\text{çekirdek}]_s$	0,43830619	0,6924
	2	-	-	-
4	0	$[45/0/0/-45/\text{çekirdek}]_s$	2,211520155	0,3234
	0,5	$[-45/90/0/45/\text{çekirdek}]_s$	1,735224611	0,8618
	1	$[90/0/0/90/\text{çekirdek}]_s$	0,994232803	0,6924
	2	-	-	-

Tablo 3.13’de $N_x = 200$ N/mm yükleme için köpük çekirdekli kompozit sandviç panel sonuçları, hemen hemen her tasarım durumunda kritik burkulma yükü faktörünün, dolayısıyla $N_{x,cr}$ ve $N_{y,cr}$ kritik burkulma yüklerinin optimum fiber açı dizilimleri ile Tsai-Wu hasar kısıtı altında maksimize edilebildiğini göstermektedir. N_y/N_x değerinin 2 olduğu problemlerde hasar kriteri aşıldığı için tüm plaka a/b oranları için çözüm bulunamamaktadır.

4. SONUÇLAR

Bu tez çalışmasında sandviç yapılı kompozit panellerin belirli panel geometrisi ve düzlem içi yükleme koşulları için burkulma dayanımlarının en üst düzeye taşınması amaçlanmıştır. Bu amaçla, öncelikle referans bir çalışma dikkate alınarak optimizasyon prosedürü için yazılan tüm kodlar aşamalı olarak doğrulanmıştır. Sonrasında düzlem içi kritik burkulma yükleri, referans çalışmadaki grafit/epoksi yüzülü ve bal peteği çekirdekli kompozit sandviç paneller için yapılan optimizasyon çalışması sürekli fiber açıları ile tekrarlanarak maksimize edilmiştir. Sonuçlar geleneksel açılar yerine sürekli açılar kullanıldığında daha yüksek kritik burkulma yükleri elde edilebildiğini göstermiştir. Buradan yola çıkarak $(N_x)_{cr}$ ve $(N_y)_{cr}$ düzlem içi kritik yüklerin maksimizasyonu için sürekli tamsayı fiber açıları ve geleneksel fiber açıları ile iki farklı optimizasyon senaryosu dikkate alınmıştır. Çözümde genetik algoritma kullanılmıştır. Her tasarım durumu için birbirinden bağımsız 100 arama yapılmış, en az 1000 iterasyon sonra optimizasyon durdurulmuştur. Her iki optimizasyon senaryosu için tüm problemlerde çok sayıda global çözüm ile optimum fiber açı dizilimli maksimum kritik burkulma yüklerini taşıyabilecek sandviç yapılı kompozit paneller elde edilmiştir.

Kritik burkulma yükü en iyileme çalışmalarından sonra grafit/epoksi yüzeyler ve çekirdekten oluşan simetrik alt ve üst yüzeyi dörder tabakalı sandviç yapılı kompozit panellerin çeşitli geometri ve düzlem içi yükleme durumları için burkulma dayanımlarının en üst düzeye taşınması amaçlanmıştır. Belirlenen tasarım durumları altında $N_x = 100$ N/mm ve $N_x = 200$ N/mm düzlem içi bası yükleri için kritik burkulma yükü faktörleri GA/SQPA hibrit algoritması kullanılarak maksimize edilmiştir. İki farklı tür çekirdek olarak bal peteği ve köpük çekirdekler kullanılmıştır. Optimizasyon problemlerinde lineer olmayan kısıt olarak Tsai-Wu hasar kriteri dikkate alınmıştır. Böylece maksimum burkulma dayanımı sağlanırken sandviç panel yüzeylerinde ilk tabaka hasarının da meydana gelmesi önlenmiştir. Toplamda oluşturulan 64 problemin her biri için 5'er kere birbirinden bağımsız 100 arama yapılmıştır. Sonuçlara bakıldığı zaman $N_x = 100$ N/mm yüklemesi için her iki çekirdek tipi için de tüm tasarım problemlerinde en iyi burkulma dayanımları elde edilebilmiştir. Benzer şekilde $N_x = 200$ N/mm yüklemesinde her iki çekirdek için çoğu optimizasyon

probleminde güvenli sınırlar içinde en iyi burkulma dayanımlı sandviç yapıli kompozit paneller bulunabilmiştir. Bunun yanında her iki çekirdek tipi için de $N_x = 200$ N/mm yüklemede panel $a/b = 4$ oranı için Tsai-Wu sınır şartları değerdendirildiğinde optimum nokta bulunamadığı görülmüştür.

Tüm sonuçlar değerdendirildiğinde çeşitli en-boy oranları ve yükleme tipleri için farklı çekirdek tipleri ve optimum fiber açılı dizilimleri ile maksimum burkulma dayanımına sahip sandviç yapıli kompozit panellerin tasarımınn yapılabildiğı görülmektedir. Bu tasarlanabilirlik ve en iyileme, sandviç kompozit yapıların kullanıldığı özellikle denizcilik, otomotiv, yapı, havacılık ve uzay sanayi sektöründe istenen maksimum dayanımı sağlamada önemli bir yer tutmaktadır. Bu bağlamda bu çalışma özellikle burkulma dayanımının kritik olduğu uygulamalarda sandviç yapıli kompozit panellerin mümkün olan en az ağırlıkta ve maksimum burkulma yükü taşıyabilecek olan tasarımları için yol gösterici olma niteliğindedir.

KAYNAKLAR

- Aimmanee, S. and Vinson, J.R.(2002)“Analysis and optimization of foam-reinforced web core composite sandwich panels under in-plane compressive loads”*Journal Of Sandwich Structures And Materials*,4,115-139
- Aji,S.S ,Kim, Y.S. ,Ahn, K.Y. and Lee, Y.D.(2018) “Life-Cycle Cost Minimization of Gas Turbine Power Cycles for Distributed Power Generation Using Sequential Quadratic Programming Method”*Academic Open Access Publishing*,11,1-21.
- Allen,H.G.(1969) “Analysis and Design of Structural Sandwich Panels”,*Pergamon Press*,Oxford,137-145.
- Arslan,N. , Kaman, M.O.(2002)“ Alüminyum, Kağıt Ve Cam Elyaf Petek YapılıKompozitlerin Üretim Teknikleri Ve Mekanik Özelliklerinin Araştırılması”*DeüMühendislik Fakültesi Fen Ve Mühendislik Dergisi*,4(3),113-115.
- Bozkurt,S.(2014) “Sandviç Kompozitlerin Mekanik Performansının deneysel olarakİncelenmesi”,Yüksek Lisans,*Fen Bilimleri Enstitüsü*,İzmir,5-20.
- BilgiUstam .‘Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması’
<https://www.bilgiustam.com/kompozit-malzemelerin-ozellikleri-ve-siniflandirilmasi/>
son erişim tarihi :20.06.2023
- Catapano, A. and Montemurro M.(2014)“A multi-scale approach for the optimum design of sandwich plates with honeycomb core. Part II: the optimisation strategy”*SAM*,118,677-690.
- Deveci, A. (2011) “Optimum design of anti-buckling behaviour of the laminated composites considering puck failure criterion by genetic algorithm ”,Master's thesis ,*Izmir Institute of Technolog*,35-42.
- Dokur, M.M. , (2009)“Karbon Fiber Esaslı Polimetrik Matrisli Kompozitlerin Üretimi ve Karakrerizasyonu”,Yüksek Lisans,*Fen Bilimleri Enstitüsü*,İstanbul,2-3.
- Fan, H. ,Wang H. and Chen X.(2016)“Optimization of multi-sandwich-panel composite structures for minimum weight with strength and buckling considerations for minimum weight with strength and buckling considerations”*Sci Eng Compos Mater*,25(2),229-241.
- Fakoor, M. , Zadeh, P.M. and Eskandari, H.M.(2017)“Developing an optimal layout design of a satellite system by considering natural frequency and attitude control constraints”*Aerospace Science and Technology*,71,172-188.
- Farkas, J. and Kovacs G.(2014)“Optimal design of a composite sandwich structure”*Science and Engineering of Composite Materials*,23(2),237-243.

- Geçmez,H.(2021)“Boyutsal Kararlı Hibrit Kompozit Malzeme Tasarımı”Yüksek Lisans,**Fen Bilimleri Enstitüsü**,Erzincan,5-14,27-40.
- Gibson, R.F.(2016)“Principles of Composite Material Mechanics”**Mc-Graw-Hill** ,USA, 1st ed. , 200-300.
- Guangyong, S. ,Huo, X. , Chen D. And Li, Q.(2017)“Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression”**Materials and Design**,133,154-168.
- Gupta, N. (2003). Characterization of syntacticfoamsandtheirsandwichcomposites: modellingandexperimental, approaches. Bangalore,2-4.
- Hwang, T.J. and Steeves C.A.(2015)“Optimization of 3D lattice cores in composite sandwich structures”**Journal of Composite Materials**,49(17),2041-2055.
- Kafalı,H. (2004),“Uçaklarda Sandviç Kompozitlere Uygulanan Tahribatsız Muayene Yöntemleri ”Yüksek Lisans,**Fen Bilimleri Enstitüsü**,Erzincan,5-14,27-40.
- Karakaya, Ş.(2007) “Tabakalı Kompozit Plakların Gelişmiş Global Optimizasyon Teknikleriyle Yapısal Optimizasyonu”Yüksek Lisans,**Fen Bilimleri Enstitüsü**,Afyon,7-17.
- Kataoka-Filho M. and ,Hansen, J.S.(1999)“Optimization of nonhomogeneous facesheets in composite sandwich plates”**Springer-Verlag**,17,199-207.
- Kheirikhah, M. M.(2020)“Multi-objective genetic algorithm optimization of composite sandwich plates using a higher-order theory”**Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**,42(523),9-15.
- Malzeme Bilimi.‘Kompozit Malzeme Çeşitleri’
<https://malzemebilimi.net/kompozit-malzeme-cesitleri.html>
son erişim tarihi :21.06.2023
- Moh,J. and Hwu, C.(1997)“Optimization for Buckling of Composite Sandwich Plates”**AIAA journal**,863-868.
- Polat, B.(2019)“Cam Takviyeli Polimer Matrisli Termoplastik Kompozitlerin Mekanik Özelliklerinin Araştırılması”,Yüksek Lisans,**Fen Bilimleri Enstitüsü**, İskenderun,5-6.
- Rao, S. S. (2009) “Engineering Optimization: Theory and Practice”,**John Wiley & Sons, Inc.**,New Jersey,1-3.
- Robinson, J.R. ,B.Sc ,A.F.R.Ae S.(1955)“The Buckling and Bending of Orthotropic Sandwich Panels With All Edges Simply-Supported”**The Aeronautical Quarterly**,2,125-148.

- Soh, A.K and Tan X.H.(2006)“Multi-objective optimization of the sandwich panels with prismatic cores using genetic algorithms”***International Journal of Solids and Structures***,44,5466-5480.
- Şahin, Y. (2000)“ Kompozit Malzemelere Giriş” ,***Gazi Kitabevi***,Ankara,1-7.
- Tortoç,A.(2009) “Balsa / Pvc Sandviç Yapılarda KırılmaTokluğu Etkisinin Nümerik Çalışması”,Yüksek Lisans,***Fen Bilimleri Enstitüsü***,İzmir,3-5.
- Tosunlu,U.(2015)“Sandviç Yapılı Kompozitlerin Darbe Davranışının Araştırılması”Yüksek Lisans,***Fen Bilimleri Enstitüsü***,Diyarbakır,9-12.
- Vinson, J.R.(2005)“Plate and panel structures of isotropic, composite and piezoelectric materials, including sandwich construction.”***Springer***,Netherlands,95-114.
- Wolf, K.(2001)“Optimization of composite sandwich panels using evolutionary computation methods”***AIAA journal***,42,1-11.
- Zenkerts, D. (1997)“The Handbook of Sandwich Construction”,***E-MAS Publishing***, London,5-9.
- Zhang, Y. , Yao, F. , Lu, H.H.C. , Fernando, T. and Trinh, H.(2015)“Wind–thermal systems operation optimization considering emission problem”***Electrical Power and Energy Systems***,65,238-245.



EKLER

Ek-1. Matlab Bilgisayar programı (Referans çalışma tablo doğrulama kodları)

```
clc;clear;

% Kompozit Laminat Malzeme Özellikleri - Graphite/Epoxy

E11 = 181e3; %[MPa]
E22 = 10.3e3; %[MPa]
G12 = 7.17e3; %[MPa]
v12 = 0.28; % Poissons ratio

% Çekirdek Özellikleri - Core properties (Aluminum honeycomb) %
Gxz = 146;
Gyz = 90.4; %[MPa]

nt=8; % Kompozit tabaka sayısı
% n4=(n-1)/4;
% n2=(n-1)/2;

hc = 10; %[mm]
tp = 0.125*nt; % Toplam kompozit plaka kalınlığı [mm]

% Laminatin Rijitlik matrisi bileşenleri

v21=v12*(E22/E11);
Q11=E11/(1-v12*v21);
Q12=v21*E11/(1-v12*v21);
Q22=E22/(1-v12*v21);
Q66=G12;

m=nt+1;
for j=1:m
    z(j)=-tp/2+(j-1)*tp/nt;
end

%Kompozit laminat ağırlık dizilimi

x_half = [0 90 0 90];
x = [x_half fliplr(x_half)];

% Laminatların Q̄ matrisi
```

```

for k=1:nt
    c=cos((x(k)*pi)/180);
    s=sin((x(k)*pi)/180);
    Qbar11 = Q11*c^4 + 2*(c^2)*(s^2)*(Q12+2*Q66) + Q22*s^4;
    Qbar12 = Q12*(c^4 + s^4) + (Q11+Q22-4*Q66)*(c^2)*(s^2);
    Qbar22 = Q11*s^4 + 2*(Q12+2*Q66)*(c^2)*(s^2) + Q22*c^4;
    Qbar16 = (Q11-Q12-2*Q66)*s*(c^3) + (Q12-Q22+2*Q66)*c*(s^3);
    Qbar26 = (Q11-Q12-2*Q66)*c*(s^3) + (Q12-Q22+2*Q66)*s*(c^3);
    Qbar66 = (Q11+Q22-2*Q12-2*Q66)*(c^2)*(s^2) + Q66*(c^4+s^4);
    eval(['Qbar_' num2str(k) ']=[Qbar11 Qbar12 Qbar16;Qbar12 Qbar22 Qbar26;Qbar16
Qbar26 Qbar66];');
end

```

% Laminatlar $\bar{A}_{\pm n}$ [A] ve [D] matrisi

```

A=zeros(3,3);
% D=zeros(3,3);

```

```

for k=1:nt

    Qbar_ = eval(['Qbar_' int2str(k)]);
    A(1,1) = A(1,1) + Qbar_(1,1)*(z(k+1)-z(k));
    A(1,2) = A(1,2) + Qbar_(1,2)*(z(k+1)-z(k));
    A(1,3) = A(1,3) + Qbar_(1,3)*(z(k+1)-z(k));
    A(2,2) = A(2,2) + Qbar_(2,2)*(z(k+1)-z(k));
    A(2,3) = A(2,3) + Qbar_(2,3)*(z(k+1)-z(k));
    A(3,3) = A(3,3) + Qbar_(3,3)*(z(k+1)-z(k));

```

end

```

A(2,1)=A(1,2);
A(3,2)=A(2,3);
A(3,1)=A(1,3);

```

%%%%%%%%%%555

```

a11=A(2,2)*A(3,3)-(A(3,2)*A(2,3));
a12=A(1,3)*A(3,2)-(A(3,3)*A(1,2));
a13=A(1,2)*A(2,3)-(A(2,2)*A(1,3));
a21=A(2,3)*A(3,1)-(A(3,3)*A(2,1));
a22=A(1,1)*A(3,3)-(A(3,1)*A(1,3));
a23=A(1,3)*A(2,1)-(A(2,3)*A(1,1));
a31=A(2,1)*A(3,2)-(A(3,1)*A(2,2));
a32=A(1,2)*A(3,1)-(A(3,2)*A(1,1));
a33=A(1,1)*A(2,2)-(A(2,1)*A(1,2));

```

```
aa=[a11,a12,a13;a21,a22,a23;a31,a32,a33];
```

```
detA=A(1,1)*A(2,2)*A(3,3) + A(1,2)*A(2,3)*A(3,1) + A(1,3)*A(2,1)*A(3,2) -  
A(1,3)*A(2,2)*A(3,1) - A(1,2)*A(2,1)*A(3,3) - A(1,1)*A(2,3)*A(3,2);
```

```
Ainv=(1/detA)*aa;
```

```
% Panel boyutlarÄ±
```

```
a = 500; %[mm]
```

```
b = 1000; %[mm]
```

```
Ex = 1/(tp*Ainv(1,1));
```

```
Ey = 1/(tp*Ainv(2,2));
```

```
vx = -Ainv(1,2)/Ainv(1,1);
```

```
vy = -Ainv(1,2)/Ainv(2,2);
```

```
Gxy = 1/(tp*Ainv(3,3));
```

```
t = tp/2;
```

```
d = hc + t;
```

```
Dx = (Ex*t*d^2)/2;
```

```
Dy = (Ey*t*d^2)/2;
```

```
Dxy = Gxy*t*d^2;
```

```
g = 1- (vx*vy);
```

```
Dqx = (Gxz*d^2)/hc;
```

```
Dqy = (Gyz*d^2)/hc;
```

```
Bqx = (b^2)*Dqx;
```

```
Bqy = (b^2)*Dqy;
```

```
n=1;
```

```
ky = 0; % Ny/Nx
```

```
for m=1:10
```

```
d5_1 = ((pi^2)/(2*g))*(((m^2)/Bqy)*((b^2)/(a^2)) + ((n^2)/Bqx));
```

```
d5_2 = (Dxy*(((m^4)*(b^4))/(a^4)) + ((Dxy*Dy)/Dx)*(n^4) + ...  
2*(m^2)*(n^2)*((b^2)/(a^2)))*(Dy - (vy*Dxy)));
```

```
d5_3 = (1/g)*(((m^4)*(b^4))/(a^4)) + (Dy/Dx)*(n^4) + ...  
2*(m^2)*(n^2)*((b^2)/(a^2))*(vy + ((Dxy*g)/Dx));
```

$$d5 = d5_1*d5_2 + d5_3;$$

$$Y1 = ((\pi^4)/(2*g*Bqx*Bqy));$$

$$Y2 = Dxy*Dx*(((m^4)*(b^4))/a^4) + Dxy*Dy*(n^4) + ... \\ 2*(m^2)*(n^2)*((b^2)/(a^2))*((Dx*Dy) - (Dxy*Dx*vy));$$

$$Y3 = ((\pi^2)/g)*(((m^2)*(b^2))/a^2)*((Dx/Bqx) + (g/2)*(Dxy/Bqy));$$

$$Y4 = ((\pi^2)/g)*(n^2)*((Dy/Bqy) + (g/2)*(Dxy/Bqx));$$

$$Y = (Y1*Y2) + Y3 + Y4 + 1;$$

$$f0 = d5/Y;$$

$$K = (g*f0)/((((m^2)*(b^2))/a^2) + (n^2)*ky);$$

$$Nx_cr = ((\pi^2)/(b^2))*(Dx/g)*K$$

End

Ek-2. Matlab Bilgisayar Programı (Referans optimizasyon çalışma tablo doğrulama kodları)

```
function f = objfunc_Nx(x)

% Composite laminate properties - faces (Graphite/epoxy) %

E11 = 181e3; %[MPa]
E22 = 10.3e3; %[MPa]
G12 = 7.17e3; %[MPa]
v12 = 0.28; % Poissons ratio

% Core properties (Aluminum honeycomb) %

Gxz = 146;
Gyz = 90.4; %[MPa]

nt=8; % total number of layers

n2=nt/2;

hc = 10; %[mm]
tp = 0.125*nt; % Toplam kompozit plaka kalınlığı [mm]

% Laminatın rijitlik matrisi bileşenleri

v21=v12*(E22/E11);
Q11=E11/(1-v12*v21);
Q12=v21*E11/(1-v12*v21);
Q22=E22/(1-v12*v21);
Q66=G12;

m=nt+1;
for j=1:m
z(j)=-tp/2+(j-1)*tp/nt;
end

% 0, 45, -45, 90 fiber angles - no balance %

j=1;
for i=1:n2

if x(i)>=45
x1(j)=90;
j=j+1;

elseif x(i)>=0
x1(j)=45;
```

```

j=j+1;

elseif x(i)>=-45
x1(j)=0;
j=j+1;

else

x1(j)=-45;
j=j+1;

end
end

% symmetry

for i=1:n2
x(i)=x1(i);
end

for i=1:n2
x(n2+i)=x(n2-i+1);
end

% Laminatların Qbar matrisi

for k=1:nt
c=cos((x(k)*pi)/180);
s=sin((x(k)*pi)/180);
Qbar11 = Q11*c^4 + 2*(c^2)*(s^2)*(Q12+2*Q66) + Q22*s^4;
Qbar12 = Q12*(c^4 + s^4) + (Q11+Q22-4*Q66)*(c^2)*(s^2);
Qbar22 = Q11*s^4 + 2*(Q12+2*Q66)*(c^2)*(s^2) + Q22*c^4;
Qbar16 = (Q11-Q12-2*Q66)*s*(c^3) + (Q12-Q22+2*Q66)*c*(s^3);
Qbar26 = (Q11-Q12-2*Q66)*c*(s^3) + (Q12-Q22+2*Q66)*s*(c^3);
Qbar66 = (Q11+Q22-2*Q12-2*Q66)*(c^2)*(s^2) + Q66*(c^4+s^4);
eval(['Qbar_' num2str(k) ']=[Qbar11 Qbar12 Qbar16;Qbar12 Qbar22 Qbar26;Qbar16
Qbar26 Qbar66];');
end

% Laminatların [A] ve [D] matrisi

A=zeros(3,3);

for k=1:nt

```

```

Qbar_ = eval(['Qbar_' int2str(k)]);
A(1,1) = A(1,1) + Qbar_(1,1)*(z(k+1)-z(k));
A(1,2) = A(1,2) + Qbar_(1,2)*(z(k+1)-z(k));
A(1,3) = A(1,3) + Qbar_(1,3)*(z(k+1)-z(k));
A(2,2) = A(2,2) + Qbar_(2,2)*(z(k+1)-z(k));
A(2,3) = A(2,3) + Qbar_(2,3)*(z(k+1)-z(k));
A(3,3) = A(3,3) + Qbar_(3,3)*(z(k+1)-z(k));

```

```
end
```

```
%%%%%%%%%% Sanvdiç yapının [A] ve[D] matrisleri
```

```

A(2,1)=A(1,2);
A(3,2)=A(2,3);
A(3,1)=A(1,3);

```

```
%%%%%%%%%%555
```

```

a11=A(2,2)*A(3,3)-(A(3,2)*A(2,3));
a12=A(1,3)*A(3,2)-(A(3,3)*A(1,2));
a13=A(1,2)*A(2,3)-(A(2,2)*A(1,3));
a21=A(2,3)*A(3,1)-(A(3,3)*A(2,1));
a22=A(1,1)*A(3,3)-(A(3,1)*A(1,3));
a23=A(1,3)*A(2,1)-(A(2,3)*A(1,1));
a31=A(2,1)*A(3,2)-(A(3,1)*A(2,2));
a32=A(1,2)*A(3,1)-(A(3,2)*A(1,1));
a33=A(1,1)*A(2,2)-(A(2,1)*A(1,2));

```

```
aa=[a11,a12,a13;a21,a22,a23;a31,a32,a33];
```

```

detA=A(1,1)*A(2,2)*A(3,3) + A(1,2)*A(2,3)*A(3,1) + A(1,3)*A(2,1)*A(3,2) -
A(1,3)*A(2,2)*A(3,1) - A(1,2)*A(2,1)*A(3,3) - A(1,1)*A(2,3)*A(3,2);

```

```
Ainv=(1/detA)*aa;
```

```
% Plate dimensions %
```

```

a=1000; %[mm]
r=4; %plaka en-boy oranı
b=a/r;

```

```
%%%%%%%%%%
```

```

Ex = 1/(tp*Ainv(1,1));
Ey = 1/(tp*Ainv(2,2));

```

```
vx = -Ainv(1,2)/Ainv(1,1);
```

$$v_y = -A_{inv}(1,2)/A_{inv}(2,2);$$

$$G_{xy} = 1/(t_p * A_{inv}(3,3));$$

$$t = t_p/2;$$

$$d = h_c + t;$$

$$D_x = (E_x * t * d^2)/2;$$

$$D_y = (E_y * t * d^2)/2;$$

$$D_{xy} = G_{xy} * t * d^2;$$

$$g = 1 - (v_x * v_y);$$

$$D_{qx} = (G_{xz} * d^2)/h_c;$$

$$D_{qy} = (G_{yz} * d^2)/h_c;$$

$$B_{qx} = (b^2) * D_{qx};$$

$$B_{qy} = (b^2) * D_{qy};$$

$$k_y = 2; \%-----> N_y/N_x \text{ loading ratio}$$

$$\text{for } m=1:10$$

$$\text{for } n=1:10$$

$$d5_1 = ((\pi^2)/(2 * g)) * (((m^2)/B_{qy}) * ((b^2)/(a^2)) + ((n^2)/B_{qx}));$$

$$d5_2 = (D_{xy} * (((m^4) * (b^4))/(a^4)) + ((D_{xy} * D_y)/D_x) * (n^4) + ... \\ 2 * (m^2) * (n^2) * ((b^2)/(a^2))) * (D_y - (v_y * D_{xy}));$$

$$d5_3 = (1/g) * (((m^4) * (b^4))/(a^4)) + (D_y/D_x) * (n^4) + ... \\ 2 * (m^2) * (n^2) * ((b^2)/(a^2)) * (v_y + ((D_{xy} * g)/D_x));$$

$$d5 = d5_1 * d5_2 + d5_3;$$

$$Y1 = ((\pi^4)/(2 * g * B_{qx} * B_{qy}));$$

$$Y2 = D_{xy} * D_x * (((m^4) * (b^4))/a^4) + D_{xy} * D_y * (n^4) + ... \\ 2 * (m^2) * (n^2) * ((b^2)/(a^2)) * ((D_x * D_y) - (D_{xy} * D_x * v_y));$$

$$Y3 = ((\pi^2)/g) * (((m^2) * (b^2))/a^2) * ((D_x/B_{qx}) + (g/2) * (D_{xy}/B_{qy}));$$

$$Y4 = ((\pi^2)/g) * (n^2) * ((D_y/B_{qy}) + (g/2) * (D_{xy}/B_{qx}));$$

$$Y = (Y1 * Y2) + Y3 + Y4 + 1;$$

$$f0 = d5/Y;$$


```
K = (g*f0)/((((m^2)*(b^2))/a^2) + (n^2)*ky);
```

```
Nx_cr = ((pi^2)/(b^2))*(Dx/g)*K;
```

```
i=m;
```

```
j=n;
```

```
Nx(i,j)=Nx_cr;
```

```
end
```

```
end
```

```
f=-min(min(Nx,[],'all'));
```

Ek-3. Matlab Bilgisayar Programı (Bal peteği çekirdekli sandviç yapı amaç fonksiyonu)

```
function f = objfunc_lambda_cb(x)

% Composite laminate properties - faces (Graphite/epoxy) %

E11 = 181e3; %[MPa]
E22 = 10.3e3; %[MPa]
G12 = 7.17e3; %[MPa]
v12 = 0.28; % Poisson oranı

% Core properties (Aluminum honeycomb) %

Gxz = 146;
Gyz = 90.4; %[MPa]

% Çekirdek özellikleri - Core properties (PVC Foam (80)- ANSYS Database) %
%
% Gc = 39.231; %[MPa]
% vc = 0.3;
% Ec = 102; %[MPa]
%
Gxz = Gc;
Gyz = Gc;

nt=8; % Kompozit tabaka sayısı
% n4=nt/4;
n2=nt/2;

hc = 10; %[mm]
tp = 0.125*nt; % Toplam kompozit plaka kalınlığı [mm]

% Laminatın Rijitlik matrisi bileşenleri

v21=v12*(E22/E11);
Q11=E11/(1-v12*v21);
Q12=v21*E11/(1-v12*v21);
Q22=E22/(1-v12*v21);
Q66=G12;

m=nt+1;
for j=1:m
z(j)=-tp/2+(j-1)*tp/nt;
end
```

```
% 0, 45, -45, 90 fiber angles - no balance %
```

```
j=1;  
for i=1:n2
```

```
    if x(i)>=45  
        x1(j)=90;  
        j=j+1;
```

```
    elseif x(i)>=0  
        x1(j)=45;  
        j=j+1;
```

```
    elseif x(i)>=-45  
        x1(j)=0;  
        j=j+1;
```

```
    else
```

```
        x1(j)=-45;  
        j=j+1;
```

```
    end  
end
```

```
% symmetry
```

```
for i=1:n2  
    x(i)=x1(i);  
end
```

```
for i=1:n2  
    x(n2+i)=x(n2-i+1);  
end
```

```
%%%%%%%%%
```

```
%%%%%%%%% 0 45 90 BALANCE & SYMMETRY %%%%%%%%%
```

```
%
```

```
% for i=1:n4
```

```
%
```

```
% if x(i)>=30
```

```
% x1(j)=90;
```

```
% x1(j+1)=90;
```

```
% j=j+2;
```

```
%
```

```

% elseif x(i)>=-30
% x1(j)=45;
% x1(j+1)=-45;
% j=j+2;
% else
%
% x1(j)=0;
% x1(j+1)=0;
% j=j+2;
% end
% end
%
% %%%% Balance & Symmetry %%%%
%
% for i=1:n4
% x1(j)=x(i);
% x1(j+1)=-x(i);
% j=j+2;
% end
% for i=1:n2
% x(i)=x1(i);
% end
%
% for i=1:n2
% x(n2+i)=x(n2-i+1);
% end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% x_half=[x(1) -x(1) x(2) -x(2) x(3) -x(3) x(4) -x(4)];

% x_half=[x(1) x(2) x(3) x(4) x(5) x(6) x(7) x(8)];
% x = [x_half fliplr(x_half)];

% Laminatların Qbar matrisi

for k=1:nt
    c=cos((x(k)*pi)/180);
    s=sin((x(k)*pi)/180);
    Qbar11 = Q11*c^4 + 2*(c^2)*(s^2)*(Q12+2*Q66) + Q22*s^4;
    Qbar12 = Q12*(c^4 + s^4) + (Q11+Q22-4*Q66)*(c^2)*(s^2);
    Qbar22 = Q11*s^4 + 2*(Q12+2*Q66)*(c^2)*(s^2) + Q22*c^4;
    Qbar16 = (Q11-Q12-2*Q66)*s*(c^3) + (Q12-Q22+2*Q66)*c*(s^3);
    Qbar26 = (Q11-Q12-2*Q66)*c*(s^3) + (Q12-Q22+2*Q66)*s*(c^3);
    Qbar66 = (Q11+Q22-2*Q12-2*Q66)*(c^2)*(s^2) + Q66*(c^4+s^4);

```

```

eval(['Qbar_' num2str(k) ']=[Qbar11 Qbar12 Qbar16;Qbar12 Qbar22 Qbar26;Qbar16
Qbar26 Qbar66];');
end

```

% Laminatların [A] ve [D] matrisi

```

A=zeros(3,3);
% D=zeros(3,3);

```

```

for k=1:nt

```

```

    Qbar_ = eval(['Qbar_' int2str(k)]);
    A(1,1) = A(1,1) + Qbar_(1,1)*(z(k+1)-z(k));
    A(1,2) = A(1,2) + Qbar_(1,2)*(z(k+1)-z(k));
    A(1,3) = A(1,3) + Qbar_(1,3)*(z(k+1)-z(k));
    A(2,2) = A(2,2) + Qbar_(2,2)*(z(k+1)-z(k));
    A(2,3) = A(2,3) + Qbar_(2,3)*(z(k+1)-z(k));
    A(3,3) = A(3,3) + Qbar_(3,3)*(z(k+1)-z(k));

    % D(1,1)=D(1,1)+Qbar_(1,1)*(z(k+1)^3-z(k)^3)/3;
    % D(1,2)=D(1,2)+Qbar_(1,2)*(z(k+1)^3-z(k)^3)/3;
    % D(1,3)=D(1,3)+Qbar_(1,3)*(z(k+1)^3-z(k)^3)/3;
    % D(2,2)=D(2,2)+Qbar_(2,2)*(z(k+1)^3-z(k)^3)/3;
    % D(2,3)=D(2,3)+Qbar_(2,3)*(z(k+1)^3-z(k)^3)/3;
    % D(3,3)=D(3,3)+Qbar_(3,3)*(z(k+1)^3-z(k)^3)/3;

```

```

end

```

%%%%%%%%%% Sanvdviç yapının [A] ve[D] matrisleri

```

A(2,1)=A(1,2);
A(3,2)=A(2,3);
A(3,1)=A(1,3);

```

```

a11=A(2,2)*A(3,3)-(A(3,2)*A(2,3));
a12=A(1,3)*A(3,2)-(A(3,3)*A(1,2));
a13=A(1,2)*A(2,3)-(A(2,2)*A(1,3));
a21=A(2,3)*A(3,1)-(A(3,3)*A(2,1));
a22=A(1,1)*A(3,3)-(A(3,1)*A(1,3));
a23=A(1,3)*A(2,1)-(A(2,3)*A(1,1));
a31=A(2,1)*A(3,2)-(A(3,1)*A(2,2));
a32=A(1,2)*A(3,1)-(A(3,2)*A(1,1));
a33=A(1,1)*A(2,2)-(A(2,1)*A(1,2));

```

```

aa=[a11,a12,a13;a21,a22,a23;a31,a32,a33];

```

```
detA=A(1,1)*A(2,2)*A(3,3) + A(1,2)*A(2,3)*A(3,1) + A(1,3)*A(2,1)*A(3,2) -
A(1,3)*A(2,2)*A(3,1) - A(1,2)*A(2,1)*A(3,3) - A(1,1)*A(2,3)*A(3,2);
```

```
Ainv=(1/detA)*aa;
```

```
%%% Plate dimensions %
```

```
a=1000; %[mm]
```

```
r=4; %plaka en-boy oranı
```

```
b=a/r;
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
Ex = 1/(tp*Ainv(1,1));
```

```
Ey = 1/(tp*Ainv(2,2));
```

```
vx = -Ainv(1,2)/Ainv(1,1);
```

```
vy = -Ainv(1,2)/Ainv(2,2);
```

```
Gxy = 1/(tp*Ainv(3,3));
```

```
t = tp/2;
```

```
d = hc + t;
```

```
Dx = (Ex*t*d^2)/2;
```

```
Dy = (Ey*t*d^2)/2;
```

```
Dxy = Gxy*t*d^2;
```

```
g = 1- (vx*vy);
```

```
Dqx = (Gxz*d^2)/hc;
```

```
Dqy = (Gyz*d^2)/hc;
```

```
Bqx = (b^2)*Dqx;
```

```
Bqy = (b^2)*Dqy;
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```
%%%%%%%% Loading %%%%%%%%%%
```

```
Nx = 100; %[N/mm]
```

```
ky = 2; %%%%%%%%%----> Ny/Nx oranı
```

```
Ny = ky*Nx;
```

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
```

```

% D(1,1) = Dx;
% D(1,2) = Dxy;
% D(2,2) = Dy;
% D66 = D(3,3) + Dqx + Dqy;

for m=1:10

for n=1:10

d5_1 = ((pi^2)/(2*g))*(((m^2)/Bqy)*((b^2)/(a^2)) + ((n^2)/Bqx));

d5_2 = (Dxy*(((m^4)*(b^4))/(a^4)) + ((Dxy*Dy)/Dx)*(n^4) + ...
        (2*(m^2)*(n^2)*((b^2)/(a^2)))*(Dy - (vy*Dxy))));

d5_3 = (1/g)*(((m^4)*(b^4))/(a^4)) + (Dy/Dx)*(n^4) + ...
        2*(m^2)*(n^2)*((b^2)/(a^2))*(vy + ((Dxy*g)/Dx));

d5 = d5_1*d5_2 + d5_3;

Y1 = ((pi^4)/(2*g*Bqx*Bqy));

Y2 = Dxy*Dx*(((m^4)*(b^4))/a^4) + Dxy*Dy*(n^4) + ...
        2*(m^2)*(n^2)*((b^2)/(a^2))*((Dx*Dy) - (Dxy*Dx*vy));

Y3 = ((pi^2)/g)*(((m^2)*(b^2))/a^2)*((Dx/Bqx) + (g/2)*(Dxy/Bqy));

Y4 = ((pi^2)/g)*(n^2)*((Dy/Bqy) + (g/2)*(Dxy/Bqx));

Y = (Y1*Y2) + Y3 + Y4 + 1;

f0 = d5/Y;

% lambda = ((pi^2)*(D(1,1)*(m/a)^4 + 2*(D(1,2)+2*D(3,3))*((m/a)^2)*((n/b)^2) +
D(2,2)*(n/b)^4))/(Nx*(m/a)^2 + Ny*(n/b)^2);
% lambda = ((pi^2)*(Dx*(m/a)^4 + 2*(Dxy+2*D66))*((m/a)^2)*((n/b)^2) +
Dy*(n/b)^4))/(Nx*(m/a)^2 + Ny*(n/b)^2);

lambda = ((pi^2)*(Dx*f0*(1/b^4)))/(Nx*(m/a)^2 + Ny*(n/b)^2);

i=m;
j=n;

lambdacb(i,j)=lambda;

end
end
f=-min(min(lambdacb,[],'all'));

```

Ek-4. Matlab Bilgisayar Programı (Optimizasyon Çalıştırıcı)

```
clc;clear;
tic
delete('maxbuckling.mat','maxbuckling.xls','converted.mat','converted.xls');
% delete('maxbuckling.mat','maxbuckling.xls');
gaiteration=101;
counter=1

while counter<gaiteration

% hybridopts = optimset('UseParallel','always','Algorithm','interior-
point','MaxFunEvals',3000);
%
options=gaoptimset('UseParallel','always','PopulationSize',40,'CreationFcn',{@gacreationuniform},
'PopInitRange',[-90;90],'SelectionFcn',{@selectionroulette},...
% 'HybridFcn',{@fmincon,hybridopts},'CrossoverFraction',0.8,'TolCon',1e-15);
%
options=gaoptimset('PopulationSize',20,'CreationFcn',{@gacreationuniform},'PopInitRange',[-90;90],
'SelectionFcn',{@selectionroulette},...
% 'CrossoverFraction',0.6,'Generations',1000,'StallGenLimit',1000);
% 'TolCon',1e-10,'TolX',1e-11
% nonlncon=@max_stress_constraint;
% hybridopts = optimset('UseParallel','always','Algorithm','trust-region-
reflective','MaxIter',1000,'MaxFunEvals',3000);

hybridopts = optimoptions(@fmincon,'Algorithm','sqp','MaxIterations',3000);

nonlncon = @Tsai_Wu_constraint;

options=optimoptions('ga','UseParallel','always','PopulationSize',40,'PopInitRange',[-90;90],
'SelectionFcn',{@selectionroulette},'HybridFcn',{@fmincon,hybridopts});

[x, fval]=ga(@objfunc_lambda_cb,4,[],[],[],[],[-90 -90 -90 -90],[90 90 90 90],nonlncon,[],options);

ans(counter,:)= [fval x];

counter=counter+1

end

disp('Bitti.')
```

```
save('maxbuckling.mat')
filename = 'maxbuckling.xls';
xlswrite(filename,ans)
```



```
% only symmetric case
```

```
load maxbuckling.mat
```

```
b=sortrows(ans,1);
```

```
i=1;
```

```
j=2;
```

```
c=b;
```

```
while i<=size(b,1)
```

```
    while j<=size(b,2)
```

```
        if b(i,j)>=45
```

```
            c(i,j)=90;
```

```
        elseif b(i,j)>=0
```

```
            c(i,j)=45;
```

```
        elseif b(i,j)>=-45
```

```
            c(i,j)=0;
```

```
        else
```

```
            c(i,j)=-45;
```

```
        end
```

```
    j=j+1;
```

```
    end
```

```
    j=2;
```

```
    i=i+1;
```

```
end
```

```
% load maxbuckling.mat
```

```
% b=sortrows(ans,1);
```

```
% i=1;
```

```
% j=2;
```

```
% c=b;
```

```
% while i<=size(b,1)
```

```
%     while j<=size(b,2)
```

```
%
```

```
%     if b(i,j)<-30
```

```
%         c(i,j)=0;
```

```
%     else if b(i,j)>30
```

```
%         c(i,j)=90;
```

```
%     else
```

```
%         c(i,j)=45;
```

```
%     end
```

```
%     end
```

```
%
```

```
%     j=j+1;
```

```
%     end
```

```
% j=2;  
% i=i+1;  
% end  
%  
save('converted.mat')  
filename = 'converted.xls';  
xlswrite(filename,c)  
toc  
beep
```

