

KOMPOZİT ROTOR PALLERİNDE TİTREŞİM AZALTIMI

Ezgi Yağmur Soy¹ ve Özge Özdemir²
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Çalışmada, rotor pallerindeki titreşim seviyesinin nasıl azaltılabileceği incelenmiştir. Çalışma kapsamında yapılan araştırmada, kompozit pallerin katman yerleşimlerinin, titreşim özelliklerini etkilediği görülmüştür. Literatür taraması ile katman yerleşimlerinin doğal frekans ve mod şekillerini nasıl değiştirdiği çalışılmıştır. Sonlu elemanlar analizi yöntemi kullanılmış, modal analiz yapılmıştır. Karşılaştırılmak için, yaygın olarak kullanılan beş farklı katman yerleşimi seçilmiştir. Öncelikle kompozit bir kiriş farklı katman yerleşimleriyle modellenip serbest titreşim analizi yapılmış, ardından analizin literatür ile karşılaştırılarak doğrulaması yapılmıştır. Model geometrisi ve malzemesi güncellenmiş, dönme hızı eklenmiş ve Campbell diyagramları çizilerek belirli bir dönüş hızı için, farklı katman yerleşimine sahip kirişlerin farklı rezonans frekansları olduğu gösterilmiştir. Analizler için ANSYS Mechanical APDL ve grafik gösterimleri için Matlab programları kullanılmıştır.

GİRİŞ

Titreşim, denge noktası etrafındaki mekanik salınımlar olarak tanımlanabilir. Beklenmeyen yorulmalar ve gürültü kaynağı olduğu için minimum seviyede tutulması istenir. Sadece ilk bozuntu verilen, zorlayıcı kuvvet olmayan serbest titreşimli sistemin frekansı doğal frekanstır ve zorlayıcı kuvvetin frekansı ile çakışması durumu olan rezonansın engellenmesi için sistemin doğal frekanslarının önceden belirlenmesi önemlidir. Dönen rotor palleri, önemli bir titreşim kaynağıdır. Titreşim analizi için sistemi matematiksel olarak modellemek, hareket denklemlerini oluşturmak ve sistemin cevabını bulmak gerekir. Ağırlıklarına göre mukavim olan kompozit malzemelerin hava araçlarında kullanımı oldukça yaygındır. Kompozit malzemelerin lif yönelimleri ve katmanların yerleşimleri değiştirilerek, aynı malzemede farklı dayanımlar elde edilebilir. Çünkü katman yerleşimleri, katılığı değiştirir. Üç eksenle özellikleri farklı olan malzemeler ortotropik malzemelerdir. Bu çalışmada ortotropik malzemeler göz önüne alınmıştır. Klasik Laminasyon ve Euler-Bernoulli Teorileri üzerinde durulmuştur. Sonlu elemanlar analizi yöntemi kullanılarak serbest titreşim analizleri yapılmıştır ve karşılaştırmalar için Campbell diyagramları kullanılmıştır.

Rotor göbeğinde minimum titreşim yükü olması için yapılan optimizasyonda, [GUO ve XIANG, 2014] kompozitlerin katman yerleşim açıları tasarım parametresi olarak seçilmiş ve bu optimizasyon ile yükü %12 azaltmışlardır. Dört katmanlı kompozit kirişin dönen pallerin de etkisi katılarak serbest titreşim gerçek çözümü yapılarak, [Chandrashekhara vd., 1990] elde edilen sonuçlar boyutsuzlaştırarak karşılaştırma yapılmış ve 0, 15, 30, 45, 60, 75 ve 90° şeklinde artan fiber açılarının doğal frekansı azaltma etkisi olduğu görülmüştür. Birinci Dereceden Kayma Deformasyonu Teorisi ile Matlab kullanarak çözüm yapıp, ANSYS APDL analizi ile sonuçların doğruluğunu gösteren [Hemenashu ve Behera, 2013], katman fiber açıları yüksek olduğunda enine katılığın boyuna olandan az olduğunu ve bu yüzden doğal frekansların daha düşük olduğunu belirtmişlerdir. Eğer kirişin kesiti iki simetri eksenine sahip ise, yani ortotropik malzemelerde, burulma mod şekli oluşur. Ayrıca kütle merkezi simetri ekselerinin kesişiminde ise eğilme ve burulma modlarının etkilenmesi görülmez. Böyle bir kirişi inceleyen [Hassan vd., 2013], en yüksek

¹ Ezgi Yağmur Soy, Uçak Müh. Böl., E-posta: soy17@itu.edu.tr

² Dr. Öğr. Üyesi Özge Özdemir, Uçak Müh. Böl., E-posta: ozdemirozg@itu.edu.tr

doğal frekansı $\pm 45^\circ$ yerleşimde elde etmişlerdir. Bunun sebebi, eğilme için 0° fiberlerin daha büyük katılık, burulma için ise 45° fiberlerin daha büyük katılık sağlamasıdır.

[Talekar ve Kotambkar, 2020], fiber yerleşimlerini $[\theta/\theta/\theta/\theta]$, $[\theta/-\theta/-\theta/\theta]$, $[\theta/-\theta/\theta/-\theta]$ ve $[\theta/\theta/-\theta/-\theta]$ şeklinde θ 'nın 0° 'dan 90° 'ye 15° 'lik artışlarla tüm durumları için analiz yapmışlardır. Analiz sonuçlarına göre, ilk mod olan çarpınma modunun doğal frekansının tüm açılarda $[\theta/\theta/\theta/\theta]$ yerleşim için en düşük; $[\theta/-\theta/\theta/-\theta]$ yerleşim için ise en büyüktür. θ arttıkça doğal frekansın 50° artışa kadar arttığı görülmüş, daha sonra neredeyse sabit kaldığı görülmüştür. İkinci mod ileri-geri modudur ve davranışı çarpınmaya benzese de en yüksek $[\theta/-\theta/-\theta/\theta]$ yerleşimdedir. İlk burulma modu ise farklı yerleşim ve farklı açılarda farklı mod şekli numaralarında görülmüştür. $[\theta/\theta/-\theta/-\theta]$ yerleşiminde 30° için en düşük burulma modu doğal frekansı, en yüksek ise $[\theta/\theta/\theta/\theta]$ yerleşimde 20° 'de görülmüştür. Diğer çarpınma modlarında da en düşük doğal frekans $[\theta/\theta/-\theta/-\theta]$ yerleşimde görülmüştür.

[Balcı, vd., 2014] farklı sınır koşulları, geometri ve katman yerleşimleri için doğal frekansları belirlemek için yaptıkları analizde Euler-Bernoulli Kiriş Teorisini kullanmışlardır. Analizlerinde, iki düğüm noktalı kiriş elemanı kullanmışlardır. $[0/90/90/0]$, $[-45/45/45/-45]$, $[-45/45]$ ve $[0/-45/45/45/-45/0]$ yerleşimler için analizler yapmışlardır. Tüm uzunluk/kalınlık oranları için $[0/90/90/0]$ yerleşimde doğal frekansların en yüksek olduğu sonucunu görmüşlerdir.

YÖNTEM

Sonlu Elemanlar Yöntemi

Sonlu elemanlar yöntemi, analitik olarak çözümü zor olan problemlerin numerik olarak çözülebilmesini sağlar. Tüm problem, düğüm noktaları ile birbirine bağlanan küçük elemanlar halinde gösterilir. Oluşturulan bu yapı, ağ olarak isimlendirilir. Yüklemeler, çözüm ve sonuçlar, ağ yapısı üzerinden gösterilir. Kullanılan element çeşidi, düğüm noktası sayısı ve noktaların serbestlik derecesi, sonucun doğruluğunu etkileyen önemli parametrelerdir. Ön-işlemci kısmında analiz için gerekli parametreler; malzeme, geometri, eleman çeşidi, sınır koşulları ve yükler gibi tanımlanır. Bunlar işlemci kısmı için girdi oluşturur ve burada çözüm yapılır. Sonişlemci kısmında ise sonuçlar istenen şekilde gösterilir.

Klasik Laminasyon Teorisi ve Euler-Bernoulli Kirişi

Klasik Laminasyon Teorisi, katmanlı kompozitlerin davranışını incelemek için uygundur. Öncelikle, katmanların birbiri üzerinde kaymamasını sağlayan mükemmel bağlardan oluştuğu ve deformasyonun kalınlık boyunca sürekli olduğu kabulleri yapılır. Daha sonra tüm katmanların düzlemsel gerilim durumunda olduğu ve Kirchoff-Love kabulleri yapılır. Buna göre orta düzlemin normali uzunluk ve şekli değişmez. Yani yapılan kabullere göre enine deformasyon, z ekseninden bağımsızdır. Bu durumda yer değiştirme alanı Eşitlik (1)'deki gibi gösterilebilir.

$$u(x, y, z) = u_0(x, y) - z \frac{\partial w}{\partial x}$$

$$v(x, y, z) = v_0(x, y) - z \frac{\partial w}{\partial y}$$

$$w(x, y, z) = w_0(x, y) \quad (1)$$

Eşitlik (1)'e Eşitlik (2)'nin eklenmesiyle Eşitlik (3) elde edilir.

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\{\varepsilon\}_{xy} = \{\varepsilon^0\}_{xy} + z\{K\}_{xy} \quad (3)$$

Eşitlik (3)'te $\{K\}_{xy} = \begin{Bmatrix} -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix}$ orta düzlemin eğriliğini, $\{\varepsilon^0\}_{xy}$ ise gerinimini gösterir.

Katmanların gerilimleri, k. katman için indirgenmiş dönüştürülmüş katılık matrisi ($[\bar{Q}]^k$) ile, Eşitlik (4)'teki gibi bulunur.

$$\{\sigma\}_{xy}^k = [\bar{Q}]^k \{\varepsilon\}_{xy}^k \quad (4)$$

Birim uzunluk başına düzlem içi kuvvetler ve momentler Eşitlik (5)'teki gibi elde edilir.

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{Bmatrix} \quad (5)$$

Eşitlik (5)'te A, B ve D matrisleri ise aşağıdaki gibi gösterilebilir.

$$\begin{aligned} [A] &= \sum_{k=1}^{Nl} [\bar{Q}]^k (z_k - z_{k-1}) \\ [B] &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{Nl} [\bar{Q}]^k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\ [D] &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{Nl} [\bar{Q}]^k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \end{aligned} \quad (6)$$

Simetrik yerleşim durumunda B matrisi sıfıra eşittir. Eşitlik (6)'da Nl katman sayısını, z_{k-1} ve z_k ise katmanların üst ve alt yüzeylerinin z eksenindeki koordinatının gösterir.

Eşitlik (7), Eşitlik (5)'in açılmış halini gösterir.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

Kompozit malzemelerde her katman düzlemsel gerilme altındadır. Ortotropik malzeme için bu durumda k numaralı bir katmanın bünye denklemleri Eşitlik (4), özetle Eşitlik (8)'teki gibi yazılabilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}^k = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}^k \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}^k \quad (8)$$

Eşitlik (8)'te katılık matrisindeki Q terimleri, Eşitlik (9)'teki gibi yazılır.

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{66} = G_{12} \quad (9)$$

E, Young modülü; G, kayma modülü ve ν , Poisson's oranıdır. Eşitlik (8), her katman için farklı koordinatlardadır. Tüm malzeme için global koordinatlara Eşitlik (10)'daki gibi çevrilir.

$$\begin{aligned}
\overline{Q_{11}} &= Q_{11}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})c^2s^2 + Q_{22}s^4 \\
\overline{Q_{12}} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})c^2s^2 + Q_{12}(c^4 + s^4) \\
\overline{Q_{22}} &= Q_{11}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})c^2s^2 + Q_{22}c^4 \\
\overline{Q_{66}} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})c^2s^2 + Q_{66}(c^4 + s^4) \\
\overline{Q_{16}} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c \\
\overline{Q_{26}} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s
\end{aligned} \tag{10}$$

Eşitlik (5)'te c fiber açısının kosinüs, s ise sinüs bileşenini gösterir. Buradan sonra A, B ve D matrisleri ve gerinim değerleri bulunabilir [Çallıoğlu vd., 2012].

Helikopter pallerinin uzunluğunun kalınlığına oranı büyük olduğu için Euler kirişini kullanmak uygundur.

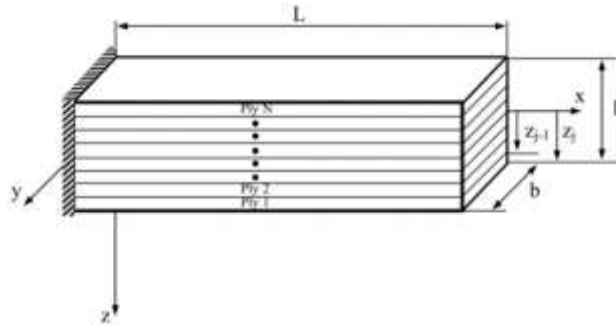
UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Analiz

Sınır Koşulları: Analizde, bir ucu sabit, bir ucu serbest olan konsol kiriş kullanılmıştır. Sabit uçta tüm serbestlik dereceleri sınırlandırılmıştır. Sabit ve serbest uçların sınır koşulları Eşitlik (11)'de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
w(0) &= 0 & \frac{\partial w}{\partial x} &= 0 \\
\frac{\partial^3 w(L)}{\partial w^3} &= 0 & \frac{\partial^2 w(L)}{\partial w^2} &= 0
\end{aligned} \tag{11}$$

Eşitlik (11)'deki L , Şekil 1'de verildiği gibi kirişin uzunluğu ve diğer sınırdır.



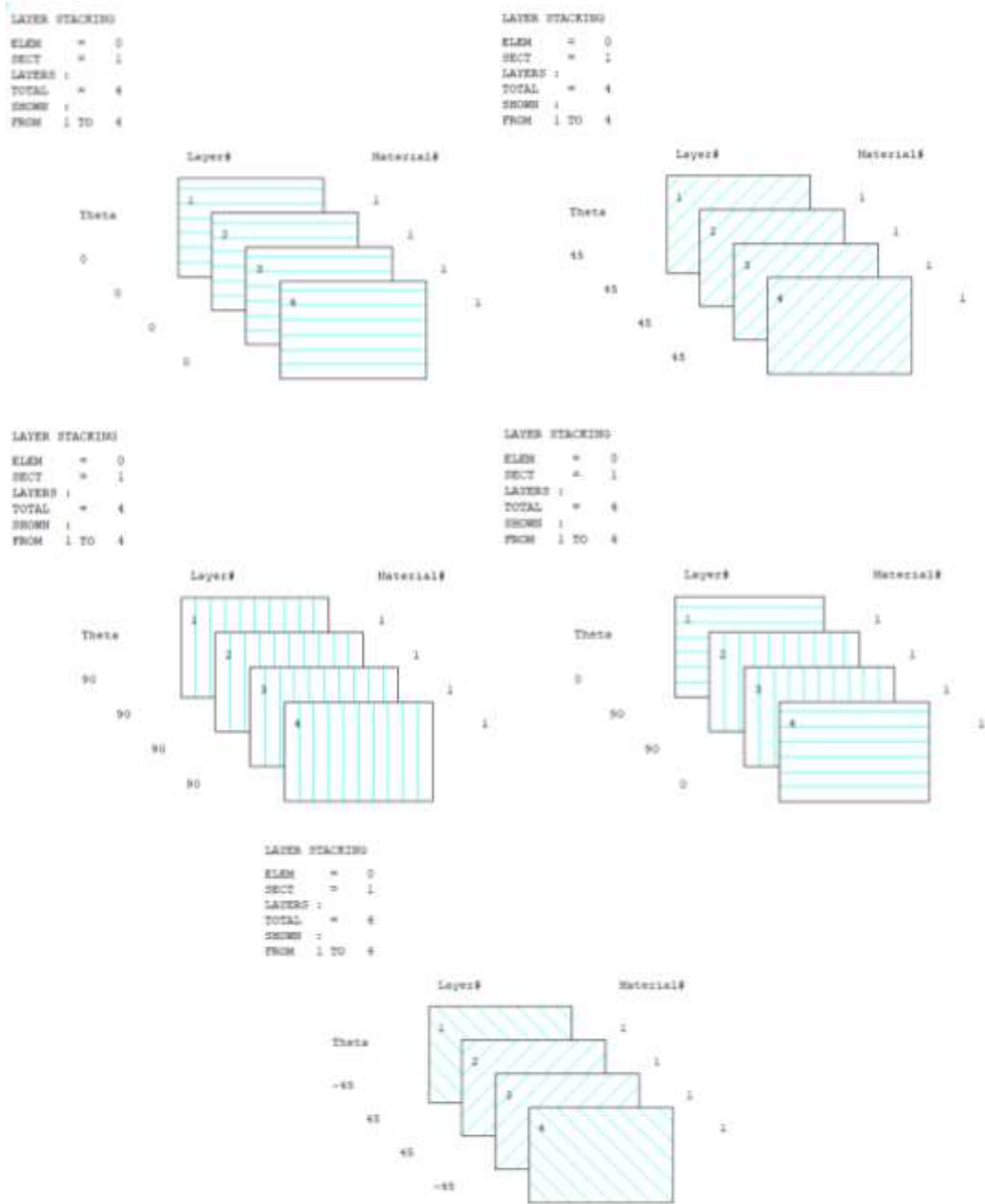
Şekil 1- Katmanlı Kompozit Kiriş

Malzeme Özellikleri: Literatürde verilen kaynaklarla analiz karşılaştırma ve doğrulaması yapılabilmesi için, Tablo 1'de verilen ortotropik malzeme özellikleri kullanılmıştır.

Tablo 1- Malzeme Özellikleri

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	E_3 (GPa)	ν_{12}	G_{12} (GPa)	G_{23} (GPa)	G_{13} (GPa)	ρ (kg/m^3)
38	3.8	3.8	0.25	1.96	0.76	1.96	1295

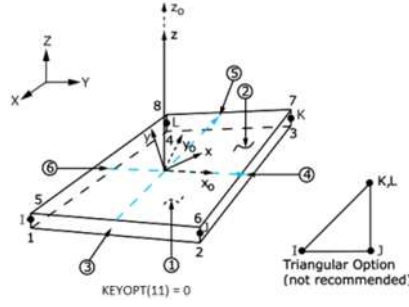
Katman Yerleşimleri: Yapılan literatür araştırmasında, havacılıkta kullanılan katmanların üretilebilirlik ile kısıtlandığı görülmüştür. Orta düzlemin üstünde altında kalan katmanlarda aynı açıdan eşit sayıda olmasını gerektiren simetrik yerleşim ve yükleme altındaki yerlerde 0° , 90° , 45° ve -45° açıları kullanılması gerektiği görülmüştür. Buna göre literatür ile karşılaştırma yapabilmek için kullanılan yerleşimler $[0-0-0-0]$, $[45-45-45-45]$, $[90-90-90-90]$, $[0-90-90-0]$ ve $[(-45)-45-45-(-45)]$ olarak belirlenmiştir ve Şekil 2'de verilmiştir. Her katmanın kalınlığı 2,5 mm'dir.



Şekil 2- Katman Yerleşimleri

Geometri: Oluşturulan ilk modelde karşılaştırma yapabilmek için L/h oranı 100 olarak seçilmiştir.

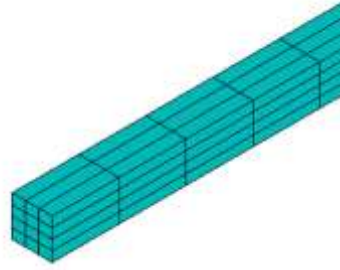
Sonlu Elemanlar Modeli: ANSYS APDL programında 3 boyutlu 181 kabuk elemanı kullanılmıştır. Elemanın 4 düğüm noktası ve her noktanın 6 serbestlik derecesi vardır. Kullanılan eleman Şekil 3'te verilmiştir.



Şekil 3- 3D Shell 181 Element

Kirişin ucundaki ağ yapısı Şekil 4'te verilmiştir.

ANSYS
R19.2
MAR 30 2022
16:39:36



Şekil 4- Kiriş Ucundaki Ağ Yapısı

Modal Analiz Sonuçları: Dört farklı yerleşim için modal analizler yapılmış ve ilk beş doğal frekans sonuçlarının literatür ile karşılaştırılması Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2- Modal Analiz Sonuçları

Oryantasyon	Mod Sayısı- Doğal Frekans (Hz)				
	1	2	3	4	5
[0-0-0-0]	8.2557	8.7470	51.664	54.694	144.36
[Talekar ve Kotambkar, 2020]	8.75	8.78	54.65	55.47	152.33
[45-45-45-45]	3.0060	3.1734	18.852	19.885	52.859
[Talekar ve Kotambkar, 2020]	3.46	3.84	21.70	23.89	60.67
[90-90-90-90]	2.6345	2.7669	16.520	17.337	46.315
[Talekar ve Kotambkar, 2020]	2.76	3.15	17.33	19.77	48.44
[0-90-90-0]	8.24822	51.4694	143.137	277.798	453.683
[Balcı, vd., 2014]	8.3	51.7	144.9	283.9	496.3
[(-45)-45-45-(-45)]	3.4692	21.7335	60.8341	119.17	196.928
[Balcı, vd., 2014]	3.462	21.697	60.754	119.054	196.805

Tablo 2'ye göre, $[\theta/\theta/\theta/\theta]$ yerleşimde θ 0°den 90°ye arttıkça doğal frekanslar azalır. Simetrik çapraz katmanlı [0-90-90-0] yerleşimde en yüksek, [90-90-90-90] yerleşimde ise en düşük doğal frekanslar görülür. [0-0-0-0], [45-45-45-45] ve [90-90-90-90] yerleşimlerde ilk mod çarpınma, ikinci ilerleme-gerileme, üçüncü çarpınma, dördüncü ilerleme-gerileme ve beşinci de çarpınma modudur. İlk beş modda, yüksek L/h oranından dolayı burulma modu görülmemiştir. [0-90-90-0] ve [(-45)-45-45-(-45)] yerleşimlerinde sadece ilerleme-gerileme modları incelenmiştir. Sonuçların literatür ile uygun olduğu ve diğer modellerde kullanılması uygun olduğu görülmüştür.

Düzeltilmiş Model Analizi

Geometri ve malzeme, helikopter paline uygun hale getirilmek için değiştirilip; aynı sınır koşulları, eleman ve katman yerleşimleriyle modal analizler yapılmıştır.

Malzeme Özellikleri: Yeni modelde karbon-epoksi malzeme kullanılmıştır ve özellikleri Tablo 3'te verilmiştir. [Balaji, vd., 2016]

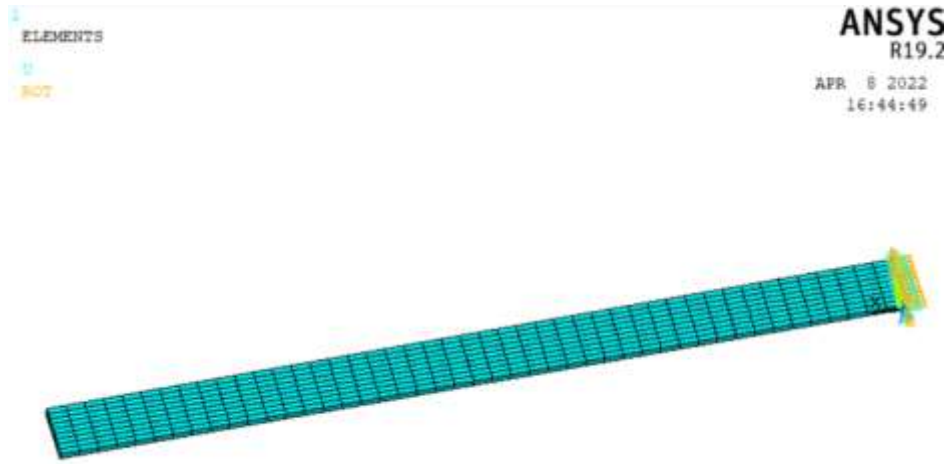
Tablo 3- Karbon-Epoksi Malzeme Özellikleri

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	E_3 (GPa)	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12} (GPa)	G_{23} (GPa)	G_{13} (GPa)	ρ (kg/m^3)
159	14	14	0.32	0.14	0.14	4.8	4.3	4.8	1550

Geometri: L/h oranı 100 olarak kalmıştır. Kirişin boyutları Tablo 4'te verilmiştir. Sonlu elemanlara bölünmüş ağ yapısı Şekil 5'te verilmiştir.

Tablo 4- Boyutlar

Uzunluk, L (mm)	Toplam Kalınlık, h (mm)	Genişlik, b (mm)
1000	10	60.5



Şekil 5- Ağ Yapısı

Modal Analiz Sonuçları: Doğal frekans sonuçları Tablo 5'te verilmiştir.

Tablo 5- Modal Analiz Sonuçları

Orientation	Mod Sayısı- Doğal Frekans (Hz)				
	1	2	3	4	5
[0-0-0-0]	16.354	54.233	78.914	102.13	183.89
[45-45-45-45]	2.0225	10.825	12.958	38.081	67.674
[90-90-90-90]	4.8551	28.502	30.444	47.350	85.360
[0-90-90-0]	15.43	53.62	63.77	96.37	180.27
[(-45)-45-45-(-45)]	2.0995	10.986	13.614	40.834	68.722

[0-0-0-0] ve [0-90-90-0] yerleşimli kirişlerde ilk mod şekli çarpınma, ikinci burulma, üçüncü ilerleme-gerileme, dördüncü ve beşinci modlar burulma modlarıdır. [45-45-45-45] ve [(-45)-45-45-(-45)] yerleşimlerde ise ilk mod çarpınma, ikinci ilerleme-gerileme, üçüncü çarpınma, dördüncü çarpınma ve beşinci ilerleme-gerileme modlarıdır. [90-90-90-90] yerleşimde ise sırayla çarpınma, ilerleme-gerileme, çarpınma, burulma ve çarpınma modları görülmüştür. Çarpınma mod şekilleri Şekil 6'da, ilerleme-gerileme mod şekilleri Şekil 7'de ve burulma mod şekilleri Şekil 8'de verilmiştir.

```

DISPLACEMENT
STEP=1
SUB =1
EMX =2.068
ANSYS Release 19.2
Build 19.2
JUN 3 2022
05:27:48

```



Şekil 6- Çırpınma Mod Şekilleri

Çırpınma modları y eksenini etrafındadır.

```

DISPLACEMENT
STEP=1
SUB =2
EMX =2.07484
ANSYS Release 19.2
Build 19.2
JUN 3 2022
05:34:33

```



```

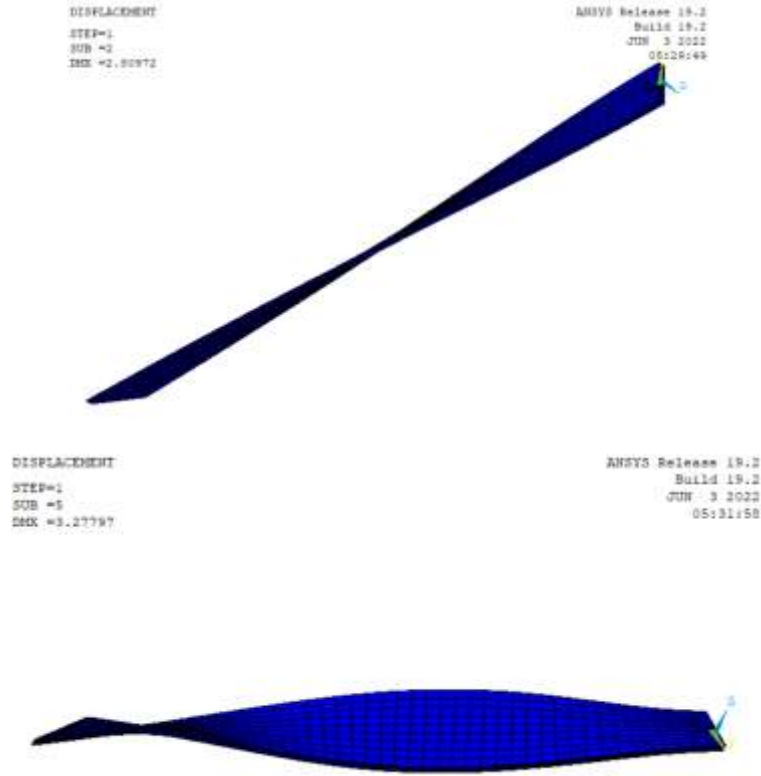
DISPLACEMENT
STEP=1
SUB =3
EMX =2.08717
ANSYS Release 19.2
Build 19.2
JUN 3 2022
05:35:08

```



Şekil 7- İlerleme-gerileme Mod Şekilleri

Şekil 7'deki modlar z eksenini etrafındadır.



Şekil 8- Burulma Mod Şekilleri

Şekil 8'deki modlar x eksenini etrafındadır.

Campbell Diyagramları

Campbell Diyagramı, doğal frekansların artan açısal hızla değişimini gösterir. Dönme hızı, helikopter pallerinde göz önünde bulundurulmalıdır. Rotorun dönüş hareketi, pallerin titreşimine sebep olan bir frekansla gerçekleşir. Aynı doğal frekansı ile çakışması, yapıya büyük zarar verecek rezonans durumuna sebep olur. Paller dönmeye başladığında rpm, operasyon yapılacağı hıza çıkar. Bu çalışmada, pal boyutlarından dolayı rpm aralığı 0'dan 2000 rpm'e 50 artış ile verilmiştir. Ancak, daha küçük dönüş hızlarında doğal frekans değişimi daha detaylı görülebilir.

Operasyon yapılan hız, rpm katları ve doğal frekansın çakıştığı nokta, rezonans noktasıdır.

Campbell diyagramları ANSYS APDL ile doğal frekansı arttırmak için bir döngü kullanılarak çizilmiştir. Rpm aralığı, rad/s birimine çevrilmiştir. Dönüş hızı, z eksenini etrafında tanımlanmıştır. Analizde açısal momentum korunumu sonucu olan Coriolis etkisi göz önüne alınmıştır.

Analizde, QR Damped methodu kullanılmıştır.

[0-0-0-0], [45-45-45-45], [90-90-90-90], [0-90-90-0] ve [(-45)-45-45-(-45)] yerleşimleri için analizler yapılmıştır.

Artan dönüş hızları için doğal frekans sonuçları elde edildikten sonra Matlab kullanılarak n/rev çizgileri çizilmiş, ve doğal frekanslar Hertz birimine çevrilmiştir. n/rev çizgileri, dönüş hızının katlarıdır. Benzer boyutlardaki pallerde göre operasyonel hız 1000 rpm olarak belirlenmiştir.

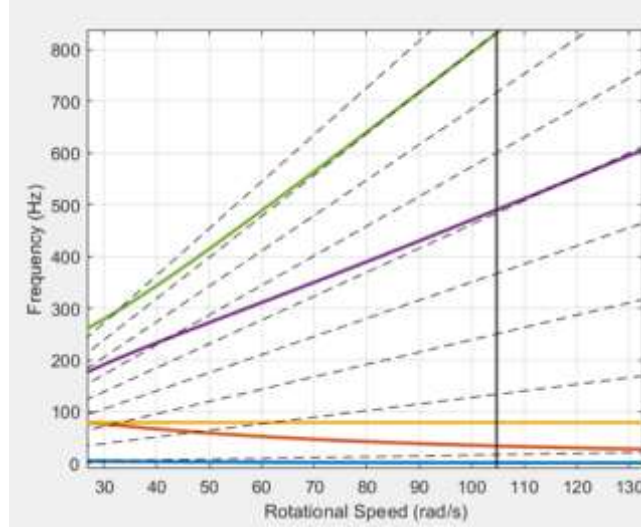
SONUÇ

Titreşim, çoğu alanda önemli sonuçlara yol açabilen bir problemdir. Sistemin titreşim özelliklerini incelemek için doğal frekans ve mod şekilleri belirlenir. Doğal frekans ve sisteme etkileyen zorlayıcı frekansların çakışması durumunda yapısal hasara yol açan rezonans durumu olur.

Kompozitler, sağladıkları birçok avantaj ile havacılıkta yaygın olarak kullanılır. Katman yerleşimlerinin, değiştirilebilmesi, istenen katılık özelliklerinin ve titreşim özelliklerinin elde edilebilmesini sağlar.

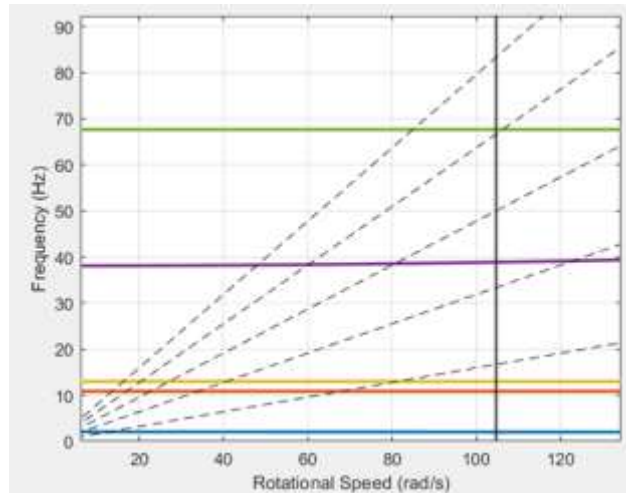
Campbell diyagramları, dönüş frekansları ile doğal frekansların çakıştıkları noktaları gösterir. Bu sayede çakışma olmayacak bir tasarım yapılabilir. Belirli dönüş için tasarlanan palin dönüş hızı grafikte dikme olarak görülür. Bunun üzerinde çakışma olmaması istenir.

Çakışma noktaları, farklı katman yerleşimine sahip kirişlerde farklılık gösterdiği görülmüştür. [0-0-0-0] yerleşim için oluşturulan grafik Şekil 9'da verilmiştir.



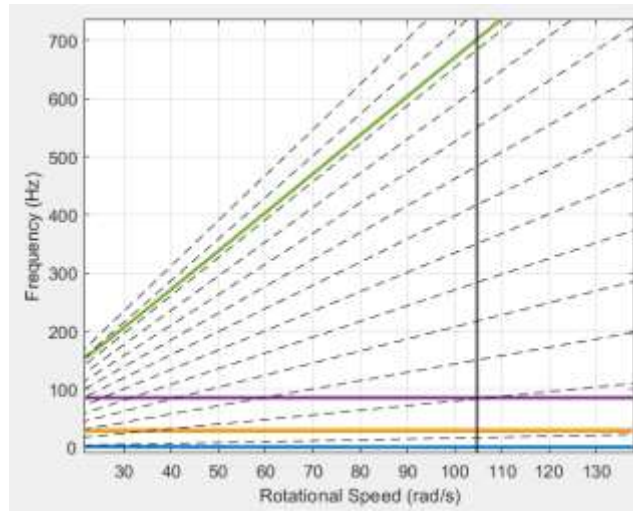
Şekil 9- [0-0-0-0] Fanplot

Şekil 9'a göre, dördüncü ve beşinci modların frekanslarının dönüş hızı ile arttığı görülmüştür. 8/rev çizgisi ile beşinci modun doğal frekansının operasyonel hız ile çakıştığı görülmüştür. Yani 1000 rpm ile dönüş yapıldığı durumda 820 Hz 'de rezonans oluşabilir.



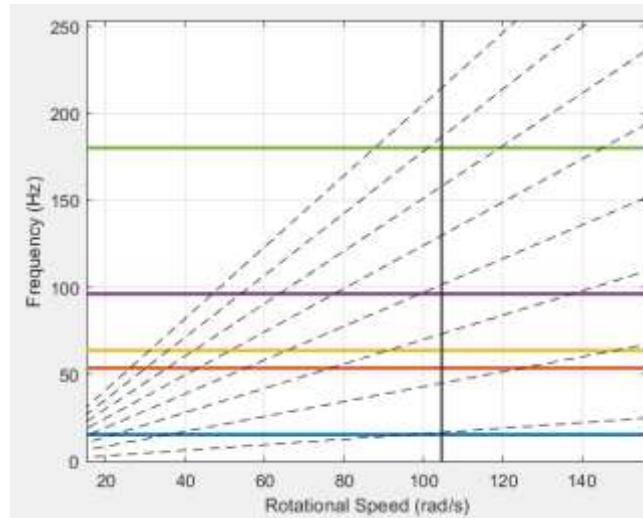
Şekil 10- [45-45-45-45] Fanplot

Şekil 10'da [45-45-45-45] yerleşime sahip kirişin grafiği verilmiştir. Buna göre 1000 rpm ile dönüş durumunda 4/rev ile 68 Hz'de beşinci modda rezonans noktası olduğu görülür. Doğal frekansların dönüş hızına göre değişimi görülemez.



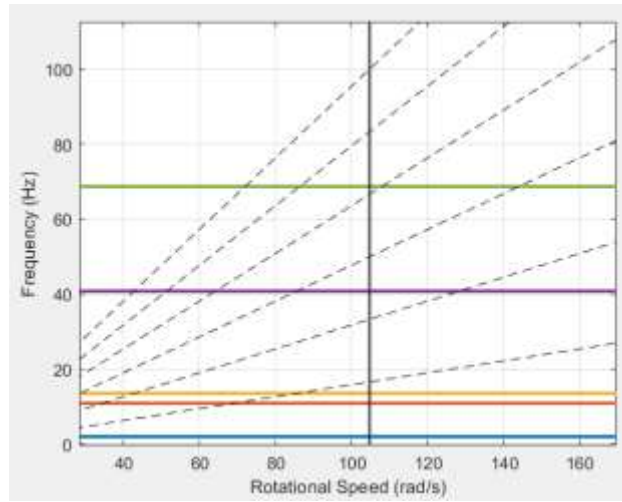
Şekil 11- [90-90-90-90] Fanplot

Şekil 11’de katman yerleşimi [90-90-90-90] olan kirişin grafiği verilmiştir. Beşinci modun dönüş hızından baskın şekilde etkilenerek arttığı görülmüştür. 1000 rpm ile dönüş durumunda dördüncü modda 2/rev çizgisi ile 100 Hz’de rezonans noktası görülür.



Şekil 12- [0-90-90-0] Fanplot

[0-90-90-0] yerleşimli kirişin grafiği Şekil 12’de verilmiştir. Doğal frekanslar, dönüş hızından büyük oranda etkilenmemiştir. Daha küçük dönüş hızlarında bu değişimi görebilmek mümkün olur. 1/rev çizgisi ile ilk modun 18 Hz’de rezonans noktası olduğu görülür.



Şekil 13- [(-45)-45-45-(-45)] Fanplot

Şekil 13'te verilen [(-45)-45-45-(-45)] yerleşimli kirişin 1000 rpm ile dönüş durumunda rezonans noktası oluşmadığı görülür.

Tüm grafiklere bakıldığında, farklı yerleşimler için farklı frekanslarda rezonans noktaları olduğu görülmüştür. Helikopterin operasyon yapacağı dönüş hızı belli olduğunda, kompozit palin tasarımı, doğal frekanslar ile çakışmayacak şekilde yapılabilir. Gereken hıza göre gereken katman dizilimi yapılır. Ayrıca palin geometrisi de sonuçları etkiler. Bu çalışmada, yaygın olarak kullanılan beş dizilim incelenmiştir. Katman yerleşimlerinin, rotorun titreşim seviyesinin istenen seviyede tutularak tasarlanmasını sağladığı görülmüştür.

Bu çalışma, zorlanmış titreşim analizi ve rotor göbeğine bağlantıların eklenmesiyle geliştirilebilir.

Kaynaklar

- Balaji, N., Aishwarya, S., & Vijayasarithi, P. (2016). An Investigation Of Design And Modal Analysis Of The Different Material On Helicopter Blade. In RA Journal of Applied Research. Valley International. <https://doi.org/10.18535/rajar/v2i6>
- Balcı, M., Nalbant, M. O., Kara, E., & Gündoğdu, Ö. (2014). Free Vibration Analysis of a Laminated Composite Beam with Various Boundary Conditions. In International Journal of Automotive and Mechanical Engineering (Vol. 9, pp. 1734–1746). Universiti Malaysia Pahang Publishing. <https://doi.org/10.15282/ijame.9.2013.22.0144>
- Chandrashekhara, K., Krishnamurthy, K., & Roy, S. (1990). Free vibration of composite beams including rotary inertia and shear deformation. In Composite Structures (Vol. 14, Issue 4, pp. 269–279). Elsevier BV. [https://doi.org/10.1016/0263-8223\(90\)90010-c](https://doi.org/10.1016/0263-8223(90)90010-c)
- Çallioğlu, H., Atlıhan, G., & Topçu, M. (2012). Vibration Analysis of Multiple Delaminated Composite Beams. In Advanced Composite Materials (Vol. 21, Issue 1, pp. 11–27). Informa UK Limited. <https://doi.org/10.1163/156855111x614538>
- GUO, J., & XIANG, J. (2004). Composite Rotor Blade Design Optimization for Vibration Reduction with Aeroelastic Constraints. In Chinese Journal of Aeronautics (Vol. 17, Issue 3, pp. 152–158). Elsevier BV. [https://doi.org/10.1016/s1000-9361\(11\)60230-6](https://doi.org/10.1016/s1000-9361(11)60230-6)
- Hassan, G. A., Fahmy, M. A., Goda, I. M. (2013). The Effect of Fiber Orientation and Laminate Stacking Sequences on the Torsional Natural Frequencies of Laminated Composite Beams. In Journal of Mechanical Design and Vibration (Vol. 1, No. 1, 20-26).

Hemenashu, Behera, R. K. (2013). Vibration Analysis of Composite Beams. Department of Mechanical Engineering National Institute of Technology.