

## DIKEY-İNİŞ-KALKIŞ-YAPAN İNSANSIZ HAVA SİSTEMLERİ İÇİN HATVE DEĞİŞTİREBİLEN PALEE TASARIMI

Mürüvvet Sinem SİCİM<sup>1</sup>  
THK Üniversitesi, Ankara

Levent ÜNLÜSOY<sup>2</sup>  
Roketsan A.Ş., Ankara

### ÖZET

*Son 20 yılda, titreşim azaltma yöntemlerinin kullanımı havacılık, inşaat, makine gibi birçok sektörde önem kazanmıştır. Piezoelektrik malzemeler son yıllarda gürültü ve titreşim kontrolünde eyleyici ve sensör olarak kullanılmaktadır. Piezoelektrik malzemeler yapı ile birleştirilerek elektrik enerjisi verilmesiyle yapının şekil değiştirmesine yardımcı olmaktadır. Bu bildiriye dikey iniş kalkış yapabilen hava sistemlerinde palelerin şekil değiştirebilme özelliğinin paleler üzerinde oluşan titreşim kuvvetine olan etkisi incelenmektedir. Piezoelektrik malzemelerin paleler üzerine monte edilmesiyle, palelerin şekil değiştirerek paleler üzerinde oluşan titreşim kuvvetinin azaltılabildiği gözlenmektedir.*

---

<sup>1</sup> Yüksek Lisans Öğrencisi, sinemsicim@gmail.com

<sup>2</sup> Uçak Mühendisi, Dr.,levent.unlusoy@roketan.com.tr

## GİRİŞ

Son 10 yıllık süreçte havacılık endüstrisi, hava araçlarında oluşan titreşim ve gürültüyü azaltmaya odaklanmıştır. Bu amacı gerçekleştirmek için şekil değiştirebilen teknolojilerin hava araçları üzerinde uygulanması en etkili yöntemlerden biri olarak görülmektedir. Şekil değiştirebilme teknolojisi birçok yapıya uygulanabilmesine rağmen, kanat ve pale yapılarına uygulanma örneklerinin daha fazla olduğu görülmektedir. Titreşim, performansı etkileyen önemli etkilerden biridir. Yolcu ve pilotun rahatsız olmasına neden olduğu gibi yapısal parçaların yorulma ömürlerini de etkilemektedir.

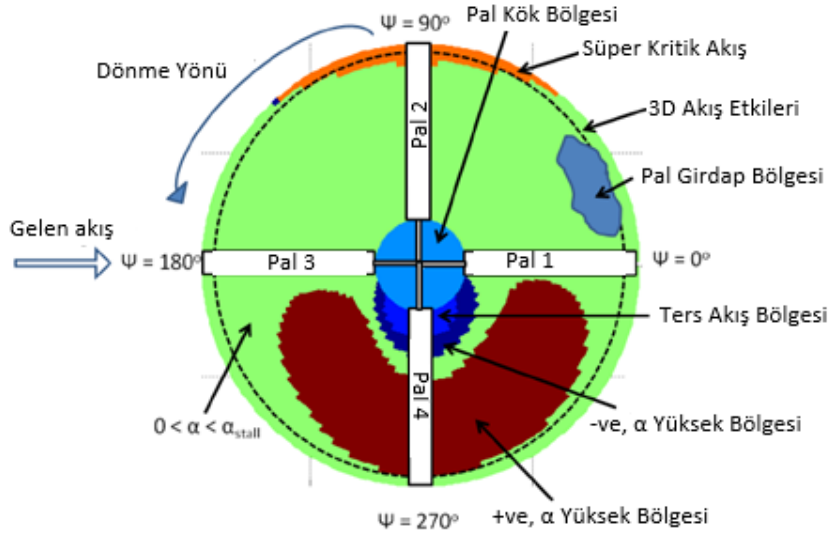
Chen ve Chopra 1996 yılında yayınladıkları çalışmada dikdörtgen kiriş üzerindeki burulma etkisini gözlemlemek amacıyla piezoseramik malzeme kullanmışlardır. 6 ft çap uzunluğuna sahip pervane NACA 0012 kanat kesitiyle tasarlanmıştır. Piezoelektrik eyleyiciler  $\pm 45^\circ$  oryantasyonuna göre modellenmiştir. Farklı dönme hızlarında çeşitli piezoseramik konuşlandırma durumları analiz edilmiştir. Oluşan maksimum uç burulma açıları  $0.35^\circ$  ve  $1.1^\circ$  olarak gözlemlenmiştir. [CHEN, CHOPRA, 1996]

Sekula, Wilbur ve Yeager yayınladıkları çalışmada pale geometrisinin, palenin aktif burulma kontrolü ve tahrik edilmemiş pervane titreşimini azaltma üzerindeki etkisini gözlemlemiştir. Sonuçlar gösteriyor ki, düşük hızlı uçuşta burulmanın artması, pervane göbeğinde oluşan titreşiminin azalmasına neden olmakla beraber, yüksek hızlı düz uçuşta  $-10^\circ$  burulma açısı burun aşağı burulmayı azaltmakta ve bu sayede pervane göbeğindeki titreşimi düşürmektedir. [Sekula, Wilbur, Yeager, 2004]

DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.) kuruluşu da aktif burulma pale tasarımı üzerine çalışmalar yapmıştır. Farklı tasarımlar için ses ve titreşim sönümlenme yetisi bakımından karşılaştırma yapılmıştır. BO-105 helikopter modeli referans alınmış olan pale tek yönlü fiberglas malzemeden oluşan C şeklinde ana kiriş, köpük ve fiberglas kabuktan oluşmaktadır. Çalışmada NACA0012 ve NACA23012 kanat yapıları farklı eyleyici açılarıyla kullanılmıştır. Sonuçlar göstermektedir ki, NACA23012 kanat yapısı  $\pm 45^\circ$  eyleyici kullanıldığında burulma özelliği için daha uygundur. [Monner, Opitz, Riemenschneider, Schulz, 2011]

Bu çalışmada dikey iniş kalkış yapabilen insansız hava sistemleri üzerinde şekil değiştirebilme özelliğinin titreşim üzerine etkileri incelenmektedir. Hava sistemi olarak insansız helikopter modelleri seçilmiştir. Kalkış, tırmanış ve inişte helikopterler neredeyse her yönde hareket etmektedir. Sabit pale kullanılarak, helikopterin çeşitli tasarım isterlerine ulaşması çok zordur. Özellikle ileri uçuş sırasında helikopter paleleri üzerinde çeşitli aerodinamik durumlar oluşmaktadır. Farklı uçuş pozisyonlarında tasarım isterlerine ulaşmak ve o pozisyondaki hücum açısını optimize etmek için, palelerin hatve değiştirebilme özelliğinin olması önem taşımaktadır.

Şekil 1 de görüldüğü gibi, ana pervane kararsız aerodinamik kuvvetlere maruz kalmaktadır. Dönme sırasında, rotor bölgesi ileri ve geri giden olarak iki farklı kısma ayrılır. Uçuş sırasında iki tarafta farklı aerodinamik yüklere maruz kalır. Oluşan kararsız aerodinamik kuvvetler salınımlı yüklere ve titreşime neden olur.

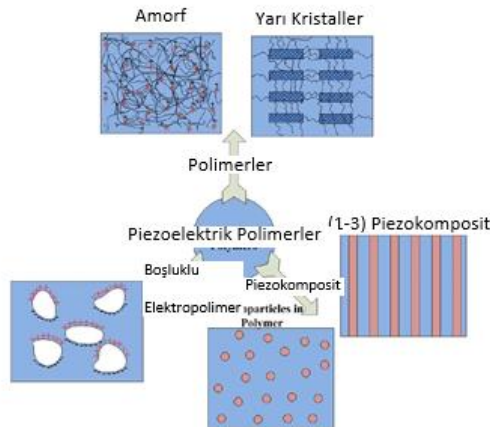


Şekil 1: Ana Rotor Disk Üzerindeki Kararsız Aerodinamik Yapı [Kumar, 2013]

Titreşim azaltma çalışmaları pasif ve aktif teknikler olarak ikiye ayrılır. Aktif teknikler kullanılarak titreşime neden olan kaynaklar direk etkilenebildiği için aktif teknikler daha etkin bir çözüm olarak görülmektedir. Aktif teknikler 4 e ayrılır: armonik kontrol, palelerin bireysel kontrolü, aktif firar kenarı kanatçıkları ve aktif burulma pale yöntemi. Çalkantı plağın tahrik frekansının sınırlı olması, armonik ve bireysel pale kontrolünün titreşim azaltma oranını düşürmektedir. Aktif firar kenarı kanatçıkları ayırık eyleyiciler olarak ta bilinmektedir. Etkili bir yöntem olmasına rağmen titreşimi azaltırken, sürüklenme kuvvetinin artmasına ve performans azalmasına neden olmaktadır.

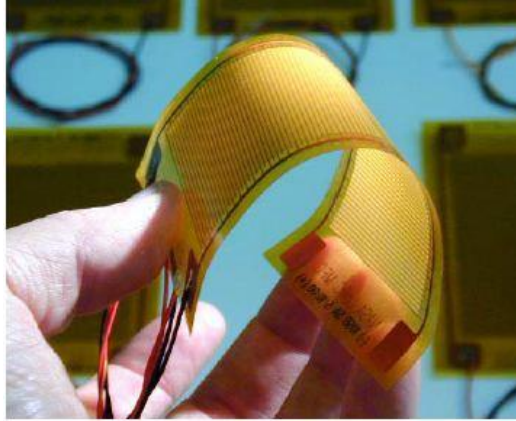
Bu çalışmada kullanacağımız aktif burulma pale yönteminde ise gömülü eyleyici yöntemi kullanılmaktadır. Akıllı malzeme olarak adlandırılan piezoelektrik malzemeler palelerin kesit yüzeyine uygulanmaktadır. Palenin kesitine direk monte edildiği ve rulman, kanca gibi dış yüzeyde hareket eden bir parçası olmadığı için aktif firar kenarı kanatçıklarına göre daha az sürüklenme direnci oluşmasına neden olmaktadır. Piezoelektrik malzemelere voltaj verilerek yer değiştirme görülmektedir.

Piyasada farklı tipte ve geometride piezoelektrik malzeme bulunmaktadır. Piezoelektrik malzemeler Şekil 2 de verildiği gibi 3 farklı çeşitte incelenir: genişleyenbilen piezoelektrik polimerler, piezokompozitler ve boşluklu yüklenmiş polimerler.



Şekil 2: Piezoelektrik Malzeme Çeşitleri [Wilbur, Matthew, Keats, 2004]

Bu çalışmada bir piezoelektrik çeşidi olan Makro Fiber Kompozit (MFC) kullanılacaktır. MFC ler iki tabaka arasına uygulanmaktadır ve uygulandığı yapıya kayma, burulma, gerilme gibi özellikler sağlamaktadır.



Şekil 3: NASA-ARL Makro Fiber Kompozit Eyleyiciü [Wilbur, Matthew, Keats, 2004]

## HELİKOPTER PALELERİNİN TASARIMI ve MAKRO FİBER KOMPOZİT TİPİ PİEZOELEKTRİK MALZEMENİN UYGULANIŞI

Helikopter pale tasarımında Figüre 4 te görülen Shark-120 insansız helikopteri örnek olarak kullanılmıştır.



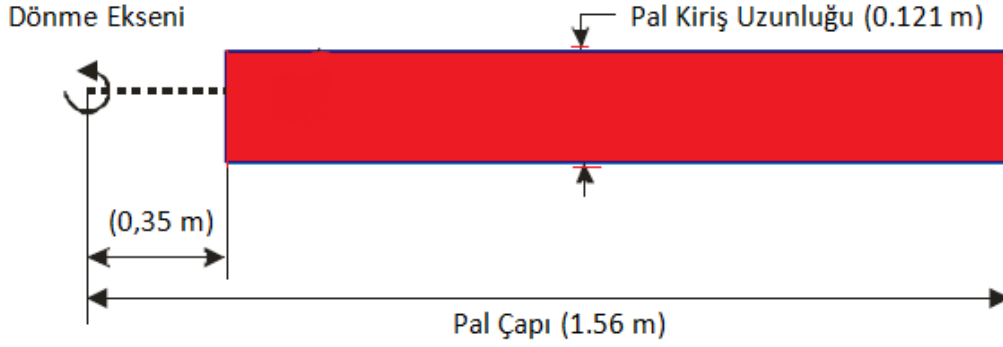
Şekil 4: Shark-120 Helikopteri [Choi, Lee I., Lee J., Kim, 2012]

Shark-120 insansız helikopterinin bazı mekanik ve performans özellikleri Çizelge 1de verilmiştir.

Çizelge 1: Shark-120 Helikopterinin Özellikleri [Choi, Lee I., Lee J., Kim, 2012]

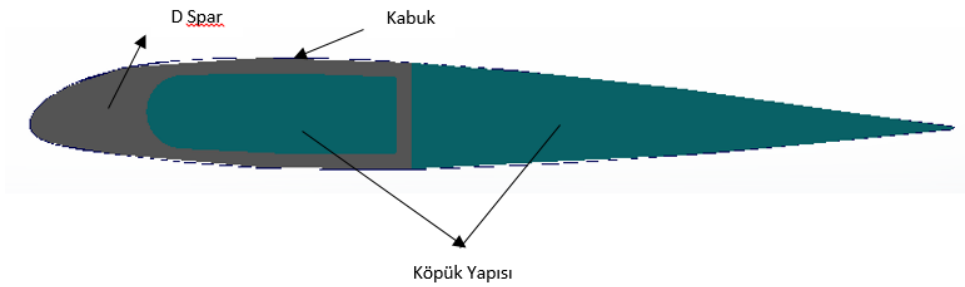
|                 |                               |
|-----------------|-------------------------------|
| Ana Pale        | 4 Adet Pale, Pale Çapı 3.12 m |
| Motor           | 294cc 35HP, 6,500rpm          |
| Ağırlık         | 83kg                          |
| Taşıyabilir Yük | 40 kg                         |
| Çalışma Aralığı | 15 km                         |
| Uçuş Süresi     | 1 saat                        |

Pale tasarımı için NACA23012 kanat yapısı kullanılmıştır. Pale dikdörtgen şeklinde tasarlanmış olup genel ölçüleri Şekil 5 te verilmiştir.



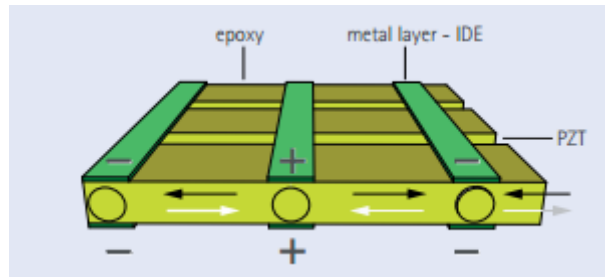
Şekil 5: Tasarım Ölçüleri

Tasarlanan pale tek eksenli GFRP (Fiberglass Reinforced Polymer) den oluşan D spar yapısına sahiptir. Üst yüzeydeki kabuk kısmı +45°/-45° GFRP dan oluşmaktadır. İç kısımlara dayanıklılığı arttırmak için köpük eklenmiştir.



Şekil 6: Palenin Enine Kesiti

Şekil 7 de şekli ve Çizelge 2 de malzeme özellikleri verilen MFC P1 tipi piezoelektrik malzeme kullanılmıştır. MFC çipler uzama ( $d_{33}$  modu) ve kısalma ( $d_{31}$  modu) özelliğine sahiptir. Makalede  $d_{33}$  modu kullanılmıştır.



Şekil 7: MFC

Çizelge 2: MFC Malzeme Özellikleri

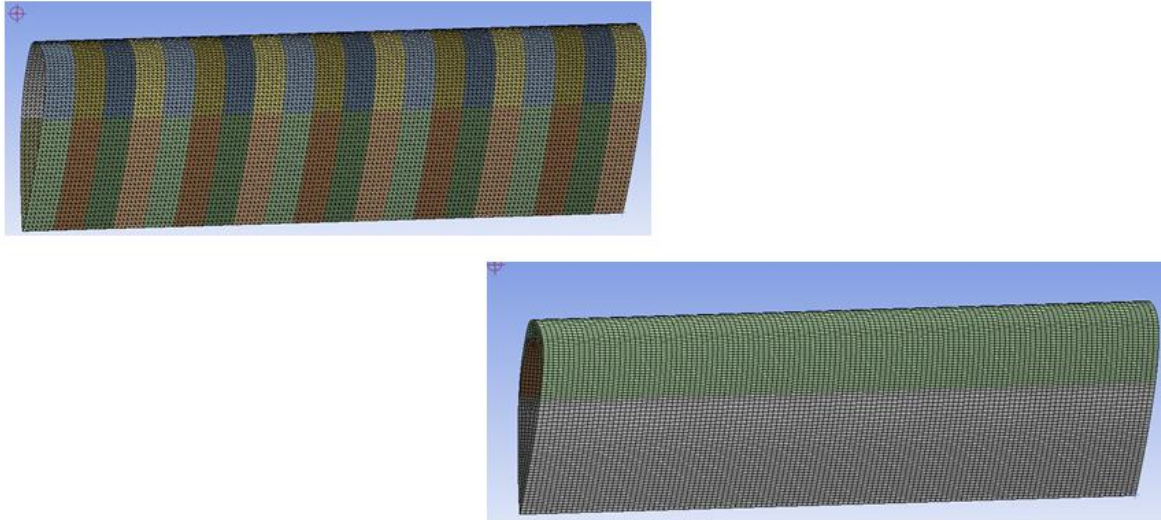
|                            |          |
|----------------------------|----------|
| Maksimum Çalışma Voltajı   | +1500 V  |
| Minimum Çalışma Voltajı    | -500 V   |
| Maksimum Çalışma Gerilmesi | 4500 ppm |
| MFC Kalınlığı              | 0.3 mm   |

Bailey' in 1994 te yaptığı çalışmaya göre Reynould sayısı  $2 \times 10^6$  olan NACA 23012 kanat yapısı için  $C_{Lmax}=1.45$ ,  $C_{dmin} = 0.0066$ ,  $C_{Lopt}= 0.08$  ve  $a= 5.73$  olarak kabul edilmiştir. Aşağıda verilen denklem kullanıldığında, Bailey yüksek hücum açılarında kanat hız kaybetmeye başladığı için, belirtilen koşullarda limit hücum açısının  $11.8^\circ$  olduğunu belirtmiştir. Yapılan akış analizlerinde  $4^\circ$  nin yeterli kaldırma kuvvetini sağladığı görülmüş ve hücum açısı  $4^\circ$  alınarak tasarıma devam edilmiştir. [Johnson,1994]

$$\alpha < \alpha_{limit} = \frac{0.8c_{lmax} + 0.2c_{lopt}}{a}$$

## SONLU ELEMENLAR ANALİZLERİ

Palenin 3 boyutlu sonlu elemanlar modeli ANSYS programında oluşturulmuştur. Şekil 8 de 3 boyutlu analizler için oluşturulan kabuk ve iç kısım için oluşturulan ağ yapısı görülmektedir. Yapısal analiz kısmında 62000 eleman, Fluent® analizinde 3200000 eleman mevcuttur. Dış kaplama için üçgen mesh, iç kısım için ağırlıklı hexa mesh kullanılmıştır. Yapısal analizde paleye 1800 rpm rotasyon hızı verilmiş elde edilen sonuçlar Fluent® te aktarılarak akıştan dolayı pale üzerinde oluşan yükler modal ve armonik analize aktarılmıştır.



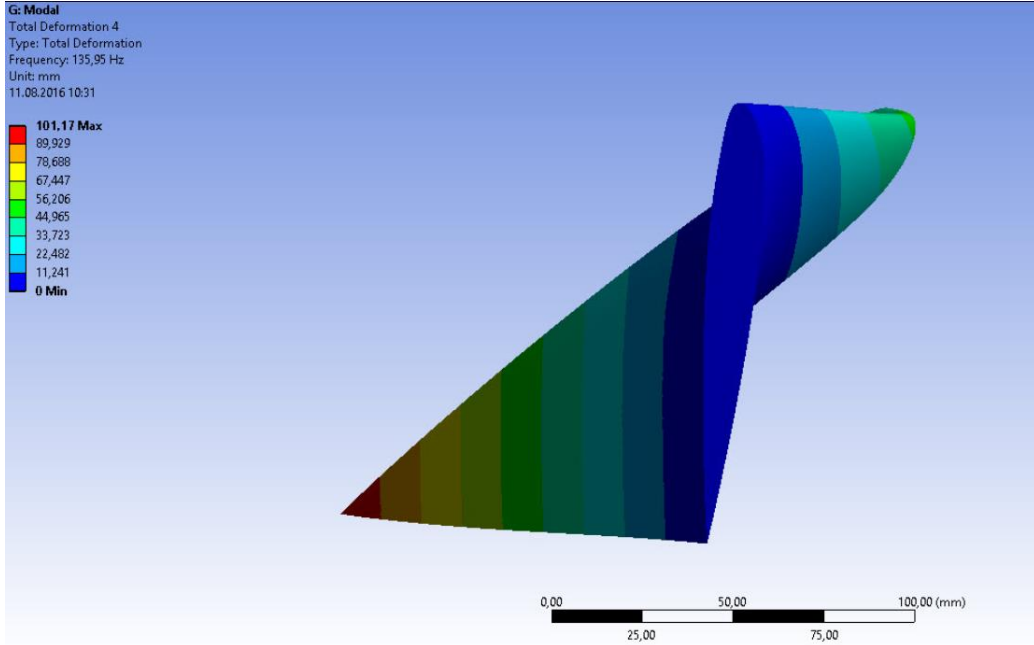
Şekil 8: Helikopter Palenin Sonlu Elemanlar Modeli

Yapısal ve Fluent® analizleri sonrasında yapılan armonik analizde elde edilen frekans değerleri Tablo 3 de görülmektedir.

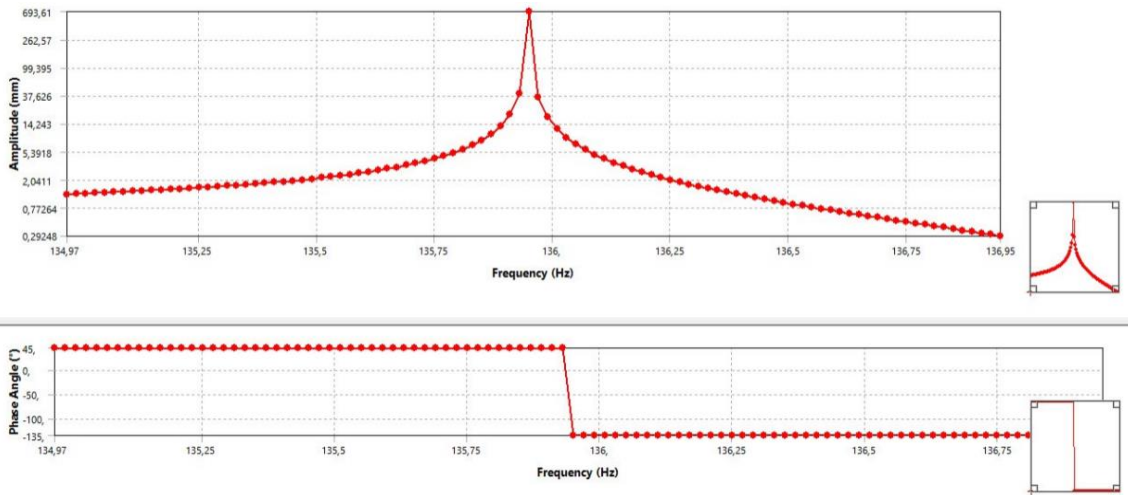
Çizelge 3: Modal Analiz Frekans Sonuçları

|                      | Frekanslar (Hz) |
|----------------------|-----------------|
| 1. Eksene Dik Eğilme | 37.698          |
| 1. Eksene Eğilme     | 49.912          |
| 2. Eksene Dik Eğilme | 99.632          |
| 1. Burulma           | 135.95          |
| 3. Eksene Dik Eğilme | 193.17          |
| 2. Eksene Eğilme     | 267.69          |

Maksimum hatve değişimini gözlemlemek için armonik analiz sonucunda ortaya çıkan burulma modu kullanılmıştır. Şekil 9 de 1. burulma sonucunda oluşan deformasyon verilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre palede  $10^0$  ye yakın burulma gözlenmiştir. Şekil 11 de 1. burulma sonrası üst ve alt yüzeyde deformasyonun minimum olduğu bölgeler belirlenmiştir. Deformasyonun minimum olduğu bölgeye piezoelektrik yapılar eklenmiş olup hatve değiştirebilme özelliği gözlenmesi için yapıya voltaj verilmiştir.

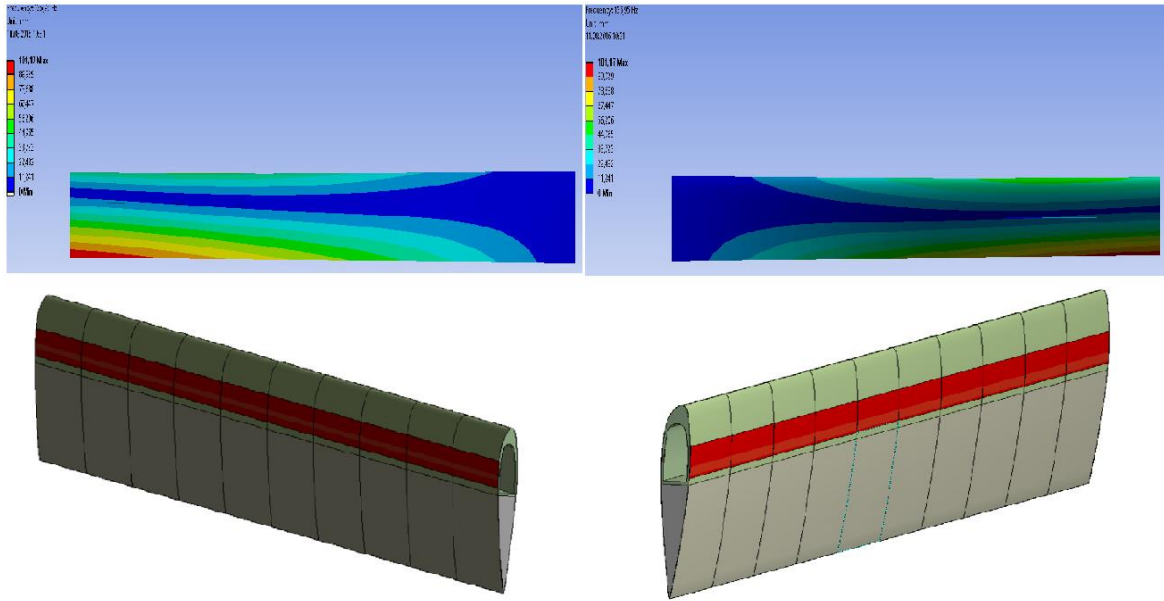


Şekil 9: Helikopter Palenin 1. Burulma Analizi



Şekil 10: Armonik Analiz Genlik Diyagramı





Şekil 11: MFC Uygulanan Bölgeler

Piezoelektrik ve termoelastik etkilerin gözlemlenmesi termal analogiye dayanmaktadır. Uygulanan elektriksel kuvvet sonlu elemanlar yönteminde ısı yük olarak modellenmektedir. Piezoelektrik gerilme ve ısı gerilme arasındaki bağlantı aşağıdaki gibidir. [Monner, Opitz, Riemenschneider, Schulz, 2011]

$$\alpha_{ij} = \frac{d_{ij}}{\Delta_{ES}} \quad [1]$$

Formüldeki  $d_{ij}$  piezoelektrik sabiti ifade etmektedir. Uzama elde etmek için hesaplamalarda  $d_{33}$  modu kullanılmıştır.

Modelleme sırasında voltaj sıcaklık analogisi kullanılmıştır. Uygulanan voltaj sıcaklık değişimine eşit olduğu kabul edilmektedir. [Centolanza, Munsky, Smith, 2002]

$$V \sim \Delta T \quad [2]$$

Titreşim azalma oranı verilen formülle hesaplanabilmektedir. [Chattopadhyay, Liu, Nam, 1999]

$$R = \left(1 - \frac{A}{A_0}\right) * 100\% \quad [3]$$

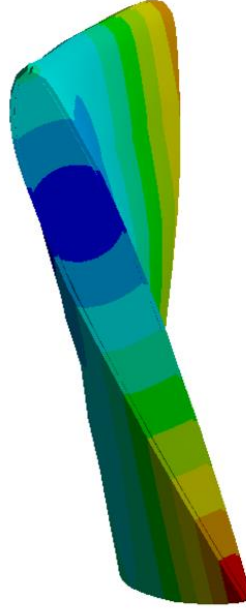
A voltajın sıfırdan farklı olduğu durumdaki genlik değerinin,  $A_0$  voltajın sıfır olduğu durumdaki genlik değerini ifade etmektedir.

Oluşturulan model ANSYS Fluent® programıyla birleştirilerek, helikopter palenin akış analizleri simüle edilmiştir. Hatve özelliği olmayan kanadın ve hatve özelliği olan kanadın akış içerisindeki davranışları karşılaştırılarak hatve özelliğinin titreşimi azaltma oranı hesaplanmıştır. Şekil 12 de kanada voltaj uygulandıktan sonra elde edilen deformasyon sonucu verilmiştir. Alt ve üst yüzeydeki MFC çiplerine  $500\text{ C}^0$  ısı verilerek  $9.5^0$  ye yakın burulma gözlenmektedir.

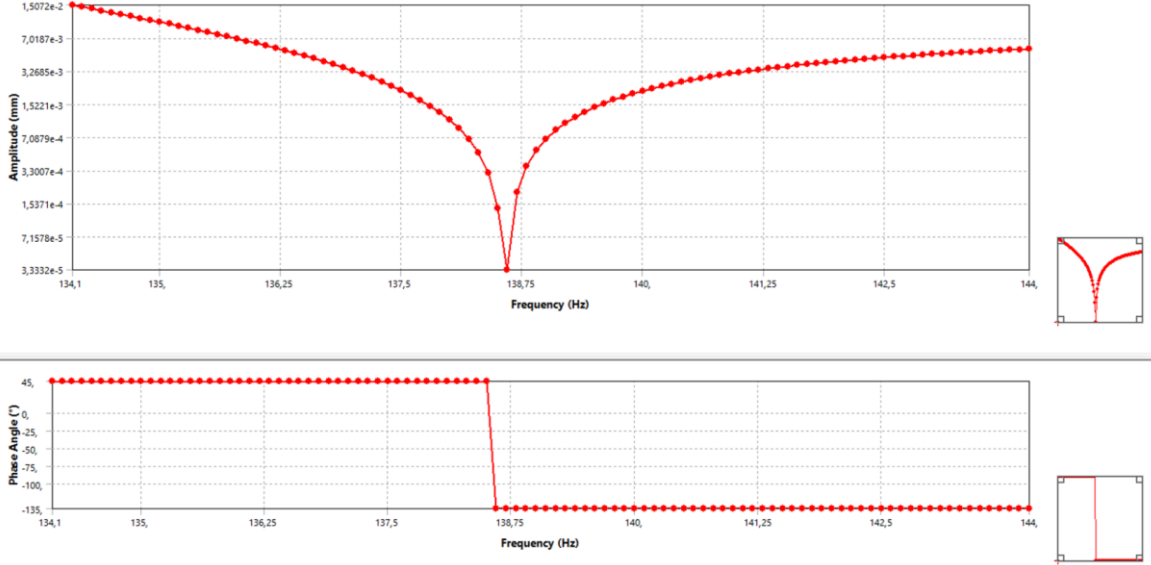


A: thermal  
Total Deformation  
Type: Total Deformation  
Unit: mm  
Time: 1

12.715 Max  
11,309  
9,9021  
8,4955  
7,0889  
5,6823  
4,2757  
2,869  
1,4624  
0.055808 Min



Şekil 12: MFC Uygulamasını Sonrası Palede Oluşan Deformasyon



Şekil 13: MFC Uygulamasını Sonrası Armonik Analiz Genlik Diyagramı

Tablo 4: Genlik Sonuçlarının Karşılaştırılması

| f= 134 Hz  |                      |                     |                   |
|------------|----------------------|---------------------|-------------------|
| Voltaj (V) | MFC Uygulanma Durumu | Genlik Değeri (m)   | Azaltma Oranı (%) |
| 500        | Hayır                | 1.20687             | 98.75             |
|            | Evet                 | $1.5 \cdot 10^{-2}$ |                   |

## SONUÇ

Bu çalışmada piezoelektrik malzemelerin dikey-iniş-kalkış yapabilen insansız hava sistemlerindeki pale yapılarına uygulanarak palede hatve değiştirebilme özelliği sağlanması ve bu özellikle beraber titreşim kuvvetinin azaltılması incelenmiştir. Akıllı yapılar oluşturulurken Solidworks, ANSYS Workbench, ANSYS Fluent® sonlu elemanlar yazılımları kullanılmıştır. Akıllı malzemelerin yerleşiminde burulma modu dikkate alınmıştır. Uygulanan voltaj değerlerine göre %98.75 oranında titreşim azalması gözlenmiştir.

### Kaynaklar

Barkanov E., Gluhihs S., Kovalovs A., 2007. NUMERICAL OPTIMIZATION OF HELICOPTER ROTOR BLADE DESIGN FOR ACTIVE TWIST CONTROL, Aviation

Centolanza L.R., Munsky B., Smith E.C., 2002. Induced-shear piezoelectric actuators for rotor blade trailing edge flap// Smart Mater. Struct. – Vol. 11. – P. 24–35.

Chattopadhyay A., Liu Q., Nam C., 1999. Rotor vibratory response analysis using smart materials and aero elastic control / AIAA-99-1504.

CHEN, P., CHOPRA, I., 1996. Induced strain actuation of composite beams and rotor blades with embedded piezoceramic elements. Smart Material Structures., vol. 5, p. 35–48.

CHEN, P., CHOPRA, I., 1997. Hover testing of smart rotor with induced-strain actuation of blade twist. AIAA proc. 1997, vol. 35, p. 6–16.

Choi K., Lee J., Lee I. and Kim J., 2012. *DETERMINATION OF EXTERIOR ORIENTATION PARAMETERS THROUGH DIRECT GEO-REFERENCING IN A REAL-TIME AERIAL MONITORING SYSTEM*, International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, Volume XXXIX-B1, 2012 XXII ISPRS Congress

Johnson W., 1994, *Helicopter Teory*, Page 339.

Keats W., Matthew L., Wilbur, and Wilkie, 2004. *ACTIVE-TWIST ROTOR CONTROL APPLICATIONS FOR UAV*, U.S. Army Research Laboratory Vehicle Technology Directorate Hampton, VA 23681

Kumar D., 2013. *Design and Analysis of Composite Rotor Blades for Active/Passive Vibration Reduction*, Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering) vin The University of Michigan

Monner, H., Opitz, S., Riemenschneider J., and Schulz M., 2011. "Development of active twist rotors at the German Aerospace Center (DLR)," 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference <BR> 19th 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado

Sekula, M. K. , Yeager W. T. and Wilbur, M. L., 2004. "Aerodynamic design study of an advanced active twist rotor," in: Proc. Amer. Helicopter Soc. 4th Decennial Specialist's Conf. Aeromech.