

HAVA-UZAY YAPILARINDA KULLANILAN BİR KOMPOZİT KİRİŞİN DİNAMİK CEVABI

Ahmet Dağlı¹
İstanbul Teknik Üniversitesi

Ceyhun Tola²
ASELSAN A.Ş. Ankara

Seher Eken³
İstanbul Teknik Üniversitesi

ÖZET

Bu çalışma kapsamında karbon fiber kompozit kirişin anizotropik özelliğinden kaynaklanan eğilme ve burulma karakteristiği ile birlikte kirişin yapısal dinamik cevabı incelenmiştir. Kompozit kiriş hem Genişletilmiş Galerkin Yöntemi ile hem de ABAQUS CAE sonlu elemanlar programı ile modellenerek modal analizleri gerçekleştirilmiş ve seçilen konfigürasyonların doğal frekansları ve mod şekilleri bulunmuştur. Elde edilen sonuçlar modeFRONTIER programına girdi olarak verilip SIMPLEX algoritması ile birlikte doğal frekans sonuçları değişen elyaf açıları için döngü içerisinde elde edilmiştir. Elyaf açılarının kompozit kirişin yapısal dinamik cevabına etkisi incelenmiştir.

GİRİŞ

Optimizasyon, bir ürünün veya yapının tasarım sürecinde son derece büyük bir öneme sahiptir. Bu süreçte optimizasyon tasarımın geliştirilmesi ile birlikte yürütülmelidir. Optimizasyonun amacı, istenilen nitelikleri ve fonksiyonları yerine getirecek daha verimli bir tasarım elde etmektir.

Optimizasyon aynı zamanda tasarım aşamasında malzemelerin kullanım alanını artırmak ve çeşitlendirmek amacıyla da uygulanabilir. Özellikle havacılık endüstrisinde, optimizasyonun temel hedeflerinden bir tanesi, yapılarının mukavemetlerini koruyacak şekilde kütlelerinin minimize edilmesidir. Bu sebeple yakıt, faydalı yük kapasitesi vb. için mukavim ve aynı zamanda hafif yapılar gereklidir ki; bu da, metal alaşımlar yerine kompozit malzemelerin kullanılmasının önünü açmıştır.

Havacılık ve uzay çalışmalarında kullanılan kompozit yapılar ince cidarlı ve kabuk yapıdadırlar. Sparlar, lonjeron ve takviye elemanları (stiffener) gibi yapılar ince cidarlı kiriş olarak modellenebilirken gövde ve kanat yüzeyleri kabuk yapısı olarak modellenebilir. Bu tür yapıların tasarımı, izin verilen maksimum deplasman, nihai emniyetli gerilme limiti, izin verilen minimum doğal frekans değeri, izin verilen maksimum burulma yükü vb. gibi belirli kısıtlamaları içerir. Kabuk yapılar genellikle kompozit lamineler şeklinde üretilir. Bir lamine, birbiri üzerine istiflenmiş ince katmanlardan oluşan bir kompozit malzemedir [Gürdal, 1999]. Kompozit bir laminenin mekanik davranışı, metallerin aksine anizotropik özellik sağlayan elyaf yönelimine oldukça bağlıdır. Bu nedenle, isterleri karşılayan bir kompozit yapı için optimum bir tasarım, kesit alanı ve kalınlığın yanı sıra elyaf yönelimi, katman sayısı, istifleme sıraları gibi malzeme özelliklerini uyarlama ile elde edilebilir [Haftka, 2012]. Ancak, kompozit yapıların yapısal optimizasyonu önemli hesaplama

¹ Uçak Mühendisi, E-posta: daglia19@itu.edu.tr

² Dr., Kıdemli Lider Mühendis, Aselsan Akademi Direktörlüğü, E-posta: ctola@aselsan.com

³ Doç. Dr., Uzay Mühendisliği Bölümü, E-posta: durmazseh@itu.edu.tr

maliyetleri ve karmaşıklıkları beraberinde getirir [Venkataraman, 1999].

Kompleks modelleri içeren problemleri kompleks analiz ve optimizasyon yöntemleri ile birlikte çözmek her zaman mümkün olmamıştır. Örneğin model ve analizin kompleks olmadığı ve gerilme ile deplasman koşulunun belirtildiği kompozit lamine problemlerine global optimizasyon metodu gibi kompleks yöntemler uygulanabilirken daha kompleks model ve analiz içeren problemlere basit lokal optimizasyon metodları uygulanabilmektedir [Venkataraman, 1999]. Bu doğrultuda, kompozit laminelerin farklı problemlere göre optimizasyonu için geliştirilen çeşitli yöntemlere yönelik literatür araştırması yapılmıştır. Optimizasyon yöntemleri, bir fonksiyon ya da fonksiyon serisini maksimize veya minimize ederek herhangi bir problemin çözülmesi için birçok yöntem arar. Bu fonksiyonlara amaç fonksiyonları adı verilir. Amaç fonksiyonu sayısına bağlı olarak optimizasyon, tek amaçlı veya çok amaçlı olacak şekilde sınıflandırılabilir. Elde edilecek sonuçlara göre tasarımcı, amaç fonksiyonlarından elde edilen çıktılar arasında bir denge sağlamalıdır. Çok amaçlı optimizasyon çözümleri sonucunda Pareto-optimal çözüm kümeleri elde edilir [Rothwell, 2017]. Amaç fonksiyonu, tasarım değişkenleri adlandırılan ilgili parametreler değiştirilerek maksimize veya minimize edilir.

Bir tasarım değişkeni, yapının geometrik özelliklerini tanımlayan parametreler gibi sürekli veya malzeme özelliklerini tanımlayan parametreler gibi ayrık olabilir. İmalat kısıtlamalarından dolayı sürekli tasarım değişkenleri genel olarak ayrıklaştırılabilir [Haftka, 2012]. Amaç fonksiyonunun çıktısı veya tasarım değişkenleri belirli kısıt veya sınırlara tabi tutulabilir. Bu kısıtlar, maksimum deplasman veya izin verilen minimum doğal titreşim frekansı için bir sınır teşkil edebilir. Çoğu problemde tasarım değişkenleri ile kısıtlar arasında doğrudan bir ilişki yoktur. Bu nedenle, optimize edilmiş bir tasarımda hangi kısıtların etkin olacağını tahmin etmek zordur [Rothwell, 2017]. Kısıtları sağlayan tasarım, uygun tasarım olarak nitelendirilirken kısıtları sağlamayan tasarım ise uygun olmayan tasarım olarak adlandırılır.

YÖNTEM

Çalışma kapsamında modelleme ve analiz kısımları aşağıda açıklanmıştır. Sonrasında optimizasyon aşaması ve analiz çıktısı ile entegrasyonu gösterilmiştir.

Modelleme ve Analiz

Çalışma kapsamında ele alınan problem için ticari bir sonlu elemanlar analizi yazılım arayüzü olan ABAQUS CAE kullanılarak sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur. ABAQUS CAE içerisinde malzeme özellikleri, geometri, sınır koşulları ve yüklemeler tanımlanmıştır. Yapısal analiz; karmaşık geometriler, yüklemeler ve malzeme özelliklerini analitik olarak çözmek mümkün olmadığından sayısal bir çözüm yöntemi olan sonlu elemanlar yöntemiyle gerçekleştirilir. Yapıları küçük elemanlara düğüm noktalarından ayırarak analitik çözümlerde kullanılan diferansiyel denklemlerden ziyade cebirsel denklem sistemlerini çözmek yeterlidir [Logan, 2002]. Sonlu elemanlar yönteminde cebirsel denklemler her bir eleman için çözülür ve sonuçları tüm yapının sonucunu elde etmek için birleştirilir. Denklemler elemanların kesişim noktalarında, yani düğümlerde çözülür. Böylece istenen çıktılar, örneğin düğüm noktalarındaki (nodal points) yer değiştirmeler veya gerilmeler elde edilir.

Ele alınan problemde yapının eğilme ve burulma gibi farklı modlarda dinamik cevaplarına ulaşmak için doğal frekans analizi gerçekleştirilmiştir. Dinamik cevaplar ABAQUS'ün çözüm sonrasında oluşan *.dat* dosyasından elde edilmiştir. modeFRONTIER yazılımı, çalışma kapsamında parametrik optimizasyon gerçekleştirmek amacıyla kullanılmıştır. Parametrik sonlu elemanlar modeli oluşturabilmek amacıyla ABAQUS modelini sıfırdan kurgulayan bir Python betiği hazırlanmıştır. Bu dosyada girdi parametresi kalınlık, elyaf açısı gibi bir değişkene sayısal bir değer atanarak tanımlanmıştır.

Optimizasyon

Parametrik sonlu elemanlar modeli oluşturulduktan sonra modeFRONTIER ortamında optimizasyon aşamasına geçilmiştir. Bu çalışma özelinde programın kullanılma amacı, yukarıda bahsedildiği gibi sadece en iyileştirmeden ziyade bu yazılımın iteratif çözüm yönteminden de faydalanmaktır. modeFrontier ortamında girdi parametreleri tanımlanıp ABAQUS ortamında tanımlanan parametreler ile eşleştirilmiştir. Tanımlanan girdi parametreleri bir proses içerisinde geçirilerek her bir parametre için analiz oluşturulmuş, bu analizler sonucunda çıktı parametreleri elde edilmiştir. Akabinde, çıktılar üzerinden herhangi bir kısıt ihlali yapıp yapılmadığı modeFrontier tarafından kontrol edilmiştir. Optimizasyon aşamasını başlatmak için deney tasarımı (design of experiments) kümesi kullanılmıştır. Deney tasarımı, tasarım uzayında girdi değişkenlerinin rastgele saçıldığı ve değiştirildiği başlangıç örnekleridir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Çalışma kapsamında, kompozit bir kirişin dinamik davranışı incelenmektedir. Kompozit kirişler havacılık ve uzay alanında önemli bir yere sahiptir. Hava aracı kanatlarını ve helikopter pallerini modellemek amacıyla kullanılabilirler. Bir yapının dinamik davranışı hakkında bilgi sahibi olmak için o yapının serbest titreşim cevabını analiz etmek gerekir. Kompozit kirişlerin anizotropik özelliğinden dolayı eğilme ve burulma modlarında bileşim gözlenmektedir.

Çalışmada ele alınan problemi Banerjee de ele alarak grafit/epoksi kirişin doğal frekans cevabının sayısal sonuçlarını diferansiyel denklemlerin analitik çözümleri ile elde etmiştir [Eslimy-Isfahany ve Banerjee, 1997]. Ayrıca Banerjee'nin bu çalışmada zorlanmış titreşim cevabını ve rastgele yüklemelere karşı cevabı da incelemiştir. Kompozit kirişin ince cidarlı dikdörtgen kesit alanı Çevresel Asimetrik Katılık (ÇAK) konfigürasyonuna sahiptir. Elyaf açıları, üst yüzeyde $+\beta/+\beta$, alt yüzeyde $-\beta/-\beta$, yan yüzeylerde $+\beta/-\beta$ elyaf yönelimleri olacak şekilde belirtilmiştir. Çalışma kapsamında, sadece ilk iki modal frekans üzerinde çalışılmış ve Banerjee'nin elde ettiği sonuçlar ile bu çalışmada elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Banerjee'nin elde ettiği ilk mod tüm elyaf açıları için eğilme modudur. İkinci mod ise 0 ve 10 derece arasında burulma modu olarak başlayıp 10 dereceden sonra eğilme moduna dönüşmektedir [Eslimy-Isfahany ve Banerjee, 1997].

Banerjee'nin ele aldığı kompozit kiriş bu çalışma kapsamında ABAQUS üzerinde modellenerek parametrik doğal frekans analizleri gerçekleştirilmiştir. Analiz, modeFRONTIER ortamında iteratif bir şekilde elyaf açıları değiştirilip ilk modun maksimizasyonu yönünde bir amaç tanımlanarak yürütülmüştür. Süreç aşağıdaki iki aşamadan oluşmaktadır:

Genişletilmiş Galerkin Yöntemi ile Formülasyon ve Analiz

Kompozit kiriş için eğilme-burulma bağlaşım hareketini yöneten diferansiyel denklemler aşağıda şekilde verilmiştir [Eslimy-Isfahany ve Banerjee, 1997]:

$$EI h'''' + K\psi''' + m \ddot{h} = 0 \quad (1)$$

$$GJ \psi'' + Kh''' - I_\alpha \ddot{\psi} = 0 \quad (2)$$

Burada, $h = h(y, t)$ ve $\psi = \psi(y, t)$ sırasıyla kirişin referans ekseninin (kayma merkezinin) enine yer değiştirmesi ve burulma açısıdır. EI , GJ ve K sırasıyla kirişin eğilme, burulma ve eğilme-burulma bağlaşım rijitlikleridir; I_α ve m sırasıyla birim uzun başına kütle ve birim uzunluk başına kütle atalet momentidir.

Sönümsüz serbest titreşim için, basit harmonik hareket kabulü yapılarak kirişin yer değiştirme çözümü aşağıdaki formda kabul edilir:

$$h(y, t) = \bar{h}(y) e^{i\omega_n t} \quad (3)$$

$$\psi(y, t) = \bar{\psi}(y) e^{i\omega_n t} \quad (4)$$

Denklem (3) ve (4)'te verilen çözümler Denklem (1) ve (2)'de yerine yazılmıştır. Ardından, uygun sayıda kısmi entegrasyon uygulanarak türevlerin derecesini azaltılmış Denklem (1) ve (2)'nin Galerkin tipi zayıf formları elde edilmiştir.

Bu denklemlerin analitik çözümlerini elde etmek oldukça zor olduğu için yaklaşık çözüm yöntemlerinden Genişletilmiş Galerkin yöntemi (GGY) kullanılarak denklemler çözülmüştür. Yöntemin detayları Librescu ve Song, (2006)'da verilmiştir. GGY'nin ana fikri, yalnızca geometrik sınır koşullarını sağlaması yeterli olan şekil (ağırlık) fonksiyonlarını seçiminde ortaya çıkmaktadır. Buna göre, Denklem (1) ve (2)'nin zayıflatılmış Galerkin formları şekil fonksiyonu olarak basit polinomlar sekline ve sadece geometrik sınır şartını (sabit sınır şartını) sağlayacak şekilde önerilmiş ve denklemler bu polinomlar kullanılarak ayrıklaştırılmıştır.

GGY'nin doğrulaması için açık literatürden iki örnek seçilerek Model #1 ve Model #2 olarak isimlendirilmiştir. Bunların boyutları ve malzeme özellikleri Tablo 1'de özetlenmiştir. Her iki modelde sunulan kirişler karbon-fiber takviyeli elyaf malzemeden üretilmiştir.

Tablo 1: Model #1 ve Model #2 geometrik ve malzeme özellikleri.

	Model #1, 4-katmanlı [45°/0°] _s	Model #2, 12-katmanlı [45°/0°] _{3s}
<i>EI</i>	0.0143 N.m ²	0.5317 N.m ²
<i>K</i>	0.00632 N.m ²	0.0990 N.m ²
<i>GJ</i>	0.0195 N.m ²	0.3586 N.m ²
<i>M</i>	0.0238 kg/m	0.07383 kg/m
<i>I_α</i>	1.66x10 ⁻⁶ kg.m	5.562x10 ⁻⁶ kg.m
<i>L</i>	0.56 m	0.56 m

Yukarıda detayları anlatılan GG yöntemi kullanılarak Tablo 1'de verilen modeller için serbest titreşim analizi yapılmıştır. Elde edilen sonuçların literatürdeki mevcut sonuçlar ile karşılaştırması Model #1 için Tablo 2'de sunulmuştur.

Tablo 2: Model #2'nin doğal frekanslarının karşılaştırılması.

	Bu çalışma	Minguet ve Dugundji (1990) (deneysel)	Hodges vd. (1991)	Banerjee ve Williams (1995)
ω_1 (Hz.)	4.664	4.3	4.66	4.66
ω_2 (Hz.)	29.230	28	29.60	29.17
ω_3 (Hz.)	81.557	78	84.89	81.63
ω_4 (Hz.)	113.365	135	113.43	113.28

Benzer şekilde Model #2 için elde edilen serbest titreşim analizi sonuçların açık literatürdeki sonuçlar ile karşılaştırması Tablo 3'te verilmiştir.

Tablo 3: Model #2'nin doğal frekanslarının karşılaştırılması.

	Bu çalışma	Minguet (1989)	Banerjee ve Williams (1995)
ω_1 (rad/s)	8.04441	8.04	8.04
ω_2 (rad/s)	50.4278	50.32	50.39
ω_3 (rad/s)	139.846	141.4	141.0
ω_4 (rad/s)	273.324	279.0	276

Tablo 2 ve 3'te sunulan sonuçlar incelediğinde çalışma kapsamında elde edilen ilk dört doğal frekans sonucunun, literatürdeki mevcut sonuçlar ile oldukça uyumlu oldukları görülmüştür.

ABAQUS Ortamında Modelleme ve Analiz

Yukarıda ele alınan grafit/epoksi kompozit kiriş kabuk eleman kullanılarak ABAQUS ortamında modellenmiştir. Kompozit kirişin genişliği 254 mm, yüksekliği 50.8 mm ve uzunluğu 2032 mm, kalınlığı ise 10.16 mm'dir. Kirişin her bir yüzü ÇAK konfigürasyonuna sahip iki katmandan oluşmaktadır. Malzeme özellikleri Tablo 4'te özetlenmiştir.

Tablo 4: Grafit/Epoksi malzeme özellikleri.

$E_1=206920$ (MPa)	$G_{12}=3100$ MPa
$E_2=E_3=5170$ (MPa)	$\nu_{12}=\nu_{23}=\nu_{13}=0.25$
$G_{13}=G_{23}=2550$ MPa (MPa)	$\rho=1530$ kg/m ³

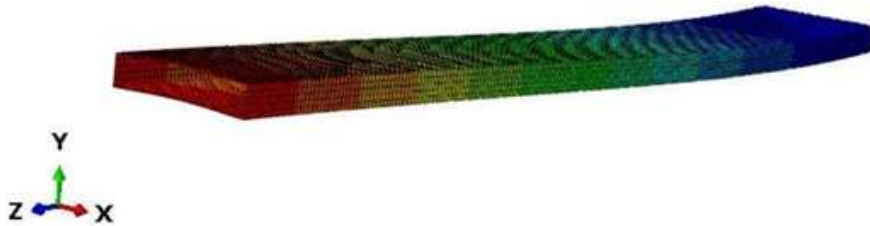
Tablo 4'te malzeme özelliklerinin belirttiği 1 yönü elyaf yönü olmakla birlikte; E elastisite modülünü, G kayma modülünü, ν ise Poisson oranını ifade etmektedir.

Analizde 36660 düğüm noktası ve 12180 S8R kabuk eleman kullanılmıştır. Kirişin bir ucuna ankastre sınır koşulu tanımlanmıştır. Serbest titreşim analizi yapıldığından model üzerinde herhangi bir harici yük tanımlanmamıştır. Modele ait çözüm ağı ve sınır koşulu Şekil 1'de sunulmuştur.

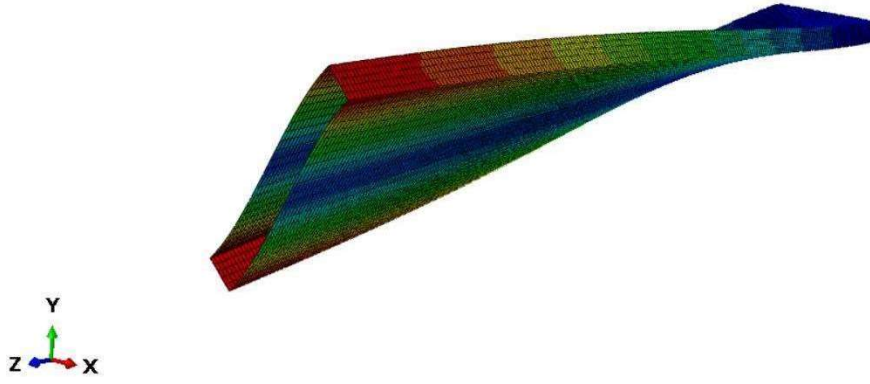


Şekil 1: Çözüm ağı ve sınır koşulu.

Analizde ilk iki modun davranışını incelemek amacıyla ÇAK konfigürasyonlu elyaf açlarına ilk olarak 0 derece tanımlanmıştır. Buna göre, modal cevaplar Şekil 2 ve 3'te verilmiştir:



Şekil 2: Birinci mod frekansı [192.3 rad/s].

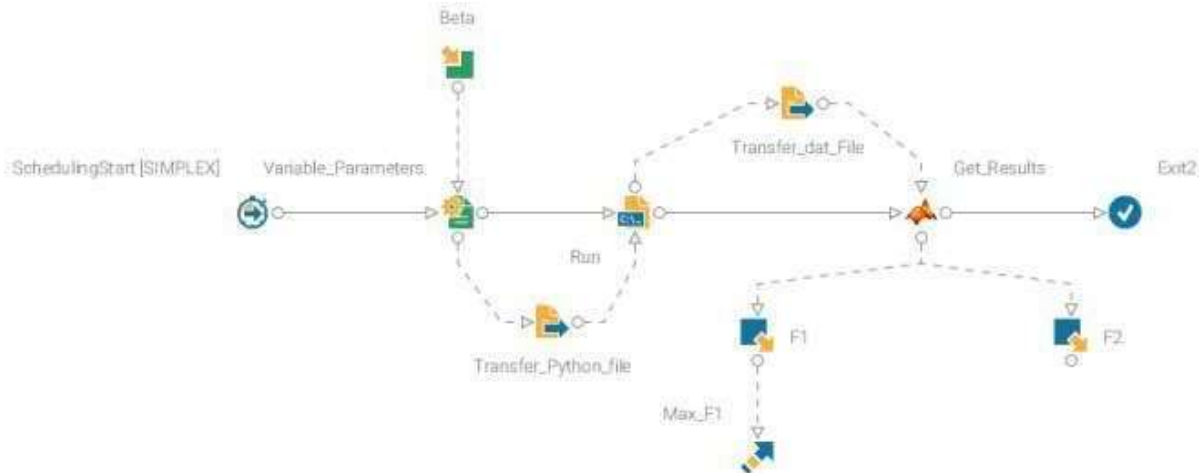


Şekil 3: İkinci mod frekansı [531.95 rad/s].

Şekil 2 ve 3'te görüldüğü üzere 0° elyaf açısında ilk iki mod, Banerjee'nin elde ettiği gibi sırasıyla eğilme ve burulma modu olarak sonuçlanmıştır [Eslimy-Isfahany ve Banerjee, 1997]. ABAQUS CAE'de uygulanan analiz adımları, ".py" dosyasında yazılmış olup, modelin parametrize edilmesi amacıyla ".py" uzantılı olarak modeFRONTIER ortamına aktarılmıştır. Bu dosyada, sadece elyaf yönelim açısı β parametresi tasarım değişkeni olarak tanımlanmıştır.

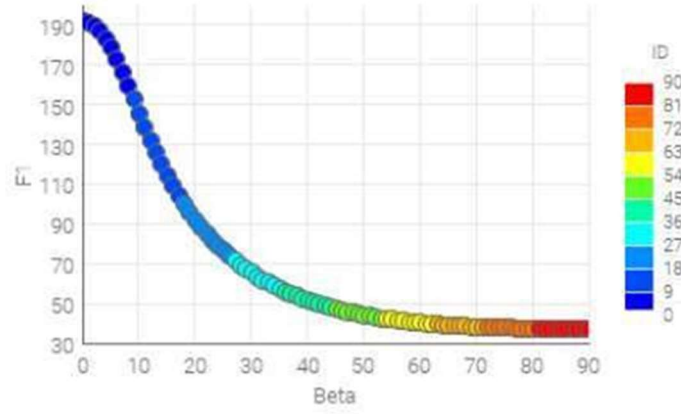
modeFRONTIER Ortamında Optimizasyon

modeFRONTIER ortamında ÇAK konfigürasyonu için elyaf açılarını tanımlayan tek değişken β olarak tanımlanmıştır. Bu değişken 0 dereceden 90 dereceye kadar 1 derece aralıklar ile değişiklik göstermekle birlikte ".py" dosyasında tanımlanan tasarım değişkeni ile eşleştirilmiştir. Sonrasında, ".py" dosyası modeFRONTIER'de DOS Batch düğümüne bağlanmıştır. DOS Batch düğümü, ".py" komut dizisini çalıştırıp her bir iterasyon için ABAQUS CAE arayüzü kullanmadan analizin koşurulmasını sağlar. Her bir iterasyon için çalıştırılan analizdeki doğal frekans sonuçları ABAQUS CAE'in ".dat" dosyasına yazılmaktadır. modeFRONTIER'deki MATLAB düğümü bu ".dat" dosyasındaki sonuçları okumak için yazılan MATLAB betiğini çalıştırmaktadır. Bunun için ".dat" dosyası DOS Batch düğümünden "MATLAB" düğümüne transfer edilmiştir. Frekans cevapları, modeFRONTIER'de tanımlanan çıktı parametreleri F1 ve F2 ile eşleştirilmiştir. Optimizasyon kapsamında F1 çıktısını maksimize etme hedefi tanımlanmıştır. Belirtilen bu aşamalar modeFRONTIER ortamında Şekil 4'teki gibi oluşturulmuştur:

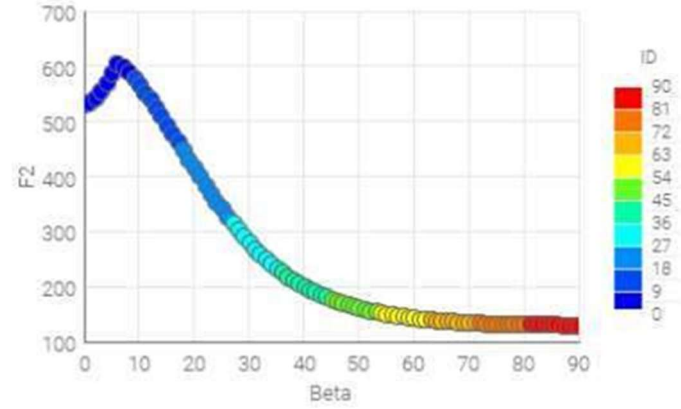


Şekil 4: Optimizasyon akış şeması.

Deney tasarımı ile 10 başlangıç örnekleme oluşturulmuştur. Örnekleme için SIMPLEX algoritması tercih edilmiştir. Burada temel amaç her bir elyaf açısına göre değişen modal davranışları gözlemlemek olduğundan herhangi bir kısıt konulmamıştır. Elyaf açılarına göre değişen ilk iki doğal frekans modu sonuçları Şekil 5 ve 6'da sunulmuştur.



Şekil 5: 0-90 derece elyaf açlarına göre birinci doğal frekans modu.



Şekil 6: 0-90 derece elyaf açlarına göre ikinci doğal frekans modu.

ÇAK konfigürasyonlu kompozit kirişin dinamik davranışı Banerjee'nin elde ettiği davranış ile benzerlik göstermektedir [Eslimy-Isfahany ve Banerjee, 1997]. İki çalışmada da ilk modda sadece eğilme etkin iken ikinci modda burulma 0 ve 10 derece arasında etkin olup sonrasında tekrar eğilme etkin olmaya başlamaktadır. Birinci modda 0 ve 90 derece elyaf açılarındaki doğal frekans sonuçları benzemekle birlikte ikinci modda oldukça farklılık gözlenmektedir. Kompozit kirişin ABAQUS ortamında kabuk eleman kullanılarak modellenmesi bu farklılığın oluşmasında temel etken olarak değerlendirilmektedir.

Çalışmada, hem Genişletilmiş Galerkin Yöntemi hem de Abaqus yazılımı kullanarak elde edilen doğal frekans sonuçları Eslimy-Isfahany ve Banerjee (1997)'nin elde ettiği sonuçlarla karşılaştırılarak Tablo 5'te sunulmuştur:

Tablo 5: İlk iki doğal frekans modları karşılaştırması.

Elyaf Açısı	Frekans	Bu çalışma (GGY)	Bu çalışma (ABAQUS)	Eslimy-Isfahany ve Banerjee (1997)
0°	ω_1 (rad/s)	237.863	192.3	255.5
	ω_2 (rad/s)	515.813	531.95	602.5
90°	ω_1 (rad/s)	40.378	37.43	42.7
	ω_2 (rad/s)	253.049	130.91	242.2

Tablo 5 detaylı olarak incelendiğinde Genişletilmiş Galerkin Yöntemi elde edilen doğal frekans değerlerinin Eslimy-Isfahany ve Banerjee (1997)'nin sonuçlarına yakın olduğu görülmüştür. Öncelikle elyaf açısının 90° olduğu konfigürasyon sonuçları değerlendirilirse, GGY ile elde edilen hem birinci hem de ikinci frekans değerlerinin literatür ile uyumlu olduğu gözlenmiş ve her iki frekans için de %5 civarında bir hata bulunmuştur. Bunun yanında, elyaf açısının 0° olduğu konfigürasyon için GG yöntemi ile elde edilen birinci frekansta % 7 hata, ikinci frekans % 14 hata ile hesaplanmıştır.

Diğer yandan ise, Genişletilmiş Galerkin Yöntemi (GGY) ile ABAQUS'ten elde edilen sayısal sonuçlar karşılaştırıldığında, ABAQUS ile elde edilen sonuçların GGY ve literatürdeki sonuçlardan görece olarak uzak kaldığı görülmüştür. Bu durumun temel nedeni, hem Eslimy-Isfahany ve Banerjee'nin (1997) çalışmasında ve hem de GGY ile gerçekleştirilen bu çalışmada, eğilme-burulma bağlaşımı yapan kompozit bir kirişin denkleminin çözülmesine dayanmasıdır. Ancak ABAQUS'te kompozit bir kirişi modellemek için uygun eleman bulunmadığından, ilgili model kabuk elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. Ayrıca, ABAQUS'te kullanılan S8R elemanında indirgenmiş integrasyon yöntemi kullanıldığı için katılıkların gerçekte olduğundan daha düşük hesaplanmış olması da bu farklılıklara neden olabilecek ikinci bir faktördür.

SONUÇ

Bu çalışmada, karbon fiber malzemeden imal edilmiş, dikdörtgen kesitli kompozit kirişin anizotropik özelliklerinden kaynaklanan eğilme ve burulma karakteristiğinin kirişin serbest titreşim davranışına olan etkisi incelenmiştir. Genişletilmiş Galerkin Yöntemi (GGY) ve ABAQUS CAE kullanılarak yapılan modal analizlerle doğal frekanslar ve mod şekilleri elde edilmiştir. Elde edilen veriler, modeFRONTIER programına aktarılarak, SIMPLEX algoritmasıyla farklı elyaf açıları için doğal frekans sonuçları elde edilmiştir. Optimizasyon sürecinin elyaf açılarına göre istenen modlardaki doğal frekans sonuçlarını verimli bir şekilde elde ettiği gözlenmiştir.

Kaynaklar

- Banerjee, J. R., & Williams, F. W., 1995. Free Vibration of Composite Beams — An Exact Method Using Symbolic Computation, *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 3,, pp. 636 – 642.
- Eslimy-Isfahany, S. H. R., & Banerjee, J. R., 1997. Dynamic response of composite beams with application to aircraft wings. *Journal of aircraft*, 34(6), 785-791.
- Gürdal, Z., Haftka, R. T., & Hajela, P., 1999. *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*. John Wiley & Sons.
- Haftka, R. T., & Gürdal, Z., 2012. *Elements of Structural Optimization* (Vol. 11). Springer Science & Business Media.
- Hodges, Dewey & Atilgan, Ali & Fulton, Mark & Rehfield, Lawrence. 1991. Free-Vibration Analysis of Composite Beams. *Journal of the American Helicopter Society*. 36. 36-47. 10.4050/JAHS.36.36.
- Librescu, L., & Song, O., 2005. *Thin-Walled Composite Beams: Theory and Application (Solid Mechanics and Its Applications)*, Springer.
- Logan, D. L., 2002. *A First Course in the Finite Element Method* (Vol. 4). Thomson.
- Migunet, P., 1989. Static and Dynamic Behavior of Composite Helicopter Rotor Blades Under Large Deflection," Ph.D. Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Inst. Of Technology, TELAC Rept. 89-7A.
- Minguet, P., & Dugundji, J., 1990. Experiments and Analysis for Composite Blades Under Large Deflection, Part I: Static Behaviour, Part II: Dynamic Behaviour, *AIAA Journal*, Vol.28, 1990, pp. 1573-1588.
- Rothwell, A., 2017. *Optimization Methods in Structural Design* (Vol. 242). Berlin: Springer.
- Venkataraman, S., & Haftka, R. T., 1999. Optimization of Composite Panels-a Review. *In Proceedings-American Society for Composites* (pp. 479-488).