

## DÖNER KİRİŞ BENZERİ HAVACILIK YAPILARININ YAPISAL TESTİ İÇİN EYLEYİCİ YÜKÜ HESAPLAMA ALGORİTMASI VE ÇOK EKSENLİ TEST İLE DOĞRULANMASI

Afif Umur Limon<sup>1</sup> ve Yusuf Ulu<sup>2</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi/TUSAŞ, Ankara

Demirkan Çöker<sup>3</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*TUSAŞ bünyesindeki helikopter ana rotor palinin, yapısal dayanım gereksinimleri için kullanılan test sistemine ait hidrolik eyleyici yüklerinin hesaplanması için bir algoritmanın geliştirilmesine gereksinim duyulmaktadır. Bahsi geçen test sistemi, pal üzerine değişken ve sabit genliğe sahip dalgalı merkezci kuvvet, giriş bükülmesi, veter bükülmesi ve burulma yüklerini uygulamak amacıyla tasarlanmıştır. Bu çalışmanın amacı, dinamik analiz, statik analiz ve kontrol sistemleri gibi farklı disiplinleri bir araya getirilerek ortaya çıkarılacak bir algoritma yardımıyla giriş benzeri taklit bir havacılık parçasının belirlenen kesitleri üzerinde istenilen yükleri oluşturacak eyleyici yüklerinin hesaplanması ve yapılan hesapların kalibre edilmiş bir parça ile doğrulanmasıdır. Bu çok eksenli ve karmaşık yapı test sistemini modellemek için MSC ADAMS programının yeteneklerinden faydalanılarak bir algoritma geliştirilmektedir. Geliştirilen algoritmanın doğrulanması için de, üzerine kalibre edilmiş gerinim pulu tabanlı algılayıcılar yerleştirilen döner giriş benzeri taklit havacılık yapısı test sistemine bağlanarak bir dizi test icra edilecektir.*

### GİRİŞ

Helikopterlerin tasarımı sırasında, bilgisayar ortamında yapılan yapısal tasarım ve analiz faaliyetlerinin ilk uçuş öncesi tasarım şartları ve yükleri taklit edilerek test edilmesi gerekmektedir [Martin ve Redolfer, 1990]. Helikopter ana rotor pali uçuş için kritik bir parça olması nedeniyle, test edilmesi gereken parçalar arasında önemli bir yer tutmaktadır.

Helikopter ana rotor pali testleri, çeşitli yöntemlerle yapılmaktadır. Bunlardan biri, pali çekme tezgahına bağlayarak merkezci kuvvet ve aerodinamik yüklerden hesaplanan eşdeğer yüklerle tek eksenli olarak statik dayanım testidir [Shin, 1999]. Bir diğeri ise, burulma ve bükülme dirençlerini pale ölü ağırlık uygulayarak elastik eksenin konumunu tespit ederek hesaplamaları doğrulamaya dayanan basit test sistemidir [Rasuo, 1980] [Ausonti-Intra ve Liu, 2006]. Ancak bu testler, tasarımları doğrulamakta yeterli olmadığı için çok eksenli testlere ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sebeple, pali sabit bir merkezci kuvvet altında birinci bükülme doğal frekansında tahrik ederek veter ve giriş bükülme yükleri ile burulma yüklerinin etkisi katılmaya çalışılmıştır [Rasuo, 2010]. Başka bir çalışmada ise pal sabit bir merkezci kuvvet yükü altındayken, sabit genliğe sahip dalgalı giriş bükülmesi yükü hidrolik eyleyici vasıtasıyla uygulanırken veter bükülmesi ve burulma yükleri birinci düzlem dışı bükülme modunda tahrik edilerek uygulanmıştır [Lischer, 2015].

Helikopter ana rotor palinin yapısal olarak doğrulanması, Şekil 1'de gösterilen test sisteminde, veter yönünde bükülme, giriş yönünde bükülme, burulma ve merkezci kuvvet olarak tanımlanan yüklemeler altında test edilmesiyle gerçekleştirilmektedir. Literatürdeki test sistemlerinden farklı olarak bahsi geçen bu yükler, sabit ve değişken genliğe sahip dalgalı olarak, hidrolik eyleyiciler

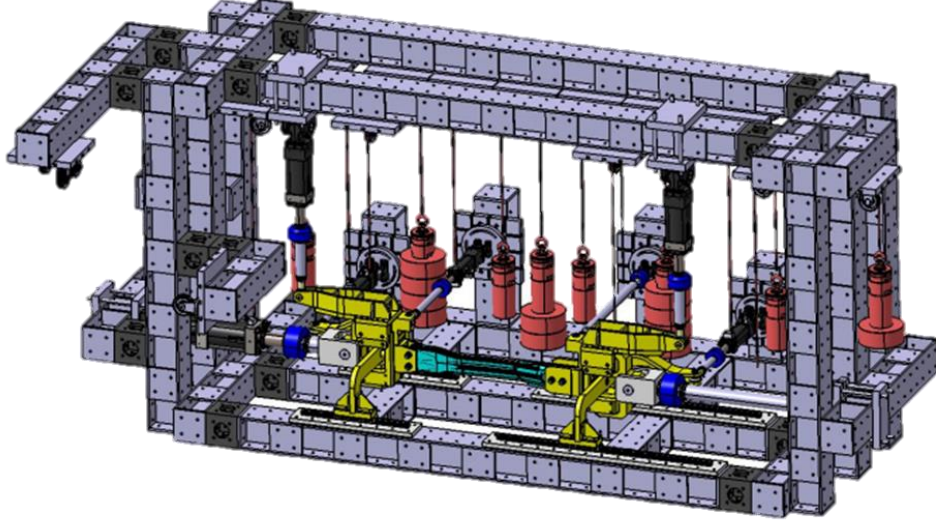
<sup>1</sup> Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl./Tasarım Mühendisi, TUSAŞ, E-posta: umurlimon@gmail.com

<sup>2</sup> Tasarım Uzmanı, TUSAŞ, E-posta: yusuf.ulu@tai.com.tr

<sup>3</sup> Doç. Dr., ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: coker@metu.edu.tr

yardımıyla, sadece doğrusal yönde hareket edebilen arabalar üzerine yerleştirilen yük aktarma yapıları aracılığıyla pale uygulanmaktadır.

Yük uygulama noktalarının test parçasının üzerinde olmadığı ve birden fazla serbestlik derecesine sahip bu tarz test düzeneklerinde statik yük hesapları her zaman doğru sonuçlar vermemektedir. Havacılıkta kullanılan test parçalarının çok değerli olduğu düşünüldüğünde doğru yüklerle testlere başlamak oldukça önemlidir. Bu çalışma ile dinamik analiz, statik analiz ve kontrol sistemleri gibi farklı disiplinler bir araya getirilerek ortaya çıkarılacak bir algoritma yardımıyla bu yüklerin doğru hesaplanması ve kalibre edilecek kiriş benzeri taklit bir havacılık parçası üzerinde yapılacak testlerle doğrulanması hedeflenmektedir.



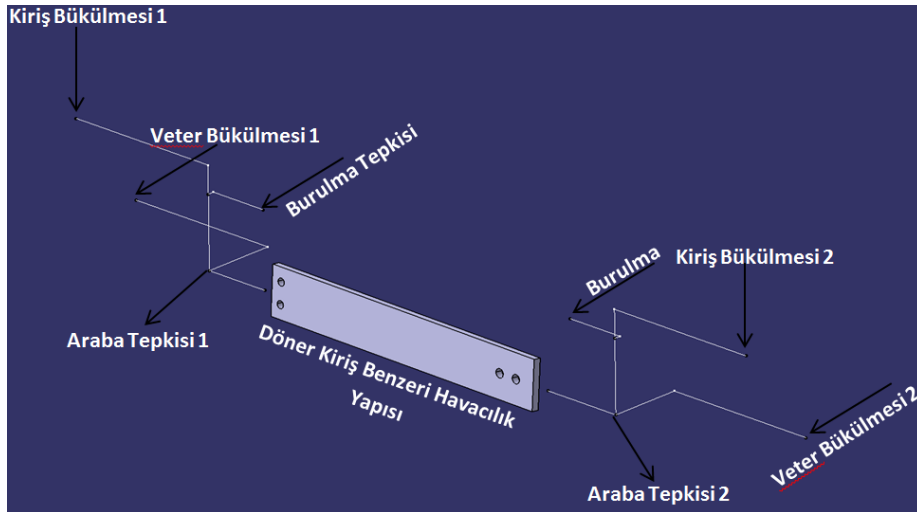
Şekil 1: Helikopter Ana Rotoru Yapısal Test Sistemi [Temel, Ulu, Ulu ve Aras, 2015]

TUSAŞ bünyesinde yapılan yukarıdaki test sisteminin hem tasarım amacına uygun çalıştığını hem de test numunesi üzerinde istenen kesit yüklerinin hangi eyleyici yükleri altında oluşturulabileceğini hesaplamak için “Döner Kiriş Benzeri Havacılık Yapılarının Yapısal Testi için Eyleyici Yükü Hesaplama Algoritması ve Çok Eksenli Test ile Doğrulanması” çalışması başlatılmıştır.

### YÖNTEM VE UYGULAMALAR

#### Eyleyici Yükü Hesaplama Algoritması için Yapılan Faaliyetler

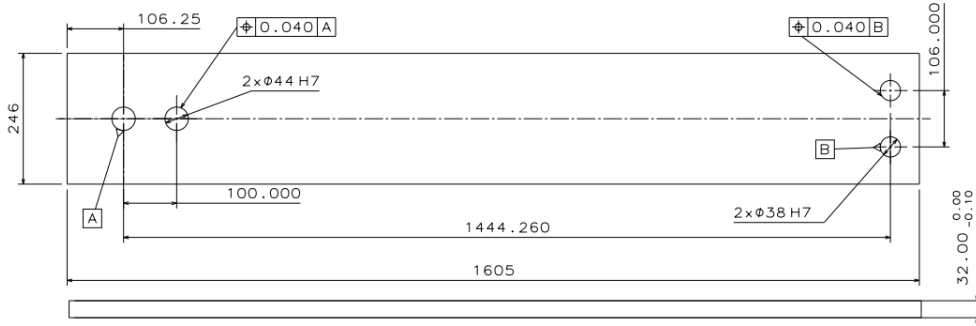
Bu çalışma kapsamında öncelikle test sistemini daha anlaşılabilir kılmak için Şekil 2’deki serbest cisim diyagramı oluşturulmuştur. Eyleyici yük uygulama noktaları, sınırlayıcı eleman tepki yükleri ve test sisteminin tepki yükleri diyagram üzerinde gösterilmiştir.



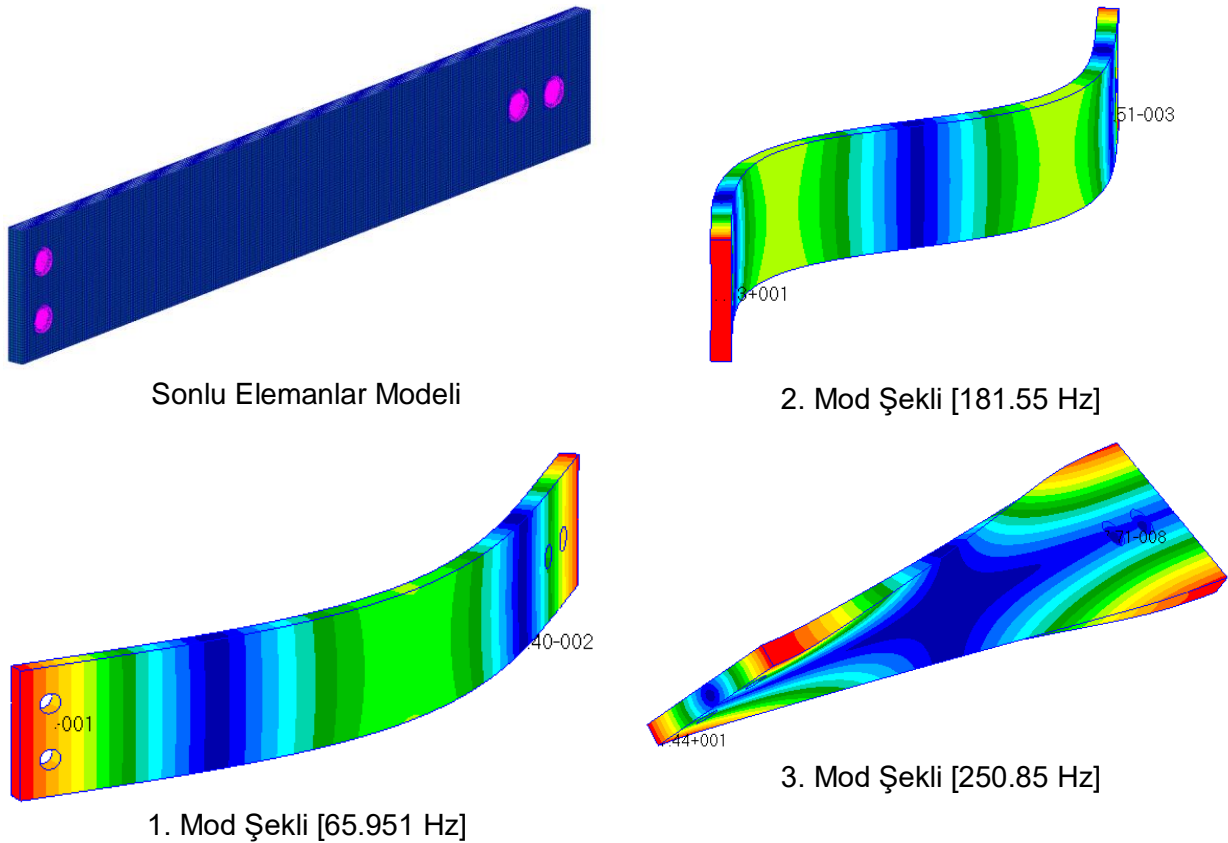
Şekil 2: Serbest Cisim Diyagramı

Döner kiriş benzeri bir havacılık yapısını taklit edecek ve test sistemine takılabilecek bağlantı ara yüzüne sahip alüminyum bloktan bir parça üretilmiştir. Şekil 3’de görebileceğiniz teknik resimdeki

boyutlarda üretilen bu parça esas alınarak çalışmalar yapılmaktadır. Ürettirilen parçanın, ilgili kesitlerindeki yüklerin hesaplanarak eyleyici yük hesaplama algoritmasına girdi olarak kullanılabilmesi için MSC Patran paket programıyla sonlu elemanlar modeli hazırlanmıştır. Oluşturulan sonlu elemanlar modeli, 117212 adet düzgün altı yüzlü ve 8 düğüm noktalı (HEX8) eleman ve bağlantı noktalarını modellemek için 4 adet RBE2 eleman ile modellenmiştir. Bu model serbest sınır koşulları altında sonlu elemanlar metoduyla MSC NASTRAN programında modal analize tabi tutulmuştur. Sonlu elemanlar modeli ve ilk üç esnek mod şekline ait sonuçları Şekil 4'te görülebilir.



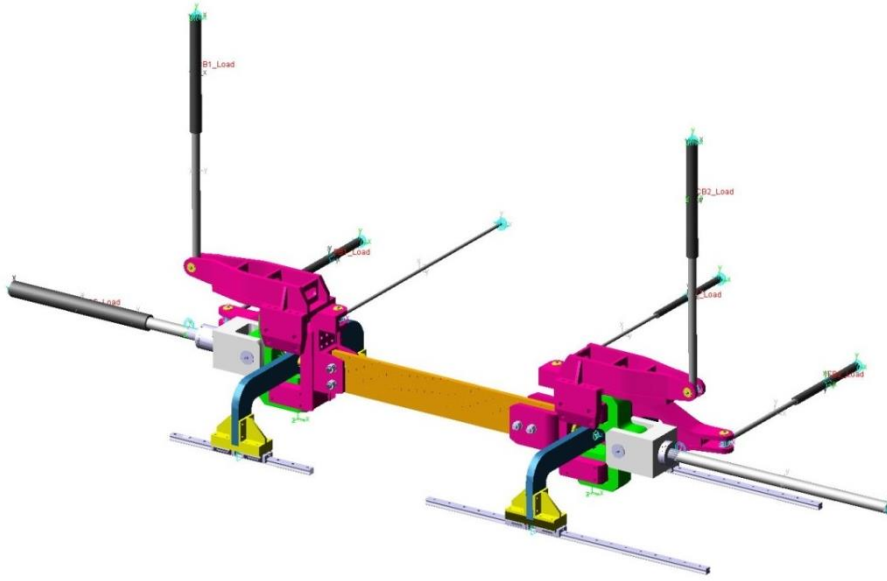
Şekil 3: Döner Kiriş Benzeri Yapının Teknik Resmi (Bütün boyutlar mm'dir.)



Şekil 4: Sonlu Elemanlar Modeli ve İlk Üç Esnek Mod Şekline ait Sonuçlar

Eyleyici yük hesaplama algoritması, test sisteminin MSC ADAMS paket programının dinamik modelleme yeteneğine ek olarak Durability modülü ile Microsoft Excel paket programı kullanılarak oluşturulmaktadır. Bu bağlamda MSC Adams programında birbirinin simetriği olan 2 adet 4 serbestlik dereceli yük uygulayıcı yapı ve taklit parçadan oluşan dinamik analiz modeli oluşturulmuştur. Modelde eyleyici yükleri tek bileşenli kuvvet elemanlarıyla uygulanırken, tamamı mafsallı yük uygulama yapıları menteşe tipi bağ elemanları ve küresel mafsal bağlantıları ile modellenmiştir. Oluşturan modele döner kiriş benzeri parça, sonlu elemanlar analiziyle oluşturulan modelden yaratılan esnek parça dosyası aracılığıyla eklenmiştir. Bu dosyanın eklenmesiyle MSC ADAMS programında modellenen döner kiriş benzeri parça esneme özelliğine kavuşarak ADAMS

ara yüzünde parça üzerindeki yükler okunabilmektedir. Bu işlemler sonucunda ortaya çıkan MSC ADAMS modeli Şekil 5'te görülebilir.



Şekil 5: MSC ADAMS Dinamik Analiz Modeli

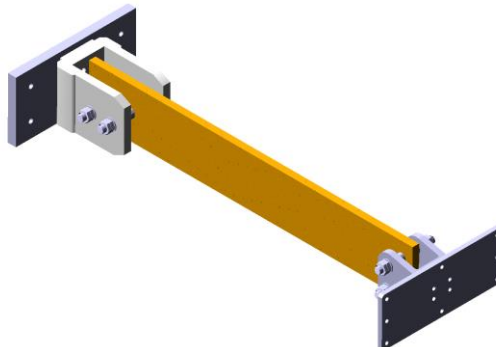
Oluşturulan dinamik analiz modeli, Durability modülünün kabiliyetleri kullanılarak, döner kiriş benzeri parça üzerindeki ilgili gerinim değerleri okunmaktadır. Okunan gerinim yükleri Microsoft Excel programının kabiliyetleri ve MSC ADAMS programında oluşturulan kalibrasyon dinamik analiz modelinden elde edilen veriler kullanılarak kesit yüklerine çevrilmektedir.

MSC ADAMS programında oluşturulan dinamik analiz modelinde Çizelge 1'de gösterilen eyleyici yükleri kullanılarak döner kiriş benzeri taklit havacılık parçası üzerindeki gerinim oluşturacak dinamik analiz modeli oluşturulmuştur.

Çizelge 1: Dinamik Analiz Modelinde Kullanılan Eyleyici Yükleri

Eyleyici İsmi	Yük [N]
Merkezcil Kuvvet	99964
Kiriş Bükülmesi 1	1040
Kiriş Bükülmesi 2	1018
Veter Bükülmesi 1	1028
Veter Bükülmesi 2	1006
Burulma	1004

Daha sonra dinamik analiz modelinden elde edilen gerinim değerlerini, kesit yüklerine çevirmek için MSC ADAMS ortamında hazırlanan kalibrasyon modeli ve Microsoft Excel programı kullanılarak bilinen yükler altında gerinme pulu tabanlı algılayıcıların ham çıktılarında ilgili kesit yüklerine ulaşılacak kalibrasyon katsayıları hesaplanmıştır. MSC ADAMS'ta oluşturulan kalibrasyon dinamik analiz modeli Şekil 6'da, dinamik analiz sonucu elde edilen gerinim değerleri kullanılarak bulunan kesit yükleri ise Çizelge 2'de gösterilmiştir.

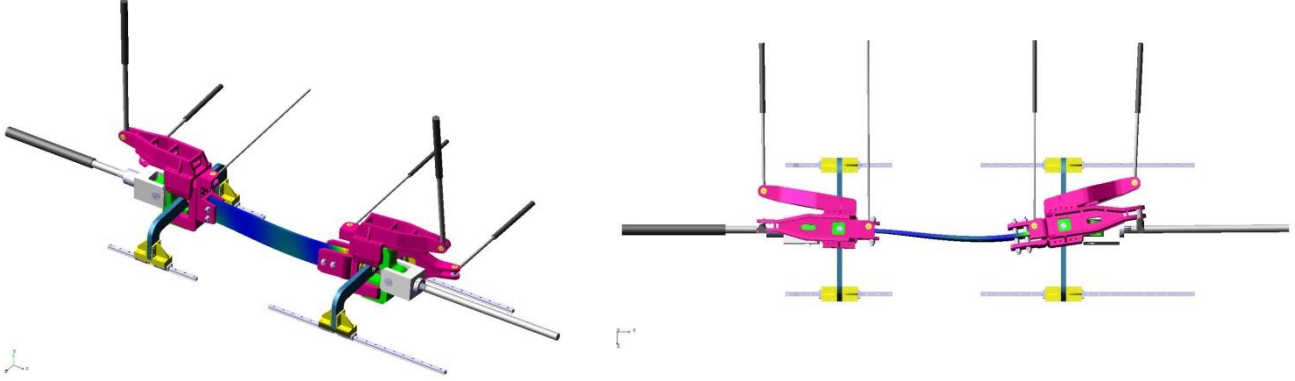


Şekil 6: MSC Adams Kalibrasyon Dinamik Analiz Modeli

Çizelge 2: Dinamik Analiz Modelinden Elde Edilen Kesit Yükleri

Algılayıcı İsmi	Kesit Yükü
Merkezcil Kuvvet	96970 N
Kiriş Bükülmesi 1	-262 kNm
Kiriş Bükülmesi 2	-250 kNm
Veter Bükülmesi 1	703 kNm
Veter Bükülmesi 2	703 kNm
Burulma	145 kNm

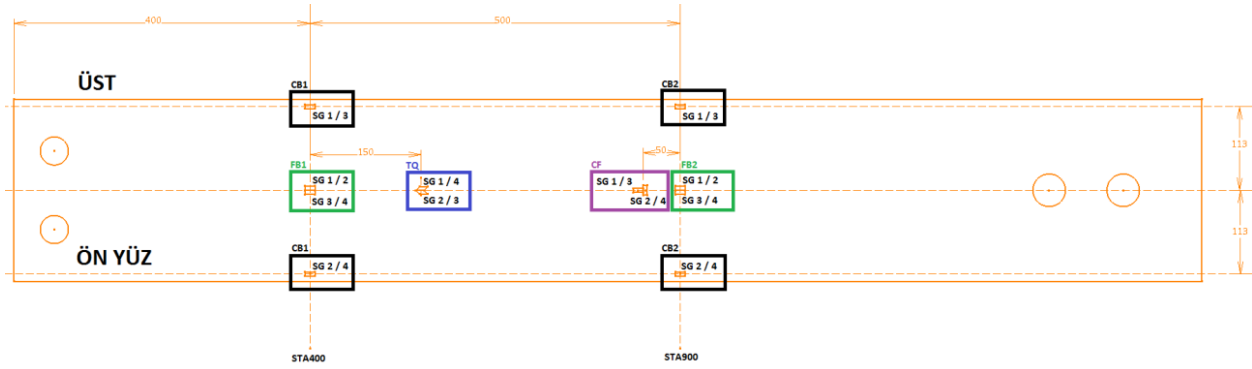
Yapılan hesaplamalar sırasında MSC ADAMS programında çalışan benzetimlerden alınmış örnek bir analiz sonucunun ekran görüntüsü Şekil 7'de görülebilmektedir.



Şekil 7; Dinamik Analiz Sonuçları (Abartılarak Gösterilmiştir.)

### Çok Eksenli Test ile Doğrulama Faaliyetleri

Eyleyici yükü hesaplama algoritmasının doğrulanması için ürettirilen döner kiriş benzeri parça üzerinde gerinim pulları yerleşimi Şekil 8'de görüldüğü gibi yapılmıştır. Gerinim pulları yerleşimi gerçekleştirildikten ve köprü devreleri oluşturulduktan sonra döner kiriş benzeri taklit havacılık parçası test düzeneğine bağlanmadan önce artı ve eksi yönlerinde veter yönünde bükülme, kiriş yönünde bükülme ve burulma kalibrasyon işlemlerine tabi tutulmuştur. Artı yöndeki merkezcil kuvvet ölçümü ise test düzeneğine bağlanarak gerçekleştirilmiştir. Döner kiriş benzeri taklit parçanın artı yönündeki burulma kalibrasyonu gerçekleştirilirken çekilen bir fotoğraf Şekil 9'da görülebilir.



Şekil 8: Taklit Parça Gerinim Pulu Yerleşimi

Kalibrasyon işleminin tamamlanmasının ardından dinamik analiz modelinde kullanılan eyleyici yükleri test düzeneğine bağlanan döner kiriş benzeri taklit parçaya uygulanmıştır. Uygulanan yüklerin taklit parça üzerinde oluşturduğu yükler kalibrasyonu yapılmış algılayıcılardan elde edilen sonuçlar Çizelge 3'te gösterilmiştir. Çok eksenli test sırasında çekilen videolardan alınan ekran görüntüleri de Şekil 10'da gösterilmiştir.

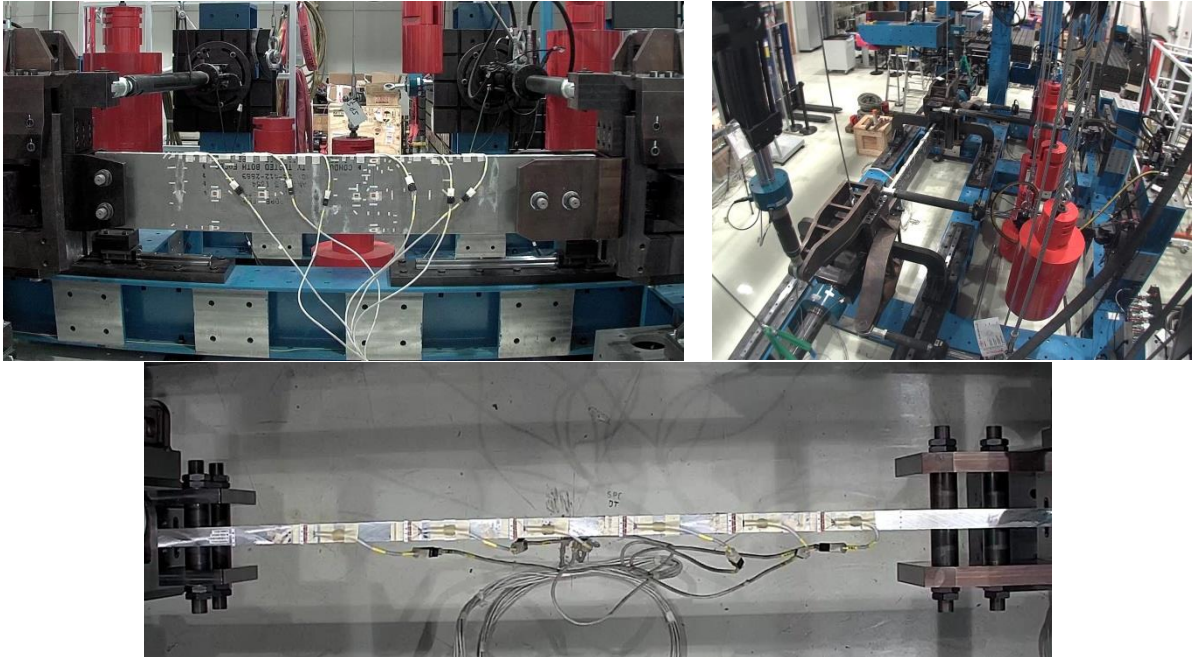
Hesaplanan kesit yükleri ile test sırasında döner kiriş benzeri taklit parça üzerindeki kalibre edilmiş algılayıcılardan elde edilen kesit yükleri karşılaştırılarak eyleyici yük hesaplama algoritmasının doğrulanması ile ilgili detaylar sonuç bölümünde anlatılmaktadır.

Çizelge 3: Çok Eksenli Test ile Elde Edilen Kesit Yükleri

Gerinim Pulu İsmi	Kesit Yüğü
Merkezcil Kuvvet	99004 N
Kiriş Bükülmesi 1	- 257 kNmm
Kiriş Bükülmesi 2	-267 kNmm
Veter Bükülmesi 1	645 kNmm
Veter Bükülmesi 2	699 kNmm
Burulma	161 kNmm



Şekil 9: Taklit Parça Kalibrasyonu



Şekil 10; Çok Eksenli Test ile Doğrulama

### SONUÇ

Döner kiriş benzeri havacılık yapılarının yapısal testi için eyleyici yükü hesaplama algoritması ile ilgili yapılan bu çalışmalar sonucunda, algoritmadan ve testten elde edilen kesit yükü sonuçları ve

bu sonuçların karşılaştırılması için kullanılan mutlak yüzde hata oranları Çizelge 4'te gösterilmiştir. Elde edilen mutlak yüzde hatalarına bakıldığında tüm kesitlerdeki hata oranının %10'un altında olduğu görülmektedir. En yüksek mutlak yüzde hatası ise %9.32 ile burulma yükünü okuyan algılayıcıdan gelmektedir. Bu çalışma ile modelleme ortamı gerçek test koşullarına yaklaştırılmaya çalışılmıştır. Test sonuçlarını doğrudan etkileyen, ancak modellenmesi oldukça zor olan sıcaklık, sürtünme, malzeme özellikleri, bağlantı elemanları ve benzeri koşullar göz önünde bulundurulduğunda elde edilen hata oranlarının güvenilir bir test başlangıcı için kabul edilebilir düzeyde olduğu söylenebilir.

Çizelge 4: Test ve Analiz Sonucunda Elde Edilen Sonuçların Karşılaştırılması

Algılayıcı İsmi	Kesit Yükü		Mutlak% Hata
	Analiz	Test	
Merkezcil Kuvvet	96970 N	99004 kN	2.05
Kiriş Bükülmesi 1	-262 kNmm	- 257 kNmm	2.03
Kiriş Bükülmesi 2	-250 kNmm	-267 kNmm	6.44
Veter Bükülmesi 1	703 kNmm	645 kNmm	9.05
Veter Bükülmesi 2	703 kNmm	699 kNmm	0.63
Burulma	146 kNmm	161 kNmm	9.32

Eyleyici yük hesaplama algoritması geliştirilmesine, dinamik analiz modelinde iyileştirmeler yapılarak ve algoritmayı otomatikleştirmek için yapılması planlanan ADAMS ve Microsoft Excel programlarının konuşturulması ile devam edilmektedir. Algoritmadaki bu iyileştirmelerin ardından yapılan çalışma gerçek bir helikopter pali üzerinde denenerek geliştirilmeye devam edilecektir.

### TEŞEKKÜR

Bildiri çalışmalarına katkılarından dolayı TUSAŞ'a ve bildiri de anlatılan test düzeneğinin tasarım faaliyetlerine katkıda bulunan Fırat Temel, Levent Ulu, Mehmet Aras ve Oktay Sevil'e sonsuz teşekkürlerimizi sunarız.

### Kaynaklar

- Anusonti-Inthra, P. & Liu, Y.; *Structural Property Determination for an Articulated Rotor Blade*. National Institute of Aerospace, 100 Exploration Way, Hampton, VA 23666, 2006.
- Lischer, A. A.; *Development Fatigue Testing of a Large Helicopter Rotor Blade*. www.astm.org sitesinden Ocak 16, 2015 tarihinde alınmıştır.
- Martin, J., Fila, J. & Reledorfer, D.; *Helicopter Structural Integrity Program (HSIP) Volume I - Structural Test Requirements Specification*. Bell Helicopter Textron Inc. Fort Worth, TX 76101; Temmuz, 1990.
- Rasuo, B.; *Design, Fabrication and Testing of the Helicopter Tail Rotor Blade from Composite Laminated Materials*. Aeronautical Department, Faculty of Mechanical Engineering, University of Belgrade, 27 Mart 1980.
- Rasuo, B.; *Experimental Study of Structural Damping of Composite Helicopter Blades with Different Cores*. Plastics, Rubber and Composites, Vol. 39 No: 1, 2010.
- Rasuo, B.; *Experimental Techniques for Evaluation of Fatigue Characteristics of Laminated Constructions from Composite Materials: Full-Scale Testing of the Helicopter Rotor Blades*. *Journal of Testing and Evaluation*, Vol. 39, No. 2, Ağustos 2010.
- Rasuo, B.; *Investigation of the Structural Damping of the Full-Scale Helicopter Main Rotor Blade Made of Composite Laminated Materials*. Faculty of Mechanical Engineering, University of Belgrade, 27 Mart 1980.
- Shin, S.; *Design, Manufacturing and Testing of an Active Twist Rotor*. Massachusetts Institute of Technology, Haziran 1999.
- Temel, F., Ulu, Y., Ulu L. ve Aras M.; *Kişisel İletişim*; TUSAŞ Helikopter Yapısal Test Personeli, 2015.