

Hexacoöter Yapısındaki Bir Dron İçin Gövde Ana Parçasının Üç Boyutlu Sonlu Elemanlar Yöntemi İle Serbest Titreşim Analizi

Muhammet Aydın METİN^{1,a}, Kenan ŞENTÜRK^{2,b}, Ahmad Reshad NOORI^{3,c}

¹İstanbul Gelişim Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Mekatronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı, İstanbul

²İstanbul Gelişim Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü, İstanbul

³İstanbul Gelişim Üniversitesi, Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, İnşaat Mühendisliği Bölümü, İstanbul

^aORCID: 0009-0009-6312-0994; ^bORCID: 0000-0001-8413-7570; ^cORCID: 0000-0001-6232-6303

Makale Bilgileri

Geliş : 10.02.2025

Kabul : 05.06.2025

DOI: 10.21605/cukurovaumfd.1637013

Sorumlu Yazar

Muhammet Aydın METİN

muhammetaydinmetin@outlook.com

Anahtar Kelimeler

Hexacoöter

İnsansız hava aracı

Karbon fiber

Serbest titreşim analizi

Sonlu elemanlar yöntemi

Atıf şekli: METİN, M.A., ŞENTÜRK, K., NOORI, A.R., (2025). Hexacoöter Yapısındaki Bir Dron İçin Gövde Ana Parçasının Üç Boyutlu Sonlu Elemanlar Yöntemi İle Serbest Titreşim Analizi. Çukurova Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi Dergisi, 40(2), 415-428.

ÖZ

Hexacoöter gibi insansız hava araçları tarım, kargo, haritalama, askeri ve fotoğrafçılık gibi alanlarda yaygın kullanılmaktadır. Bu çalışmada, hexacoöter gövde ana parçasındaki boşluk geometrilerinin ve farklı malzemelerin serbest titreşim özelliklerine etkisi, sonlu elemanlar yöntemiyle parametrik olarak incelenmiştir. Daire, kare, dikdörtgen ve altıgen boşluk geometrileri ile S235J, PLA ve karbon fiber malzemeler ayrı ayrı analiz edilmiştir. Analizlerde, 10 düğümlü, üç boyutlu tetrahedral elemanlar kullanılmış ve ilk yedi modun yer değiştirme genlikleri ile doğal titreşim frekansları elde edilmiştir. En düşük doğal frekans değeri 64,78 Hz ile PLA malzemeli dikdörtgen yapıda, en yüksek frekans ise 1101,5 Hz ile karbonfiber malzemeli dairesel yapıda elde edilmiştir. Açıl frekanslar bakımından en yüksek değer 6918,55 rad/s ile yine karbonfiber–daire kombinasyonunda gözlenmiştir. Malzeme türü ve boşluk geometrisinin, yapının titreşim davranışı üzerinde belirgin etkileri olduğu sayısal bulgularla doğrulanmıştır.

Free Vibration Analysis of the Main Body Part of a Hexacoöter Drone Using the Three-Dimensional Finite Element Method

Article Info

Received : 10.02.2025

Accepted : 05.06.2025

DOI: 10.21605/cukurovaumfd.1637013

Corresponding Author

Muhammet Aydın METİN

muhammetaydinmetin@outlook.com

Keywords

Hexacoöter

Unmanned aerial vehicle

Carbon fibre

Free vibration analysis

Finite element method

How to cite: METİN, M.A., ŞENTÜRK, K., NOORI, A.R., (2025). Free Vibration Analysis of the Main Body Part of a Hexacoöter Drone Using the Three-Dimensional Finite Element Method. Çukurova University, Journal of the Faculty of Engineering, 40(2), 415-428.

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicles such as hexacoöters are widely used in areas such as agriculture, cargo, mapping, military and photography. In this study, the effect of cavity geometries and different materials on the free vibration characteristics of the hexacoöter fuselage main part is investigated parametrically by finite element method. Circle, square, rectangular and hexagonal cavity geometries and S235J, PLA and carbon fibre materials were analysed separately. Three-dimensional tetrahedral elements with 10 nodes were used in the analyses and the displacement amplitudes and natural vibration frequencies of the first seven modes were obtained. The lowest natural frequency value was obtained in the rectangular structure with PLA material with 64.78 Hz and the highest frequency was obtained in the circular structure with carbon fibre material with 1101.5 Hz. In terms of angular frequencies, the highest value was observed in the carbon fibre-circle combination with 6918.55 rad/s. It is confirmed by numerical results that material type and cavity geometry have significant effects on the vibration behaviour of the structure.

1. GİRİŞ

Serbest titreşim analizi, mekanik yapıların dinamik özelliklerini ve rezonans durumlarını değerlendirmede kritik bir yöntem olarak kullanılmaktadır. Yapılarda hasar ve bozulmaların temel nedenleri, titreşimler ve bu titreşimlerin sürekli varlığıdır. Mekanik yapılar, çalışma sırasında ürettikleri titreşimler nedeniyle zamanla hasar görebilirler bu yüzden, serbest titreşim analizi yapılarak yapının sınırlarının belirlenmesi ve bu sınırların kontrol altında tutulması gereklidir. Titreşimlerin en aza indirilmesi, yapının hasar görmesini önleyebilir ve böylece yapının dayanıklılığı artırılır. Bu süreç, yapının genel çalışma ve performans verimliliğini iyileştirmekle mekanik yapının kullanım süresi uzar ve ömrü boyunca daha güvenilir bir şekilde çalışması sağlanır. Serbest titreşim analizi mekanik yapıların uzun vadeli performansını ve güvenilirliğini sağlamak için kullanılan bir araçtır [1]. Serbest titreşim analizinde, malzeme modellemesi, sonlu eleman analizi için uygun malzeme seçimi, mukavemet analizleri için model ve test korelasyonları, termal etkiler altında malzeme davranışı ve uygulanan yüklere karşı gösterilen tepki gibi birçok konu, kompozit malzemeler ve plaklar üzerindeki çalışmalarda öne çıkmaktadır [2].

Yıldırım [3] yaptığı çalışmada sınır koşullarının kompozit malzeme kullanılarak yapılmış olan kirişlerin doğal frekansları üzerindeki etkilerini incelemiş olup bunlara ilave olarak da malzemeleri değiştirerek saf Al tabaka yerine Al-TiB2 fonksiyonel derecelendirilmiş yüzey tabakası kullanmanın doğal frekansı düşürdüğünü tespit etmiştir.

Bu çalışmanın temelini oluşturan insansız hava araçları (İHA'lar) çok geniş bir kullanım alanına sahiptir. İHA lar hava fotoğrafçılığı, gözlem, gözetim, arama kurtarma, askeri görevler, ürün teslimatları, kargo ve diğerleri gibi çeşitli uygulamalarda kullanılmaktadır. Bu hava araçlarının çoğu, uçuş dinamiğini değiştirebilecek farklı yük taşıma kabiliyetleri nedeniyle giderek daha fazla ilgi görmektedir ve dikkat çekmektedir. İHA'ların yapılarına, tasarımlarına, kanatlarına etki edecek kuvvetin hesaplanmasına yönelik birçok çalışma yapılmıştır. Tasarımcılar uçuş sırasında rüzgârın kanatta neden olduğu tehlikeden kaçınmak için bu problemle nasıl başa çıkılacağını bilmelidir. Mevcut ve gelecekteki araç mimarisi aracın performansının iyileştirilmesinde tasarım, maksimum hız gereksinimlerini sağlamak ve aracın havada asılı kalma süresini en üst düzeye çıkarmak amacıyla gerçekleştirilmelidir. Birçok farklı çalışma aşağıda verilmiştir.

Günay ve Özbay [4] NACA 4415 kanat profilini seçerek oluşturmuş oldukları katı modele Epoxy Carbon UD, Epoxy Carbon Woven, Al 2024 T3, Epoxy S-Glass UD ve Epoxy E- Glass UD malzemelerini ayrı ayrı tanımlayarak serbest titreşim analizi yapmışlardır. Bu çalışmayı serbest titreşim analizini uçuş süresince sürekli olarak titreşime maruz kalan kanadın dinamik özelliklerinin tespit edilmesi için yapmışlardır. Aslan ve ark. [5] birinci mertbe kayma deformasyon teorisine dayalı olarak doğru eksenli fonksiyonel olarak derecelenmiş (FD) malzemeli kirişlerin serbest titreşim özellikleri ile malzeme değişim katsayısının uzunluk/ kalınlık oranlarının ve sınır koşullarının kirişlerinin serbest titreşim davranışı üzerindeki etkilerini parametrik olarak incelemişlerdir. Turan ve Kahya [6] birinci mertbe kayma deformasyon teorisine dayalı olarak fonksiyonel derecelendirilmiş kirişlerin serbest titreşim analizini Navier tipi çözüm yöntemi kullanarak yapmışlardır. Somayaji ve arkadaşları [7] otomobillerde kullanılan alaşımlı jantlar için %8 oranında karbon fiber takviyeli güçlendirilmiş alüminyum 7079 alaşımı, çelik alaşımı, dövme çelik, magnezyum alaşımı ve alüminyum 7079 malzemeleri için serbest titreşim analizi yaparak en iyi performans gösteren malzemenin %8 oranında karbon fiber takviyeli güçlendirilmiş alüminyum 7079 alaşımı olduğunu tespit etmişlerdir. Mohsen ve arkadaşları [8] yaptıkları çalışmada İHA kanadının aerodinamik yükünden veya türbülanslı rüzgarlardan kaynaklanan düzensiz veya rastgele titreşimlerin etkisi incelenmiştir. Bu çalışmada amaçlanan kırılmaların meydana geldiği bölgelerdeki kuvvet yoğunluk alanlarını belirlemek ve rastgele titreşimin kanat yapısı üzerindeki etkisini belirlemektir. Kanat uygun boyutlarda üretilip testin yapıldığı rüzgar tüneline yerleştirilerek beş farklı hücum açısında (0°, 5°, 10°, 15° ve 20°) ve belirli rüzgar hızlarında testler yapılmıştır. Kanat yüzeyindeki belirli noktalarda sensörler ile alınan verilerle sürüklenme, kaldırma kuvvetleri ve tork hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar kuvvetlerin en büyük değerinin, özellikle büyük hücum açılarında, kanat köküne sabitlenen kenara yakın alanda yoğunlaştığını göstermiştir. Ayrıca rüzgar hızı ve hücum açısının artmasına bağlı olarak sürüklenme ile kaldırma kuvvetlerinin ve torkun da arttığı sonucuna varılmıştır.

Akshayraj ve arkadaşları [9] yaptıkları çalışmada İHA kanadını kütleini azaltarak performansının artırılması amacıyla yeniden tasarlamışlardır. İHA kanadının mukavemeti ve sertliği Sonlu Elemanlar Yöntemi ile analiz edilen bu çalışmada kanat çerçevesinin tamamının direkler ve kirişlerle birlikte

yapılandırılmasıyla analiz yapılmış ve geleneksel kanatla karşılaştırılmıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizinden kompozit kanadın alüminyum kanada göre daha az deforme olduğu görülmüş olup kanat yeniden tasarlanarak iki direk ve beş kaburgadan kompozit bir çerçeve şekline getirilmiştir. Kompozit kanadın alüminyum kanatla karşılaştırıldığında aynı sertlikte ağırlığı %44.17 oranında daha az olduğu bulunmuştur. Ge ve arkadaşları [10] yaptıkları çalışmada DJI drone'ların iki modelindeki titreşim, şok ve atmosferik alan verilerini ölçmek için veri kayıt cihazları kullanarak dronların uçuş profil özelliklerini incelemişlerdir. Bu çalışmada dronun yatay uçuş sırasındaki titreşim yoğunluklarının dikey yönde kilerden daha yüksek olduğu bulunmuştur. Her iki drone modelindeki ana titreşim ve şok kaynakları olarak iki pervanenin dönüşünün olduğu belirlenmiştir.

Chen ve arkadaşları [11] çalışmalarında, büyük ölçekli çok rotorlu insanlı drone'lar için bir dizi titreşim modu analiz şeması, küçük ölçekli çok rotorlu drone'ların deneylere ve sonlu elemanlar analizine dayanarak geliştirmişlerdir. Çalışmada ivme ölçerlerin belli bir noktaya kadar drone'ların titreşim modlarını ölçmek için kullanılabileceği gösterilmiş olup küçük ölçekli çok rotorlu drone'ların titreşim özelliklerini temel alan, ikinci nesil büyük ölçekli çok rotorlu insanlı drone geliştirilip iyi sonuçlar elde edildiği açıklanmıştır. Ayrıca çok rotorlu drone'lar için dairesel boru şeklindeki kolların z-ekseninde en güçlü titreşime sahip olduğu ve en zayıf titreşimin de y-ekseni yönünde olduğu bulunmuştur. Eliptik kol kullanılması durumunda z-ekseni yönündeki titreşimin etkili bir şekilde azaltıldığı ve titreşim frekansının 200 Hz içinde yoğunlaştığı tespit edilmiştir. Çalışmada elde edilen deneysel gözlemlere ve verilere dayanarak, motor montaj konumunun ve kollar ile gövde arasındaki bağlantının titreşimlere karşı özellikle duyarlı olduğu tespit edilmiştir. Kiriş yapısının oluşturduğu riski azaltmak için bitişik kollar arasına bağlantı yapıları eklemenin titreşimi azaltabileceği de önerilmiştir.

Zhu ve arkadaşları [12] tarafından büyük boyutlu yükleri taşıyan quadcopterlerin dinamik etkileri ve salınım sönümlmeleri incelenmiştir. Geliştirilen model quadcopterin yönelimi (duruşu), yük salınımı ve yük bükülme hareketlerini içerir. Model ile quadcopter ve yük hareketi arasındaki ilişki yakalanıp yükün salınımını ve burulmasını aynı anda azaltacak yeni bir kontrol yöntemi önerilmiştir. Simülasyon sonuçları, kontrol yönteminin, quadcopter yönelimi, yük salınımının ve bükülmenin istenmeyen salınımlarını sınırlamada başarılı olduğunu göstermişlerdir. Geronel ve arkadaşları [13] çalışmada titreşen yük kütlesine sahip bir quadcopter'in dinamikleri araştırılmıştır. Burada boyutsuz hareket denklemlerinin elde edilmesine yönelik uygun bir yaklaşım sayısal örneklerle sağlanmakta ve doğrulanmaktadır. Makale hava aracının genellikle elde tutulan bir cihaz kullanan bir pilot tarafından kontrol edildiği otonom olmayan uçuşa odaklanmıştır. Bulgular ve salınım frekansını tahmin etmek için önerilen denklem, daha iyi performans ve titreşim kontrolü için kargo quadcopterlerinin tasarımını desteklemek açısından özellikle ilgi çekicidir.

Salman ve arkadaşları [14] bu çalışmada insansız hava aracının kanadında meydana gelen titreşimlerin ve aerodinamik kuvvetlerin etkisine odaklanılmış ve aerodinamik yüklerle gerilimlerin ve bozulmaların dağılımı incelenmiştir. Titreşim nedeniyle İHA'ların kanatlarında ortaya çıkan basınç ve kayma gerilmesi gibi faktörler, kanadın yapısının bozulmasına ve ardından arızalanmasına neden olmaktadır. Deneysel çalışma, düşük hızlı rüzgar tüneli içerisine yerleştirilen NACA Clark y tipi kompozit malzemeden yapılmış kanat kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kanadın hücum açısının değişimi ile sabit rüzgar hızında titreşim ivmesinin, kanat üzerindeki kuvvetlerin dağılımını analiz eden ve tanımlayan LABVEIW programı kullanılarak ivme ile frekans arasındaki ilişki bulunmuştur.

Simsiriwong ve Sullivan, [15] bu makalede, karbon kompozit ultra hafif İHA'nın titreşim özelliklerine odaklanan deneysel bir araştırmanın ayrıntılarını açıklamaktadır. Kanat yapısındaki çoklu çift eksenli ivmeölçerler, doğal frekansları ve ilgili mod şekillerini ve sönüm katsayılarını içeren dinamik özellikleri belirlemek için kullanılan düzlem içi ve düzlem dışı uyarımları elde etmek için kullanılmıştır. Doğal frekansları, ilgili mod şekillerini ve sönüm katsayılarını içeren titreşim özellikleri, İHA'nın sağ ve sol kanatlarına monte edilen 16 adet çift eksenli ivmeölçerden elde edilmiştir. Çift eksenli ivmeölçerlerin kullanılması nedeniyle hem düzlem içi hem de düzlem dışı veriler elde edilmiş ve mod şekillerinin belirlenmesinde kullanılmıştır. Şahan [16] yaptığı çalışmada çapraz katmanlı sığ küresel kabukların sönümlü dinamik davranışlarını, Laplace dönüşümü kullanılarak teorik olarak incelemiştir. Bu kapsamda, katmanlı kabukların yöneltici diferansiyel denklemleri, sanal yer değiştirmeler ilkesinin dinamik formu temel alınarak türetilmiş; analizlerde birinci dereceden kayma deformasyon teorisine (FSDT) dayalı kabuk formülasyonları kullanılmıştır. Aslan ve arkadaşları [17] çift yönlü fonksiyonel derecelenmiş malzemeden (FDM) yapılmış doğru eksenli kirişlerin serbest titreşim analizi frekans uzayında incelenmişlerdir. FDM

çubukları idare eden denklemleri birinci mertebe kayma deformasyon teorisine dayalı minimum toplam enerji prensibi yardımıyla elde etmişlerdir.

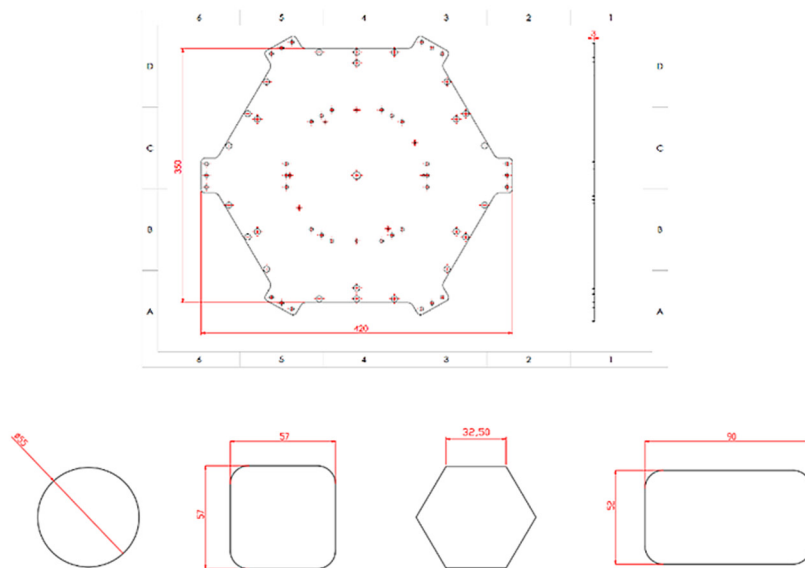
Yazarların bilgisine göre, farklı malzemelerin ve boşluk geometrisinin Gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracının taşıyıcı gövde ana parçasının serbest titreşim davranışına etkisini üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemi ile ele alan herhangi bir çalışmaya rastlanmamıştır. Bu çalışma, tasarımı ve statik analizi yapılmış, ayrıca uçuş testleri gerçekleştirilmiş bir hava aracının gövde parçasına ait dinamik analizlerin yapılmasını içermektedir. Çalışma, önceden gerçekleştirilen tasarım ve analizlere dayanarak, bu parçanın dinamik davranışlarının incelenmesini ve uçuş esnasındaki performansının değerlendirilmesini sağlamaktadır. Bu özgün yaklaşım, teorik ve uygulamalı düzeyde katkılar sunarak hem mevcut tasarımın hem de hava aracının genel verimliliğinin artırılması açısından önemli bir değer taşımaktadır [18,19]. Bu çalışmada, kabuk sonlu elemanlar kullanılarak 4 adet farklı boşluk tipi ve 3 farklı malzeme için drone taşıyıcı gövde ana levhasının ilk 7 adet doğal titreşim frekansları ve bunlara ait mod şekilleri elde edilmiştir. Ayrıca, malzeme ve geometrik özelliklerinin serbest titreşim davranışına etkisi parametrik çalışmalar ile sunulmuştur.

2. YÖNTEM

Bu çalışmada, Şekil 1’de (sağda) verilen drone gövde ana parçasının serbest titreşim davranışı incelenmiştir. Levhada çeşitli geometrik şekillere sahip boşluklar (Şekil 2) oluşturulmuş ve boşluk tiplerinin serbest titreşim davranışına etkisi teorik olarak incelenmiştir. Analiz edilen sistem için model geliştirilirken gerçekçi olması açısından ankastre mesnetli sınır koşulları kullanılmıştır. Ele alınan yapı elemanı üç farklı malzeme durumları için incelenmiş olup malzeme özellikleri Çizelge 1’de listelenmiştir.



Şekil 1. Hexacopter ve gövde taşıyıcı parçası



Şekil 2. Gövde parçası ve boşluk ölçüleri (mm)

Çizelge 1. Malzeme özellikleri

Malzeme	Elastisite modülü (MPa)	Poisson oranı	Hacim modülü (MPa)	Kayma modülü (MPa)
S235J	2,099E+ 05	0,3	1,7492E+05	80731
Pla	3447	0,38990	5218	1240
Karbonfiber	2,3E+05	0,2 (XY)		9000 (XY)
	(X Yönü)	0,4 (YZ)		8214,3 (YZ)
	2,3E+05	0,2 (XZ)		
	(Y Yönü)			
	2,3E+05			
	(Z Yönü)			

Daha önce Şekil 1'deki drone projesinde kullanılan levhanın kalınlığı 3 mm olarak ele alınmıştır. Levhada kullanılan boşluk tiplerinin alanı Çizelge 2'de sunulmuştur. Tüm durumlarda konstrüktif nedenlerle boşluk sayısı 6 adet olarak tasarlanmıştır. Gövde parçası üzerinde yer alan kablo geçiş boşlukları, entegrasyonu planlanan parçaların yapısal ve konumsal özellikleri referans alınarak oluşturulmuştur. Bu boşluklar, her bir parçanın montaj ve bağlantı ihtiyaçları doğrultusunda özel olarak belirlenmiş ve açılmıştır.

Çizelge 2. Geometrik özellikleri

Model	Gövde boşluk tipi	Boşluk alanı (mm ²)	Boşluk sayısı
1	Daire	2375,82	6
2	Kare	3249	6
3	Altıgen	2744,13	6
4	Dikdörtgen	4680	6

Ele alınan yapısal elemanın sonlu elemanlar yöntemine dayalı üç boyutlu analizi için ANSYS [20] Workbench programı tercih edilmiştir. Model kurulurken sonlu elemanın ağının oluşturulması amacıyla SOLID187 sonlu elemanı kullanılmıştır. Bu eleman 10 düğümlü olup her düğüm noktasında 3 adet serbestlik derecesi vardır. Bu serbestlik dereceleri X, Y, Z yönlerinde öteleneme hareketleri olarak sıralanabilmektedir. Kullanılan elemanın en önemli kısıtları şunlardır: Orta taraf düğümü kaldırılan bir kenar, sıcaklığın bu kenar boyunca doğrusal olarak değiştiğini ima eder. Belirli ısı kapasitesi ve entalpi, kaba bir elemanlar ağı içinde ani değişikliklere izin vermek amacıyla her entegrasyon noktasında hesaplanır. Elemanın serbest yüzeyi, adyabatik olarak varsayılır. Bu kısıtların hiçbirisi analiz edilen problemin sonuçlarının doğruluğunu etkilememektedir. Ayrıca, bu sonlu eleman 3 boyutlu elastisite teorisine dayalı olup üç boyutlu sonlu elemanlar analizleri için yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu çalışmada faydalanılan SOLID187 elemanın şekil fonksiyonları (Eşitlik 1-3)'te verilmektedir [21].

$$u = u_i(2\lambda_1 - 1)\lambda_1 + u_j(2\lambda_2 - 1)\lambda_2 + u_k(2\lambda_3 - 1)\lambda_3 + u_l(2\lambda_4 - 1)\lambda_4 + 4u_m\lambda_1\lambda_2 + 4u_n\lambda_2\lambda_3 + 4u_o\lambda_1\lambda_3 + 4u_p\lambda_1\lambda_4 + 4u_q\lambda_2\lambda_4 + 4u_r\lambda_3\lambda_4 \quad (1)$$

$$v = v_i(2\lambda_1 - 1)\lambda_1 + v_j(2\lambda_2 - 1)\lambda_2 + v_k(2\lambda_3 - 1)\lambda_3 + v_l(2\lambda_4 - 1)\lambda_4 + 4v_m\lambda_1\lambda_2 + 4v_n\lambda_2\lambda_3 + 4v_o\lambda_1\lambda_3 + 4v_p\lambda_1\lambda_4 + 4v_q\lambda_2\lambda_4 + 4v_r\lambda_3\lambda_4 \quad (2)$$

$$w = w_i(2\lambda_1 - 1)\lambda_1 + w_j(2\lambda_2 - 1)\lambda_2 + w_k(2\lambda_3 - 1)\lambda_3 + w_l(2\lambda_4 - 1)\lambda_4 + 4w_m\lambda_1\lambda_2 + 4w_n\lambda_2\lambda_3 + 4w_o\lambda_1\lambda_3 + 4w_p\lambda_1\lambda_4 + 4w_q\lambda_2\lambda_4 + 4w_r\lambda_3\lambda_4 \quad (3)$$

Bu eşitliklerde, u,v ve w sırasıyla x,y ve z eksenleri doğrultularında ötelemelerdir. Bu elemana ait daha detaylı teorik bilgileri ANSYS programının referanslar ve teoriler kaynağında [22] mevcuttur. Program daha önce çeşitli mekanik problemlerinin çözümünde etkin bir şekilde kullanılmıştır [23-26]. Sınır koşulları belirlenirken parça geometrisinin dış kenarlarından tüm serbestlik dereceleri tutularak "Fixed" özelliği kullanılmıştır. Çalışmada, levhanın sonlu eleman ağı modeli oluşturulurken "Mesh" ayarlarında değişiklik yapılmamış olup, her bir model için eleman ve düğüm noktası sayıları Çizelge 3'te belirtilmiştir.

Çizelge 3. Sonlu eleman ağı özellikleri

Model	Düğüm sayısı	Eleman sayısı
1	37090	17741
2	30246	14084
3	32277	15167
4	30635	14353

3. ARAŞTIRMA BULGULARI

Bu çalışmada, çeşitli malzemeler için gövdesinde farklı geometrik şekillerde boşluklar bulunan [18] drone gövde ana parçasının doğal titreşim frekansları üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemine dayalı ANSYS paket programı ile teorik olarak incelenmiştir. Araştırmada levha gövdesinde konstrüktif nedenlerle kullanılan boşluk tipi geometrisinin ve malzeme mekanik özelliklerinin ele alınan yapı elemanlarının frekans ve genlik değerlerine etkisi parametrik bir şekilde araştırılmıştır. Her bir durum için elde edilen sonuçlar karşılaştırmalı olarak hazırlanmıştır. Yapılan karşılaştırmalarda drone gövde levhasının kenar boyutları ve sınır koşulları sabit tutulmuş olup boşluk tipi ve malzeme tipi değiştirilmiştir. Analizlerde sisteme herhangi bir dış yük uygulanmamıştır. Serbest titreşim çözümleri sonucunda elde edilen ilk yedi frekans ve bunlara ait genlik değerleri karşılaştırılmıştır. PLA, S235J ve karbon fiber malzemeler için genlik değerleri ve titreşim frekansları Çizelge (4-6)'da sunulmuştur.

Çizelge 4. PLA malzeme durumu için boşluk tiplerine göre serbest titreşim analiz çıktıları

Boşluk tipi	Mod	Genlik Değeri (mm)	Frekans değerleri (Hz)	Açısal frekans değerleri (rad/s)
Dikdörtgen	1	120,40	64,784	407,05
Dikdörtgen	2	157,94	133,28	837,42
Dikdörtgen	3	153,16	133,85	841,00
Dikdörtgen	4	177,22	226,29	1421,82
Dikdörtgen	5	186,21	226,57	1423,58
Dikdörtgen	6	174,39	289,41	1818,42
Dikdörtgen	7	141,70	1011,10	6352,93
Kare	1	122,87	217,37	1365,78
Kare	2	142,02	149,58	939,84
Kare	3	136,33	149,85	941,54
Kare	4	150,30	224,40	1409,95
Kare	5	148,21	245,15	1540,32
Kare	6	166,22	296,05	1860,14
Kare	7	115,05	324,85	2041,09
Daire	1	122,90	73,824	463,85
Daire	2	129,18	154,80	972,64
Daire	3	126,08	155,12	974,65
Daire	4	139,18	251,01	1577,14
Daire	5	137,11	251,34	1579,22
Daire	6	164,24	297,23	1867,55
Daire	7	112,07	335,47	2107,82
Altıgen	1	123,36	73,350	460,87
Altıgen	2	137,54	153,77	966,17
Altıgen	3	128,55	153,88	966,86
Altıgen	4	141,99	249,98	1570,67
Altıgen	5	144,82	250,28	1572,56
Altıgen	6	164,35	298,89	1877,98
Altıgen	7	113,32	331,68	2084,01

Çizelge 5. S235J malzeme durumu için boşluk tiplerine göre serbest titreşim analiz çıktıları

Boşluk tipi	Mod	Genlik değeri (mm)	Frekans değerleri (Hz)	Açısal frekans değerleri (rad/s)
Dikdörtgen	1	48,536	196,63	1235,02
Dikdörtgen	2	61,508	409,89	2575,98
Dikdörtgen	3	60,563	411,60	2586,73
Dikdörtgen	4	69,172	698,44	4386,55
Dikdörtgen	5	72,063	699,44	4392,85
Dikdörtgen	6	68,459	876,99	5509,37
Dikdörtgen	7	48,536	1011,10	6349,13
Kare	1	49,269	217,37	1365,00
Kare	2	54,851	454,74	2856,69
Kare	3	54,471	455,52	2861,55

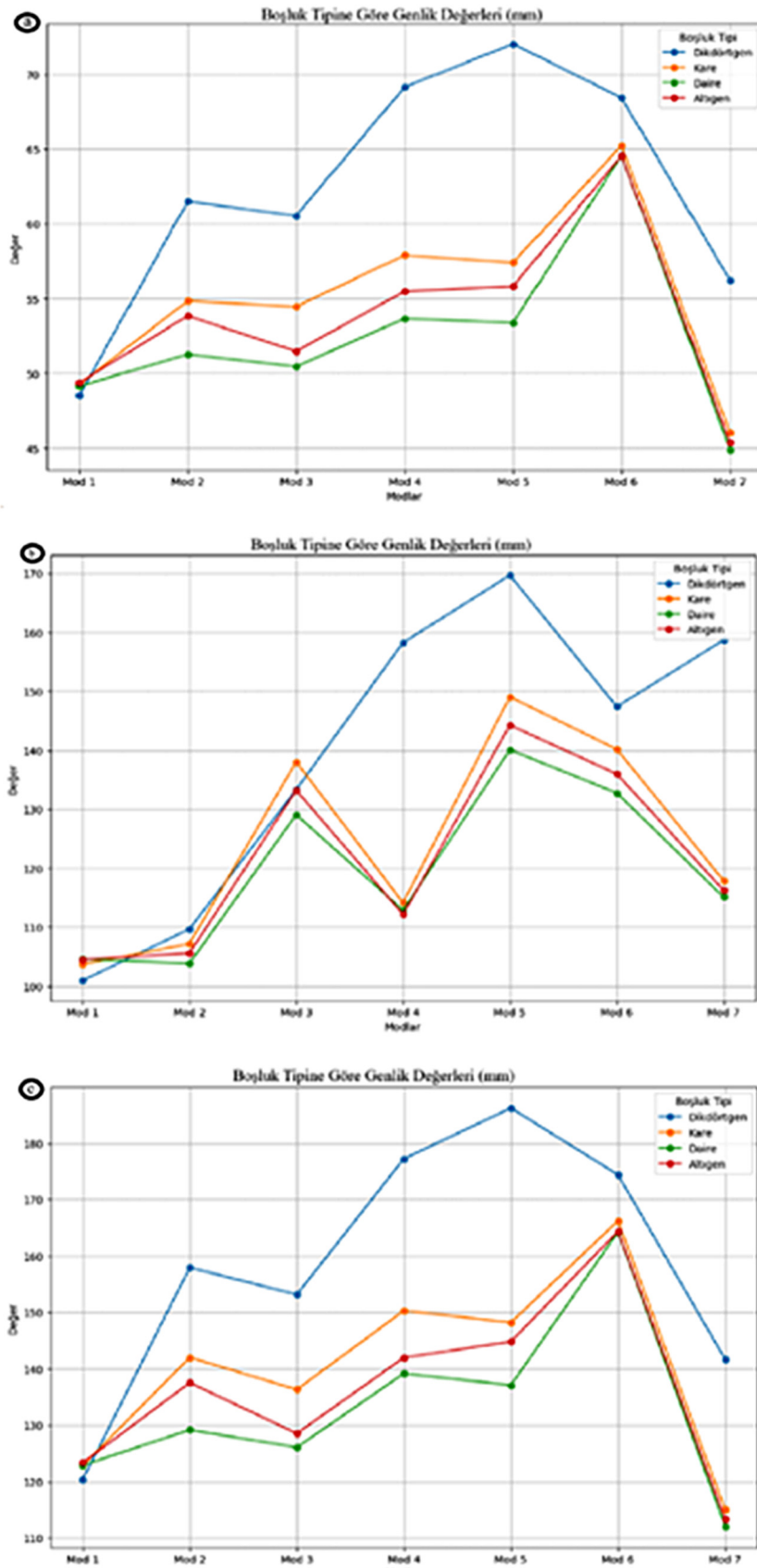
Çizelge 5. devamı

Boşluk tipi	Mod	Genlik değeri (mm)	Frekans değerleri (Hz)	Açısal frekans değerleri (rad/s)
Kare	4	57,923	744,66	4679,83
Kare	5	57,426	746,31	4689,98
Kare	6	65,258	892,21	5604,12
Kare	7	46,067	983,74	6179,60
Daire	1	49,147	222,29	1397,13
Daire	2	51,285	468,48	2943,14
Daire	3	50,464	469,12	2947,23
Daire	4	53,675	760,99	4781,18
Daire	5	53,391	761,67	4785,42
Daire	6	64,598	896,13	5628,66
Daire	7	44,892	1011,10	6349,13
Altıgen	1	49,392	220,89	1388,96
Altıgen	2	53,851	465,94	2927,92
Altıgen	3	51,478	466,15	2929,25
Altıgen	4	55,502	759,10	4769,99
Altıgen	5	55,380	759,88	4774,90
Altıgen	6	64,580	900,26	5653,64
Altıgen	7	45,374	1001,70	6289,48

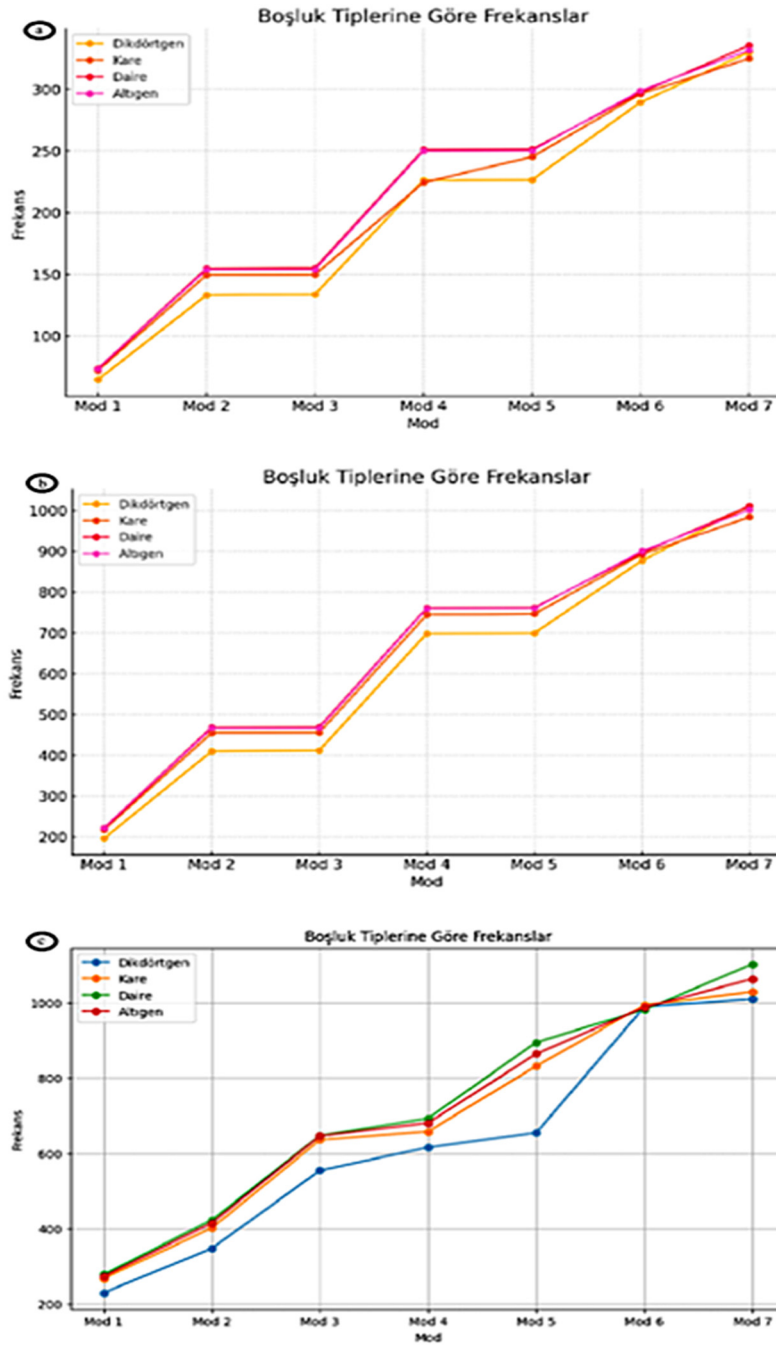
Çizelge 6. Karbonfiber malzeme durumu için boşluk tiplerine göre serbest titreşim analiz çıktıları

Boşluk tipi	Mod	Genlik değeri (mm)	Frekans değerleri (Hz)	Açısal frekans değerleri (rad/s)
Dikdörtgen	1	101	230,40	1447,39
Dikdörtgen	2	109,72	347,75	2184,67
Dikdörtgen	3	133,36	554,64	3484,80
Dikdörtgen	4	158,28	615,55	3868,29
Dikdörtgen	5	169,71	654,40	4109,09
Dikdörtgen	6	147,43	988,37	6209,55
Dikdörtgen	7	158,72	1009,5	6339,88
Kare	1	103,74	268,01	1683,43
Kare	2	107,22	402,09	2524,93
Kare	3	138,07	635,85	3993,45
Kare	4	114,17	657,83	4133,72
Kare	5	149,08	831,23	5224,95
Kare	6	140,21	992,98	6237,61
Kare	7	117,93	1028,7	6462,88
Daire	1	104,62	279,05	1753,22
Daire	2	103,88	423,99	2663,25
Daire	3	129,11	647,26	4069,57
Daire	4	112,91	692,56	4351,95
Daire	5	140,10	894,34	5615,77
Daire	6	132,80	980,98	6163,60
Daire	7	115,14	1101,5	6918,55
Altıgen	1	104,56	273,54	1718,12
Altıgen	2	105,63	414,88	2606,36
Altıgen	3	133,25	646,21	4062,84
Altıgen	4	112,20	680,65	4276,97
Altıgen	5	144,30	863,75	5424,91
Altıgen	6	136,02	987	6202,82
Altıgen	7	116,28	1062,40	6672,45

Çizelge (4-6)'da verilen serbest titreşim karakteristik değerlerinin daha iyi yorumlanabilmesi amacıyla tüm boşluk tipleri ve malzeme durumları için elde edilen genlik değerlerinin boşluk tiplerine bağlı değişimi Şekil 3'te ve frekans değerlerinin boşluk tiplerine göre değişimi ise Şekil 4'te çizilmiştir.



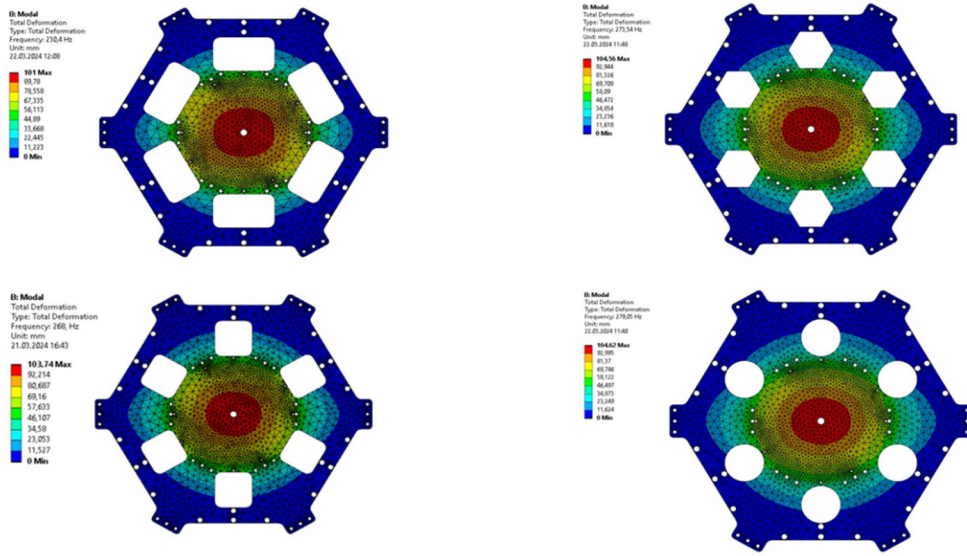
Şekil 3. (a) PLA, (b) S235J ve (c) Karbon fiber (230 GPa) malzemelere ait boşluk tipine göre genlik değerleri



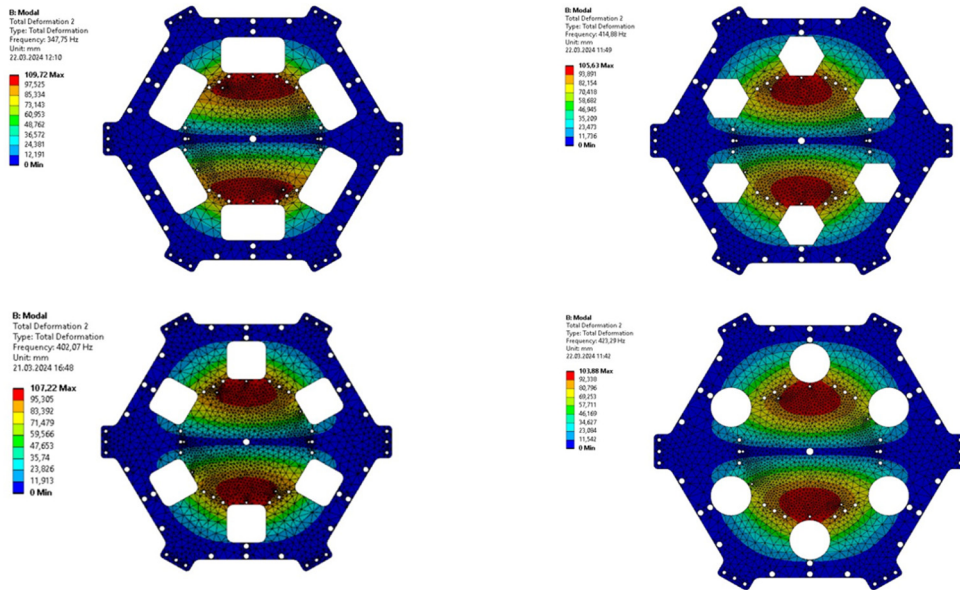
Şekil 4. (a) PLA, (b) S235J ve (c) Karbon fiber (230 GPA) malzemelere ait boşluk tipine göre frekans

Çizelge (4-6)'dan ve Şekil 3'ten de görüldüğü gibi tüm malzeme durumlarında birinci mod için en küçük genlik değerleri kare tipi boşluk tipinde oluşurken diğer boşluk tiplerinin genlik değerleri birbirine yakındır. Birinci mod hariç diğer tüm modlar için en küçük genlik değerleri dairesel tipi boşlukta gözlemlenmiştir. İkinci moda ait genlik değerleri incelendiğinde ise tüm malzemeler için en büyük genlik değerleri kare tipi boşlukta oluşmuştur. Üçüncü titreşim moduna ait genlik değerlerinde PLA ve karbon fiber malzemesinde en büyük değerler dikdörtgen tipi ve S235J malzemesi için en büyük değerler kare tipi boşlukta görülmüştür. Dördüncü, beşinci ve altıncı titreşim modlarında en büyük genlik değerleri dikdörtgen tipi boşluklarda elde edilmiştir. Çizelge (4-6)'dan ve Şekil 4'te bakıldığında, PLA, S235J ve Karbon fiber (230 GPA) malzeme değerleri için ilk altı moda ait en küçük doğal titreşim frekans değerleri dikdörtgen tipi boşluk durumunda kayıt edilmiştir. Yedinci titreşim modunda PLA, S235J malzemeleri için en küçük

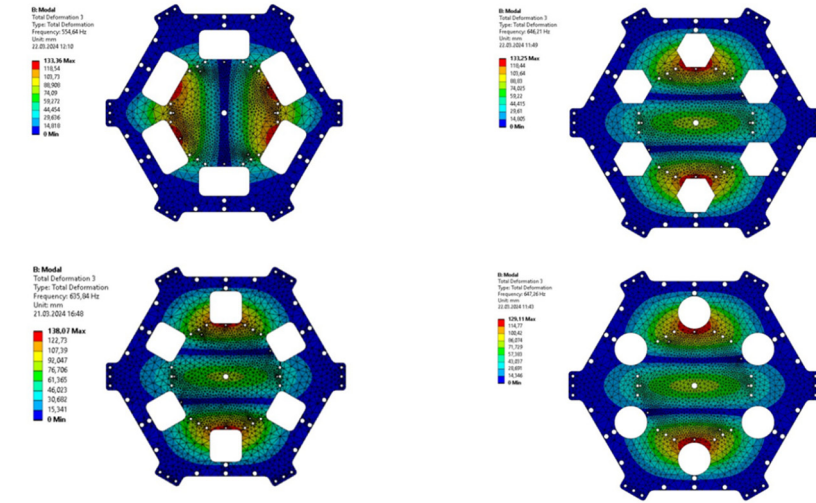
frekanslar kare tipi ve Karbon fiber (230 GPa) malzemesi için de en küçük frekanslar dikdörtgen tipi boşlukta saptanmıştır. Tüm malzeme durumları ve tüm modlar için en büyük doğal titreşim frekansları dairesel tipi boşluk durumunda meydana çıkmıştır. Karbon fiber (230 GPa) malzemeli levhanın altıncı moduna ait titreşim frekansının boşluk tipine bağlı olmadığı ortaya çıkmıştır. Araştırmada, üç farklı malzeme türü olan PLA, S235J ve Karbon Fiber için serbest titreşim frekansları karşılaştırılmıştır. Genel olarak, tüm boşluk tipleri için gözlemler benzer sonuçlar göstermektedir. PLA malzemesinde, titreşim frekanslarının diğer malzemelerle kıyaslandığında daha düşük olduğu ancak genliklerin daha yüksek olduğu belirlenmiştir. Ayrıca, PLA'nın en büyük frekans değerlerinin, diğer iki malzemenin en küçük frekans değerlerine yakın olduğu gözlemlenmiştir. S235J malzemesi için, frekansların karbon fiber malzemesine yakın olduğu ve genliklerin en küçük olduğu saptanmıştır. Karbon Fiber malzemesi ise, genlik değerlerinin PLA'dan küçük, S235J'den ise daha büyük olduğunu göstermiştir. İlk ve son frekans değerleri S235J'e yakın iken, diğer frekanslar bu değerden uzak kalmaktadır. Bu bulgular, malzeme türlerinin serbest titreşim davranışları üzerindeki etkilerini detaylı bir şekilde ortaya koymaktadır. Karbon fiber (230 GPa) malzeme durumu için elde edilen ilk yedi mod şekilleri, Şekil (5-11) de çizilmiştir.



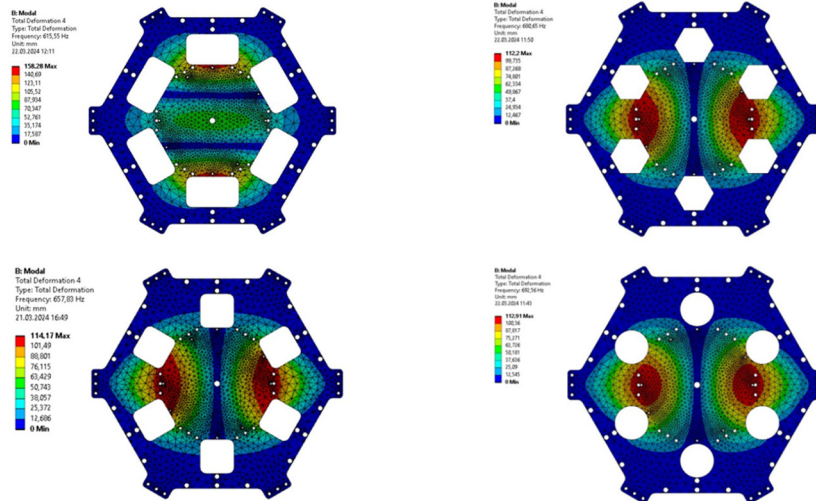
Şekil 5. Karbon fiber (230 GPa) malzeme için elde edilen birinci mod şekilleri



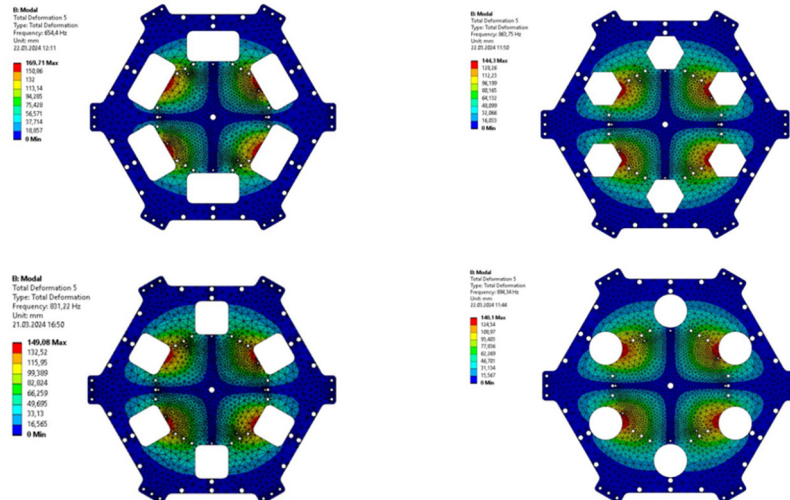
Şekil 6. Karbon fiber (230 GPa) malzeme için elde edilen ikinci mod şekilleri



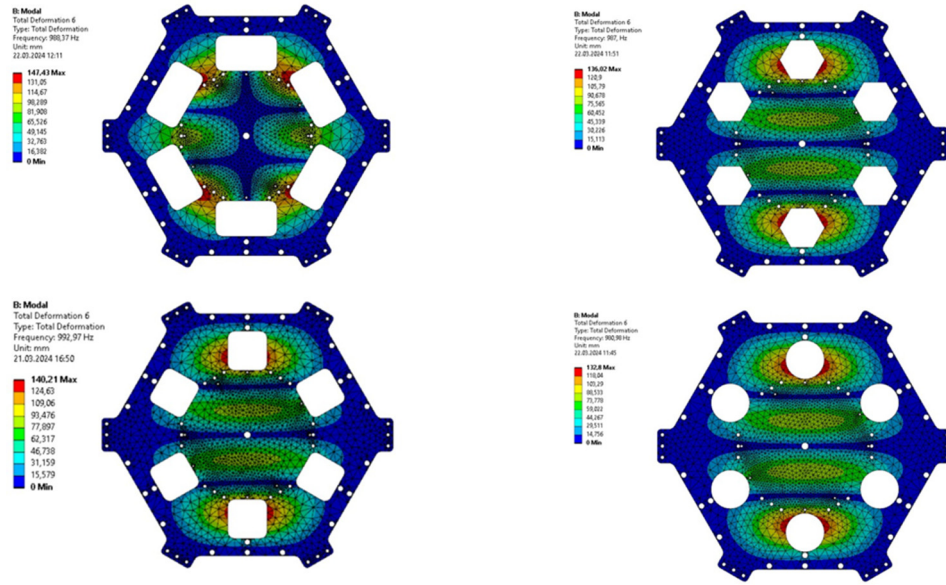
Şekil 7. Karbon fiber (230 GPa) malzeme için elde edilen üçüncü mod şekilleri



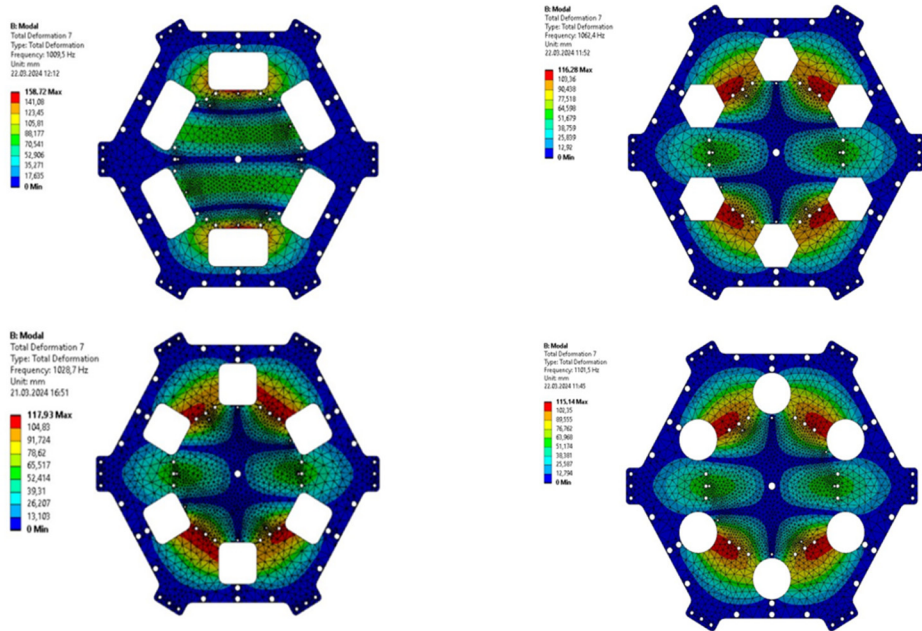
Şekil 8. Karbon fiber (230 GPa) malzeme için elde edilen dördüncü mod şekilleri



Şekil 9. Karbon fiber (230 GPa) malzeme için elde edilen beşinci mod şekilleri



Şekil 10. Karbon fiber (230 GPA) malzeme için elde edilen altıncı mod şekilleri



Şekil 11. Karbon fiber (230 GPA) malzeme için elde edilen yedinci mod şekilleri

4. SONUÇLAR

Bu çalışmada hexacofter yapısındaki insansız hava aracının çelik, PLA ve karbon fiber malzemelerden yapılmış olan gövde ana parçasının elastik serbest titreşim davranışı farklı boşluk geometrileri için teorik olarak araştırılmıştır. Çözümlerin elde edilmesinde üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemine dayalı ANSYS workbench paket programı kullanılmıştır. Çalışmadan elde edilen en önemli sonuçlar aşağıda özetlenmiştir.

- Birinci modun en küçük genlik değerleri kare tipi boşluk durumunda oluşmakta olup dairesel, altıgen ve dikdörtgen boşluklu parçanın genlikleri birbirine yakın çıkmıştır. Birinci mod haricindeki tüm modlarda en düşük genlik değerleri dairesel tipi boşlukta tespit edilmiştir.
- İkinci mod sonuçlarına göre en büyük genlik değerleri kare tipi boşluk durumunda meydana gelmektedir. Üçüncü mod için PLA ve karbon fiberde en büyük genlik dikdörtgen, S235J'de ise kare

boşlukta görülmüştür. Dördüncü, beşinci ve altıncı titreşim modlarında en yüksek genlik değerleri dikdörtgen tipi boşluklarda elde edilmiştir.

- Tüm malzeme durumları için ilk altı modun en düşük doğal titreşim frekans değerleri dikdörtgen tipi boşluk durumunda elde edilirken en büyük doğal titreşim frekansları dairesel tipi boşlukta saptanmıştır.
- PLA, S235J ve karbon fiber için serbest titreşim frekansları karşılaştırıldığında tüm boşluk tipleri benzer sonuçlar göstermektedir. PLA'nın titreşim frekansları daha düşük, genlikleri ise daha yüksektir.
- S235J malzemesinin frekansları karbon fiberle yakınen genlikleri en düşük seviyededir. Karbon fiber, PLA'dan düşük, S235J'den ise yüksek genlik değerleri gösterir. İlk ve son frekans değerleri S235J'e yakın, diğer frekanslar uzaktır. Bu bulgular, malzeme türlerinin serbest titreşim davranışlarını etkilediğini göstermektedir.
- Karbonfiber malzeme, sahip olduğu yüksek elastik modül ve düşük yoğunluk gibi üstün mekanik özellikleri sayesinde, tüm malzeme türleri arasında en yüksek doğal frekans ve açılal frekans değerlerini üretmiştir. Bu durum, yüksek rijitlik gerektiren uygulamalarda karbonfiberin ideal bir tercih olduğunu göstermektedir.
- Özellikle karbonfiber malzeme ile dikdörtgensel boşluk tipi kombinasyonu tercih edildiğinde, ilk mod frekansı 230,40 Hz, son modda ise 1009,5 Hz elde edilmiştir. Bu durumda yapının açılal frekans değeri 6339,88 rad/s ile oldukça yüksek bir seviyeye ulaşmıştır. Bu sonuç, seçilen malzeme ve boşluk tipi kombinasyonunun, dinamik davranış açısından başarılı bir yapı ortaya koyduğunu göstermektedir.
- Diğer malzemelerle yapılan karşılaştırmalar dikkate alındığında, PLA malzemeli dikdörtgen yapıda ilk modda yalnızca 64,78 Hz, S235J malzemeli yapıdaysa 196,63 Hz frekans elde edilmiştir. Bu durum, karbonfiber malzemenin titreşim performansı açısından açık bir üstünlük sunduğunu göstermektedir.

Geometrik açıdan bakıldığında, dairesel ve altıgen boşluklar daha yüksek frekans değerlerine sahip olmakla birlikte, dikdörtgen boşluk geometrisi hem yapısal üretim kolaylığı hem de yönlendirilmiş rijitlik avantajı nedeniyle tercih edilmiştir.

5. KAYNAKLAR

1. İbrahim, E. (2022). Üç boyutlu yazıcı ile üretilen farklı iç geometrilere sahip PLA esaslı plakların serbest titreşim analizi. *Yüksek Lisans Tezi*. Bursa Uludağ Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Bursa.
2. Yıldız, A. ve Güler Özgül, H. (2021). Üç boyutlu yazıcı ile üretilen PLA esaslı bir plağın serbest titreşim analizi: Sayısal simülasyon ve deneysel doğrulama. *Uluslararası Mühendislik Bilimleri ve Multidisipliner Yaklaşımlar Kongresi*, Türkiye, 111-116.
3. Yıldırım, S. (2020). Effect of boundary conditions on natural frequencies of orthotropic-cored composite sandwich beams. *Çukurova Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 35(1), 221-226.
4. Günay, O. ve Özbay, M. (2019). Uçak kanatlarının tasarımı ve sonlu elemanlar yöntemiyle yapısal analizi. *In 3rd International Symposium on Innovative Approaches in Scientific Studies – Engineering and Natural Sciences (ISAS2019-ENS)*, 4, 660-666. SETSCI Conference Proceedings, Ankara, Türkiye.
5. Aslan, T.A., Noori, A.R. ve Temel, B. (2019). Birinci mertebe kayma deformasyon teorisine dayalı FD düz eksenli kirişlerin serbest titreşim analizi. *Çukurova Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 34(4), 21-28.
6. Turan, M. ve Kahya, V. (2018). Fonksiyonel derecelendirilmiş kirişlerin serbest titreşim analizi. *Karadeniz Fen Bilimleri Dergisi*, 8(2), 119-130.
7. Somayaji, A., Marakala, N., Somayaji, S. & Hebbale, A.M. (2022). Studies on modal analysis of aluminium-based carbon fibre reinforced optimized alloy wheel used in automotive sectors. *Materials Today: Proceedings*, 52, 274-277.
8. Mohsen, K.K., Salman, M.D. & Abttan, A.B. (2018). Spectrum diagnosis of drone structure oscillation and aerodynamic forces. *Thi-Qar University Journal for Engineering Sciences*, 9(2), 128-134.
9. Akshayraj, N., Dhanraj, J.A., Solomon, J.M., Salyan, S., Subramaniam, M., Mohan, M., Chetty, R.K. & Paul, R.C. (2022). Design and analysis of a tail sitter (VTOL) UAV composite wing. *In Materials Today: Proceedings*.
10. Ge, C., Dunno, K., Singh, M.A., Yuan, L. & Lu, L.-X. (2021). Development of a drone's vibration, shock, and atmospheric profiles. *Applied Sciences*, 11(11), 5176.

11. Chen, K., Meng, W., Wang, J., Liu, K. & Lu, Z. (2023). An investigation on the structural vibrations of multi-rotor passenger drones. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 15, 1-10.
12. Zhu, K., Huang, J. & Zhang, Y. (2020). Double-hoist dynamics and oscillation control of a quadcopter carrying a swinging and twisting load. *Research Square*.
13. Geronel, R.S., Dowell, E.H. & Bueno, D.D. (2023). Estimating the oscillation frequency of a payload mass on quadcopter in non-autonomous flight. *Journal of Vibration and Control*, 29(1-2), 236-250.
14. Salman, M.D., Mohsen, K.K. & Abttan, A.B. (2019). Pseudorandom noise impulsive response analysis and aerodynamic forces of unmanned aerial vehicle structure. *Universal Journal of Mechanical Engineering*, 7(1), 1-10.
15. Simsiriwong, J. & Sullivan, W.R. (2010). Vibration testing of a full-scale carbon composite ultralight unmanned aerial vehicle. In *51st AIAA Structures Dynamics and Materials Conference*.
16. Şahan, M.F. (2016). Dynamic analysis of linear viscoelastic cross-ply laminated shallow spherical shells. *Composite Structures*, 149, 261-270.
17. Aslan, T.A., Noori, A.R. ve Temel, B. (2019). Çift yönlü fonksiyonel derecelenmiş malzemeli Timoshenko kirişlerinin serbest titreşim analizi. *NÖHÜ Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 8(3), 30-36.
18. Metin, M.A. (2024). Gripper mekanizmalı hexacopter yapısındaki döner kanat insansız hava aracının tasarımı ve incelenmesi. *Yüksek Lisans Tezi*. İstanbul Gelişim Üniversitesi, İstanbul.
19. Metin, M.A. ve Şentürk, K. (2024). Hexacopter yapısındaki drone için karbon fiber malzeme kullanılarak tasarlanan ana gövde parçalarının statik analizi. *Karadeniz Fen Bilimleri Dergisi*, 14(4), 1758-1781.
20. ANSYS, (2022). *Inc release Ansys 2022 R2*, Canonsburg, PA, 1444.
21. Zienkiewicz, O.C. & Taylor, R.L. (2005). *The finite element method for solid and structural mechanics*. Elsevier, 624.
22. Mechanical APDL Element Reference, (2013). *Inc., 275 Technology drive*, Canonsburg, PA 15317.
23. Ertürkmen, D. ve Noori, A.R. (2023). Farklı geometrik boşluklu eğri eksenli petek kirişlerin sonlu elemanlar yöntemi ile serbest titreşim analizi. *Gümüşhane Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi*, 13(4), 1019-1032.
24. Hashm, M., Noori, M., Noori, A.R. & Doori, S.G. (2024). Undamped forced vibration analysis of castellated steel beam with circular, square and pentagonal web openings. *Adıyaman Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 11(22), 46-62.
25. Sarı, B., Lichaei, M.K. & Yıldırım, S. (2022). Free vibration analysis of tapered composite aircraft wing via the finite element method. *Çukurova Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Dergisi*, 37(3), 741-752.
26. Chan, T.C. & Medarametla, S.V. (2024). Analyzing positional accuracy and structural efficiency in additive manufacturing systems with moving elements. *Results in Engineering*, 102344.