

58199

**UÇAK YAPISINDA YORULMA  
NEDENLİ ÇATLAKLARIN TAKİBİ  
İÇİN BİLGİSAYAR YAZILIMI**

**BÜLENT CANDAN**  
Yüksek Lisans Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı  
Temmuz 1997

58199

TURK HAVACILIK ANABİLİM DALI  
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

Bülent Candan'ın Yüksek Lisans tezi olarak hazırladığı "Uçak Yapısında Yorulma Nedenli Çatlakların Takibi İçin Bilgisayar Yazılımı" başlıklı tez ..04.07.1997. tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Lisansüstü Öğretim Yönetmeliği'nin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Üye (Tez Danışmanı) : Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ



Üye : Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI



Üye : Prof. Dr. Bilal PAR



Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun  
..04.07.1997... tarih ve ..11/26... sayılı kararıyla onaylanmıştır.



Enstitü Müdürü

Prof. Dr. Ersan PÜTÜN  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Müdürü

**ÖZET**  
**Yüksek Lisans Tezi**

**UÇAK YAPISINDA YORULMA NEDENLİ ÇATLAKLARIN  
TAKİBİ İÇİN BİLGİSAYAR YAZILIMI**

**Bülent CANDAN**

**Anadolu Üniversitesi**  
**Fen Bilimleri Enstitüsü**  
**Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı**

**Danışman : Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ**  
**1997, Sayfa : 67**

İster askeri, ister sivil sektörde olsun bir uçağın yapısında oluşabilecek çatlaklar, zamanında tespit edilmesi ve giderilmesi gereken problemlerin başında gelmektedir. Uçak yapısında meydana gelen çatlağın çeşitli nedenleri olabilir. Özellikle büyük yüklere maruz kalan askeri ve sivil jetlerin yapılarında, metal yorulması kaynaklı çatlaklara sıkça rastlanılmaktadır. Bu problemin, servisteki uçaklarda problem yaratmaması için daha tasarım esnasında bazı önlemler alınmaya çalışılır. Uçak servise verildikten sonra da kullanım durumuna göre (Uçuş paternleri ve kullanım sertlikleri göz önüne alınarak) yapıda oluşabilecek çatlakların, çatlak boyutu kritiklik arz etmeden tespitine yönelik izleme programları uygulanır. Bu çalışmada, uçakların yapısal yıpranma durumlarının takip altında tutulabilmesi için yürütülmekte olan Uçak Yapısal Bütünlük Programı-UYBP (Aircraft Structural Integrity Program-ASIP) yaklaşımı tartışıldıktan sonra, üzerinde "g" geçiş sayılarını kaydedebilecek cihazlar bulunan ve belirli analiz sonuçları mevcut olan tüm uçaklara uyarlanabilecek bir bilgisayar programı tanıtılmaya çalışılacaktır. Sonuçları sivil uçaklara da uyarlanabilecek olan bu tezde, söz konusu bilgisayar programı için örnek uygulama olarak F-4 uçakları seçilmiştir. Bu çalışmanın hedefleri kısaca şu şekildedir :

- Uçak Yapısal Bütünlük Programı (UYBP) ile ilgili Türkçe eser sayısının artırılmasında katkıda bulunmak,
- Genel anlamda bir Uçak Yapısal Bütünlük yazılımı oluşturmak ve bunu F-4 uçaklarına uyarlamak,
- UYBP'nin etkin bir şekilde işletilebilmesi için önerilerde bulunmak.

Yukarıda belirtilen amaçların sağlanabilmesi için şu çalışmalar yapılmıştır :

- Konu ile ilgili dokümanlar gerek yurt içi, gerekse yurt dışı kaynaklardan elde edilmeye çalışılmış ve tamamı incelenmiştir.

- UYBP Veri Giriş ve Analiz Ortamının oluşturulacağı alt yazılım araştırılmış ve geçiş yazılımı olarak Microsoft® ürünü Excel® V. 4.0 isimli elektronik tabloları programı seçilmiştir. Daha sonra yapılan işlemlerin Microsoft® Visual Basic® programlama dilinde hazırlanmış bir yazılımla otomatikleştirilmesi işlemi gerçekleştirilmiştir.

- Yeni Veri Giriş ve Analiz Ortamının oluşturulmasından sonra, envanterdeki uçakların yapısal kontrol ihtiyaçlarının belirlenmesine yönelik periyodik rapor hazırlanmış ve F-4 kullanıcı birliklerine gönderilmiştir. Bu raporlar gereği yapılması gereken kontroller yapılmıştır ve sonuçları 1. Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı - ESKİŞEHİR'e gönderilmiştir.

**Anahtar Kelimeler : Uçak Tasarımı, Yapısal Analiz, Yorulma, Hasar Tolerans, Uçak Yapısal Bütünlük Programı, Veri Giriş ve Analiz Programı**



**ABSTRACT**  
**Master of Science Thesis**

**COMPUTER CODE FOR TRACKING METAL FATIGUE BASED CRACKS  
IN THE AIRCRAFT STRUCTURE**

**Bülent CANDAN**

**Anadolu University**  
**Graduate School of Natural and Applied Sciences**  
**Civil Aviation Program**

**Supervisor: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ**  
**1997, Page : 67**

For either military or commercial aircraft, cracks in the aircraft structure should be inspected and repaired just in time. There should be several reasons for the cracks in the aircraft structure. Especially, for the jet engined aircraft, the aircraft structure is under high maneuver and pressure loads, so that the metal fatigue is one of most common type of cracks for these aircraft. To recover this problem during the service of the aircraft, during the design metal fatigue is one of the most important considerations. After giving the aircraft to the service, a usage tracking program (considering flight patterns and usage severity) is being implemented to detect the cracks before exceeding the critical size or economical repair limit. In this study, first of all it will be discussed the Aircraft Structural Integrity Program approach which is required to keep tracking the aircraft in terms of structural durability, and then the new generic computer code is going to be presented. For this purpose, TuAF's F-4E aircraft has been chosen. The purposes of this master's thesis study are :

- To increase the amount of publications written in Turkish about ASIP,
- To create a new "Data Input and Analysis" environment for all kinds of aircraft which has a "Counting Accelerometer System" and the DTA results available.
- To create an efficient system limited with TuAF's F-4E Aircraft.

To reach these objectives stated above, following studies has been accomplished in the framework of this thesis :

- All the documents related with this subject had been obtained from foreign or in-country sources and reviewed,
- Substructure that the new Data Input and Analysis would be created had been searched and Microsoft®'s Excel® V. 4.0 Electronic Table software was chosen as the transient environment. Later, these processes has been transferred to a computer program prepared in Microsoft® Visual Basic® environment.
- After creating the new Data Input and Analysis environment, a periodic report, which aims to forward the structural inspection requirements to the user bases, was prepared and sent. These inspections are being accomplished and the results of these

prepared and sent. These inspections are being accomplished and the results of these inspections are being sent/ will be sent to the 1<sup>st</sup> Air Supply and Maintenance Center-ESKİŞEHİR.

**Keywords : Aircraft Design, Structural Analysis, Fatigue, Damage Tolerance, Aircraft Structural Integrity Program, Data Input and Analysis Software**



## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	iii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xi
1. GİRİŞ.....	1
2. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMININ TARİHÇESİ .....	2
2.1. Havacılığın İlk Yılları .....	2
2.2. İkinci Dünya Savaşı ile 1970'li Yılların Başı Arasındaki Dönem.....	4
2.3. 1970'li Yılların Başı ile Günümüz Arasındaki Dönem .....	9
3. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMININ HEDEFLERİ, AŞAMALARI.....	11
3.1. UYBP'nin Hedefleri .....	11
3.2. UYBP'nin Aşamaları .....	11
3.2.1. Aşama 1 (Tasarım Bilgileri).....	11
3.2.1.1. UYBP Ana Planı.....	12
3.2.1.2. Yapısal Tasarım Kriteri.....	12
3.2.1.3. Hasar Tolerans ve Dayanıklılık Tasarım Kriterleri.....	12
3.2.1.4. Malzemelerin, Proseslerin ve Bağlantı Metotlarının Seçimi .....	13
3.2.1.5. Tasarım Servis Ömrü ve Tasarım Kullanımı .....	13
3.2.2. Aşama 2 (Tasarım Analizleri ve Geliştirme Testleri) .....	13
3.2.2.1. Malzeme ve Birleşim Yöntemi Seçimi .....	13
3.2.2.2. Yük Analizleri .....	13
3.2.2.3. Tasarım Servis Yükü Spektrumu .....	13
3.2.2.4. Tasarım Kimyasal/Termal Çevre Spektrumu.....	14
3.2.2.5. Gerilme Analizleri.....	14
3.2.2.6. Hasar Tolerans Analizleri.....	14
3.2.2.7. Dayanıklılık Analizleri.....	14
3.2.2.8. Sonik Dayanıklılık Analizleri.....	14
3.2.2.9. Titreşim Analizleri .....	14
3.2.2.10. Flutter ve Diverjans Analizleri .....	15
3.2.2.11. Nükleer Silah Etkileri Analizleri.....	15
3.2.2.12. Nükleer Olmayan Silah Etkileri Analizi .....	15
3.2.2.13. Tasarım Geliştirme Testleri .....	15
3.2.3. Aşama 3 (Tam Ölçekli Testler).....	15
3.2.3.1. Statik Testler .....	15
3.2.3.2. Dayanıklılık Testleri.....	15

## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
3.2.4. Aşama 4 (Kuvvet Yönetimi Bilgi Paketi).....	16
3.2.5. Aşama 5 (Kuvvet Yönetimi).....	18
<b>4. HASAR TOLERANS ANALİZLERİ - KIRILMA MEKANİĞİ .....</b>	<b>19</b>
4.1. Hasar Tolerans Analizinin Aşamaları.....	19
4.2. Amerikan Hava Kuvvetleri Hasar Tolerans Tasarım Konsepti .....	22
4.3. Kalan Mukavemet (Residual Strength) Eğrisi .....	23
4.4. Çatlak İlerleme Eğrisi .....	24
4.5. Kırılma Mekanikliği.....	25
4.6. Gerilme Yığılması (Stress Concentration) Yaklaşımı .....	25
4.6.1. Gerilme Yığılması Faktörü.....	27
4.6.2. Akma (Plastik Şekil Değiştirme).....	28
4.6.2.1. Plastik Çökme .....	29
4.7. Lineer Elastik Kırılma Mekanikliği .....	30
4.7.1. Yükleme Modları.....	30
4.7.2. Çatlak Ucunda Gerilmeler.....	32
4.7.2.1. Gerilme Şiddeti Faktörünün Hesaplanması.....	32
4.7.3. Kırılma Dayanımı (Fracture Toughness).....	34
4.7.4. Düzlem Gerilme ve Düzlem Şekil Değiştirmede Plastik Bölge.....	34
4.7.5. Çatlak İlerleme Analiz Konseptleri .....	37
4.7.5.1. Çatlak İlerleme Oranı.....	37
4.7.5.2. Çatlak İlerleme Oranı Denklemi.....	39
4.7.6. Gecikme (Retardation) .....	40
4.7.6.1. Gecikmenin Fiziksel Açıklaması.....	40
4.7.6.2. Gecikme Modelleri.....	41
<b>5. F-4 UÇAĞI VE F-4 UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMI.....</b>	<b>44</b>
5.1. Uçağın Yapısı .....	44
5.2. Hasar Tolerans Analizleri ve F-4UYBP.....	45
5.2.1. Kullanım Parametrelerinin Çatlak İlerlemesine Etkileri.....	46
5.2.2. Gerilme Spektrumunun Geliştirilmesi.....	48
5.2.3. Çatlak İlerleme Analizleri .....	48
5.2.4. Hasar İndeks Değeri Konsepti- F-4 UYBP .....	50
5.2.5. Türk Hava Kuvvetleri'nde F-4 UYBP .....	51
<b>6. KUVVET YÖNETİMİ ESASLARI VE YENİ BİLGİSAYAR PROGRAMININ AMACI.....</b>	<b>52</b>
6.1. Kuvvet Yönetimi'nin Amaçları .....	52
6.2. Tahribatsız Kontrol Yöntemleri (Nondestructive Inspection-NDI).....	52
6.3. Kontrol Sonuçlarının Değerlendirilmesi.....	53
<b>7. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMI VERİ GİRİŞ VE ANALİZ YAZILIMI.....</b>	<b>56</b>



**İÇİNDEKİLER**

	<b><u>Sayfa No</u></b>
7.1. Uçak Yapısal Bütünlük Programı Veri Giriş ve Analiz Yazılımı (UYBP VGAP)'nin Amacı .....	56
7.2. Programlama Ortamı.....	56
7.3. UYBP VGAP'nin Akış Şeması.....	57
7.4. UYBP VGAP'nin Rehber Yapısı ve İşleyişi.....	58
8. SONUÇ VE YORUM .....	64
9.KAYNAKLAR.....	66



## ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 2.1 1917 yılında ABD Ordusuna ait "Scout" tipi uçağın McCook Üssünde gerçekleştirilen statik testinden bir görüntü .....	3
Şekil 2.2 "Scout" tipi uçağa uygulanan testin sonucu.....	3
Şekil 2.3 Wright-Patterson Üssünde F-84D kanadı testi .....	4
Şekil 2.4 B-47 Uçağının kritik bölgeleri .....	6
Şekil 2.5 ABD Hava Kuvvetlerinin UYBP'yi resmi olarak başlattığını bildiren mesaj ..	7
Şekil 2.6 Güvenli Ömür Tasarım Konseptinin geçerli olduğu günlerde Filo yönetimi ..	8
Şekil 2.7 F-111 uçağı kanadı .....	9
Şekil 2.8 ABD Hava Kuvvetleri Hasar Tolerans Tecrübesi .....	10
Şekil 3.1 T-37 DADTA Projesi esnasında gerçekleştirilen "Tam Ölçekli Dayanıklılık Testi" nden bir görüntü .....	17
Şekil 4.1 "Slow Crack Growth" ve "Fail Safe" yapılar için başlangıç çatlak boyutları	21
Şekil 4.2 T-37B Kanat sparı hücum kenarı kritik bölgesi test parçası .....	22
Şekil 4.3 Değişken yükler altında çatlak ilerlemesinin tahmini .....	22
Şekil 4.4 T-37 DADTA, FCL W6, Steel Strap Radius Kalan Mukavemet Eğrisi .....	24
Şekil 4.5 Kalan Mukavemet Eğrisi .....	24
Şekil 4.6 Çatlak İlerleme Eğrisi .....	26
Şekil 4.7 Yük Yollarının Tespiti .....	26
Şekil 4.8 Gerilme Yığılması .....	27
Şekil 4.9 Çentik ucunda gerilme bölgesi .....	28
Şekil 4.10 Eliptik Çentik İçin Gerilme Yığılması Faktörü .....	29
Şekil 4.11 İki ve üç boyutlu gerilme durumunda akma .....	30
Şekil 4.12 İki boyutlu gerilme durumunda çentik ucunda plastik çökme .....	31
Şekil 4.13 Plastik Çökme'ye Göre Kalan Mukavemet Eğrisi .....	31
Şekil 4.14 Kırılma Mekanizmasına Göre Yükleme Modları .....	31
Şekil 4.15 Mod I'e Göre Yüklenmiş Yapı .....	33
Şekil 4.16 Bazı çatlak durumları ve geometriler için $\beta$ eşitlikleri .....	35
Şekil 4.17 Üniform Olmayan Gerilme Dağılımı Durumunda $\beta$ 'nın Belirlenmesi .....	35
Şekil 4.18 Düzlem gerilme ve düzlem şekil değiştirme için plastik bölge .....	36
Şekil 4.19 Köşe Çatlağından boydan boya çatlağına geçiş .....	36
Şekil 4.20 Tekrarlı Yükler .....	37
Şekil 4.21 Çatlak İlerleme Mekanizması .....	38
Şekil 4.22 Çatlak İlerleme Oranı'nın tespiti .....	39
Şekil 4.23. Gecikme etkisi .....	40
Şekil 4.24 Gecikmenin Fiziksel Açıklaması .....	41
Şekil 4.25 Büyük genlikli gerilmeden önceki ve sonraki artık gerilmeler .....	42
Şekil 4.26 Çatlak ilerleme modeli kalibrasyonu .....	43
Şekil 5.1 F-4 Uçağı .....	44
Şekil 5.2 F-4 Kanat yapısı ve kritik bölgeler .....	45
Şekil 5.3 F-4 Gövde yapısı ve kritik bölgeler .....	45
Şekil 5.4 Mc Donnell Douglas tarafından kullanılan gecikme etkisi katsayısı ( $C_p$ ).....	49

## ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 5.5 Bir bağlayıcı deliği etrafında ortaya çıkan bir çatlağa ait Gerilme Şiddeti Faktörü çözümü .....	49
Şekil 5.6 Gecikme parametresi (m) nin belirlenmesi .....	51
Şekil 6.1 “XXXXXX” S/N’lu F-4E uçağının “A” kritik bölgesinin çatlak ilerleme eğrisi	54
Şekil 6.2 Bir sonraki kontrol periyodunun belirlenmesi .....	54
Şekil 6.3 NDI metodunun değiştirilmesi ve malzeme değişikliklerinin kontrol aralıklarına etkisi .....	55
Şekil 7.1 VB 4.0 Program Geliştirme “Tool” ları .....	57
Şekil 7.2 : UYBP VGAP Akış Şeması .....	57
Şekil 7.3 UYBP VGAP Başlangıç Ekranı .....	58
Şekil 7.4 Yeni Uçak Bilgi Giriş Modülü .....	59
Şekil 7.5 : Aylık Uçak Bilgi Giriş Ekranı .....	59
Şekil 7.6 Uçak Bilgilerini Görme Modülü .....	61
Şekil 7.7 : Uçak Bilgilerini Görme Sonuç Ekranı .....	61
Şekil 7.8 : Kontrol İhtiyaçları Raporu Modülü .....	62
Şekil 7.9 : Yeni Kontrol Bölgesi Girme Ekranı .....	62
Şekil 7.10 : Kontrol İhtiyaçları Raporu Ekranı .....	63
Şekil 7.11 : Kontrol Sonucu Giriş Ara Birimi .....	63

**ÇİZELGELER DİZİNİ**

	<b><u>Sayfa No</u></b>
2.1 1958 yılında meydana gelen B-47 kazaları .....	5
3.1 UYBP'nin Aşamaları .....	12
5.1 Görev Dağılımı Değişimleri .....	47
5.2 Yük Faktörü Değişimleri .....	47
5.3 Hava Hızı Değişimleri .....	47
5.4 Toplam Ağırlık Değişimleri .....	47
5.5 İrtifa Değişimleri .....	47
5.6 Görev Süresi Değişimleri .....	48



## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

### Kısaltmalar

<b>1. HİBM. K. LIĞI</b>	: 1 nci Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı
<b>ASIP</b>	: Aircraft Structural Integrity Program (Uçak Yapısal Bütünlük Programı)
<b>FM</b>	: Fleet/Force Management (Filo/Kuvvet Yönetimi)
<b>SEM</b>	: Sonlu Elemanlar Metodu
<b>TCG</b>	: Technical Coordination Group (Teknik Koordine Grubu)
<b>UYBP</b>	: Uçak Yapısal Bütünlük Programı
<b>VGAP</b>	: Veri Giriş ve Analiz Programı

### Simgeler

$\epsilon$	: Birim Şekil Değiştirme
$\gamma$	: Çatlak ilerleme modeli kalibrasyon parametresi
$\rho$	: Eğrilik Yarıçapı (inch) (mm)
$\beta$	: Geometri (Şekil) Faktörü
$a, c$	: Çatlak boyu/derinliği (inch) (mm)
$g$	: Yerçekimi ivmesi ( $m/sn^2$ ) ( $ft/sn^2$ )
$j$	: Tasarım Emniyet Katsayısı
$K$	: Gerilme Şiddeti Faktörü ( $ksi\sqrt{in}$ )
$K_c$	: Düzlem Şekil Değiştirme Faktörü ( $ksi\sqrt{in}$ )
$K_{Ic}$	: Düzlem Gerilme Faktörü ( $ksi\sqrt{in}$ )
$k_t$	: Gerilme Yığılması Faktörü
$r$	: Çatlak Ucu Plastik Bölge Yarıçapı (inch) (mm)

**SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ****Simgeler (Devam)**

<b>R</b>	: Gerilme Oranı
<b><math>\sigma_s</math></b>	: Maksimum Tasarım Gerilmesi (lbf/in <sup>2</sup> ) (N/m <sup>2</sup> )
<b><math>\sigma_{tu}</math></b>	: Maksimum Kopma Gerilmesi (lbf/in <sup>2</sup> ) (N/m <sup>2</sup> )
<b><math>\sigma_{ty}</math></b>	: Akma Mukavemeti (lbf/in <sup>2</sup> ) (N/m <sup>2</sup> )
<b>t</b>	: Kalınlık (inch) (mm)
<b><math>\tau_{ty}</math></b>	: Kayma Gerilmesi (lbf/in <sup>2</sup> ) (N/m <sup>2</sup> )



## 1. GİRİŞ

Bir uçağın tasarımı, oldukça karmaşık bir işlemler bütünüdür. Mevcut konseptlere göre, öncelikle hangi özelliklere sahip bir uçağın tasarlanması gerektiği sorusunun yanıtı verilmelidir. Bu genelde, uçağı kullanacak olan hava kuvvetleri ya da ticari şirket tarafından yanıtlanması gereken bir sorudur. Örneğin, eğer bir av-bombardıman uçağına ihtiyaç duyuluyorsa; uçağın ne kadar serviste kalmasının planlandığı, uçağın yaklaşık olarak ağırlığı, hangi görevlerde kullanılacağı, ne kadar sert kullanılacağı, hangi elektronik savaş kabiliyetlerine sahip olması beklendiği gibi noktaların, ihtiyaç sahibi hava kuvvetleri tarafından imalatçı firmaya sağlanması gerekmektedir.

Bu kriterler göz önüne alınarak tasarlanan uçak, uçuş testlerinde de başarı sağlanırsa, belirli bir süre sonra servise verilir ve uçaklar yeni filolarında uçmaya başlarlar. Bu arada, uçak servise verilmeden önce yapının güvenilirliğini kanıtlamak üzere, imalatçı tarafından tasarım kriterleri doğrultusunda tam ölçekli dayanıklılık ve hasar tolerans testleri yapılır ve uçak yapısının isteklere uygun -ve hatta daha fazla süre-güvenilirliğini koruyacağı ispatlanmaya çalışılır. Ancak bu aşamada, özellikle askeri amaçlarla kullanılan uçaklar için belirgin bir problem ortaya çıkar. Bu problemi, uçağın tasarım kriterlerinden farklı görevlerde ve sertliklerde kullanılması doğurur. Bu nedenle, servis esnasında da uçağın kullanımının takip edilmesini ve kullanımdaki değişikliklere göre gerekli planlamaların yapılmasını sağlayacak bir konseptte ihtiyaç duyulmuş ve 1950'li yılların sonlarından itibaren "Uçak Yapısal Bütünlük Programı" uygulanmaya başlanmıştır.

Uçak Yapısal Bütünlük Programı-UYBP (ya da İngilizce'deki adıyla Aircraft Structural Integrity Program-ASIP), bir uçak tipinin tasarlanmaya başladığı ilk günden itibaren başlatılan ve o uçak tipine ait son uçak servis dışı kalana kadar devam eden bir aktiviteler bütünüdür ve UYBP'nin yürütülmesinde hem uçak imalatçısı firmaya, hem de kullanıcıya belirli sorumluluklar düşmektedir. UYBP, uçağın yapısal tasarımını düzenler ve servis esnasında yapının kritik bölgelerinde ortaya çıkabilecek yorulma çatlaklarının tespitine yönelik kontrollerin planlanmasını, tadilat kararlarının verilmesini ve uçağın ekonomik olarak kullanılmasını mümkün kılar.

Bu çalışmada, askeri ve sivil havacılık alanlarındaki UYBP yaklaşımları irdelenecek, tezin ilerleyen bölümlerinde, UYBP hakkında genel bilgiler verilecek, aşamalarından bahsedilecek ve Kırılma Mekanizması'nın UYBP uygulamalarında kullanılan teorileri ve Hasar Tolerans yaklaşımına değinilecektir. Daha sonra da F-4 uçağı Hasar Tolerans Analizleri ve UYBP çalışmaları hakkında genel bilgiler verildikten sonra, oluşturulmaya çalışılan bilgisayar programının yapısı ve işleyişi ve F-4 uçağına uyarlanması hakkında bölümler yer alacaktır.

## 2. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMININ TARİHÇESİ

Önceden de belirtildiği gibi, Uçak Yapısal Bütünlük Programı, bir uçak tipinin tasarımıyla başlayıp, o uçak tipine ait son uçak servis dışı bırakılana kadar sürdürülmesi gereken bir aktiviteler bütünüdür. UYBP, hem uçak imalatçısına hem de kullanıcıya belirli sorumluluklar yükler. Bu sorumlulukların yerine getirilmesi ile uçağın emniyetli, etkin ve ekonomik kullanımı mümkün olur.

### 2.1. Havacılığın İlk Yılları

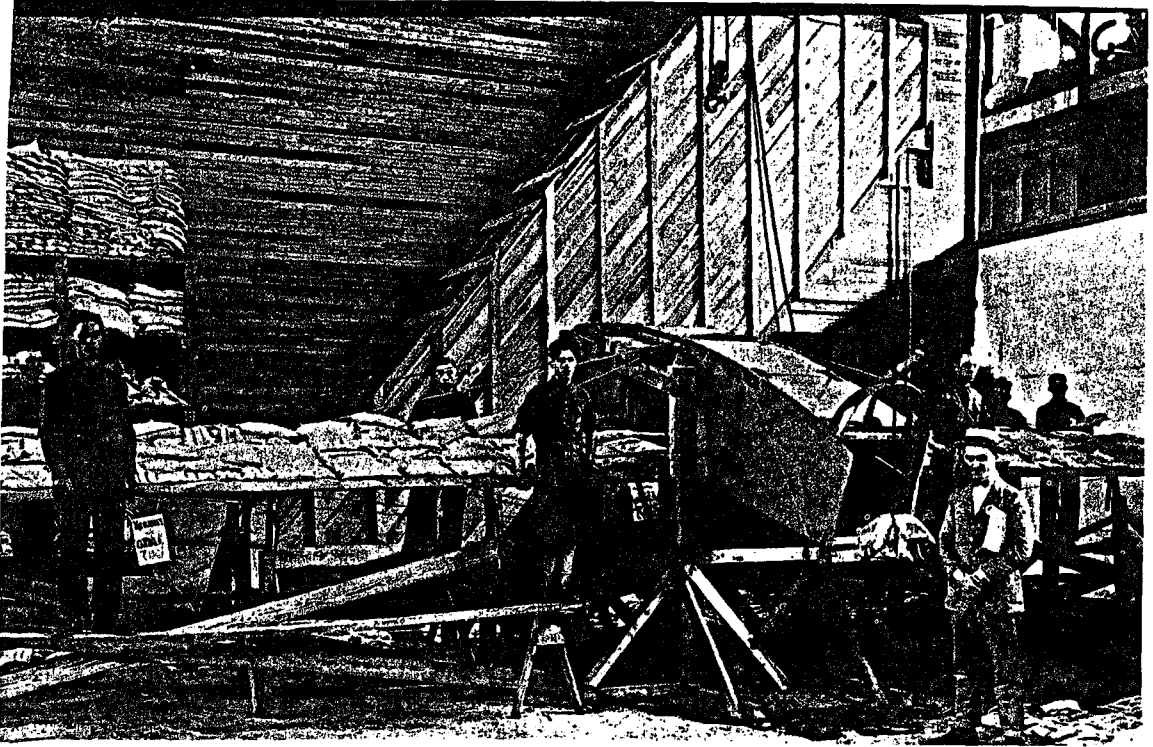
Metal yapılarda çatlak oluşumu ile ilgili ilk bulgular 1800'lü yıllarda demiryolu raylarında ortaya çıkmıştır. Bu tarihlerde, demiryolu raylarının tasarımında, metal yorulması göz önüne alınmadığından beklenmedik anlarda kırılmalar meydana gelmiş ve meydana gelen kazalar maddi ve manevi kayıplara neden olmuştur. Benzer şekilde, buhar kazanları, boru hatları da metal yorgunluğu sebebiyle çatlama sonucunda patlamışlar ve felakete sebep olmuşlardır [1].

Havacılığın ilk yıllarında da, uçak yapısının ömrü tasarımda göz önüne alınan bir parametre değildi. Çünkü o yıllarda tasarlanan uçaklarda, uçağın kaybedilmesine neden olan asıl sebepler, metal yorgunluğu değil yanlış -ya da eksik- tasarımdan ya da kullanımdan kaynaklanan aksaklıklardı. Yani, o yıllarda bir uçağın düşme sebebi hiçbir zaman metal yorgunluğu olarak rapor edilmemişti. Ya da hiçbir uçak için, yapısındaki yorulma kaynaklı çatlakların ekonomik onarım limitlerini aşması nedeniyle servis dışı bırakılma kararı verilmemişti. Havacılığın ilk yıllarında, bir uçağın kaybına neden olabilecek etkenler; aşırı statik yükleme, savaş kayıpları, motor arızaları, kontrol sistemlerindeki arızalar ve pilotaj hataları olarak sıralanmaktaydı (Şekil 2.1, 2.2) [2].

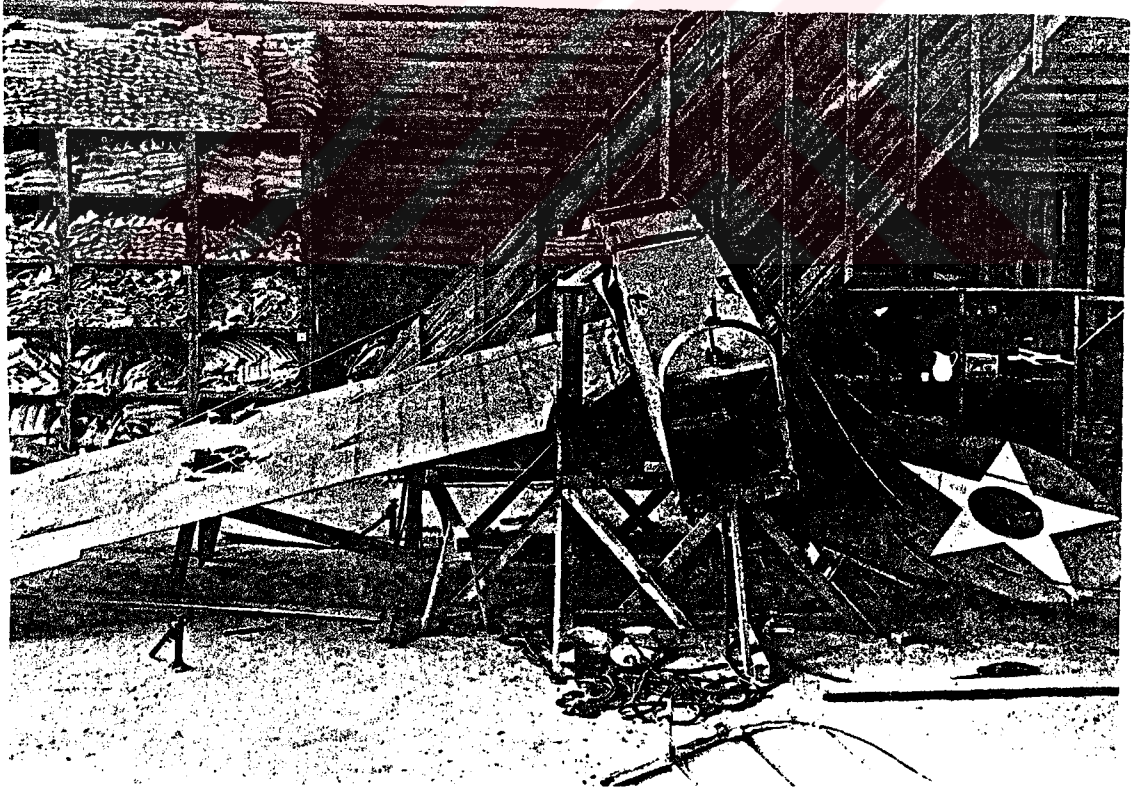
O yıllarda, yapısal tasarım esnasında bazı belirsizlikler mevcuttu. Yüklerin belirli olmaması, yapısal analizlerin yeterli hassasiyette yapılamaması, malzemelerin mukavemet özelliklerindeki farklılıklar, servis ömrü esnasında yapıda yaşlanma ve malzemelerin imalatında belirli standartların bulunmaması gibi nedenlerle, tasarım esnasında bir "Emniyet Faktörü" kullanılmaktaydı.

Havacılığın ilk yıllarında, her ne kadar metal yorgunluğu tasarımda hesaba katılmamışsa da, bazı problemlerin nedeni olarak karşılaşılmıştır. Havacılık tarihinde Wright kardeşlerin ilk uçuşu, metal yorgunluğu nedeniyle ertelenmiştir. Uçuş öncesinde, pervane şaftında tespit edilen çatlak, yeni şaft gelene kadar uçuşun ertelenmesine sebep olmuştur (Aralık 1903). Ekim 1908'de ise, ABD ordusundan Teğmen Selfridge motorlu uçaklarla ilk şehit olan kişi olmuştur. Kaza, ABD ordusu kabul uçuşu esnasında, Orville Wright ile uçarken meydana gelmiş ve kazanın sebebi "pervane şaftındaki çatlak" olarak tespit edilmiştir.





**Şekil 2.1** 1917 yılında ABD Ordusuna ait "Scout" tipi uçağın McCook Üssünde gerçekleştirilen statik testinden bir görüntü (Uçak, alt-üst edilmiş ve yükler kum torbaları ile simüle edilmeye çalışılıyor) [3]

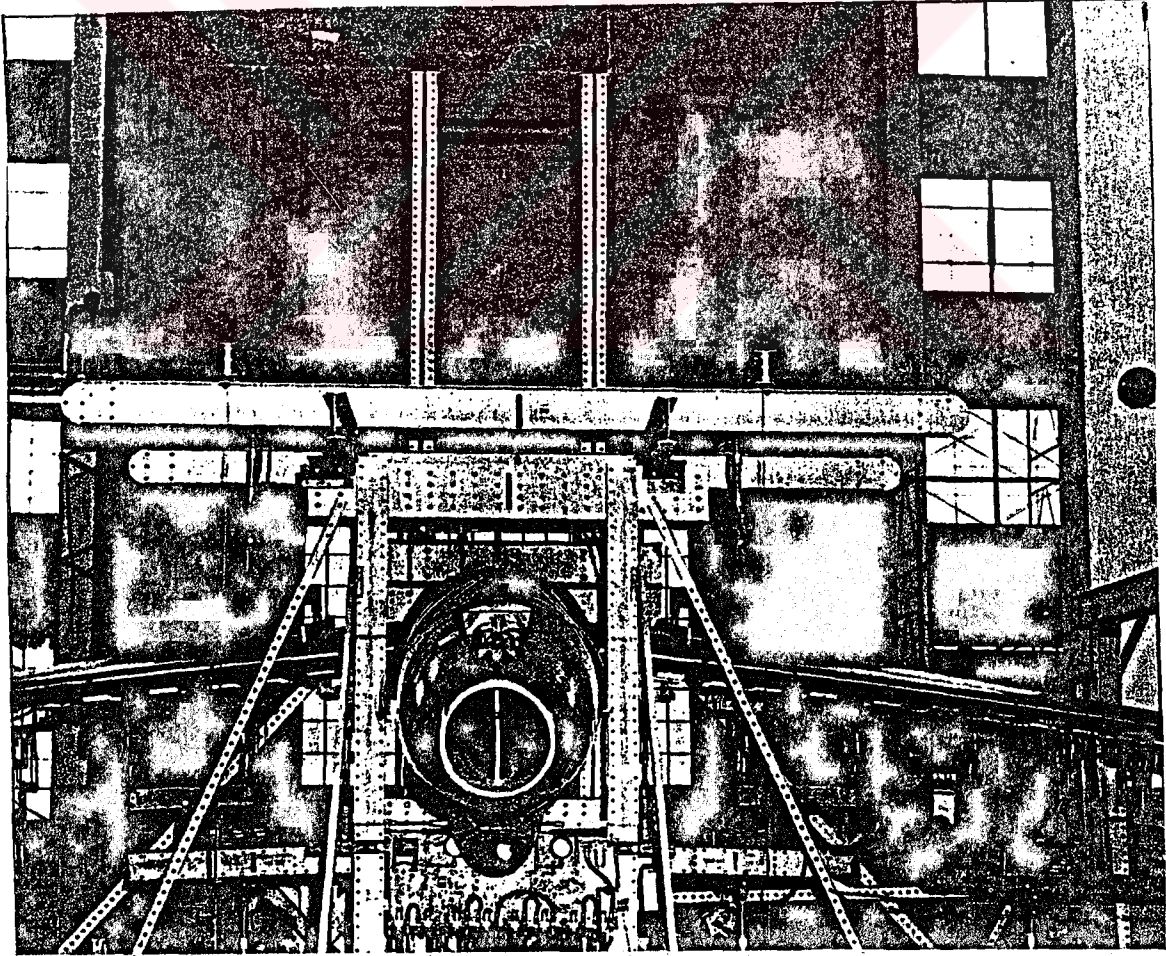


**Şekil 2.2** Yapılan statik test sonucunda "Scout" tipi uçak, ABD Ordusu tarafından kabul görmemiştir. Bunun nedeninin yukarıdaki şekilde de görülen kanat kırılması olduğu belirtilmektedir [3].

## 2.2. İkinci Dünya Savaşı ile 1970'li Yılların Başı Arasındaki Dönem

İkinci Dünya Savaşı ile büyük ilerlemeler kaydeden havacılık sanayii, savaşın bitiminden hemen sonra metal yorulmasının farkına varmıştır. 1945 yılında, ABD Ohio'daki Wright Üssü'nde AT-6 eğitim uçağına ilk yorulma testi uygulanmıştır. Bu test, limit yükte aksaklık ortaya çıkana kadar devam ettirilmiştir. 1948 yılında ise, F-84D kanatlarında yorulma testleri uygulanmıştır ve yine bu test de limit yükte aksaklık meydana gelene kadar devam ettirilmiştir (Şekil 2.3).

Bu ilk adımlara karşın, yapılan yorulma testlerinin uçak yapısının tekrarlı yüklerin sebep olduğu aksaklıkları önceden tahminde güvenilir yöntemler olmadığı 1954 yılında meydana gelen iki İngiliz De Havilland Comet I uçağına geçirdiği kazalarla ortaya çıkmıştır. Sivil havacılık tarihindeki ilk yüksek performanslı uçakları olma özelliğini taşıyan bu uçakların geçirdikleri bu kazalar her iki uçağına da yüksek irtifalarda infilak etmesiyle meydana gelmiş ve bir pencere oyuğı çevresinde meydana gelen yorulma çatlağına, gövdede oluşturduğu basınç kaybı kaza nedeni olarak açıklanmıştır. Söz konusu uçaklar için, imalattan sonra yorulma testleri uygulanmıştır, ancak test esnasında malzemenin akma sınırı geçildiği için yapılan kontrollarda çatlaklar tespit edilememiştir. Daha sonradan yapılan tadilatlarla bu problem ortadan kaldırılmıştır.



Şekil 2.3 Wright-Patterson Üssünde F-84D kanadı testi [3].

Havacılığın ilk yıllarından 1950'li yıllara kadar, tasarlanan uçaklar genelde yoğun olarak kullanılmamaktaydı. Bu durum 1. ve 2. Dünya savaşları nedenleriyle değiştiyse de, uçaklar savaş nedeniyle zaten çok uzun süre envanterde kalmıyorlardı. Savaşların etkisiyle, oluşturulan Hava Kuvvetleri, savaş stratejilerini tamamıyla değiştirmişti, bunun anlamı çok sayıda ve güçlü uçaklara sahip bir hava kuvvetlerine sahip olan bir ülke, dünyanın en büyük gücü haline de gelmekteydi. Ancak, şimdi olduğu gibi, o zamanlarda da havacılık çok pahalıydı. Bir uçağın tasarlanması, imalatı, idamesi büyük miktarlara mal olmaktaydı. Bu nedenle, uçak kaybına tahammül yoktu.

Bu düşünceler ve metal yorgunluğunun uçak yapılarına etkileri üzerine araştırmalar ABD, İngiltere ve Avustralya gibi ülkeler tarafından 2. Dünya savaşını takiben başlatılmıştı. 1943 yılında Bland ve Sandroff, bu konunun önemini ilk olarak kapsamlı bir şekilde gündeme getirmişlerdi [4]. 1948'de bir Amerikan sivil uçağının düşmesi ve kaza sebebinin metal yorgunluğu olarak açıklanması, yine 1951 yılında küçük bir İngiliz nakliye uçağının Avustralya'da "Spar'da yorulma nedeni çatlak" nedeniyle düşmesi ve aynı tip uçaklarda yapılan kontrollarda pek çok spar çatlağına rastlanması yetkilileri metal yorulması üzerinde daha çok durmaya itmiştir [5].

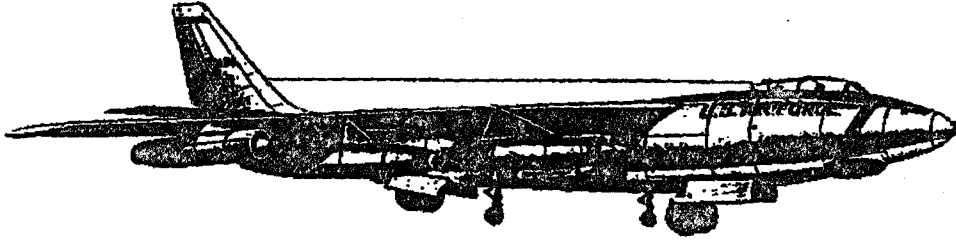
Ancak, 1958 yılında meydana gelen seri B-47 kayıpları, artık ciddi önlemler alınması gerekliliğini ortaya çıkarmıştır. O yıllarda, ABD Hava gücünün en büyük silahtı niteliğindeki B-47'lerin maruz kaldıkları kazaların tarihleri ve kaza tarihinde uçağın uçuş saati Çizelge 1.1'dedir.

Çizelge 2.1. 1958 Yılında Meydana Gelen B-47 Kazaları

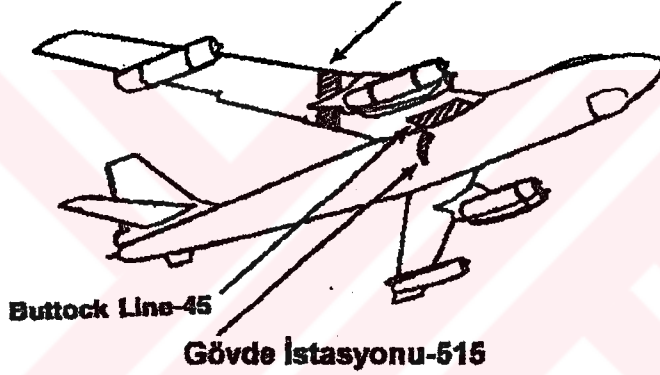
Tarih	Uçuş Saati
13 Mart 1958	2077
13 Mart 1958	2418
21 Mart 1958	1129
10 Nisan 1958	1265
15 Nisan 1958	1419

İlk tasarımında, B-47 için 125.000 lb.(56699 kg.) ağırlık ve 6 adet 4.000 lb.(1814 kg.) itkili motorlar öngörülmüş, ancak B modelinde ağırlık 185.000 lb. (83914 kg.), motor gücü 6 x 5.800 lb. (2630 kg.) 'ye, E modelinde ise ağırlık 207.000 lb. (93893 kg.) ve motor gücü 6 x 6.000 lb. (2721 kg.) 'ye yükseltilmiştir. Ancak, değişen ağırlık ve motor gücü değerlerine karşın, yapısal yönden hiçbir iyileştirme yapılmamıştır. Ayrıca, B-47 yüksek irtifa bombardıman uçağı olarak tasarlanmış olmasına karşın, 1957 yılından itibaren alçak irtifa görevlerinde kullanılmaya başlanmıştır. Bilindiği gibi, 1.000 feet'in altında atmosferik türbülans etkileri görülmeye başlanır. B-47'ler ABD Hava Kuvvetleri envanterine ilk girmeye başladıklarında, uçağın kabulü %150 Tasarım Limit yüküne kadar yapılan Statik test sonuçları ile uçuş yükleri dayanım deneyleri sonuçlarına göre yapılmıştı, uçağın servis ömrünün ne olacağı önceden belirlenmemişti ve metal yorulması analiz sonuçları kabul için göz önüne alınmamıştı. B-47 uçağının kritik yapısal bölgeleri Şekil 2.4'dedir.

1952-1958 döneminde, metal yorulması nedeniyle uçak kayıplarının artması, aynı zamanda sivil uçaklarda da aynı nedenle uçakların kaybedilmesi, özellikle askeri kanadı önlemler almaya zorladı. B-47 kazalarıyla hız kazanan karar aşamasında kısa ve uzun vadeli hedefler belirlendi. Buna göre kısa vadede B-47 filosunun problemlerinin önlenmesi amacıyla hız ve "g" sınırlamaları getirildi, alçak irtifa uçuşları yasaklandı ve ağırlık konusunda kısıtlamalar yapıldı. Uzun vadede ise, metal yorulmasının uçak yapılarına olan etkilerinin tespiti ve böylelikle, yorulmanın neden olduğu kayıpların en aza indirilmesi hedefi seçildi.



**Kanat İstasyonu-354**



**Buttock Line-45**

**Gövde İstasyonu-515**

Şekil 2.4 B-47 Uçağının kritik bölgeleri [4]

1958 yılı Kasım ayında yayımlanan bir mesajla, "ABD Hava Kuvvetleri Uçak Yapısal Bütünlük Programı" adlı çalışmanın başlatıldığı tüm ilgili birimlere duyuruldu. Bu mesajın bir kopyası Şekil 2.5'dedir. Ayrıca bu dokümanda, UYBP'nin temel hedefleri belirtilmekteydi. Buna göre, hazırlanacak UYBP şu amaçlara hizmet edecekti:

1. Uçakların yapısal yorulma durumlarının kontrol altında tutulması,
2. Uçak servis ömürlerini belirleyici metotların geliştirilmesi,
3. Gelecekteki silah sistemlerinin yorulmadan en az şekilde etkilenmesini sağlamak üzere yeni teknoloji ve test tekniklerinin geliştirilmesi.

Bu hedefler ışığında başlatılan çalışmalarda 1958 yılı içinde ABD Hava Kuvvetleri "Yapısal Yorulma Sertifikasyon Program Detayları" dokümanı ve "ABD Hava Kuvvetleri/Deniz Kuvvetleri Yorulma Tasarım Gereksinimleri" dokümanı yayımlandı. 1959 yılında, "Yüksek Performanslı Uçaklar İçin Yapısal Bütünlük Programı Gereksinimleri" başlıklı yönerge oluşturuldu ve bu yönerge 1961 yılında tadil edildi. 1968 yılında, ilerleyen araştırmalar ve edinilen tecrübelerin ışığında "Hava Kuvvetleri Yapısal Bütünlük Programı Gereksinimleri" başlıklı rapor hazırlandı. 1969 yılında,

UYBP'nin ne şekilde uygulanacağı konusunda bir rehber niteliği taşıyan "AFR 80-13 Uçak Yapısal Bütünlük Programı" [6] dokümanı oluşturuldu. Uçak Yapısal Bütünlük Programı ile ilgili ilk askeri standart 1972 yılında yayımlanan ve 1975 yılında tadil edilen "MIL-STD-1530A Uçak Yapısal Bütünlük Programı, Uçak Gereksinimleri" adlı dokümandır [7].

POLICY DIRECTIVE FOR  
THE STRUCTURAL INTEGRITY PROGRAM  
FROM GEN. LEMAY, 19 NOVEMBER 1958

HQ. USAF MESSAGE AFCVC. C27229-M, 19 NOVEMBER, 1958.

AFCVC. C27229-M

1. The widespread incidence of structural fatigue recently discovered in the B-47 fleet has caused serious dislocations to the Air Force's total war capability, and has created an expensive and burdensome repair program. While we have made tremendous progress in the past few months in remedying the immediate structural problems in the B-47, we have only just begun the long and extensive task of insuring that we will not be faced with a similar problem in our other operational aircraft in the future.
2. On 12 June 1958 approval was given ARDC and AMC to proceed with a program indentified as "Aircraft Structural Integrity." The primary objectives of this program are (a) to control structural fatigue in the operational aircraft fleet, (b) to devise methods of accurately predicting aircraft service life, and (c) to provide the design know-how and test techniques required to avoid structural and sonic fatigue problems in future weapon systems. The accomplishment of this program is to be a coordinated effort by ARDC, AMC and major operational commands under the technical direction of ARDC.
3. The successful accomplishment of this program is vital to the AIR Force's capability to perform its assigned mission, and requires complete and active support and cooperation of all staff and command levels of the Air Force organization.
4. The total aircraft structural integrity program encompasses all first-line aircraft and therefore warrants support at a priority level higher than that established for any individual aircraft involved. The broad scope and large number of inter-related facets of the program, however, are such as to preclude its being adequately identified in normal Air Force priority and programming documents. Despite this lack of published formal priority and precedence ratings it is directed that this program be accorded complete and wholehearted support by all affected individuals and organizations.

/s/ James M. Whitmire, Jr. for  
CURTIS E. LeMAY  
General, U.S. Air Force  
Vice Chief of Staff

Şekil 2.5 ABD Hava Kuvvetlerinin UYBP'yi resmi olarak başlattığını bildiren mesaj [2]

Uçak yapılarının ömür tayini, dayanım limitlerinin tespiti filozofisinin ABD Hava Kuvvetlerinde artık bir kurallar bütünü haline gelmesi, yeni tasarlanacak uçaklar için de bir takım koşulları beraberinde getirmiştir. 1958 yılında UYBP ile ilgili hedeflerin belirlenip, araştırma, geliştirme çalışmalarının başlatılmasıyla, uçak yapısal tasarımında da belirli değişikliklerin ortaya çıkmasına neden olmuştur. İlk zamanlarda tasarımda göz önüne alınan bu yöntem "Güvenli Ömür-Safe Life" olarak adlandırılmıştır. Buna göre "Güvenli Ömür" yaklaşımının hedefi, uçağın servis ömrü olarak öngörülen sürede yapısında çatlak oluşmayacak şekilde tasarlanmasıydı. Buna göre, tasarım esnasında bir

emniyet katsayısı (ki bu değer genelde 3 ya da 4 idi) kullanılıyor ve tasarım yapılıp, ilk uçak imal edildikten sonra bir tam ölçekli test uygulanıyordu. Test sonuçlarından beklenen uçağın servis ömrü olarak belirtilen sürede yapısında çatlak tespit edilmemesiydi. Bu yaklaşımın hiç de ekonomik olmayan boyutu ise, servis ömrü sonunda uçağın servisten alınmasıydı. Havacılık ilk başladığı günden itibaren "pahalı" olma özelliğini korumuştur. Ülke savunmasında kullanılan savaş uçaklarının servis dışı bırakılma kararının, ülke ekonomisine büyük yük getireceği düşünüldüğünde, mevcut uçakları mümkün olduğunca uzun süre serviste tutmak, fakat bu arada da ülke savunmasından taviz vermemek artık tüm dünya hava kuvvetlerinin birinci öncelikli hedefi olmuştur. Ancak, 1960'lı yıllardaki uygulamanın ne şekilde olduğu hakkında fikir sahibi olmak için Şekil 2.6'ya bakmak yeterli olacaktır. Nitekim, "Güvenli Ömür" yaklaşımının tasarım ve sonrasında getirdiklerinin ne kadar eksik olduğu, 1969 yılında meydana gelen seri F-111 kazaları sonrasında yapılan araştırma çalışmaları sonrasında açıklığa kavuşmuştur.



Şekil 2.6 Güvenli Ömür Tasarım Konseptinin geçerli olduğu günlerde Filo yönetimi [2].

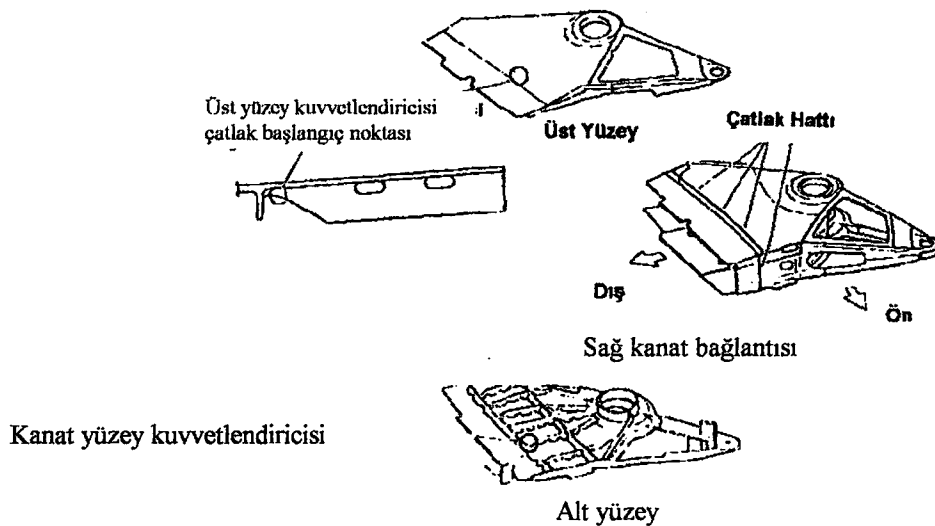
F-111 uçağı, General Dynamics firması tarafından tasarlanan bir savaş uçağıydı. İlk F-111'ler 1967 yılında servise verilmişlerdi. F-111, zamanın gereği olarak "Güvenli Ömür" yaklaşımıyla tasarlanmış bir uçaktı ve buna göre 4.000 Uçuş Saatlik bir ömre sahipti. Yani yaklaşık 16.000 saat laboratuvar testlerine tabi tutulmuş ve böylece 4.000 saat boyunca yapıda çatlak oluşmayacağı ispatlanmaya çalışılmıştı. Ancak, 1969 yılında seri F-111 kazaları, kaza nedenlerinin kapsamlı bir şekilde araştırılması zorunluluğunu ortaya koydu ve yapılan incelemelerde kazaların yapısal aksaklıklar nedeniyle meydana geldiği tespit edildi. Kazalarda, kanat-gövde bağlantısını sağlayan fitting kırılmış ve bu da kanadın kopmasına ve uçağın kaybına sebep olmuştu. F-111 kanadının yapısı Şekil 2.7'dedir.

### 2.3. 1970'li Yılların Başı ile Günümüz Arasındaki Dönem

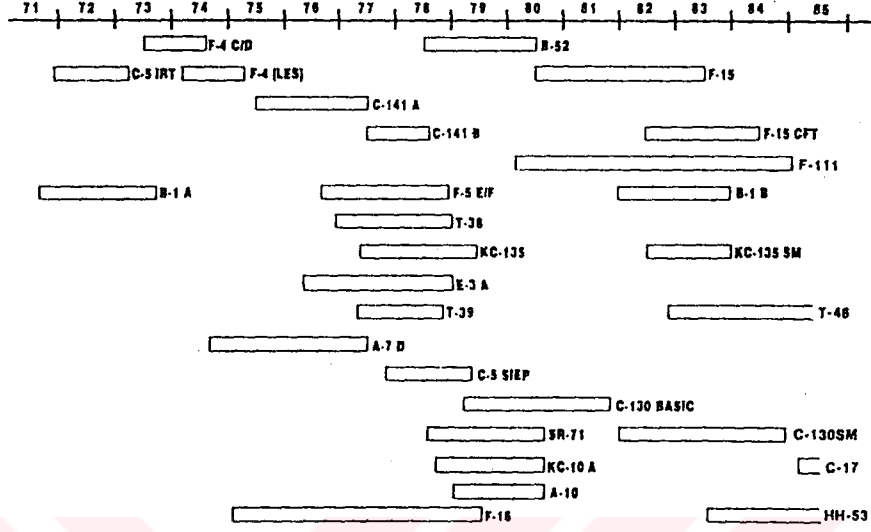
Hasar Tolerans yaklaşımının ilk büyük örneği, 1970'li yıllarda gerçekleştirilen F-111 programıdır. 1971 ve 1972 yıllarında ise, başlangıç çatlak boyları konseptine önem verilmeye başlanılmıştır [8]. Buradaki amaç, parçanın imalatı esnasında yapıda oluşturulduğu varsayılan çatlak boyutunu temsil eden değerin bulunmasıdır. Bu süreçte gerçekleştirilen B-1 ve C-5 hasar tolerans çalışmaları başlangıç çatlak boyutunu temsil eden değerin belirlenebilmesi için de yararlı olmuştur. 1973 yılında F-4, 1974 yılında ise A-7 hasar tolerans çalışmaları başlatılmış, F-4 çalışması esnasında yorulma testlerinden elde edilen 132 adet parça fraktografik ve analitik tekniklerle analiz edilerek başlangıç çatlak boyutları elde edilmeye çalışılmıştır. A-7 çalışmasında ise parçalar tekrarlı yükler altında test edilmiş ve başlangıç çatlak boyutları belirlenmeye çalışılmıştır.

Bu analizler sonucunda 1975 yılı başına kadar yeterince başlangıç çatlak boyu verisi elde edilmiş ve takip eden analizlere esas teşkil edecek boyutlar askeri standartlarda yer almaya başlamıştır. Şekil 2.8'de ABD Hava Kuvvetleri tarafından hasar tolerans analizleri gerçekleştirilen uçaklar gösterilmektedir.

Bu arada, 1980'li yılların sonlarına doğru meydana gelen "Aloha Airlines" kazası da, uçak yapısındaki yorulma nedenli çatlakların ne kadar büyük facialara neden olduğunun bir göstergesi kabul edilerek, bu kapsamda "Geniş Yayılımlı Hasar-Multi Site Damage" konsepti üzerine çalışmalar başlatılmıştır. Geniş yayılımlı hasar, özellikle gövdesi basınçlandırılan yüksek irtifa yolcu ve nakliye uçaklarında, perçin deliklerinden herhangi birisinden başlayıp, diğer deliklere de sıçrayarak sonuçta yırtılmaya yol açan hasar türüdür ve perçin kolaylıkla sökülemeyen bir bağlayıcı olduğundan, tahribatsız kontrol işlemi esnasında bir bağlayıcı deliği etrafındaki çatlak tespit edilememekte, ancak büyük hasarlarla durum kendisini göstermektedir. Halen, özellikle sivil yük/yolcu taşıma amaçlı uçak imalatçıları, bu konu üzerinde kapsamlı çalışmalar yapmaktadırlar.



Şekil 2.7 F-111 uçağı kanadı [4]



Şekil 2.8 ABD Hava Kuvvetleri Hasar Tolerans Tecrübesi [4]



### 3. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMININ HEDEFLERİ, AŞAMALARI

#### 3.1. UYBP'nin Hedefleri

Yukarıda açıklanan gelişim sonucunda, ABD Hava Kuvvetleri tarafından ilk olarak 1958 yılında uygulanmaya başlanılan Uçak Yapısal Bütünlük Programı, günümüzde bazı askeri yönerge, standart ve uçak imalatçısı ile yapılan anlaşmalar çerçevesinde yürütülmektedir. Bu arada sivil amaçlı olarak kullanılan uçaklar için de UYBP benzeri tasarım ve kullanım takibi sistemleri mevcuttur. Ancak, bunların büyük çoğunluğu askeri dokümanları esas almaktadırlar. Bu nedenle, bu bölümde askeri havacılıkta UYBP'yi tanımlayan dokümanlar incelenmiştir. Ancak, sivil yolcu/yük taşımacılığı amacıyla tasarlanan uçaklar için de FAR.25b [9] gibi dokümanların mevcudiyeti unutulmamalıdır.

Buna göre, Askeri Standart 1530A'da Uçak Yapısal Bütünlük Programı ihtiyaçları belirtilmiştir .

Söz konusu standarda göre, Uçak Yapısal Bütünlük Programı'nın hedefleri şu şekilde belirtilmektedir :

1. Uçak yapısının bütünlüğünü (mukavemet, rijitlik, hasar tolerans ve dayanım) kurmak, değerlendirmek ve geliştirmek,
2. Harekat kullanım bilgilerini toplamak, değerlendirmek ve uçağın yapısal bütünlüğü ile ilgili konuların değerlendirilmesinde kullanmak,
3. Kuvvet yapısı değerlendirme, lojistik planlama gibi ihtiyaçlar için (Örneğin; bakım, kontrol, yedek parça miktarı, filolar arası uçak transferi, servis dışı bırakma programları ... gibi) veri tabanı oluşturmak,
4. Gelecekte geliştirilecek uçaklar için veri tabanı oluşturmak.

#### 3.2. UYBP'nin Aşamaları

Uçak Yapısal Bütünlük Programı'nın 5 ana aşaması mevcuttur. Esasen bir uçağın yapısal tasarımı için bir rehber niteliği taşıyan bu aşamalar Tablo 3.1'dedir. Aşağıda ise, bu aşamalar daha detaylı olarak irdelenmiştir.

##### 3.2.1. Aşama 1 (Tasarım Bilgileri)

Bu aşama; uçağın yapısal tasarımı ve malzeme seçimi için gerekli kriterlerin mevcut teorik, deneysel, uygulamalı geliştirme ve kullanım tecrübelerine göre seçimine olanak tanır. Bu aşamada hedeflenen, uçağın ihtiyaç duyulan kullanım şartlarına uygun tasarlanmasının sağlanmasıdır. Bu aşama, tasarımın en erken aşamalarında başlatılır. Bu aşamada ele alınan başlıca alt aşamalar şunlardır

### 3.2.1.1.UYBP Ana Planı

Uçağı imal eden firma, uçağın servis ömrü boyunca devam ettirilecek UYBP için ne tip bir yaklaşım içinde olacağını belirten bu dokümanı hazırlamak zorundadır.

Çizelge 3.1 UYBP'nin Aşamaları

Aşama 1	Aşama 2	Aşama 3	Aşama 4	Aşama 5
<b>TASARIM BİLGİLERİ</b>	<b>TASARIM ANALİZLERİ VE GELİŞTİRME TESTLERİ</b>	<b>TAM ÖLÇEKLİ TESTLER</b>	<b>KUVVET YÖNETİMİ BİLGİ PAKETİ</b>	<b>KUVVET YÖNETİMİ</b>
UYBP Ana Planı	Malzemeler ve Bağlantı Yöntemleri	Statik Testler	Son Analizler	Yük ve Çevre Spektrumu İzleme
Yapısal Tasarım Kriteri	Yük Analizleri	Dayanıklılık Testi	Mukavemet Özeti	Tek Uçak İzleme -Bilgi-
Hasar Tolerans ve Dayanıklılık Kontrol Planları	Tasarım Servis Yük Spektrumu	Hasar Tolerans Testi	Kuvvet Yapısal Bakım Planı	Tek Uçak İzleme -Bakım Aralıkları-
Malzeme, Proses ve Bağlantı Metotlarının Seçimi	Tasarım Kimyasal/Isıl Çevre Spektrumu	Hava ve Yer Operasyonları Testi	Yük ve Çevre Spektrumu İzleme	Yapısal Bakım Kayıtları
Tasarım Servis Ömrü ve Tasarım Kullanımı	Gerilme Analizleri	Sonik Testler	Tek Uçak İzleme Programı	
	Hasar Tolerans Analizleri	Uçuş Titreşim Testleri		
	Dayanıklılık Analizleri	Flutter Testleri		
	Sonik Analizler	Test Sonuçların Yorumu ve Değerlendirilmesi		
	Titreşim Analizleri			
	Nükleer Silah Etkileri Analizi			
	Nükleer Olmayan Silah Etkileri Analizi			
	Tasarım Geliştirme Testleri			

### 3.2.1.2.Yapısal Tasarım Kriteri

Uçak imalatçısı firmanın uçağın tasarımı esnasında mukavemet, hasar tolerans, dayanıklılık, titreşim ve flutter, sonik yorulma ve silah etkileri konularındaki tasarım kriterlerini ortaya koymak zorundadır.

### 3.2.1.3.Hasar Tolerans ve Dayanıklılık Tasarım Kriterleri

Uçağın tasarımı esnasında öyle malzemeler, gerilme seviyeleri ve yapısal konfigürasyonlar ele alınmalıdır ki, bunlar

1. Rutin servis kontrollerine olanak tanınmalıdır,

2. Tespit edilemeyen çatlak ya da diğer yapısal aksaklıklar nedeniyle uçağın kaybı olasılığı minimum seviyede olmalıdır.

3. Gerilme korozyonu, metal yorulması ve hidrojen nedenli çatlak oluşumları, korozyon, ayrılma, soyulma vb. etkiler minimum seviyede olmalıdır.

#### **3.2.1.4.Malzemelerin, Proseslerin ve Bağlantı Metotlarının Seçimi**

Bu aşamadaki malzeme, proses ve bağlantı metotlarının seçiminde mümkün olan en düşük ağırlık ve en az maliyet kriterleri göz önüne alınmalıdır, ancak bu esnada mukavemet, hasar tolerans ve dayanıklılık gereksinimlerinden taviz verilmemelidir. Bu seçim için son karar, Hasar Tolerans ve Dayanıklılık Kontrol raporlarının sonuçlarına göre verilmelidir.

#### **3.2.1.5.Tasarım Servis Ömrü ve Tasarım Kullanımı**

Uçağı kullanacak olan Hava Kuvvetleri, ihtiyaç duyulan tasarım servis ömrü ve tipik tasarım kullanımı bilgilerini sağlar. Bu bilgiler, ön tasarım esnasında kullanılmaktadır.

### **3.2.2. Aşama 2 (Tasarım Analizleri ve Geliştirme Testleri)**

Bu aşamanın ana amacı, uçak yapısının maruz kalacağı şartların belirlenmesi (yük, sıcaklık, kimyasal maddeler, titreşim ve akustik şartlar) ve bunlara göre ön analizlerin yapılmasıdır.

#### **3.2.2.1.Malzeme ve Birleşim Yöntemi Seçimi**

İmalatçı gerekli malzeme ve birleşim el kitaplarını (MIL-HDBK-5 [10], -17, MCIC-HDBK-01 [11]... gibi) kullanarak, diğer analizlerin desteklenmesi için gerekli malzeme ve bağlantı bilgilerini ortaya koyar. Ancak, Hava Kuvvetlerinin de onayıyla diğer bilgi kaynakları da kullanılabilir.

#### **3.2.2.2.Yük Analizleri**

İmalatçı, yük analizleri ile ilgili detaylı analizleri yapmak zorundadır. Bu analizlerin amacı basitçe, uçağın servis ömrü boyunca maruz kalacağı statik ve dinamik yüklerin genliği ve dağılımının belirlenmesi şeklinde açıklanabilir. Analizler genel olarak, uçuş yükleri, yer yükleri, güç kaynağı yükleri, kontrol sistemleri yükleri ve silah etkileri sonucunda doğacak yüklerin tespitine yönelik olarak yürütülür. Gerektiği taktirde, bu analizlerde sıcaklık, aeroelastisite ve dinamik cevap etkileri de analizler esnasında göz önüne alınır.

#### **3.2.2.3.Tasarım Servis Yükü Spektrumu**

İmalatçı, MIL-A-8866'ya [12] göre tasarım servis yükü spektrumunu geliştirmek zorundadır. Ancak, bu spektrum Hava Kuvvetlerinin onayından sonra geçerlilik kazanır. Bu çalışmanın amacı, uçağın servis ömrü kullanım durumuna göre maruz kalacağı yüklerin dağılımı ve sıklığının belirlenmesidir. Bu ve termal/kimyasal çevre bilgileri, ileriki aşamalarda uçağın uçuş başına gerilme ve çevresel yüklerinin tespiti için kullanılacaktır.

#### 3.2.2.4.Tasarım Kimyasal/Termal Çevre Spektrumu

Bu spektrum da MIL-STD-8866'ya göre geliştirilir. Bu spektrumun her çevre şartı için ayrı ayrı oluşturulması gerekir.

#### 3.2.2.5.Gerilme Analizleri

Bu analizler, dış yükler ve termal etkilerin neden olduğu gerilmelerin, deformasyonların ve emniyet aralıklarının analitik olarak belirlenmesi amacıyla gerçekleştirilir. Bu analizin sonucunda, uçak yapısının dayanabileceği kritik yükler belirlenir. Ayrıca, bu analizin sonuçları Dayanıklılık ve Hasar Tolerans analizleri için de birer girdi olarak kullanılır. Aynı zamanda, gerilme analizleri sonucunda elde edilen sonuçlar, kritik yapısal bölgelerin tespitinde kullanılırlar.

#### 3.2.2.6.Hasar Tolerans Analizleri

Uçak yapısının, kullanım şartları altında yapısında oluşacak çatlaklara göstereceği toleransı belirlemek amacıyla yürütülen bu çalışmaya ileriki bölümlerde daha detaylı olarak yer verilecektir.

#### 3.2.2.7.Dayanıklılık Analizleri

Bu analizlerin amacı, uçağın MIL-A-8866'da belirtilen şartları sağladığının gösterilmesidir. Analizler esnasında, oluşturulan tasarım yük spektrumu ve termal/kimyasal yük spektrumları kullanılır. Analiz esnasındaki yaklaşım, çatlak ya da benzeri aksaklıkların onarımı, parçanın yenisiyle değiştirilmesi ya da tadlatının ekonomik limitini aşacağı zamanı tespit etmektir. Bu analizler esnasında göz önüne alınacak faktörler; imalat kalitesi, kimyasal/termal koşullar, yük ve çevre faktörleri, malzeme özellikleri ve analitik belirsizliklerdir. Bunlara ilave olarak Dayanıklılık analizleri, Tam Ölçekli Dayanıklılık Testleri esnasında kullanılacak Test yük spektrumunun oluşturulmasında da temel teşkil eder.

#### 3.2.2.8.Sonik Dayanıklılık Analizleri

Bu analizler MIL-STD-8893'e [11] göre gerçekleştirilir ve bu analizlerin amacı, uçak yapısının sonik yorulmaya karşı dayanıklı olduğunun gösterilmesidir. Genelde potansiyel kaynak olarak; motor gürültüsü, türbülanslı bölgelerde ortaya çıkan aerodinamik gürültüler ve yerel titreşim gürültüleri ele alınır, ancak uçağın özelliklerine göre diğer kaynaklar da bunlara ilave edilebilir.

#### 3.2.2.9.Titreşim Analizleri

Bu analizler, MIL-STD-8892'ye [12] göre yürütülürler. Analizlerin amacı, uçağın değişik bölgelerindeki titreşim durumlarının ortaya konması ve uçağın değişik bölgelerindeki (örneğin; kokpit, avionik teçhizat yuvaları, yük bölümleri ...vs) titreşim seviyelerinin tespitidir. Analiz sonuçlarına göre, hem titreşim nedenli çatlakların ortaya çıkması engellenmeye çalışılır, hem de personel ve teçhizatın sağlıklı bir şekilde çalışmasına imkan verecek limitler tutturulmaya çalışılır.

### 3.2.2.10.Flutter ve Diverjans Analizleri

Bu analizler, MIL-STD-8870'e [14] göre yürütülür. Analizler esnasında, uçağın aerodinamik, atalet ve elastik karakteristiklerinden kaynaklanan flutter ve diverjans karakteristikleri tespit edilmeye çalışılır.

### 3.2.2.11.Nükleer Silah Etkileri Analizleri

Bu analizler, MIL-STD-8869'a [15] göre yürütülürler. Analizlerin amacı;

- Uçak yapısının nükleer silah etkilerine karşı dayanımını ölçmek ve gerekli düzenlemeleri yapmak,
- Uçağın yapısal kapasite zarfını ve personelin radyasyona karşı dayanım sınırlarını tespit etmek.

### 3.2.2.12.Nükleer Olmayan Silah Etkileri Analizi

Bu analizler, AFSC DH 2-7'ye [16] göre yürütülürler. Amacı, uçakta kullanılan silahların etkilerinin araştırılmasıdır.

### 3.2.2.13.Tasarım Geliştirme Testleri

Uçağı imal eden firma, MIL-A-8867 [17] , MIL-A-8870, MIL-A-8892 ve MIL-A-8893'e göre yukarıda belirtilen tüm analitik analizlerin testlerle gösterilmesine çalışılır. Tasarım geliştirme testlerine örnek olarak; kupon testler kapsamında, bağlantı ve bağlama bölgeleri, paneller, fittingler, kontrol sistemi komponentleri, yapısal işlevsel parçalar, kanat sparları, lonjeronlar, kanat taşıma fittingleri ...vb. parçalar teste tabi tutulur.

### 3.2.3. Aşama 3 (Tam Ölçekli Testler)

Bu aşamanın amacı, uçağın temel tasarımının uçuş ve yer testleriyle ispatlanmasıdır. Bu kapsamda yapılan testler şunlardır

#### 3.2.3.1.Statik Testler

MIL-A-8867'ye göre yürütülen bu testlerde amaç, uçağın tasarım mukavemet değerlerini sağlayıp sağlamadığının belirlenmesidir. Statik testler, test uçuşlarındaki sınırlamaların %80'i kaldırıldıktan sonra yerine getirilir.

#### 3.2.3.2.Dayanıklılık Testleri

MIL-A-8867'ye göre yürütülen bu testlerde yapı uçuş şartları birer birer simüle edilmek kaydıyla, tekrarlı yüklere maruz bırakılır. Bu testlerin amaçları

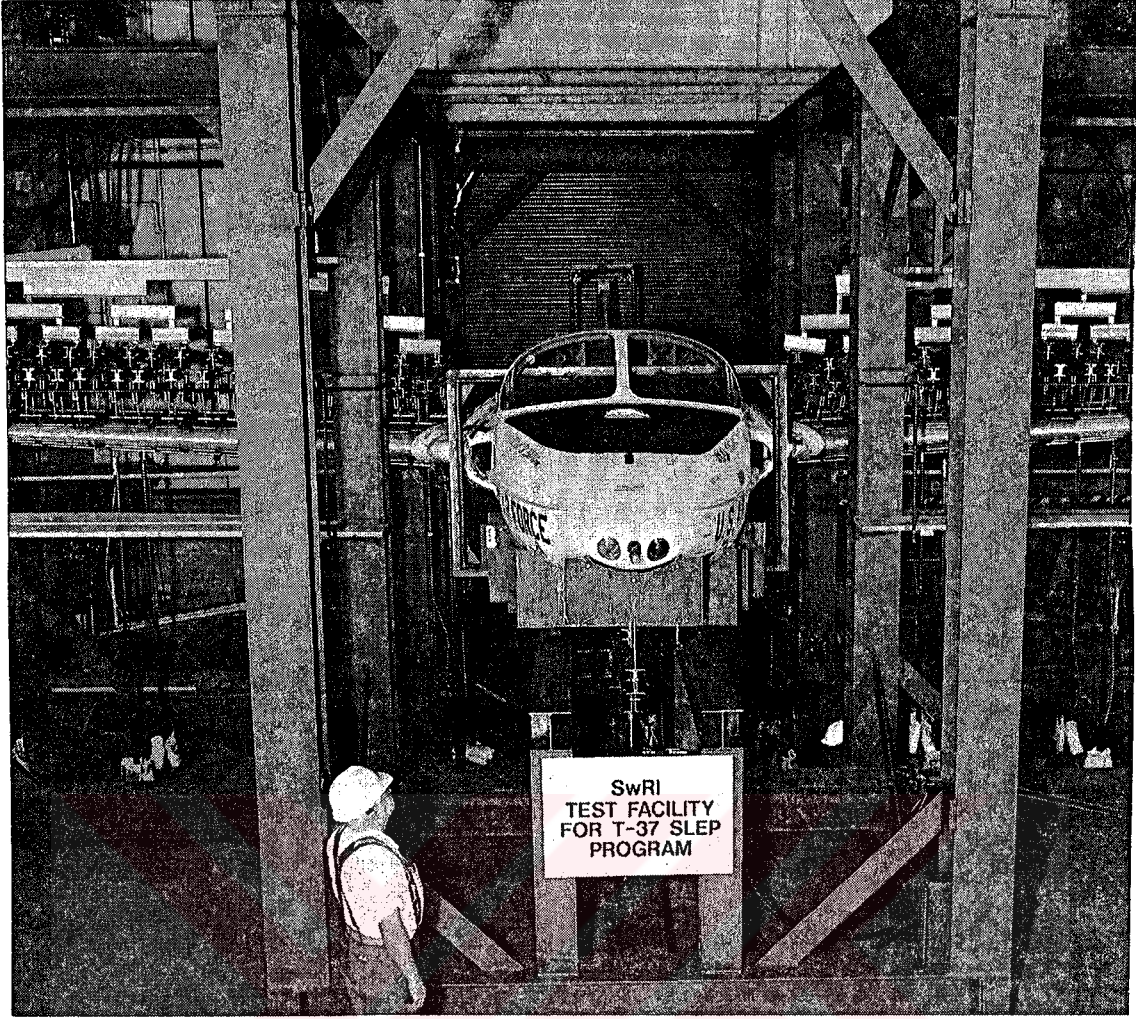
- a. Tasarım servis yük/çevre spektrumuna maruz kaldığında, uçak yapısının ekonomik ömrünün tasarım servis ömrüne eşit ya da büyük olduğunun gösterilmesi,
- b. Parça testleri ya da diğer analizler esnasında önceden tespit edilemeyen kritik bölgelerin tespiti,

c. Uçak servise verildikten sonra özel kontrol ve tadilat ihtiyaçlarının ortaya konmasıdır.

Bu testler esnasında, servis konfigürasyonuna sahip bir test objesi kullanılır, ki bu genelde orijinal uçak yapısının kendisidir. Bu nedenle bu testler "Tam Ölçekli Dayanıklılık Testleri" olarak da bilinir. T-37 uçaklarının "Dayanıklılık ve Hasar Tolerans" analizleri esnasında gerçekleştirilen "Tam Ölçekli Dayanıklılık Testi" nden bir görüntü Şekil 3.1'dedir. İki çeşit dayanıklılık testi mevcuttur. Birinci tip dayanıklılık testi uçağın tasarım servis ömrü kadarlık bir süreyi simule eder ve bu test ve gerekli kontroller, seri üretim kararının verilmesinden hemen önce tamamlanmış olmalıdır. İkinci tip dayanıklılık testi, ilk uçak servise verilmeden önce tamamlanmalıdır ve bu test esnasında uçak yapısı tasarım servis ömrünün iki katı süre boyunca servis yük spektrumu göz önüne alınarak test edilir. Yapı gerekli detayda test esnasında takip edilir ve belirli aralıklarla tahribatsız kontrol işlemleri uygulanır. Testin tamamlanmasından sonra ise, tahribatsız kontrol işlemleri test objesine uygulanır. Bu testlerin mümkün olan en kısa sürede tamamlanması hedeflenir. Bunun nedeni, test esnasında bulunan aksaklıkların, uçak servise verilmeden önce giderilmesine fırsat tanımaktır. Uçağın yapısal kontrol programı, Dayanıklılık ve Hasar Tolerans Analizi sonuçlarından yola çıkılarak belirlenir. Dayanıklılık testi kapsamında, uçuş ve yer operasyonları testleri de gerçekleştirilmelidir. Bu amaçla, uçuş ve yer yükleri izleme, dinamik tepki, sonik dayanıklılık, uçuş titreşim, flutter, yer titreşim, yapısal rijitlik ve uçuş flutter testleri yapılır. Bunlardan, uçuş ve yer yükleri izleme testinin amaçları; tasarımda kullanılan sıcaklık ve yük dağılımının doğrulanması ve kritik yükleme ve sıcaklık durumları doğuran şartların tespitidir. Dinamik tepki testleri, instrumante edilmiş bir uçağın türbülanslı hava koşulları ya da taksit esnasında maruz kaldığı yüklerin belirlenmesi amacıyla yapılır. Sonik dayanıklılık testlerinden amaç, uçağın tasarım servis ömrü boyunca sonik etkilere karşı koyabileceğinin doğrulanmasıdır. Diğer testlerden de uçağın tasarlanmış haliyle uçuş emniyetini sağlar ve kullanım amaçlarını gerçekleştirir seviyede olduğu görülürse, seri imalata başlanılabilir.

#### 3.2.4. Aşama 4 (Kuvvet Yönetimi Bilgi Paketi)

Uçağın mukavemetinin, rijitliğinin, hasar tolerans kabiliyetinin ve dayanıklılığının devam ettirilebilmesi için, uçağı kullanan hava kuvvetlerinin gerekli bakım ve kontrol işlemlerini aksaksız yerine getirmesi gerekmektedir. Bu işlemlerin tam anlamıyla yerine getirilebilmesi için, çok detaylı bilgi paketlerine ihtiyaç duyulur. Aynı zamanda, geçmiş tecrübeler göstermiştir ki, uçağın tasarım parametreleriyle gerçek kullanım parametreleri arasında, zaman zaman büyük farklar ortaya çıkmaktadır. Bu nedenle, kullanıcı hava kuvvetlerinin yapısal bakım ve kontrol işlemlerini ne zaman ve nasıl yapacağını belirten, aynı zamanda kullanımdaki değişikliklerin kontrol işlemlerinin aralığını ne şekilde değiştireceğini izlemeye olanak sağlayan bir sistemin oluşturulmasına ihtiyaç duyulmuş ve bu ihtiyaç sonucunda, UYBP'nin 4. ve 5. aşamaları ortaya çıkmıştır. Kuvvet yönetimi bilgi paketi, uçak imalatçısı tarafından tasarım esnasında nelerin yapıldığını, hangi aşamaların kaydedildiğini kullanıcıya bildirmek üzere hazırlanır.



Şekil 3.1 T-37 DADTA Projesi esnasında gerçekleştirilen "Tam Ölçekli Dayanıklılık Testi" nden bir görüntü [18].

Bu kapsamda hazırlanan raporlar son analizler, kontrol ve onarım kriterlerinin geliştirilmesi, mukavemet özeti, kuvvet yapısal bakım planı, yük ve çevre spektrumu izleme ve tek uçak izleme programı konularına açıklık kazandırır.

Kısaca, son analizlerde analiz ve test sonuçları tekrar gözden geçirilerek dokümanite edilir. Daha sonra Dayanıklılık ve Hasar Tolerans analiz ve test sonuçlarından yola çıkılarak, yapıda tespit edilebilecek çatlakların onarımı için maksimum değerlerin, kontrol yöntemlerinin neler olacağı belirlenir. Uçak imalatçısı, hazırlayacağı "Mukavemet Özeti" raporunda bu ve benzeri konulara yer vermektedir. Bir sonraki aşama, "Kuvvet Yapısal Bakım Planı" nın hazırlanmasıdır. Burada, uçak yapısının kontrol ve onarım gereksinimleri belirtilir ve uçağın ekonomik ömrü ile ilgili tahminler bildirilir. Bu bilgiler, hava kuvvetlerinin bütçe planlamalarında da kullanılacağından kontrol-onarım işlemlerinin nerede, kim tarafından, nasıl yapılacağı ve kaç mal olacağı gibi bilgiler bu dokümanda yer alır.

Yük ve Çevre Spektrumu İzleme, yapısal kritik bölgelerdeki gerçek gerilme spektrumunun belirlenmesi için gerekli parametrelerin kaydı ve analizini kapsar. Bu amaçla, toplam uçak sayısının %10-20'lik bölümü instrumante edilir ve hız, irtifa, düşey

ve yanlamasına ivmelenme, ağırlık, birim şekil değiştirme ... gibi parametreler kaydedilir. Program normalde 3 yıl sürer, ama bu sürenin bitiminden önce kaydedilen toplam bilgi süresi, uçağın tasarım ömrüne eşit olursa kayıt işlemi tamamlanır. Bu programın sonucunda, ortalama kullanım spektrumu elde edilir, ki bu spektrum Dayanıklılık ve Hasar Tolerans analizlerinin güncelleştirilmesinde kullanılırlar.

Tek Uçak İzleme programı, servisteki bütün uçakların teker teker izlenerek gerekli yapısal kontrol-onarım işlemlerinin etkin ve ekonomik olarak gerçekleştirilmesini sağlar. Bu amaçla, imalatçı firma her uçakta bilgi kaydını olanaklı kılan kayıt sistemleri, analiz metotları geliştirmek zorundadır.

### **3.2.5. Aşama 5 (Kuvvet Yönetimi)**

Bu aşamanın amacı, uçağın kullanımı esnasında dayanıklılık ve hasar tolerans gereklerinin sağlanması için kullanıcı hava kuvvetlerine düşen görevlerin belirlenmesidir. Buna göre hava kuvvetleri, Yük ve Çevre Spektrumu İzleme ve Tek Uçak İzleme programlarını yürütmeli, gerekli personel eğitimlerini sağlamalı söz konusu izleme programı sonuçlarından yararlanılarak gerekli kontrol işlemlerini uçaklara uygulatmalıdır. Kontrol sonuçlarının kayıt altında tutulması ve gerekli yorumların yapılması da uçağı kullanan hava kuvvetlerinin sorumluluğudur.



#### 4. HASAR TOLERANS ANALİZLERİ - KIRILMA MEKANİĞİ

Yapılardan meydana gelebilecek kırılmalar ve bunun sonucunda ortaya çıkabilecek felaketler, tasarımcıların, bakım ve kontrol mühendislerinin ve metalurjistlerin en büyük korkusudur ve bunun önüne geçebilmek için oldukça kapsamlı araştırma geliştirme çalışmaları devam etmektedir.

Genelde kırılma, yapıda önceden mevcut olan bir aksaklığın, örneğin imalat esnasında bilinmeden oluşturulan bir çentiğin tekrarlı yükler altında büyümesi (çatlak) ve sonuçta yapının artık yük taşıyamaz hale gelmesi ile ortaya çıkar. Aşırı yükleme de bir kırılma nedenidir, ancak bu durumla oldukça nadir karşılaşılır.

Bir yapıda çatlağın mevcudiyeti, yapının mukavemetini azaltır. Çatlak ilerledikçe, yapının karşılayabileceği gerilme değeri de düşer. Belirli bir çatlak boyutundan sonra da parça artık yükü taşıyamaz hale gelir ve kırılır. Bu tanımlamadan da anlaşılacağı gibi, belirlenmesi gereken iki önemli husus mevcuttur

1. Yapının taşıyabileceği en büyük çatlak boyutu nedir ?
2. Servis yükleri altında yapıdaki çatlağın kritik boya ulaşması için geçecek süre nedir [19] ?

Hasar Tolerans, yapıdaki çatlakları, ihtiyaç belirene kadar takip etme ve ihtiyacın ne zaman ortaya çıkabileceğini belirleme amaçlarını güden bir yaklaşımdır. Burada sözü edilen ihtiyaç, her ne kadar kullanıcıdan kullanıcıya değişse de, genelde filodaki uçakların büyük çoğunluğunda onarılması imkansız çatlakların tespit edilmeye başlandığı zaman, artık büyük kararların verilmesi gerektiği zamandır. Bu kararlar, kapsamlı bir tadilat paketinin uçaklara uygulanması olabileceği gibi, uçağın servis dışı bırakılmasına kadar da varabilir. İşte Hasar Tolerans yaklaşımı, bu kararların sağlıklı ve ekonomik olarak verilebilmesini sağlayacak verileri sunar.

Hasar Tolerans analizlerinin yapılmasında kullanılan matematiksel araç "Kırılma Mekanikliği" olarak adlandırılır. Kırılma Mekanikliği, çatlağın nasıl ilerlediği ve yapının mukavemetini nasıl etkilediği sorularının yanıtlanması için gerekli konsept ve eşitlikleri sağlar. Son 25 yılda Kırılma Mekanikliği, pratik bir mühendislik yaklaşımı olarak kullanılmaktadır, ama, her bilim dalında olduğu gibi, Kırılma Mekanikliğinin de mükemmel olduğunu söylemek imkansızdır. Buna karşın, Kırılma Mekanikliği mühendislere gerçeğe yakın sonuçlar da sunabilmektedir.

##### 4.1. Hasar Tolerans Analizinin Aşamaları

Bir uçak yapısında Hasar Tolerans analizlerinin yapılabilmesi için belirli işlemlerin sırasıyla yürütülmesi gerekir [19]. Bu işlemler :

1. Yapıdaki yorulma açısından kritik bölgelerin belirlenmesi
2. Servis yüklerinin tespiti
3. Gerilme analizleri
4. Gerilme spektrumunun geliştirilmesi

5. Malzeme özelliklerinin tespiti
6. Başlangıç çatlak boyutlarının tespiti
7. Kupon spektrum testleri
8. Değişken genlikli spektrum yükleri altında çatlak ilerlemelerinin tespiti
9. Kontrol aralıklarının belirlenmesi

Yapıdaki yorulma açısından kritik bölgelerin tespiti için ilk adım, kritiklik kriterinin tespitidir. Genelde, kritik parça ya kırılması durumunda uçuş emniyetini tehlikeye sokan parçadır, ya bakım işlemi oldukça zor olan parçadır, ya da bu özelliklerin her ikisi birden bünyesinde barındıran parçadır. Servisteki tecrübeler, sonlu eleman analizleri sonucunda tespit edilen yüksek gerilme bölgeleri, yorulma testleri, mühendislik değerlendirmeleri ve tahribatlı kontroller kritik bölgelerin tespitinde kullanılabilir kaynaklardır.

Yüklerin tespiti, genelde yürütülecek bir "Yük ve Çevre Spektrumu İzleme Programı-YÇSIP" ile gerçekleştirilir. Buna göre, uçağın servis ömrü boyunca maruz kalacağı yükler, uçuş parametrelerine bağlı olarak belirlenmeye çalışılır. Bu çalışma sonucunda elde edilecek datalar gerilme analizleri ve tam ölçekli testler esnasında kullanılırlar.

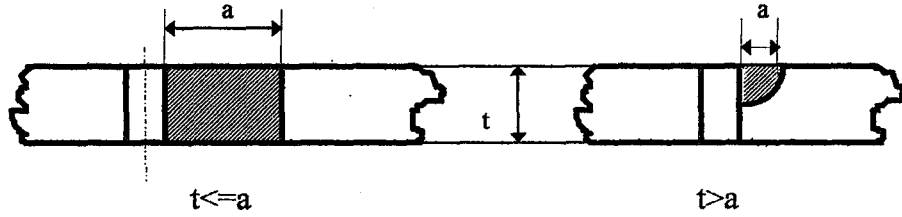
Gerilme analizleri, sonlu elemanlar metodu kullanılarak gerçekleştirilen analizlerdir. Uçağın global sonlu eleman modeli oluşturulduktan sonra, gerekli bölgelerin daha detaylı modelleri oluşturulur ve elde edilen analiz sonuçları gerilme spektrumu geliştirme ve çatlak ilerleme analizlerinde kullanılır.

Gerilme spektrumu geliştirme çalışmalarında, YÇSIP esnasında uçağa takılan Birim Şekil Değişirme Ölçerlerden (Strain Gauge) elde edilen datalardan faydalanılır. Belirli bir süre içinde kaydedilen dataların uçağın tüm servis ömrünü temsil edebilmesi için öncelikle gerilme geçme sayıları belirlenir, daha sonra belirli teknikler kullanılarak bu belirli süre için elde edilen gerilme değerleri uçağın tüm servis ömrünü kapsayacak şekilde genişletilir. Bu çalışmadan elde edilen sonuçlar kupon testler ve çatlak ilerleme analizlerinde kullanılırlar.

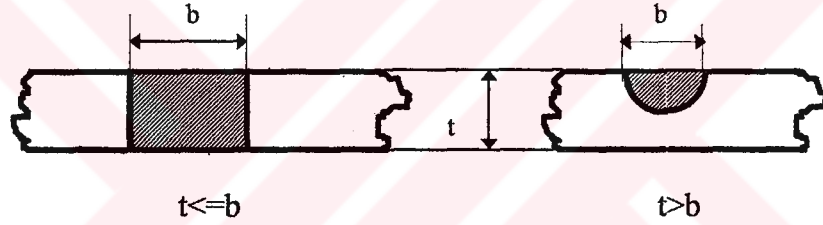
Malzeme özelliklerinin belirlenmesi için bir takım testler yapılacağı gibi, yayımlanmış dokümanlardan da yararlanmak mümkündür. Bu çalışmalar esnasında, malzemelerin mukavemet ve kırılma değerleri tespit edilmeye çalışılır.

Başlangıç çatlak boylarının tespiti, Hasar Tolerans analizlerinin en önemli aşamalarından birisini oluşturur. Çünkü bilindiği gibi, bu analizler esnasında yapıda imalattan gelen bir aksaklığın (çentik, çatlak ... gibi) bulunduğu kabul edilir. ABD Hava Kuvvetleri Hasar Tolerans Tasarım şartnamelerinde, tasarım esnasında "Slow Crack Growth" ve "Fail Safe" yapıların kullanılması şart koşulmuştur. Ancak, şunu da belirtmek gerekir ki, günümüzde modern uçakların tasarımında "Slow Crack Growth" yapılar kullanılmaktadır. Şekil-4.1'de "Slow Crack Growth" ve "Fail Safe" yapılar için öngörülen başlangıç çatlak boyutları verilmiştir.

Başlangıç Çatlak Boyutu (inch)	
Yavaş Çatlak İlerleme	Emniyetli Yapı
a 0.050	0.020
b 0.250	0.100
c 0.125	0.050



Delikli Yapı

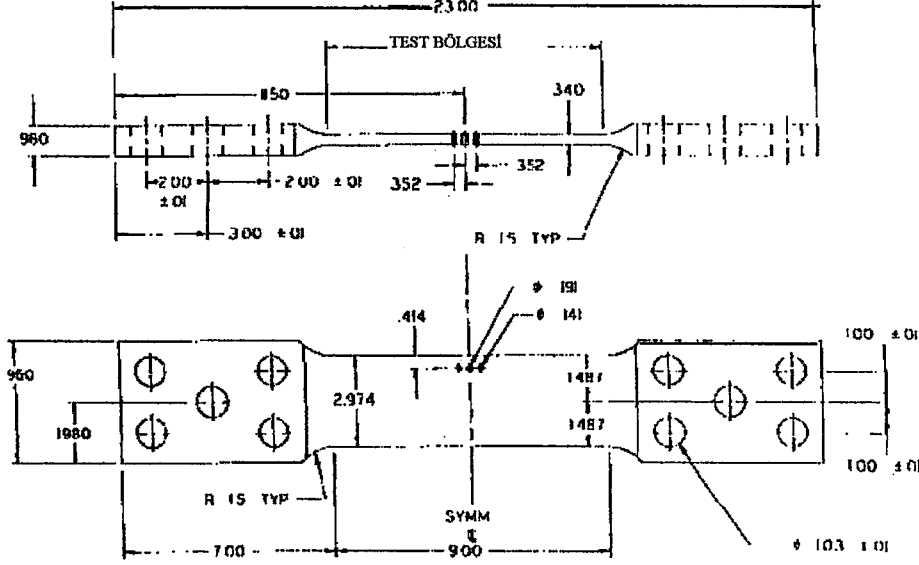


Deliksiz Yapı

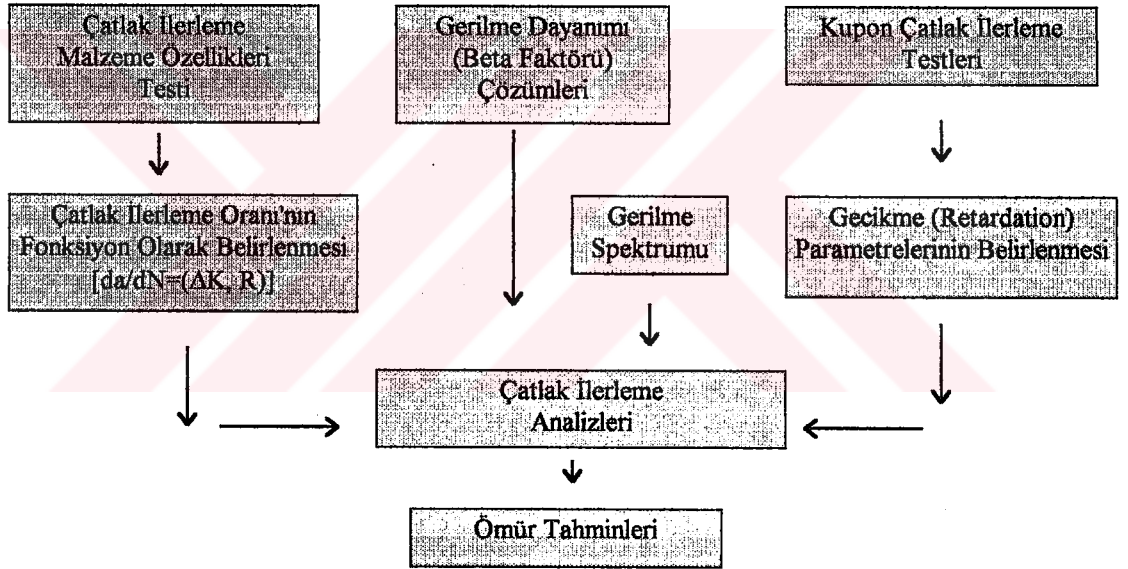
Şekil 4.1 "Slow Crack Growth" ve "Fail Safe" yapılar için başlangıç çatlak boyutları [22]

Kupon spektrum testleri, oluşturulan Dayanıklılık ve Hasar Tolerans modellerinin değerlendirilmesinde kullanılacak veriler sağlar. Burada dikkat edilecek nokta, test edilecek yapının (kupon'un) yorulma açısından kritik bölge geometrisini temsil etmesi gerekliliğidir. Bu hem şekil açısından, hem de gerilme dağılımı açısından bir benzeşimi gerektirir. Gerilme dağılımı benzeşimlerinin kontrolü için test esnasında kupon'a birim şekil değiştirme ölçerler takılır. Başlangıç çatlak boyutlarının kupon üzerinde oluşturulabilmesi için "Elektro Discharge Machine"lerden yararlanır. Kupon test sonuçları "Gecikme (Retardation)" etkisinin de hesaba katılacağı son analizler için veri sağlar. Şekil-4.2'de T-37 uçaklarının kanat spar hücum kenarındaki kritik bölgenin analizleri için kullanılan test parçası (kupon) görülmektedir.

Değişken genlikli spektrum yükleri altında çatlak ilerleme tahmininin yapılması, Şekil 4.3'te diyagram halinde gösterilmiştir. Bu konu ileriki bölümlerde daha da detaylı olarak tartışılacaktır.



Şekil 4.2 T-37B Kanat sparı hücum kenarı kritik bölgesi test parçası [18]



Şekil 4.3 Değişken yükler altında çatlak ilerlemesinin tahmini

#### 4.2. Amerikan Hava Kuvvetleri Hasar Tolerans Tasarım Konsepti

ABD Hava Kuvvetleri ihtiyaçlarına göre geliştirilen, ancak sonradan tüm dünya ülkelerince kabul gören Dayanıklılık ve Hasar Tolerans tasarım konseptine göre, uçağın yapısında imalattan gelen çatlakların mevcut olduğu kabul edilir ve uçağın değişik kullanım durumlarına göre yapıdaki çatlakların ne şekilde ilerleyeceği tahmin edilmeye çalışılır.

Bu konseptte göre tasarım esnasında iki çeşit yapının kullanılması öngörülmüştür

**1. Emniyetli Yapı (Fail Safe)** Bu tip yapılarda, kritik parçadaki çatlakların ilerlemesi ve/veya kırılması durumunda bile, tasarımın özelliğinden dolayı kırılan parçanın taşıdığı yükü taşıyabilecek bir alt yapı bulunur. Burada amaç, herhangi bir kritik parçanın kırılması ile uçuş emniyetinin tehlikeye atılmamasıdır. Bu tip yapıların tasarımı esnasında dikkat edilmesi gereken husus yapının yük çizgilerinin (Load Path) belirlenmesidir. Yükün tek yönde yayılmaması esas olmalıdır. Ayrıca, çatlak durdurucu elemanlar da tasarım esnasında göz önüne alınmalıdır. Bu yaklaşım, genelde ticari yolcu uçaklarının tasarımında kullanılır.

**2. Yavaş Çatlak İlerlemeli Yapı (Slow Crack Growth)** Başlangıç çatlaklarının, uçağın servis ömrü boyunca kararlı ve yavaş ilerlemesinin hedeflendiği durumdur. Hedef, servis ömrü sonunda yapıdaki çatlakların kritik boya ulaşmasının engellenmesidir.

ABD Hava Kuvvetleri Hasar Tolerans konseptine göre, dayanıklılık hesaplamaları için başlangıç çatlak boyu 0.005 inch olarak alınır ve çatlak tipinin köşe çatlakları olduğu varsayılır. Hasar Tolerans analizleri için ise başlangıç çatlak boyu 0.05 inch olarak kabul edilir. Ancak, eğer analiz bir bağlayıcı deliği için yapılıyorsa ve deliğe "Coldworking" işlemi uygulanmışsa, analiz çatlak başlangıç boyu 0.005 inch olarak kabul edilir.

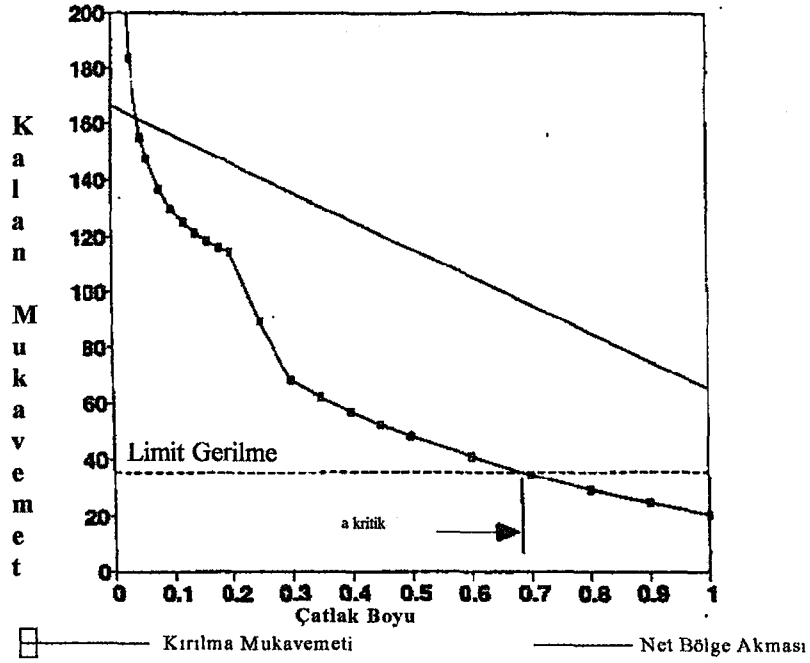
#### 4.3. Kalan Mukavemet (Residual Strength) Eğrisi

Hatırlanacağı gibi, önceki bölümlerde Hasar Tolerans analizlerinin amaçlarından birisinin Kalan Mukavemet eğrisinin oluşturulması olduğu belirtilmişti. Şekil 4.4'de T-37 DADTA çalışması esnasında Kritik Bölge W6 (Çelik Kuşak Radyüsü) için oluşturulan Kalan Mukavemet Eğrisi görülmektedir.

Kalan mukavemet eğrisi, bünyesinde çatlak barındıran bir yapının, çatlakların boyutunun büyümesine karşılık mukavemetinin ne şekilde değişeceğini gösterir. Örneğin Şekil 4.5'e göz atacak olursak, diyelim ki henüz servise verilmemiş bir yapı için başlangıç çatlak boyutu sıfır olsun ( $a=0$ ). Bu durumda, yapının taşıyabileceği maksimum gerilme, malzemenin sabit özelliklerinden olan maksimum kopma gerilmesidir ( $\sigma_{tu}$ ). Yani malzemeye uygulanan gerilme değeri  $\sigma_{tu}$  olduğu anda kırılma ortaya çıkmaktadır. Her tasarımda göz önüne alınan bir emniyet faktörü vardır. Endüstrinin her kolunda göz önüne alınan emniyet katsayısı farklıdır. Bu değer, havacılık sanayi için 1.5'dir. Buna göre, tasarım esnasında eğer beklenen en büyük gerilme  $\sigma_s$  ise, yapı  $j \sigma_s = \sigma_{tu}$ 'ya dayanacak şekilde tasarlanır. Burada  $j$  emniyet katsayısıdır.

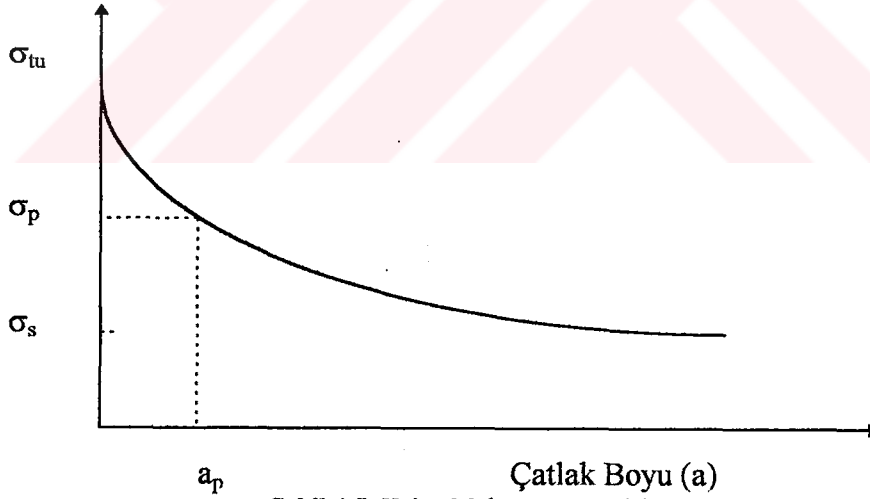
Ancak, Hasar Tolerans yaklaşımına göre yeni imal edilmiş bir yapıda bile imalattan gelen çatlaklar göz önüne alınmalıdır. Bu nedenle her ne kadar kalan mukavemet eğrileri yapıda çatlakların bulunmadığı varsayımıyla sıfır çatlak boyuna göre başlatılsa da, aslında bu eğride imalat çatlak boyutu da göz önüne alınmalıdır. Kalan Mukavemet eğrileri, hasar tolerans analizleri esnasında kritik çatlak boyutunun tespiti amacıyla kullanılırlar.

### Çelik Kuşak Radyüsü (FCL W6) Kalan Mukavemet-Çatlak Boyu



Şekil 4.4 T-37 DADTA, FCL W6, Steel Strap Radius Kalan Mukavemet Eğrisi [18]

Kalan Mukavemet  
( $\sigma_{res}$ )



Şekil 4.5 Kalan Mukavemet Eğrisi

#### 4.4. Çatlak İlerleme Eğrisi

Önceki bölümlerde de belirtildiği gibi, Hasar Tolerans analizlerinin bir başka amacı da, kritik bölgenin ömrünün hesaplanmasıdır. Bir başka deyişle, imalat çatlak boyundan parçanın kırılacağı zamana kadar geçecek sürenin ne olacağının bulunması Hasar Toleransın hedeflerinden birisidir. Bir çatlak ilerleme eğrisi örneği Şekil 4.6'da

gösterilmiştir. Burada  $a_0$  imalat çatlak boyutunu,  $a_p$  ise kritik çatlak boyunu gösterir. Emniyet limiti, imalat çatlak boyutundan kritik çatlak boyutuna ulaşana kadar geçen süreyi belirtir. NDI kontrol limiti çatlak boyutu, kontrol için uygulanacak yöntemin tespit edebileceği minimum çatlak boyutunu temsil eder. NDI emniyet limiti ise, çatlağın NDI kontrol limiti çatlak boyutundan kritik boyuta ulaşmasına kadar geçen süreyi kapsar. Başlangıç kontrol aralığı, emniyet limitinin yarısı kadardır. Takip eden kontrollerin aralıkları ise NDI emniyet limitinin yarısı alınarak belirlenir.

#### 4.5. Kırılma Mekanikliği

Kırılma Mekanikliği, bir yapıdaki çatlakların değişik yükleme durumları altında yapıyı ne şekilde etkileyeceklerini inceleyen bir mühendislik disiplini. Kırılma mekanikliği ile belirli yükleme durumları altında yapının tolere edebileceği maksimum çatlak boyutunun, ya da bunun tersi olarak verilen bir çatlak boyutuna göre yapının taşıyabileceği maksimum yükün hesaplanabilmesi için ihtiyaç duyulan matematiksel modelleri sunar. Kırılma mekanikliği ile bu tip hesaplamaların yapılabilmesi için aşağıdaki bilgilere ihtiyaç duyulur :

1. Uygulanan gerilme,
2. Yapıdaki etkin aksaklık,
3. Malzemenin Mekanik (Akma, Çekme mukavemeti ...vb), Yorulma (da/dN ... vb) ve Kırılma (K ... vb) özellikleri.

Bu verilerin Hasar Tolerans yaklaşımıyla ilişkisinin kurulabilmesi için Tahribatsız kontrol yöntemi, tespit edilebilecek minimum çatlak boyutu belirlenmelidir, bu bilgiler ışığında kontrol aralıkları belirlenir.

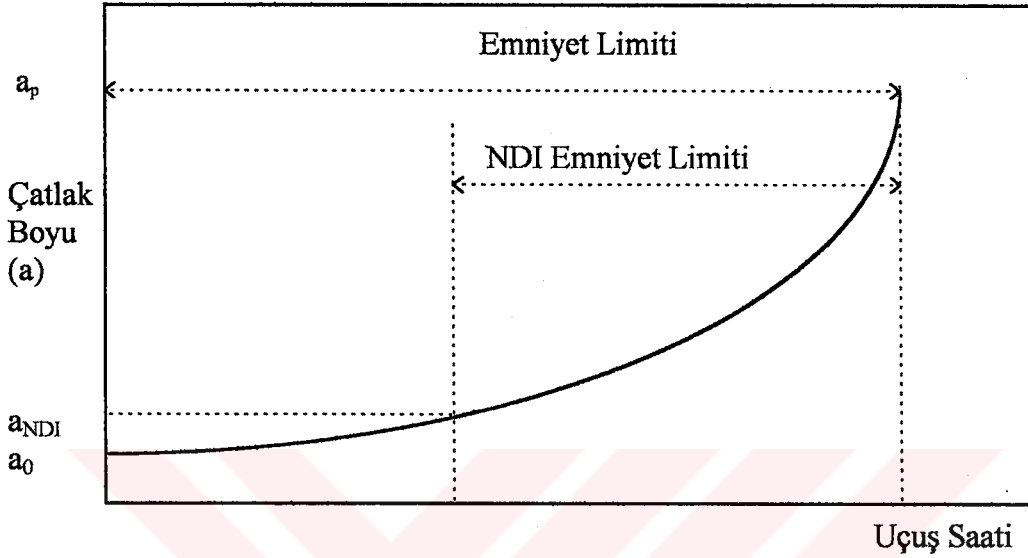
#### 4.6. Gerilme Yığılması (Stress Concentration) Yaklaşımı

Lineer Elastik ve Elastik Plastik Kırılma Mekanikliğinde kırılma analizleri, çatlak ucundaki gerilme alanını temsil eden bir parametreye bağlı olarak yapılır. Yapıdaki süreksizlikler, çentikler, çatlaklar, gerilme yığılmasının fazla olduğu yerlerdir. Bu tip bölgelerde, gerilme alanındaki gerilmeler ortalama gerilmeden fazladır. Gerilme yığılması, hemen hemen tüm kırılma problemlerinde önemli bir rol oynar.

Birbirine paralel bağlanmış iki çubuk göz önüne alalım (Şekil 4.7. a). Bu sistemin P yükü ile yüklendiğini düşünelim. Her çubuk, toplam yükün yarısını taşır ve her iki çubuktaki uzamalar eşittir ( $\Delta L$ ) (Şekil 4.7. b). Eğer, soldaki çubuğu ortadan ikiye kesersek ve yapıyı yine aynı şartlarda yüklersek, sağdaki çubuk tüm yükü taşımaya başlar ve uzama  $2\Delta L$  kadar olur (Şekil 4.7. c).

Şimdi de, bu iki çubuğun birbirlerine kaynakla birleştirildikleri durumu inceleyelim (Şekil 4.8.a). Eğer çubuklar birleşmiş haldelerse ve yine P yükü ile birleştirilirse, önceki sonuçlar elde edilir (Şekil 4.8.b). Ama eğer, soldaki çubuk yine ortadan kesilirse, daha değişik bir durum ortaya çıkar. Yukarıdan uygulanan P yükü altında, soldaki çubuğun üst yarısı sağdaki çubuk ile aynı miktarda şekil değiştirmek

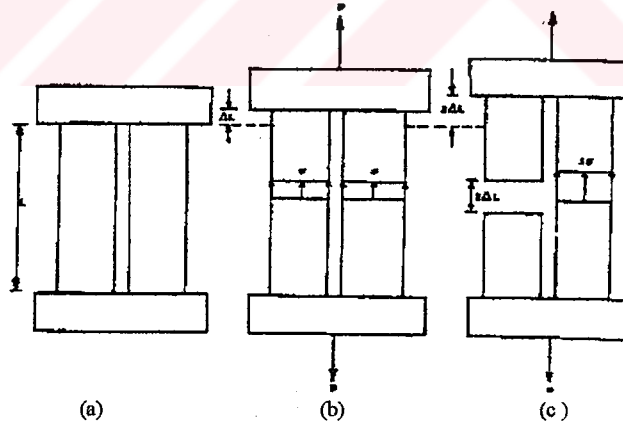
durumundadır. Her iki çubuğun da aynı malzemeye sahip olduğunu kabul edersek (Elastisite modülleri aynı), eşit birim şekil değiştirmeler eşit gerilmeler oluştururlar ( $\sigma = \epsilon E$ ). Her iki çubuk ta eşit gerilmeleri taşıdığından, taşıdıkları yükler de eşit olmak zorundadır. Ancak, soldaki çubuk ikiye bölünmüş olduğundan, kesilmiş olan bölümde sağdaki çubuk bütün yükü taşır. Kesimin alt kısmında da çubuklar eşit miktarda şekil değiştirirler ve alt kısımdaki gerilmeler de eşittir.



$$\text{Başlangıç Kontrol Aralığı} = (\text{Emniyet Limiti}) / 2$$

$$\text{Takip Eden Kontroller} = (\text{NDI Emniyet Limiti}) / 2$$

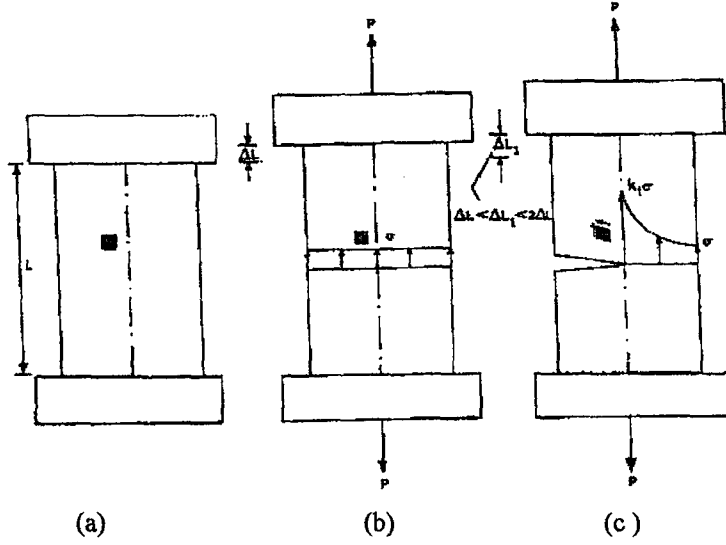
Şekil 4.6 Çatlak İlerleme Eğrisi [19]



Şekil 4.7 Yük Yollarının Tespiti [19]

Çubukların birbirine birleştirilmesi, eşit gerilme ve şekil değiştirme durumunu ortaya çıkarır. Ancak, kesime yaklaşıldıkça, sağdaki çubuğun tüm yükü taşıması gerekliliği ortaya çıkar. Bu nedenle soldaki çubuk yükü sağdaki çubuğa aktarır. Ancak, yükün aktarılmasından sonra sağdaki çubukta kesik civarında düzenli bir gerilme dağılımı gözlenmez. Bunun yerine kesik ucuna yakın bölgelerde en yüksek gerilmenin yer aldığı gözlenir. Çubuklar birbirlerine bağlı oldukları için, bu yapının uzaması  $\Delta L$ 'den büyük, ancak  $2\Delta L$ 'den küçük olacaktır Şekil (4.8.c).





Şekil 4.8 Gerilme Yığılması [19]

Gerilme yığılmalarını daha iyi anlayabilmek için, yük yollarının (load path) göz önüne alınması yararlı olabilir. Yük yolları, yükün bir noktadan diğerine transferi esnasında düşünsel olarak oluşturulan hatlardır. Üniform yük durumu için (Şekil 4.9.a), yük yolları birbirine eşit aralıklarla sıralanmış paralel çizgilerle gösterilebilir. Eğer yapıda bir kesik, çentik ... vb mevcutsa, yük yolu değişir ve çentik etrafını izleyen bir yol takip etmeye başlar (Şekil 4.9.b). Yük yolları, aynı zamanda çekme gerilmelerinin de doğrultularını belirtir. Eğer çentik ucundaki durum daha da yakından incelenirse, tek yönlü bir yükleme söz konusu olsa bile, çentik etrafında oluşan yerel çekme gerilmesinin iki boyutunun mevcut olduğu görülebilir (Şekil 4.9.c).

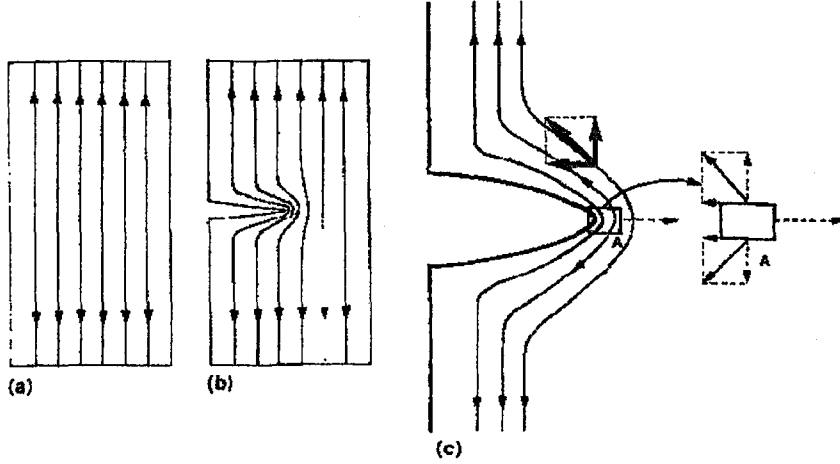
#### 4.6.1. Gerilme Yığılması Faktörü

Gerilme yığılması faktörü, çentik etrafında oluşan maksimum gerilmenin nominal gerilmeye oranı olarak tanımlanır.

$$k_t = 1 + 2 \frac{b}{a} \quad (4.1)$$

Örneğin eliptik bir çentik için gerilme yığılması faktörü (Şekil 4.10 );

$$k_t = 1 + 2 \frac{b}{a} \quad (4.2)$$



Şekil 4.9 Çentik ucunda gerilme bölgesi [19]

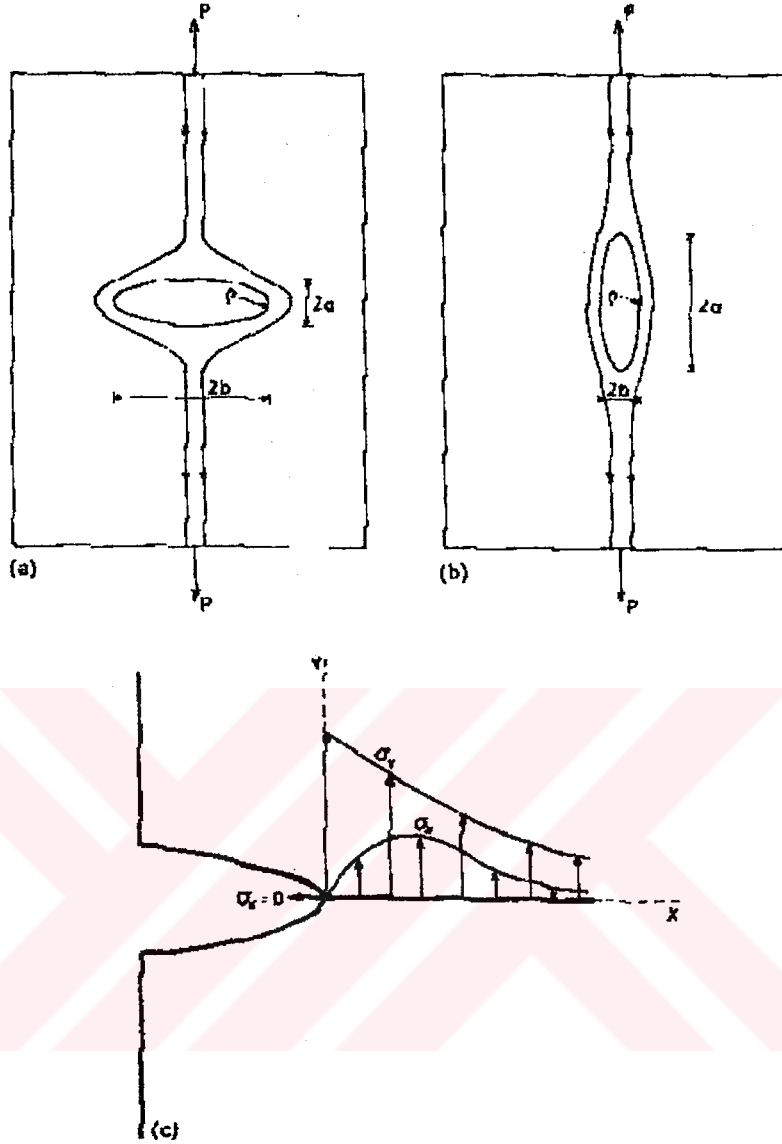
Eğer  $\rho$  elipsin eğriliği ise, (4.2) denklemini şu şekilde yazmak mümkün olur

$$\rho = \frac{a^2}{b} \quad (4.3)$$

$$k_t = 1 + 2\sqrt{\frac{b}{\rho}} = 1 + \alpha\sqrt{\frac{a}{\rho}} \quad (4.4)$$

#### 4.6.2. Akma (Plastik Şekil Değişirme)

Kırılma mekaniği analizleri esnasında göz önüne alınan durumlardan birisi de akmadır. Akma, malzeme katmanlarının birbiri üzerinde kaymasıyla ortaya çıkar, bu nedenle kayma gerilmelerine bağlıdır. Kayma gerilmesi kaymanın ortaya çıkmasına yetecek büyüklüğe ulaşmadığı sürece, plastik şekil değiştirme meydana gelmez. Bunu daha iyi açıklayabilmek için Şekil 4.11.a'ya göz atalım. Bir parçanın çekme gerilmesine maruz kaldığını düşünelim. Bu durumda kayma, çekme gerilmesinin akma mukavemetine eşit olduğu andan itibaren ortaya çıkar ( $\sigma = \sigma_{ty}$ ). Düzlem gerilme halinde maksimum kayma gerilmesi ( $\tau$ ) düzlemle 45 derecelik bir açıda ortaya çıktığından  $\tau_{ty} = \sigma_{ty}/2$  olarak yazılabilir. Eğer bu durum üç boyutlu olarak düşünülürse, üç doğrultudaki gerilmelerin birbirine eşit olduğu durumda, malzemede akma meydana gelmez (Şekil 4.11.b). Tresca tarafından ileri sürülen teoriye göre, akmanın meydana gelebilmesi için yapıya etkiyen net çekme gerilmesinin en az malzemenin akma mukavemeti kadar olması gerekir.



Şekil 4. 10 Eliptik Çentik İçin Gerilme Yığılması Faktörü [1]

#### 4.6.2.1. Plastik Çökme

Plastik çökme, çatlak ucu gerilmelerinin malzemenin akma mukavemetine ulaşması ya da bu değeri aşması durumunda ortaya çıkar. Genelde plastik çökmeyi kırılma takip eder.

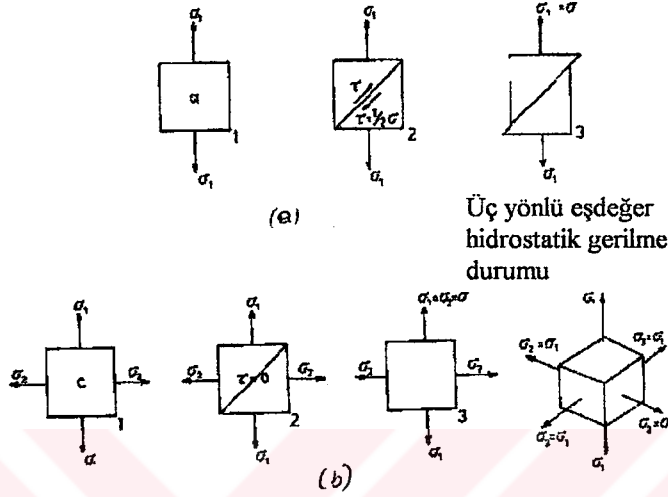
Şekil 4.12 göz önüne alınırsa, bir kez plastik gerilme seviyesi aşıldıktan sonra, akma kırılma olana kadar devam eder. Bu nedenle, düzlem gerilme durumunda, çatlaktan geri kalan kesitin gerilmesi, çökme esnasında akma mukavemetine eşittir. Bu durumda yük taşıma kapasitesi şu şekilde belirtilir

$$P_{\max} = B(W - a)\sigma_{ty}$$

(4.5)

Burada  $P_{\max}$ , Çökme Yüğü olarak adlandırılır. Çökme gerilmesi ise Şu eŐitlikle verilir

$$\sigma_{fc} = \frac{P_{\max}}{W} = \frac{(W - a)}{W} \sigma_{ty} \quad (4.6)$$



Şekil 4.11 İki ve üç boyutlu gerilme durumunda akma [1]

Bu eşitlik doğrusal bir eŐitliktir. Eğer çökme gerilmesinin çentik boyuna göre grafiği çizilirse, Şekil 4.13'deki durumla karşılaşılır. Eğer kırılma, plastik çökme nedeniyle ortaya çıkıyorsa, bu grafik artık "Kalan Mukavemet Eğrisi" olarak değerlendirilir ve  $\sigma_{fc}$  ise "Kalan Mukavemet" olarak göz önüne alınır.

#### 4.7. Lineer Elastik Kırılma Mekaniği

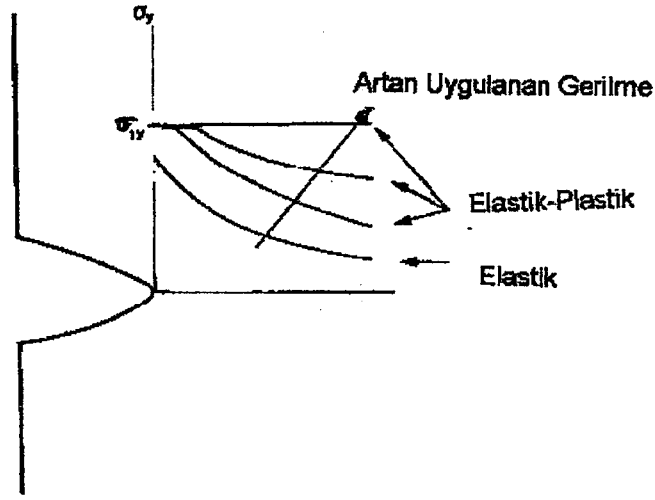
Kırılmanın ve dolayısıyla Hasar Toleransın analizinde en yaygın olarak kullanılan teknik "Lineer Elastik Kırılma Mekaniği" dir. Bu çalışmada incelemeler Lineer Elastik Kırılma Mekaniği ile sınırlandırılacak ve "Elastik-Plastik Kırılma Mekaniği" konularına değerilmeyecektir.

##### 4.7.1. Yükleme Modları

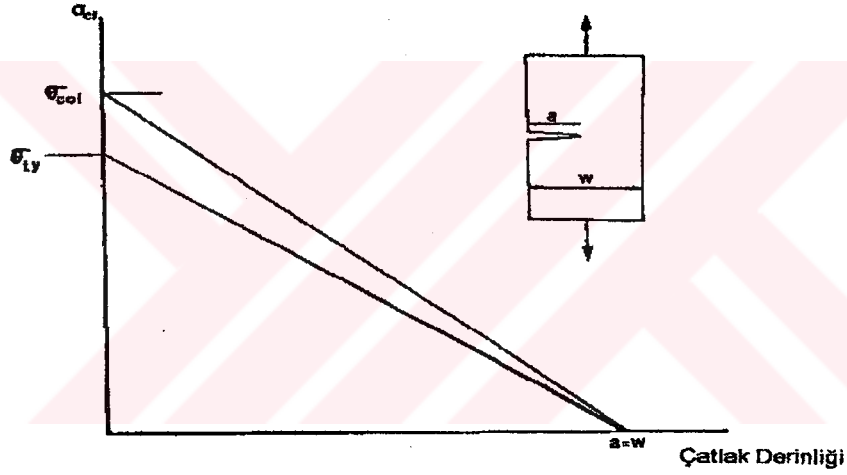
Lineer Elastik Kırılma Mekaniği (LEKM) kapsamında yapılan analizlerde, yapıların üç çeşit yüklenme durumuna maruz kaldıkları kabul edilir. Bu yükleme durumları Şekil 4.14'te gösterilmiştir. Şekilden de görülebileceği gibi üç çeşit yükleme çeŐidi mevcuttur. Bunlar

1. Açılma Modu (Mod I)
2. Kesme Modu (Mod II)

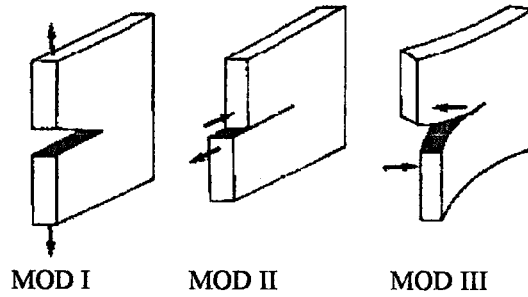
3. Yırtma Modu (Mod III)'dür.



Şekil 4.12 İki boyutlu gerilme durumunda çentik ucunda plastik çökme [1]



Şekil 4.13 Plastik Çökme'ye Göre Kalan Mukavemet Eğrisi [1]



Şekil 4.14 Kırılma Mekanikğine Göre Yükleme Modları [19]

Bu üç mod için de çatlak ucu gerilme denklemleri oldukça benzerdir. Aslında, eşitliklerin formatları aynıdır. Eğer, Mod I ile ilgili analizler anlaşılırsa, diğer modlar için de analizleri yapmak hiç de zor değildir.

Pratikte karşılaşılan çatlakların nedeninin büyük çoğunluğu Mod I tipi yüklemekten kaynaklanan çatlaklardır. Diğer iki mod tek başlarına ortaya çıkmazlar, ancak mod I ile kombinasyonlar oluşturdukları durumlara rastlanabilir (I-II-III, I-II, I-III ... gibi). Bu nedenle, Mod I yüklemesi diğerlerinden daha önemlidir.

#### 4.7.2. Çatlak Ucunda Gerilmeler

Mod I'e göre yüklenmiş bir yapıyı ele alalım (Şekil 4.15).  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  ve  $\tau_{xy}$  şu şekilde hesaplanabilir

$$\begin{aligned}\sigma_x &= \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \\ \sigma_y &= \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \\ \sigma_z &= 0 \\ \tau_{xy} &= \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\end{aligned}\tag{4.6, 7, 8}$$

Bu eşitliklerde "K" dışında tüm parametreler belirlidir. Burada K, "Gerilme Dayanımı Faktörü" olarak adlandırılır. Bu sabit sayının Gerilme Yığılması Faktörü ( $k_t$ ) ile karıştırılmaması gerekir. Her yükleme modu için K tanımlaması biraz farklı olduğundan K'nın hangi yükleme moduna ait olduğu indislerle belirtilir ( $K_I$ ,  $K_{II}$ ,  $K_{III}$ ). Ancak bu çalışmada daima Mod I yükleme durumu göz önüne alındığından sadece K simgesi kullanılacaktır.

Gerilme Şiddeti Faktörü için elde edilen genel ifade (4.9)'da verilmiştir.

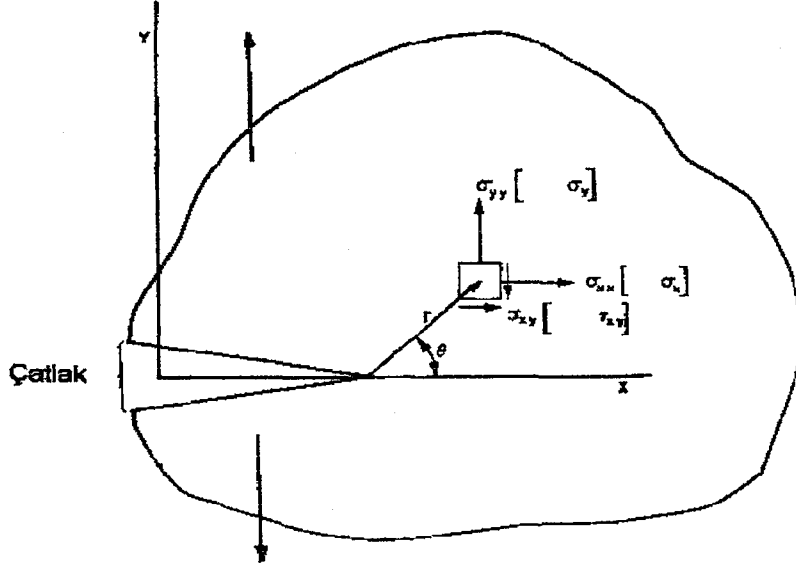
$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a}\tag{4.9}$$

Burada,  $\beta$  "Geometri Faktörü" olarak adlandırılır.

##### 4.7.2.1. Gerilme Şiddeti Faktörünün Hesaplanması

Yukarıda verilen bilgilerden de anlaşılacağı gibi, Kırılma Mekaniği analizlerinin yapılabilmesi için K ya da  $\beta$  değerlerinin hesaplanmasına ihtiyaç vardır. K değerlerinin tespit edilebilmesi için değişik kaynaklar mevcuttur. Bunlar

1. El kitapları
2. Yazılımlar (NASGRO, GEOFAC, APES, BIECRX, NASTRAN, ABAQUS ...)



Şekil 4.15 Mod I'e Göre Yüklenmiş Yapı [19]

3. Sınır Eleman metotları
4. Süperpozisyon (Karışık yükleme durumları için)
5. Birleştirme (Compounding)

Şekil 4.16'de bazı geometriler için hesaplanmış Geometri Faktörü eşitlikleri yer almaktadır. Bu tip eşitlikler, literatürde pekçok kaynakta bulunabilmektedir. Örneğin, ROOKE ve CARTWRIGHT'in [20] el kitabı bu konuda önemli bir kaynaktır.

Bu yöntemlerle analiz yapılırken, referans gerilmesinin belirlenmesi ve tüm analizler boyunca bu değer kullanılması önemlidir. (4.9) eşitliğinde,  $\sigma$  çatlaktan uzağa uygulanan nominal gerilmedir. Geometri Faktörü ( $\beta$ ) ise genelde çatlak boyuna ve parçanın uzunluğuna göre değişen bir parametredir.

Üniform gerilme dağılımı durumunda, referans gerilmeyi belirlemek kolaydır. Ancak üniform olmayan gerilme dağılımına maruz yapılarda, referans gerilmesi olarak hangi değer seçileceği problem yaratabilir (Şekil 4.17).

Genelde bu tip durumlarda en yüksek gerilmenin referans gerilme olarak seçilmesi en çok başvurulan yöntemdir. Fakat elastik durumda, tüm gerilmeler yükle orantılı değişir ve buna göre herhangi bir yerel gerilmenin maksimum gerilmeye göre belirli bir oranı olduğunu söylemek yanlış olmaz. Bu nedenle, dağılımdaki herhangi bir gerilme değeri,  $\beta$  oranı faktörü ( $\alpha$ ) ile çarpıldığı sürece referans gerilmesi olarak kullanılabilir.

$$\beta_2 = \frac{\sigma_1}{\sigma_2} \beta_1 \quad (4.10)$$

Yukarıda sözü edilen metotlardan en çok kullanılanları "Süperpozisyon" ve "Birleştirme" metotlarıdır. Basit olarak Süperpozisyon metodu, karmaşık geometri ve

yüklemeye durumlarına sahip yapıların, daha basit geometri ve yüklemeye durumlarının toplamı olarak temsil edilmesidir. Birleştirmeye metodu ise, teker teker etkileri bilinen sınır koşullarının birleştirilerek, karmaşık yapıya ait değerlerin hesaplanması esasına dayanır.

#### 4.7.3. Kırılma Dayanımı (Fracture Toughness)

Kırılma Dayanımı, Kırılma Mekaniği ile yapılan hesaplamalarda en çok kullanılan malzeme özelliklerinden birisidir. Bilindiği gibi, Gerilme Şiddeti Faktörü, çatlak ucundaki gerilme alanını temsil eder. K'nın yüksek değerlerinde kırılmanın ortaya çıktığı da bilinmektedir. Ama sorulacak soru "Hangi K değerlerinde kırılmanın ortaya çıkmasının beklendiği" dir. İşte bu sorunun yanıtı, bir malzeme özelliği olan Kırılma Dayanımdır. Yani, "Gerilme Şiddeti Faktörü =Kırılma Dayanımı" olduğu anda kırılma meydana gelir.

#### 4.7.4. Düzlem Gerilme ve Düzlem Şekil Değiştirmede Plastik Bölge

4.6,7,8 eşitlikleri, çatlak ucundan uzaktaki bölgelerdeki gerilmelerin hesaplanmasında kullanılırlar, ancak bu eşitlikler çatlak ucundaki gerilmelerin hesaplanmasında kullanılamazlar. Sözkonusu eşitliklerde büyük x değerleri için  $\sigma_x$  sıfır olur. Ancak  $\sigma_y$  'nin sıfır değerini alması doğru değildir. Çünkü çatlak ucundan uzakta  $\sigma_y$  değeri  $\sigma$  değerine eşittir. Yani 4.6 ve 7 eşitlikleri çatlak ucundaki gerilme alanını temsil edemezler. Tam çözüm 4.11 eşitliğinde verilmiştir

$$\sigma_y = \frac{K}{\sqrt{2\pi x}} + Cx^0 + Dx^{1/2} + Ex^1 + \dots \quad (4.11)$$

Bu eşitlikte, özellikle ikinci terim büyük x değerleri için  $\sigma_y = \sigma$  eşitliğini sağlamaktadır.  $x=0$  için ise, çatlak ucundaki gerilme değerinin sonsuz olduğunu görebiliriz. Ancak bu değer bölgesel değil noktasal olduğunu söyleyebiliriz. Gerçek durumda ise malzemede plastik şekil değiştirme ortaya çıkmaya başladığından, gerilmelerin çok büyük değerlere yükselmesi sözkonusu olamaz.

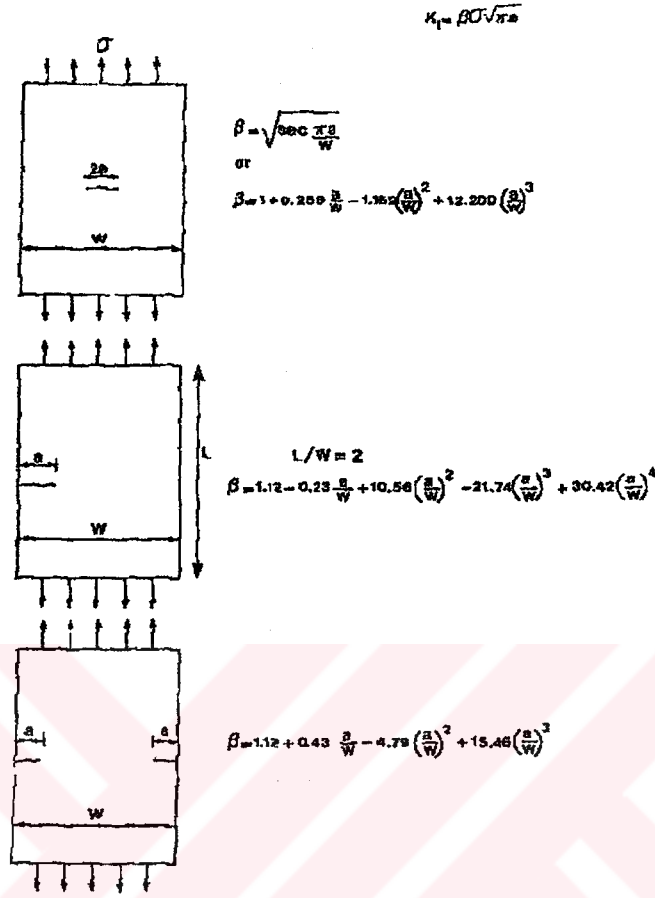
Çatlak uçlarındaki gerilme alanları, kalınlığa göre tanımlanır. Eğer ele alınan parça ince ise, çatlak ucundaki gerilme alanının "Düzlem Gerilme" olduğu göz önüne alınır. Eğer, kalınlık yüksek ise gerilme alanı "Düzlem Şekil Değiştirme" olarak tanımlanır.

Çatlak ucundaki gerilmelerin belirli bir değere kadar -ki bu değer genelde malzemenin akma mukavemetidir - artıp, daha sonra çatlak ucunda plastik bir bölge oluşturduğu yukarıda belirtilmişti. Şekil 4.18'de Düzlem Gerilme ve Düzlem Şekil Değiştirme için plastik bölgeler gösterilmiştir. Bu gerilme durumları için plastik bölgenin büyüklüğü ise 4.12 eşitliği ile verilmektedir

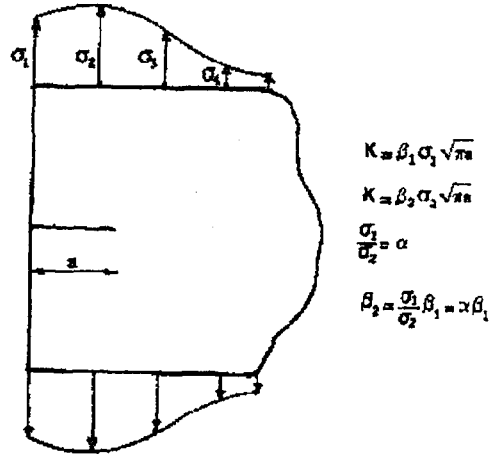
$$r_p = \frac{K^2}{\alpha \pi \sigma_{fy}^2} \quad (4.12)$$



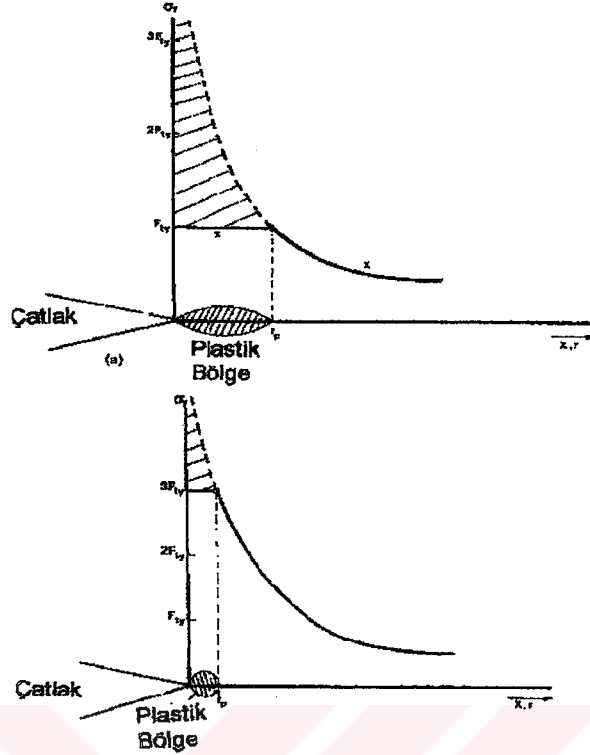
Düzlem gerilme için  $\alpha$  değeri 2 iken, düzlem şekil değiştirme için bu değer 6'dır.



Şekil 4.16 Bazı çatlak durumları ve geometriler için  $\beta$  eşitlikleri [22]

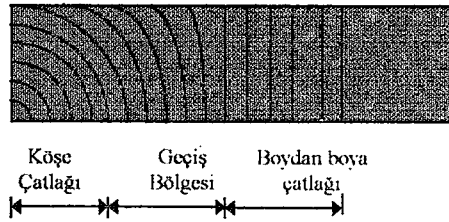


Şekil 4.17 Üniform Olmayan Gerilme Dağılımı Durumunda  $\beta$ 'nin Belirlenmesi [1]



Şekil 4.18 Düzlem gerilme ve düzlem şekil değiştirme için plastik bölge [1]

Düzlem gerilme ve Düzlem şekil değiştirme durumları göz önüne alınarak yapılan hesaplamalarda kullanılan Gerilme Şiddeti Faktörleri de çeşitlidir. Örneğin kalın bir parçanın analizi yapılıyor olsun ve parçadaki çatlakın köşe çatlakı şeklinde başlayıp, daha sonra parça kalınlığına eriştiği durumu (boydan boya çatlak) göz önüne alalım (Şekil 4.19). Burada belirli bir kalınlığa kadar, düzlem gerilme hali söz konusudur. Analizin bu aşamasında göz önüne alınması gereken  $K$  değeri, düzlem gerilme durumuna göre yeniden belirlenmiş ve  $K_{Ic}$  ile gösterilmiştir. Bu değer, "Düzlem Gerilme Dayanımı Faktörü" olarak adlandırılır. Köşe çatlakının boydan boya çatlak haline geçişi birden bire olmaz. Bu arada geçen periyot "Geçiş Süreci" olarak adlandırılır. Daha sonra çatlak boydan boya çatlak haline alır. Bu aşamadaki analizlerde kullanılan gerilme şiddeti faktörü ise "Düzlem Şekil Değiştirme" faktörü olarak adlandırılır ve  $K_c$  ile gösterilir.

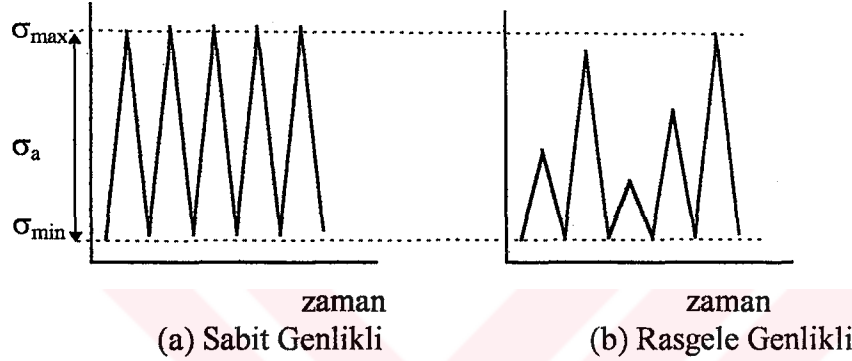


Şekil 4.19 Köşe Çatlakından boydan boya çatlakına geçiş

#### 4.7.5. Çatlak İlerleme Analiz Konseptleri

Yukarıdaki bölümlerde de belirtildiği gibi, Kalan Mukavemet Eğrisi kullanılarak, kritik bir bölge için kritik çatlak boyu tespit edildikten sonra, başlangıçta mevcut olduğu kabul edilen çatlakın bu kritik boya ne kadar sürede ulaşacağı sorusunun yanıtlanması aşamasına sıra gelir.

Yapılarda çatlak ilerlemesinin başlıca nedeni, tekrarlı yüklerdir. Tekrarlı yükleri "Sabit Genlikli Tekrarlı Yükler" ve "Rasgele Genlikli Tekrarlı Yükler" olarak iki ana gruba ayırmak mümkündür. Bu iki tip tekrarlı yükler için örnekler, Şekil 4.20'dedir.



Şekil 4.20 Tekrarlı Yükler

İster Sabit genlikli isterse rasgele genlikli olsun tüm tekrarlı yük altında çatlak ilerlemesinin parametreleri maksimum spektrum gerilmesi ( $\sigma_m$ ) ve genlik ( $\sigma_a$ ) ile belirlenir. Bu iki ana parametrenin yanı sıra, bazı ilave parametreler de söz konusu olabilmektedir. Bunların başlıcaları;  $\Delta\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min}$  ve  $R = \sigma_{min} / \sigma_{max}$  'dir. Bunlardan R, Gerilme Oranı olarak adlandırılır. ,

##### 4.7.5.1.Çatlak İlerleme Oranı

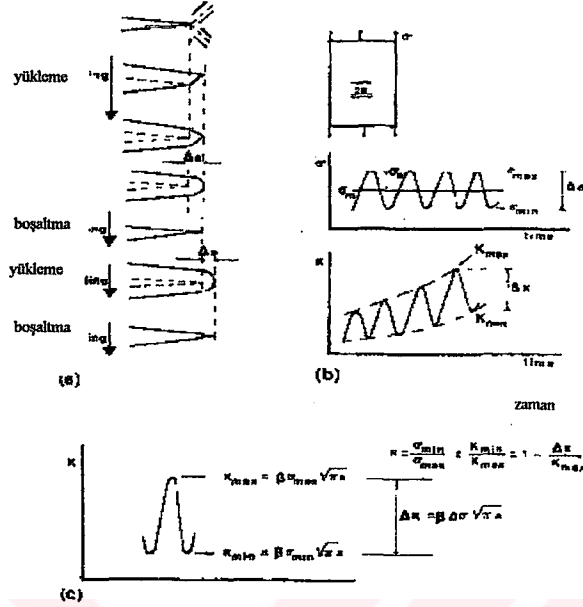
Tekrarlı yükler altında çatlak ilerleme mekanizması Şekil 4.21'de gösterilmiştir. Çatlak ilerlemesi, geometrik olarak çatlak ucundaki tabakaların birbiri üzerinde kayması, daha sonra da çatlak ucunun yuvarlaklaşması şeklinde ortaya çıkar. Çatlak ucunun yüksüz durumda sivrileşmesi, bir sonraki çevrimde çatlak boyundaki uzamaya zemin hazırlar.  $\Delta a$ , maksimum spektrum gerilmesi arttıkça ya da minimum spektrum gerilmesi azaldıkça artar.

Çatlak ucundaki yerel gerilmeler K ile belirtilebilir. Eğer bir spektrumda gerilmeler  $\sigma_{max} - \sigma_{min}$  arasında değişiyorsa, K'nın değişim aralığını da aşağıdaki eşitlikler yardımıyla tespit etmek mümkündür :

$$K_{min} = \beta \sigma_{min} \sqrt{\pi a} \quad (4.13)$$

$$K_{max} = \beta \sigma_{max} \sqrt{\pi a} \quad (4.14)$$

$$\Delta K = \beta \Delta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (4.15)$$



Şekil 4.21 Çatlak İlerleme Mekanizması [19]

Şekil 4.21'den de görüleceği gibi,  $K_{max}$ 'ın artması durumunda  $\Delta a$  da artmaktadır. Bu arada, gerilme oranı için de aşağıdaki eşitlikleri yazmak ta mümkün olmaktadır :

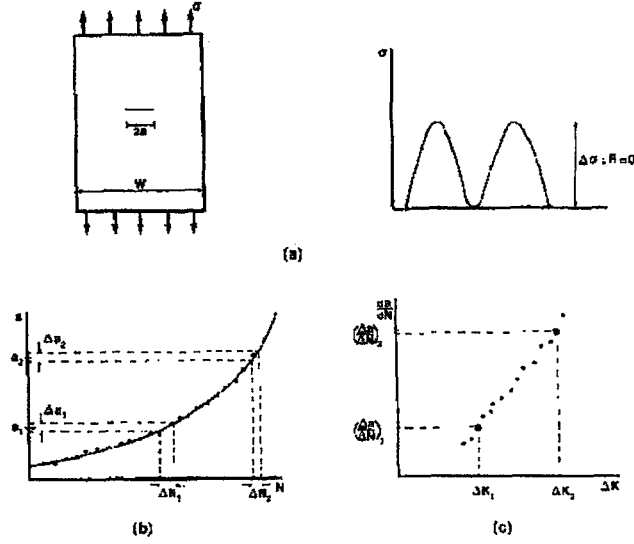
$$R = K_{min} / K_{max} \quad (4.16)$$

$$K_{max} = \Delta K / (1 - R) \quad (4.17)$$

Bu eşitlikten elde edeceğimiz sonuç ise,  $\Delta K$ 'da ve  $R$ 'deki artış,  $\Delta a$ 'nın da artmasına neden olmaktadır. Buradan şu eşitliğe ulaşmak mümkündür :

$$da/dN = f(\Delta K, R) \quad (4.18)$$

Çatlak ilerleme oranı denklemleri, yapılan testler ile elde edilirler. Bu testleri için genelde merkezi çatlak bir panel kullanılır. Şekil 4.22'de kullanılan panel,  $a/W < 0.4$  oranına sahip olduğundan  $b$  yaklaşık olarak bir'dir. Bu nedenle de  $K = \beta \sigma \sqrt{\pi a}$  yazılabilir. Test esnasında uygulanan gerilme spektrumu sabit genlikli bir spektrumdur ve  $R=0$ 'dir ( $\sigma_{min}=0$ ). Çatlak ilerlemesi miktarları, yaklaşık 10.000 çevrimde bir çatlak boyundaki değişimin ölçümü ile tespit edilir. Daha sonra da elde edilen bilgiler  $da/dN$ - $\Delta K$  grafiğinde (logaritmik ölçütlerde) çizilir. Gerekliğinde,  $a$ - $N$  grafikleri de elde edilebilir.



Şekil 4.22 Çatlak İlerleme Oranı'nın tespiti [19]

#### 4.7.5.2.Çatlak İlerleme Oranı Denklemi

da/dN oranı yapılan testlerle elde edildiği gibi, bazı bilim adamları da ve dN arasındaki ilişkiyi ortaya çıkarabilmek için bazı çalışmalar da yapmışlardır. Bu bilim adamlarından en ünlüleri Paris, Walker ve Forman'dır. Aşağıda, sırasıyla Paris (Eşitlik 4.19), Walker (Eşitlik 4.20) ve Forman (Eşitlik 4.21) formülleri verilmiştir.

$$\frac{da}{dN} = C_p (\Delta K)^{m_p} \quad (4.20)$$

$$\frac{da}{dN} = C_w \Delta K^{m_w} K_{\max}^{n_w} \quad (4.21)$$

$$\frac{da}{dN} = C_F \frac{\Delta K^{m_F}}{(1-R) K_c - \Delta K} \quad (4.22)$$

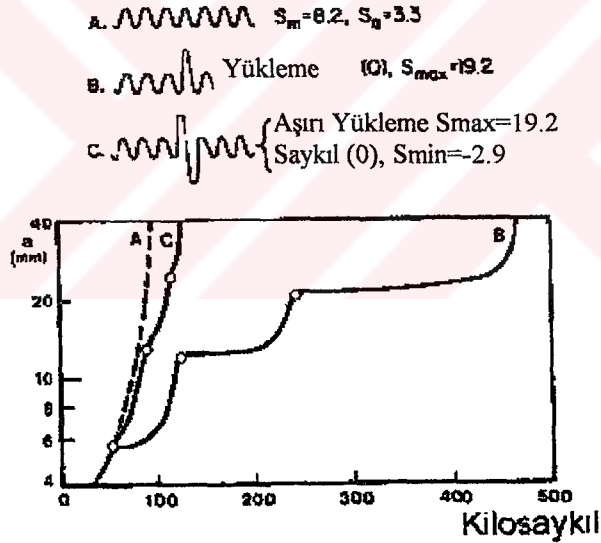
Günümüzdeki uygulamalarda, genelde bilgisayar programlarından yararlanılmakta ve programın koşturulması esnasında, hem test sonuçlarının (da/dN-ΔK bilgilerinin) tablo halinde, hem de yukarıda bahsedilen Paris, Walker ve Forman eşitliklerinin sabitlerinin girilmesi suretiyle analiz yapılması olanağı mevcuttur. Ancak, eşitliklerin kullanımı, test yapılmaması anlamına gelmez. Çünkü, her üç eşitlik için de sabitler ve katsayılar test sonuçlarından yararlanılarak hesaplanır. Bu nedenle, eğer bir Hasar Tolerans analizi yapılıyorsa, da/dN- ΔK testinin yapılması şarttır.

Çatlak ilerleme analizlerinin bir sonraki aşaması ise, değişken genlikli gerilme spektrumu altındaki çatlak ilerlemesinin tespitidir. Örneğin bir uçak yapısı için Hasar Tolerans analizi söz konusuysa, öncelikle uçağın gerilme spektrumunu temsil eden bilgilerin toplanması gerekir. Bunun için çeşitli yöntemler mevcuttur. Günümüzde en

yaygın olarak kullanılanı, değişik kullanımları temsil eden filolardan seçilen uçakların kayıt cihazlarıyla donatılması ve belirli bir süre bilgi toplanmasıdır. Bu ölçümler esnasında, özellikle uçağın manevra parametreleri ve bunun yanı sıra kritik bölgelere yerleştirilen "Strain-Gage" değerleri dikkate alınır. Bu işlemler için, başlangıçta çok kanallı kayıt cihazları gerektiği düşünülse de, esasen hız (V), irtifa (H), düşey ivmelenme ( $N_z$ ) kaydedilmesi gereken ana manevra parametreleridir. Bunun yanı sıra, tüm kritik bölgelere "Strain-Gage" takılması zorunluluğu da yoktur. Birkaç "Strain-Gage" den elde edilen veriler, bir "Sonlu Elemanlar" modeline uygulanarak, diğer bölgelerdeki gerilme değerleri de tespit edilebilmektedir.

#### 4.7.6. Gecikme (Retardation)

Bir yapıya sabit genlikli bir gerilme spektrumu uyguladığımızı farz edelim (Şekil 4.23, A eğrisi). Ancak, aniden bir büyük genlikli gerilmeyi spektruma dahil ettiğimizde, çatlak ilerlemesinin daha da yavaşladığını tespit edebiliriz (B eğrisi). Hatta üç adet büyük genlikli gerilmeyi spektruma dahil ettiğimizde, ömrün yaklaşık 3 katına çıktığını görebiliriz. İşte bu durum "Gecikme-Retardation" olarak bilinir. Eğer gerilme spektrumuna, yüksek genlikli pozitif gerilmeden sonra, yine yüksek genlikli negatif gerilme eklersek, gecikme etkisinin gücünün azaldığı, ama hala var olduğunu tespit edebiliriz C eğrisi).



Şekil 4.23. Gecikme etkisi [1]

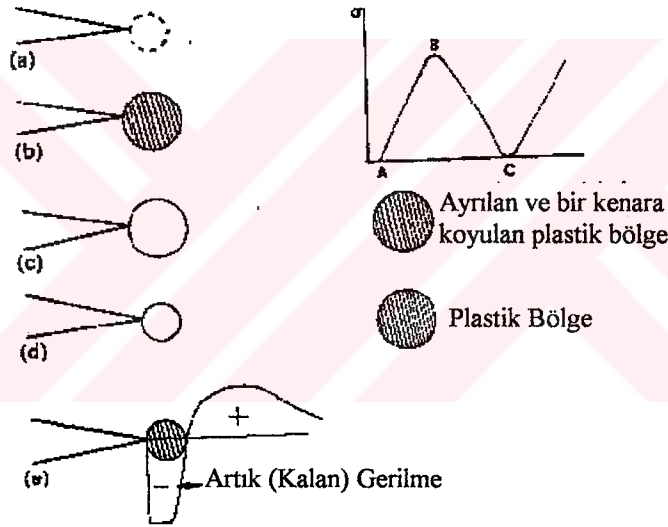
##### 4.7.6.1. Gecikmenin Fiziksel Açıklaması

Gecikmenin fiziksel açıklaması ise, Şekil 4.24 yardımıyla şu şekilde yapılabilir :

Diyelim ki, sabit genlikli bir gerilme spektrumunun ilk çevrimi Şekil 4.24'de belirtilen A, B ve C gerilmelerinin arka arkaya uygulanması şeklinde olsun. Parça A'dan B'ye doğru artan bir gerilmeye maruz kaldığında Şekil 4.24(a)'da noktalı sınırlarla gösterilen dairesel bölgede plastik şekil değiştirme ortaya çıkar (Şekil 4.24(b)). Gerilme değeri B'ye ulaştığında, diyelim ki oluşan plastik bölge biraz öteye kaydırıldı (Şekil 4.24(c)). C'ye doğru gerilme azaltıldığında ise, Şekil 4.24 (d)'de görüldüğü gibi, tüm

malzeme elastiktir, plastik bölge kesilip atılmıştır. Bu nedenle, tüm şekil değiştirme ve ötelenmeler sıfırdır. Bu durumda, Şekil 4.24 (d) deki deliğin çapı, Şekil 4.24 (a)'daki plastik bölge çapına eşittir. Plastik bölge, kalıcı olarak deforme olmuştur ve boyutu yüklenme başlamadan önceki boyuttan daha da büyüktür. Bu yüzden, artık Şekil 4.24 (d)'deki deliğe sığmayacaktır. Bu deliğe sığmasının sağlanması için, bu boyuta inmesini sağlayacak en az akma gerilmesine eşit bir gerilmeye ihtiyaç duyulur. Bu sıkıştırma kuvveti ile plastik bölge daha küçük boyuta ulaşır, ancak çatlak ucunda bir artık gerilme de kalır. Bu gerilmenin dağılımı, Şekil 4.24 (e)'de gösterilmektedir.

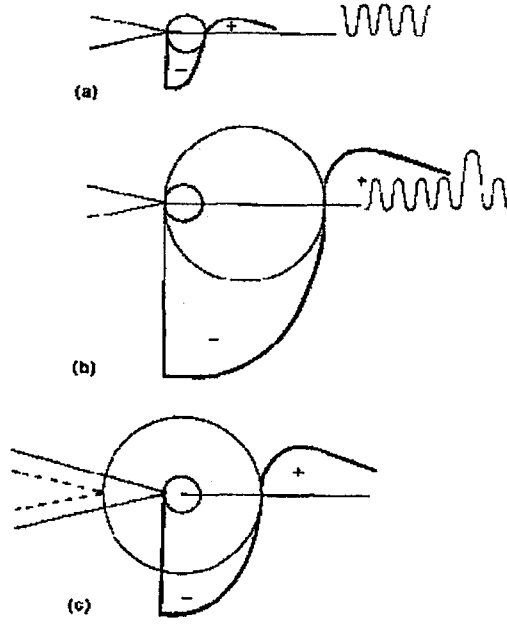
Eğer bir aşırı yüklenme söz konusu olursa, daha da büyük bir plastik bölge ortaya çıkar (Şekil 4.25). Bu büyük genlikli yükün uygulanmasından sonra, geriye kalan artık gerilme değeri daha fazla olacaktır. Uygulanan gerilmeye karşı çalışan bu sistem nedeniyle, takip eden yüklemelerde bir gecikme etkisi ortaya çıkarır. Ancak, bir kez aşırı yüklenme sonucunda ortaya çıkan plastik bölge boyunca çatlak ilerledikten sonra, eğer sabit genlikli bir gerilme spektrumu söz konusuysa, çatlak ilerlemesi normal haline dönecektir.



Şekil 4.24 Gecikmenin Fiziksel Açıklaması [19]

#### 4.7.6.2. Gecikme Modelleri

Halen, pratik uygulamalarda en çok kullanılan gecikme modeli, Wheeler modelidir. Bunun dışında, altıdan fazla gecikme modeli önerilmiştir. Wheeler modeli, en mükemmel olduğu için değil, anlaşılması en kolay olduğu için popüler bir modeldir.



(a) Önceki (b) Sonraki (c) Aşırı Yükten Sonraki durum  
Şekil 4.25 Büyük genlikli gerilmekten önceki ve sonraki artık gerilmeler [19]

Wheeler, modelinde bir gecikme parametresi ileri sürmüştür ( $\Phi_R$ ). Bu parametre, mevcut plastik bölge büyüklüğü ile aşırı yüklenmeden sonra ortaya çıkan plastik bölge büyüklüğünün oranına bağlı bir parametredir.  $a_0$  boyundaki bir çatlakta meydana gelen bir aşırı yüklenme, plastik bölge boyutunu şu şekilde etkiler :

$$r_{p0} = \frac{K_0^2}{\alpha \pi F_{ty}^2} = \frac{\beta^2 \sigma_0^2 a_0}{\alpha F_{ty}^2} \quad (4.23)$$

Burada  $\sigma_0$  aşırı yüklenme gerilmesidir. Çatlak,  $a_i$  boyutuna geldiğinde, mevcut plastik bölge boyutu :

$$r_{pc} = \frac{K_{i\max}^2}{\alpha \pi F_{ty}^2} = \frac{\beta^2 \sigma_{i\max}^2 a_i}{\alpha F_{ty}^2} \quad (4.24)$$

şeklinde olacaktır. Burada  $\sigma_{i\max}$ ,  $i$  nci çevrimde uygulanan maksimum gerilmedir. Çatlak ucu plastik bölgesi, halen büyük plastik bölgenin içindedir, ancak  $\rho$  kadarlık bir mesafe katetmiştir. Wheeler, gecikme faktörünün  $r_{pc}/\rho$  ifadesinin bir kuvvet fonksiyonu olduğunu varsaymıştır.  $\rho = a_0 + r_{p0} - a_i$  olduğundan, bu varsayımın ulaşacağı nokta;

$$\frac{da}{dN} = \phi(\Delta K, R)$$

ve

$$\phi_R = \left( \frac{a_0 + r_{p0} - a_i}{r_{pc}} \right)^\gamma \quad (4.25)$$

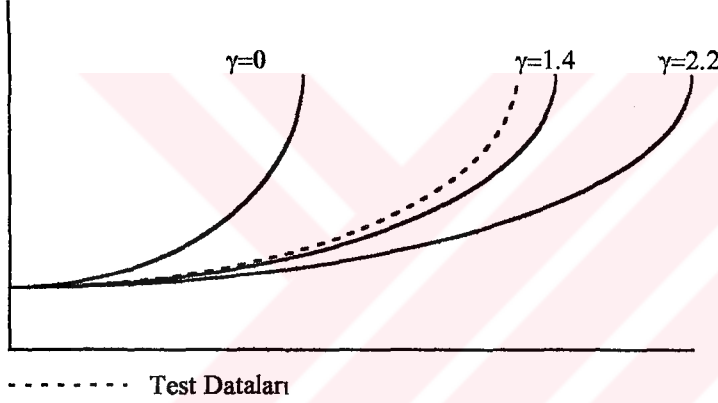


Eğer,  $r_{pc}=\rho$  ise,  $\Phi_r=1$  olur. Eşitlik 4.25'teki üstel sayı ampirik olarak belirlenmiştir.  $\gamma$  değerinin sıfır olması durumu "Gecikmenin olmadığı" durumu gösterir.  $\gamma$ , 0 ila 2 arasında değişen bir değere sahiptir.

Bir modelin kalibrasyonu esnasında şu işlem basamakları uygulanır.

1. Değişken genlikli yükleme durumunda test uygulanır.
2. Değişik  $da/dN-\Delta K$  değerleri ve uygun  $\beta$  değerleri için kalibre değerleri (Wheeler modeli kullanılıyorsa  $\gamma$  değeri) değiştirilerek test datalarını en iyi şekilde kapsayan eğri elde edilmeye çalışılır. Örneğin Şekil 4.26'daki test datalarını en iyi kapsayan değer  $\gamma=1.4$  olduğu görülebilmektedir.

Bu arada dikkate alınması gereken bir nokta şudur : Parametre kalibrasyonu özel bir işlemdir. Çünkü bu işlem yük spektrumuna bağlıdır. Değişik yük sıralamalarına sahip değişik spektrumları değişik kalibrasyon değerlerine sahiptir.



Şekil 4.26 Çatlak ilerleme modeli kalibrasyonu

## 5. UÇAĞI VE F-4 UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMI

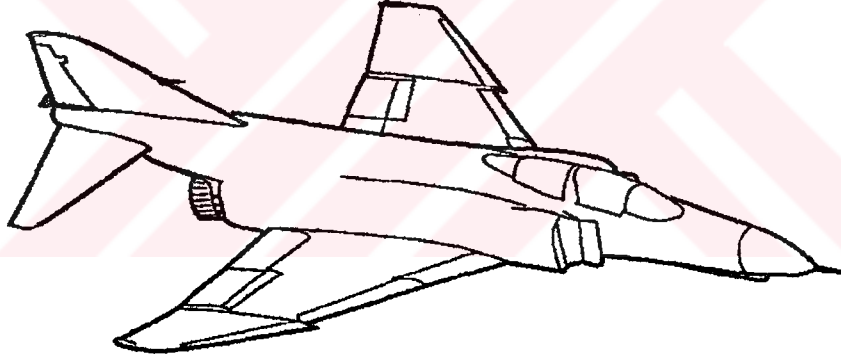
Halen Türk Hava Kuvvetleri'nin F-16'dan sonra en önemli vurucu gücünü teşkil eden F-4 silah sistemi, dünyanın önde gelen ülkelerinin de hava kuvvetlerinde yıllarca kullanılmıştır ve halen pek çok ülkenin hava savunmasında sözkonusu uçak önemli roller üstlenmektedir.

### 5.1. Uçağın Yapısı

F-4 uçağı, 1950'li yıllarda tasarımına başlanılan bir uçaktır. 1954 tarihinde ilk F-4 uçağı deneme uçuşunu başarıyla tamamlamış ve ABD Hava ve Deniz Kuvvetleri'nde servise verilmiştir.

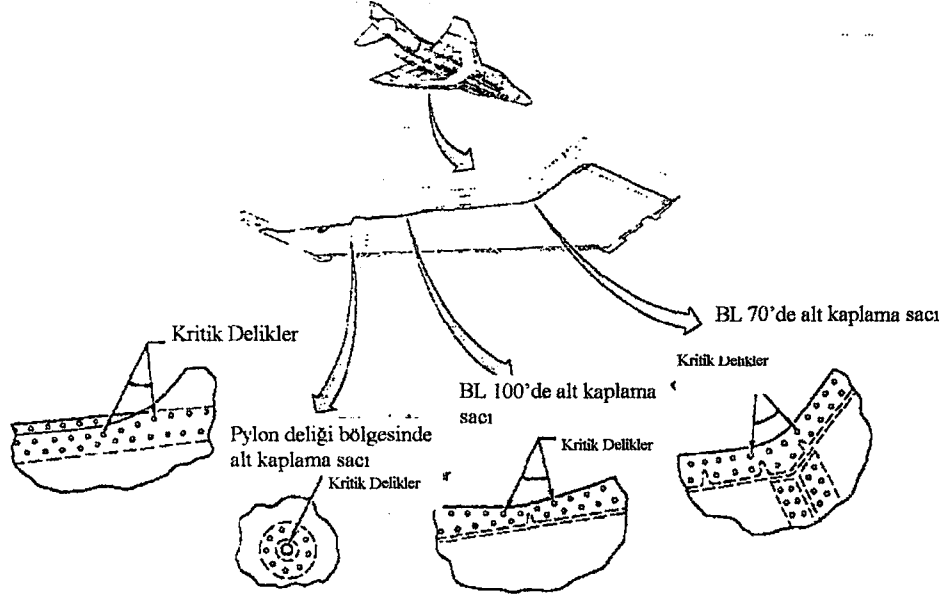
Hava-Yer hafif bombardıman uçağı olarak tasarlanan F-4'ler asıl etkinliklerini Vietnam savaşı sırasında gösterdiler. Türk Hava Kuvvetleri ise ilk F-4'lerini 1973 yılında uçurmaya başladı ve yukarıda da belirtildiği gibi bu uçak halen Hava Kuvvetlerimizin başlıca silah sistemlerinden birisi olma özelliğini taşımaktadır.

F-4 uçağının yapısını 5 ana grupta incelemek mümkündür. Bunlar; kanat, ön gövde, merkezi gövde, arka gövde ve kuyruk elemanlarıdır (Şekil 5.1).



Şekil 5.1 F-4 Uçağı [23]

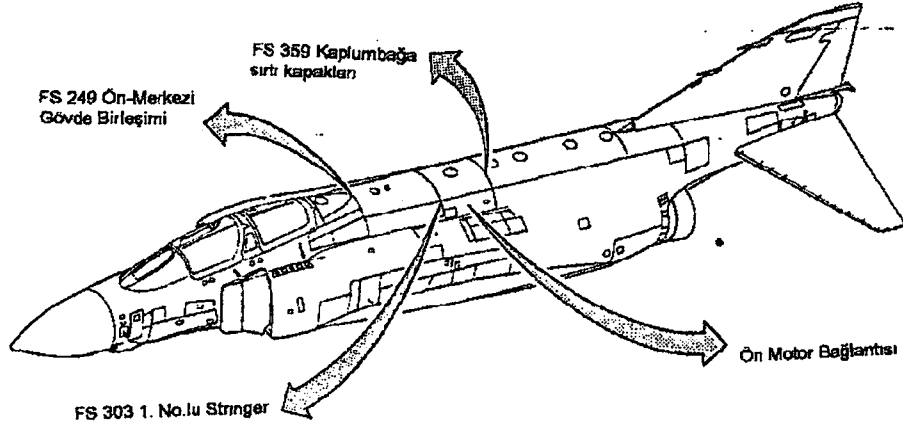
Kanat yapısı, merkezi kanat ve katlanabilir kanat olarak iki ana grupta incelenebilir. F-4 uçağı, ABD Deniz Hava gücü kapsamında uçak gemilerinde de kullanıldığından, uçağın gemide daha az yer kaplaması için kanat uçlarının katlanabilir olması öngörülmüştür. Kanat yapısında ön, ana ve arka olmak üzere başlıca 3 adet spar yer almaktadır (Şekil 5.2). Gövde ise, stringerler, longeronlar ve kaplama saclarıyla oluşturulmuş yarı monokok bir yapıya sahiptir (Şekil 5.3). F-4 uçağı, bugün modern savaş uçaklarının yapımında kullanılan malzemelerin ilk defa kullanıldığı bir uçak olarak ta önemlidir. Bu uçakta, özellikle motor yuvasında titanyum alaşımları kullanılmış, kanat kumanda yüzeyleri, gövdenin belirli bir kısmı ve yatay/dikey kuyrukta ve yön dümeninde petek malzemeli sandviç (honeycomb) yapılar kullanılmıştır.



Şekil 5.2 F-4 Kanat yapısı ve kritik bölgeler [22]

## 5.2. Hasar Tolerans Analizleri ve F-4UYBP

1974 yılında tamamlanan F-4 Hasar Tolerans Analizleri, bu uçağın kritik bölgelerinin tespiti, bu bölgelerin ne kadar aralıkla kontrol edilmesi gerektiğinin tespiti ve tadilat ihtiyaçlarının belirlenmesi konularında kullanıcılara büyük faydalar sağlamıştır.



Şekil 5.3 F-4 Gövde yapısı ve kritik bölgeler [22]

MIL-STD-1530A'da belirtilen gereklerin yerine getirilebilmesi için yürütülen bu çalışmanın amaçları,

1. Uçağın ne zaman kontrol edileceği

2. Ne zaman onarılacağı
3. Uçakların ne zaman ve nasıl birlik ve filo değiştireceği
4. Uçağın ne zaman servisten alınacağı sorularına yanıt bulmak olarak belirtilmektedir.

Bu çalışmalar esnasında aşağıdaki varsayımlarda bulunulmuştur [23]:

1. Herhangi bir delik için başlangıç çatlak boyu 0.010 inch olarak alınmıştır.
2. Çatlak geometrisi parametresi (Q), ortalama Q'dan yola çıkılarak belirlenmiştir.
3. Çevre şartı olarak hava öngörülmüştür.

### 5.2.1. Kullanım Parametrelerinin Çatlak İlerlemesine Etkileri

F-4 Hasar Tolerans analizi çalışmaları esnasında kullanım parametrelerinin çatlak ilerlemesine etkileri de araştırılmıştır. Savaş uçaklarının kanatları genelde, pozitif, negatif ve simetrik olmayan manevralar sonucunda yüke maruz kalırlar. Ancak F-4'ler için simetrik olmayan manevralar hemen hemen sözkonusu değildir. Gövde ise, hava ve atalet yüklerine maruz kalan bir yapıdır. Bu nedenle, gövde yükleri, normal yük faktörü, hava hızı, irtifa, gross ağırlık, sapma açısı ve yuvarlanma açısıdır.

Bir savaş uçağı için gerilme spektrumunun oluşturulması esnasında en önemli girdiler ise aşağıda sıralanmıştır [24]:

1. Normal yük faktörünün geçiş sıklığı
2. Hız
3. İrtifa
4. Toplam ağırlık
5. Görev dağılımı
6. Yük faktörü geçişlerinin değişik hız/irtifa kombinasyonlarına göre dağılımı
7. Uçağın yerdeki hareketleri

F-4 Hasar tolerans analizleri esnasında, gerilme spektrumunun tespiti esnasında 22.208 uçuş saatlik bilgidен yararlanılmıştır. Uçağın görevleri, Hava-Hava, Hava-Yer ve Taktik olmayan görevler olmak üzere üç ana gruba ayrılmıştır. Görev parametrelerindeki değişim ise, kanat ve gövde üzerindeki birer nokra kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Analizler esnasında, 3 görev tipi varyasyonu (Çizelge 5.1), 6 yük faktörü geçiş varyasyonu (Çizelge 5.2), 4 hız varyasyonu (Çizelge 5.3), 4 toplam ağırlık varyasyonu (Çizelge 5.4), 2 irtifa varyasyonu (Çizelge 5.5) ve 4 görev süresi varyasyonu (Çizelge 5.6) göz önüne alınmıştır. Ancak çalışmanın gelişimiyle, değişik varyasyonların da hesaba katılması gerekliliği ortaya çıkmıştır [25].

**Çizelge 5.1 Görev Dağılımı Değişimleri**

Değişim	Hava-Hava (%)	Hava-Yer (%)	Taktik Olmayan (%)
Ortalama	26	49	25
Değişim I	75	0	25
Değişim II	29	56	15
Değişim III	49	26	25

**Çizelge 5.2 Yük Faktörü Geçiş Değişimleri**

Değişim	Hava-Hava	Hava-Yer	Taktik Olmayan
1	Sert	Ortalama	Ortalama
2	Yumuşak	Ortalama	Ortalama
3	Ortalama	Sert	Ortalama
4	Ortalama	Yumuşak	Ortalama
5	Sert	Sert	Ortalama
6	Yumuşak	Yumuşak	Ortalama

**Çizelge 5.3 Hava Hızı Değişimleri**

Değişim	Hava-Hava	Hava-Yer	Taktik Olmayan
1	%15 daha hızlı	Ortalama	Ortalama
2	%15 daha yavaş	Ortalama	Ortalama
3	Ortalama	%15 daha hızlı	Ortalama
4	Ortalama	%15 daha yavaş	Ortalama

**Çizelge 5.4 Toplam Ağırlık Değişimleri \***

Değişim	Hava-Hava	Hava-Yer	Taktik Olmayan
1	3000 lb daha ağır	Ortalama	Ortalama
2	3000 lb daha hafif	Ortalama	Ortalama
3	Ortalama	3000 lb daha ağır	Ortalama
4	Ortalama	3000 lb daha hafif	Ortalama

\* Ortalama için ağırlıklar : Hava-Hava : 40.000 lb, Hava-Yer : 43000 lb, Taktik olmayan : 42000 lb

**Çizelge 5.5 İrtifa Değişimleri**

Değişim	Hava-Hava	Hava-Yer	Taktik Olmayan
1	%30 daha yüksek	Ortalama	Ortalama
2	%30 daha alçak	Ortalama	Ortalama

**Çizelge 5.6 Görev Süresi Değişimleri \***

Değişim	Hava-Hava	Hava-Yer	Taktik Olmayan
1	%22 daha uzun uçuş	Ortalama	Ortalama
2	%22 daha kısa uçuş	Ortalama	Ortalama
3	Ortalama	%20 daha uzun uçuş	Ortalama
4	Ortalama	%20 daha kısa uçuş	Ortalama

\* Ortalama için görev süreleri : Hava-Hava : 0.74 saat, Hava-Yer : 1.32 saat, Taktik Olmayan : 1.56 saat

### 5.2.2. Gerilme Spektrumunun Geliştirilmesi

F-4 HTA esnasında, çatlak ilerlemelerinin tespitinde kullanılacak gerilme spektrumları, tadil edilmiş Wheeler tahmin metodu kullanılarak elde edilmişlerdir. Buna göre, bir blok spektrum üç parçada incelenmiştir : Hava-Hava, Hava-Yer ve taktik olmayan. Yani 1000 saatlik uçuşu temsil eden bir spektrum, örneğin 350 adet Hava-Hava (260 saat), 370 adet Hava-Yer (490 saat) ve 160 adet Taktik olmayan (250 saat) uçuşunu içermektedir [26]

Gerilme spektrumunun geliştirilebilmesi için, öncelikle her filoyu temsil edecek sayıda uçağa "VGH Data Recorder" ler takılmıştır. Bu cihazlar, Hava hızı, düşey ivmelenme ve irtifa bilgilerini kaydeden cihazlardır. Bunun yanı sıra, her uçakta "İstatistiki Sayıcı İvmeölçerler (Statistical Caunting Accelerometer)" ler yer almaktadır.

Tipik bir VGH kaydedicisi, bir bilgisayar kayıt cihazı, kayıt teybi magazini ve uçağın ağırlık merkezine yakın bir bölgeye takılan servo ivmeölçerden oluşur. Bu arada, bilgisayar kayıt cihazına takılı iki adet "Differential Transducer", basınç farklılıklarını tespitte yararlar. Bu farklar yardımıyla, irtifa ve hız hesaplanabilir.

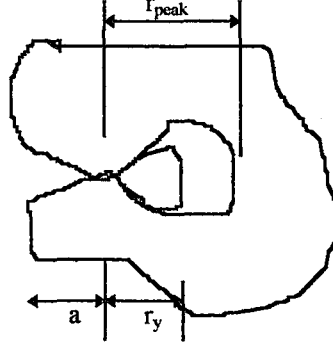
VGH kaydedicisi, esasen belirli hız ve irtifa aralıkları için ivmeleri ölçen bir cihazdır. Böylelikle uçağın değişik bölgelerindeki gerilme seviyelerinin hesaplanması mümkün olur. Bu sistemlerin kullanılma dezavantajları, uçağın değişik bölgelerindeki gerilmelerin bir transfer fonksiyonu ile hesaplanması zorunluluğudur. Ayrıca, simetrik ve simetrik olmayan manevralar arasında bir farklılık ortaya konamamakta, yakıt değişimine bağlı ağırlık değişimleri ancak, yanışın lineer olduğu gibi bir varsayımla, kalkış ve iniş yakıt miktarları arasında hesaplanabilmektedir. Özetle, bu cihazlar ve sayıcı ivmeölçerler aracılığıyla toplanan bilgilerden, bir takım istatistiki metotlarla kullanıma bağlı gerilme spektrumları elde edilmektedir.

### 5.2.3. Çatlak İlerleme Analizleri

F-4 HTA esnasında, kümülatif çatlak ilerlemesi mantığını kullanan "Wheeler Modeli" kullanılmıştır [26]. Bu modelle, gecikme etkileri de hesaba katılabilmektedir. Ancak, bu model göz önüne alınırken, "çevrimden çevrime" mantığı bir kenara bırakılarak "bloktan bloğa" mantığına geçilmiş, böylelikle hem zaman hem de bilgisayar kullanımından tasarruf edilmiştir. Gecikme etkisi için ise, sabit genlikli yük

başına çatlak ilerlemesi yönteminden elde edilen değerler, gecikmeyi ortaya çıkaran yük değerlerinde hesaplanan bir  $C_p$  katsayısıyla çarpılarak gecikme miktarı elde edilmeye çalışılmıştır. Bu katsayıya ait değer Şekil 5.4'dedir.

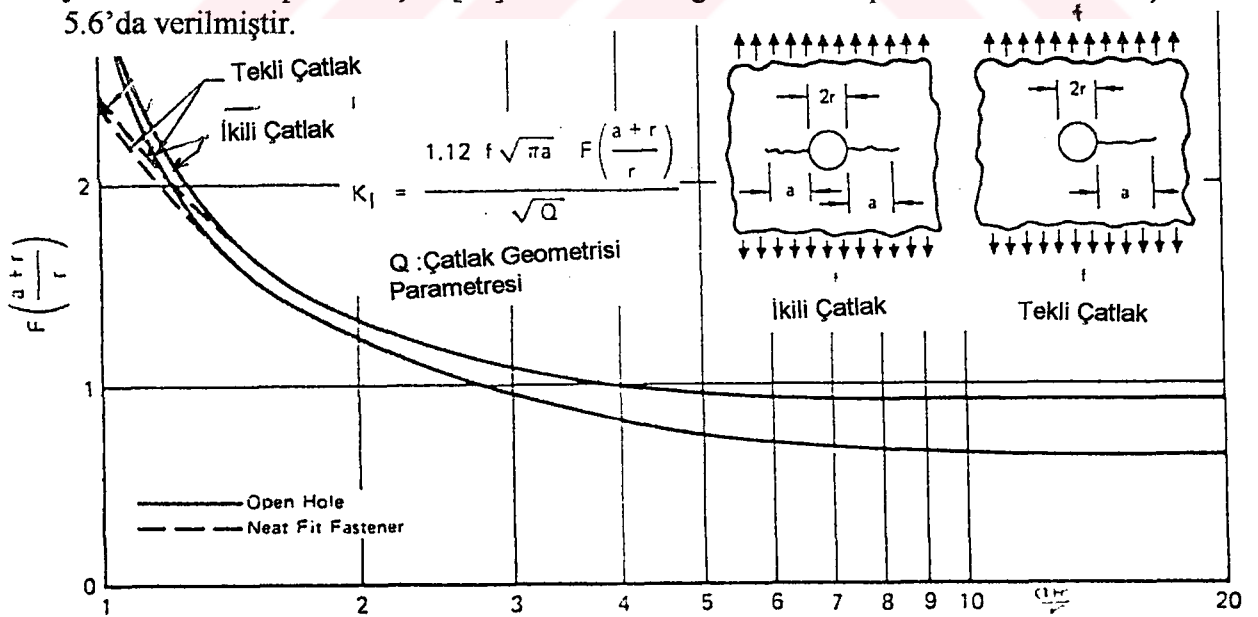
$$C_p = \left( \frac{r_y}{r_{peak}} \right)^m$$



Şekil 5.4 Mc Donnell Douglas tarafından kullanılan gecikme etkisi katsayısı ( $C_p$ )

Gerilme Şiddeti Faktörleri için ise, değişik geometriler için genelleştirilmiş formüller elde edilmeye çalışılmıştır. Daha sonra da yüklenme durumları da göz önüne alınarak, gerçek değerler hesaplanmaktadır. Şekil 5.5'de bağlayıcı deliği etrafında ortaya çıkan bir çatlığa ait Gerilme Şiddeti Faktörü hesaplanması görülmektedir.

Daha sonra, ilk analitik analizler yapılmış, bunu takiben malzeme karakteristiklerini ve değişken yükler altında çatlakın davranışlarını belirlemek amacıyla laboratuvar testleri gerçekleştirilmiştir. Daha sonra, test sonuçlarından yararlanılarak gecikme etkisinin belirlenmesinde kullanılacak katsayılar belirlenmiştir. Bu arada, analizler esnasında kullanılan başlangıç çatlak boyları, oldukça kapsamlı bir çalışma sonucunda tespit edilmiştir. Bu çalışmaya göre, 38500 adet delik kontrol edilmiştir. 400 adet delikteki çatlakların şekil özellikleri ölçülmüştür. 157 adet çatlak fraktografik yöntemlerle takip edilmiştir [22]. Gecikme değerlerinin tespitine ait bir örnek Şekil 5.6'da verilmiştir.



Şekil 5.5 Bir bağlayıcı deliği etrafında ortaya çıkan bir çatlığa ait Gerilme Şiddeti Faktörü çözümü [22]

#### 5.2.4. Hasar İndeks Değeri Konsepti- F-4 UYBP

Tek uçak izleme programının gerçekleştirilebilmesi için F-4 UYBP kapsamında, Hasar İndeks konsepti göz önüne alınmıştır. Bu konseptte göre, kullanılan spektrum için bir bölge için ekonomik limit “X” saat olsun. Herhangi bir uçak, eğer verilen spektruma sadık kalarak “X” saat uçarsa, bu uçağın Hasar İndeks değeri “1” olur. Eğer bir başka uçak, ilk uçaktan farklı olarak daha sert bir spektrumla uçarsa, diğer uçağın “X” saatte ulaşacağı hasara daha küçük bir sürede -örneğin “Y” saatte -ulaşır. Ancak,  $Y < X$  olmasına karşın her iki uçağın da hasar indeks değerleri “1” dir.

Diğer kritik bölgeler için hasar indeks limitleri, bu bölgelerin ortalama hareket limitlerinin “X” saate bölünmesi ile elde edilir. Buna göre varsayım şudur : Eğer gözlenen bölgedeki “X” saat dolmuşsa, diğer kritik bölgelerde de bu “X” saat doldurulmuş demektir. Gözlenen bölgenin hareket limiti “X” saat olduğundan, bu ömrün %100’ü aşılmış demektir. Ancak, diğer bir bölgenin hareket limiti “2X” ise, bu bölgenin hareket limitinin %50’si tamamlanmış demektir.

Ancak bu yöntemde unutulmaması gereken bir nokta mevcuttur. Bu yöntem, ancak eğer tüm kritik bölgelerdeki çatlak ilerlemeleri sadece  $n_z$  ‘ye bağlı olduğu durumlar için geçerlidir. Ancak, F-4 uçağında gerek kanat, gerekse gövde için kritik bölgelerdeki çatlak ilerlemelerini en fazla etkileyen parametrenin  $n_z$  olduğu zaten gösterilmiştir. Bu nedenle, bu konsept F-4 uçakları için doğrudur.

Filodaki uçaklar için kaydedilen ivmelerden hasar İndeks değerlerine geçiş, S-N (Gerilme-Çevrim sayısı) değerleri ile elde edilir. Pek çok malzeme için S-N eğrileri mevcuttur. Bu eğriler, sabit genlikli gerilme spektrumları için belirlenmiştir ve toplam yorulma ömrünü temsil eder. Ancak, Miner kuralı bu değerler için kullanılmak istendiğinde, büyük hatalarla karşılaşılır. Çünkü, burada gecikme etkileri ve artık gerilmeler hesaba katılmamaktadır. Bu nedenle, S-N eğrileri, “Taramalı Elektron Mikroskopları” nda yapılan incelemeler sonucunda, değişken genlikli spektrum gerilmeleri de hesaba katılarak oluşturulur ve her ivme ve yük seviyesindeki çevrim sayısına bağlı bir denklem elde edilir. Bu denklemin adı, Hasar İndeks denklemidir. Denklemin formu eşitlik (5.1)’de verilmiş, ancak gizlilik nedeniyle denklemin katsayıları belirtilmemiştir.

$$DI = \frac{A * N(3g)}{N(2.5g)} + \frac{N(3g) - N(4g)}{N(3.5g)} + \frac{N(4g) - N(5g)}{N(4.5g)} + \frac{N(5g) - N(6g)}{N(5.5g)} + \frac{B * N(6g)}{N(6.5g)} + \frac{C * N(6g)}{N(7.5g)} + \frac{D * N(6g)}{N(8.5g)} \quad (5.1)$$

Ancak, burada belirtilecek iki husus, A,B,C ve D katsayılarının uçağın görev dağılımına bağlı olarak belirlenen sayılar olduğu ve N(...g) olarak belirtilen değerlerin ise, uçak üzerindeki “Counting Accelerometer” bilgileri olduğudur.

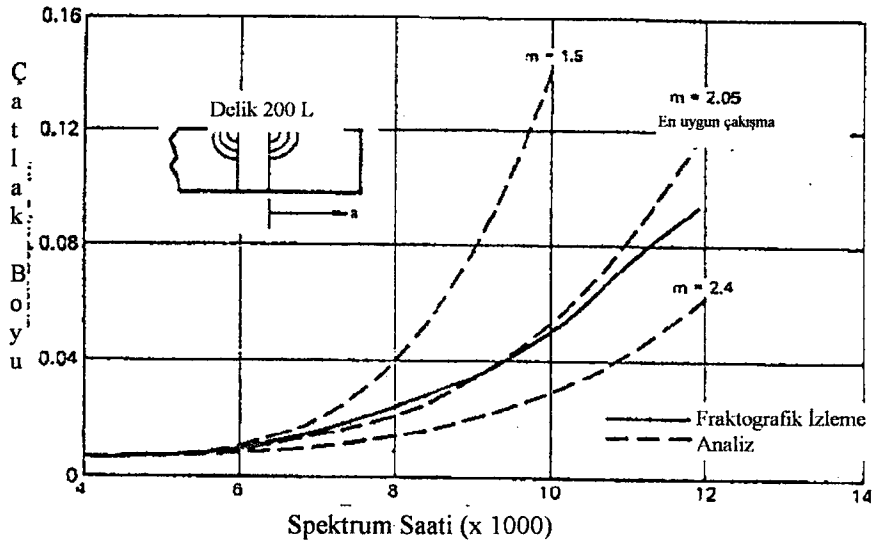


### 5.2.5. Türk Hava Kuvvetleri'nde F-4 UYBP

Türk Hava Kuvvetleri bünyesindeki F-4 uçakları için UYBP çalışmaları, Temmuz 1979 tarihinde başlatılmıştır. 1979-1982 tarihleri arasında çalışmalar 1. Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı ve F-4 TCG ile ortak olarak yürütülmüştür. Bu periyotta, Türk Hava Kuvvetleri, uçaklardan elde ettiği değerleri ABD'ye göndermiş ve bu analizler TCG tarafından yapılmıştır. Eylül 1982 tarihinde, söz konusu kabiliyetin kazanılması çalışmaları kapsamında analiz yazılımı 1. HİBM. K. lığı'ndaki IBM 370-115 bilgisayarına bağlanmış ve Türkiye'de yürütülmeye başlanmıştır.

1982-1986 yılları arasında yürütülmeye çalışılan bu programda, aniden hesaplanan Hasar İndeks değerlerinde bir hata yapıldığının farkına varılmış, bu fırsattan yararlanılarak kullanılan bilgisayar programı COBOL programlama dilinde yeniden hazırlanmış ve başlangıçtan beri tüm bilgiler tekrar bilgisayar programına girilmiştir. 1990 yılına gelindiğinde, bir yüksek lisans tezi olarak Türk Hava Kuvvetleri F-4 kullanımını incelenmiş, bu incelemenin sonuçlarından yararlanılarak da mevcut Hasar İndeks değeri güncelleştirilmiştir. Halen kullanılmakta olan denklem bu çalışma sonucunda şekil kazanmıştır.

Türk Hava Kuvvetleri'nde F-4 UYBP işleyişi ise şu şekildedir. Her F-4 uçağının üzerinde bulunan "İstatistiki Sayıcı Ölçerler" den elde edilen bilgiler her ay kullanıcı filolar tarafından 1. HİBM. K. lığı Yapısal Analiz Bürosuna gönderilmekte ve özel bilgisayar yazılımlarıyla her uçak için Hasar İndeks değerleri hesaplanmaktadır. Hesaplanan bu değerler yardımıyla da yılda bir kez "Tek Uçak İzleme Programı-Kontrol Raporu" oluşturulmaktadır. Ancak, ne yazık ki 1996 yılı başına kadar sözkonusu raporlar yayımlanamamış ve doğal olarak UYBP kapsamında bir kontrol ve kontrol sonrası değerlendirme gerçekleştirilememiştir. 1996 yılı başında, tüm uçakları kapsayan detaylı bir "Tek Uçak İzleme Programı-Kontrol Raporu" yayımlanmış olup, bu rapor gereği kontroller halen devam ettirilmektedir.



Şekil 5.6 Gecikme parametresi (m) nin belirlenmesi [26]

## 6. KUVVET YÖNETİMİ ESASLARI VE YENİ BİLGİSAYAR PROGRAMININ AMACI

### 6.1. Kuvvet Yönetimi'nin Amaçları

Kuvvet Yönetimi, uçakların tasarım kriterlerinden farklı olarak kullanılmalari nedeniyle, kullanım durumlarının takip edilmesi amacıyla yürütülen bir aktiviteler bütünüdür. Yapısal kontrol işlemlerinin periyotlarının tespiti, kritik bölgelerdeki çatlakların ilerlemesi ile doğrudan orantılıdır. 4. Bölümde detaylı bir şekilde de anlatıldığı gibi, çatlağın ilerlemesi ise bölgenin maruz kaldığı gerilmelerin bir sonucudur. Yani, bölgenin maruz kaldığı gerilmelerin değerindeki değişme, çatlak ilerlemesini de olumlu ya da olumsuz bir şekilde etkileyecektir. Bu nedenle, uçaklardaki çatlak ilerlemesinin kullanım durumlarına bağlı olarak değişimlerinin tespiti amacıyla değişik yöntemler geliştirilmiş (5. Bölümde F-4'ler için geliştirilen yöntem açıklanmaya çalışılmıştır) ve uygulanmıştır.

Kuvvet Yönetiminin sorumluluklarından en büyüğü, yapısal kontrollerin ne zaman ve hangi yöntemle yapılabileceğinin tespitidir. Ancak, bunun yapılması büyük bir hassasiyeti gerektirir. Bu nedenle, Kuvvet Yönetimi esnasında gerek uçağı kullanan birliklerin, gerek bilgileri analiz ederek uygulama kararını veren mühendislik biriminin ve gerekse elde edilen sonuçları bakım ve hareket gereksinimlerinin tespitinde planlama amacıyla kullanacak birimlerin mükemmel bir koordinasyona sahip olmaları gerekmektedir.

Kuvvet Yönetiminin amaçları aşağıda sıralanmıştır [28] :

1. Yapısal nedenlerle ortaya çıkacak kazaların, kontrol, onarım ve tadilatlarla önlenmesi,
2. Yapısal mukavemet ve rijitliğin sağlanması/korunması için bakım/onarım/tadilat işlemlerinin ve çevresel etkilere karşı koruma yöntemlerinin en ekonomik bir şekilde yapılmasının sağlanması,
3. Yapısal bakım/onarım/tadilat maliyetlerinin azaltılması, gereksiz işlemlerden kaçınılması amacıyla her uçağın kullanımına bağlı olarak yapısal ihtiyaçlarının belirlenmesi
4. Uçakların servis dışı bırakılmaları için gerçekçi hedeflerin belirlenmesi ve planlamanın yapılması için veri sağlanması.

### 6.2. Tahribatsız Kontrol Yöntemleri (Nondestructive Inspection-NDI)

Kuvvet Yönetiminin görevlerinden birisinin de, hangi bölgenin, ne zaman ve nasıl kontrol edileceğinin tespiti olduğu belirtilmişti. İşte bu "nasıl" sorusunun yanıtı, günümüzde aşağıda değinilecek "Tahribatsız Kontrol" yöntemlerinden birisiyle verilmektedir.

Tahribatsız kontrol yöntemleri, adından da anlaşılacağı gibi kontrol esnasında yapıya herhangi bir hasar vermeden çatlak vb. aksaklıkların tespiti amacıyla

geliştirilmiş yöntemlerdir [18]. Aslında hayati öneme sahip olan bu konu, çok yakın zamanlarda ülkemizdeki üniversitelerde ders konusu olmaya başlamıştır.

En ucuz kontrol yöntemi “Gözle Kontrol” dür. Çıplak gözle, belki bir büyütecin, aynanın ve ışığın yardımıyla gerçekleştirilen bu kontroller ne yazık ki ihtiyaç duyulan hassasiyette sonuç vermezler. Ama ucuzluğu nedeniyle istenildiği zaman uygulanabilir.

Penetrant, özel bir sıvının yapı üzerine tatbikinden sonra, yüzeyin temizlenmesi ve daha sonra çatlağa nüfuz eden sıvı artığının özel ışık altında (flourescent) gözlenmesi amacıyla yapılan yine kolay bir yöntemdir. Ancak, bu yöntemle sadece yüzey çatlaklarının tespiti mümkün olabilmektedir.

Magnetic Particle yönteminde ise, parça demir tozu ihtiva eden bir sıvının içine batırılır, daha sonra magnetik ortama tabi tutulur ve magnetik yön çizgileri görülmeye çalışılır. Bu yöntem sadece magnetizma özelliğine sahip parçalarda uygulanabilir ve parçanın kontrolü için yerinden sökülmesi gerekir.

X-Ray, temel olarak yapının röntgen filminin çekilmesi ve ulaşılamayacak bölgelerin incelenbilmesi amacıyla yönelik olarak uygulanır. Yaygın kullanımı olan bu yöntemle, küçük yüzey çatlaklarının tespiti oldukça zordur.

Ultrasonic, piezo-electric crystal içeren prob tarafından malzemeye gönderilen yüksek frekanslı ses dalgalarının yansımalarının yorumlanması esasıyla çalışan bir yöntemdir. Oldukça yaygın ve kullanışlı bir metottur ve pek çok uygulaması vardır.

Eddy Current, prob içindeki kömürün malzemede oluşturduğu eddy akımlarının değişimi ile çatlağın tespitini amaçlayan bir yöntemdir. Oldukça kullanışlı ve hassas bir yöntemdir.

Acoustic Emission ise, çatlak ucundaki plastik bölge nedeniyle malzeme tarafından emilen dalgaların şiddetinin ölçümü esasına dayanır. Bu yöntemle yapılan kontrollerin sonuçlarının yorumlanması oldukça zordur.

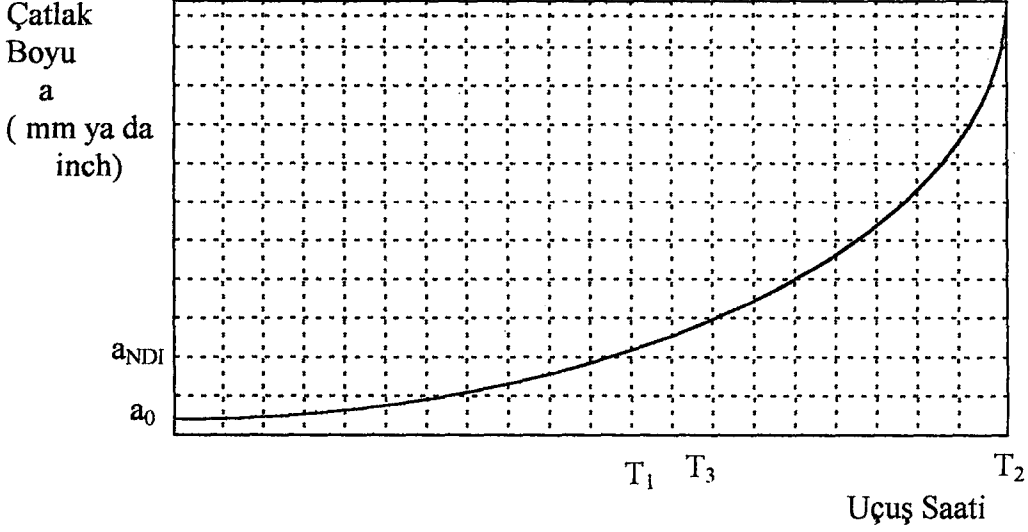
Yukarıdan belirtilen kontrol yöntemlerinin tamamı halen tüm havacılıkta yaygın olarak kullanılmaktadır. Ancak, bu işlemleri yapacak olan kişilerin çok iyi yetişmiş kişiler olmaları ve çeşitli tehlikelere karşı korunmaları dikkate alınması gereken konuların başında gelmektedir.

### 6.3. Kontrol Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Kuvvet Yönetimi kapsamında, yayımlanan raporların sonuçlarına göre yapılan kontrollerin sonuçlarının, analiz birimine bildirilmesi esastır. Analiz birimi de, kontrol sonuçlarını bir sonraki kontrolün ne zaman yapılacağına tespiti amacıyla kullanır [29]. Bu işlemi bir örnekle şu şekilde açıklamak uygun olacaktır :

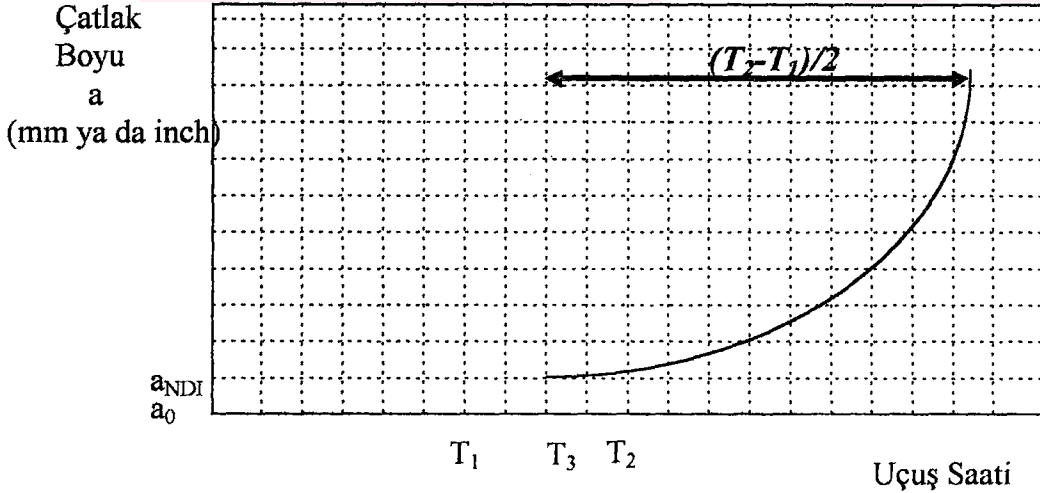
Diyelim ki, “XXXXXX” kuyruk no. lu uçağın “A” kritik bölgesinin çatlak ilerleme eğrisi Şekil 6.1’de görüldüğü gibi olsun. Kontrol yöntemimize göre minimum tespit edilebilir çatlak boyu  $a_{NDI}$  olsun. Başlangıç çatlak boyu  $a_0$  ile belirtilsin. Kritik çatlak

boyu  $a_{KR}$  olsun. Bu bölgenin ekonomik ömrü  $T_2$  kadar olsun. İlk kontrol aralığı  $T_2/2$ 'de olacaktır. Müteakip kontroller ise  $(T_2 - T_1)/2$  aralıklarında yapılacaktır. Diyelim ki, biz kontrolümüzü  $T=T_3$ 'de yaptırдық.



Şekil 6.1 "XXXXXX" S/N'lu F-4E uçağının "A" kritik bölgesinin çatlak ilerleme eğrisi

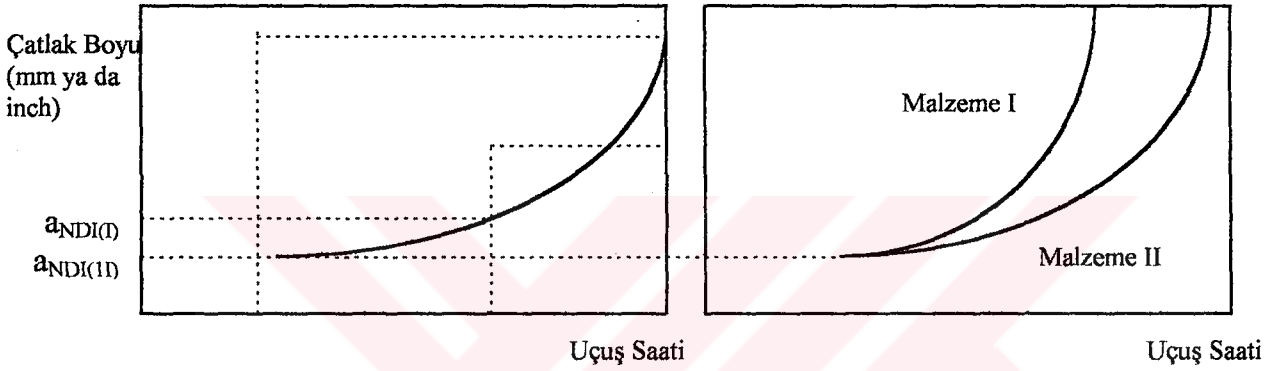
Kontrol sonucunda çatlak tespit edilememesi durumunda bir sonraki kontrolün periyodunun tespiti için şu varsayımda bulunulur : "Eğer  $T_3$  kontrolünde çatlak tespit edilemediyse, demek ki yapıdaki çatlak halen minimum tespit edilebilir çatlak boyutu limitinin altındadır. Bu nedenle, her ne kadar kontrol işlemi  $T_3$ 'de yapıldıysa da, bu bölgenin halen  $T_2 - T_1$  kadarlık ilave bir ömrü vardır. " Bu durumda, müteakip kontrol aralığı Şekil 6.2'de görülen eğri yardımıyla tespit edilir. Yani bir sonraki kontrol,  $[T_3 + (T_2 - T_1)/2]$  uçuş saatinde yapılacaktır.



Şekil 6.2 Bir sonraki kontrol periyodunun belirlenmesi

Esasen bu durum, yapıda çatlak bulunması durumları için de kısmen geçerli olabilmektedir. Eğer, yapıda çatlak tespit edilmişse ve bu çatlak iki ucuna durdurma deliği delinerek ya da frezelenerek giderilmişse (eğer çatlak boyutları bu onarımların yapılmasına elverişliyse), bu parçanın bir sonraki kontrol aralığı yukarıda açıklanan yöntem kullanılarak belirlenebilir. Ancak, eğer uygulanan onarım işlemi örneğin parça yüzeyine kuvvetlendirici yama yapılması şeklindeyse, artık o bölgenin ömrünün orijinal yapı ile aynı olduğunu söylemek güçleşir. Bu bölge için yeniden hasar tolerans analizi yapılması sözkonusu olabilir [18].

NDI metodunun değiştirilmesi, malzeme değişiklikleri, şekil değişiklikleriyle gerilme seviyesinin düşürülmesi gibi yöntemlerle kontrol aralıklarını arttırmak da mümkün olabilmektedir. Bu durumlar Şekil 6.3'de gösterilmektedir.



Şekil 6.3 NDI metodunun değiştirilmesi ve malzeme değişikliklerinin kontrol aralıklarına etkisi

## 7. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMI VERİ GİRİŞ VE ANALİZ YAZILIMI

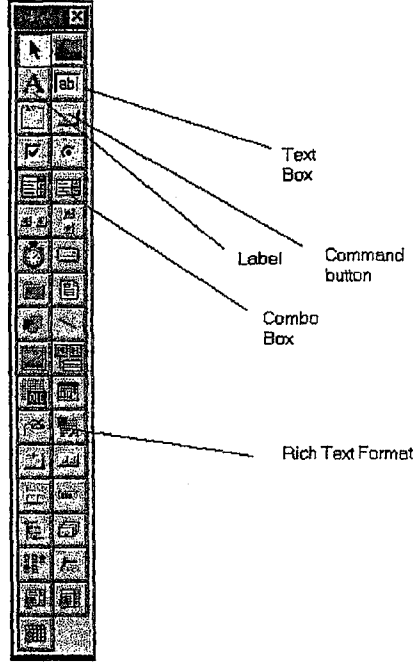
### 7.1. Uçak Yapısal Bütünlük Programı Veri Giriş ve Analiz Yazılımı (UYBP VGAP)'nın Amacı

Uçak Yapısal Bütünlük Programı Veri Giriş ve Analiz Yazılımı, herhangi bir uçak tipi için, kullanım durumuna göre kritik bölgelerin kontrol ihtiyaçlarını ortaya koymak ve yapılan kontrollerin sonuçlarını, bir sonraki analiz için değerlendirmektedir. Bu program, gerekli veri ve altyapının mevcut olması kaydıyla her türlü uçağa uygulanabilir. Programın işletilebilmesi için, bazı verilerin ve uçak üzerinde bazı sistemlerin mevcut olması şarttır. Mevcut olması gereken veriler, o uçağa ait hasar tolerans analizlerinin sonuçlarıdır. En azından, kritik bölgelere ait çatlak ilerleme eğrileri mevcut bulunmalıdır. Uçaklar üzerinde ise, uçağın kullanım durumunu göstermek üzere kayıt cihazları yer almalı ve bu kayıt cihazları minimum "g" geçiş sayılarını kayıt etmelidir. Bu çalışma kapsamında, halen Türk Hava Kuvvetleri envanterinde bulunan F-4 uçakları örnek uygulama için seçilmiştir.

### 7.2. Programlama Ortamı

UYBP VGAP, "Microsoft Visual Basic 4.0 Professional Edition (VB 4.0)" kullanılarak hazırlanmıştır. Visual Basic, nesneye yönelik olarak Windows ortamında programlar üretilmesine izin veren bir programlama dilidir. Windows ise, grafik tabanlı popüler bir işletim sistemi olarak yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. UYBP VGAP yazılımı, Windows '95 ortamında koşturulabilmektedir. Böylelikle 32-Bit veri akışı, çok görevlilik (Multitasking) gibi özellikleri de doğal olarak bünyesinde barındırabilmektedir.

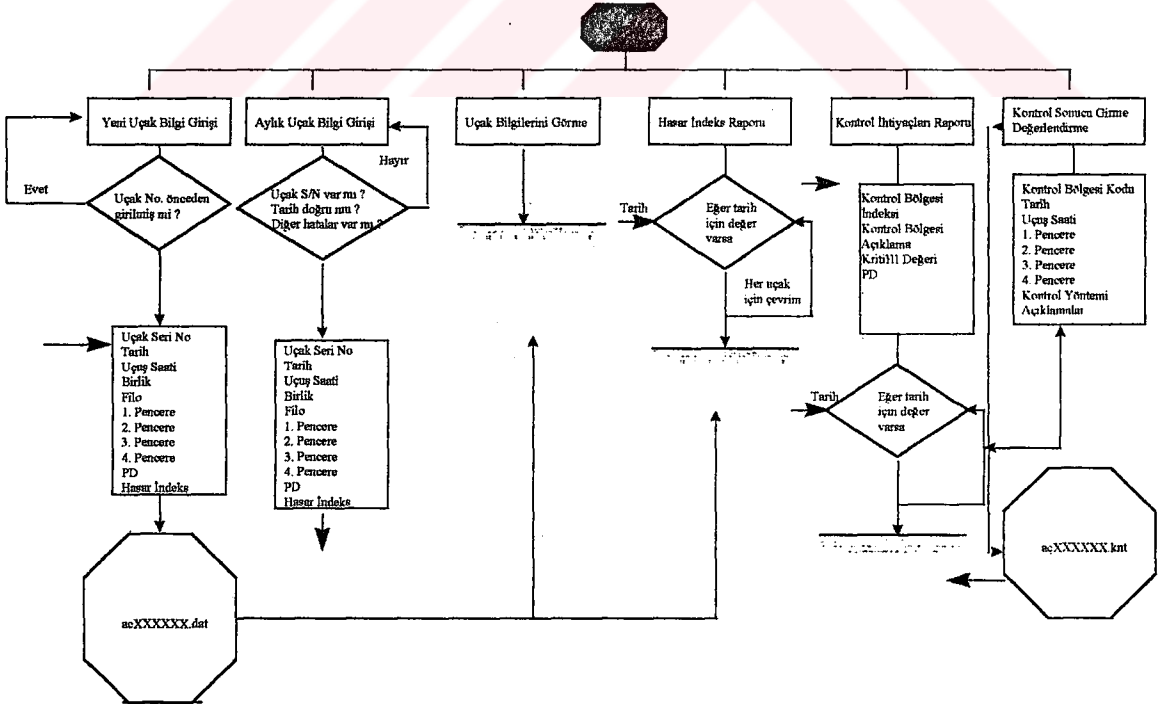
Programın hazırlanmasında, 26 adet VB 4.0 formu oluşturulmuş olup bunlar 3.7 Mega Byte'lık büyüklüğe sahiptirler. Programın derlendikten sonraki çalıştırılabilir dosyasının büyüklüğü ise 1.6 Mega Byte boyutundadır. Program hazırlanırken kullanılan bazı VB 4.0 nesnelere Şekil 7.1'de görülmektedir. Bunlardan, "Text Box" lar, kullanıcının veri girişine izin vermektedir. "Label" ler ise, sabit metinlerin gösterilmelerini sağlarlar. "Command Button" ları, bir tuş işlevi görmekte olup, üzerlerine tıkladıklarında kendilerine ait program kodlarının çalıştırılmalarına izin verirler. Ayrıca, "Combo Box" lar da UYBP VGAP'nin hazırlanması esnasında sıklıkla kullanılmışlardır. Programın belirli bölümlerinde de, "Pull Down Menu" ler kullanılmışlar ve kullanıcının hizmetine sunulmuşlardır. Bu anlatılanlardan da anlaşılacağı gibi, VB 4.0 tam anlamıyla Windows '95 ortamında program üretmeye yönelik tüm imkanları sağlamaktadır [30], [31].



Şekil 7.1 VB 4.0 Program Geliştirme "Tool" ları

### 7.3. UYBP VGAP'nin Akış Şeması

UYBP Veri Giriş ve Analiz Programına ait akış şeması Şekil 7.2'dedir. Bu şemadan da anlaşılacağı gibi, programın hazırlanması esnasında sıklıkla "if ... then ... else", "for ... next" deyimlerine yer verilmiştir.



Şekil 7.2 : UYBP VGAP Akış Şeması

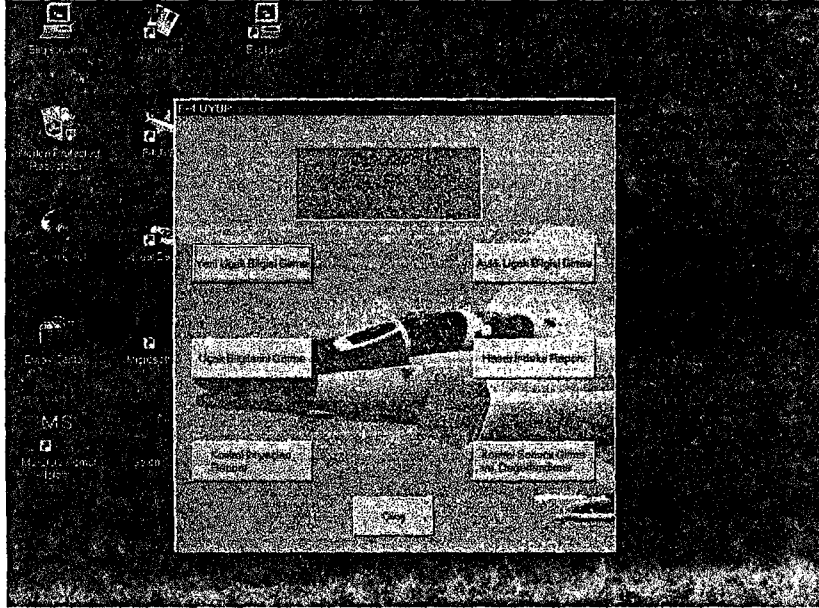
#### 7.4. UYBP VGAP'nin Rehber Yapısı ve İşleyişi

UYBP VGAP, iki kademeli rehber yapısına sahiptir. Birinci kademede, program ve dataların saklandığı iki ayrı rehber vardır. "DATA" rehberinin ikinci kademesinde de, "UÇAK" ve "GRUP" adı altında iki alt rehber yer almaktadır.

UYBP VGAP, 6 ana modülden oluşur. Bunlar;

- Yeni Uçak Bilgisi Girme Modülü
- Aylık Uçak Bilgisi Girme Modülü
- Uçak Bilgilerini Görme Modülü
- Hasar İndeks Raporu Modülü
- Kontrol İhtiyaçları Raporu Modülü
- Kontrol Sonucu Girme ve Değerlendirme Modülü'dür. Bu modüllere bir ana giriş ekranıyla ulaşmak mümkündür. Bu, başlangıç ekranı Şekil 7.3'dedir.

Bunlardan, Yeni Uçak Girme Modülü, uçağın programa tanıtılmasını sağlar. Burada girilen veriler, uçak kuyruk no., bilginin ait olduğu tarih, uçağın bağlı bulunduğu birlik ve filo, "Counting Accelerometer" başlangıç değerleri (1., 2., 3., 4. Pencere Değerleri), Hasar İndeks Değeri ve uçağın bloğunu (ya da yapısal konfigürasyonunu) gösteren değer. Burada, program uygulaması F-4 uçakları için yapıldığından, Türk Hava Kuvvetleri envanterindeki F-4 uçaklarının iki değişik konfigürasyonu mevcuttur. Bunlardan birincisi, kalın kanat alt kaplama sacı uçaklardır. İkinci grup uçaklar ise ince kanat alt kaplama sacına sahiptirler. Bu modülde verilerin önceden girilip girilmediği kontrol edildikten ve tüm giriş alanlarının doldurulduğu teyit edildikten sonra, veriler "c:\...f4uybp\data\ucak\acXXXXXX.dat" dosyasına kayıt edilir. Burada "XXXXXX", uçak seri numarasını temsil etmektedir. Şekil 7.4'de Yeni uçak girme modülü arayüzü görülmektedir.



Şekil 7.3 UYBP VGAP Başlangıç Ekranı



Uçak Seri No	111111
Tarih (Yyyl)	9701
Uçuş Saati	1000
Birlik	1
Filo	111

Şekil 7.4 Yeni Uçak Bilgi Giriş Modülü

Aylık Uçak Bilgisi Girme Modülü ise, birliklerden gönderilen Form-109 bilgilerinin girildiği, bilgilerin doğruluğunun kontrol edildiği ve bilgilerin doğru olması durumunda Hasar İndeks değerinin hesaplanarak kayıt edildiği modüldür. Bu modüle ait ekran Şekil 7.5'dedir. Form-109 bilgilerinin doğruluğunun kontrolü esnasında şu aşağıdaki durumlar göz önüne alınır :

Bir Önceki Ay		Mevcut Ay			
Uçak Seri No	111111	Uçak Seri No	111111	Defa 1 Pencere	200
Tarih (Yyyl)	9701	Tarih (Yyyl)	9702	Defa 2 Pencere	400
Uçuş Saati	1000	Uçuş Saati	1050	Defa 3 Pencere	30
Birlik	1	Birlik	1	Defa 4 Pencere	5
Filo	111			Defa Hasar İndeksi	4.689878E-03
1. Pencere	1000	3. Pencere	1030		
2. Pencere	1000	4. Pencere	1005		
3. Pencere	1000	Hasar İndeksi	1.0046		
4. Pencere	1000				
Hasar İndeksi	1.0000				
Kayıtlı Date Miktar	1				

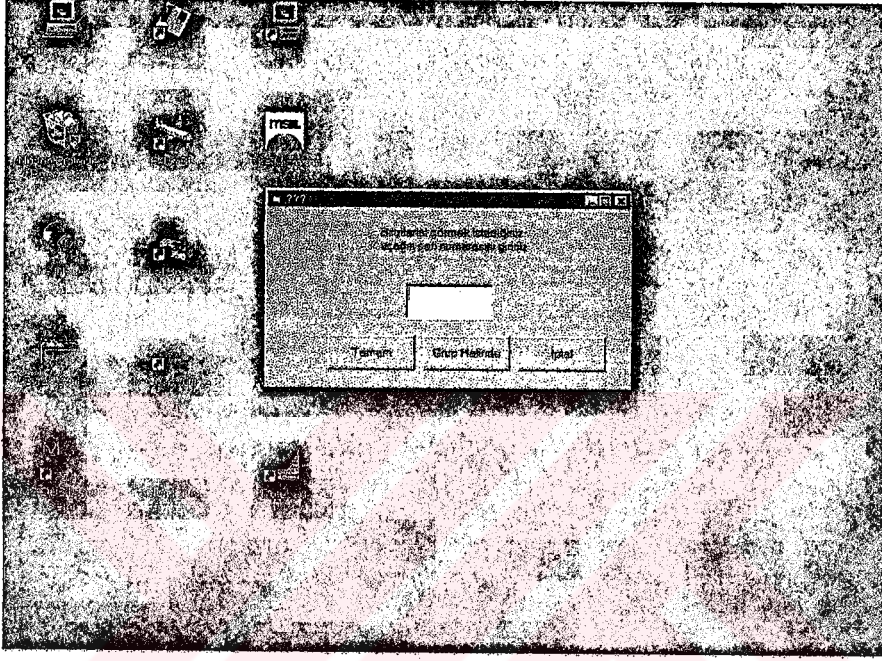
Şekil 7.5 : Aylık Uçak Bilgi Giriş Ekranı

- **Negatif Uçuş Saati :** Mevcut ay bilgilerindeki uçuş saatinin, bir önceki ayın uçuş saatinden küçük olması durumunda bu hata ortaya çıkar. Bu hata ortaya çıktığında, bir sonraki ayın da bilgileri kontrol edilerek, yazım hatasından kaynaklandığı değerlendirilen bu hatanın giderilmesine çalışılır. Eğer, hiç bir şekilde o aya ait uçuş saati tahmin edilemiyorsa, uçak uçmamış kabul edilerek bir önceki ay bilgileri aynen girilir.
- **Uçak Seri Numarası Yanlış :** Bu hata, girilen uçak seri numarasına ait dosyanın bulunmaması durumunda ortaya çıkar ve kullanıcıdan girilen uçak seri no.sunun kontrol edilmesi ve gerekiyorsa, Yeni Uçak Giriş Modülü kullanılarak uçağın oluşturulması istenilir.
- **Tarih Hatası :** Eğer girilmek istenen bilginin tarihi, önceden girilen bir bilginin tarihi ile çakışıyor, ya da o uçak için girilmiş son bilginin tarihinden küçükse bu durumda kullanıcı uyarılır ve bilgiyi düzeltmesi istenilir.
- **Uçuş Saati Artarken Pencere Değerleri Aynı Kalmış :** Gönderilen bilgilerin değerlendirilmesinde, uçuş saatinin belirli bir miktarda artmasına karşın pencere değerlerinin tamamının bir önceki ay değerleriyle aynı olması durumudur. Bu, genelde FASBAT için birliğinden ayrılan uçaklarda rastlanan bir durumdur. Birlik personeli, uçağın FASBAT'a gönderildiği tarihteki uçuş saatini Form-109'a girmekte, ancak uçak birliğinde olmadığı için bir önceki ayın pencere değerleri Form-109'a kayıt edilmektedir. Bu durumun düzeltilmesi için, uçak uçmamış tuşuna basılır ve uçuş saati ve pencere değerlerinin bir önceki ay değerleriyle aynı girilmesi sağlanır.
- **Uçuş Saati Aynı iken Pencere Değerleri Değişmiş :** Eğer, mevcut ay uçuş saati bir önceki ayın uçuş saati ile aynı iken, pencere değerleri değişmişse bu hata ortaya çıkar. Bu durumda, uçağın bir sonraki ayı da göz önünde bulundurularak o aya ait makul bir uçuş saati belirlenir.
- **Düzensiz İlerleme :** Bilindiği gibi, "Counting Accelerometer" adı verilen cihazlar, 3g, 4g, 5g ve 6g ve üzerindeki "g" geçiş sayılarını gösterirler. Yani bir uçak, 5.5g'lik bir manevra yaptıysa, 3g ve 4g pencereleri (1. ve 2. Pencereler) birer artar. Bu nedenle, eğer bir önceki aydan itibaren 1., 2., 3. ve 4. Pencere değerleri farkları alındığında, diyelim ki 3. Pencere 2. Pencere değerinden fazla ise bu hata ortaya çıkar. Çünkü, 3g geçilmişse, bunun 2g penceresine de yansımış olması gerekir. Bu durumda, hatalı yazılmış pencere değerinin doğru değeri belirlenmeye çalışılarak bu değer girilir, eğer bu durum diğer aylarda da devam ederse, uçak üzerindeki cihazın arızalı olduğuna kanaat getirilir.
- **Aşırı İlerleme :** Yapılan istatistikler sonucunda, F-4 uçaklarının uçuşları esnasında uçuş saati başına geçebilecekleri "g" miktarları belirlenmiştir. Buna göre, bir uçuş saatinde 25 kez 3g, 10 kez 4g, 5 kez 5g ve 2 kez 6g ve üzerindeki "g" ler çekilebilir. Eğer girilen verinin değerlendirilmesi esnasında bu değerler dışında bir aksaklık tespit edilirse, bu kullanıcıya bildirilir ve olması gereken değeri girmek isteyip istemediği sorulur. Kullanıcı ya bu önerilen değeri girer, ya da uçağı uçmamış olarak değerlendirir.

Uçak Bilgilerini Görme Modülü'nde ise, gerek tek uçak için ya da filo bazında, istenirse de tüm uçakların bilgilerini görmeye imkan sağlayacak şekilde opsiyonlar yer almaktadır. Kullanıcının isteğine göre, bu opsiyonlardan herhangi birisinin seçimiyle

tek ya da grup halinde bilgileri görmek mümkün olmaktadır. Bu modüle ait kullanım ekranı Şekil 7.6'da, sonuç ekranı ise Şekil 7.7'de verilmektedir.

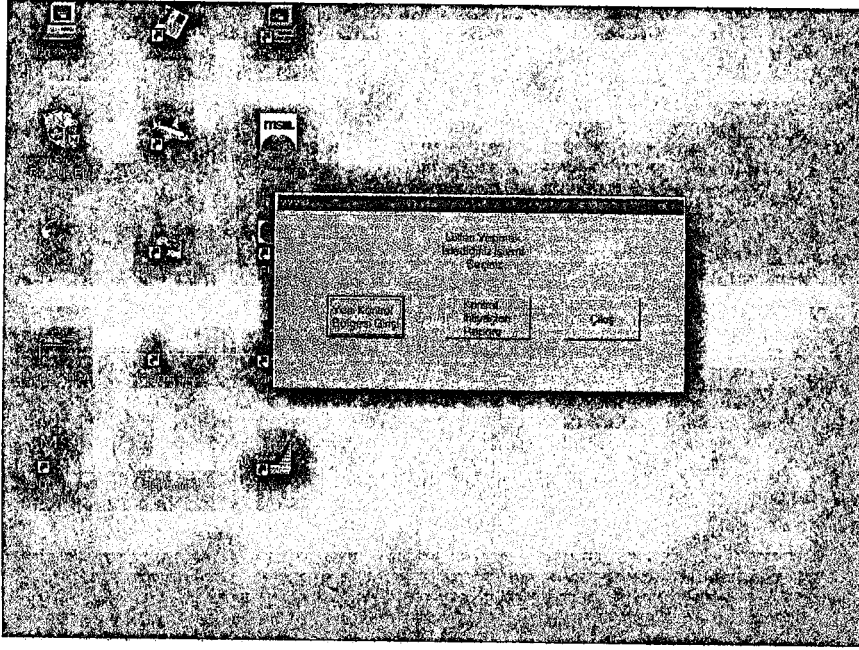
Kontrol İhtiyaçları Raporu Modülü ise, uçakların kontrol ihtiyaçlarının belirlenebilmesi için oluşturulmuş bir modül olup, bu modülün çalıştırılması sonucunda tüm uçaklar için kontrol ihtiyacı bulunan bölgeler elde edilmektedir. Bu modülün ilk aşamasında, yeni kontrol noktalarının girişine imkan sağlayan bir alt modül yer almaktadır (Şekil 7.8).



Şekil 7.6 Uçak Bilgilerini Görme Modülü

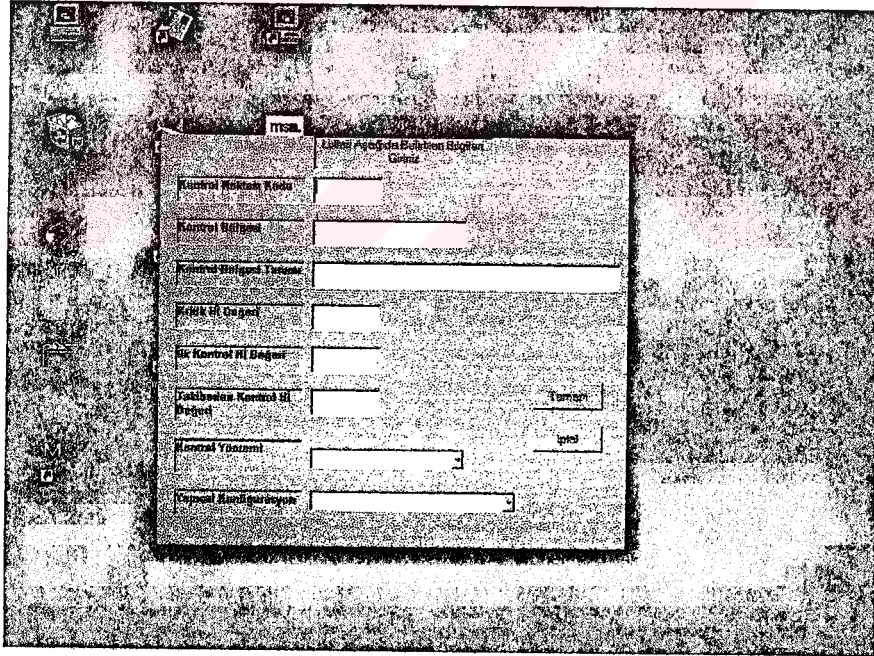
111111 S/N'LU F-4E UÇAĞINA AIT BİLGİLER									
Yazdır	Tarih	Uçuş Saati	Duruk	Filo	1.Pencere	2.Pencere	3.Pencere	4.Pencere	Hasar İndeks
	9701	1000	1	111	1000	1000	1000	1000	1.0000
	9702	1050	1	111	1200	1100	1030	1005	1.0046

Şekil 7.7 : Uçak Bilgilerini Görme Sonuç Ekranı



Şekil 7.8 : Kontrol İhtiyaçları Raporu Modülü

Bu alt modüle eğer yeni kontrol noktası girilmek isteniyorsa, Şekil 7.9'daki ekran ile karşılaşılır.



Şekil 7.9 : Yeni Kontrol Bölgesi Girme Ekranı

Eğer, Kontrol İhtiyaçları Raporu oluşturulması isteniliyorsa, önce hangi tarih için raporun hazırlanmasının istenildiği kullanıcıya sorulur ve dana sonra belirtilen tarihe ait kontrol ihtiyaçları Şekil 7.10'daki formda oluşturulur.

KONTROL İHTİYAÇLARI RAPORU			
UÇAK SERİ NO : 111111	KONTROL BÖLGESİ KODU		KONTROL BÖLGESİ AÇIKLAMASI
KONTROL YÖNTEMİ		KONTROL HASAR İNDEKS DEĞERİ	
MK01	KANAT ALT KAPLAMA SACI. BL. 44'DE BAĞLAYICI DELİSİ		EDDY CURRENT
		1 0456	

Şekil 7.10 : Kontrol İhtiyaçları Raporu Ekranı

UYBP VGAP kapsamındaki son modül Kontrol Sonuçlarının Girilmesini ve Değerlendirilmesine olanak sağlayan modüldür. Bu modülde, ara birim yardımıyla gerekli verilerin girilmesi sağlanır ve böylece bir sonraki kontrol ihtiyacı raporu hazırlama işlemlerinde bu verilerin analiz sonuçlarından yararlanır. Bu modülle ilgili ara birim Şekil 7.11'dedir.

Uçak Seri No	111111
Tarih	9705
Uçak Sınıfı	1200
1. Defa	1456
4. Defa	1234
3. Defa	1123
4. Defa	1012
Hı Değeri	
Kontrol Bölgesi Kodu	MK01
Açıklamalar	Sol kanat BL 44 istasyonu, için diya 3. bağlayıcı deliğinde 0 015" boyunda ve 0 020" derinliğinde çatlak tespit edildi, oversize bağlayıcı ile çatlak giderildi...

Şekil 7.11 : Kontrol Sonucu Giriş Ara Birimi

## 8. SONUÇ VE YORUM

İster sivil, ister askeri amaçla kullanılan uçaklarda, yapılarda meydana gelen çatlakların yarattığı problemler, havacılığın ilk yıllarından beri can ve mal kayıplarına sebep olmuştur. Özellikle yüksek manevra kabiliyetlerine sahip olan askeri savaş uçaklarında ve jet motorlu sivil yolcu/yük uçaklarında metal yorulması nedenli çatlaklar sıkça rastlanılan problemlerdir ve zamanında tespit edilemezlerse, hem uçuş emniyetini ihlal eden, hem de giderilmeleri için büyük paralar harcanması gereken sonuçlara yol açarlar. Bu nedenle, hem tasarım esnasında hem de uçak servise verildikten sonra yorulma nedenli çatlak mekanizmalarının önlenmesi ya da ortaya çıkanların tespiti yönünde imalatçı ve kullanıcı tarafından önlemler alınması gerekmektedir. Tasarım esnasında kullanılan yöntem, yapının metal yorulmasına göre dizayndır. Servis esnasında ise uçağın ne kadar sert kullanıldığına belirlenmesi, yapıda bulunduğu varsayılan yorulma çatlaklarının ne kadar sürede hangi boya ulaşacağına tahmini için kullanılabilir.

Uçağın ne kadar sert kullanıldığına tespiti için değişik yöntemler söz konusudur. Bunlardan belki de en basit ve kullanışlısı "İstatistiki İvme Ölçerler" dir. "g" aşma sayılarının kayıt edildiği bu sistemlerle, uçuş saati başına hangi seviyede "g" nin kaç kez geçildiği belirlenebilmektedir. Bu verilerden yararlanılarak, çatlak ilerlemesi ile kurulan korelasyon sonucunda, çatlak hangi boyda olduğu ve ne zaman kritik bölgenin kontrol edilmesi gerektiği belirlenebilmektedir. Böylelikle, yapısal bakımlar planlanabilmekte (plansız bakım gereksinimleri azaltılmakta), yapıdaki muhtemel çatlaklar kritik boya ulaşmadan tespit edilebilmekte ve bu problemin giderilmesi için harcanan malzeme, iş gücü ve para en aza indirgenebilmektedir.

Yukarıda belirtilen işlemlerin örneğin 100 uçaklık bir filo için yürütülmesi için bilgisayar ortamında hazırlanmış bir yazılımın katkısı yadsınamazdır. Ancak, bu program sadece takip amaçlı olmamalı, yapılan kontrollerin de değerlendirilmesi için bir takım ilave modüllere sahip olmalıdır. Bu tezin 6. Bölümünde açıklanan kontrol sonucu değerlendirme işlemi, hem para hem de zaman açısından önemli kazançlar sağlayacaktır. Hatırlanacağı gibi bu işlemin altında yatan mantık, kontrol sonucu çatlak tespit edilemeyen bir bölgede NDI limiti boyunda bir çatlak varlığının kabul edilmesi ve buna göre bir sonraki kontrol periyodunun belirlenmesidir. Bu işlemin uygulanması sonucunda, gereksiz kontrollardan kaçınılmış olunacak, kontrolün sağlıklı yapılması ile de doğru orantılı olarak, değerlendirmeler doğrultusunda yapıdaki çatlak ilerlemesi hakkında daha gerçekçi yaklaşımlar ileri sürülebilecektir. Bu verilerin elde edilmesi, hem tadilat ihtiyaçlarının belirlenmesinin, hem de uçağın servis dışı bırakılması kararının verilmesinin daha sağlam temellere oturtulmasını sağlayacaktır.

Bu çalışmada hazırlanan bilgisayar yazılımı, yukarıda belirtilen tüm işlevleri yerine getirdiği gibi, kullanıcı için de bazı kolaylıkları ortaya koymaktadır. Öncelikle, programın Windows ortamında çalıştırılabilmesi, bu ortamın getirdiği tüm kolaylıkları da kullanıcıya sunmaktadır. Ayrıca, gerekli yerlerdeki uyarı mesajları, kullanıcının yaptığı hatayı zamanında görmesini ve düzeltmesini sağlamaktadır. Bu programı kullanabilmek için Kırılma Mekaniği, Uçak Yapısal Bütünlük Programı ...vb konularda

uzman olma gerekliliği yoktur. Sadece kısa bir eğitimle, operatör seviyesinde işin önemli bir bölümünü yapmak mümkün olmaktadır.

Bu nedenle, gerek F-4 uçakları için gerekse uygun nitelikteki diğer uçaklar için kullanabilecek bu yazılımın, hem zaman, hem de mali açıdan kazanç getireceği kesindir. Ancak bu kazancın miktarını belirtmek oldukça güçtür.

Halen, hazırlanan programın Türk Hava Kuvvetleri envanterindeki F-4 uçakları için deneme uygulamaları devam ettirilmektedir ve ortaya çıkacak ilave ihtiyaçlar doğrultusunda bazı modüllerin eklenmesi söz konusu olabilecektir.



## 9. KAYNAKLAR

1. BROEK, D., 1986, Elementary Engineering Fracture Mechanics, Martinus Nijhoff Publishers, ISBN 90-247-2656-5
2. BURNSIDE O.H., 1994, Flying Longer with Confidence, USAF SIP Conference San Antonio-TX
3. BOOGS, B.C. ve arkadaşları, 1979, The History of Static Test and Air Force Static Tests, Air Force Wright Lab., AFFDL-TR-79-3071
4. LINCOLN, J., 1985, Damage Tolerance-USAF Experience, USAF SIP Conference-San Antonio- TX
5. KUHN, P., 1956, Fatigue Engineering in Aircraft Structures
6. AFR 80-13, 1977, Research and Development Aircraft Structural Integrity Program
7. MIL-STD-1530A(11), 1975, Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements
8. ANDERSON W.E., 1972, Fatigue of Aerospace Structures, International Metallurgical Reviews, Vol. 17
9. FAR 25.b
10. MIL-HDBK-5
11. MCIC-HDBK-01
12. MIL-A-8866C(AS), 1987, Airplane Strength and Rigidity Reliability Requirements, Repeated Loads, Fatigue and Damage Tolerance
13. MIL-STD-8893
14. MIL-A-8870, Airplane Strength and Rigidity Vibration, Flutter and Divergence
15. MIL-A-8869, Airplane Strength and Rigidity Ground Test
16. AFSC DH-2-7
17. MIL-A-8867, Airplane Strength and Rigidity Nuclear Weapons Effect
18. SOUTHWEST RESEARCH INSTITUTE, 1996, TuAF T-37 DADTA Training Notes



**KAYNAKLAR (Devam)**

19. BROEK, D., 1989, The Practical Use Of Fracture Mechanics, Kluwer Academic Publishers, ISBN 0-7923-0223-0
20. ROOKE & CARTWRIGHT, 1976, Compendium of Stress Intensity Factor, HM Stationary Office, London
21. CARDINAL, J. W. ve arkadaşları, 1992, T-37B SLEP Durability & Damage Tolerance Analysis Report, SwRI Report No : A0102
22. USAF Damage Tolerant Design Handbook, 1984, Vol. I-II
23. MDC Project Report, 1975, Model F-4E Slatted Airplane Fatigue and Damage Tolerance Assesment
24. PINCKERT R.E., 1976, Damage Tolerance Assesment for F-4 Aircraft, AIAA Aircraft Systems and Technology Meeting
25. SCHÜTZ R. & NEUNABER R., 1984, Operational Loads Data Evaluation for Individual Aircraft Fatigue Monitoring, AGARD-CP-375
26. MDC Report, 1980, F-4 Fatigue and Damage Tolerance Assesment Report, Report No : A2883
27. MDC Report, 1977, Generalized Procedures for Tracking Crack Growth in Fighter Aircraft, Air Force Wright Lab's., Flight Dynamics Lab.
28. F-16 ASIP Training Notes, 1993, Lockheed Martin Company Fort Worth Division
29. KARAKOÇ T.H. ve CANDAN B., 1996, Aircraft Structural Integrity Programs and a New Approach to F-4 Fleet Management, 1996 Japan Society of Mechanical Engineers Spring Meeting
30. YANIK, M., Şubat 1997, Visual Basic ile Görsel Programlama Versiyon 4.0, Beta Basım Yayım Dağıtım A. Ş., ISBN : 975-486-588-4
31. SOCHA, J. ve arkadaşları, 1994, Teach Yourself Visual Basic 3.0, MIS : Press, INC, ISBN : 1-55828-342-0