

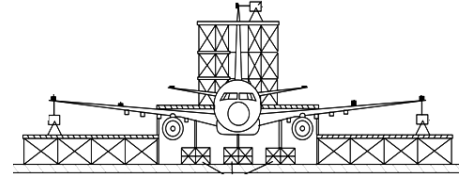
# Hava Araçlarında Tasarımın Uçuşa Elverişliliği için Ömür Analiz ve Testleri

## 1. Giriş

Uzay ve hava platformlarından istenen görevlerin icrası ileri teknolojilerin en önemli itici güçlerinden birisidir. Bu yapıların öngörülen performans ve emniyette tasarlanması havacılık mühendisliğinin hedeflerinin başında gelmektedir. Gelişmekte olan bir ülkenin havacılık teknolojilerinin gelişiminde bakım mühendisliği seviyesinden lisanslı ürün imalat mühendisliğine, entegrasyon mühendisliği seviyesinden platform tasarım ve geliştirme mühendisliğine geçiş yapılarak uçuşa elverişlilik sertifikasyonuna sahip olması beklenmektedir. Böylelikle bütünsel mühendisliklerle elde edilen tecrübelerle özgün tasarımlarla elde edilecek hava platformlarında riskler minimize edilebilecektir.

Teknolojik sistemlerin teknik yaşam süreci, kavramsal tasarım, tasarım, analiz, imalat, test ve servis işlemleri olarak temel çalışma gruplarına ayrılmaktadır. Bu çalışmalarda genel olarak yapısal içerikli adımlar takip edilmektedir. Ön tasarım işleminde ilk yapılması gereken işlemlerden birisi sisteme gelen yüklerin belirlenmesidir. Mühendislik analiz çalışmaları, yapısal analiz, aerodinamik analiz, aeroelastik analiz, ağırlık-denge analizi, elektriksel analizler ve EMI/EMC analizleri vb. içermektedir. Bu çalışmalar tamamlandıktan sonra yer testleri ve uçuş testleri yapılmaktadır. Yer testlerinde sırasına göre işlevsel ve fiziksel uyumluluk testleri, yer titreşim testi (GVT), ayrılma testleri, termal testler, yapısal bütünlük testleri vb. gerçekleştirilmektedir. Uçuş testlerinde ise uçuş yükleri testi, performans testleri, tasarım doğrulama testleri (uçuşa elverişlilik), balistik testler,

ayrılma testleri, çırpıntı (flutter) testi vb. işlem adımları bulunmaktadır[1].

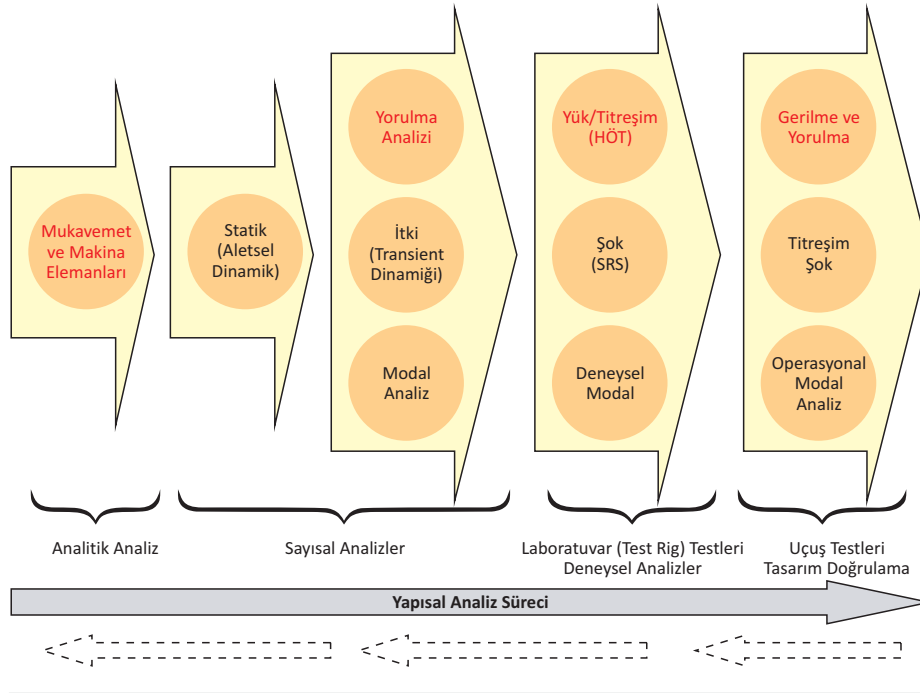


Şekil 1: Uçak Yer Titreşim Testleri

Hava platformlarında güvenliğin ön planda olması ve sürekli değişen teknolojik uygulamalarının ilklerinin bu sahada yapılması nedeniyle, yapısal tasarımlar ve platform üzeri entegrasyonlar belirlenmiş bazı yönetmeliklere göre kontrol edilmektedir [2]. Hava platformlarında ağırlık, hız, yükseklik vb. ölçütlerin olması nedeniyle güvenlik faktörünün belirli limitlerde olması gerekmektedir [3]. Dolayısıyla yapılar servis esnasında oluşabilecek hasarlara karşı olması gerektiği kadar toleranslarda tasarlanmalıdır. Bunu elde edebilmek için detaylı analizlerin yanı sıra detaylı test adımları da izlenmelidir.

Hava araçları tasarım ve analiz süreçlerinde deneysel analiz yöntemleri uygulanmaktadır. Bu yöntemler arasında uzama telleri (strain gage) ile gerilme ölçümü, deneysel modal analiz ile yapısal dinamik davranış belirleme, rüzgâr tüneli kullanarak aerodinamik özelliklerin ölçümü, fotoelastik kaplama ile tüm bölge gerilme dağılımının elde edilmesi vb. teknikler bulunmaktadır. Deneysel analizler uçak malzemeleri kuponlarından, makine elemanlarına, cihazlara ve tüm uçağın gövdesine kadar (titreşim tablası, simülatör test rig, vb.) çeşitli aşamalarla uygulanmaktadır.

Hava platformu entegrasyonunda da her bir prototipinin yorulma analizleri benzer şekilde küçük levha ve parçalardan büyük yapılara kadar gerçekleştirilmektedir. Yapısal analiz çalışmalarında sayısal yorulma analiz sonuçlarına göre kritik bölgeleri belirleyip model üzerinde gerektiği yerlerde sağlamlaştırma yapılmaktadır. Operasyonel olarak hava platformu üzerinden ömür döngüsünde toplanan veriler hızlandırılarak test tablasına sürülmekte ve laboratuvar ortamında ömür testleri yapılmaktadır [4,5] (Şekil 2).



Şekil 2: Hava platformları entegrasyon yapısal analiz adımları

Yorulma analizlerindeki belirsizliklerden dolayı analizler sonucunda elde edilen ömür değerleri ile test sonuçları arasında önemli farklar oluşabilmektedir. Yorulma analizleri için yüklerin belirlenmesinde uçuş profilinin doğru bir biçimde belirlenmesi önemlidir. Tasarımın yapıldığı uçuş profilinin dışında bir profilde hava aracının uçuşması sonucunda farklı yorulma ömürleri oluşmaktadır. Bu nedenle uçuş testleri sırasında uçağın karşılaştığı değişik senaryolar uygulanmaktadır. Tasarımlar esnasında yapılmış olan analizlerin ve tasarımların doğrulanması amacıyla öncelikle yer testleri gerçekleştirilmektedir. Bu testler sonucunda analizlerin güvenilir olup olmadığı görülmekte ve platform uçuş testlerine hazırlanılmaktadır.

Hava platformunda tasarım sonrası gerçekleştirilen uçuş emniyeti (SOF) testleri, aracın uçuş zarfı dahilinde platform kullanım özelliklerinin ve uçuş performansının olumsuz olarak etkilenmediğinin ve varsa mühimmatlarının emniyetli olarak platformdan ayrıldığını tespit

etmek için yapılmaktadır. Aynı uçuşlarda platform gövdesi üzerinde belirlenmiş kritik entegrasyon bölgelerinde titreşim ve gerilme seviyelerinin ölçülmesiyle tasarım doğrulama testleri yapılmakta ve sonuçların kontrolüyle birlikte yapısal analizler tamamlanmış olmaktadır.

## 2. Hava Aracı Yorulma ve Ömür Analizleri

Tekrarlanan gerilmeler altında çalışan parçalarda, gerilmeler parçanın statik dayanımından küçük olmalarına rağmen, belirli bir tekrarlanma sayısı sonunda genellikle yüzeyde bir

kalıcı iç gerilmeler, bileşik gerilmeler, gerilme yığılması, yüklenme frekansı, mikro yapı (tane boyutu, faz dağılımı, inklüzyonlar, v.b.) gibi nedenler sonuçları etkilemektedir.

Yorulma mekanizmasında (metal malzemeler) çatlama genellikle yüzeydeki bir pürüzde, bir çentikte, bir çizikte, bir kılcal çatlakta veya ani kesit değişimlerinin olduğu yerde başlamaktadır. Öncelikle yapıların çok iyi bir tasarıma sahip olması ve ürün geliştirme sürecinde analizlerin doğru adımlarla çok dikkatli yapılması gerekir. Standart yorulma deneyi sonuçları belirli koşullar için bir fikir vermekte ve benzer koşulların bulunabileceği parça tasarımında gerekli önlemlerin alınmasında yardımcı olmaktadır. Bununla birlikte küçük bir yorulma deneyi numunesi üzerinde yapılan malzeme deney sonuçlarını, karmaşık bir parça veya yapı tasarımında kullanmak oldukça güçtür.

Havacılıkta kullanılan araçlardaki parçalar ve ortam koşulları değişkenlikler göstermektedir. Tasarımların belirtilmiş bir yorulmaya (ömre) göre güvenli olabilmesi için problem tipine göre bazı emniyet yöntemleri uygulanmaktadır. Bunlar hava aracında yerine göre Güvenli Ömür (Safe Life), Hasara Dayanıklılık (Fail Safe) ve Hasar Tolerans Analiz (Damage Tolerant, HTA) yöntemleri olmaktadır. Hasar Tolerans Analizi, araç servise girmeden önce üretici firma tarafından gerçekleştirilmektedir. Aynı şirket tarafından üretilen bir aracın farklı tiplerinde hasar toleransı yeni gereksinimlere göre tekrar değerlendirilmektedir[6]. Bu aşamada; servis tecrübesi HTA için bir diğer veri girişidir. Bu amaçla envanterdeki araç sayısı, ortalama uçuş saati, maksimum uçuş saati, uçak kullanım alışkanlıkları gözden geçirilmekte ve bütün yapısal servis problemleri üretici firma tarafından Tablo 1-4 deki gibi listelenmektedir[7].

| Ana Kategori     | Tanım                                                                               | Oran % |
|------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|--------|
| Yorulma          | Yüksek ve Düşük Döngülü Yorulma, Karıncalanma & Kabarma                             | 60.4   |
| Korozyon         | Taneler Arası, Galvaniz & Gerilme Korozyonu                                         | 10.7   |
| Aşınma           | Yapıştırıcı-Sürtünme, Çizik & Yanlış Sertleştirme                                   | 9.9    |
| Aşırı Yüklenme   | Parçaların Yanlış Kullanımı                                                         | 9.1    |
| Üretim Kusurları | Sıkı Geçme, Soğuk Darbe, Yanlış Taşlama, Isıl İşlem Çatlaması & Kavis Eğme Hataları | 4.5    |
| Ayrılma (debond) | Metal-Metal veya Metal-Kompozit Arasında                                            | 4.1    |
| Gevrekleşme      | Hidrojen & Metalik                                                                  | 1.3    |

Tablo 1: Helikopter Parçalarındaki Kırılmaların Ana Sebepleri (Agusta Westland)

| Ana Kategori                     | Oran % |
|----------------------------------|--------|
| Gövde İskeleti (Kuyruk)          | 19.5   |
| Gövde İskeleti (Ön Bölüm)        | 13.9   |
| Gövde İskeleti (Arka Bölüm)      | 9.6    |
| Kuyruk Rotor Aktarımı            | 8.4    |
| Hidrolik Güç                     | 8.0    |
| Gövde İskeleti (Orta Bölüm)      | 5.2    |
| Kuyruk Rotoru                    | 4.8    |
| Ana Rotor Göbeği/Aktarım Bölgesi | 4.0    |
| İniş Takım/İskeleti              | 2.8    |
| Diğer (Sistem Kontrol vb.)       | 23.8   |

Tablo 2: Helikopter Ana Bölgelerinde Yorulmaya Bağlı Kırılma Oranları (Alüminyum Alaşımli Parçalarda)

| Başlama Yeri   | Oran % |                       |
|----------------|--------|-----------------------|
|                | Tümü   | Sadece Gövde İskeleti |
| Delik          | 24.4   | 52.9                  |
| Yüzey          | 30.9   | 28.1                  |
| Yarıçap        | 19.5   | 11.6                  |
| Köşe/Kenar     | 7.0    | 6.6                   |
| Kaynak Çevresi | 8.2    | 0.8                   |

Tablo 3: Helikopterdeki Parça Detaylarında Yorulmaya Bağlı Kırılma Oranları (Alüminyum Alaşımli Parçalarda)

| Başlangıç                                                                         | Kırılma Sayısı |         |       |            |        |
|-----------------------------------------------------------------------------------|----------------|---------|-------|------------|--------|
|                                                                                   | Delik          | Yarıçap | Yüzey | Köşe/Kenar | Kaynak |
| Sürtünme/Aşınma                                                                   | 29             | -       | 19    | -          | -      |
| Sebebi Açıklanamayan                                                              | 29             | 19      | 28    | 7          | 4      |
| Üretim/Montaj (Deliklerde kusur, kaynak kalite yavıflığı, kalıntı gerilmeler vb.) | 18             | 16      | 13    | 5          | 15     |
| Korozyon                                                                          | 7              | 3       | 7     | 1          | -      |
| Tasarım Kaynaklı (Yetersiz Direngenlik)                                           | 5              | 7       | 2     | 1          | 2      |
| Servis (Mekanik Hasar)                                                            | -              | 2       | 7     | 2          | -      |
| Malzeme Kusurları (Gözeneklilik, vb.)                                             | -              | 3       | 3     | 2          | -      |

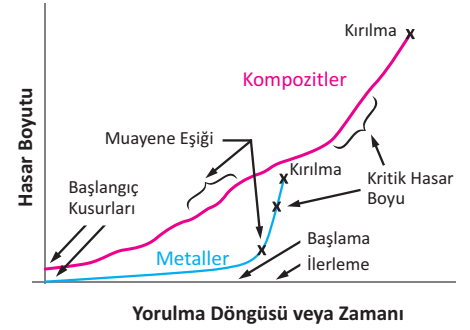
Tablo 4: Yorulma Başlangıcının Ana Sebepleri (Alüminyum Alaşımli Parçalarda)

Hava aracı tasarlayan firmalar kendisine ait veya benzeri hava araçlarına ait “dersten öğrenilmiş” veri tabanlarından istifade ederek tasarımlarının fiziksel prototiplerini testlere tabi tutmaktadır. Beklenen kullanıma ait yük spektrası altında seçilmiş araçla tam ölçekli testler gerçekleştirilir. Tam ölçekli testlerde test spektrum saatleri araç tasarım ömründen

daha uzun olmalıdır (genellikle tasarım ömründen 3 kat fazla). Testin bitirilmesinden sonra, test numunesi ileri düzeyde sökülerek muayene edilmektedir. Gövdenin birçok parçası sökülerek (tüm yüzey kaplamaları, kirişler, bölmeler, iskelet yapı, tüm bağlantı elemanı delikleri, drenaj-tahliye delikleri, havşa delikleri, yuvarlak köşe yarıçapı gibi) uygun tahribatsız muayene teknikleri ile muayene edilmektedir. Test ve sökülerek yapılan muayene esnasında bulunan çatlaklar potansiyel kritik yorulma alanları olarak belirlenir ve bu alanlar analizler neticesinde rapor edilerek gerektiği durumlarda tasarımlar yeniden güncellenir.

### 3. Hava Araçlarında Kompozit Malzeme Yorulması

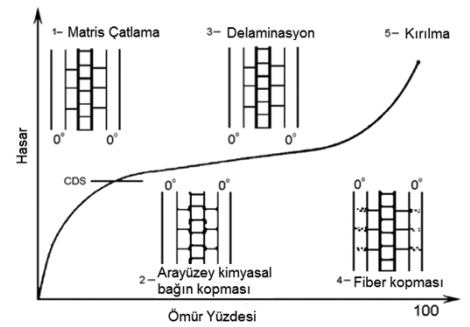
Hava araçlarında kompozit malzemeler, özellikle çok yüksek dayanım/ağırlık oranı, korozyon ortamlarda iyi özelliklerinin olması ve uzun ömürlü (Şekil 3) olmaları nedeniyle tercih edilmektedir. Kompozit malzemelerde yorulma analizleri kırılma mekaniği teorisi kullanılarak yapılmaktadır. Kompozit malzemelerde yorulma hasarı metal malzemelerdeki gibi lokal bir bölgede değil malzemenin bütününe dağınık şekilde görülmektedir. Metal malzemelerde yorulma açısından basma kuvvetlerinin çekme kuvvetlerine göre çatlakları kapama etkisinden dolayı daha iyi olduğu



Şekil 3: Kompozit malzemelerin çekme altında ömürlüğünün metal malzemelere göre kıyası[8]

Bununla birlikte kompozit teknolojisinde devam eden ARGE faaliyetleriyle havacılıkta kompozit malzeme kullanım yüzdesi artmaya devam etmektedir. Titanyum metal matrisinde fiber yapılı kompozitlerin (cladding), foil fiber kompozitlere göre yorulma ömrü oldukça yüksek olmaktadır. Ti-6Al-4V matriste, SiC fiber kullanımı önerilmektedir.

Kompozit malzemeler statik ve dinamik yükler altında mukavemet ve direngenliklerindeki anizotropik özellikleri nedeniyle karmaşık kırılma mekanizmaları gösterirler. Kompozit malzemelerin yorulma nedeniyle dört temel yetmezlik mekanizmaları vardır; Matrisçatlama, Arayüzey kimyasal bağın kopması, Delaminasyon ve Fiber kopması (Şekil 4). Kompozit malzemelerdeki genel doğrusal olmayan davranışı ile birlikte olan farklı kırılma modları yorulmanın gerçek doğasını anlamayı zorlaştırmaktadır.



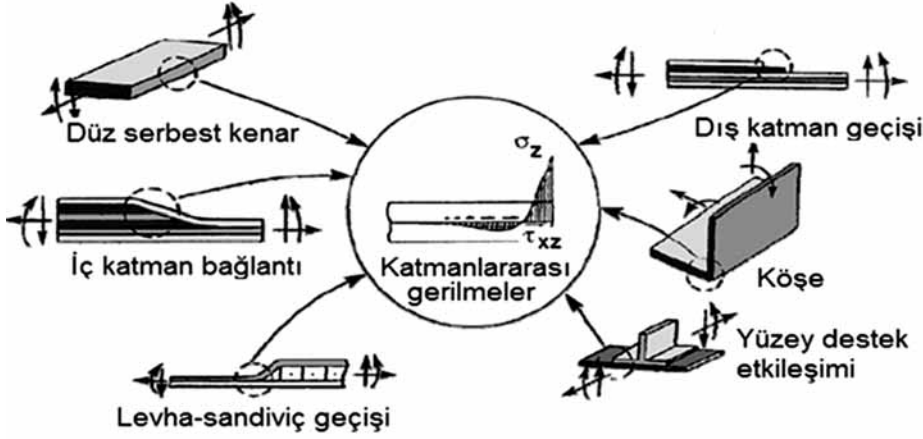
Şekil 4: Kompozit laminalardaki yorulma hasarı gelişimi[9]

Çekme yükü altında kompozit parçaların quasi-statik mukavemeti nedeniyle yorulması çok kritik olmamaktadır. Bunun nedeni tekrarlı yükler yük dağılımdaki gerilme yığılmasını körleştirmektedir (keskin köşeleri). Bu durumda çekme yükü altında yorulma döngüleri arttıkça çentikli parçanın kalıntı gerilmesinin artmasına neden olmaktadır. Fakat çentikli kompozit parçanın değişken bası yükü altında yorulma hasarı meydana gelmektedir. Çünkü tekrarlı yükler altında delaminasyon (Şekil 5)

bilinmektedir. Kompozit malzemelerde ise bu gerilmelerin yorulma ömrünü azalttığı görülmüştür.

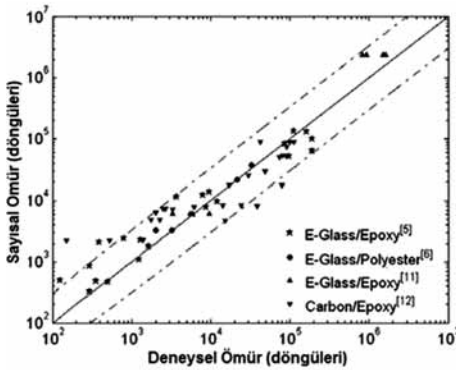
Kompozit malzemelerin üretim kalitesi, test gereklilikleri vb. uygulama problemleri olması nedeniyle havacılıkta çok fazla yüklemeye maruz kalmayan bölgelerde (uçacağın kuyruk bölgesi, vb.) öncelikle kullanılmaya başlanmıştır.

şıkça oluşmakta ve bu durum aşamalı olarak baskı kararlılığının azalmasına neden olmaktadır. En ciddi yükleme tam döngü (çekme /bası) yüklemedir.



Şekil 5: Delaminasyon Kaynakları; Geometrik ve Malzeme Süreksizlikleri

Kompozit malzemelerin kullanımının en önemli problemlerinden birisi üretim kalitesidir. Aynı yorulma yüklemesine maruz kompozit numunelerin deneysel yorulma ömürleri çok farklı olmakta ve deneysel verilerin sayısalardan farkı ise 10 kattan daha büyük olmaktadır (Şekil 6).



Şekil 6: Laminatların deneysel ve sayısal kalıntı yorulma ömürleri [10]

Bu değişkenliğin metal malzemelere göre çok geniş bir dağılım göstermesi nedeniyle daha dikkatli davranmak ve özellikle hava aracının baskıya maruz kritik parçalarında metal malzemeler veya doğrulanmış kompozit malzemeler kullanmak gerekmektedir.

Havacılık sektöründe teknoloji üreten firmalar kompozit malzemelerin benzeri dezavantajlarına rağmen çok önemli olan avantajları olması nedeniyle sayısal (800.000 saat cray supercomputer) ve deneysel analiz (sadece 15.000 saat rüzgar tüneli testleri) yöntemlere çok büyük bütçelerle yatırım yapmakta ve böylelikle yolcu uçaklarında kompozit malzeme kullanım oranı önemli derecede

artmaktadır (Tablo 5). Boeing 787 uçağında kompozit malzeme kullanımının artmasıyla 1500 adet alüminyum levhalarda ve 40.000 - 50.000 adet bağlantı elemanlarında (% 80)

azalma olmuştur. Sonuç olarak daha uzun ömürlü, benzer boyuttaki uçaklara göre %20 daha fazla verimli yakıt tüketimi olan ve bakım giderlerinde %30 tasarruf sağlayan hava araçlarının markete sunulması mümkün olmuştur.

|                  | 787           | 777 | 747       |
|------------------|---------------|-----|-----------|
| Kompozit Malzeme | 50%           | 12% | -         |
| Alüminyum        | 20%           | 50% | -         |
| Titanyum         | 15%           | -   | -         |
| Çelik            | 10%           | -   | -         |
| Diğer            | 5%            | -   | -         |
| Delikler         | 10.000'den az | -   | 1.000.000 |

Tablo 5: Boeing Yolcu Uçakları Malzeme ve Tasarım Değişiklikleri

#### 4. Deneysel Yorulma Analizleri ve Nitelendirme

Ön tasarımı tamamlanan ve fiziksel prototipi üretilen yapıların yorulma açısından yeterlilik-

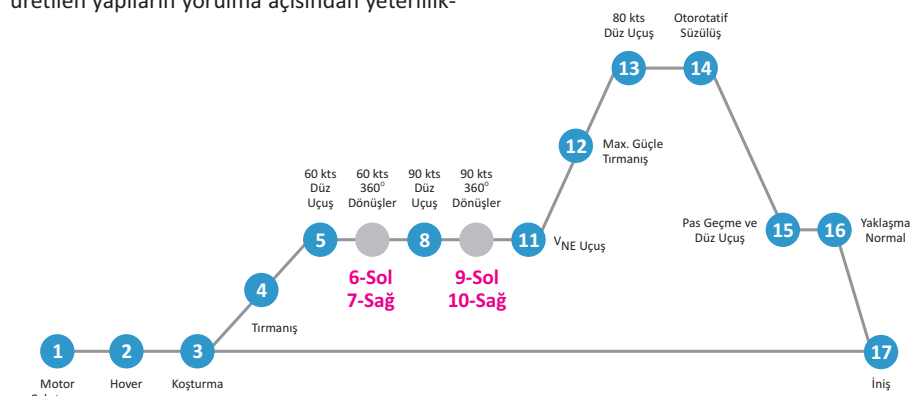
lerini belirleyebilmek için yapılara ömür testleri uygulanmaktadır. Bu testleri gerçekleştirmedeki amaç, mevcut tasarımın yapı için gerekli ömür şartlarının ne kadarını karşılayabildiğinin belirlenebilmesidir. Ömür testleri sonucuna göre tasarımın olduğu gibi kabul edilmesi veya bir takım iyileştirmelere gidilmesi gündeme gelmektedir.

Yapıların öngörülen kullanım ömrü boyunca, işletme şartları altındaki dayanıklılığın belirlenmesi amacıyla ömür testleri yapılmaktadır. Sanal prototip çalışmaları (sayısal analizler) tamamlandıktan sonra birim ve sistemlerin mühendislik fiziksel prototipi üretilmekte, ömür deneysel analizleri ve nitelendirme testleri gerçekleştirilmektedir. Bu kapsamda üç ana adım izlenmektedir.

- Malzeme, birim ömür laboratuvar testleri (çevre koşulları)
- Araç yükleme test donanımları (hidrolik eyleyicilerle)
- Operasyonel uçuş testleri

Bu testler kapsamında yapı karakteristiklerinin ve performansının ölçümü, platform ve sistemlerin dayanıklılık ve ömür testleri, çevre koşulları testleri, alt sistem testleri yapılmaktadır. Ömür testleri hızlandırılmış veya gerçek zamanda fonksiyonel olarak gerçekleştirilmektedir. Testler esnasında mevcut durum ve ileriye yönelik analizlerde kullanmak üzere çeşitli algılayıcılarla gerilme, ivme, kuvvet, sıcaklık vb. birim ve uçuş verileri toplanmaktadır (Şekil 7).

Ayrıca askeri uygulamalarda platformlara harici montajı yapılan sistem ve alt sistemlerin prototip geliştirme sürecinde de, ilk ürün ve tasarım doğrulama testleri, kalifikasyon testleri benzeri şekilde kontrollü ortamlarda gerçekleştirilmektedir.



Şekil 7: Tipik Bir Helikopter Ömür Döngüsü Uçuş Profili

#### 4.1. Malzeme-Birim Ömür Testleri

Hava aracına ait yapıların (kupon malzeme, aviyonik cihaz veya alt sistem) yorulması ve ömür tahminini gerçeklemek için çalışma koşulları altında benzeşiminin yapılması gerekmektedir. Dolayısıyla çevre koşullarında, yapının dinamiğine ve yapının maruz kalacağı doğrusal olmayan etkenler altında gerçekleştirilecek testlerde elde edilmiş yük profilleri ile yorulma analiz ve testleri yapılmaktadır. Hızlandırılmış ömür testlerinde; gerçek uçuş verisinin hasar histogramı elde edilir ve faz değişimi olmayacak şekilde düşük hasara karşılık gelen sinyaller çıkartılır. Sinyal elemesinin iki katına kadar yapılması tavsiye edilmektedir. Bu sinyallerle (ivme, kuvvet) test düzeneği sürülmektedir.

#### 4.2. Tüm Araç Dayanım-Ömür Testleri

Uçağın yorulma analizlerinde (örn. Boeing 777 için) tüm uçak, ömrünün 3 katına kadar deneysel olarak sarsıcılarla (yaklaşık 1000 adet sarsıcı ile) test edilmiştir (Şekil 8). Bu testler sırasında uçağın karşılaştığı değişik senaryolar uygulanmaktadır.



Şekil 8: Hava Aracı Quasi-statik ve Ömür Testleri

Yorulma analizleri için yüklerin belirlenmesinde uçuş profilinin doğru bir biçimde belirlenmesi önemlidir. Tasarımın yapıldığı uçuş profilinin dışında bir profilde hava aracının uçuşu sonucunda farklı yorulma ömürleri ortaya çıkmaktadır. Yorulma analizlerindeki belirsizliklerden dolayı analizler sonucu elde edilen ömür değerleri ile test sonuçları arasında 8-10 kat fark oluşabilmektedir. Tasarımlar gerçekleştirildikten sonra yapılmış olan analizlerin ve tasarımların doğrulanması amacıyla yer testleri gerçekleştirilmektedir. Bu testlerde yapının tahrik edilmesi sırasında kullanılan yükler tasarımların oluşturulduğu zamandaki yüklerle aynıdır. Bu testler sonucunda analizlerin güvenilir olup olmadığı görülmekte ve uçuş testlerine hazırlanılmaktadır.

Örneğin bir ticari yolcu uçağının yapısal ömür testleri 2 tekrarlı 20.000 döngü ömür profilinde yapılmaktadır. Uçak üzerine yüzlerce rozet ve tek eksenli "strain gage" yapıştırılmaktadır. Örneğin B&K ve MTS (smartest equipments) [11] donanımları ile yapı yüklenmektedir. Testi quasi-statik yorulma olarak yapılmakta ve hava platformların yer testleri yapısal yorulması için yeterli olduğu düşünülmektedir. Her biri 24 senaryoyu (events) kapsayan testlerde 20 blok ve her biri 1000 uçuş olan 20.000 döngü ömür profili uygulanmaktadır. Her bir test bloğunda bulunan senaryonun (taksi, cruise, vb) sıralaması takip eden testlerde rastgele yapılmaktadır. Güvenlik faktörü 2 alınıp bu testler iki tekrarlı olarak yapılmaktadır. Testler 20 yıl servisi hedeflenmekte ve testler günde 24 saat süreyle yaklaşık 2 yıl sürmektedir.

Prototip uçuş testlerinde ise strain gage'lerle veri toplanarak yüklemeler bulunmakta ve bu veriler nitelendirme düzeneklerinde kullanılmaktadır. Toplam yükler; yer ve uçuş yükleriyle birlikte kabinin basınçlandırılmış durumunda

oluşmaktadır. Testler esnasında sürekli çatlak kontrolleri (gözle, penetrant ve strain gage monitör vb.) yapılmaktadır. Bu testler esnasında uçağın işletme sistemleri (uçuş kontrol parçaları, hidrolikler, yakıt ve pnömatik) de test edilmektedir. Ayrıca yorulma testleri esnasında motorlar ve iniş takımı yerine boş (dummy) yükler yerleştirilmektedir.

#### 5. Değerlendirmeler

Endüstride ürünlerin kullanımında meydana gelen yapısal yetmezliklerin %80-90 oranı yorulma mekanizmasından oluşmaktadır. Güncel tasarım-analiz teknolojilerinin uygulanması ile birlikte bu oranın %30 seviyelerine düştüğü ifade edilmektedir. Teknoloji geliştiren firmalar bu oranı düşürebilmek ve diğer firmalarla rekabet edebilmek için yorulma araştırma-geliştirme merkezleri kurmaktadır. Özellikle hava araçlarında tasarımın uçuşa elverişliliği için yapılması gereken ömür analiz ve testleri, aracın tip onayı ve sertifikasyonunda önemli bir yere sahiptir.

Sivil bir hava aracı tasarımı için FAA veya EASA'nın vermiş olduğu kural ve uygulamaların dikkate alınması istenmektedir. Uçuşa elverişlilik standart ve kriterleri olmak üzere hava aracı tasarımı ve üretimi için hazırlanmış standartlar genelde kullanım hakkı istemeyen, internetten kolaylıkla elde edilebilecek dokümanlardır[12]. Gerçek anlamda hava aracı tasarımı ve üretiminde başarıya ulaşmak ancak milli altyapının ihtiyaçları karşılayabilecek seviyede oluşturulmasıyla mümkün olacaktır. Büyük rekabetin olduğu havacılık piyasasında yer alabilmek için öne çıkacak firma yapılanmasında sistem entegrasyonu ile birlikte nispeten küçük ölçekli uzman firmaların da danışmanlar gözetiminde katkı sağlaması gerekmektedir.

#### KAYNAKLAR

1. Çelik, M., "Hava Platformları Entegrasyonunda Yapısal Analiz Süreci", Aselsan Dergisi, Sayı 73, s. 14-17, Mayıs 2007.
2. FAR-25, Federal Aviation Regulations Subchapter C, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Federal Aviation Administration, Department of Transportation, USA, March 2002.
3. Ewing, M. and Mohaghegh M., Aircraft Structures Design and Analysis/Component Design Course Notes, The University of Kansas, Seattle, WA, USA, 19-23 April 2004.

4. Özsoy, S., Çelik, M., Kadioğlu, F.S., "An Accelerated Life Test Approach for Aerospace Structural Components", Engineering Failure Analysis, Vol 15, Issue 7, pp 946-957, Oct 2008.
5. Aykan, M., Çelik, M., "Vibration Fatigue Analysis and Multiaxial Effect in Testing of Aerospace Structures", Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 23, Issue 3, pp 897-907, April 2009.
6. Köse A., Uçak Yapısal Bütünlük Programı ve Yorulma Ömrünü Tahmini, Uzmanlık Tezi, MSB Savunma Sanayi Müsteşarlığı, Ankara, 1995.
7. Davies, D. P., "Survey of Fatigue Failures in Helicopter Components and Lessons Learnt", Fatigue 2007 Conference, Cambridge, UK. Agusta Westland (Y) Materials Laboratory, Yeovil, Somerset, March 2007.
8. Salkind, M.J., "Fatigue of Composites", Composite Materials: Testing and Design, ASTM STP 497, American Society for Testing and Materials, pp. 143-169, 1972.
9. Reifsnider KL, Henneke EG, Stinchcomb WW, Duke JC. Damage Mechanics and NDE of Composite Laminates. In: Hashin Z, Herakovich CT, editors, Mechanics of composite materials. Recent advances. New York: Pergamon Press; p. 399-420, 1983.
10. Fuqiang Wu, WeiXing Yao, "A fatigue damage model of composite materials", International Journal of Fatigue, doi:10.1016/j.ijfatigue.2009.02.027, 2009.
11. MTS Systems Cooperation, Electrohydraulic closed-loop fatigue machines, Pembroke, Eden Prairie, MN-USA, 2012.
12. Kenaroğlu, Y., "Hava araçlarının Uçuşa Elverişlilik Sertifikasyonu", Mühendis ve Makine, Cilt 52, Sayı 614, 2010.



## Prof. Dr. Mehmet ÇELİK

ASELSAN

ODTÜ Makina Mühendisliği Bölümü'nden 1989 yılında lisans, 1991 yılında yüksek lisans ve 1997 yılında doktora derecesini aldı. 1989-1997 yılları arasında aynı bölümde Mekanik anabilim dalında Araştırma Görevlisi olarak çalıştı. 1995-1996 yıllarında Ohio State Üniversitesinde ziyaretçi bilim adamı olarak araştırmalarda bulundu. 1997-1998 ve 2000-2001 yıllarında Kara Harp Okulu'nda Makine Bölümü dersleri verdi. 1998-2010 yılları arası Aselsan-MST/REHİS grubunda Kıdemli Tasarım Lideri ve Mekanik Analiz-Test Birimi yöneticisi olarak görev yaptı. 2003 yılında Mekanik anabilim dalında doçentlik unvanını aldı. 2010 yılında KTO Karatay Üniversitesine Prof. Dr. olarak ataması yapıldıktan sonra Mekatronik/Makina Mühendisliği Bölüm başkanı ve Dekan Yardımcısı olarak görev yaptı.

2003-2004 yıllarında NATO-RTO kapsamında "Applied Vehicle Technology" AVT-110, AVT-152 çalışma grupları üyesi olarak görev yaptı. Halen "Sensors and Electronics Technology" SET-131 çalışma grubu üyesi olarak görev yapmaktadır. "Hava, Kara ve Deniz Platformlarında Savunma Sanayi Projeleri", ARGE ve Uygulama, 141 adet Teknik Rapor hazırladı. Hava platformlarına ait 9 adet makale ve bildirisi bulunmaktadır. Halen Aselsan-MGEO Mekanik Optik Tasarım Müdürlüğünde görev yapmaktadır.