



## Fiber Optik Sensörlerin Helikopter Uçuş Test Enstrümantasyonunda Kullanımı

Ayşenur HATİPOĞLU<sup>1\*</sup>, Ahmet Can GÜNAYDIN<sup>1</sup>, Kemal FİDANBOYLU<sup>1</sup>

<sup>1</sup>TUSAŞ, Uludağ Üniversitesi Ar-Ge Merkezi, Bursa, TÜRKİYE

### Özet

Uçuş Test Enstrümantasyonu (FTI) sensörler ile donatılmış helikopter gibi bir deneysel hava aracının belirli koşullarda ve manevralarda uçuş testlerinin yapılıp davranışlarının izlenmesi ve kayıt altına alınmasından sorumludur. Gerinim, yük, basınç, ivme, titreşim ve sıcaklık gibi helikopterlerin performans, yapısal dinamik, kullanım, güvenilirlik ve bakım ölçümleri için çeşitli test verileri toplanmaktadır. Çeşitli sensörlerden toplanan verilerin kapsamlı bir şekilde işlenmesi ve filtrelenmesi gerekmektedir. Geleneksel olarak bu parametreler elektriksel ve mekanik sensörler kullanılarak elde edilmektedir. Helikopter üzerindeki dönen yapılar bu sensörlerin doğruluğunu ve ömrünü etkileyebilecek titreşimlere neden olmaktadır. Ayrıca sıcaklık, nem ve korozyonun geleneksel sensörler üzerinde olumsuz etkileri vardır. Bu geleneksel sensörleri bağlamak için çok sayıda kablo kullanılması, kablolamada karmaşıklığa, fazladan ağırlığa ve maliyete neden olmaktadır. Diğer taraftan, fiber optik sensörler, geleneksel sensörlere göre elektromanyetik girişimlere karşı bağışıklık, hafiflik, elektrik akımı iletmeme, sağlamlık, zorlu ortamlara karşı dirençli olması, yüksek hassasiyete sahip olması, sensör füzyonu için çoklama kabiliyeti, uzaktan algılama kabiliyeti gibi önemli avantajlar sunmaktadır. Aynı zamanda gerinim, basınç, sıcaklık, korozyon ve titreşim gibi parametreleri çok fonksiyonlu algılama kabiliyetine de sahiptir. Fiber Bragg Izgara (FBG) sensörleri adı verilen özel bir fiber optik sensör türü, küçük boyutları ve silindirik geometrilerinden dolayı çok az etkileşim ile kompozit malzemeler de dahil olmak üzere çok çeşitli yapılara kolay bir şekilde entegre edilebilmektedir. Bu avantajlar nedeniyle fiber optik sensörler helikopterlerde Sağlık ve Kullanım İzleme Sistemleri (HUMS) için yeni bir fırsat sunmaktadır. HUMS'da fiber optik sensörlerin kullanımının periyodik bakımı en aza indirmesi, gerçek zamanlı izleme ile önceden emniyet risklerini belirleyerek zamanla kısa ve uzun vadeli maliyetleri ve tamir sürelerini azaltması beklenmektedir. Bu makale, helikopter uçuş test enstrümantasyonunda fiber optik sensörlerin kullanılmasındaki ve büyük verinin işlenmesindeki son gelişmelere, araştırmalara ve uygulamalara genel bir bakış sunmaktadır.

**Anahtar Kelimeler:** Fiber Bragg Izgaralar (FBG) ve Fiber Optik Sensörler, Helikopter, Sağlık ve Kullanım İzleme Sistemleri (HUMS), Uçuş Test Enstrümantasyonu (FTI), Veri Toplama ve Filtreleme

### Application of Fiber Optic Sensors in Helicopter Flight Test Instrumentation

#### Abstract

Flight Test Instrumentation (FTI) is responsible for monitoring and recording the behavior of experimental aircraft such as helicopter which is equipped with sensors during flight tests in

\* İletişim e-posta: [aysenur.hatipoglu@tai.com.tr](mailto:aysenur.hatipoglu@tai.com.tr)

\*\* Bu makale çalışmasının bir kısmı ICONDATA 2019 konferansında sözlü olarak sunulmuştur.

certain conditions and maneuvers. Various test data such as strain, load, pressure, acceleration, vibration and temperature are collected for measuring the performance, structural dynamics, handling qualities, reliability and maintenance of the helicopters. Data collected from various sensors require extensive processing and filtering. Conventionally, these parameters are obtained by using electrical and mechanical sensors. The rotating structures on a helicopter, cause vibrations that can affect the accuracy and lifetime of these sensors. Besides, temperature, humidity and corrosion have negative impact on traditional sensors. The extensive utilization of cables used for connecting these traditional sensors results in harnessing complexity, extra weight and cost. On the other hand, fiber optic sensors offer significant advantages over traditional sensors such as; immunity to electromagnetic interference, lightweight, inability to conduct electric current, robustness, resistance to harsh environments, high sensitivity, multiplexing capability for sensor fusion, remote sensing capability, multifunctional sensing capabilities such as strain, pressure, temperature, corrosion and vibration. A specific type of fiber optic sensors called Fiber Bragg Grating (FBG) sensors provide easy integration into a wide variety of structures, including composite materials with little interference due to their small size and cylindrical geometry. Due to these advantages, fiber optic sensors also provide a new opportunity for Health and Usage Monitoring Systems (HUMS) for helicopters. The use of fiber optic sensors in HUMS is expected to minimize periodic maintenance and determine safety risks in advance by real time monitoring, which will eventually reduce short and long-term costs and repair times. This paper provides an overview of the recent advances, research and applications of fiber optic sensors and big data processing in helicopter flight test instrumentation.

**Keywords:** *Data Gathering and Filtering, Fiber Bragg Grating (FBG) and Fiber Optic Sensors, Flight Test Instrumentation (FTI), Health and Usage Monitoring Systems (HUMS), Helicopter*

## 1 Giriş

Veri bilimi, ham verilerden değerli bilgilerin çıkarılmasını ve analiz edilmesini sağlayan toplu süreçleri, teorileri, kavramları, araçları ve teknolojileri ifade eden geniş bir alandır. Toplanan verilerden karar alma, ürün geliştirme, ürün iyileştirme ve tahmin etme gibi birçok amaç için kullanılacak gerekli veya değerli bilgileri elde etmek temel hedeftir. Büyük veri, bilginin hammaddesidir ve kaynaklardan otomatik olarak üretilen büyük veri ileri analitik yöntemlerle işlenip analiz edilerek iletişim, medikal, havacılık, enerji, kamu hizmetleri, bankacılık, eğitim, üretim, iletişim, akıllı şehirler, erken uyarı sistemleri vs. gibi çok geniş alanda karar verme mekanizmalarında aktif rol almaktadır. Büyük veri, açılımı hacim (volume), çeşitlilik (variety), hız (velocity) olan 3V olarak bilinen bir kavramdır [1]. Aynı zamanda, çok çeşitli kaynaklardan anlık olabilecek kadar hızlı bir şekilde analiz edilebilen Zettabayt (ZB) seviyelerine kadar çıkabilen verilerdir [2].

Havacılık sektöründe büyük veri çok sayıda sensörden gelen verilerin işlenmesi ile elde edilmektedir. Bu süreç, otomatik algılama, ilişkilendirme, korelasyon, tahmin ve çoklu kaynaklardan gelen veri ve bilgilerin kombinasyonu ile ilgili çok düzeyli, çok yönlü bir

süreçtir. Örneğin hava araçlarında sensörlerden gelen verileri gelişmiş analizlerle birleştirerek, tahrik sistemlerinin davranışını gerçek zamanlı olarak izlemek mümkündür. Böylece, hava aracının bir bileşeninin kalan ömrü önceden tahmin edilebilir. Mekanik arızalardan kaçınmak ve gereksiz bakımlardan kaynaklanan yüksek maliyetleri önleyebilmek için, bakımlar ihtiyaç duyulan zamanlarda planlanabilir.

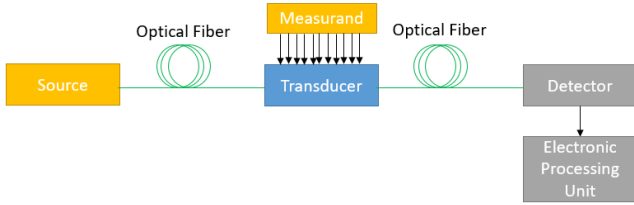
Büyük verinin havacılık sektöründeki etkisinin açık bir örneği, uçuş süresine ve hava aracının türüne bağlı olarak 300.000'e kadar parametre toplayabilen günümüzün "dijital hava aracı" dır [2].

Hava araçlarında büyük veri oluşumuna en büyük katkısı sağlayan kritik noktalara yerleştirilmiş gerinim, basınç, ivme, sıcaklık, nem vb. çeşitli sensörlerdir. Bu sensörler geleneksel elektriksel sensörler olabileceği gibi son zamanlarda sunduğu avantajlar nedeniyle Fiber Optik Sensörler (*Fiber Optic Sensors*, FOS) olabilir.

Bu makale, FOS'ların özellikleri, avantajları, Uçuş Test Enstrümantasyonu'ndaki (*Flight Test Instrumentation*, FTI) kullanımları, Sağlık ve Kullanım İzleme Sistemleri (*Health and Usage Monitoring Systems*, HUMS) ve büyük veri üzerine bir genel bakış sunmaktadır.

## 2 Fiber Optik Sensörlere Genel Bakış

Temel olarak, bir optik fiber üç farklı katmandan oluşur; öz (core), kılıf (cladding) ve kaplama (coating). Özün kırılma indisi, ışığı özün içinde tutmak için kılıf indisinden daha yüksektir. Fiber optik çalışma prensibi, ışığın tam yansıma kuralına göre saf bir dielektrik cam üzerinden iletilmesine dayanır. Kaplama optik fibere, sertlik vererek fiziksel ve kimyasal hasarlardan korur. FOS'lar maruz kaldıkları basınç, sıcaklık, nem ve gerilme gibi dış etkenler nedeniyle, üzerlerinden ilettikleri ışıkta meydana gelen faz, dalga boyu, polarizasyon ve şiddet değişimlerini ölçerek ışık enerjisini elektriksel sinyallere dönüştürmektedir [3]. FOS sistemine ait bileşenler Şekil 1'de görülmektedir.



Şekil 1. Bir fiber optik sensör sisteminin temel bileşenleri

Son yıllarda sağlamış oldukları avantajlar nedeniyle FOS'lar geleneksel elektriksel sensörlerin yerini almaya başlamışlardır [4]. Elektriksel sensörler kullanılarak yapılan bir ölçüm sisteminin kurulması zaman alır, çünkü elektriksel sensörler test edilen yapının yüzeyine tek tek yerleştirilir. Bu yerleştirme esnasında, her bir sensör için lehimleme ve ölçme aletiyle kontrolden kaynaklanan uzun kalibrasyon işlemleri gerekmektedir. Çalışma koşulları göz önünde bulundurulduğunda; titreşim, nem, sıcaklık değişimleri ve elektromanyetik girişim nedeniyle kolayca zarar görebilirler. Elektriksel sensörlerin çoklama özelliği olmamasından dolayı sınırlı sayıda sensör yerleştirilebilmektedir. Bu nedenle, yüksek çözünürlüklü çözümler elde edilemez. Ayrıca, döner kanatlı sistemlere sahip hava araçlarında elektrik sinyallerini rotordan gövde gibi sabit parçalara aktarmak için bir kayma halkası (slip ring) gerekmektedir. Ancak bu kayma halkasında meydana gelen elektriksel gürültüden dolayı verilerde bozulma görülür. Aynı zamanda, kayma halkası besleme gerilimdeki elektromanyetik girişimlerden etkilenmektedir.

Buna karşın FOS'lar; elektromanyetik etkileşime karşı bağışıklık, hafiflik, sağlamlık, zorlu ortamlara direnç, yüksek hassasiyet, sensör füzyonu için çoklama, uzaktan algılama kabiliyeti, malzemenin

içine gömülebilmeleri ve kıvılcım riskinin olmaması gibi çok önemli avantajlara sahiptirler [5, 6, 7]. İlave olarak, gerilim, sıcaklık, korozyon, basınç ve titreşim gibi farklı parametreler tek bir fiber kablo üzerinden ölçülebilir [8]. Döner kanatlı platformlarda FOS'ların kullanımı esnasında veri transferi için Fiber Optik Döner Bağlantı Elemanları (*Fiber Optic Rotary Joint, FORJ*) kullanılmaktadır. Bu elemanlar elektriksel kayma halkasının optik muadilidir ve fiber optik teknolojiyi kullanarak döner arayüzlerden tek veya çok modlu sinyallerin düşük kayıplı iletimine sahip pasif cihazlardır [9]. FORJ'lar temazsız optik arayüze sahip olma, sinyal parazitlerinin olmaması, zor çevresel koşullarda çalışma kabiliyeti gibi avantajlara sahiptirler.

FOS'lar otomotiv, demiryolları, gemi gibi ulaşım sektörlerinde, havacılık ve uzay sektörlerinde, köprülerin, binaların, yolların yapısal sağlık izlemesinin yapıldığı inşaat sektöründe, doğalgaz ve petrol boru hatlarının takibi gibi farklı alanlarda kullanılmaktadır.

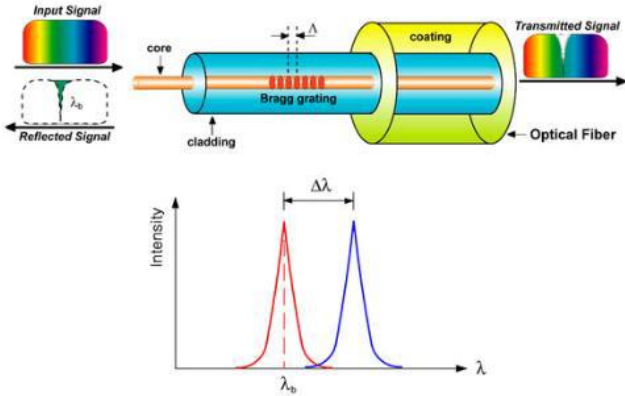
Havacılık sektöründe Boeing, Airbus, Lockheed Martin, Northrop Grumman gibi firmaların FOS'lar üzerine çok sayıda araştırmaları ve uygulamaları mevcuttur [4, 10, 11]. Bunun yanı sıra NASA, ESA ve NATO'nun yaptığı çalışmalar raporlandırılmıştır [3, 12, 13].

Havacılık alanında FOS'lar; titreşim, basınç, tork, gerilim, sıcaklık vb. parametrelerin ölçümünde; darbe, çatlak, yakıt ya da sıvı seviyesi, kompozit malzemelerde delaminasyon, deformasyon ve iniş takımlarında hasar tespiti gibi birçok uygulamada kullanılmaktadır [14-16].

FOS'lar interferometrik, ızgara tabanlı ve dağıtık sensörler olarak üç grupta incelenmektedir [4]. Interferometrik sensörler; Mach-Zehnder, Michelson, Sagnac ve Fiber Fabry-Perot interferometresi olmak üzere dört çeşittir. Izgara tabanlı sensörler; Fiber Bragg Izgara (*Fiber Bragg Grating, FBG*), Uzun Periyotlu Izgara (*Long Period Grating, LPG*), Eş Aralıklı Olmayan (Chirped) FBG ve Eğilmiş (Tilted) FBG'dir. Dağıtık sensörlerin ise; Rayleigh, Raman ve Brillouin olmak üzere üç çeşidi vardır. Öte yandan, FBG adı verilen ızgara tabanlı fiber optik sensör türü, küçük boyutlarından ve silindirik geometrilerin dolayı çeşitli kompozit malzemelere çok küçük etkileşimle kolay entegre edilmektedirler. Çoklama ve dinamik ölçüm yeteneklerine sahip olup, uzaktan algılama için uygundur. FBG sensörlerin, havacılık yapılarının

yaşam döngüleri boyunca gerçek zamanlı izlenmesinde kullanılmasına başlanmıştır [17].

Gerinim ve sıcaklık gibi çevresel parametreler, optik fiberde Bragg dalga boyunda kaymalara neden olur. Fiziksel veya kimyasal nicelikler, Bragg dalga boyunda meydana gelen bu kaymalar tespit edilerek ölçülebilir. FBG sensörlerinin çalışma prensibini gösteren şematik Şekil 2'de görülmektedir.



Şekil 2. FBG sensörün çalışma prensibi şeması [18]

Bragg dalga boyundaki yansıma Denklem (1) ile hesaplanmaktadır;

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda \quad (1)$$

$\lambda_B$  yansıyan Bragg dalgaboyu,  $n_{eff}$  optik fiberin efektif kırılma indisini ve  $\Lambda$  ızgara periyodunu göstermektedir.

FBG'ye uygulanan gerilme ve sıcaklık, merkez dalga boyunda değişime neden olur hem ızgara periyodunu  $\Lambda$ , hem de fiberin  $n_{eff}$  kırılma indeksini değiştirir. Denklemde (2)'de görüldüğü gibi, dalga boyundaki kayma gerinim ve sıcaklığın bir fonksiyonudur [14].

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B(1 - \rho_\alpha)\Delta\varepsilon + \lambda_B(\alpha + \xi)\Delta T \quad (2)$$

$\Delta\lambda_B$  Bragg dalga boyundaki değişim,  $\rho_\alpha$  foto elastik katsayısı,  $\Delta\varepsilon$  gerilme değişimi,  $\alpha$  termal genleşme katsayısı,  $\xi$  termo-optik katsayısı ve  $\Delta T$  sıcaklık değişimini gösterir. Denklemde ilk kısmı Bragg dalga boyu üzerindeki gerilme etkisini verirken, ikinci kısım sıcaklığın etkisini verir [19, 20].

### 3 Uçuş Test Enstrümantasyonu ve Büyük Veri

Uçuş testleri, herhangi bir hava aracı geliştirme programının önemli bir aşamasıdır. FTI, tasarımı doğrulamak, diğer tüm alt sistemlerin çeşitli uçuş test koşullarında performansını değerlendirmek için önemli bir alt sistemdir [5, 21-25]. Ayrıca uçuş sonrası veri analizinde önemli bir rol oynar ve hava

araçlarında uçuşa elverişlilik sertifikası almayı sağlar. FTI sürecinde gerçekleştirilen testlerde, motor, iniş takımları, pallerin durumu gibi sensör sisteminden elde edilen bilgiler takip edilmektedir.

Test araçlarının doğru şekilde ölçülmesi, başarılı bir test süreci için temel bir ön koşuldur. Test uçuşundan önce veya sonra hava aracındaki sensörler, kablolar veya veri toplama ekipmanlarından kaynaklanan gecikmeler potansiyel olarak bir test sürecinin maliyetine milyonlarca lira ekleyebilir.

FTI'da kullanılan sensör sistemlerinin hafif, dayanıklı, güvenilir, yüksek hassasiyet ve doğruluğa, hızlı kurulumu sahip ve zor şartlar altında çalışabilir olması gerekmektedir. Şekil 3'te FTI için elektriksel sensörlerle donatılan bir hava aracının kablo yoğunluğu görülmektedir.



Şekil 3. Enstrümente edilmiş hava aracı

FOS'ların elektriksel gerinim sensörlerine iyi bir alternatif olduğu 2012 yılı RTO AG-160 Vol. 22 / SCI- 228 numaralı NATO Raporu'nda belirtilmiştir [5].

Sensörlerin yanı sıra, FTI aşağıdaki özelliklere sahip veri toplama ve analiz sistemlerini gerektirir:

- Her tür analog ve dijital sinyal karışımını kabul edebilme yeteneği ile yüksek veri toplama kapasitesi
- Yüksek genel hassasiyet
- Güvenilirlik
- Bakım kolaylığı
- Yeni gereksinimler ve öngörülemez olaylar ile başa çıkmak için esneklik
- Çarpışma kaydı ve telemetri izleme tesisleri
- Veri işleme ve analiz ekipmanı ile matematiksel modellere doğrudan giriş için uygun formda veri depolama
- Güçlü etkileşimli veri analiz olanakları

Doğru sistem seçiminin, uçuş testlerinin etkinliği üzerinde ve sonuç olarak, yeni hava aracı projesinin

genel maliyeti ve kârlılığı üzerinde derin etkileri olabilir.

Toplanan verileri analiz etmek, hataları belirlemek ve arıza süresi tahmin etmek için çok sayıda yapay zekâ ve model tabanlı teknikler mevcuttur. Bunlar matematiksel model oluşturma; Hızlı Fourier Dönüşümü (*Fast Fourier Transform, FFT*) veya Dalgacık Dönüşümü (*Wavelet Transform, WT*) gibi teknikler ile sinyal işleme; istatistik kullanarak özellik çıkarma, Küme Algoritmaları, Yapay Sinir Ağları ve Genetik Algoritmaları kullanılarak veri madenciliği; Kesin Mantık, Bulanık Mantık ve Bayes Ağları ile muhakeme ve karar verme teknikleridir [26]. Yapılan literatür araştırmasında yapay zekâ ve model tabanlı birçok çalışmaya rastlanmıştır.

[27] 'de uçuş testinin ön kontrol aşamasına odaklanarak, mühendisler tarafından gerçekleştirilen görevlerin, makine öğrenmesi tekniklerinin uygulaması ile otomatikleştirilmesi üzerine bir çalışma sunulmuştur. Bu çalışma, Curtiss-Wright tarafından geliştirilen ve Gelişmiş Sistem Teşhisi için Makine Öğrenmesi adlı bir uygulamayı özetlemektedir.

National Aerospace Laboratuvarı'nda (NLR) F-16 uçağına ait hız, irtifa ve durum verileri uçuş manevraları esnasında toplanmıştır. Bu uçuş verilerinden matematiksel modeller oluşturularak hidrolik aktüatörlerin çalışma durumuna ait veriler türetilmiştir [28].

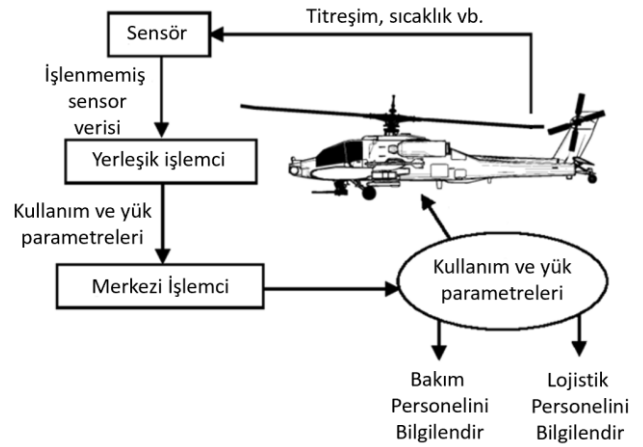
NASA'nın Dryden's Flight Load Laboratuvarı'nda yapmış olduğu çalışmalarda İkhana İnsansız Hava Aracı üzerinde FBG sensörler kullanılarak yük testleri ve manevralar sırasında kanatlarda şekil algılama testleri gerçekleştirilmiştir [5].

Cranfield Üniversitesi tarafından İskoç Havacılık Bulldog hafif akrobasi uçağı üzerinde yapılan bir çalışmada, dinamik gövde basınçlarını ölçmek için basınç sensörü olarak Fabry-Perot interferometre (*Extrinsic Fabry Perot Interferometer, EFPI*) ve kanatta yüzey gerilimi ölçümü için FBG'ler kullanılmıştır. Yapılan çalışmada -1g ile 6g aralığında bir dizi dinamik manevra sırasında elde edilen veriler incelenmiştir [29].

#### 4 Sağlık ve Kullanım İzleme Sistemleri ve Büyük Veri

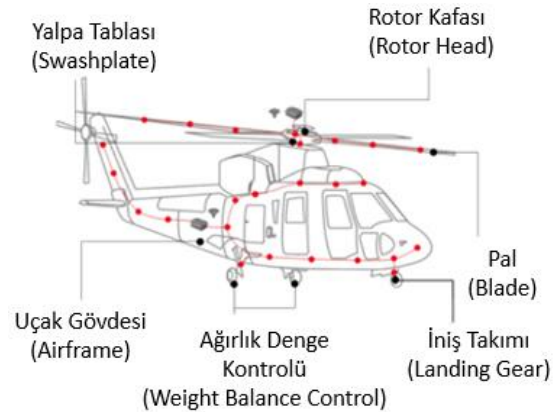
HUMS; aviyonik, bilgisayar teknolojileri ve sensörlerdeki gelişmeler sonucunda helikopterlerin uçuşa elverişliliğini ortaya koymak için geliştirilmiş sistemlerdir. Amacı, kritik bileşenlerin teşhis ve tahminleri ile çalışma

maliyetlerini düşürürken, aynı zamanda güvenliği ve güvenilirliği arttırmaktır [30]. Sabit kanatlı hava araçları için geliştirilen Yapısal Sağlık İzleme (*Structural Health Monitoring, SHM*) sistemlerinin aksine HUMS, motor ve şanzıman performansının kaydedilmesinden yararlanan, rotor takibi ve dengeyi sağlayan döner kanatlı hava araçlarına odaklanmıştır. HUMS ayrıca yardımcı güç ünitesi kullanımını ve aşımalarını izlemek için yapılandırılabilir, yerleşik test ve Uçuş Veri Kaydı (*Flight Data Recorder, FDR*) işlevlerini içerir. Şekil 4'de yapısal bir uygulama için HUMS mimarisinin şematik bir gösterimi görülmektedir.



Şekil 4. Yapısal uygulama için bir HUMS mimarisinin şematik diyagramı [31]

Bir helikopter üzerinde takibi yapılabilecek bazı bileşenler Şekil 5'de görülmektedir.



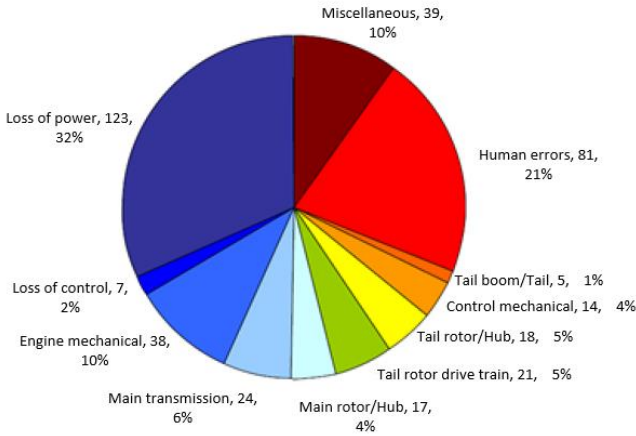
Şekil 5. Helikopter üzerinde takibi yapılan bileşenler [32]

Sağlık ve kullanım izleme sistemlerinin ikisi de parametrik verilerin toplanması işlemine dayanmasına rağmen, sağlık izleme sistemi, sistemin performansına ve amaçlanan işlevi yerine getirmeye devam etme kabiliyetine odaklanmıştır. Öte yandan, kullanım izleme sistemi, birikmiş

toplam çalışma süresini göz önünde bulundurarak bir veya daha fazla bileşen ile yaşam tüketimini ölçer. Kullanım izleme verileri normalde bir yer işleme sistemine aktarılır ve zamanlanmış bakım veya bir bileşenin faydalı ömrünün sonuna ulaştığında değiştirilmesini öngörmek için kullanılır.

Farklı helikopterler için yapılmış, 90 farklı HUMS çalışmasına ait bilgiler [33]'de verilmiştir. Aynı zamanda bu çalışmanın bir parçası olarak Teledyne Avionics, Bristow Helicopters, Bell Helicopter Textron, Howell Instruments ve Sikorsky Aircraft Division gibi kuruluşlar tarafından geliştirilen sağlık ve kullanım izleme sistemlerinin bir listesi sunulmuştur.

Southampton Üniversitesi'nde yapılan geniş kapsamlı bir doktora çalışmasında 1998 ila 2004 yılları arasında meydana gelen sivil döner kanatlı hava aracı kazalarının nedensel oranları Şekil 6'da gösterilmektedir.



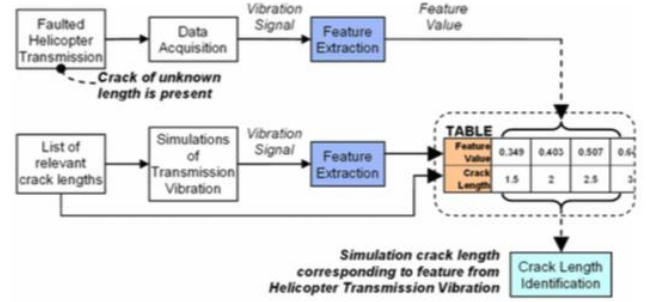
Şekil 6. ABD sivil rotor uçağı kazaları ile ilgili araç faktörünün nedenleri (1998- 2004) [26]

Bu çalışmada, 1963 ile 1997 yılları arasındaki verilere göre kaza oranlarında önemli düşüş meydana geldiği, tasarım, imalat, bakım veya operasyon aşamalarında görev alan insan faktörünün kazalarda büyük paya sahip olduğu, araç kaynaklı kazalarda motor arızalarının birincil neden olduğu vurgulanmıştır. Bu gibi hataların minimize edilmesi için HUMS'da yapılabilecek iyileştirmelerle ilgili önerilerde bulunulmuştur. Aynı zamanda bu çalışmalar sırasında büyük verinin işlenmesi amacıyla kullanılacak yapay zekâ algoritmalarına detaylı şekilde değinilmiştir. Çalışma kapsamında Chinook helikopteri HUMS Durum Göstergelerinin (CIs) yönetimi ve analizi, milyonlarca CI verisi ile Adaptif Eşikleme (Adaptive

Thresholds) ve Kümeleme (Clustering) dahil bir dizi teknik kullanılarak yapılmıştır [26].

Fiber optic sensörlerin HUMS'daki kullanımına örnek olarak helikopter pallerindeki deformasyonun ölçülmesini verebiliriz. Ka-62 helikopterinin rotor kanadı ve Gelişmiş Yüksek Hızlı Helikopter Laboratuvarı'nın ana rotoru (*Advanced Laboratory of High-Speed Helicopter, AL HSH*) kullanılarak yapılan bir deneysel çalışmada FBG sensörleri ve Fabry Perot interferometresine dayanan akustik emisyon sensörleri, kompozit pallerin teknik durumunu izlemek için entegre edilmiştir [32].

Şekil 7, helikopter transmisyon testinde planet taşıyıcı plakada oluşan çatlak, titreşim sinyallerini kullanarak, başarıyla tanımlamak için sistematik bir işlemi göstermektedir [30].



Şekil 7. Titreşim ölçümleri kullanılarak bir helikopter transmisyonundaki çatlak uzunluğunun tanımlanması için bir işlem [30]

Farklı bir çalışmada, ABD Ordusu Duruma Dayalı Bakım Programı (The US Army Condition Based Maintenance Program) kapsamında, döner kanatlı hava aracı bileşenlerinde HUMS karar verme tekniklerini geliştirmek için makine öğrenmesi algoritmalarının kullanımı incelenmiştir. Program kapsamında biri motor çıkışlı şanzıman, diğeri turbo şaftlı motor için veri setleri oluşturulmuştur [34].

Herhangi bir güvenlik veya güvenilirlik sorunundan ödün vermeden doğrudan gövdenin bakım maliyetlerini düşürmek amacıyla, son yıllarda titreşim izleme sistemleri helikopterlerde dişlilere ve dönen şanzımanların şaftlarına entegre edilmiştir. Böylece, HUMS yeni nesil helikopterlerin ayrılmaz bir parçası haline gelmiştir. HUMS sistemi Sikorsky SH-60B Black Hawk, S-61, ve S- 76, AgustaWestland EH-101 ve AW139, Boeing CH-47D Chinook, MH- 47E, WAH-64 Apache, UH-60A Black Hawk ve AH-64D Apache gibi farklı helikopterlerde kullanılmaktadır. Yapılan bir çalışmada helikopter gövdelerindeki çatlak yayılımını bir sensör ağı

kullanarak izlemek için güvenilir bir yöntem sunulmuştur. Sensörlerden gelen veriler, sonlu elemanlar modellerinin sonuçlarıyla birlikte ayrıntılı ve entegre bir şekilde kullanılarak kalan ömür gerçek zamanlı olarak hesaplanabilmektedir [35].

Diğer bir örnek iniş sırasında iniş takımlarının yaşadığı yükleri tahmin etmek üzerine verilebilir. İniş takımları, kontrollü mafsallı, çok sayıda enerji emilim eksenine sahip karmaşık bir sistemdir ve yerdeyken uçağı destekleyen tek yapıdır. Bir uçak taksi, kalkış ve iniş sırasında zeminde manevra yaptığı aşırı ve değişken yükleri taşımaktadır, ancak uçağın uçuşunun çoğunluğu sırasında istiflenip kullanılmadığı için hafif ve kompakt olmalıdır [36]. Literatürde iniş takımlarının bileşenleri üzerindeki yüklerin tahmininde Gauss Proses regresyonunun kullanımı üzerine bir çalışma mevcuttur. Modellerin başarılı bir şekilde eğitimi ile, gelecekteki yük kalıpları (patternleri) sadece bu ölçümler kullanılarak tahmin edilmiştir [36].

Diğer bir HUMS örneği, NASA Ames Araştırma Merkezi'ndeki AH-1 Cobra helikopterinin transmisionunda manevra durumunda, uçuş evreleri sırasında ve pilot değişimlerinde çok eksenli titreşim cevapları incelenerek veri kümeleri oluşturulup istatistiksel analizleri yapılmıştır [37].

[38]'da insansız hava aracının FBG sensörleri kullanılarak hasar tespiti yapılmıştır. Makine öğrenme tekniklerinden bir yaklaşım olan Gauss dağılımının genellemesi olarak görülebilen Gauss Proses (GP) modellemesi tanı için sınıflandırma problemlerine uyarlanır. Bu modellemenin temel avantajı, öğrenme ve model seçme problemiyle başa çıkma konusunda sağlam bir yaklaşım olmasıdır. Bu çalışmanın amacı, ayrık strain ölçümleri ile GP modellemesine dayalı havacılık yapılarında hasar tespiti için bir metodolojiyi değerlendirmektir.

Hasar tespiti için yapılan farklı bir çalışmada hem kullanım izleme hem de hasar tespiti için FBG ve Dağıtık Rayleigh Geri-saçılmalı (Distributed Rayleigh Backscattering) gerinim algılanmasına dayalı hibrit, düşük maliyetli HUMS konsepti sunulmaktadır. Bu iki algılama sistemine sahip konsept, tipik bir ticari uçak gövdesinin sertleştirilmiş yüzey panelinde doğrulanmıştır [39].

## 5 Sonuç

FTI; tasarımı doğrulamak, diğer tüm alt sistemlerin çeşitli uçuş test koşullarında performansını değerlendirmek ve uçuşa elverişlilik sertifikasını

alması için sensörler ile donatılmış helikopter gibi bir deneysel hava aracının belirli koşullarda ve manevralarda uçuş testlerinin yapılabildiği davranışlarının izlenmesi ve kayıt altına alınmasını sağlayan önemli bir alt sistemdir.

HUMS; helikopterlerin uçuşa elverişliliğini ortaya koymak için geliştirilmiş sistemlerdir. HUMS'ta sensörlerden elde edilen büyük miktardaki ham veri hava aracı üzerindeki alışılmadık yapısal davranışların tespit edilmesi, hasarın konumunun ve büyüklüğünün belirlenmesi için kullanılmaktadır. Bu verilerin değerlendirilmesiyle periyodik bakımın en aza indirgenmesi, gerçek zamanlı izleme ile önceden emniyet risklerini belirleyerek zamanla kısa ve uzun vadeli maliyetleri ve tamir sürelerini azaltır. Geleneksel olarak bu işlemlerde algılama elektriksel ve mekanik sensörler kullanılarak yapılmaktadır. Helikopter üzerindeki dönen yapılar bu sensörlerin doğruluğunu ve ömrünü etkileyebilecek titreşimlere neden olmaktadır. Ayrıca sıcaklık ve nem gibi fiziksel etkilerin geleneksel sensörler üzerinde olumsuz etkileri vardır. Bu geleneksel sensörleri bağlamak için çok sayıda kablo kullanılması, kabla karmaşıklığına, fazladan ağırlığa ve maliyete neden olmaktadır. Diğer taraftan, FOS'lar, geleneksel sensörlere göre elektromanyetik girişimlere karşı bağışıklık, hafiflik, elektrik akımı iletmeme, sağlamlık, zorlu ortamlara karşı dirençli olması, yüksek hassasiyete sahip olması, sensör füzyonu için çoklama kabiliyeti, uzaktan algılama kabiliyeti, kıvılcım riskinin olmaması gibi önemli avantajlar sunmaktadır. Aynı zamanda gerinim, basınç, sıcaklık, korozyon ve titreşim gibi parametreleri çok fonksiyonlu algılama kabiliyetine de sahiptir.

FTI ve HUMS'da; FOS'lar ağırlıklı olarak gerinim, yük, ivme, titreşim, basınç ve sıcaklık gibi helikopterlerin performans parametrelerinin ölçümleri, darbe ve çatlak tespiti, kompozit malzemelerin delaminasyonu, iniş takımlarının hasar tespiti, tork ölçümü, yakıt veya sıvı seviyesi tespiti için kullanılmaktadır. FBG adı verilen ızgara tabanlı FOS türü, küçük boyutlarından ve silindirik geometrilerin dolayı çeşitli kompozit malzemelere çok küçük etkileşimle kolay entegre edilmektedirler. Çoklama ve dinamik ölçüm yeteneklerine sahip olup, uzaktan algılama için uygundur. Bu nedenle, FBG sensörlerin, havacılık yapılarının yaşam döngüleri boyunca gerçek zamanlı izlenmesinde kullanılmasına başlanmıştır. Gerçek zamanlı toplanan verileri analiz etmek,

hataları belirlemek ve arıza süresi tahmin etmek için çok sayıda yapay zekâ ve model tabanlı teknikler mevcuttur.

Bu makale, FTI ve HUMS'ta FOS'ların kullanılması ve büyük verinin işlenmesi konularındaki son gelişmelere, araştırmalara ve uygulamalara genel bir bakış sunmuştur.

### Kaynaklar

- [1] Aktan E. "Büyük Veri: Uygulama Alanları, Analitiği ve Güvenlik Boyutu". *Bilgi Yönetimi Dergisi*, 1(1), 1-22, 2018.
- [2] Badea V. M, Zamfiroiu A, Boncea R. "Big Data in the Aerospace Industry". *Informatica Economică*, 22(1), 17-24, 2018.
- [3] Güemes A. "Fiber Optics Strain Sensors". NATO-STO Lecture Series (STO-EN-AVT-220), 16, 2014.
- [4] Sante R. D. "Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications". *Sensors*, 15(8), 18666-18713, 2015.
- [5] Richards W. L. "Application of Fiber Optic Instrumentation". AGARD and RTO Flight Test Instrumentation Series AGARDograph 160 (AG 160) North Atlantic Treaty Organization (NATO) Science and Technology Organization (STO), Paris, Fransa, 22, 2012.
- [6] Davies H, Everall L. A, Gallon A. M. "Structural health monitoring using smart optical fiber sensors". *Smart Materials*, Melbourne, Australia, 134-143, 2000.
- [7] Udd E. "Fiber grating sensors for structural health monitoring of aerospace structures". *Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering*, San Diego, Kaliforniya, Mart 2006.
- [8] Fidanboy lu K. Efendiođ lu H. S. "Fiber Optic Sensors and Their Applications". *5th International Advanced Technologies Symposium (IATS'09)*, Karabük, 13-15 Mayıs 2009.
- [9] Dorsey G. "Fiber Optic Rotary Joints-A Review", *IEEE Transactions on Components Hybrids and Manufacturing Technology* 5(1), 37- 41, 1982.
- [10] Foote P, Read I. "Applications of optical fibre sensors in aerospace: the achievements and challenges". *Applications of Optical Fiber Sensors*, Glasgow, Birleşik Krallık, 31 Ağustos 2000.
- [11] Micron Optics Inc., [www.micronoptics.com/applications/sensing-solutions/aerospace/](http://www.micronoptics.com/applications/sensing-solutions/aerospace/) (25.09.2019)
- [12] Mckenzie I, Karafolas N. "Fiber Optic Sensing in Space Structures: The Experience of the European Space Agency" *17th International Conference on Optical Fibre Sensors*, Bellingham, WA, 23-27 Mayıs 2005.
- [13] Richards W. L, Parker A. R, Ko W. L, Piazza A, Chan P., "Application of Fiber Optic Instrumentation, AGARD and RTO Flight Test Instrumentation Series AGARDograph 160 (AG 160)". North Atlantic Treaty Organization (NATO) Science and Technology Organization (STO), Paris, Fransa, 22, 2012.
- [14] SAE International, "Fiber Optic Sensors for Aerospace Applications" AIR6258 Aerospace Information Report, 2015.
- [15] Luczak M, Peeters B, Dziejch K. "Static and dynamic testing of the full scale helicopter rotor blades". *Proceedings of ISMA 2010 including USD2010*, Leuven, Belçika, 20-22 Eylül 2010.
- [16] Weber S. "Measurement of dynamic rotor blade deformation (BLADESENSE)". Aerospace Technology Institute, 2017.
- [17] Kahandawa G. C, Epaarachchi J, Wang H. "Use of FBG sensors in SHM of aerospace structures". *Photonic Sensors*, 2(3), 203-214, 2012.
- [18] Kim J. M, Kim C. M, Choi S. Y, Lee B. Y. "Enhanced strain measurement range of an FBG sensor embedded in seven-wire steel strands," *Sensors*, 17(7), 1654-1665, 2017.
- [19] Mrad N, Xiao G. Z. "Multiplexed fiber Bragg gratings for potential aerospace applications". *2005 International Conference on MEMS, NANO and Smart Systems (ICMENS'05)*, Banff, Alberta, Kanada, 24-27 Temmuz 2005
- [20] Ma Z, Chen X. "Fiber Bragg gratings sensors for aircraft wing shape measurement: Recent Applications and Technical Analysis". *Sensors*, 19(55), 1-25, 2019.
- [21] Borek R, Pool A. "Basic Principles of Flight Test Instrumentation Engineering". AGARD and RTO Flight Test Instrumentation Series AGARDograph 160, NATO ve STO, Paris, Fransa, 1, 1994.
- [22] Kottcamp E, Wilhelm H, Kohl D. "Strain Gauge Measurements on Aircraft". AGARD and RTO Flight Test Instrumentation Series AGARDograph 160, NATO ve STO, Paris, Fransa, 7, 1976.
- [23] Trenkle F, Reinhardt M. "In-Flight Temperature Measurements". AGARD and RTO Flight Test Instrumentation Series AGARDograph 160. NATO ve STO, Paris, Fransa, 2, 1973.
- [24] Van der Linden J. C, Mensink H. A, "Linear Angular Measurement of Aircraft Components". AGARD and RTO Flight Test Instrumentation Series AGARDograph 160. NATO ve STO, Paris, Fransa, 8, 1977.
- [25] Wuest W. "Pressure and Flow Measurement". AGARD and RTO Flight Test Instrumentation Series AGARDograph 160. NATO ve STO, Paris, Fransa, 8, 1980.
- [26] Knight P. R. Artificial Intelligence and Mathematical Models for Intelligent Management of Aircraft Data. Doktora Tezi, University of Southampton, Birleşik Krallık, Ekim 2012.
- [27] Cooke A, Melia T, Grayson S., "The Application of Machine Learning Techniques in Flight Test Applications". *Proceedings from the International Telemetry Conference*, 7-10 Kasım 2016.



- [28] Kannemans H, Jentink H. W. "A method to derive the usage of hydraulic actuators from flight data". *23rd ICAS Congress*, Toronto, Kanada, 8-13 September 2002.
- [29] Lawson N.J, Correia R.N.G, Partridge M, Staines S.E, James S.W, Gautrey J.E, Tatam, R.P. "Adaption of Fibre Optic Sensors and Data Processing Systems for Flight Test on a Bulldog Light Aircraft". *36th European Telemetry and Test Conference*, Nürnberg, Almanya, 10-12 Mayıs 2016.
- [30] Mrad N, Mrad R. L. *Advances in health monitoring and management*. Editor: Petricaá Vitureanu. Expert Systems for Human, Materials and Automation, 109-136, InTech, Rijeka, Hirvatistan, 2011.
- [31] Zaman T, Bayoumi A. "Analysis of health and usage monitoring system (HUMS) users perspective towards mission benefits using Regression Analysis". *AHS 70th Annual Forum & Technology Display*, Montreal, Quebec, Kanada, 20-22 Mayıs 2014.
- [32] Lvov N. L, Khabarov S. S, Gavrikov M. Y. "Creation of an integrated system for monitoring the technical condition of high-quality helicopter units based on fiber- optic technology". *International Journal of Engineering & Technology*, 7(4.38), 1162-1166, 2018.
- [33] Miller L, McQuiston B, Frenster J, Wohler D. "Rotorcraft health and usage monitoring systems- A literature survey". US Department of Transportation, Virginia, ABD, 1991.
- [34] Wade D. R, Wilson A. "Machine learning algorithms for HUMS improvement on rotorcraft". *AHS 71st Annual Forum*, Virginia Beach, Virginia, 5-7 Mayıs 2015.
- [35] Giglio M, Manes A, Mariani U, Molinaro R, Matta W. "Helicopter fuselage crack monitoring and prognosis through on-board sensor network". *6th International Conference on Condition Monitoring and Machinery Failure Prevention Technologies*, Dublin, İrlanda, 23-25 Haziran, 2009.
- [36] Holmes G, Sartor P, Reed S, Southern P, Worden K, Cross K. "Prediction of Landing Gear Loads Using Machine Learning Techniques". *Structural Health Monitoring*, 15 (5), 568-582, 2016.
- [37] Huff E. M, Tumer I. Y. "Analysis of maneuvering effects on transmission vibration patterns in an AH1 cobra helicopter". *Journal of the American Helicopter Society*, 47(1), 42-49, 2002.
- [38] Montaya J. A, Arredondo M. A. T, Perez J. S. "Gaussian process modeling for damage detection in composite aerospace structures by using discrete strain measurements". *7th Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring*, Hong Kong, China, 12-15 Kasım 2018.
- [39] Tur M, Bosboom M, Evenblij R, Michaelides P, Gorbatov N, Bergman A, Ben-Simon U, Kressel I, Kontis N, Koimtzoglou C. "Fiber-optic based HUMS concept for large aircraft structure based on both point and distributed strain sensing". *8th European Workshop On Structural Health Monitoring*, Bilbao, İspanya, 5-8 Temmuz 2016.