

UÇAKLARDA YORULMA

Dilek TURAN

Yrd. Doç. Dr. Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu

Uçaklarda yorulma oldukça önemli bir problemdir ve uçaklarda oluşan hasarların çoğunluğu yorulma nedeniyle meydana gelmektedir. Uçak parçaları imalat sırasında meydana gelen ya da servis sırasında maruz kaldıkları çevrimsel yükler nedeniyle çatlaklar içerirler. Bu çatlaklar etkiyen yüklerin büyüklüğüne, frekansına ve ortamın korozif etkisine bağlı olarak zamanla büyür. Daha uzun çatlak daha fazla gerilme konsantrasyonuna neden olur. Dolayısıyla, çatlak ilerleme hızı zamanla artacaktır ve parçanın mukavemeti de çatlağın varlığına bağlı olarak düşecektir. Parçanın kalıntı mukavemeti çatlak boyunun büyümesiyle düşer. Belirli bir zamandan sonra kalıntı mukavemet o kadar düşer ki parça servis sırasında etkiyebilecek ani yük artışlarını taşıyamaz hale gelir. Böyle yük artışları servis sırasında meydana gelmese bile normal servis yükleri altında zamanla kırılma meydana gelir.

Çoğu parça servis yüklerini taşıyacak şekilde dizayn edilmiştir. Ancak parçada gerilim konsantrasyonları mevcutsa servis yükleri çatlak başlangıcı için yeterince büyüktür. Dizayncılar çatlak oluşma ve parçanın kırılma riskini kabul etmek zorundadırlar. Bu da demektir ki parçanın sınırlı bir ömrü vardır. Tabi ki servis sırasında parçanın kırılma olasılığı kabul edilebilir en düşük seviyede olmalıdır. Bu güvenliği sağlamak için, çatlağın hangi hızla ilerleyeceği ve kalıntı mukavemetinin ne olacağı hesaplanmalıdır. Bu konuda kırılma mekaniğinden yararlanılarak aşağıdaki sorulara cevap bulunabilmelidir.

1. Çatlak boyunun fonksiyonu olarak kalıntı mukavemet nedir?
2. Beklenen servis yüklerinde tolere edilebilecek çatlak boyu nedir? Kritik çatlak boyu nedir?
3. Çatlağın belirli bir boyuttan kritik boyuta ilerlemesi ne kadar zaman alır?
4. Yapıdaki çatlakların kontrolü hangi sıklıkla yapılmalıdır?

Uçaklarda meydana gelen yorulma, kırılma mekaniğinden ve hasarsız kontrol yöntemlerinden yararlanılarak kontrol altında tutulmaya çalışılmaktadır.

TASARIM YAKLAŞIMLARI

Uçaklarda yorulma İkinci Dünya Savaşında uçakların yoğun olarak kullanılmasıyla fark edilmiş ve bu problemin önüne geçebilmek amacıyla bir takım tasarım yaklaşımları kabul edilmiştir.

Uçak yapıları genel olarak değişik yorulma problemleri göstermeleri bakımından ikiye ayrılırlar. Monoblok adı verilen ilk grubu blok malzemeden işlenerek veya küçük parçacıkların kaynaklanması ile elde edilen yapılar oluşturur. İkinci grubu ise, kafes levha olarak adlandırılan perçin ve/veya civatalarla birleştirilmiş yapılar oluşturur. İlk gruptaki yapılarda yorulma çatlağı göreceli olarak daha hızlı ilerlerken, ikinci grup yapılarda daha yavaş olur [Payne, 1976]. Bu farklı tipteki yapıların tasarımında iki farklı yaklaşım mevcuttur. Birinci yaklaşımda, tasarımı yapılan parça için bir ömür tayin edilir ve tayin edilen bu ömrün sonunda parçada herhangi bir çatlak olmasa dahi sözkonusu parça değiştirilir. İkincisinde ise, parçada çatlak bulunsan bile parça serviste kalır ve parça, çatlak tehlikeli bir boyuta gelmeden tamir edilir. Birinci yaklaşıma emniyetli-ömür tasarımı, ikincisine ise emniyetli-hasar tasarımı adı verilir. Daha sonra, bu iki tasarımın prensipleri geliştirilerek bugün kullanılan hasar toleransı tasarımı şekline dönüştürülmüştür.

Emniyetli-ömür tasarımı, önceden bilinen veya tahmin edilen çatlak başlangıç yorulma ömrü üzerine dayandırılmıştır. Bu yaklaşımda tasarlanan parça için bir ömür belirlenir ve belirlenen bu ömrün sonunda parçada herhangi bir çatlak olmasa bile parça değiştirilir. Bu yaklaşıma göre, parçalar servise sokulurken çatlak ve benzeri hatalar içermeyecek ve çalışma ömürleri boyunca bu tür hatalar oluşmayacaktır.

Bu tasarım yaklaşımının bir sonucu olarak da parçaların servis içinde denetlenmeleri gerekmeyecektir. Belirlenen emniyetli-ömürün sonunda hava taşıtında kullanılan parçalar değiştirilmektedir. Belirli bir iniş sayısına göre tasarım edilen iniş takımları, belirli bir uçuş saatine göre tasarımı yapılan helikopter rotoru belirlenen emniyetli ömrün sonunda mutlaka değiştirilir.

Hava taşıtlarında meydana gelen yorulma problemini araştırmak üzere geliştirilen ASIP (Aircraft Structural Integrity Programme), ilk oluşturulduğunda servis ömrü belirleme amacıyla kullanılmıştır. Bu emniyetli-ömür yaklaşımına göre oluşturulmuştur. Uçağın işletim ortamı laboratuvar şartlarında oluşturulmuş ve hesaplanan ömür yorulma emniyet katsayısına bölünerek uçağın emniyetli-ömürü bulunmuştur. Yorulma emniyet katsayısı, imalat kalitesi ve kullanılan malzemenin parçadan parçaya değişmesi nedeniyle yüksek tutulmuştur [Buch, 1988].

Emniyetli-ömür yaklaşımı, 1960'lı yıllarda tüm yeni tasarımlarda temel kabul edilmiş ve C-141'lerde başarılı görülmüştür. 1969'da F-111'in düşmesiyle, emniyetli-ömür yaklaşımının aksaklıkları incelenmeye başlanmıştır [Lincoln, 1993].

Herhangi bir hasar almadan çalışma ömrünü dolduracakları varsayılan bazı parçaların tam aksine çatlaklar içerdikleri ve bu çatlakların, çalışma yükleri altında ve çoğu kez ortamın korozif etkisi ile hızlanmış olarak büyüyebildikleri görüldü. Çatlakların kararsız kırılmanın başladığı kritik büyüklüğe ulaşmaları için gereken zamanın öngörülen çalışma ömründen çok daha kısa olabileceği görülmüştür.

Gerçekte parçaların çatlak ve benzeri hatalardan tamamen soyutlanmış olarak servise sokuldukları varsayımı genelde geçersizdir. Bu yaklaşımın bir dezavantajı da parçaların gerçek ömründen yararlanmaya imkan vermemesidir.

EMNİYETLİ-HASAR TASARIMI

Emniyetli-hasar tasarımında ise parçada hasarsız tespit yöntemleriyle çatlak tespit edilse dahi parça serviste kalır ve parça, çatlak tehlikeli bir konuma gelmeden tamir edilir. Bu tasarımda çatlak içeren parçaya, uçuşta riskin olmaması ve çatlak ilerlemesinin yavaş olması şartıyla izin verilebilir. Yavaş çatlak büyümeli parçaların tasarımı ve denetlenmesinde temel koşul, belirli bir sınır değere ulaşıncaya kadar, çatlak büyümesinin tam bir kontrol altında olması ve izlenebilmesidir.

Emniyetli-hasar yapıları (gövde, kanat gibi) birden fazla yük yollarına sahiptir. Eğer, herhangi bir parça üzerine düşen görevi yapamaz ya da yükü karşılayamaz duruma gelirse, geri kalanlar çalışma yükünü taşımaya devam edeceklerdir. İzin verilen çatlakların kontrol ile bulunabilmesi amacıyla, kontrol edilebilir çatlak başlangıç değeri için gerekli ömür belirlenir ve ilk kontrol zamanının belirlenmesi için bulunan ömür bir güvenlik katsayısına bölünür. Eğer çatlak bulunursa, hasarlanmış parça hemen tamir edilmelidir. Eğer çatlak yoksa, parça bir sonraki bakıma kadar servise devam eder. Sonraki kontroller için, çatlak ilerleme hızına bağlı olarak gerekli zaman belirlenir. Kontrol aralıkları hesaplama ve/veya deneysel olarak elde edilen çatlak ilerleme eğrisinden belirlenir [Showers, 1985]

HASAR TOLERANSI TASARIMI

Emniyetli-ömür ve emniyetli-hasar tasarım prensipleri geliştirilerek bugün kullanılan hasar toleransı tasarımı şekline dönüştürülmüştür. Hasar toleransı tasarımı malzemede olması mümkün bazı hatalara rağmen yapısal bütünlüğün sağlanmasının mümkün olduğunun bilinmesi ile geliştirilmiştir [Smith,1980].

Hasar toleransı tasarımının kabulleri şunlardır;

- 1- Bütün önlemlerin alınmış olmasına rağmen bir veya daha fazla sebepten dolayı hasar meydana gelir,
- 2- Hasar (çatlak) uygun bir kontrol yöntemiyle tespit edilir ve tamiri planlanır,
- 3- Tamir edilene kadar, hasara rağmen yapı yük taşımaya devam eder.

Göz önüne alınması gereken ana değişkenler; çatlak kontrol edilebilirliği, çatlak ilerleme aralığı ve kritik çatlak uzunluğudur. Bu değişkenlerden herhangi birindeki artış ve çatlak veya parça üzerine gelen yükteki azalış kontrol aralığını artırır. Servis ömrü sırasında meydana gelmesi mümkün tüm hasarlar için uygun kontrol yöntemleri hasar toleransı yaklaşımı için şarttır.

Uçaklar, taksi yaparken, kalkışta, tırmanışta ve uçuş sırasında çeşitli manevralar ve düşey doğrultuda esen rüzgar yükleri nedeniyle değişken genlikli yüklere maruz kalırlar. Ticari uçaklar uzun uçuş süreleri için taslanırlar ve savaş uçaklarının karşılaştığı kadar manevra yüklerine maruz kalmazlar.

Uçak kanatlarına gelen yükler, uçuş sırasında kanadı yukarı doğru eğmeye çalışırlar, bu yükler, kanadın alt yüzeyinde çekme, üst yüzeyinde basma yükleri olup, çevrimsel olarak etkirler. Çekme yüklerinin etkilediği bölgelerde çatlak oluşumu daha fazladır.

Ticari uçakların yük spektrumunda, en fazla yük çevrimi, yer-hava-yer çevrimi ile birlikte etkiyen şiddetli düşey doğrultuda esen rüzgarlardır. Yerdeki denge pozisyonunda, kanat aşağı doğru eğilir ve ortalama gerilme negatiftir. Uçuştaki denge pozisyonunda, kanat yukarı doğru eğilir ve ortalama gerilme pozitiftir.

Değişik tipteki her uçuş için yük çevrim sayısı ve genliği tayin edilmelidir. Bir biri ardınca etkiyen yüklerin aşırı iyimser yorulma ömür tahminine yol açmasından sakınılmalıdır. Bir test programı çalıştırıldığında, en büyük düşey rüzgar veya manevra yükü çok erken uygulanmamalıdır. Yüksek çekme yükünün uygulanması sonucu çatlak içeren parçada kalıntı basma gerilmelerinden dolayı fazla yorulma ömrü tahmini yapılabilir. Pozitif yönde ve negatif yönde yük değişimlerinin sırası yorulma ömür değerlendirmesinde rol oynar. Yorulma hasar hesaplamalarında, en büyük pozitif yük değişimi en büyük negatif yük değişimi ile birleştirilir ve bu en küçüğe doğru devam eder. Uçuş simülasyon testlerinde, en büyük yük ve en küçük yük ayrılmıştır, uçuş sırasında olduğu gibi etkileşimleri rasgeledir.

Yeni uçak modellerinde, yorulma açısından kritik parçalarda çatlak başlangıcı ve ilerlemesinin belirlenmesi için, uçak üzerine gelen yükler, uçak yerdeyken uygulanır ve ölçümler yapılır. Bu testler, tam ölçekli yorulma testleri olarak adlandırılır [Schijve, 1985].

Tam ölçekli yorulma testlerinde en önemli noktalar şunlardır:

1. Yorulma kritik elemanlarının ve dizayn hatalarının saptanması,
2. Görülebilir çatlağın meydana geldiği yorulma ömrünün tanımlanması,
3. Çatlak ilerlemesi, kontrol ve tamir metodlarının incelenmesi,
4. Çatlak içeren parçanın mukavemetinin hesaplanması

Uçuş saati veya uçuş sayısı olarak ölçülen servis ömrü, genelde yorulma testleriyle bulunan ömürden daha kısadır. Bir uçağın servis ömrü 10 yıldan daha fazla sürüyorken, tam ölçekli uçuş simülasyon testleri 6-12 ay sürer.

Servis ömrü boyunca etkiyen korozyon, servis ömrünün daha kısa olmasına neden olur. Aynı model uçakların karşılaştıkları değişik hava koşulları ve manevralar nedeniyle de servis ömürleri farklıdır. [Schicve, 1972].

YORULMA NEDENİYLE MEYDANA GELEN UÇAK KAZALARI

İkinci Dünya Savaşı ile büyük ilerlemeler kaydeden havacılık sanayi, savaşın bitiminden hemen sonra metal yorulmasının farkına varmıştır. 1954 yılında iki Comet uçağı gövde yapısının yorulması nedeniyle düşmüştür. Bu kazalardan sonra uçak yapılarındaki yorulma problemi hem taşıma güvenliği hem de ekonomi göz önüne alınarak ayrıntılı olarak incelenmiştir. Fakat hala bu problem tamamen ortadan kaldırılmış değildir. Uçak yorulması anlaşılmıştır ve kontrol altındadır diyebiliriz. İki Comet uçağı sırasıyla 1286 ve 903 uçuş sonunda düşmüştür. Araştırmalar sonucu, pencere kenarındaki küçük bir çatlağın kararsız ilerlemesi sonucu gövdede oluşan basınç kaybının patlamaya neden olduğu açıklanmıştır. Bu kaza sonucunda gövde kaplamasında yorulma çatlak ilerlemesine hassas malzeme kullanılmaması gerektiği ortaya çıkmıştır. İkinci bir hussusta, yapının bölgesel konsantrasyonlara yol açmayacak şekilde dikkatlice dizayn edilmesi gerekliliğidir.

Bir uçak yapısı, tam ölçekli testler sırasında, uçağın statik mukavemetini göstermek için yüksek yüklere maruz bırakılmamalıdır. Böyle bir test kazadan önce Comet uçağının gövde ön kısmına uygulanmıştır ve daha sonra yapılan

yorulma testinde çatlak başlangıcı 16000 simüle edilmiş uçuş sonunda görülmüştür. Bu uçağın servisteki yorulma ömrünün 12 katından fazladır. Uçağa uygulanan yüksek statik yük gerilme konsantrasyonlarında bölgesel plastik deformasyona neden olmuştur ve kalıntı basma gerilmeleri ortaya çıkmıştır. Bu sonuçlarda testlerin yanlış olarak yorumlanmasına neden olmuştur. Bu kanıta rağmen, laboratuvar test programlarında, gerçekçi olmayan yüksek genlikli yükler tam ölçekli yorulma testlerinin son kısmında uygulanmaktadır. Fokker, F-28 uçağının sertifikasyon testlerinin son kısmında (147000 simüle edilmiş uçuştan sonra) yapının hala güvenli olarak yük taşıyabileceğini göstermek amacıyla üç defa limit yük uygulanmıştır. Yapay olarak oluşturulan çatlak (100000 uçuştan sonra) ile 47000 uçuş süresince çatlak ilerlemesi gözlenmiştir. Limit yükün uygulanmasından sonraki çatlak ilerleme hızı belirgin olarak azalmıştır.

Benzer bir test F-27'nin prototipi üzerinde Fokker tarafından yapılmıştır. Bu testlerin sonucunda kanat yüzeyinin çekme yüklerine maruz olan kısmının yorulma ömrünün daha kısa olduğu görülmüştür. Yapı tekrar dizayn edilmiş ve tatmin edici bir yorulma ömrü elde edilmiştir. Ne yazık ki aynı test HS-748 üzerinde denenmemiştir. Eski bir HS-748, 90 cm uzunluğunda bir yorulma çatlağı nedeniyle kanat kırılması yüzünden, Arjantin'de kaza yapmıştır. Diğer bir uçakta 18 cm uzunluğunda daha kısa bir çatlak bulunmuştur, fakat bir diğer çatlak 70 cm uzunluğuna ulaşmıştır. Tam ölçekli yorulma testleri sırasında çatlağın tespit edilmiş olması gerektiği beklenebilir.

F-111 kazası tam bir şok etkisi yaratmıştır. Mevcut prosedürün pek çok hatasına dikkati çekmiştir. Kırılma yüzeyi, uçak servise girdiğinde uçakta malzeme hatası olduğunu açıkça göstermiştir. Yorulma ile bu çatlağın biraz ilerlemesinden sonra kaza meydana gelmiştir. Akla ilk gelen soru böyle bir hata nasıl meydana gelir ve tespit edilemeden kalır.

Geniş incelemelerden sonra ortaya çıkan sonuç, uçak yapıları bazı başlangıç hatalarına toleranslı olmalıdır. Bu konuda önemli kanıtlar, uçuş simülasyon yükleri altında test edilen alüminyum alaşımından yapılmış numunelerin kırılma yüzeylerinin incelenmesi ile ortaya çıkarılmıştır. Çatlak oluşumu inklüzyonlarda, işleme izlerinde ve diğer küçük hasarlardan başlar. Bir belirgin sonuç, eski tekniğin yerine gelişmiş bir teknikle delik delinmesi durumunda görülmüştür ve yorulma ömrü neredeyse 2 faktör artmıştır. Bu, küçük yüzey hatalarının çatlak başlangıç noktası olarak önemli olduğunu gösterir. Sonra hasar tolerans tasarım gereklerine göre başlangıçta küçük yüzey hatalarının olabileceği varsayılmış ve başlangıç hasarından sonraki çatlak ilerlemesi için gerekli ömür tahmin edilmiştir.

Eski bir Boeing 707'nin (16723 uçuş) Lusaka kazasında inişten kısa bir süre önce bir stabilizesi kopmuştur. Bu yorulma çatlak ilerlemesi sonucu meydana gelmiştir.

Boeing uçağının yapısı modifiye edilmişti ve bu uçağın ağırlığının artışı gerektirmişti. Bu modifikasyon hasar-toleranslı dizayn edilmiş yapıyı da etkiledi. Kazadan, sonra 38 uçakta henüz oldukça kısa olan benzer çatlaklar bulunmuştur.

Lusaka kazası, havacılık otoritelerinin daha eski uçakların yorulma problemini göz önüne almalarını sağlamıştır. Eski uçaklar için ilave kontrol programı teklif edilmişti. Daha sonra, eski uçaklar için ilave kontroller yapılmamışsa yorulma açısından kritik hale geleceği görülmüştür. Modifiye edilen uçak tam ölçekli yorulma testlerine tabii tutulmamıştı. Bu kazadan sonra yapıldı ve yorulma kırılması teste ortaya çıktı.

1988'de eski bir Boeing 737'nin, 7350 m yükseklikte gövde kaplamasının büyük bir kısmı kopmuş ve bir hostes dışarıya uçmasına rağmen uçak yolcularla birlikte inmeyi başarmıştı. Uçak eskiydi ve ekonomik dizayn ömrü (75000 uçuş)ın üzerinde 89681'inci uçuşunu yapmıştı. Yüzey malzemesinden böyle büyük bir parçanın kopması kaplamada çok sayıda yorulma çatlağının olması nedeniyle meydana gelmiştir. Eğer çok çatlak aynı perçin sırasında meydana gelirse, çatlak birleşmeleri meydana gelebilir ve bu da tek ve uzun bir çatlağa yol açarak tehlikeli bir durum oluşturabilir. Bu eski uçaklar için oldukça önemli bir problemdir.

YORULMA ÜZERİNE YAPILAN ARAŞTIRMALAR

Sadece alüminyum alaşımları göz önüne alındığında;

□ Kullanılan malzemeler hakkındaki bilgi seviyesi oldukça ileri düzeydedir. Mikroyapı detaylı olarak anlaşılabilmiştir.

□ Yorulma test cihazları, mikroskoplar ve diğer laboratuvar cihazları deney olanakları açısından yüksek bir standarda ulaşmıştır.

□ Kırılma mekaniği (çatlak içeren bir yapının mekaniği) iyice geliştirilmiştir.

□ Serviste yorulma yüklerinin ölçülmesi ve analizi mümkündür.

Bu listeye göre, bu dalda yapılan incelemeler;

- Malzemedeki yorulma olayının fiziksel olarak anlaşılması üzerine araştırma,

- Yorulma mukavemeti, yorulma ömrü ve çatlak ilerlemesinin tahmini için yöntemler geliştirilmesi olarak tanımlanabilir. Tahmin yöntemleri aynı zamanda, yorulma olayının tamamen anlaşılması temeline dayandırılmaktadır.

Yorulmaya Karşı Dayanıklı Malzemeler

Son yirmi otuz yıldır, fiber-epoksi kompozitler uçak yorulmasına karşı çözüm olarak sunulmaktadır. Kompozitler, dikkate değer bir biçimde ağırlıktan kazanç ve daha ucuz üretim sağlamaktadır. Savaş uçaklarında belirgin bir kullanımı vardır. Sivil nakliye uçaklarında da kullanımı az değildir fakat flaps gibi bazı özel yapı elemanları için sınırlamalar vardır. Uçak ana yapısında olmamakla beraber, termoplastikler uçaklarda kullanılmaya başlanmıştır. Nakliye uçaklarının kanat ve gövde yapısı halen daha Al alaşımlarından yapılmaktadır.

1970'li yıllarda deneysel çalışmalarına başlanılan levha yapılı metal laminelerin yorulma ömrü, normalde kullanılan metal malzemelerin yorulma ömründen % 60 daha fazla bulunmuştur. Yorulma ömrünün daha uzun oluşu, yapıştırıcı tabakanın çatlak ilerleme yönünde bir engel teşkil etmesindedir. Daha sonra bu malzemelerde yapıştırıcı tabakada fiber malzeme kullanılmıştır. Üç tane 2024-T3 levha, bağlayıcı tabakada kevar ya da karbon fiberle bir araya getirilmiştir. Bu malzeme hem sabit genlikli yükler altında hem de uçuş yükleri altında test edilmiştir. Özellikle karbon fiber için sabit genlikli deney sonuçları umut vermiştir fakat uçuş yükleri altında yorulma açısından bir iyileşme gözlenmemiştir. Yeni fiber-metal laminelerde fiber/metal oranını arttırmak için daha ince levha kullanılmıştır. Fiber-metal lamineler ARALL ve GLARE özellikle uçak yapılarının yorulma açısından kritik yerlerinde kullanılmak üzere geliştirilmiş malzemelerdir. Lamineler, çok ince alüminyum alaşımı levhalar (0.2-0.4 mm) ve tek yönlü yüksek mukavemetli fiberlerle yapıştırıcı tabakadan meydana gelmiştir. ARALL'da kevar ve GLARE'de geliştirilmiş cam fiber yer almaktadır.

Yeni bir malzemenin kullanılabilmesi için mekanik, fiziksel ve kimyasal özellikler, teknoloji ve fiyat gibi çeşitli özelliklerin incelenmesi gerekir.

Yorulmayı Önlemek Amacıyla Yapılan Dizayn Değişiklikleri

Uçak gövdesinde çatlak durdurucu bant kullanımı;

Bu bantlar çember şeklinde gövdeyi saran ve/veya yama şeklinde bölgesel olarak çatlak durdurmak amacıyla yapılmaktadır. Bu bantlar Ti, Al alaşımı gibi değişik malzemelerden yapılabileceği gibi gövdeye yapıştırılabilir veya perçinlenebilir.

Perçin bağlantılarında değişik alternatiflerin kullanımı:

Geliştirilmiş perçinleme teknolojisi, bağlayıcılar, birleşme dizaynı ve perçinlemeye ilave olarak yapıştırıcı kullanımı sayılabilir.

Kontroller:

Yapılan kontroller zaman kaybına neden olur. Kolay kontrol ve uzun kontrol periyodu tercih edilir. Kontrolün kalitesi çalışan kişinin bilgisine, becerisine, tecrübesine bağlıdır. Kontrollerin yapılması uçak güvenliğini sağlamak için zorunludur. Uçak yapısını kolay bir şekilde kontrol için dizayn etmek amaçlanmaktadır.

Ekonomik Durum:

Yeni nakliye uçaklarının gelişmesi ve var olan uçakların iyileştirilmesi büyük ekonomik baskılar altındadır. Eğer yeni bir uçağın yapısı, mevcut dizayn ve teknolojiye göre yapılmışsa, yeni dizayn ve teknolojiye ortaya çıkacak belirgin yatırımlardan kaçınmış olur. Dahası, ürün, mevcut malzeme ve teknolojilere bağımlı olmakla kalite kontrol sırasında yeni problemler göstermeyecektir. Zaman kaybı fazla olmayacaktır. Fakat bu yaklaşım, ilerde avantajlı olabilecek yeni tasarımlar için bir engeldir.

Uçuşa elverişlilik şartları da uçak dizaynı üzerinde etkiye sahiptir. Genelde, uçuşa elverişlilik şartları, eğer eski dizayn kabul edildiyse daha kolaydır ve daha ucuzdur. Ne yazık ki, sadece uçuş şartlarına göre yapılan dizayn, optimum yorulma performansı için yapılanla aynı değildir. Uçak endüstrisinin amacı, havayolları tarafından optimum kullanım için nakliye uçağı dizaynıdır. Tabi ki yapısal ağırlık önemlidir. Diğer önemli yönler kontrol ve bakımdır. Burada bir diğer ekonomik zıtlık ortaya çıkmaktadır; kolay kontrol ve düşük bakım masrafları için yapılan dizayn, daha ağır ve daha pahalı uçak anlamına gelmektedir [Schijve, 1994].

SONUÇ

Hasar tolerans tasarımının amacı, uçakları ve diğer hava araçlarını, koşullara uygun kırılma mekaniği modeli ve uygun hasarsız kontrol yöntemi seçerek kırılmaya karşı korumaktır. Alınan tüm önlemlere rağmen özellikle eski uçaklarda yorulma oldukça önemli bir problemdir. Uçaklarda meydana gelebilecek kırılmaları engellemek amacıyla yapılan periyodik kontroller ve hasarlanmış parçaların değiştirilmesi oldukça yüksek maliyete ve zaman kaybına neden olmaktadır. Uçakların güvenliğini arttırmak ve bakım maliyetlerini azaltmak amacıyla yeni yorulma ömrü yüksek malzeme geliştirme ve yeni dizayn çalışmaları yapılmaktadır. Fakat, yeni nakliye uçaklarının gelişmesi ve var olan uçakların iyileştirilmesi büyük ekonomik baskılar altındadır. Eğer yeni bir uçağın yapısı, mevcut dizayn teknolojilerine göre yapılmışsa, yeni teknolojideki belirgin yatırımlardan kaçınılmış olur. Dahası, ürün, mevcut malzeme ve teknolojilere bağımlı olmakla kalite kontrol sırasında yeni problemler göstermeyecektir. Fakat yeni dizayn çalışmaları gelecekteki avantajları göz önüne alınarak desteklenmelidir.

KAYNAKÇA

1. **Broek D.**, 1984, *Elementary Engineering Fracture Mechanics, Part I.*
2. **Payne, A.O.**, 1976, *The Fatigue of Aircraft Structures, Eng.Fracture Mech.*, 8, 256, Melbourne.
3. **Buch, A.**, 1988, *Fatigue Strength Calculation, Materials Science Surveys, Trans Tech SA, Switzerland, 290.*
4. **Lincoln, J.W.**, 1993, *Overview of the Structural Integrity Process, AGARD 797, 1-11.*
5. **Showers, D.R.**, 1985, *Applications of Damage Tolerance Analysis to In-Service Aircraft Structures, Proceedings of the Failure Analysis Program, 159-166,*
6. **Smith, H.W.**, 1980, *Spectrum Loading in Relation to Aircraft Design, 8th ICAF Symposium, Lausanne, ASTM STP, 761.*
7. **Schijve, J.**, 1985, *The Significance of Flight Simulation Tests, Delft University of Technology Report LR-466,.*

8. **Schijve, J.**, 1972, *The Accumulation of Fatigue Damage in Aircraft Materials and Structures*, AGARD-157.
9. **Schijve, J.**, 1994, *Fatigue of Aircraft Materials and Structures*, *Fatigue*, Volume 16, Number 1.
10. **Tetik, D.**, 1999, *2024-T3 Alüminyum Alaşımının Simüle Edilmiş Uçuş Yükleri Altında Yorulma Davranışı*, Doktora Tezi.