



Özgün Bir Jet Motor Şaftının Farklı Eğim Açılarında Sahip Türbin Kanatçığı için Tasarımı ve Analizi

Gökhan ALGAÇ^{1*}, Erkan BAHÇE¹

¹Inönü Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Malatya, Türkiye

Anahtar Kelimeler:

Jet Motoru,
Tasarım,
Şaft, Türbin

Özet

Bu çalışmada, özgün olarak solidworks programında tasarlanan bir jet motor şaftının farklı eğim açılarındaki türbin kanatçığı ile Ansys programında yapısal analizi yapılmıştır. Öncelikle şaft ana gövdesinin tasarımı yapılmış ardından 1., 2. ve 3. şaft türbin kanatçığı için sırasıyla 9.31, 7.73 ve 6.65 derecelik eğim açıları verilerek 3 farklı şaft oluşturulmuştur. Malzeme olarak Ti-6Al-6V-2Sn alaşımı kullanılmıştır. Şaftlara sırasıyla 3 farklı ağ yapısı verilerek, analizler için çevre sıcaklığı 22 derece ayarlanmıştır. Statik analizde x yönünden 3 şaftta da 5000 N' luk kuvvet uygulanmıştır. Frekans analizinde ise 51.039, 51.423 ve 51.695 hz için test yapılmıştır. Statik sonuçlar incelendiğinde 1. şaftın daha fazla deforme olduğu ve ağırlıklı olarak türbin kanatçığında bulunduğu görülmektedir. Titreşim analizi sonucunda ise uygulanan hız değeri ve deformasyonların birbirine yakın ve orantılı olduğu, türbin kanatçıklarının eğim açılarındaki deformasyonları ve hasar bölgelerini etkilediği görülmektedir.

*e-posta: khngalac@gmail.com

Bu makaleye atıf yapmak için:

Gökhan ALGAÇ; Erkan BAHÇE, "Design and Analysis of a Unique Jet Engine Shaft for a Turbine Blade with Different Tilt Angles", Bayburt University Journal of Science, C. 6, s 1, ss. 1-10

How to cite this article:

Gökhan ALGAÇ; Erkan BAHÇE, "Özgün Bir Jet Motor Şaftının Farklı Eğim Açılarında Sahip Türbin Kanatçığı için Tasarımı ve Analizi", Bayburt University Journal of Science, vol. 6, no 1, pp. 1-10

Design and Analysis of a Unique Jet Engine Shaft for a Turbine Blade with Different Tilt Angles

Keywords:

Jet Engine, Design, Shaft, Turbine

Abstract

In this study, the structural analysis of a jet engine shaft, originally designed in solidworks, with turbine blades at different angles of inclination was carried out in Ansys program. First of all, the main shaft of the shaft was designed, then 3 different shafts were formed for the 1st, 2nd and 3rd shaft turbine blades by giving inclination angles of 9.31, 7.73 and 6.65 degrees, respectively. Ti-6Al-6V-2Sn alloy is used as material. The shafts were given 3 different mesh structures, respectively, and the ambient temperature was set at 22 degrees for the analysis. In the static analysis, a force of 5000 N was applied to all three shafts from the x direction. In frequency analysis, tests were made for 51,039, 51,423 and 51,695 Hz. When the static results are examined, it is seen that the 1st shaft is more deformed and predominantly located in the turbine blade. As a result of the vibration analysis, it is seen that the applied speed value and deformations are close and proportional to each other, and the inclination angles of the turbine blades affect the deformations and damage areas.

1 GİRİŞ

Makine parçalarını üretime göndermeden önce, parçanın bilgisayar destekli tasarımının yapılması, malzeme cinsinin tespiti, boyutlandırma, statik durumun analizi gibi kontrollerin gerçekleştirilmesini sağlamaktadır. Bilgisayar programlarıyla oluşturulan bu analizler, sistemin sorunsuz çalışması ve kullanılacak malzemelerin doğru seçimi gibi faktörlerde yol göstericidir [1]. Dinamik karmaşık yapıya sahip jet motoru çok sayıda parçadan oluşmaktadır. Yüksek devirli jet motorunun yanlış tasarımı tehlikeli sonuçlara yol açabilir [2]. Bir jet motoru, jet tahrikiyle itme üreten hızlı hareket eden bir reaksiyon motorudur. Bu geniş tanım roket, su jeti ve hibrit tahriki içerebilirken, jet motoru terimi tipik olarak turbojet, turbofan, ramjet vb. hava soluyan jet motorunu ifade eder [3]. Genel olarak jet motorları içten yanmalı motorlardır. Hava soluyan jet motorları tipik olarak bir türbin tarafından çalıştırılan dönen bir hava kompresörüne sahiptir [4].

Jet motorunun ilkel bir örneği, 1. Yüzyılda Mısır'ın İskenderiye şehrinde yapılan bir cihaz olan aeolipile'ye kadar uzanır. Orta çağda Çinlilerin roketlerini ve havai fişeklerini göndermek için kullandıkları ilkel bir alet jet motorunun yapısına benziyordu. Benzer şekilde, Osmanlıda Lagari Hasan Çelebi'nin uçmak için koni şeklinde bir roket kullandığı bilinmektedir [5].

Hava soluyan jet motorlarındaki ilk girişimler, harici bir güç kaynağının önce sıkıştırılmış havanın ardından yakıtla karıştırıldığı ve jet itişisi için yakıldığı hibrit tasarımlardır [6]. Pratik bir jet motorunun anahtarı, kompresörü çalıştırmak için motorun kendisinden güç çeken gaz türbinidir. İlk gaz türbini 1903'te Norveçli mühendis Aegidius Elling tarafından icat edildi [7]. Gaz türbinleri, bir yanma gazı akışından enerji çeken döner motorlardır. Aralarında bir yanma odası bulunan bir akış aşağı türbine bağlı, bir yukarı akış kompresörü vardır. Uçak motorlarında, bu üç temel bileşene genellikle "gaz jeneratörü" denir [8]. Gaz türbinlerinin birçok farklı varyasyonu vardır [9].

Tahrik nozulu, egzoz jetini oluşturduğu için tüm jet motorlarının temel bileşenidir. İtici nozullar, iç basınç enerjisini yüksek hızlı kinetik enerjiye dönüştürür. [10]. Nozul boyunca toplam basınç ve sıcaklık değişmez, ancak gazın hızı arttıkça statik değeri düşer. Nozula giren havanın hızı düşüktür, yaklaşık 0.4 Mach'tır ve bu çıkışa giden kanaldaki basınç kayıplarını en aza indirmek için bir ön koşuldur. Nozula giren sıcaklık, seyir irtifalarında soğuk havada bir fan nozulu için deniz seviyesi ortamı kadar düşük olabilir. Sesten hızlı uçan bir motor için 1000 kelvin egzoz gazı sıcaklığı veya art yakıcı yandığında 2200 kelvin kadar yüksek sıcaklık olabilir [11]. İçeri giren basınç, tek kademeli bir fan için motor dışındaki basıncın 1,5 katından, en hızlı insanlı hava taşıtı için mach 3+ için 30 katına kadar değişebilir [12]. Yakınsak nozüller, gazı yalnızca yerel sonik (Mach 1) koşullara kadar hızlandırabilir. Yüksek uçuş hızlarına ulaşmak için daha da büyük egzoz hızları gerekir ve bu nedenle yüksek hızlı uçaklarda genellikle yakınsak-ırsaksak bir nozul kullanılır [13]. Gazın statik basıncı, dışarı çıkarken ortam değerine ulaşırsa itme kuvveti en yüksek olur. Bu, yalnızca çıkış alanı, basınç oranı (npr) uygun olduğunda gerçekleşir. Npr, motor itme ayarı ve uçuş hızı ile değiştiğinden, bu nadiren olur [14].

Örnek olarak F-16 savaş uçağı verilebilir. Motorun verimliliği, esas olarak kompresör tarafından üretilen basınç ve ilk dönen türbin kanatları setindeki yanma gazlarının sıcaklığı olan motorun içindeki çalışma koşulları tarafından kontrol edilir. Basınç, motordaki en yüksek hava basıncıdır. Türbin rotor sıcaklığı enerji transferinin gerçekleştiği en yüksek sıcaklıktır. Verimlilik, havanın ve yanma gazlarının motordan ne kadar laminer aktığı, akışın kompresör ve türbinlerdeki hareketli ve sabit geçişlerle ne kadar iyi hizalandığı ile daha da değiştirilebilir [15]. Literatürde bulunan bazı deneysel ve sayısal çalışmalar aşağıdadır;

Paterson ve Campbell, insan vücuduna kanı pompalamak için kullanılacak bir cihazın Aye analizini gerçekleştirmek için bir kod geliştirdi. Araştırmacılar, Openfoam yazılımını kullanarak akışkan analizini gerçekleştirirken, ürettikleri kod ile akışkan ve yapısal analiz arasındaki bağlantıyı kurmuşlardır [16]. Öte yandan Mekhonoshina ve arkadaşları, bir kompresör sisteminin sabit ve dönen kanatlarına Aye analizi uygulayarak zamana bağlı gerilmeyi araştırmışlardır. On iki sabit ve on iki döner kanatçıktan oluşan modellerini basitleştirmek için ekip, modelin on ikinci bölümünü analizlerinde kullandı ve zamanın bir fonksiyonu olarak iki yönlü bir Aye analizi gerçekleştirdi.

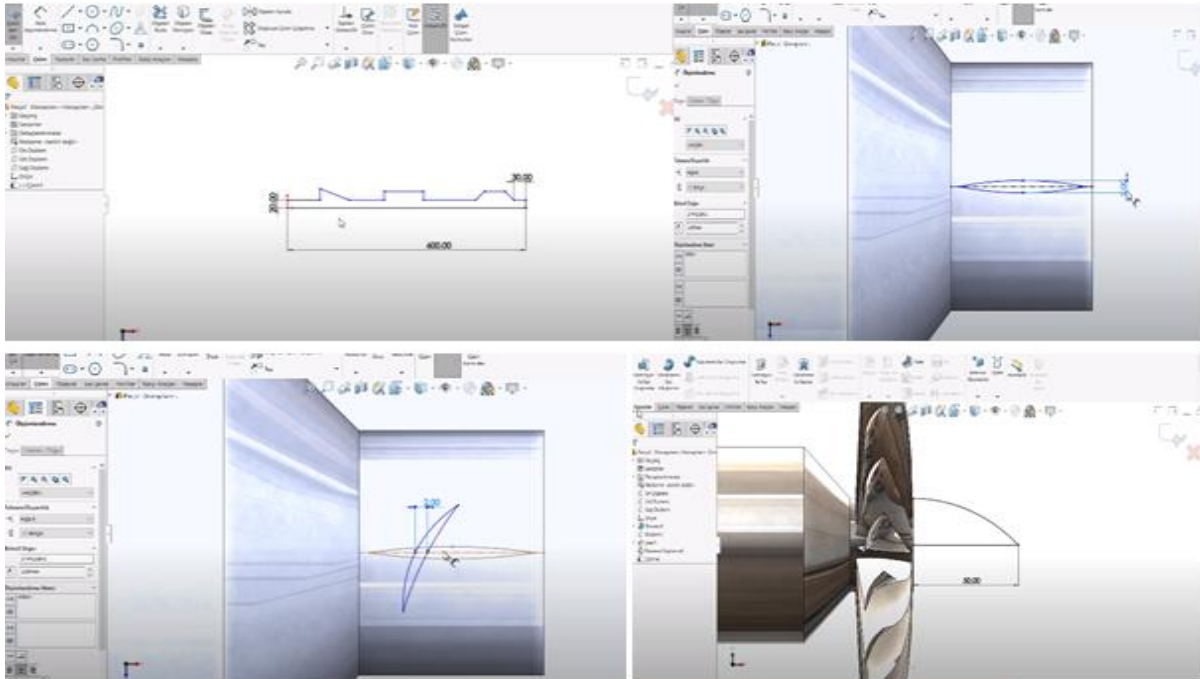
Analizlerinde Ansys mechanical ve Ansys cfx yazılımını kullanan araştırmacılar, salınım kolunu akışkan-yapı etkileşim bölgesi olarak seçtiler ve sabit kanadın hava akışı sırasında şekil değiştirmediğini varsaydılar. Farklı dönme hızlarında dönen kanatlar için maksimum gerinim değerlerini belirledikleri bir referans noktasına göre elde eden yazarlar, farklı açılarda hızlar için yapılan analiz sonucunda parabolik bir şekil değişimi eğrisi elde ettiler [17].

Üretimi oldukça maliyetli ve zor olması nedeniyle jet motoru tasarımı ve analizinin simülasyon ortamında ön çalışmalarının yapılması oldukça önemlidir. Bu çalışmada da bir jet motorunun turbo kısmının modellenmesi ve farklı açılardaki kanatçıkların etkilerinin şaft üzerindeki etkileri sonlu elemanlar analizi ile araştırılmıştır. Kanatçıklarda verilen eğim açılarının etkileri üzerine ulusal yayınlarda oldukça az çalışma bulunmaktadır. Bu çalışma da bu konudaki bilgi dağarcığını artırmak istemektedir.

2 MATERYAL VE METOD

2.1 Şaft tasarımı

Jet motorlarında genelde şaft malzemesi olarak süper ve titanyum alaşımlar ile yüksek mukavemet çelikleri kullanılmaktadır. Bu çalışmada şaft pervane kanatçığı için üst düzlemden 100 mm yukarıda yeni bir düzlem açılmış ve kanatçıklar oluşturulmuştur. Solidworks programına ait turbofan şaft tasarımı Şekil 2' de verilmiştir.



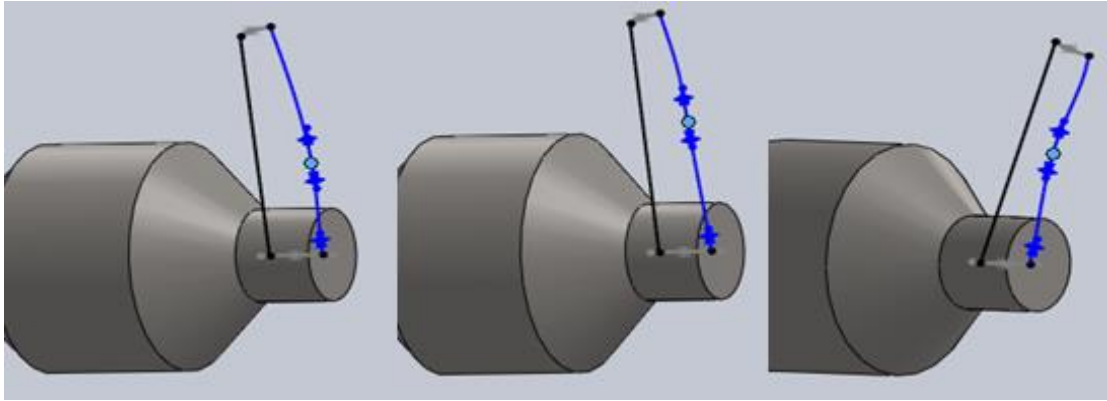
Şekil 1. Solidworks Programında Şaft Tasarımı

3 farklı türbin kanatçığı için x,y,z eksenlerinde verilen değerler;

Tablo 1. Farklı türbin kanatçığı için eğim değerleri

X	602.1939669	X	598.11602195	X	594.82425722
Y	43.14724717	Y	57.01049985	Y	48.35287075
Z	9.31142637	Z	7.7314209	Z	6.65878098

Farklı eğim açlarına göre tasarlanan kanatçıklar;



Şekil 2. Şaft Türbini için 3 Farklı Kanatçık Tasarımı

2.2 Malzeme ataması

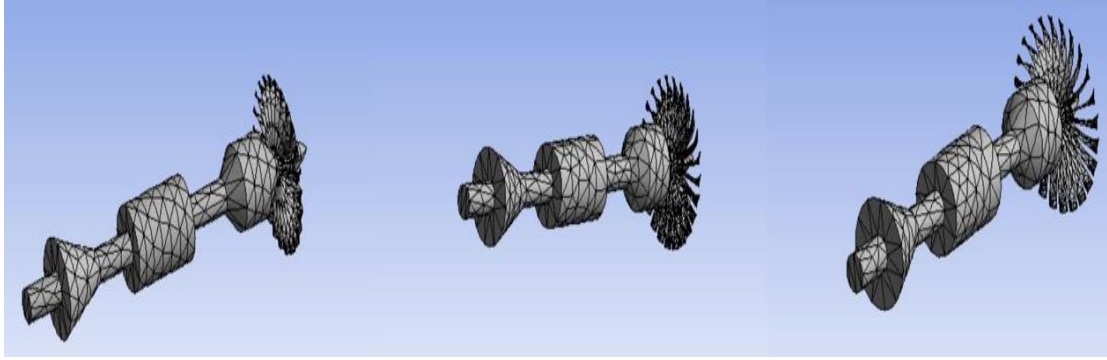
Solidworks programında tasarlanan şaft parasolid dosyası olarak kayıt edildikten sonra Anyss programına aktarılmıştır. Malzeme olarak Ti-6Al-6V-2Sn alaşımı kullanılmıştır. Özellikleri aşağıda verilmiştir.

Tablo 2. Ti-6Al-6V-2Sn Alaşımının Özellikleri

Yoğunluk kg mm ⁻³	Elastise Modülü MPa	Poisson Oranı	Hacim Modülü MPa	Kayma Modülü MPa	Kopma Uzaması	Sertlik Vickers
4,54e-006	1,17e+005	0.32	1,0833e+005	44318	%10	430

2.3 Ağ yapısı

Şaft da ağ yapısı sonlu elemanlar metodu ile lineer ve izotropik olarak uygun küçük parçalar ile bölünmüştür. 1. Şaft' da ki düğüm sayısı 6960, element sayısı 3004' tür. 2. Şaft' da düğüm sayısı 9442, element sayısı 4121' dir. 3. Şaft' da ki düğüm sayısı 7869, element sayısı 3456' dır. Maksimum parça büyüklüğü 5 mm' dir.



Şekil 3. Ağ yapısı

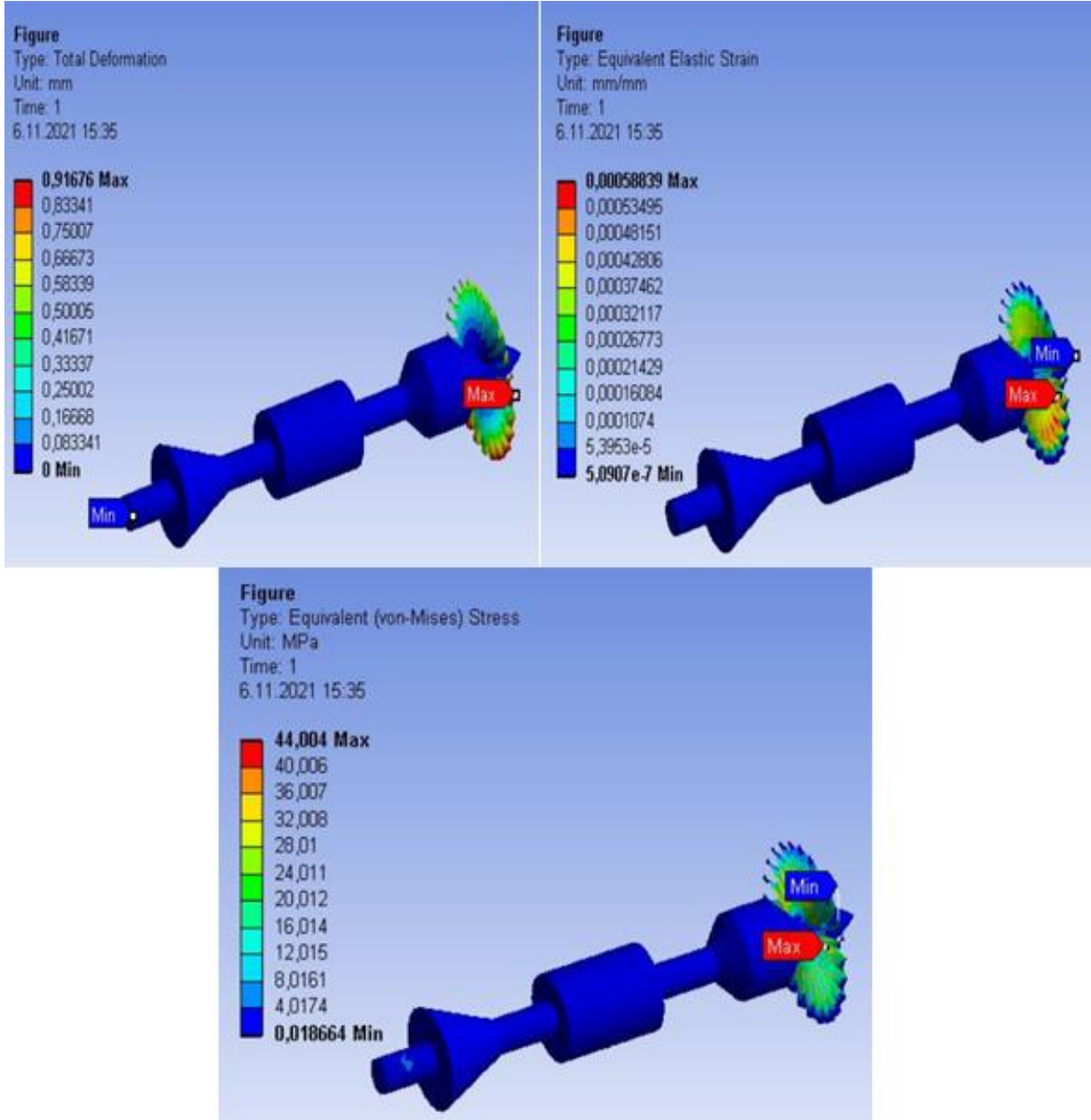
2.4 Verilerin analizi

Analizler için çevre sıcaklığı 22 derece ayarlanmış, statik analizde x yönünden 3 şafta da 5000 N' luk kuvvet uygulanmıştır. Frekans analizinde ise 51.039, 51.423 ve 51.695 hz için test yapılmıştır. Çalışmada elde edilen veriler Ansys paket programında statik ve frekans analizine tabi tutulmuştur. Sonlu elemanlar metodu ile lineer ve izotropik olarak uygun küçük parçalar ile bölünmüş şaft sisteminde sonuçlar gruplandırılarak verilmiştir.

3 BULGULAR

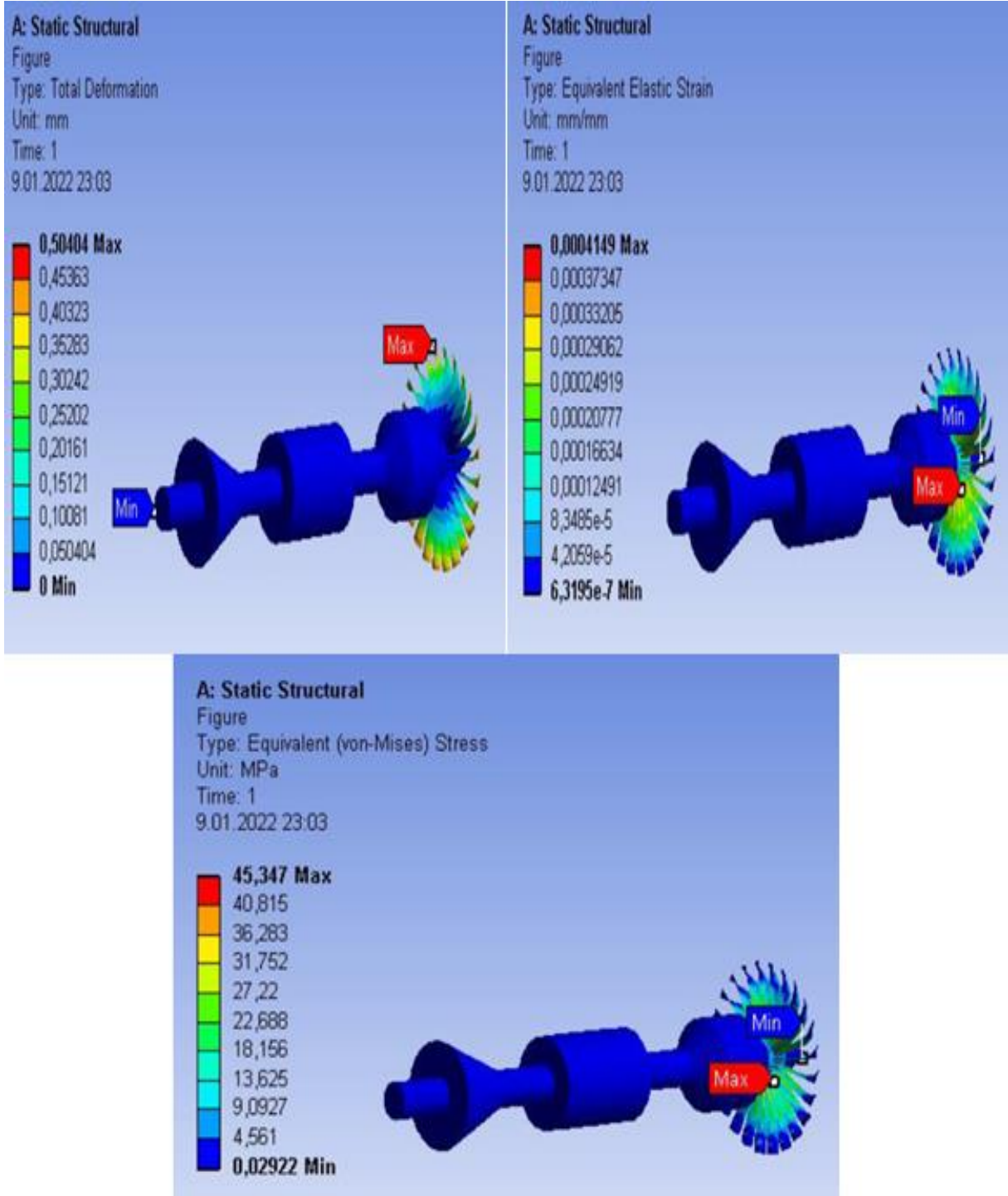
3.1 Statik analiz sonuçları

Jet motor şaftlarında kullanılan türbin kanatçılarındaki eğim değeri maksimum 7 derecedir. Bu değer günümüzde standart olarak kabul edilmektedir. Bu çalışmada ise 6.658, 7.731 ve 9.311 derecelik açların oluşturacağı özellikler araştırılmak istenmiştir. Ti-6Al-6V-2Sn alaşımı için; 1. Şafta 5000 N' luk kuvvet uygulanmış ve 0-0,91676 mm arasında total deformasyon görülmüştür. Eşdeğer elastik gerinimi $5.0907e^{-7}$ -0.00058839 mm arasında, von-mises gerinimide minimum 0.018664 Mpa, maksimum 44,004 Mpa bulunmuştur.



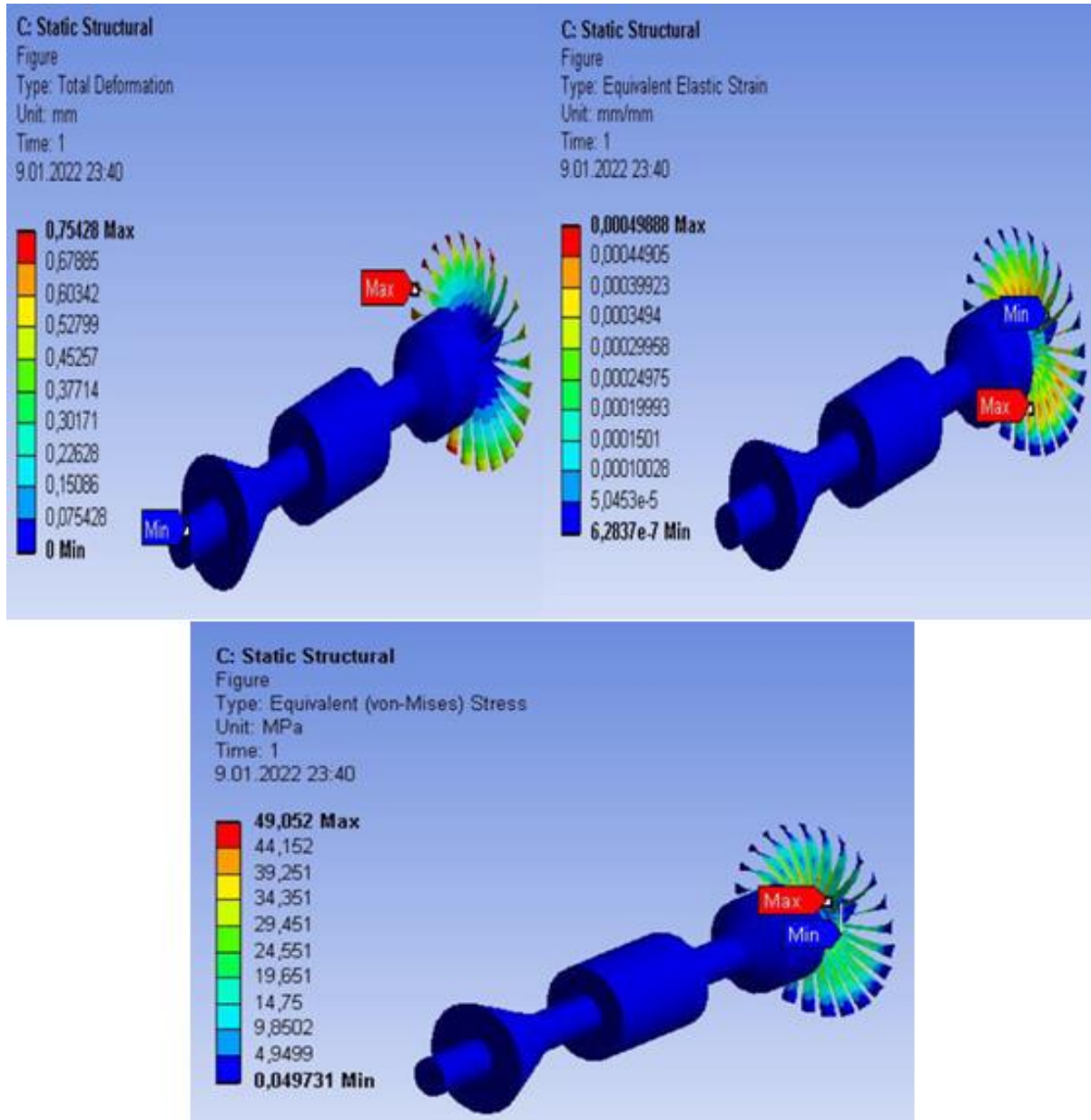
Şekil 4. 1. Şaft için analiz sonucu oluşan deformasyonlar

2. Şafta 5000 N' luk kuvvet uygulanmış ve 0-0,50404 mm arasında total deformasyon görülmüştür. Eşdeğer elastik gerinimi $6.3195e^{-7}$ -0.0004149 mm ve von-mises gerinimide minimum 0.02922 Mpa, maksimum 45,347 Mpa bulunmuştur.

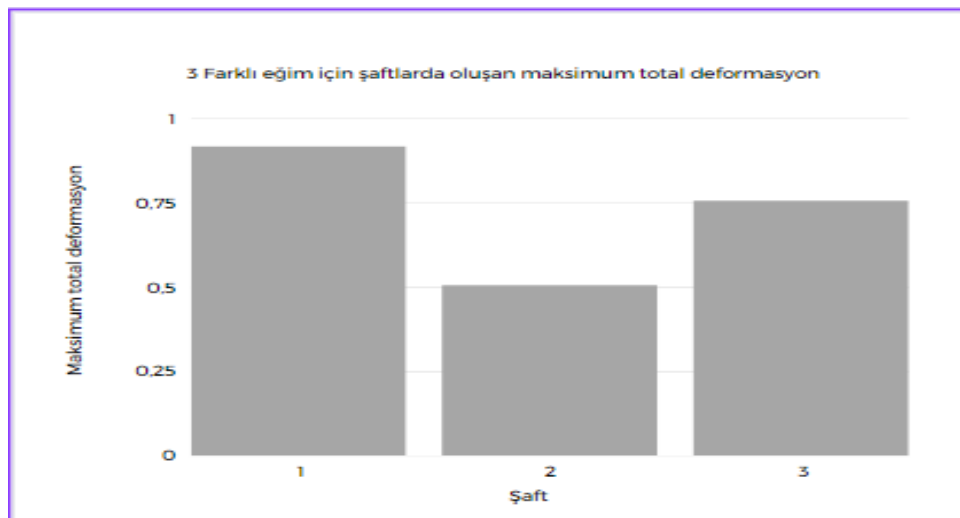


Şekil 5. 2. Şaft için statik analiz sonuçları

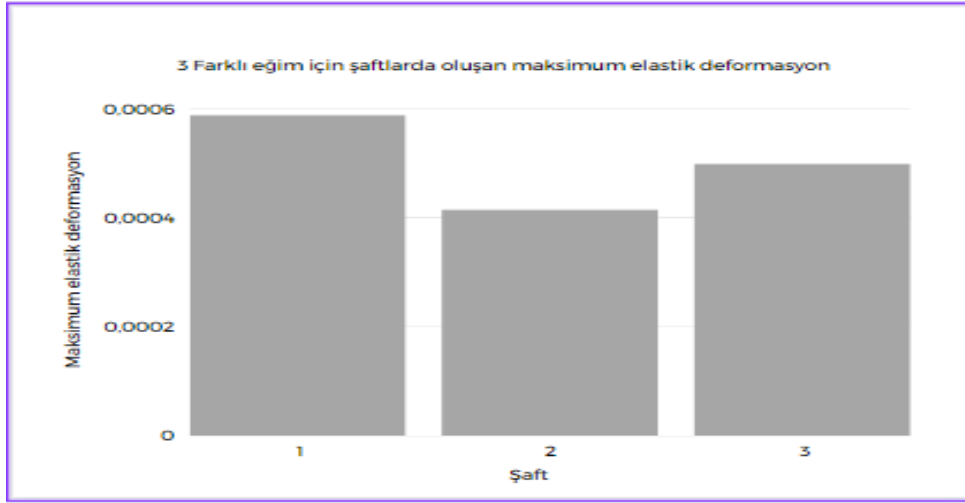
3. Şaftta da 5000 N' luk kuvvet uygulanmış ve 0-0,75428 mm arasında total deformasyon görülmüştür. Eşdeğer elastik gerinimi maksimum $6.2837e^{-7}$ -0.00049888 mm, von-mises gerinimide minimum 0.049731 Mpa, maksimum 49,052 Mpa bulunmuştur.



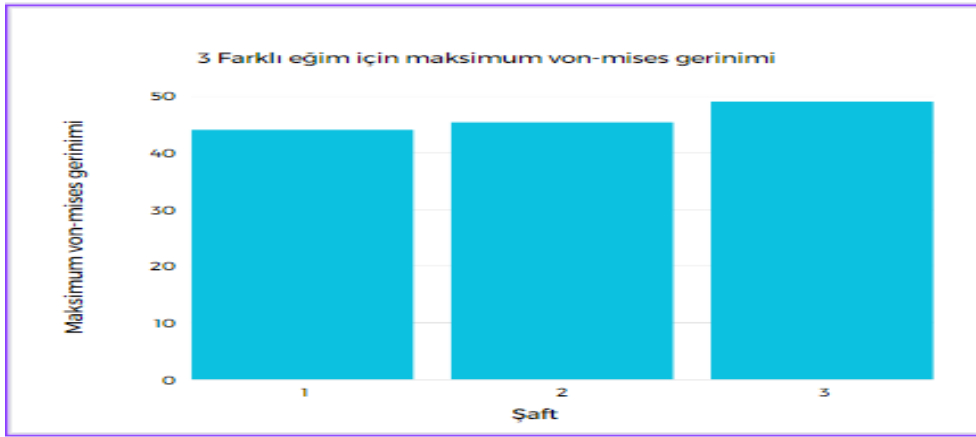
Şekil 6. 3. Şaft için statik analiz sonuçları



Şekil 7. 3.farklı eğim için Şaftlarda oluşan maksimum total deformasyon



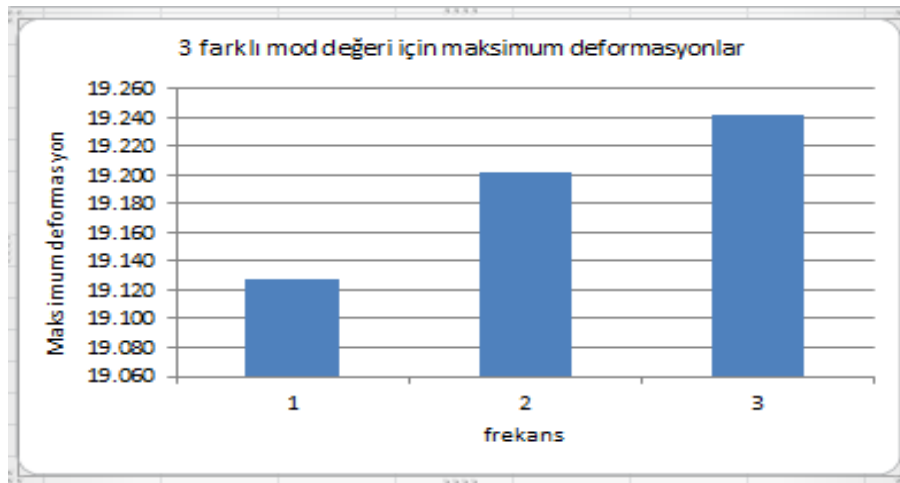
Şekil 8. 3 farklı eğim için Şaftlarda oluşan maksimum elastik deformasyon



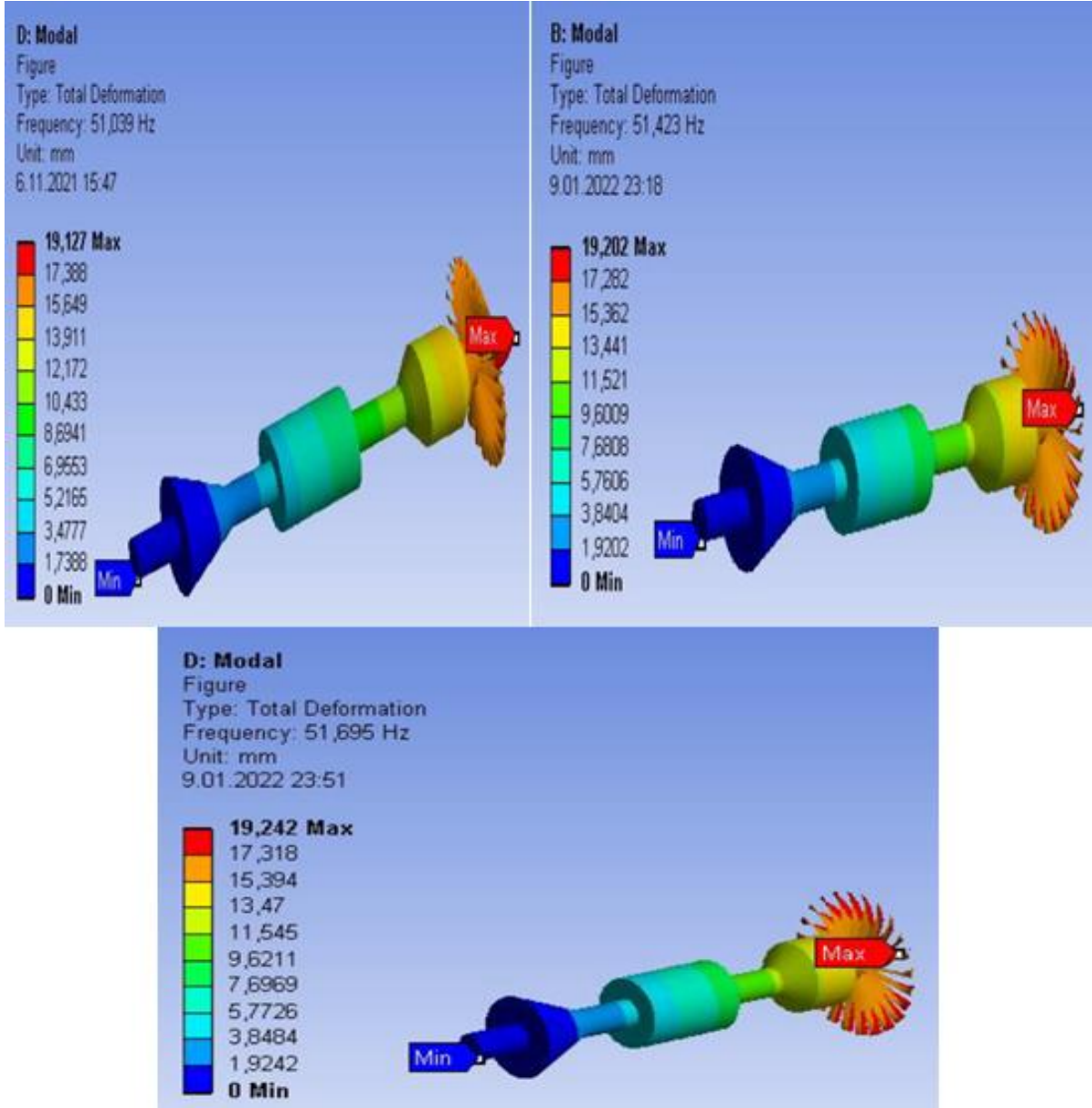
Şekil 9. 3.farklı eğim için maksimum von-mises gerinimi

3.2 Frekans analizine ait sonuçlar

1. Şaftta 51.039 hz uygulanmış ve 0-19.127 mm arasında uzama olduğu görülmüştür. 2. Şaftta 51.423 hz uygulanmış ve 0-19.202 mm arasında uzama olduğu görülmüştür. 3. Şaftta 51.695 hz uygulanmış ve 0-19.242 mm arasında uzama olduğu görülmüştür. 3 farklı şaft için frekans sonuçları aşağıdadır;



Şekil 10. 3 Farklı mod değeri için maksimum deformasyonlar



Şekil 11. 51.039, 51.423 ve 51.695 Hz sonucu oluşan total deformasyon

4 SONUÇLAR

Uçaklarda yaygın olarak kullanılan gaz türbin motorlarının performans değerlendirmesi operasyonel süreçte çok önemlidir. Motorlardan alınan verilerin işlenmesinden elde edilen performans parametreleri, motorlarının bakım ve onarım gereksinimleri hakkında bilgi sağlar. Bu çalışmada, gerçek hayattaki benzerleri referans alınarak solidworks programında bir jet motor şaftının 3 farklı eğim açısına göre tasarımı gerçekleştirilmiştir. Statik analiz sonucunda, şaftlar da ağırlıklı olarak türbin kanatçığında deformasyon bulunduğu görülmektedir. Titreşim analizinde ise şaftlarda türbine doğru gidildikçe deformasyonun arttığı, sonuçların birbirine yakın ve paralel olduğu görülmektedir. Ayrıca şaftlardaki eğim açısının ortalama olarak 7 derece olması literatürdeki ve gerçek hayattaki uygulamaları destekler niteliktedir, bu derecelerdeki eğim açısı deformasyonları en az seviyede olmaktadır. Literatürdeki diğer çalışmalarda oluşan deformasyon sonuçlarıyla örtüştüğü görülmektedir. Diğer derecelerdeki açıların ise ciddi sayılacak ölçüde şaftın çalışmasını ve özellikle yorulma ömrünü kısaltacağı ortadadır. Total deformasyon hasarı neredeyse 2 kat fazladır. Frekans analizinde ise şaftın çalışmasını etkileyecek oranda hasar oluşmuştur. Bu hasar yaklaşık 19 mm civarında olup kanatçıkların çalışması esnasında şaftın sarsılmasına, parçalanmasına ve kanatçıklarda büyük probleme sebebiyet verecektir. Kanatçıkların uç noktasındaki deformasyonların kırmızı renkte olması oldukça tehlikeli durumlara yol açacağından güvenlik sorunu da yaratacaktır.

Buradan hareketle 51 Hz civarı titreşimler bu şaft için kritik değerlerdir. Bu çalışmanın, ülkemizde geliştirilmekte yahut halen kullanımda olan jet türbin motorunun performansını ölçmek ve değerlendirmek için havacılık teknolojileri konusunda araştırma yapan araştırmacılara yarar sağlayacağı düşünülmektedir.

Yazar Katkıları

Gökhan ALGAÇ: Kavramlaştırma, Metodoloji, Veri analizi, Araştırma, Materyaller / Kaynaklar, Yazım - Özgün Taslak, Yazım - Değerlendirme & Düzenleme, Proje yönetimi

Erkan BAHÇE: Doğrulama, Veri analizi, Veri İyileştirme, Görselleştirme

Yazarlar makalenin son halini okuyup onaylamışlardır.

Çıkar Çatışması Beyanı

Yazarlar herhangi bir çıkar çatışması olmadığını beyan eder.

Kaynakça

- [1] M.K. Külekci, ve M. Demirel, "Perçin sistemlerinin parametrik tasarım programları yardımı ile bilgisayar ortamına tanımlanması ve kuvvet analizi yapılması," *Türk CAD/CAM*, 1, 81-83, 2006.
- [2] D. Srikrishnanivas, "Rotor Dynamics Analysis of RM12 Jet Engine Rotor using ANSYS," Master Degree Thesis, Bilekinge Institute of Technology, Karlskrona, Sweden, 2012.
- [3] Skybrary, Jet Engine - Skybrary Aviation Safety, Available: www.skybrary.aero, 2019
- [4] Flight Operations Briefing Notes- Supplementary Techniques: *Handling Engine Malfunctions*, (pdf). Airbus. Archived from the original.
- [5] E. Kenneth, and Hendrickson, *Dünya Tarihinde Sanayi Devrimi Ansiklopedisi*. Rowman ve Littlefield. P. 488, ISBN 9780810888883, 2014.
- [6] Propeller efficiency archived. At the Wayback Machine, 2008.
- [7] L. E, Bakken, K. Jordal, E. Syverud, and T. Veer, "Net güç çıkışı veren ilk gaz türbininin yüzüncü yılı: Aegidius Elling'e saygı," *ASME Turbo Expo*, Cilt 2, s. 83-88, 2004.
- [8] D. Jack, Mattingly, *Sevki Elemanları: Gaz Türbinleri ve Roketler*. AIAA Eğitim Serisi. Reston, VA: Amerikan Havacılık ve Uzay Bilimleri Enstitüsü. p. 6, 2006.
- [9] Mattingly, Amerikan Havacılık ve Uzay Bilimleri Enstitüsü. s. 6-8.
- [10] Hesse ve Mumford, *Jet Tahriki için Havacılık Uygulamaları*. İkinci Baskı, Pitman Yayıncılık Şirketi, LCCN 64-18757, s. 48, 1964.
- [11] Nicholas. Cumpsty, *Jet Tahriki*. Cambridge Üniversitesi Yayını, 1997, pp. 197.
- [12] Larry Rinek, 3. *Uçak Motoru Tarih Kurumu Kongre Raporu*, Windsor Locks, Connecticut, 2006.
- [13] Eric Gamble, Dwain Terrell, Richard DeFrancesco, "Nozul seçimi ve tasarım kriterleri," 40. *Aia/Asme/Sae/Asee Ortak sevki konferansı ve sergisi*, Amerikan Havacılık ve Uzay Bilimleri Enstitüsü. ISBN 978-1-62410-037-6, 2004.
- [14] *Hava Savaşı İçin Tasarım*, Ray Whitford Jane' s Yayıncılık Şirketi Ltd. 1987, ISBN 0-7106-0426-2, s. 203.
- [15] Nicholas. Cumpsty, "Jet Tahriki", Cambridge Üniversitesi Yayını, ISBN 0-521-59674-2, 2001.
- [16] R L. Campbell, E G. Paterson, "Esnek turbo makinelerin akışkan-yapı etkileşimi analizi", *Journal of Fluids and Structures*, 27, 1376-1391, 2011.
- [17] E V. Mekhonoshina, V Y. Modorskii, V Y. Petrov, "Ses altı akış ile deforme olabilir profil kanadı arasındaki etkileşimin kompresör deney aşamasında sayısal simülasyonu," *Uluslararası Bilgi Teknolojisi ve Nanoteknoloji Konferansı*, Samara, Rusya, 8s, 2015.