

118272-2

**YORULMA AÇISINDAN UÇAK YAPILARININ
İNCELENMESİ VE MANEVRA KABİLİYETİ
YÜKSEK BİR UÇAKTA KANAT KÖKÜ
YÜKLERİNİN HESAPLANMASI**

ADEM TÜRKDOĞAN
Doktora Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Aralık 1996

ANADOLU ÜNİVERSİTESİ
MERKEZ KÜTÜPHANESİ

Adem Türkdoğan'ın Doktora tezi olarak hazırladığı "Yorulma açısından uçak yapılarının incelenmesi ve manevra kabiliyeti yüksek bir uçakta kanat kökü yüklerinin hesaplanması" başlıklı tez27.12.1996..... tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Lisansüstü Öğretim Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Üye (Tez Danışmanı) : Doç. Dr. Hikmet KARAKOÇ

Üye : Prof. Dr. Hidayet BUĞDAYCI

Üye : Doç. Dr. Bilal PAR

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
...14.01.1997..... tarih ve ...2/1..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü
Prof. Dr. Ersan PÜTÜN
Fen Bilimleri Enstitüsü
Müdürü

ÖZET
Doktora Tezi

**YORULMA AÇISINDAN UÇAK YAPILARININ İNCELENMESİ
VE MANEVRA KABİLİYETİ YÜKSEK BİR UÇAKTA
KANAT KÖKÜ YÜKLERİNİN HESAPLANMASI**

Adem TÜRKDOĞAN

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı**

**Danışman : Doç.Dr.Hikmet KARAKOÇ
1996, 224 Sayfa**

Havacılığın gelişmesi ve bu günkü emniyetli bir sistem olarak serviste bulunmasını sağlayan temel taşlardan biri de yapısal bütünlük programlarıdır. Hem sivil nakliye uçaklarında hemde askeri uçaklarda yapısal bütünlük programlarının hedefi yeni bir uçağın tasarımına başlandığı andan, en son uçak servisten çıkıncaya kadar geçen bir ömür çevrimi içinde; uçakların emniyetli, etkin ve ekonomik olarak görev yapmalarını sağlamaktır. Bunu başarmak için yapısal bütünlük programı, uçakların tasarımında, üretiminde ve serviste kullanılmaları sırasında gerekli olan tüm teknoloji, usul ve yöntemlerin sistematik bir şekilde uygulanmasını öngörmektedir. Bu faaliyetler askeri uçaklarda “Uçak Yapısal Bütünlük Programı-UYBP (Aircraft Structural Integrity Program-ASIP)” adı altında daha sistematik bir şekilde yürütülmektedir.

Bu tezde UYBP’nın tanıtılması, esas ve prensiplerinin ortaya konarak program kapsamındaki faaliyetlerin tanıtılması ve sistemin havacılığa, özellikle uçuş güvenliğine olan katkıları anlatılmaktadır. Askeri uçaklarda UYBP’nın tarihsel gelişimi, özellikle ABD Hava Kuvvetleri (USAF) tarafından 1950-1970 döneminde yapılan çalışmalar, uygulama safhaları, analizler ve uygulama yöntemleri, kırılma mekanizmasının bu alandaki temel prensipleri ile Türkiye’de bu alanda yapılan çalışmalar anlatılmaktadır. Sivil uçaklarda uygulanan yapısal bütünlük faaliyetleri de incelenmiş, yeni ve yaşlı uçaklar üzerindeki güncel uygulamalardan örnekler verilmiştir.

Ayrıca UYBP’nın kuvvet yönetimi safhasındaki önemli faaliyetlerinden olan *tek uçak izleme* ile *yük ve çevre spektrumlarının oluşturulması* amaçları için kullanılan yöntemlerden ikisi (“strain gage” bilgilerinin kaydı ve uçuş parametrelerinin kaydı) birleştirilerek bir F-16C uçağı üzerinde uygulama yapılmıştır. Bu kapsamda yük kayıt sistemi olarak hem Gerinim ölçer hemde uçuş parametreleri eşzamanlı ve aynı kayıt sisteminde ortak olarak kaydedilmiş ve elde edilen bilgilerden *regresyon* analizleri ile yararlanılarak kanat kökü yüklerinin hesaplanması gerçekleştirilmiştir. Bu faaliyetler ile; bir savaş uçağı üzerine gerinim ölçer montajı, kalibrasyonu, uçuş testi ile ilgili uçak üzerine sistem montajı, parametrelerin seçimi, bilgi kaydı ve regresyon analizleri Türkiye’de ilk defa gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmalar ile kazanılan bilgi ve tecrübeler Hv.K.K.lığı tarafından T-37 uçakları üzerinde benzer amaçlı bir projede halen kullanılmaktadır. Ayrıca, MSB tarafından koordine edilmekte olan ‘uçuş test ölçme kabiliyetinin kazanılması’ projesinde de yararlı olacaktır.

Anahtar Kelimeler : Uçak Yapısı, Yapısal Bütünlük, Kuvvet Yönetimi, Uçuş Bilgileri Kaydı, Yorulma, Yük Spektrumu, Tek Uçak İzleme, Parametre Analizi.

ABSTRACT
Ph.D. Thesis

**FATIGUE INVESTIGATIONS OF AIRCRAFT STRUCTURES
AND THE CALCULATIONS OF WING ROOT LOADS
ON A HIGH MANEUVERABILITY AIRCRAFT**

Adem TÜRKDOĞAN

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

Supervisor: Dr.Hikmet KARAKOÇ
1996, Pages 224

Aircraft structural integrity program is one of the corner stones of today's safety and reliability level of aviation. The main objective of the program is to ensure that aircraft function safely, efficiently and economically from the beginning of its design until the last aircraft phases out on either civil commercial or military aircraft. In order to realize these objectives, the structural integrity program uses all applicable technologies, processes and methods systematically during development, production and in service. In the military aircraft, the structural integrity processes are developed more systematically under the name of "Aircraft Structural Integrity Program - ASIP".

In this thesis, the introduction, the basics and the principles of ASIP and its contribution to flight safety are given. A historical background of ASIP on military aircraft, the related works conducted by United States Air Force during the time frame of 1950-1970, the development of ASIP, the tasks of ASIP, analysis and application procedures, the basic principles of fracture mechanics in this area and the studies done in Türkiye will be discussed in the following chapters. Besides, structural integrity processes and examples of current applications on civil commercial airplanes are given in the separate chapter.

In addition, a special study was held on a high maneuverability type aircraft. The aim of the study is to develop wing root area load parameters from the flight parameters and strain gage outputs. A data recording system recorded the selected flight parameters and strain gage outputs simultaneously. In this way two common methods using the flight spectrum development (strain recording and flight parameter recording) are combined in one step. These methods are the elements of force management (such as *individual aircraft tracking* and *loads and environments spectra survey*) procedures. During these studies, strain gage installations, strain gage calibration, flight test instrumentation on an advanced fighter, selection of parameters and regression analysis were performed first time in Türkiye.

Information gained in this study is used on the T-37 durability and damage tolerance analysis project by the Turkish Air Force. Besides, these information will benefit from the 'flight test instrumentation' project, being coordinated by the Turkish Ministry of Defense.

Keywords : Aircraft Structure, Structural Integrity, Force Management, Data Recording, Fatigue, Load Spectrum, Individual Aircraft Tracking, Parametric Data Analysis.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
ŞEKİLLER DİZİNİ	x
ÇİZELGELER DİZİNİ	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xiii
 1. GİRİŞ	 1
1.1. Genel	1
1.2. Metal malzemelerde yorulma	2
1.3. UYBP'nın kavramı ve amaçları	2
1.4. UYBP'nın safhaları	3
1.5. Tezin amaçları	4
1.6. Tezin kapsamı	5
1.7. İlgili dokümanlar	6
 2. YAPISAL BÜTÜNLÜĞÜN TEMELLERİ	 8
2.1. Genel.....	8
2.2. İkinci dünya savaşı yılları ve ilk yapısal testler	9
2.3. B-47 uçaklarının yapısı ve stratejik önemi	9
2.4. B-47 kazaları	11
2.5. B-47 yapısal test ve analizleri	13
2.6. UYBP'nın bir program olarak doğması	14
2.7. UYBP - şekillenme yılları	18
2.8. F-111A ve C-5 krizi	19
2.9. Programın ortaya konması	20
2.10. Yorulma ömür ihtiyaçları	22
2.11. F-84 uçağı problemleri	22
2.12. F-101A ve F-104 çalışmaları	23
2.13. Tasarım yorulma ömür ihtiyacı	24
 3. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMININ AMAÇLARI VE SAFHALARI	 26
3.1. Genel	26
3.2. UYBP'nin safhaları	26
3.3. Detaylı ihtiyaçlar	27
3.3.1. Tasarım bilgileri (safha I)	27
3.3.1.1. UYBP ana planı	27
3.3.1.2. Yapısal tasarım kriterleri	28

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
3.3.1.3. Hasar tolerans ve dayanıklılık kontrol planları	29
3.3.1.4. Malzeme seçimleri, prosesleri ve bağlantı metotları ...	31
3.3.1.5. Tasarım servis ömrü ve tasarım kullanımı	31
3.3.2. Tasarım analizleri ve geliştirme testleri (safha II)	32
3.3.2.1. Malzeme ve bağlantı şartları	32
3.3.2.2. Yük analizleri	33
3.3.2.3. Tasarım servis yükleri spektrumu	33
3.3.2.4. Tasarım kimyasal/ısısal çevre spektrumu	33
3.3.2.5. Gerilme analizleri	33
3.3.2.6. Hasar tolerans analizleri	34
3.3.2.7. Dayanıklılık analizleri	34
3.3.2.8. Ses dayanıklılık analizleri	34
3.3.2.9. Titreşim analizleri	35
3.3.2.10. Flater ve divergence analizleri	35
3.3.2.11. Nükleer silahların etkileri analizleri	35
3.3.2.12. Nükleer olmayan silahların etkilerinin analizi	35
3.3.2.13. Tasarım geliştirme testleri	36
3.3.3. Tam ölçekli testler (safha III)	36
3.3.3.1. Statik testler	36
3.3.3.2. Dayanıklılık testleri	36
3.3.3.3. Hasar tolerans testleri	38
3.3.3.4. Uçuş ve yer hareketleri testleri	38
3.3.3.5. Ses dayanıklılık testleri	39
3.3.3.6. Uçuş titreşim testleri	39
3.3.3.7. Flater testleri	39
3.3.3.8. Test sonuçları etkileşimi ve değerlendirme	40
3.3.4. Kuvvet yönetimi bilgi paketi (safha IV)	41
3.3.4.1. Son analizler	42
3.3.4.2. Mukavemet özeti	42
3.3.4.3. Kuvvet yapısal bakım planı	43
3.3.4.4. Yük ve çevre spektrumunun oluşturulması	43
3.3.4.5. Tek uçak izleme programı	44
3.3.5. Kuvvet yönetimi (safha V)	45
3.3.5.1. Yük ve çevre spektrumu	45
3.3.5.2. Tek uçak izleme bilgileri	46
3.3.5.3. Tek uçak bakım zamanları	46
3.3.5.4. Yapısal bakım kayıtları	46
3.4. Yapısal bütünlük işlemine göz atış	47
3.4.1. Genel	47
3.4.2. Tasarım yaklaşımları	47
3.4.3. Uçakların envantere alınması	49

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
3.4.4. Teknoloji bağlantısı (geçişi)	51
3.5. Çok yönlü yorulma hasarı (widespread fatigue damage WFD)	53
3.5.1. WFD'ın tespiti	54
3.5.2. Risk analizleri	54
 4. METAL MALZEMELERDE YORULMA	 57
4.1. Genel	57
4.2. Yorulma Çatlağı İlerlemesi	58
4.2.1. Gerilme birikimi	58
4.2.2. Gerilme şiddeti faktörü	60
4.2.3. Gerilme şiddetinin sonlu boyutunun etkisi	63
4.2.4. Çatlak önündeki plastik bölge	64
4.2.4.1. Irwin's yaklaşımı	64
4.2.4.2. Dugdale yaklaşımı	67
4.2.4.3. Plastik "constraint" faktörü	68
4.2.5. Sabit genlikli yükleme altında yorulma çatlağının ilerlemesi ...	70
4.3. Çatlak İlerlemesini Etkileyen Faktörler	75
4.3.1. Alet (aparat) kalınlığı	75
4.3.2. Aletin (aparatın) yönlendirilmesi	75
4.3.3. Gerilme oranı ve K_{max}	76
4.3.4. Sıcaklık	76
4.3.5. Yorulma frekansı	77
4.3.6. Çevre	77
4.3.7. Yükleme sırası	78
4.3.8. Eşik stresi ve yoğunluk faktörü	78
4.3.9. Basma kuvveti altında çatlak büyümesi	79
4.4. Yük Etkileşim Modelleri	79
4.4.1. Etkileşmeyen (Non-Interactive) model	81
4.4.2. Wheeler modeli	81
4.4.3. Willenborg modeli	83
4.4.4. Çatlak kapanma modeli	85
4.4.5. Ortalama karelerinin karekökü yaklaşımı	87
4.4.6. Çok parametrelili yorulma bölgesi modeli	88
4.4.7. Willenborg-Chang modeli	93
 5. Hv.K.K.LİĞİ'NDA UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMI ÇALIŞMALARI	 97
5.1. Genel	97
5.2. F/RF-4E UYBP faaliyetleri	97
5.2.1. Sistem	97

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
5.2.2. İlk faaliyetler	99
5.2.3. 1982-1989 dönemi	99
5.2.4. 1989-1992 dönemi	100
5.2.5. 1992 sonrası	102
5.3. T-37 DADTA çalışmaları	103
5.4. F-16C/D UYBP çalışmaları	107
5.4.1. F-16 uçağındaki bilgi kayıt sistemleri	107
5.4.2. Kaydedilen bilgi tipleri	110
5.4.2.1. Kaza inceleme bilgileri (tip 1)	110
5.4.2.2. Tek uçak izleme bilgileri (tip 2)	110
5.4.2.3. Yapısal yük ve çevre bilgileri (tip 3)	110
5.4.2.4. Motor kullanım bilgileri (tip 4)	111
5.4.3. Uçuş bilgilerinin alınması ve sevk edilmesi	111
5.4.4. Uçuş bilgilerinin analiz edilmesi	112
5.4.5. Mühendislik iş istasyonunun konfigürasyonu	114
5.4.6. Hazırlanan raporlar	115
5.4.6.1. Tek uçak izleme raporu (IAT)	115
5.4.6.2. Yük ve çevre spektrumu takip raporu (LESS)	116
5.4.6.3. Motor kullanım raporları	116
5.4.6.4. Kaza inceleme raporları	117
5.5. Diğer uçaklar	118
 6. SİVİL NAKLİYE UÇAKLARINDA YAPISAL BÜTÜNLÜK UYGULAMALARI	 121
6.1. Genel	121
6.2. Sivil Nakliye Uçakları ile Askeri Uçakların Kullanım Şekli ve Kullanım Sertliklerinin Mukayesesi	 121
6.3. Sertifikasyon Gereksinimleri	123
6.4. Yük ve Gerilme Spektrumlarının Geliştirilmesi	126
6.5. Sivil Nakliye Uçaklarında Yapısal Kontrollar	126
6.6. Modern Nakliye Uçakları Üzerinde Yorulma Çalışmalarına bir Örnek	127
6.7. Yaşlı Uçaklar İçin Yapılan Çalışmalar	129
6.7.1. FAA tarafından yapılan çalışmalar	130
6.7.2. Yaşlı Boeing uçakları için yapılan çalışmalar	131
 7. MANEVRA KABİLİYETİ YÜKSEK BİR UÇAKTA KANAT KÖKÜ YÜKLERİNİN HESAPLANMASI	 138
7.1. Genel	138
7.2. Parametrelerin Listesi	138
7.3. Veri Kayıt Sistemi	139

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
7.3.1. Spectrapot 16C kayıt sistemi	139
7.3.2. Gerinim ölçer (Strain gage)'ler	141
7.3.3. Uçak sistemlerinden gelen sinyaller	143
7.3.4. Güç ihtiyacı	146
7.4. Ölçme Sisteminin Montajı	146
7.4.1. Ölçme sisteminin mekanik montajı	146
7.4.2. Elektrik sistemlerinin montajı	149
7.5. Veri Toplama Sisteminin Kontrolü	150
7.6. Kalibrasyon İşlemleri	150
7.6.1. Gerinim ölçer düzeltme faktörü	150
7.6.2. Kalibrasyon düzeneğinin oluşturulması ve uçağın yerde yüklenmesi	151
7.6.2.1. Yükleme noktalarının seçimi	151
7.6.2.2. Yükleme düzeneği	153
7.6.2.3. Ölçümlerin yapılması	153
7.6.3. Ölçüm sonuçları	156
7.7. Regresyon analizleri	157
7.7.1. Genel	157
7.7.2. Doğrusal regresyon eşitliklerinde kullanılan gerinim ölçer'lerin seçimindeki strateji	158
7.7.3. Gerinim ölçer köprü ölçümlerinden sıfır strain seviyelerinin tespiti	160
7.7.4. Etki eğrileri ve sınırlı yaklaşım ile yapılan çoklu doğrusal regresyon analizlerinin sonuçları	162
7.7.5. Sonuçlar	170
 8. DEĞERLENDİRME	 175
 9. KAYNAKLAR	 178
 10. EKLER	
EK-1. Yorulma Analizlerinde Kullanılan Standart terim ve Notasyonlar ..	186
E1.1. Genel	186
E1.2. Notasyon	186
E1.3. Sabit genlikli çevrim altında yorulma	186
E1.3.1. Gerilme (genel anlamda) S	187
E1.3.2. Ortalama gerilme, S_m	187
E1.3.3. Alternatif gerilme, S_a	187
E1.3.4. Gerilmenin şiddeti	187
E1.3.5. Gerilme oranı, R	188

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
E1.3.6. Gerilme çevrimi	188
E1.3.7. Gerilme seviyesi	188
E1.3.8. Ters gerilme çevrimi	188
E1.3.9. Tekrarlı çekme gerilmesi çevrimi	189
E1.4. Sabit genlikli testlerden elde edilen yorulma bilgilerinin sunulması	189
E1.4.1. Dayanıklılık (endurance), N	189
E1.4.2. S-N diyagramı	189
E1.4.2.1. Yorulma dayanıklılık $\hat{g}_1$, $S_{am}(N)$	190
E1.4.2.2. Yorulma limiti, $S_{am}(\infty)$	190
E1.4.3. Yarı hedef-ortalama gerilme (S_a - S_m) diyagramı	190
E1.5. Farklı gerilme seviyeleri altında yorulma	190
E1.5.1. Gerilme spektrumu	191
E1.5.2. Gerilmelerin kademelendirilmesi	194
E1.5.3. Blok	194
E1.5.4. Program	194
E1.5.5. Program yükleme	194
E1.5.6. Rasgele dağıtılmış blok yükleme	195
E1.5.7. Rasgele dağıtılmış yükleme	195
E1.5.8. Rasgele yükleme	195
E1.6. Hasar birikimi	195
E1.6.1. Hasar artımı	196
E1.6.2. Çoğalan hasar oranı (veya hasar oranı birikimi)	196
E1.6.3. Basit hasar birikimi varsayımları	196
E1.7. Gerilme birikimi	196
E1.7.1. Elastik veya geometrik gerilme birikim faktörü	196
E1.7.2. Şekil değiştirme birikim faktörü	197
E1.7.3. Yorulma mukavemeti azaltma faktörü	197
E1.8. Diğer terimler	198
E1.8.1. Yorulma ömrü	198
E1.8.2. Emniyetli ömür veya emniyetli yorulma ömrü	198
E1.8.3. Kırılma emniyeti	198
E1.8.4. Korozyon yorulması	198
E1.8.5. Sürünme yorulması	198
E1.8.6. Isı yorulması	199
 EK-2. Tanımlar	 200
 EK-3. UYBP ile İlgili Dokümanlar	 206
E3.1. UYBP'nın temel dokümanları	206

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
E3.2. AGARD yayınları	207
E3.3. Konferans bildirileri	207
E3.3.1. AGARD konferansları	207
E3.3.2. USAF konferansları	210
E3.3.3. Diğer konferanslar	212
E3.4. F-16 silah sistemi UYBP ilişkili yayınları	213
E3.5. F-4 silah sistemi UYBP ilişkili yayınları	214
E3.6. Diğer yayınlar	215
 EK-4. Uçuş yükleri ile ilgili denklemlerin elde edilmesi	 217
E4.1. Önemli istatistiksel parametrelerin açıklanması	217
E4.2. Yük katsayılarının tespit edilmesi	218
E4.3. Standart hatanın hesaplanması	221
E4.4. Regresyon denklemlerinde herbir regresyon katsayısının öneminin hesaplanması	 222
E4.5. Tahmin edilen değerlerin % 95 uyum aralığı	223
 11. ÖZGEÇMİŞ	 224

ŞEKİLLER DİZİNİ

No	Şekil Adı	Sayfa No
2.1.	B-47 uçağının yapısal yönden kritik bölgeleri	12
2.2.	Yapısal geliştirme yöntemleri	17
3.1.	Birinci ve ikinci aşama UYBP faaliyetleri akış diyagramı	32
3.2.	Üçüncü aşama UYBP faaliyetleri akış diyagramı	37
3.3.	Tasarım servis ömrü ve tasarım kullanımına bağlı olarak test sonuçlarının etkileşimi ve değerlendirilmesi	40
3.4.	Dördüncü ve beşinci aşama UYBP faaliyetleri akış diyagramı	41
3.5.	Yapısal bütünlükte tehditlerin açıklanması	52
3.6.	Sistemlerin envantere alınmasında aşamalar ve kilometre taşları	53
4.1.	Eliptik kusur	59
4.2.	Çatlak ucunda gerilme dağılımı	61
4.3.	Çatlak ucu bölgesinde elastik-plastik deformasyon	62
4.4.	Plastik bölge boyu için ilk yaklaşım	65
4.5.	Plastik bölge boyu için ikinci yaklaşım	65
4.6.	Irwin'in plastik bölge düzeltmesi	66
4.7.	a) Düzlem gerilme hali için yaklaşık gerilme dağılımı b) Düzlem gerilme hali için yaklaşık gerilme dağılımı	69
4.8.	2024-T3 için aşırı yüklemenin geciktirme etkisi	80
4.9.	a) Wheeler modelinde birinci aşırı yüklemekten sonra plastik bölgenin şekli b) Wheeler modelinde ikinci aşırı yüklemekten sonra plastik bölgenin şekli	82
4.10.	Willenborg, Engle ve Wood'un modeli	83
4.11.	Çatlak kapanma modeli	86
4.12.	Çatlak ucundaki plastik bölge	90
4.13.	Örnek bir yük spektrumu	90
4.14.	Çok parametrelili yorulma alan modelinde "geciktirme"ün şematik gösterimi	91
4.15.	Çok parametrelili yorulma alan modelinde "alt yük, zayıf yük" etkisinin şematik gösterimi	94
5.1.	F-4 izleme programında kullanılan bilgi toplama formu	101
5.2.	F-4E yük spektrumu, 1991	103
5.3.	T-37 uçağı yapısal kritik bölgeleri	106
5.4.	Kazalara dayanıklı uçuş bilgileri kayıt sistemi ünitelerinin uçak üzerindeki yerleri	109
5.5.	UYBP bilgi akış ve faaliyetleri	113
5.6.	Çatlak ilerleme eğrisi ve kontrol ihtiyaçları	116
5.7.	Uçak kullanım sertliklerinin kıyaslanması	117
5.8.	Kaza incelemelerinde elde edilen bilgilerin tablo halinde raporlanması	118
5.9.	Kaza incelemelerinde elde edilen bilgilerin grafik halinde raporlanması	119
6.1.	Airbus A330 ve A340 uçakları	128
6.2.	Airbus uçakları görev profilleri	128
6.3.	EF2 "orta gövde ve kanat" üzerinde tam ölçekli yorulma testi	129
6.4.	Test safhaları ve blokların sıralandırılması	130

No	Şekil Adı	Sayfa No
6.5.	Sivil nakliye uçaklarında kaza oranları	132
6.6.	Boeing ticari jet uçakları envanter durumu (Ocak 1991)	133
6.7.	Yaşlı uçaklar için destek faaliyetleri	134
6.8.	Boeing filo destek programları	134
6.9.	İlave yapısal kontrol programları	135
6.10.	Yaşlı uçaklar için bakım programlarının geliştirilmesi	136
6.11.	Boeing filo destek faaliyetleri	136
7.1.	Veri toplama sisteminin blok diyagramı	140
7.2.	Kayıt sisteminin ve gerinim ölçer'lerin uçak üzerinde monte edildikleri yerler	142
7.3.	Kanat altına monte edilen gerinim ölçer'lerden biri	142
7.4.	4 nolu gerinim ölçer'in monte edildiği yer	143
7.5.	Gerinim ölçer'lerin konfigürasyonu	144
7.6.	Kuvvet ve momentlerin yönleri	145
7.7.	Sistem ünitelerinin levha üzerindeki yerleşimleri	147
7.8.	Kayıt sistemi üniteleri monte edilmiş halde	148
7.9.	Ölçü sisteminin uçağa monte edilmiş şekli	148
7.10.	Uçak üzerinde kabloların döşendiği yerler	149
7.11.	Kanat üzerinde seçilen noktalar	152
7.12.	Kanat üzerinde yük uygulanabilecek noktalar	154
7.13.	Kalibrasyon düzeneğini oluşturmak için üretilen adaptörler	154
7.14.	Yüklemede kullanılan adaptörlerin şematik konstrüksiyonu	155
7.15.	Gerinim ölçer'lerden alınan değerler	157
7.16.	Regresyon analizleri akış diyagramı	161
7.17.	Etki katsayıları grafiği - Gerinim ölçer 1	163
7.18.	Etki katsayıları grafiği - Gerinim ölçer 2	164
7.19.	Etki katsayıları grafiği - Gerinim ölçer 3	165
7.20.	Etki katsayıları grafiği - Gerinim ölçer 4	166
7.21.	Etki katsayıları grafiği - Gerinim ölçer 5	167
7.22.	Etki katsayıları grafiği - Gerinim ölçer 6	168
7.23.	F-16 kanadı üzerinde yük transferinin şematik gösterimi	169
7.24.	Eğilme momenti parametreleri üzerindeki regresyon - en iyi sonuç	171
7.25.	Eğilme momenti parametreleri üzerindeki regresyon - alternatif sonuç	172
E1.1.	Sabit genlikli yükleme	188
E1.2.	S/N diyagramı	189
E1.3.	Yarı-hedef- ortalama gerilme diyagramı	191
E1.4.	Tipik bir servis yüklemesi	191
E1.5.	Dört gerilme seviyeli bir program yüklemesi	192
E1.6.	Üç gerilme seviyeli rasgele blok yüklemesi	192
E1.7.	Her 26 çevrime bir dördüncü gerilme seviyesinde blok yerleştirilmiş üç gerilme seviyeli rasgele yükleme hali	193
E1.8.	Bir gerilme spektrumunun kademelendirilmesi	194
E1.9.	Referans gerilmesi geometriye bağlı ifade edilmelidir	197

ÇİZELGELER DİZİNİ

NO	Çizelge Adı	Sayfa No
1.1.	UYBP'nın aşamaları	7
2.1.	UYBP ile ilgili önemli olayların kronolojisi	16
2.2.	UYBP'nin 1 Eylül 1972 tarihli MIL-STD-1530'daki aşamaları	21
2.3.	Servis ömrü ihtiyaçları (27 Haziran 1958)	24
2.4.	Servis ömrü ihtiyaçları (5 Ekim 1959)	25
2.5.	Servis ömrü ihtiyaçları (1 Eylül 1972)	25
5.1.	Sayıcı ivme ölçer bilgileri ve USAF ile kıyaslaması	100
5.2.	F-4 uçak izleme programı ile elde edilen bilgiler	102
5.3.	F-4 uçak izleme programı ile elde edilen bilgiler (%).....	102
5.4.	İzleme programı sonuçları	104
5.5.	Kullanım sertliklerinin kıyaslanması	105
5.6.	Kullanım şekillerinin kıyaslanması	105
5.7.	F-16A/B uçaklarında L/ESS parametreleri	108
5.8.	Kaydı yapılan özel haller	112
7.1.	Parametrelerin listesi	139
7.2.	Gerinim ölçer'lerin yerleri	144
7.3.	Teçhizat listesi	146
7.4.	A noktası için yapılan ölçümlerden birinde mikrostrain olarak alınan değerler	156
7.5.	Sıfır strain sınıfı için elde edilen regresyon parametreleri	160
7.6.	Gerinim ölçer'lerin harici yüklere olan hassasiyetleri	170
7.7.	Yapılan analizlerin özeti	170
7.8.	İki yaklaşımla yapılan analizlerin sonuçlarının kıyaslanması	173

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

Simgeler

θ	Açı değeri (drc)
ε	Artık (residual)
ρ	Eğrilik yarıçapı (in)
σ	Gerilme şiddeti (lbf/in ²)(N/m ²)
Φ	Oran faktörü
Ψ	Geciktirme'a yol açmayacak R_{SO}/A oranı
μ	Gerinim ölçer köprü çıktısı (mikrostrain)
ν	Yüzey enerjisi (ergs/cm ²)
β	Zayıf yük (underload) faktörü
Δa	Çatlak ilerlemesi, Aşırı yük uygulandıktan sonraki çatlak ilerlemesi, a_0 - a_i
ΔK	Gerilme şiddeti faktörü aralığı, K_{max} - K_{min}
ΔK_{TH}	Eşik (treshold) değeri için gerilme şiddeti faktörü aralığı
ΔK_{TH}^0	$R=0$ için eşik (treshold) değeri için gerilme şiddeti faktörü aralığı
ΔS	Gerilme aralığı, S_{max} - S_{min} (lbf/in ²)(N/m ²)
σ_x	X eksenindeki gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
σ_y	Y eksenindeki gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
σ_z	Z eksenindeki gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
A	Alan, Sabit (in ²) (mm ²)
a	Çatlak boyu, elipsin yarı büyük eksen uzunluğu (in)(mm)
B	Test parçası kalınlığı, Çatlak oluşmadığı haldeki tek aşırı yüklemde $K_{max,OL}/K_{max}$ oranı (in)(mm)
BM	Eğilme momenti (lbs in)
c	Elipsin yarı küçük eksen uzunluğu (in)
C	K hesabında sınır düzeltme faktörü, Çatlak ilerleme denklemlerinde malzeme sabiti, Sabit (genel anlamda)
C_p	"Geciktirme" faktörü
D	Yorulma hasarı
da/dN	Yorulma çatlağı ilerleme oranı (in/çevrim)
E	Elastisite modülü (ksi)
f	Gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
g_{Ic}	Çatlak oluşumu için gerekli enerji
k	Bağımsız değişkenlerin sayısı
K	Gerilme şiddeti faktörü (ksi $\sqrt{in}$)
K_c	Uyum parametresi, Kırılma tokluğu (fracture toughness)
K_f	Yorulma dayanıklılığı azaltma faktörü
$K_{max,req}$	Mevcut plastik bölge sınırına ulaşmak için gerekli olan K_{max} 'ın şiddeti
K_R	Çok parametrelili yorulma alan modeli ile ilgili artık gerilme şiddeti
m	Wheeler geciktirme katsayısı
n	Uygulanan yük çevrimi, Gözlem veya ölçüm sayısı

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

Simgeler

θ	Açı değeri (drc)
ε	Artık (residual)
ρ	Eğrilik yarıçapı (in)
σ	Gerilme şiddeti (lbf/in ²)(N/m ²)
Φ	Oran faktörü
Ψ	Geciktirme'a yol açmayacak R_{SO}/A oranı
μ	Gerinim ölçer köprü çıktısı (mikrostrain)
ν	Yüzey enerjisi (ergs/cm ²)
β	Zayıf yük (underload) faktörü
Δa	Çatlak ilerlemesi, Aşırı yük uygulandıktan sonraki çatlak ilerlemesi, a_0 - a_i
ΔK	Gerilme şiddeti faktörü aralığı, K_{max} - K_{min}
ΔK_{TH}	Eşik (treshold) değeri için gerilme şiddeti faktörü aralığı
ΔK_{TH}^0	$R=0$ için eşik (treshold) değeri için gerilme şiddeti faktörü aralığı
ΔS	Gerilme aralığı, S_{max} - S_{min} (lbf/in ²)(N/m ²)
σ_x	X eksenindeki gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
σ_y	Y eksenindeki gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
σ_z	Z eksenindeki gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
A	Alan, Sabit (in ²) (mm ²)
a	Çatlak boyu, elipsin yarı büyük eksen uzunluğu (in)(mm)
B	Test parçası kalınlığı, Çatlak oluşmadığı haldeki tek aşırı yüklemeye $K_{max,OL}/K_{max}$ oranı (in)(mm)
BM	Eğilme momenti (lbs in)
c	Elipsin yarı küçük eksen uzunluğu (in)
C	K hesabında sınır düzeltme faktörü, Çatlak ilerleme denklemlerinde malzeme sabiti, Sabit (genel anlamda)
C_p	"Geciktirme" faktörü
D	Yorulma hasarı
da/dN	Yorulma çatlağı ilerleme oranı (in/çevrim)
E	Elastisite modülü (ksi)
f	Gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
g_{lc}	Çatlak oluşumu için gerekli enerji
k	Bağımsız değişkenlerin sayısı
K	Gerilme şiddeti faktörü (ksi $\sqrt{in}$)
K_c	Uyum parametresi, Kırılma tokluğu (fracture toughness)
K_f	Yorulma dayanıklılığı azaltma faktörü
$K_{max,rcq}$	Mevcut plastik bölge sınırına ulaşmak için gerekli olan K_{max} 'ın şiddeti
K_R	Çok parametrelili yorulma alan modeli ile ilgili artık gerilme şiddeti
m	Wheeler geciktirme katsayısı
n	Uygulanan yük çevrimi, Gözlem veya ölçüm sayısı

Simgeler (devam)

N	Yüklemeye çevrimi, Şiddeti S olan gerilme etkisi altında toplam ömür
n_z	z eksenindeki yük katsayısı, normal g
p	Regresyon analizlerindeki katsayıların sayısı
PM	Yunuslama momenti (lbs in)
q	İvme indeksi, kayma gerilmesi
Q	Şekil faktörü
R	Gerilme oranı, S_{min}/S_{max}
r_e	Elastik bölge boyutu (in)
RP	Pitch Rate, Yunuslama Oranı (rad/s)
r_p	Plastik bölge boyutu (in)
r_p^*	Çatlak önü plastik bölge boyu (in)
r_{pi}	i çevrimindeki plastik bölge boyu (in)
RR	Roll Rate, Yalpa Oranı (rad/s)
RY	Yaw Rate, Sapma Oranı (rad/s)
S	Gerilme (lbf/in ²)(N/m ²)
$S_{am}(\infty)$	Yorulma limiti (lbf/in ²)(N/m ²)
$S_{am}(N)$	Yorulma dayanıklılıkğı (lbf/in ²)(N/m ²)
SE	Standart Error, Standart Hata
V	Kayma kuvveti (lb)
W	Test parçasının genişliği (in)
Z_{OL}	Önceki aşırı yükten dolayı oluşan plastik bölge

Alt İndisler

v	Özel yüzey enerjisi
a	Genlik (gerilme genliği), Alternatif
c	Kritik değer
cl	Merkez hattı (centerline)
cr	Kritik
cut	Gerilme oranında cut-off değeri
e	Elastik bölge sınırı, Eşdeğer
eff	Etkili, efektif
f	Kırılma (failure) değeri
i	Koordinat bileşeni, Mevcut halde (o andaki) yarı çatlak boyu indisi, Matris satır elemanı
I, II, III	Yüklemeye modu
j	Koordinat bileşeni, Matris sütun elemanı
lin	Lineer
m	Ortalama değer
max	Maksimum
min	Minimum

Alt İndisler (devam)

OL	Aşırı yük (Overload), Önceki yükleme etkisi
P	Çatlak ilerleme azalma faktörü indisi
p	Plastik bölge sınırı
pr	Önceki (prior)
red	Azalma (Azaltılacak gerilme şiddeti faktörü indisi)
req	Gerekli (required)
ret	(Retarded) 'retardation' etkisinde kalmış, geciktirilmiş
RMS	Rasgele (random) gerilme spektrumu
SO	Shut-off aşırı yük oranı
t	Elastik bölgeye ait
TH	Malzeme karakteristiği
UL	Zayıf yük (underload)
x	Koordinat bileşeni
y	Koordinat bileşeni, Akma gerilmesi
z	Koordinat bileşeni

Üst İndisler

*	Düzeltilme faktörü
^	Regresyon analizlerinde hesaplanan değer
0	R=0 durumundaki değerleri temsil eder
eff	Etkili, efektif
m	Wheeler geciktirme katsayısı
n	Malzeme sabiti
q	İvme indeksi (deneysel elde edilir)
W	Willenborg katsayısı

Kısaltmalar

AATF	:Airworthiness Assurance Task Force, Havacılık Güvenliği İş Kuvveti
AAWG	:Airworthiness Assurance Working Group, Havacılık Güvenliği Çalışma Grubu
ABD	:Amerika Birleşik Devletleri
AC	:Alternating Current, Alternatif Akım
AEW&C	:Airborne Early Warning and Command, Havadan Erken Uyarı ve Komuta
AFLC	:Air Force Logistics Command, Hava Kuvvetleri Lojistik Komutanlığı
AFSC	:Air Force Systems Command (USAF), Hava Kuvvetleri Sistemler Komutanlığı
AFTO	:Air Force Technical Order (USAF), Hava Kuvvetleri Teknik Emri

Kısaltmalar (devam)

AGARD	:Advisory Group for Aerospace Research and Development, Havacılık Araştırma ve Geliştirme Danışmanlar Grubu
AIA	:Aerospace Industries Association, Havacılık Endüstrileri Federasyonu
AIS	:Avionics Intermediate Shops, Aviyonik Atelyeler
AMC	:Air Material Command, Hava Malzeme Komutanlığı (USAF)
AMU	:Auxiliary Memory Unit, Yardımcı Hafıza Ünitesi
ARAC	:Aviation Rulemaking Advisory Committee, Havacılık Kuralları Geliştirme Danışmanlar Komitesi
ARDC	:Air Research and Development Command, Hava Araştırma ve Geliştirme Komutanlığı
ASC	:Aeronautical Systems Center, Havacılık Sistemleri Merkezi
ASD	:Aeronautical System Division, Havacılık Sistemleri Bölümü
ASIMIS	:Aircraft Structural Integrity Management Information System, Uçak Yapısal Bütünlük Yönetimi Bilgi Sistemi
ASIP	:Aircraft Structural Integrity Program, Uçak Yapısal Bütünlük Programı
ASIPAG	:ASIP Advisory Group, UYBP Danışmanlar Grubu
ATA	:Air Transport Association, Hava Taşımacıları Federasyonu
BL	:Buttock Line, Uçak geometrisinde y eksenindeki istasyonlar
BM	:Bending Moment, Eğilme Momenti
CADC	:Central Air Data Computer, Merkezi Hava Bilgileri Bilgisayarı
CDR	:Critical design Review, Kritik Tasarım Gözden Geçirme
CPU	:Central Processor Unit, Merkezi İşlem Ünitesi
CSFDR	:Crash Survivable Flight Data Recorder, Kazalara Dayanıklı Uçuş Bilgileri Kayıt Sistemi (F-16)
CSMU	:Crash Survivable Memory Unit, Kazaya Dayanıklı Hafıza Ünitesi
DADTA	:Durability and Damage Tolerance Analysis, Dayanıklılık ve Hasar Tolerans Analizleri
DC	:Doğru Akım
DTT	:Data Transfer Terminal, Bilgi Aktarma Terminali
ECS	:Environment Control System, Havalandırma Sistemi
EMD	:Engineering and Manufacturing Development, Mühendislik ve İmalat Geliştirme
ENSIP	:Engine Structural Integrity Program, Motor Yapısal Bütünlük Programı
ESDU	:Engineering Science Data Units
EWS	:Engineering Work Station, Mühendislik İş İstasyonu
FAR	:Federal Aviation Regulation, Federal Havacılık Yönergesi
FCC	:Fire Control Computer, Atış Kontrol Bilgisayarı
FLCS	:Flight Control System, Uçuş Kontrol Sistemi
FLR/FLDR	:Flight Loads Data Recorder, Uçuş Yükleri Kayıt Cihazı
FQ	:Fuel Quantity, Yakıt Miktarı
FS	:Fuselage Station, Gövde İstasyonu
FTI	:Flight Test Instrumentation, Uçuş Test ve Ölçümlendirme

Kısaltmalar (devam)

FTIT	:Forward Turbine Inlet Temperature, Ön Türbin Giriş Sıcaklığı
GD	:General Dynamics, ‘General Dynamics’ Uçak Şirketi
GE	:General Electrics,
HDBK	:Handbook, El Kitabı
HHO	:Hava Harp Okulu
HI	:Hasar İndeksi
Hv.K.K.lığı	:Hava Kuvvetleri Komutanlığı
HİBM	:Hava İkmal Bakım Merkezi
HİTEKS	:Havacılık ve İleri Teknolojiler Sempozyumu (İTÜ)
IAT	:Individual Aircraft Tracking, Tek Uçak İzleme Programı
IOC	:Initial Operating Capability, İlk Harekat Kabiliyeti
İTU	:İstanbul Teknik Üniversitesi
JAR	:Joint Aviation Requirements, Müşterek Havacılık Gereksinimleri
JFS	:Jet Fuel Starter, Çalıştırma Motoru
LABS	:Low-Altitude Bombing System Maneuver, Alçak İrtifada Bomba Bırakma Manevrası
LEF	:Leading Edge Flap, Hücüm Kenarı Flabı
LESS	:Loads and Environments Spectra Survey, Yük ve Çevre Spektrumu Takibi
LVDT	:Linear Variable Displacement Transducer, Lineer Değişkenli Transducer
MAC	:Mean Aerodynamic Cord, Ortalama Veter
MCIC	:Metals and Ceramics Information Center, Metal ve Seramik Danışma Merkezi
MECSIP	:Mechanical Component Structural Integrity Program, Mekanik Üniteler Yapısal Bütünlük Programı
MIL-STD	:Military Standart, Askeri Standart
MLG	:Main Landing Gear, Ana İniş Takımı
MPD	:Maintenace Planning Document, Bakım Planlama Dokümanı
MPYZM	:Multi Parameter Yield Zone Model, Çok Parametrelili Yorulma Alan Modeli
MRB	:Maintenance Review Board, Bakım Gözden Geçirme Kurulu
MSE	:Hatalar İçin Ortalama Kare, varyasyon
MSR	:Karelerin regresyon Ortalaması
MXU	:Mux Bus (F-16), Elektronik bilgi dağıtım hattı
NACA	:National Advisory Committee for Aeronautics, Milli Havacılık Danışma Komitesi
NATO	:North Atlantic Treaty Organization, Kuzey Atlantik Asamblesi
NDI	:Non Destructive Inspection, Tahribatsız Kontrol
NLG	:Nose Landing Gear, Burun İniş Takımı
NLR	:National Aerospace Laboratory, Hollanda Milli Havacılık Laboratuvarı
NVM	:Non Volatile Memory, Sabit Hafıza Ünitesi
OCAMA	:Oclahoma City Air Material Area, Oklahoma Hava Malzeme Komutanlığı
ODTÜ	:Orta Doğu Teknik Üniversitesi
OPF	:Operational Flight Plan, Harekat Uçuş Planı

Kısaltmalar (devam)

PCF	:Plastic Constraint Factor, Plastik ‘constraint’ Faktörü
PD	:Peace Diamond, F-4E Tedarik Projesinin Adı
PDR	:Preliminary Design Review, Ön Tasarım Gözden Geçirme
PLA	:Power Lower Angle, Gaz Kolu Açısı
PM	:Pitching Moment, Yunuslama Momenti
RMP	:Representative Mission Profile, Temsili Görev Profili
RNLAf	:Royal Netherlands Air Force, Hollanda Kraliyet Hava Kuvvetleri
RPM	:Round Per Minutes, Dakikadaki Devir Sayısı
RY	:Sapma Rate, Baş Açısı Oranı
SAC	:Strategic Air Command (USAF), Stratejik Hava Komutanlığı
SAETG	:Structural Audit Evaluation Task Group, Yapısal Kontrol Değerlendirme İş Grubu
SAU	:Signal Acquisition Unit, Sinyal Yakalama/Toplama Ünitesi
SG	:Gerinim ölçer, Strain Gage
SIP	:Structural Integrity Program, Yapısal Bütünlük Programı
SLEP	:Service Life Extension Program, Servis Ömrü Uzatma Programı
SMP	:Structures and Materials Panel, Yapı ve Malzeme Paneli
SSE	:Residual Sum of Squares, Hata veya Karelerin Artık Toplamı
SSID	:Supplemental Structural Inspection Document, İlave Yapısal Kontrol Dokümanı
SSM	:Savunma Sanayii Müsteşarlığı
SSR	:Karelerin Regresyon Toplamı
SwRI	:Southwest Research Institute, ‘Southwest’ Araştırma Enstitüsü
SYG	:Standart Hata Katsayısı ile Regresyon Katsayısı Oranları
TAI	:TUSAŞ Aerospace Industry, TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
TCG	:Technical Coordination Group, Teknik Koordine Grubu
TCTO	:Time Compliance Technical Order, Zamana Bağlı Teknik Emir
TN	:Technical Note, Teknik Not (direktif)
TUSAŞ	:Türkiye Uçak Sanayii AŞ.
UNIO	:Analog Multiplexer Module,
US	:Uçuş Saati
USAF	:United States Air Force, ABD Hava Kuvvetleri
UYBP	:Uçak Yapısal Bütünlük Programı
VGH	:Velocity, Acceleration, Height, Yükseklik, İvme ve Hız Kayıt Cihazı
WADC	:Wright Air Development Center, Wright Hava Geliştirme Merkezi
WCM	:Willenborg-Chang Model, ‘Willenborg-Chang’ Modeli
WFD	:Widespread Fatigue Damage, Çok Yönlü Yorulma Hasarı
WL	:Water Line, Su Hattı(z ekseninde istasyon numarası)

Çevirme Tablosu

1 in	= 2.54 x 10 ⁻² m		
1 in ²	= 6.4516 x 10 ⁻⁴ m ²		
1 lbs in	= 0.1129848 Nm		
1 lbf/in ²	= 6.894777 x 10 ³ N/m ²		
1 rad/sec	= 9.549 dev/dak	= 0.1592 dev/s	= 57.296 drc/s
1 lbf	= 4.448222 N	= 0.4535924 kgf	
1 knot	= 1 dz. mili/sa (naut mi/sa)	= 1.152 (stat) mi/sa	= 0.5148 m/sa
1 mach	≅ 1200 km/sa		

Teşekkür

Tez kapsamında gerçekleştirilen proje faaliyetleri için gerekli parasal kaynağı ve teçhizatların teminini sağlayan Hollanda'nın milli havacılık laboratuvarı NLR (National Aerospace Laboratory)'a ve tüm çalışmalarda danışmanlık yapan bu kurumda görevli proje koordinatörü Sayın Ir. D.J. Spiekhout'a teşekkürü borç bilirim.

1. GİRİŞ

1.1. Genel

1903 yılında Wilbur ve Orville Wright kardeşlerin (motorlu) ilk uçuşu ile başlayan havacılık bugün için gerek askeri gerekse sivil alanda çok önemli bir sektör haline gelmiştir. Öte yandan havacılığın ilk yıllarında yeterliliği tartışılabilen uçuş emniyeti/uçuş güvenliği konusu ise zamanla üzerinde çok durulan ve uzun süren sistemli çalışmalar sonunda bu günkü seviyesine ulaşan bir hal almıştır. Bu gün için havayolu taşımacılığının diğer taşımacılık sektörlerine, özellikle karayolu taşımacılığına kıyasla çok daha emniyetli olduğu açık bir gerçektir. Pilot eğitimi, savaş eğitimi, vb. riskli uçuşları kapsamına alan askeri havacılıktaki uçuş güvenliğinin bile yeterince yüksek olduğu söylenebilir.

Gerek sivil nakliye uçaklarında gerekse askeri uçaklarda bugün için ulaşılan uçuş güvenliği seviyesi, özellikle ikinci dünya savaşından sonra gerçekleştirilen uzun ve sistemli çalışmaların sonucunda ortaya çıkmıştır. Uçak kazalarının ana sebepleri insandan kaynaklanan hatalar ve malzemeden kaynaklanan hatalar olmak üzere önce iki gruba, insan hatalarını da pilotaj ve diğer diye alt gruplara ayırmak mümkündür. Malzemeden kaynaklanan kazalar içinde de geçmiş yıllarda "tekrarlı yükler altında yorulma" olayı önemli bir yer tutmakta iken, bugün için yorulma nedenli kaza oranının diğer sebeplerin yanında son derece düşük bir seviyeye indiği söylenebilir.

Uçak yapılarında yorulma nedenlerinin tespit edilmesi ve gerekli önlemlerin alınması için uzun süren sistematik çalışmalar bir yandan sivil havacılık sektöründe öte yandan da askeri havacılık sektöründe sürdürülmüş ve uçak tasarımı ve kullanımına kadar tüm alanlarda yeni düzenlemelere gidilmiştir. Özellikle askeri uçakların yapısal bütünlüklerinin korunması için yapılan çalışmalar, bu uçakların tabiatı gereği sivil uçaklara kıyasla daha sert kullanılmaları ve kaza oranlarının çok daha yüksek olması nedenleriyle kapsamlı bir program halinde ele alınmıştır. Uçak Yapısal Bütünlük Programı - UYBP (Aircraft Structural Integrity Program - ASIP) adı verilen bu program; kapsamı, uygulama yöntemleri ve elde edilen sonuçları itibarı ile günümüz havacılığının sahip olduğu uçuş güvenliğinin sağlanmasında önemli bir yere sahiptir.

UYBP sadece askeri uçaklarda uygulanmakta olan faaliyetler topluluğudur. Sivil nakliye uçaklarında ise, uçakların kullanım şekilleri askeri uçaklara kıyasla son derece yumuşak olduğu için, UYBP bakış açısı altında özel programlar geliştirilmemiştir. Ancak bu tip uçaklarda da uçuş güvenliği vazgeçilemez bir öneme sahiptir. Bu nedenle sivil uçaklar için ABD'de Ulaştırma Bakanlığına bağlı olarak çalışan FAA (Federal Aviation Administration) tarafından geliştirilen FAR (Federal Aviation Regulations) ile Avrupada batılı ülkelerin ortaklaşa oluşturdukları JAA (Joint Aviation Authorities) tarafından geliştirilen JAR (Joint Aviation Requirements) adlı şartnameler uçakların uçuş sertifikası alabilmeleri için gerekli olan tasarım, malzeme, analiz, test ve imalat gibi tüm faaliyetlere yön vermektedir. Bu şartlarda üretilmeyen hiç bir uçak uçuş sertifikası alamamakta, sigorta şirketleri tarafından da sigorta edilmemektedir.

UYBP çalışmaları 1950 li yıllarda ABD Hava Kuvvetleri (United States Air Force- USAF) tarafından başlatılmış ve 1975 yılında belli prensiplere oturtulup standart

bir uygulama haline sokulmuştur. Yine aynı dönemde NATO üyesi diğer ülkeler de benzer çalışmalar sürdürmüşlerdir. Ancak, bu sahadaki tüm faaliyetlerin önemli ölçüde USAF tarafından yönlendirildiği ve belli bir olgunluğa eriştikten sonra diğer ülkeler tarafından kendi bünyelerine adapte edildikleri söylenebilir.

Uçuş güvenliğini arttırmaya yönelik çalışmalar, UYBP ile önemli gelişmeler sağlanmış olmasına rağmen, doğal olarak devam etmektedir. Halen bu alandaki çalışmalar NATO/AGARD gibi uluslararası bilimsel kuruluşlar, üniversiteler/araştırma kuruluşları, uçak imal eden büyük şirketler ve bazı hava kuvvetleri tarafından sürdürülmektedir.

1.2. Metal Malzemelerde Yorulma

İnsanoğlunun makinalarla birlikte yaşamaya başladığı günlerden itibaren metal malzemelerdeki yorulma problemleri ile karşılaşmaya başlamışlardır. Bu durum 1800 lü yıllarda demiryollarında aks kırılmaları ile kendini göstermiştir. Yorulma ile ilgili araştırmalar da o dönemde başlamış ve Rankine (1843) tarafından keskin köşelerin yorulma probleminin başlangıcını oluşturduğu belirlenmiştir. Yirminci yüzyılın başlarına gelindiğinde ise bu alanda iki yayın göze çarpmaktadır. Bunlardan birincisi kırılma mekaniği ile ilgili olup 1920 de A. A. Griffith tarafından, diğeri yorulma hasarı birikimi ile ilgili olup 1924'te Palmgren tarafından yayınlanmıştır [1].

Uçaklarda yorulma problemleri ile 1930 ile 1980 li yıllar arasında kalan dönemde yoğun olarak karşılaşmıştır. Bu dönemin ilk yıllarında yorulma problemi tam ve doğru olarak teşhis edilememiş ve pek çok yapısal nedenli kazanın önüne geçilememiştir. Ancak 1950 li yıllardan itibaren bu konuda sistemli çalışmalar başlatılmış ve problemin nedenleri ile alınması gerekli önlemler tespit edilebilmiştir. Yorulma konusunun temeli uçak yapılarında kullanılan ve başta alüminyum alaşımları olmak üzere uçak yapı malzemelerinde, tekrarlı yükler altında olan ve akma gerilmesinin daha altında şiddete sahip olan yükler nedeniyle malzemede tahmin edilen süreden daha önce çatlakların oluşması, bu çatlakların ilerlemesi ve kırılma sonunda yapının kullanılamaz hale gelmesi olarak tanımlanabilir.

Bu nedenle kırılma mekaniği (fracture mechanics) alanında yapılan araştırma ve incelemeler uçak yapısal bütünlük programlarının temelini oluşturmaktadır. Kırılma mekaniği sahasında yapılan faaliyetler sonucunda elde edilen bilgiler hem askeri uçaklarda hemde sivil uçaklarda kullanılabilir. Ancak, askeri uçaklar için geliştirilen UYBP adlı program, ilk uçağın tasarımından son uçağın envanterden çıkışına kadar tüm faaliyetleri yönlendirdiği ve aynı zamanda, önemli ölçüde sivil uçaklar ile ilgili faaliyetleri de kapsadığı için bu tezde bu konuya daha çok yer ayrılmış ve incelenmiştir.

1.3. UYBP'nın Kavramı ve Amaçları

Günümüzde gerek sivil gerekse askeri amaçlı uçaklardan, tasarımlarında öngörülen kabiliyetlere sahip olmalarının yanı sıra, mümkün olduğu kadar emniyetli ve

gerektiği anda göreve hazır olabilmeleri özellikle istenmektedir. Gelişmiş ülkelerde vergi ödeyen insanlar servis ömrü boyunca uçakların emniyetli, göreve hazır ve ucuz olmalarını beklemekte, havacılık sektöründeki tüm insanlarda bu beklentileri karşılayabilmek için çaba göstermekteldirler. Nitekim UYBP'nin ana dokümanı olan askeri standart (MIL-STD) 1530A'nın en başında uçakların harekate hazır olmaları (operational readiness) bir ihtiyaç olarak belirtilmektedir [2].

UYBP, bir uçağın *servis ömrü kabiliyetinin* (service life capability) en az *servis ömrü ihtiyacına* (required service life) eşit (genellikle daha fazla) olmasını garanti etmek amacıyla, uçağın servis ömrü boyunca gerekli olan tüm işlemleri safhalar (aşamalar) halinde en uygun zamanda gerçekleştirilmesini sağlayan bir sistemdir. Uçak yapılarının yapısal bütünlüklerini koruyabilmek için gerekli olabilecek kontrol, bakım, tadilat ve onarım işlemlerini en aza indirebilmek ve en önemlisi bu tür faaliyetleri plansız olarak yapmamak için önemli/kritik yapısal testlerin planlama ve uygulamaları uçağın tasarımı ve geliştirilmesi aşamalarında yapılır.

Programın amaçları;

- a. Uçak yapılarının yapısal bütünlüğünü (yapısal mukavemetini, sağlamlığını, hasar toleransını, dayanıklılığını ve servis ömrü kabiliyetini) kurmak, geliştirmek ve garanti etmek,
- b. Serviste bulunan uçaklarda yapısal bütünlüğü sürekli güncel tutabilmek için kullanım bilgilerini toplamak, değerlendirmek ve kullanmak,
- c. Kuvvet yapısal planlamalarını, tadilat önceliklerini ve bunlarla ilgili hareket ve destek kararlarını sağlıklı verebilmek için gerekli olan bilgi ortamını sağlamak,
- d. Gelecekteki uçak sistemleri için tasarım, değerlendirme ve kanıtlama yöntem ve yapısal kriterleri iyileştirmek için ortam sağlamaktır [2].

Uçak yapısal bütünlük programı 1970 li yıllarda şekillenmesini tamamlayarak standart uygulama haline geçmiştir. Program uçuş güvenliğinin artırılmasında çok başarılı olmuş ve bu alandaki faaliyetler 1980 li yıllarda motor yapısal bütünlük programları (engine structural integrity program- ENSIP)'nın oluşturulması, 1990 lı yıllara gelindiğinde ise mekanik üniteler yapısal bütünlük programları (mechanical components structural integrity program - MECSIP)'nın oluşturulması ile sürdürülmüştür. Hansen'e [3] göre UYBP, yapısal tasarım geliştirme, yapısal yetersizlikleri teşhis etme, düzeltici önlemleri tespit ederek tavsiye etme ve yapısal hareket ömrü tahmin konularında uçak sistemleri için şemsiye görevi görmektedir.

1.4. UYBP'nin Safhaları

Uçak yapısal bütünlük programı birbiriyle ilişkili olan beş fonksiyonel safhadan meydana gelmektedir (Çizelge 1.1.).

- a. **Safha I (Tasarım Bilgileri):** Şartnamede istenilen özel ihtiyaçların karşılanabilmesi için tasarım sırasında uygulanacak kriterlerin geliştirildiği safhadır.
- b. **Safha II (Tasarım Analiz ve Geliştirme Testleri):** Öngörülen şartlarda uçağın görev yapabilmesi ve yapının yüklere cevabının tasarım ortamında geliştirildiği safhadır.

c. **Safha III (Tam Ölçekli Testler):** Tasarımın yapısal açıdan yeterliliğini kanıtlayabilmek için uçuş ve laboratuvar testlerinin yapıldığı safhadır.

d. **Safha IV (Kuvvet Yönetimi Bilgi Paketi):** Uçakların kullanımı sırasında hasar birikimi, tadilat ve kontrol ihtiyaçlarını belirleyecek bilgilerin hazırlandığı safhadır.

e. **Safha V (Kuvvet Yönetimi):** Hava kuvvetlerinin kullanımı safhasında, her bir uçağın ekonomik kullanım ömrü boyunca hasar toleransı ve dayanıklılığını, belirtilen emniyet limitleri çerçevesinde gerçekleştirmek için gerekli faaliyetlerin yapıldığı safhadır.

1.5. Tezin Amaçları

Uçak Yapısal Bütünlük Programının bu tezin konusu olarak seçilmesinin amaçları şu şekilde sıralanabilir:

a. UYBP kapsamında geçmişte yapılmış olan çalışmalar ile temel prensip ve esaslarını açıklamak,

b. Bu konuda yurt içinde yapılan çalışmalar son derece kısıtlı olduğu için, UYBP ile ilgili bilgileri havacılık sektöründeki insanlara aktarmak,

c. UYBP konusunda Türkçe bir doküman ortaya koymak (ki bu konuda yayınlanmış Türkçe doküman hemen hemen hiç yoktur),

d. Türkiye’de bu sahada yapılan ve önemli bir bölümü Hava Kuvvetleri Komutanlığı (Hv.K.K.lığı) bünyesinde gerçekleştirilen çalışmaları bir araya getirerek dokümanla etmek (Hv.K.K.lığı dışında bu alanda sadece üniversitelerde yapılan bazı çalışmalar göze çarpmaktadır),

e. Sivil nakliye uçaklarında yorulma ve yapısal bütünlük ile ilgili yöntem ve uygulamalar hakkında bilgi vermek,

f. UYBP kapsamına giren ve uygulaması az olan bir çalışma yaparak, yüksek manevra kabiliyetine sahip bir uçağın kanat kökü yüklerini hesaplamak için yapılan çalışmaları ve elde edilen sonuçları vermek,

g. Daha sonra bu konuda çalışacak araştırmacılara bu alandaki yayınları derli toplu olarak sunabilmektir.

Bu amaçların gerçekleştirilebilmesi için Hv.K.K.lığı envanterinde bulunan yüksek manevra kabiliyetine sahip bir uçağın (F-16C uçağı) üzerinde kapsamlı bir proje uygulanmıştır⁽¹⁾. Proje ile 16 kanallı bir kayıt sistemi temin edilerek, 10 adet uçuş parametre bilgisi ile 6 adet gerinim ölçer bilgisinin birlikte kaydedilmesi ve bu bilgilerin analizi ile kanat kökü yük değerlerinin elde edilmesi hedeflenmiştir. Bu hedef aynı zamanda, üçüncü bölümde detayları anlatılacak olan kuvvet yönetimi safhasının, “tek uçak izleme” ve “yük ve çevre spektrumlarının oluşturulması” faaliyetlerinin de temeli olan uçuş bilgilerinin kaydı ve analizi işlemini içermektedir. Bu hedefe ulaşabilmek için

(1)

Projenin finansal desteği ile danışmanlık hizmetleri AGARD ve Hollanda milli havacılık araştırma kurumu (NLR) tarafından sağlanmıştır.

yapılan çalışmalar kapsamında ise savaş uçağı üzerine gerinim ölçer montajı, gerinim ölçer kalibrasyonu, uçuş test düzeneğinin uçak üzerine montajı, regresyon analizi vb. faaliyetler Hv.K.K.lığı bünyesinde ilk kez gerçekleştirilmiştir.

1.6. Tezin Kapsamı

Tezin kapsamında hem sivil hemde askeri uçakların yapısal bütünlüklerinin sağlanabilmesi için yapılan ve yapılması gereken çalışmalar dikkate alınacaktır. Ancak daha önce de belirtildiği gibi UYBP, prensip ve yöntemleri itibarı ile daha kapsamlı ve sistematik olduğu için bu konuya daha fazla yer verilmiştir. Bu nedenle yukarıda verilen amaçları gerçekleştirebilmek için tez kapsamına alınan çalışmaların içerikleri ve bölümlere göre dağılımları şu şekildedir;

Tezin birinci bölümü konu ile ilgili genel bir giriş mahiyetinde olup, özet bilgiler verilmektedir.

İkinci bölümde UYBP'nın tarihsel gelişimi anlatılmaktadır. Bu kapsamda 1950 - 1970 yılları arasında yapılan çalışmalar detaylı olarak verilmektedir.

Üçüncü bölümde UYBP'nın amaçları, askeri standart ve şartnamelerde belirtilen esaslar doğrultusunda beş aşamada gerçekleştirilen faaliyetler ile bu faaliyetlerin nasıl gerçekleştirilecekleri detaylı olarak açıklanmaktadır. Ayrıca yine bu bölümde ABD Hava Kuvvetleri tarafından yeni uçak sistemlerinin nasıl envantere alındıkları ve bu aşamalarda teknolojinin nasıl yönlendirildiği konusunda bilgi verilmektedir. Yine bu bölüm içinde çok yönlü yorulma hasarı (widespread fatigue damage) konusunda kısa bilgi verilmektedir.

Dördüncü bölümde, uçak yapısal bütünlük programlarının teorik temelini teşkil eden ve kırılma mekaniği ana bilim dalı kapsamına giren metal malzemelerde yorulma (fatigue) konusu ele alınmış ve bu konudaki temel teoriler özetlenmiştir.

Tezin beşinci bölümünde yapısal bütünlük kapsamında Hv.K.K.lığı bünyesinde başlangıcından bu güne kadar yapılan tüm çalışmalar ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

Altıncı bölümde sivil nakliye uçaklarında yapısal bütünlük faaliyetlerinin gerçekleştirilmesi amacıyla ABD ve Avrupa ülkeleri tarafından ortaya konan ve uygulanan prensipler anlatılmıştır. Bu kapsamda modern yolcu uçaklarından Airbus'ların tam ölçekli yorulma testleri hakkında özet bilgi verilmiş, yaşlı yolcu uçakları üzerinde bu alanda FAA ve Boeing uçak şirketi tarafından yapılan çalışmalar hakkında bilgi verilmiştir.

Yedinci bölümde ise özgün bir çalışma olarak Hv.K.K.lığı envanterinde bulunan yüksek manevra kabiliyetine sahip bir uçağın üzerine 16 kanallı bir kayıt sistemi ile altı adet gerinim ölçer monte edilerek seçilen bazı uçuş parametreleri ile birlikte gerinim ölçer verilerini aynı anda kayıt etmek ve bu bilgilerin analizi ile kanat kökü yüklerinin hesaplanması gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalar sırasında gerçekleştirilen montaj, kalibre ve regresyon analizi ile ilgili ayrıntılı bilgi verilmiştir. Ayrıca bu kapsamda yapılan çalışmalar Erciyes Üniversitesi tarafından 13-16 Mayıs 1996 tarihleri arasında düzenlenen Kayseri Birinci Havacılık Sempozyumunda bildiri olarak sunulmuştur.

Tezin ekleri olarak ise dört konuda ilave bilgi verilmektedir. Bunlardan birincisinde; Standart yorulma analizleri sırasında kullanılan terim ve sembollerin

açıklamaları verilmektedir. İkincisinde UYBP kapsamında geçen özel terim ve ifadelerin tanımları/açıklamaları verilmektedir. Üçüncü ekte ise, UYBP konusunda karşılaşılan tüm yayınların bir listesi verilmiştir. Tezin hazırlanması sırasında yararlanılan ve referans olarak verilen yayınlar ile bu ekte verilen yayınların bir araya getirilmesi ile bundan sonra bu konularda çalışma yapacak olan araştırmacılara yararlı bir kaynak olacağı değerlendirilmektedir. Dördüncü ekte ise tezin yedinci bölümünde verilen regresyon analizleri kapsamında uçuş yükleri ile ilgili denklemleri nasıl elde edildikleri açıklanmıştır.

1.7. İlgili Dokümanlar

UYBP konusunda temel dokümanlar sistemin esaslarını ortaya koyan askeri standart ve şartnamelerdir. Ancak bu dokümanların ortaya koyduğu esasları gerçekleştirebilmek için son 25-30 yılda temel olarak kırılma mekaniği bilim dalı olmak üzere, malzemedeki yapısal testlere, uçuş test ve ölçümlendirmesinden istatistik ve olasılıksal uygulamalarına kadar pek çok alanda araştırma ve inceleme yapılmış, elde edilen sonuçlar yayınlanmıştır. Bu denli geniş bir sahayı içine alan bu konuda yapılan tüm çalışmaları ve yayınlanan tüm dokümanları bir araya toplamak hemen hemen imkansızdır. Türkiye’de ise bu konuda çalışan insan sayısı ve yapılan çalışma sayısı son derece kısıtlı olduğu için, yine de bundan sonra bu konuda çalışacak insanlara yardımcı olabilmek amacıyla ulaşılabilen tüm dokümanlar bir liste haline getirilerek Ek-3’te verilmiştir.

Çizelge 1.1. UYBP'nın Aşamaları [2]

AŞAMA 1	AŞAMA 2	AŞAMA 3	AŞAMA 4	AŞAMA 5
TASARIM BİLGİLERİ	TASARIM ANALİZ VE GELİŞTİRME TESTLERİ	TAM ÖLÇEKLİ TESTLER	KUVVET YÖNETİMİ BİLGİ PAKETİ	KUVVET YÖNETİMİ
UYBP Ana Planı	Malzeme ve Bağlantı Özellikleri	Statik Testler	Son Analizler	Yük ve Çevre Spektrumunun Belirlenmesi
Yapısal Tasarım Kriterleri	Yük ve Gerilme Analizleri	Dayanıklılık Testleri	Dayanıklılık Özeti	Tek Uçak İzleme Bilgileri
Hasar Tolerans ve Dayanıklılık (Durability) Kontrol Planı	Tasarım Servis Yükleri Spektrumu	Hasar Tolerans testleri	Kuvvet Yapısal Bakım Planı	Uçak Bakım Zamanlarının Tespiti
Malzeme, İmalat ve Bağlantı Yöntemlerinin Seçimi	Tasarım Kimyasal/Isıl Çevre Spektrumu	Uçuş ve Yer Testleri	Yük/Çevre Spektrumunun Belirlenmesi	Yapısal Bakım Kayıtlarının Tutulması
Tasarım Servis Ömrü ve Tasarım Kullanımı	Tasarım Kimyasal/Isıl Çevre Spektrumu	Ses (sonic) Testleri	Tek Uçak İzleme Programı	
	Hasar Tolerans Analizleri	Uçuş Titreşim Testleri		
	Dayanıklılık Analizleri	Flater Testleri		
	Ses (Sonic) Analizleri	Test Sonuçlarının Değerlendirilmesi ve Yorumlanması		
	Titreşim Analizleri			
	Flater Analizleri			
	Nükleer Silah Etkileri Analizleri			
	Klasik Silah Etkileri Analizleri			
	Tasarım Geliştirme Testleri			

2. YAPISAL BÜTÜNLÜĞÜN TEMELLERİ

2.1. Genel

Uçak yapısal tasarım çalışmalarında “Yapısal Bütünlük” tabirinin ilk defa ne zaman kullanıldığı belli değildir. 1950'lerden beri kullanılmakta olan tabir ilk kez 1954 yılında yayınlanan Askeri Standart'ta “statik yapısal test yöntemleri ile uçağın yapısal bütünlüğünün ortaya konulması....” cümlesi ve “yapısal bütünlük uçuş gösterisi” cümlesi ile kullanılmıştır. Ancak bu yayınlarda yapısal bütünlük ifadesi bu günkü anlamıyla izah edilmemiştir. 1956 yılında yayınlanan ABD Hava Kuvvetler Sözlüğü (United States Air Force Dictionary) yapısal bütünlüğü “uçak yapısının tasarımında öngörülen yüklere dayanabilme özelliğidir” şeklinde tanımlanmıştır.

Konuya bir başka açıdan bakıldığında yapısal bütünlük konusunda Wilbur ve Orville Wright tarafından 1903 yılında ortaya koydukları prensipler/uygulamalar yaklaşık 50 yıl uçak tasarımında emniyeti temin etme yöntemi olarak kullanılmıştır. Wright kardeşler makinelerinin uçuş sırasında maruz kalacakları yükleri yerde uygulayarak bir anlamda ilk gerilme analizlerini ve ilk statik testleri gerçekleştirmişlerdir. *Temelde yapılan işlem, tahmin edilen kuvvetlerin belli bir emniyet katsayısı ile çarpılması ile bulunan değerlerin uygulanması sonucu gerçekleştirilen “tam ölçekli statik test”tir.* O tarihlerde “emniyet katsayısı” adı altında bir katsayının kullanılmasının başlıca nedenleri;

- a. Yüklerin tam olarak bilinmemesi,
- b. Yapısal analizlerin hassas olarak yapılamaması,
- c. Malzemelerin mukavemet/dayanıklılık özelliklerindeki farklılıklar,
- d. Servis ömrü içinde yapıda oluşan şekil değiştirmeler,
- e. Birbirinin aynı olarak imal edilen parçaların montaj kalitesi nedeniyle aynı sonucu vermemeleri (inşa standartları-build standards) dir.

Bu emniyet katsayısı kavramı uygulaması 1950'lerin ortalarına kadar uluslararası kabul görmüştür. Ancak bu durum söz konusu dönemde imal edilen uçakların yapısal sorunları olmadığı anlamına da gelmemektedir. Emniyet katsayısı sadece sürekli olarak daha hızlı, daha büyük ve daha yüksek irtifa uçağı istekleri ile daha hafif ve daha etkili yapı istekleri arasında kabul edilebilir bir denge sağlamıştır. Dizayn yetersizlikleri veya bu konudaki tecrübe yetersizliğinin neden olduğu sorunlar genellikle statik test aşamasında tadilat veya yeteri kadar tekrar dizayn çalışmaları ile telafi edilmiştir. Eğer hatalar bu aşamada tam olarak çözülememiş ve uçuş safhasına yansımış ise o zaman da, dizayn şartnamelerinde, yük tahmin yöntemlerinde, imalat tekniklerinde, çevre standartlarında düzeltici değişiklikler yapılmış veya uçuş kısıtlamaları getirilmiştir. Bunun sonucu, dizayn ve test yöntemleri bir bütün olarak ele alınmış, çok geniş bir veri tabanı oluşturularak yukarıda belirtilen beş sahada belirsizlikler giderilmeye çalışılmıştır. Ancak, özellikle yük tahminleri, yapısal analiz ve montaj kalitesi (build standart) alanlarında önemli gelişmeler sağlanmış fakat malzeme özellikleri ile servis sırasında şekil değiştirme sahalarında önemli gelişme olmamıştır.

Bu dönemdeki kaza istatistiklerine bakıldığında sürekli bir iyileşme göze çarpmaktadır. İyileşme yavaş fakat sürekli, bu iyileştirmeyi sağlayan prensipler basitti.

Uçak tasarımında görevli mühendisler ise gelişmeler sonunda mutlu idiler. İkinci dünya savaşı yıllarında yorulma (Fatigue) olayının önce sivil hava yolları hemen ardından da ABD Hava Kuvvetleri uçaklarında su yüzüne çıkması ile uçak inşa (yapısal) mühendislerinin dünyası tepe taklak olmuştur [4]. 1948 yılında USAF Martin 202 kazası ile 1954 yılında İngiliz De Havilland Comet kazası yorulma konusunda ilk işaretleri vermişlerdir.

2.2. İkinci Dünya Savaşı Yılları ve İlk Yapısal Testler

İkinci Dünya savaşı yıllarında uçakların yıllık uçuş saatleri çok yüksek değildi ve sadece eğitim uçaklarında yorulma konusunda çalışma yapılabilecek uçuş miktarı gerçekleşiyordu. Bu nedenle yorulma testlerinde kullanılan ilk uçak North American AT-6 eğitim uçağı olmuştur. Bu test 1945 yılında Ohio'nun Wright üssünde basit ama o zaman için ihtiyaca cevap verecek seviyede yapılmıştır. Test sırasında kanatlara, kırılıncaya kadar limit yükler uygulanmış, kontrol yöntemi ise son derece basit olup, çatlağın gözle araştırılması veya kulak ile çatlak oluşumunun dinlenmesi şeklinde idi. 1948 yılında F-84D kanatlarına yorulma testi uygulanmıştır. Bu testlere, 1952'de Kore'de kullanılan F-84G'nin kanatları ile devam edilmiştir. Yine aynı yöntem kullanılarak kanatlar kırılıncaya kadar limit yük uygulanmıştır.

Serviste bulunan uçaklarda yorulma probleminin ilk işaretini 1953 yılı hava gösterisi (air show) sırasında sol kanadı koparak kazaya uğrayan F-89C uçağının kontrolü vermiştir. Bu olayı çok kısa aralıklarla diğer ciddi yapısal yorulma kazaları takip etmiştir; 1952'de B-36, 1953'te F-84, 1955'te F-86 ve 1958'de F-101 kazaları tipik örneklerdir. Bu dönemde her uçak tipi için hızlandırılmış kontrol ve tadilat işlemleri yapılarak alınan önlemler ile problem giderilmeye çalışıldı. Bu çalışmalar sayesinde problemin kontrol altına alındığı, malzeme yorulması ile uçakların yapısal yönden göreve hazır tutulmaları arasında makul dengelerin kurulduğu düşünüldüğü bir sırada problem birden kontrolden çıktı. 1958 yılı başlarında B-47 filosunda üstüste bir seri kaza oldu.

2.3. B-47 Uçaklarının Yapısı ve Stratejik Önemi

1950'li yıllardaki "soğuk savaş" döneminde ABD'nin milli güvenlik politikası John Foster Dulles'in "etkili nükleer misilleme" doktrini ile belirlenmişti. Bu dönemde temel Amerikan caydırıcı gücü ise ABD Hava Kuvvetleri Stratejik Hava Komutanlığı (SAC)'nın B-47 ve B-52 bombardıman uçakları idi.

1950'li yıllarda ABD'nin savunma ve güvenliği açısından B-47 uçaklarının önemini anlamak bugün için güç ise de, o tarihlerde B-47 uçakları Stratejik Hava Komutanlığının belkemiği idi. İlk ok açılı "swaptwing" jet bombardıman uçağı olan B-47, son uçak Şubat 1957' de montaj dokundan çıktığında üç değişik imalatçı tarafından (Boeing, Douglas ve Lockheed) 2041 adet üretilmişti. Hava Kuvvetleri ise bu uçağı 1958 yılından itibaren en az yedi yıl süre ile temel orta-menzil bombardıman uçağı olarak görevlendirmişti. Ancak bu anahtar rolü üstlenen uçakların beklenen eskime tarihlerinden yıllarca önce kullanılmaz hale gelmeleri savunma kuruluşlarında korku

yarattı. B-47 krizi, yapısal yorulma konusunda mevcut teorik ve uygulamalı bilgi eksikliğinin ne denli tehlikeli sonuçlar doğurduğunu ortaya koydu ve Amerikan plancılarını da endişeye düşürdü. B-47 uçaklarında görülen bu problemin yüksek performanslı insanlı diğer uçaklarda, örneğin sekiz motorlu jet B-52, süpersonik B-58, jet tanker uçağı KC-135 ve daha sonraki B-70 ve F-108'lerde nasıl üstesinden gelinecekti?

B-47 uçaklarında görülen problem ile USAF envanterinde bulunan diğer uçaklardaki potansiyel problemler arasındaki ilgiyi anlamak için, B-47 uçaklarının geliştirilme safhasını incelemek ve diğer askeri uçaklar ile benzerliklerini ve farklı yönlerini değerlendirmek faydalı olacaktır. Bu uçak XB-47 adı ile USAF karargahı tarafından ortaya konan askeri karakteristikleri karşılamak üzere, deneysel çok motorlu jet bombardıman uçağı olarak geliştirildi ve XB-46 ile XB-48' uçaklarının rakibi idi. Uçak gerçekten yeni dizayn olup, "swapt-back" laminar akışlı, oldukça ince ve esnek kanatların altında yer alan paylonlara asılı altı adet jet motoru ile teçhiz edilmesi uçağın tasarımcılarının umduğundan da daha yüksek performans göstermesini sağladı. Saatte 600 milin üzerindeki hızı, o tarihte mevcut hemen hemen tüm savaş uçaklarının üzerinde idi. Bu olağanüstü performansı sayesinde 1950 yılında SAC tarafından yeni yüksek irtifa orta menzil bombardıman uçağı olarak seçildi.

B-47 uçağının protipi, herbiri 4000 pound tepkiye sahip 6 jet motoru ve 125.000 pound maksimum kalkış ağırlığı ile ilk uçuşunu 17 Aralık 1947 tarihinde yaptı. Daha sonra menzil artırımı için yakıt kapasitesinin artırılması, teçhizat değişiklikleri ve yapısal güçlendirmeler sonucu uçağın kalkış ağırlığı B-47B'de 185.000 pounda ve B-47E uçağında ise 206.000 pounda yükseldi. Arzu edilen performansın muhafaza edilebilmesi amacıyla da motor tepkisi B-47A'da 5200 pounda, B-47B'de 5800 pounda ve B-47E'de 6000 pounda yükseldi. B-47 serisi uçaklarının yapısal dizaynı, USAF tarafından 1950 yılında B-47B uçağının statik testleri ile Eylül 1952-Mart 1954 arasında B-47B uçağı uçuş yükleri izleme sonuçları değerlendirilerek kabul edilmiştir. B-47 serisi uçaklar için belirli bir servis ömrü konmamıştır. USAF planlamalarına göre bu uçağın 1965 yılından önce değiştirilmemesi öngörülmekte idi, ancak gerçekte B-47 filosu hareket görevlerinden 1966 yılında alındı, sadece birkaç uçak 1969 yılı sonlarına kadar serviste kaldı. B-47 uçağı oldukça uzun ömürlü bir amaçla tasarlanmıştı, ancak 1958 yılında istikbali karardı [4].

Uçuş yükleri özet bilgileri ve standart statik testler de dahil olmak üzere yapılan B-47 yapısal analizleri, test edilen uçak üzerinde dizayn limit yüklerinin % 150'sine dayanmıştır. Fakat gerçek uçuş sırasında oluşan daha küçük genliğe (amplitüde) sahip tekrarlı yüklere dayanıklılık aynı test uçağında garanti edilememiştir. Bunun sonucunda, tekrar eden ve şiddeti maksimum yüklerden daha düşük olan amplitüde burulma ve eğilme ile birleşince direk uygulanan maksimum yükten daha fazla hasar oluşturabilmektedir. Gerek teorik olarak, gerekse gerçekte, uçuşta oluşan yükleri çok hassas bir şekilde bilmedikçe yorulma probleminin B-47 uçaklarının servis ömrünü aniden nasıl bitirdiklerini anlatmak/açıklamak mümkün olmayacaktır. Yorulma analizleri, problem anını yeterince hassas bir şekilde tahmin etme veya ikaz etme konusunda yeterince hassas bir bilim değildir. Fakat laboratuvarında çalışan bilim adamları için B-47 uçaklarının beklenen servis ömrünü kısaltan çeşitli faktörler açıkça biliniyordu. Maalesef ne tehlikeli noktaya 500, 1500 veya 2000 uçuş saati kaldı şeklinde

bir tahmin yapılabilirdi, ne de bunun yerine genel bir kanı olarak uçak mürettebatının uçuş sırasında harici yüklerden kaynaklanan en tehlikeli streslere ne zaman maruz kaldığı bilinmiyordu. Sadece B-47'lerin alçak irtifada uçuğu değerlendirilerek yüksek uçuş saatine sahip uçakların stresin harici belirtileri açısından dikkatli bir şekilde kontrol edilmesi tartışılıyordu.

B-47 uçağındaki problemler birkaç ana faktör ile değerlendirilebilir. Maksimum kalkış ağırlığının çok fazla artırılması ile yapısal ağırlığın maksimum kalkış ağırlığa oranı ciddi bir problem boyutuna ulaşmıştır. Motor tepkisinin artması, daha büyük (geniş) motor kullanılması ve kalkış gücünü %17 arttıran “su enjeksiyon” tadilatının uygulanması gövde ve kanatlardaki şekil değişimlerini (strains) arttırmıştı. Daha kısa mesafede kalkış için roketler kullanılıyordu. Jet motor eksozlarından çıkan ısının yayılımı ve akustik yüklerin neden olduğu gerilme ile ilk kez tanışılıyordu ve araştırılıyordu. En önemli faktör ise uçakların servis kullanım şekillerinin değiştirilmesidir.

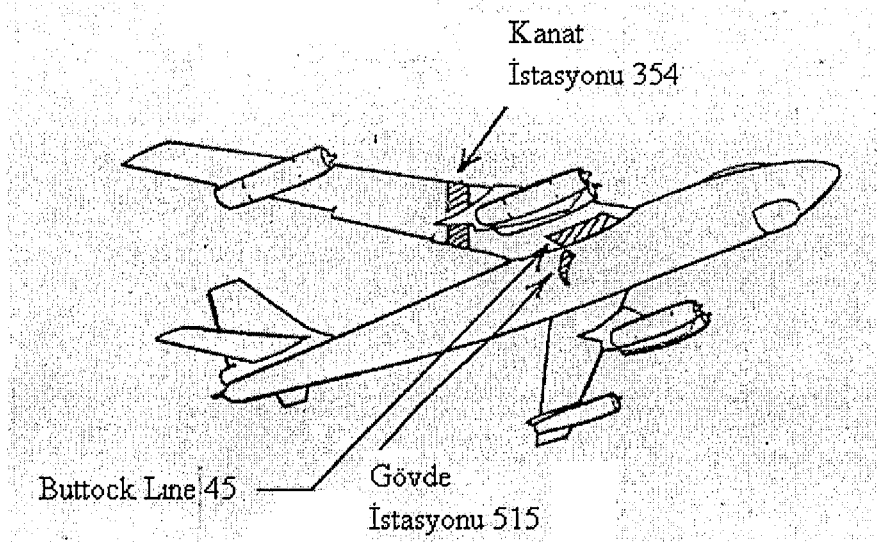
B-47 uçakları yüksek irtifa bombardıman uçağı olarak tasarlanmış ve varoluşundan itibaren yaklaşık 10 yıl bu şekilde kullanılmıştır. Ancak 1957 yılının ikinci yarısından itibaren SAC tarafından bombardıman uçuşları alçak irtifada yapılmaya başlanmıştır. Bu alçak irtifa uçuşları alçak irtifada nükleer silah bırakmak için yapılan alçak irtifa bombalama sistemi manevrası “Low-altitude bombing system maneuver (LABS)” ve hızlı bir şekilde bölgeden kaçış “strenuous pop-up bombing run” tan oluşuyordu. Bu uçuşlarda 1000 feet altındaki atmosferik türbülans ilave bir gerilme yaratıyordu. İlave olarak, menzil artırımı nedeni ile uçaklar daha çok havada yakıt ikmali yapıyor, ikmal sırasında ise tanker uçağı ile pozisyon ve mesafeyi koruyabilmek için gerekli manevralar da ilave yükler yaratıyordu. Eğitim uçuşları için yapılan çok sayıda iniş ve kalkış nedeniyle frenleme, taksi, pist yüzey bozuklukları etkisi gibi ilave dinamik yüklere neden oluyordu. Tüm bu faktörlerin neden olduğu ilave yapısal yüklerin etkisini ölçmek ise oldukça zordu. Tüm bunlara rağmen B-47 uçakları o dönemde kendilerine verilen farklı görevleri başarı ile tamamlamışlardır.

2.4. B-47 Kazaları

B-47 uçaklarında yapısal kriz 13 Mart 1958 tarihinde iki ayrı uçak kazası ile gelmiştir. Bunlardan birincisi Florida'da Homestead hava üssü yakınlarında kalkıştan üç dakika sonra 15.000 feet yükseklikte bir B-47B uçağının merkezi kanadının BL (buttock line) 45' ten kırılması ile meydana geldi. (B-47' nin bazı kritik bölgeleri Şekil 2.1.' de görülmektedir). Kaza anında uçağın toplam uçuş saati 2077 saat 30 dakika idi. Aynı gün Oklahoma'da Tulsa üzerinde 23.000 feet irtifada uçan bir TB-47B uçağının sol kanat alt kaplaması BL 35' te yorulma nedeniyle önce kaplama sacı, daha sonra aynı yerden kanadın kırılması sonucu uçak düştü. Kaza anında bu uçağın uçuş saati ise 2418,45 idi. Hava Kuvvetleri ve uçak imalatçıları tarafından bu iki kazanın nedenleri araştırılırken 3 kazanın daha olması, bu kazaların spesifik olaylar olmadığını gösterdi.

21 Mart tarihinde 1129,30 uçuş saatinde bir B-47E uçağı Florida Avon Park Yakınlarında baş yukarı (pull-up) manevrası sırasında meydana gelen gerilme sonucu havada parçalandı. Daha sonra 1265,30 uçuş saatindeki bir başka B-47E uçağı 10

Nisan'da New York, Langford yakınlarında 13100 feet irtifada havada ikmal randevusuna giderken infilak etti. Bu serideki son trajedi ise 15 Nisan'da bir başka B-47E'nin Florida, McDill Hava Üssü'nde fırtınalı bir havada kalkışı anında parçalanması idi. Bu uçağın toplam uçuş saati 1419.20 saat idi ve uçağın pilotu saatte 80 ile 100 mil hızındaki türbülansa (gust) girdiğine inanıyordu. Tüm bu kazalar B-47



Şekil 2.1. B-47 uçağının yapısal yönden kritik bölgeleri [4]

uçaklarında hemen hemen her uçakta çatlak görülebileceğini ve bu çatlakların kritik boya ulaşmak için 2000 saati bile beklemediklerini gösteriyordu. Kazalardan belki biri pilotun pull-up manevrasında uçağın yapısal limitlerini aşması şeklinde yorumlanabilir, ancak kalan 4 kaza hiç şüphesiz yapısal yorulma nedeniyle olmuştu.

Kazalardan sonra ilgili kurumlar olarak imalatçı Boeing Havacılık Şirketi, kullanıcı SAC, servisteki uçaklardan sorumlu Hava Malzeme Komutanlığı (Air Research and Development Command - ARDC) ve ona bağlı Wright Hava Geliştirme Merkezi (Wright Air Development Center - WADC) çalışmalara başladı. WADC öncelikle uçak laboratuvarlarındaki metalurji uzmanlarını devreye soktu. Ayrıca Milli Havacılık Danışma Komitesi (National Advisory Committee for Aeronautics - NACA)' de çalışmalara aktif olarak katıldı.

Yapılacak ilk işlem B-47 bombardıman uçaklarını uçar vaziyette tutabilmektir. Çünkü hem ülkenin savunma politikası hemde yaklaşan Cenevre (Geneva) zirvesinin başarısı bunu gerektiriyordu. Krize yapılacak ilk işlem ise yapısal problemleri dilimlere ayırarak etkilenen uçak elemanlarının değiştirilmesi veya kuvvetlendirilmesi idi. Bu sayede, uçakların hızları, ağırlıkları azaltılarak ve manevraları kısıtlanarak serviste tutulmaları sağlandı.

Oklahoma Hava Malzeme Komutanı (Oklahoma City Air Material Area-OCAMA) Tümgeneral Thomas P. Gerrity tarafından yapılacak acil işlemler "kontrol yöntemleri, uçuş kısıtlamaları, ilave kayıt teçhizatları ve ileri test programları" şeklinde ortaya konmuştur. Uçaklar kontrole başlanmış, 4 Nisan'da ARDC tarafından "uçuş kısıtlaması konmadan uçuşların sürdürülmesinin B-47 filosu için tehlikeli olacağı"

yayınlanmıştır. 11 Nisan'da 360 knot hız ve 1.5 G manevra limiti konmuş, kısıtlamalar 25 Nisan'da resmen yayınlanmış ve kontrolü biten uçaklar hariç alçak irtifa uçuşları (iniş-kalkış hariç) yasaklanmıştır. Maksimum kalkış ağırlığı harici yakıt deposu yoksa 136.000 pounds, harici yakıt ile 185.000 pounds, maksimum hız (indicated air speed) 310 knots, manevralar 30⁰ yatışta en çok 1.5 G ile sınırlandırıldı. İniş-kalkış (touch-and-go landings), turbilanslı ortamda uçuş, buffet ve stall yasaklandı.

Kazalardan sonra kontrol ihtiyaçları belirlendi ve her kazadan sonra güncelleştirildi. Bu amaçla bir dizi teknik emir yayınlandı, WS 354 ve BL-45'teki kritik delikler elden geçirildi, oversize (standart olarak bir üst boyuttaki bağlayıcı) civatalar takıldı. FS 515 'teki kanat gövde bağlantı fittingleri üzerindeki süt şişesine benzeyen pin'ler oversize edildi. Daha sonra ise uçakların kontrol ve tadilatını ön gören bu projeye "süt şişesi projesi - Project Milk Bottle" adı verildi.

2.5. B-47 Yapısal Test ve Analizleri

29 Mayıs 1958'de kanat kökünü güçlendiren TCTO 1B-47-1019 yayınlandı. Süt şişesi projesi kapsamında 1019, 1020 ve 1022 nolu TCTO'lar Ağustos ile 1 Ocak 1959 arasında 1622 uçağa en az bir kez uygulandı. Proje bedeli 62 Milyon \$ idi. Proje kapsamında gerçekleştirilen faaliyetlerden önemli bir safha ise, 1958 yılı Mayıs ayı ortalarında müştereken alınan bir karar ile B-47 uçaklarında birbirinden bağımsız 3 ayrı tesiste 3 yorulma testinin uygulanması kararı oldu. Bu karara göre; Kansas, Wichita'da Boeing tesislerinde, Oclahoma, Tulsa'da Douglas tesislerinde ve Virginia, Langley'de NACA Laboratuvarlarında yapılacak ve testler parça kırılıncaya kadar devam edecekti. Testlere Boeing Temmuz ayı başında, Douglas Temmuz ayı sonunda, NACA ise bir ay sonra başladı. Testler başladığında B-47 uçağının kanadı kritik yapısal eleman olarak değerlendirilmekte idi; fakat bir aylık hızlandırılmış testler sonucunda FS 508'deki gövde longeron'unun yorulma açısından tehlikeli nokta olduğu anlaşıldı. Üstelik bu bölge testin kapsamı dışında idi. 8 Ağustos'ta 1275 uçuş saatine karşılık gelen test zamanında, limit test yükünün % 90 ında longeron kırıldı. Kaplama sacında çatlaklar görülmüş idi; ancak gerçek ve simüle edilmiş uçuşları toplamı sadece 3442 saat olan uçakta longeron'ların kırılması sürpriz idi. Olaydan sonra uçağın kanadı muhafaza edilip, gövdesi değiştirildi ve 8 Eylül'de testlere devam edildi. 16 Eylülde, yeni gövdenin uçuş saati 2156 iken FS 508 yeniden parçalandı. Aynı gün servisteki bir başka uçakta 2900 uçuş saatinde aynı longeronda çatlak tesbit edildi. Paralel olarak 13 Eylül'de Douglas test uçağında aynı kaderi paylaştı. Bu uçak 3022 saatte idi ve Boeing uçağında ilk olaydan sonra ilave edilen çatlak tesbit kabloları tamamen parçalanmayı önlemişti.

Bu olaylardan sonra Boeing'te tasarlanmış olan geliştirilmiş üst longeronlar kullanılarak hem Douglas hemde Boeing test uçaklarının FS 508 üst longeronları değiştirildi. Bu değişimlerden sonra 13 Ekim 1958'den itibaren testlere devam edildi. Kasım başında Boeing test uçağı toplam 5872 uçuş saatinde iken kanat BL 45'ten kırıldı. Tamir işleminden sonra 4 Aralık'ta testler yeniden başladı ve Aralık ortalarında sağ BL 32'de uçak kaplama sacında 27 inç çatlak tespit edildi. Bu anda uçak toplam uçuş saati 6397 olup bunun 4626 saati longeron tadilatından sonra simüle edilmiş

uçaklara aitti. Boeing çatlak kaplama panelini 21 Aralık'a kadar yenisi ile değiştirdi ve testlere toplam 6922 saate ulaşınca kadar devam etti. Bu andan itibaren testlere devam etmenin iki nedenle faydalı olmayacağı değerlendirildi. Birincisi tadil edilmiş longeronlar 5151 eşdeğer uçuş saatini başarı ile tamamlamıştı, ikincisi kanat pek çok çatlak ve onarım sonucu yamalı bohçaya dönmüş olup servisteki B-47 kanatlarından farklılaşmıştı. Bu nedenlerle test durduruldu ve "teardown" (test sonrası kontroller) yapıldı. Daha sonra bu kontrol sonuçları diğer test sonuçlarının bulguları ile kıyaslandı.

Langley'deki testte 4243 saatte gövde kaplaması çatlakları oluştu. Onarımlardan sonra 1019 tadilatı ile konan çelik takviye parçasında 5468 ve daha sonra 5818 saatlerde çatlaklar görüldü. Aynı zamanda kanat istasyonu 179'da "splice plate" te çatlak görüldü. Bu çatlak "ana problem" olarak değerlendirildi ve teste son verildi. Bu tarihte longeron onarımının toplam uçuşu 4550 saati buldu, fakat NACA uzmanları tarafından "kuş yoruldu ve bu nedenle pek çok küçük çatlak başlangıçları oluşmaya başladı" kararı verildi.

Son olarak tahribatlı (hasarlı) teste devam edebilmek için Douglas'taki B-47 uçağı kaldı. Bu uçaktaki teste gövde kaplamalarında görülen çatlaklar tamir edilerek 6425 saate kadar devam edildi ve bu saatte kanat istasyonu 258'de rib'in web'inde üç adet çatlak tespit edildi. Bu çatlaklara durdurma deliği delindi ve teste devam edildi. 7145 saate gelindiğinde ise Langley'deki uçağın testini, sona erdiren çatlaklar görüldü. Bu çatlaklarada durdurma deliği açılarak teste devam edildi. Bu işlem 7845 ve 8195 saatlerde iki kez tekrarlandı. Her seferinde eğer çatlak tespit edilip, durdurma deliği delinmeseydi kanadın kırılması ile sonuçlanacağı değerlendirildi. Douglas'daki test Şubat 1959'da yaklaşık 10.000 saate kadar sürdürüldü ve sağ kanat alt kaplamasının kırılması ile tamamlandı. Ancak burada önemli olan nokta kanat istasyonu 175'teki çatlağın son uzunluğu Langley'deki test uçağının kanadının kırıldığı andaki çatlaktan 4" daha küçük idi.

Bu testlerde üç farklı mekan kullanıldı ise de mümkün olduğu kadar aynı testin uygulanmasına gayret edildi. B-47 uçaklarının gerçek kullanımlarını simüle edecek şekilde SAC tarafından temin edilen spektrumlar kullanıldı, Gerilmeler için 170.000 pounds maksimum kalkış ağırlığı ve altı saatlik ortalama görev süreleri esas alındı. Testler sırasında ivedi karar verilmeyip üç testin sonuçları alınıp karşılıklı değerlendirmeler yapıldı. Her üç testte de longeron onarımları ve 1019 kanat tadilatlarının yeterli emniyeti sağladığı görüldü. Kasım 1958'de uçakların servis ömürlerinin 3000 uçuş saatini garanti edebilecekleri, 5000 saat için test sonuçlarının daha ileri düzeyde değerlendirmeye ihtiyaç olduğu kanaatine varıldı.

2.6. UYBP (ASIP)'nın Bir Program Olarak Doğması

1958 yılının en önemli sorunu olan B-47 uçaklarının kullanışsız hale gelmesi ile ilgili faaliyetler devam ederken USAF B-47 uçaklarının yarattığı krizden yeterince ders almıştı. SAC komutanı general Thomas S. Power 29 Nisan 1958'de USAF Kurmay Başkanı'na B-47 krizinin diğer uçakları nasıl etkileyeceğini sordu. Bunun sonucu olarak, kazalar olduktan sonra pahalı tedbirler almak yerine, yorulmadan kaynaklanan kazaları önlemek amacıyla yorulmanın temel sebeplerini anlamak için yöntemler araştırıldı.

12 Haziran 1958 tarihinde USAF Kurmay başkan yardımcısı general Curtis E. LeMay, ARDC (WADC) ye “Uçak Yapısal Bütünlüğü” adında bir program önerdi. Bu programın temel amaçları ;

- a. Servisteki uçakların yapısal yorulma açısından kontrolü,
- b. Uçak servis ömrünü hassas olarak tahmin etmeye yönelik yöntemlerin geliştirilmesi,
- c. Gelecekteki silah sistemleri için yapısal ve ses yorulma problemlerinden korunmak için gerekli tasarım bilgileri ve test yöntemlerinin elde edilmesi.

Programa 1959 yılında doğrudan veya dolaylı olarak USAF’ın ana komutanlıkları, onların bağlıları 19 silah sistemi, en az 7 uçak imalatçısı ve tüm alt kontraktörler katıldı. Teknik olarak program uçak mühendisliğinin her alanını, WADC’nin tüm laboratuvarlarını ve konu ile ilgili tüm bilimsel alanları etkiledi.

Yapısal Bütünlük Programı, para, insangücü ve tesisin yanısıra faaliyetlerde sorumluluklarla ilgili yetki ve temas kanallarının kurulması, öncelik veya gelişmelerle ilgili ana komutanlıklarla mutabakat sağlanması için yöntemlerde gerektiriyordu. Tüm bu ihtiyaçlara cevap verebilecek yöntemleri bir anda ortaya koyabilmek kolay değildi. General LeMay tarafından 19 Kasım 1958 tarihinde yayınlanan direktifte tüm Hava Kuvvetleri birimlerinin işbirliği ve aktif desteğinin gereği belirtilmişti. Bu sayede B-47 rehabilitasyon ve servisteki uçaklar için Yapısal Yorulma Sertifikasyon Programı planlandı ve gerçekleştirildi. Uzun vadeli hedeflerin bir parçası olarak, UYBP dökümanı Şubat 1959’da pek çok ilave ve değişikliklerle yayınlandı, fakat 1958’de konan prensipler önemli ölçüde değişmedi.

UYBP ile ilgili çalışmalar sayesinde uçak tasarımı ve tasarım kriterleri ile ilgili teknolojiler 1958 yılındaki B-47 krizinden 1967 yılındaki F-111 krizine kadar hızla gelişti. İlave olarak hızlandırılmış araştırma faaliyetleri 1960’lı yıllarda uzay programlarını da olumlu etkiledi, uçak endüstrisi tarafından geliştirilen yeni malzeme ve teknolojiler bu sahada da kullanıldı.

UYBP ile ilgili ana gelişmelerin kronolojisi Çizelge 2.1.’de verilmiştir. Uçak yapısal yorulma problemlerini araştırmak amacıyla WADC tarafından bir program ortaya kondu ve bu programın parasal kaynağı AMC (Hava Malzeme Komutanlığı) tarafından temin edileceği 8 Mayıs 1958’de bildirildi. Buna göre AMC, B-66 uçakları için “genişletilmiş alçak irtifa türbülanslı ortam (expanded low-altitude gust environment)” programı için 600.000 \$ ve 6 adet B-52 ile 6 adet B-47 uçağına uçuş yükleri kayıt sistemi takılması için de 150.000 \$ temin edecek ayrıca B-52 ile B-47 uçaklarının yorulma testlerine destek olacaktı.

Bu çalışmalara paralel olarak 6 Mayıs’ta USAF karargahı tarafından yayınlanan bir emir ile yapısal bütünlük programı kapsamı daha da genişledi ve çalışmalar biraz daha resmi bir hüviyet kazandı. Emirde tüm uçaklar için sürekli olarak yeterli seviyede uçuş servis yükleri programı öngörülüyordu. Yeterli uçuş yükleri bilgisi temin etmek için ;

- a. Mümkün ise, serviste bulunan uçaklarda yorulma açısından önemli kritik yapıların en kritik noktalarının uçuşta kırılmadan önce belirlenmeli,
- b. Bu noktalarda eğer bir mühendislik onarımı gerekli ise, yeterli ve uygun onarım yöntemi mümkün olan en kısa zamanda belirlenmeli,

c. Çalışmalarda servis ömrü yetersizliği tespit edilirse, alternatif hareket görev ve taktikleri ile bunların etkileri ortaya konabilmeli ve bu bilgiler hareket komutanlıklarının değerlendirmesine sunulabilmeli,

d. Gerekli hallerde yorulma testlerinin uygulanabilmesi için yük spektrumları elde edilmeli,

e. Daha sonra tasarımı yapılacak uçaklar için daha net/hassas tasarım kriterleri ortaya konmalıdır.

Çizelge 2.1: UYBP ile ilgili önemli olayların kronolojisi [4]

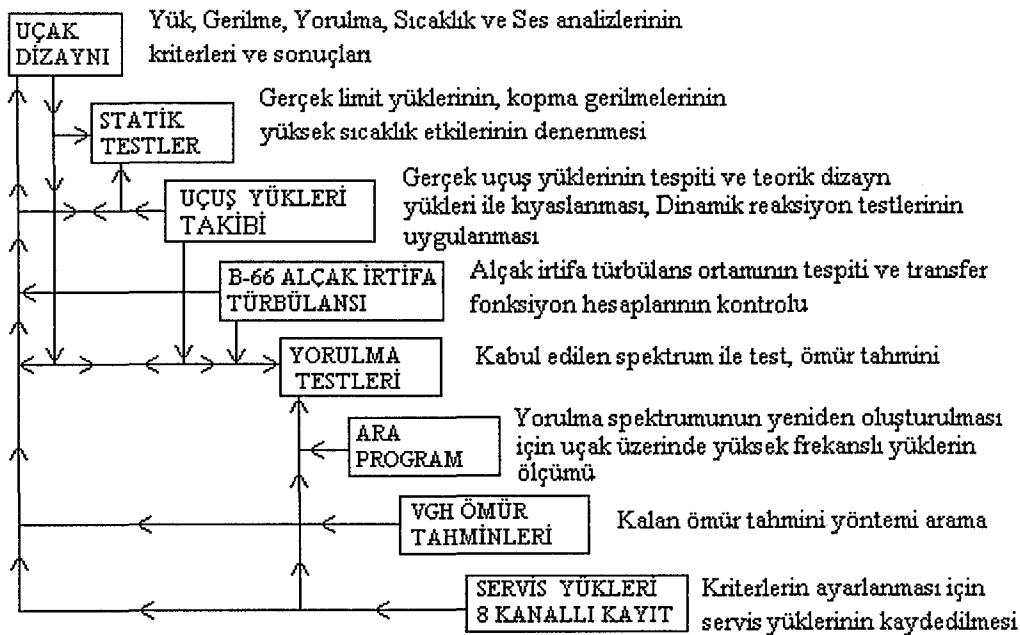
Tarih	Gelişme
13 Mart 1958	Yapısal yetersizlik yüzünden ilk iki B-47 uçağının düşmesi.
29 Nisan 1958	General Power tarafından B-47 Krizinin diğer uçaklara nasıl yansıtılacağına araştırılması istendi.
8 Mayıs 1958	AMC Yapısal Bütünlük Programı için geniş katılımlı bir öneri yaptı.
9 Mayıs 1958	USAF, AMC ve ARDC'ye Yapısal Bütünlük Programı ile ilgili çalışmalarını birleştirmeleri emrini verdi.
12 Mayıs 1958	Albay Taylor tarafından yapısal analizler için altı stratejik uçak belirlendi.
12 Haziran 1958	Yapısal Bütünlük Programı General LeMay tarafından gayri resmi olarak onaylandı.
27 Haziran 1958	Yapısal Yorulma Sertifikasyon Programı adlı WCLS-TM-58-4 yayınlandı.
19 Kasım 1958	UYBP general LeMay tarafından resmi olarak oluşturuldu.
11 Aralık 1958	Albay Taylor tarafından ARDC'de UYBP için çalışan ekip şefleri ve temas noktaları belirlenerek yayınlandı.
16 Şubat 1959	"Yüksek performanslı uçaklar için yapısal bütünlük programı, Program ihtiyaçları" adlı ARDC-AMC dokümanı yayınlandı.
11-13 Ağustos 1959	USAF tarafından Uçak Yapılarında Yorulma adlı bir Sempozyum WADC de gerçekleştirildi.
5 Ekim 1959	USAF karargahı emri ile 'Uçak Servis Ömrü İhtiyaçları' oluşturuldu.
17 Temmuz 1961	ASD tarafından "Yapısal Bütünlük Programı Danışmanlar Grubu (ASIPAG)" oluşturuldu.
Eylül 1961	"Hava Kuvvetleri Yapısal Bütünlük Programı Detaylı İhtiyaçlar ve Gelişme Durumu" adlı ASD-TN-61-141 nolu doküman yayınlandı.
6 Kasım 1962	ASD tarafından UYBP-Endüstri Danışmanlar Grubu oluşturuldu.
Ocak 1968	"Hava Kuvvetleri Yapısal Bütünlük Program İhtiyaçları" adlı ASD-TR-66-57 nolu doküman yayınlandı.
12 Haziran 1969	Hava Kuvvetleri (USAF) yönergesi 80-13 yayınlandı.
1 Eylül 1972	Askeri Standart (MIL-STD) 1530 yayınlandı.
11 Aralık 1975	Askeri Standart 1530A yayınlandı.
16 Temmuz 1976	USAF yönergesi 80-13 revize edildi.

Yukarıda belirtildiği gibi bu direktif yayınlandığında, WADC genişletilmiş uçuş yükleri takibi alçak irtifa türbülans takibi ve sekiz kanallı kaydedicilerle bilgi toplama ve kaydetme faaliyetlerini zaten sürdürüyordu. Emir alındıktan sonra ARDC tüm program için teknik danışmanlık ve yönetim ile bilgi kayıt ve bilgi işleme-değerlendirme konularında kaynak sağlayabileceğini bildirdi. 7 Mayıs'ta AMC, WADC ve ARDC yetkilileri bir araya gelerek B-47, B-52, B-58, KC-135 ve B-170 uçaklarını kapsayan bir programın başlatılmasına kara verdiler. Program daha sonra tüm uçakları kapsayacaktı.

12 Mayıs'ta USAF Karargahından bir emir daha yayınlandı. AMC ve ARDC'ye verilen emirde uzun vadeli ve geniş kapsamlı bir programın planlı NACA faaliyetlerini de dikkate alarak, uçak endüstrisi, eğitim kurumları/üniversiteler ve diğer kurumlar ile de koordine edilerek hazırlanması isteniyordu. Program ile uçaklarda yorulma problemleri, analitik yöntemlerle ve/veya yorulma testleriyle, uçak hareketleri, manevralar, türbülans, iniş, ses vb. olayların uçak yapısında oluşturduğu yükler dikkate alınarak araştırılacaktı.

Program hızla büyüdü ve şekillendi. 12 Mayıs'ta Uçak Laboratuvarı şef yardımcısı Albay J.P.Taylor tarafından B-47, B-52, B-58 ve KC-135 uçaklarının statik testleri ve uçuş yükleri kayıt sistemleri ile ilgili teçhizat ihtiyaçları, bütçe ve muhtemel problem sahalarını içeren taslak bir program hazırlandı ve yayınlandı. 19 Mayıs'ta Boeing firması ile USAF arasında Boeing imalı tüm askeri uçaklarda yapısal bütünlük için yapılacak çalışmalarla ilgili mutabakat sağlandı. 23 Mayıs'ta "avcı" tipindeki F-101, F-104, F-105 ve F-106 uçakları da program kapsamına alındı.

12 Mayıs'ta başlayan çalışmaların ilk sonucu olarak 27 Haziran 1958'de Uçak Laboratuvarı tarafından WCLS-TM-58-4 nolu "teknik muhtıra" Yapısal Yorulma Sertifikasyon Programı için Detaylı İhtiyaçlar adı altında yayınlandı. Bu dökümanda program kapsamına girecek tüm uçaklarda dizayn servis ömrü ihtiyaçlarının hem uçuş saati hemde iniş sayısı cinsinden ortaya konması öngörüldü. Bu prensip ABD Deniz Kuvvetleri (Navy) ile mutabık kalınarak MIL-S-5700'ün güncelleştirilmesi sırasında bu şartnameye de yansıtıldı. Programda öngörülen hedeflerin yakalanabilmesi için yapısal geliştirme safhaları için Şekil 2.2.'deki yöntem ortaya kondu. Bu yöntemdeki üç eleman halihazırda araştırma ve geliştirme safhalarının bir parçası idi.



Şekil 2.2. Yapısal geliştirme yöntemleri (WCLS-TM-58-4)

“Dizayn safhası” adı verilen safhada mevcut teori ve tecrübelerin mümkün olan en iyi şekilde birleştirilmesini hedefliyordu. Statik test safhasında, dizayn sırasında öngörülen tüm yüklere yapının dayanabildiğinin gösterilmesi uçuş yükleri takip safhasında ise, iniş, taksi, türbülans ve uçuştaki yüklerin dinamik etkilerinin tespiti hedefleniyordu. Yorulma veya titreşim test safhası tüm uçaklar için o tarihten itibaren standart bir uygulama olmaktaydı. Bu sayede yapısal kritik bölgelerdeki zayıf noktalar tespit edilebilecekti. Servis yükleri kayıt programı ile uçuşta maruz kalınan gerçek yükler kaydedilip, uçağın kalan servis ömrünün tahmini amacıyla kullanımı ve sonuç olarak da ses yorulma önleme programı ile de küçük hasarların büyümeden tespiti için gerekli kontrol, bakım ve tadilat ihtiyaçlarının yerine getirilmesini hedefliyordu.

WCLS-TM-58-4 nolu döküman ile ortaya konan çalışmalar uçaktan uçağa, firmadan firmaya farklı olarak uygulandı ise de yorulma probleminin çözümünde bir başlangıç noktası olmuştur. Daha sonraki çalışmalarda yeni düzenlemelere gidilmiş ise de temel yaklaşım ve hedefler hep aynı kalmıştır.

Programın önemi ve önceliği konusunda komutanlıklar gerekli hassasiyeti (bazı şüphelere rağmen) göstermişlerdir. Her uçak tipinde yorulma ve statik testlerin gerçekleştirilmesi gibi işler için ilave personel ve para gerekmiştir. Sadece WADC için ilave 149 personel ile 1959 yılında yaklaşık 1 milyon doların üzerinde, 1960, 1961 ve 1962 yılları için de 3 er milyon dolar ilave para gerekmiştir. 19 Kasım 1958’de USAF tarafından program resmen benimsenmiş, programa ASIP adı verilmiş ve teknik yönetime ARDC’ye verilmiştir.

2.7. UYBP - Şekillenme Yılları

WCLS-TM-58-4 nolu döküman 16 Şubat 1959 tarihinde “Yüksek Performanslı Uçaklarda Yapısal Bütünlük Programı için ARDC-AMC Program ihtiyaçları” adı ile güncelleştirildi. ARDC ve AMC tarafından müşterek yürütülen çalışmalarda UYBP faaliyetleri 11 alt programa ayrıldı ve her komutanlığın bu alt programlardaki sorumlulukları belirtildi. Bu 11 alt alan;

- Statik Test,
- Uçuş Yükleri Takibi,
- Yorulma Testi,
- Alçak İrtifa Türbülansı,
- Görev Profil Bilgileri,
- Servis Yükleri,
- VGH (Hız, Akselerasyon ve Yükseklik) Bilgileri Kayıtları,
- 8 Kanallı Servis Yükleri Kaydedicisi,
- Ses Yorulması,
- Yüksek Sıcaklıktaki Yapı,
- Tasarım Kriterleri

olarak tespit edilmiştir.

Nisan 1959’da UYBP konusunda komutanlıklar seviyesinde brifingler verildi ve 11-13 Ağustos 1959 tarihleri arasında WADC’de yapısal yorulma sempozyumu düzenlendi. Sempozyum nedeniyle akademik grup, resmi daire, havayolu şirketleri ve

uçak imalatçılarındaki görev yapan teknik ve yönetici personel bir araya geldi, yapısal yorulma konusunun önemi tartışıldı. Sempozyuma İngiltere ve Kanada delegeleri de katıldı. Toplam katılımcı sayısı 600'ün üzerinde idi.

1959-1961 yıllarında faaliyetler büyük ölçüde ARDC-AMC planı doğrultusunda yürütüldü, sadece alt safhalarda birbirine yakın bazı faaliyetler birleştirilerek yürütüldü. 1961 yılında ARDC ve AMC, Havacılık Sistemleri Bölümü (Aeronautical System Division-ASD) ve Hava kuvvetleri Lojistik Komutanlığı (Air Force Logistic Command-AFLC) olarak yeniden yapılandı ve buna bağlı olarak UYBP faaliyetleri, mühendislik ve silah sistemleri personeli tarafından gözden geçirilip yeniden düzenlendi. Bu düzenleme sonucu ASD Teknik Bülteni 61-141 no ile "Hava Kuvvetleri Yapısal Bütünlük Programı, Detaylı İhtiyaçları ve Statüsü" adı altında yayınlandı. Bu dökümanda 11 safha olan UYBP safhaları beşe indirildi. Bu dökümanda belirtilen beş safha; dizayn bilgileri ile dizayn analizleri, testler, son yapısal bütünlük analizleri ve gerçek hareket kullanımları adını taşıyordu.

1966 yılına kadar UYBP konusunda başka resmi bir döküman yayınlanmadı. 1966 yılında "Hava Kuvvetleri Yapısal Bütünlük Programının Detaylı İhtiyaçları" adı altında SEFS TM-66-1 yayınlandı. Daha sonra içeriği açısından Teknik Muhtıra'nın Teknik Rapor (TR) şeklinde yayınlanmasına karar verildi ve Ocak 1968'de yeniden yayınlandı. Bu dökümanda iki önemli yenilik mevcut idi. Birincisi döküman "emir" dilinden "teknik rapor" diline dönüştürüldü, ikincisi ise uçuş yükleri kaydedicilerindeki gelişmelere paralel olarak "Ömür Programı-Life History Program" adı altında VGH ve çok kanallı kaydediciler kullanıldı. Ayrıca, fail-safe veya hasar tolerans yapıları, safe-life ve yayılma faktörü (scatter factor) kavramlarına yer verildi.

Rapor UYBP konusunda sadece yapılması gereken işleri ve yöntemleri açıklıyor, böyle bir programın yürütülmesi için otorite olan makamları belirtmiyordu. Bu nedenle 12 Haziran 1962 tarihinde AFR 80-13 yönergesi yayınlandı. Yönergede Hava Kuvvetleri bünyesinde UYBP ihtiyaçlarının yerine getirilmesi için gerekli yöntem ve sorumlulukları uygun olan komutanlıklara dağılımları yer alıyordu. Bu emrin yayınlanması ile birlikte, USAF envanterindeki tüm uçakların yanı sıra ileride geliştirilecek ve envantere girecek tüm uçaklar için UYBP faaliyetleri resmi bir ihtiyaç olarak yerini aldı.

2.8. F-111A ve C-5 Krizi

Haziran 1958'den Haziran 1969'a kadar araştırmalar ile dolu 10 yılda UYBP, B-47 krizine önlem olması amacıyla geliştirilen bir acil önlem paketi ile başlamış ve sonunda USAF'ın resmi bir programı haline gelmiştir. Fakat buna rağmen yakın gelecekte iki kriz daha görülecekti. Bunlar USAF için en yeni olan F-111 bombardıman savaş uçağı ile C-5 nakliye uçaklarında görülen yorulma problemleri idi. Uçak mühendisleri tarafından o tarihte mevcut tüm teknolojilerin kullanılmasına rağmen meydana gelen olaylar bu uçaklar ile ilgili programların iptali yönünde önemli politik baskılara neden oldu. B-47 kadar olmasa da bu uçaklar da ABD savunması için önemliydi.

Aralık 1969 ayında bir F-111A uçağının hareketli kanat-gövde bağlantı fittinginin yorulma nedeniyle kırılması sonucu düşmesi ile tüm faaliyetler gözden geçirildi. F-111 uçakları için iki safhalı bir önlemler paketi geliştirildi. Birinci safhada;

a) Temel malzemeler için çok kapsamlı çatlak ilerleme analizlerini içeren test programları gerçekleştirilerek çatlak ilerleme modelleri oluşturulacak ve belli çatlak boyları için emniyetli hareket aralıkları hesaplanacak,

b) Kritik dövme (forging) parçalarda kanıtlama testi (proof test) programları uygulanacak ve

c) Test sonrası tekrar kontroller için NDI yöntemleri geliştirilecek.

İkinci safhada ise kırılma mekaniği prensiplerine bağlı kontrol aralıkları belirlenip servisteki ve imalat hattındaki uçaklara uygulanacaktı. Bu çalışmalar sonucunda özellikle lineer elastik kırılma mekaniği tekniklerinde, hasar tolerans yapısal kavramında, yapısal kırılmalar (yetersizlikler) için risk tahminlerinde ve NDI teknikleri ile yöntemlerinde önemli gelişmeler sağlanmıştır.

2.9. Programın Ortaya Konması

Tüm bu çalışmalar sonunda ise 1972 yılında resmi UYBP dökümanı, MIL-STD-1530 numarası ile askeri standart olarak yeniden yayınlanmıştır. Bu dökümanda UYBP ihtiyaçlarının karşılanması amacıyla yapılacak faaliyetler belirtilmiştir. Beş gruba ayrılan faaliyetlerin ilk üç grubu daha önceki üç safha ile aynı olmasına rağmen son iki safha önemli ölçüde değiştirilmiştir. Bu dökümanda verilen UYBP safha ve faaliyetleri Çizelge 2.2.'de verilmiştir. 1975 yılında söz konusu standart yeniden güncelleştirilmiş ve daha kapsamlı bir yapıya kavuşmuştur. Bu dökümanda “yorulma ve kırılma kontrol planı (fatigue and fracture control plan)” “hasar tolerans kontrol planı (damage tolerance control plan)” ve “dayanıklılık kontrol planı (durability control plan)” olarak değiştirilmiştir. Halen yürürlükte olan bu döküman MIL-STD-1530A olup, bu dökümanda safhalar arası ilişkileri daha detaylı açıklamıştır. Askeri standart’tan kısa bir süre sonra AFR 80-13’te gözden geçirilmiş ve 16 Haziran 1976 tarihinde yeniden yayınlanmıştır. Bu yönergede UYBP’nin teknik açıklama ve gereksinimler MIL - STD - 1530A’da yer aldığı için ayıklanmış ve sadece yöntem, sorumluluklar ve yöntemler yer almıştır.

Sonuç olarak, UYBP’nin iki temel dökümanı MIL-STD 1530A (11 Aralık 1975) ve AFR 80-13 (16 Haziran 1976) olup, bu dökümanlar ile yeni bir sistem ortaya konmuş, gerek havacılık endüstrisi gerekse ABD Hükümeti kurumlarında değişen uçak dizayn felsefeleri bu dökümanlar ile açıklanmıştır. Bugün için UYBP tüm elemanları ile (USAF’ta) aktif olup, hemen hemen tüm ana uçak sistemleri için UYBP ana planları (ASIP Master Plan) yayınlanmış, uçuş bilgileri toplanıp ASIMIS tarafından analiz edilmekte ve biriktirilmektedir. Kuvvet yönetimi ise USAF’ın günlük hayatının aktif bir parçası halindedir.

Çizelge 2.2. UYBP'nin 1 Eylül 1972 Tarihli MIL-STD-1530'daki Aşamaları

AŞAMA 1	AŞAMA 2	AŞAMA 3	AŞAMA 4	AŞAMA 5
TASARIM BİLGİLERİ	TASARIM ANALİZ VE GELİŞTİRME TESTLERİ	TAM ÖLÇEKLİ TESTLER	KUVVET YÖNETİMİ BİLGİ PAKETİ	KUVVET YÖNETİMİ
UYBP Ana Planı	Malzeme ve Bağlantı Özellikleri	Statik Testler	Son Analizler	Yük ve Çevre Spektrumunun Desteklenmesi
Yapısal Tasarım Kriterleri	Yüklerin Analizleri	Hasar Tolerans testleri	Dayanıklılık Özeti	Servis Gözleme Programı
Kırılma ve Yorulma Kontrol Planı	Sıcaklık Analizleri	Yorulma Testleri	Parametrik Analiz	Servis Muayeneleri, Bakım ve Onarımları
Malzeme, İmalat ve Bağlantı Yöntemlerinin Seçimi	Gerilme Analizleri	Ses (Sonic) Yorulma Testleri	Bilgi kayıt ve Gösterge Sistemlerinin Kaynakları, İmkanlar	Yapısal Performans Kayıtları
Planlanmış Harekat Kullanımı	Hasar Tolerans Analizleri	Uçuş ve Yer Yükleri Takibi	Servis Muayeneleri ve Bakım Kontrolları	
	Yorulma Analizleri	Flater Testleri		
	Ses (Sonic) Yorulma Analizleri	Uçuş Flater Testleri		
	Titreşim Analizleri	Yük/Çevre Spektrumu Takibi		
	Flater Analizleri			
	Nükleer Silah Etkileri Analizleri			
	Klasik Silah Etkileri Analizleri			
	Tasarım Geliştirme ve Geliştirme Öncesi Tasarım Doğrulama Testleri			

2.10. Yorulma Ömür İhtiyaçları

"Gerekli Servis Ömrü" fikri UYBP'nin temelidir. Gerçekten USAF yönergesi 80-13 'gerekli servis ömrü' ve 'servis ömrü kabiliyeti' kavramlarının tanımları ile başlamaktadır [5].

Gerekli servis ömrü; bir uçağın tasarlandığı görev-tasarım-serisinde programlı kullanımı için uçak yapısının emniyetli ve ekonomik olarak belli bir görev spektrumunda yapacağı toplam işletme (uçuş) saati olarak tanımlanmaktadır. Servis ömrü kabiliyeti ise özel bir görev spektrumunda uçak yapısının emniyetli ve ekonomik olarak yapabileceği toplam işletme (uçuş) saatinin test ve analizlerle tespiti olarak tanımlanmaktadır.

1950 yıllarına kadar üretilen uçaklarda "tasarım servis ömrü" kavramı ortaya konmadı ve imalatçılardan talep edilmedi. Ancak UYBP başladıktan sonra Hava Kuvvetlerinin yeterli servis ömrü kavramı ile neyi hedeflediği konusunda bilgi toplanmaya başladı. 1952-1958 döneminde temin edilen bilgiler temelde USAF'ın savaş uçakları üzerinde yaptığı tam ölçekli yorulma testleri ile sınırlı idi. Bu çalışmaların temelinde ise 6 adet F-89 uçağının kısa aralıklarla uçuş sırasında kanat kaybetmeleri ile düşmesi vardı. Kanat gövde bağlantı fittinglerinin yorulma kabiliyeti sorusu ve nedeninin araştırması çalışmalarında WADC tarafından tam ölçekli kanat yorulma testi uygulandı. Öte yandan bu fittingin yorulma ömrünün tek başına tüm kazaların nedeni olmadığı düşünülmesine rağmen testler sonucunda sözkonusu fittingin servis ömrünün yaklaşık olarak sadece 135 saat olduğu ortaya çıktı. Eğer başka yapısal sorunlar F-89 uçağının uçuşlarını kesmeseydi, bu fittingin yorulma problemi uçuş kesme nedeni olacaktı. Kabul edilebilir bir servis ömrü elde edebilmek için sözkonusu kanat-gövde bağlantı fittinginin yeniden tasarlanması gerekiyordu. Yeniden tasarlanan fittingin servis ömrünün yapılan tam ölçekli testler sonucunda yaklaşık 5000 saat olduğu kanıtlandı.

2.11. F-84 Uçağı Problemleri

Bir sonraki yorulma problemi F-84 uçağında ortaya çıktı. 1952 ile 1954 yılları arasında önce F-84E ve G modeli uçaklarda yaklaşık 60-61 adet yorulmadan kaynaklanan arka spar çatlağı ve daha sonra da D, E ve G serisi uçaklarda pek çok kaplama sacı yetersizliği problemi ortaya çıktı. Bu servis problemlerinin bir sonucu olarak F-84 serisi uçakların kanatlarında bir seri yorulma testi uygulandı ve yapılan iyileştirmeler sonucunda bu uçakların servis ömrünün 3000 saate yükseltildiği kanıtlandı. Bu servis ömrünün de envanterdeki tüm uçakların devre dışı bırakılmasının planlandığı dönem için yeterli olacağı değerlendirildi. Arka spar ve kaplama sacı sorunları ile uğraşılırken, bunların onarımı sonrası yapılan testlerde F-84G serisi uçakların kanatlarında ön sparında yaklaşık 1200 saatte yorulma nedeniyle kırılarak kanadın kaybına neden olabilecek yapıda olduğu farkedildi. Bu nedenle 1200 saatte olan tüm F-84G uçaklarının uçuşu kesildi ve ön spar için onarım yöntemi geliştirildi.

F-84 serisi uçakların kanatlarında bu servis problemlerine rağmen imalatçı firma F-84F serisi uçaklar için yaklaşık 5000 uçuş saatlik bir ömür hedefledi. Bu doğrultuda

WADC tarafından tam ölçekli kanat yorulma programı uygulandı, takiben de uçağın gövdesine normal yapısal testler uygulandı. Bu testler sırasında kanata, maksimum test yükü 8.67g değerinde yaklaşık 8000 çevrim uygulamaya dayandı. Bunun da yaklaşık 4000 uçuş saatlik servis ömrü sağladığı değerlendirilerek yeterli bulundu.

1955 yılında uçuş sırasında kanat kopması ile sonuçlanan bir kaç F-84F kazasından sonra, ana kanat bağlantı fittinginde yorulma olayının kazalara neden olduğundan şüphelenildi. Bunun üzerine serviste bulunan tüm F-84A, B, C, D, E ve F serisi tüm uçakların fittinglerinde çatlak kontrolü yapıldı. Kontroller sonucunda 515 uçağın fittinginin çatlak olduğu görüldü. Tesadüfen aynı dönemde WADC'de tam ölçekli kanat testi devam ediyordu ve bu çalışma da kanat bağlantı fittinginin yorulmaya karşı kritik parça olup olmadığı ve eğer öyle ise envanterdeki uçakların servis ömrünü uzatmak amacıyla nasıl onarımlar geliştirilmesi gerektiği konusunda çalışmalar birleştirildi. Testlerde anlaşıldı ki servis yükleri altında sözkonusu fitting yaklaşık 600 saatte çatlıyordu ve önlem alınmazsa kazaların sayısı iki katına çıkabilecekti. Çatlakların ilerlemesini önlemek için yapılan güçlendirmeler sonucu uçakların servis ömrü yaklaşık 2500 ile 3000 saat arasında arttırıldı ve bu da yeterli görüldü. İlave olarak fittingler imalatçı tarafından yeniden tasarlanıp daha sonraki ihtiyaçlar için yedekler imal edildi.

2.12. F-101A ve F-104 Çalışmaları

1956 yılında F-101A uçağının yapısal test programı kapsamında tam ölçekli kanat yorulma programı onaylandı. Bu ilk test sonuçlandığında F-101A serisi uçakların servis ömrünün yaklaşık 500 saat olduğu anlaşıldı. Doğal olarak bu ömür yeterli değildi ve ömür arttırmak için kanat üzerinde ilave çalışmalar gerekiyordu. Gerekli servis ömrünü sağlayabilmek için kanat güçlendirildiğinde, uçak gövdesindeki ön spar bulkhead'ine yükü aktaran kanat ana sparı üzerinde birkaç alanda iyileştirme gerektiği anlaşıldı. Bu aksaklıklar da giderildiğinde kullanıma da bağlı olarak F-101 uçaklarının servis ömrü yaklaşık 4000 den 6000 saate kadar uzatıldı.

1956 yılında F-104 uçaklarının yapısal sertifikasyon programının bir parçası olarak tam ölçekli kanat yorulma testi uygulandı. Bu kanat servis ömrünün yaklaşık 9000 saat olduğunu göstererek kanıtlandı. Ancak bu servis ömrü tespiti sadece önleme görevi için elde edilmiş yükleme hali için bulunmuştur. Daha sonra, tarih, görev ihtiyaçları değiştikçe bu servis ömrünün oldukça optimistik bir değer olduğu anlaşılmıştır. Tüm bu çalışmalara rağmen 1958 yılı ortalarına gelindiğinde USAF envanterindeki tüm uçakların servis ömrü ihtiyaçları için bir karar verilmesi gerekmiştir.

12 Mayıs 1958 tarihinde General Power'in direktifine bağlı olarak UYBP, B-47 uçağının servis ömrünü tahmin çalışmaları ile başlamıştır. Ancak, kısa sürede envanterdeki tüm uçakların yorulma ömrünün sörtifiye edilmesi boyutuna ulaşmış, 27 Haziran 1958'de WCLS-TM-58-4 yayınlanarak sözkonusu yapısal yorulma sertifikasyon programının detaylı ihtiyaçları belirtilmiştir.

2.13. Tasarım Yorulma Ömür İhtiyacı

Aynı zamanda ilk defa yorulma gelişimi için “tasarım yorulma ömür ihtiyaçları” ortaya kondu. Bu kurallar, gerekli servis ömrünün kanıtlanmasında veya tadilat ya da yeniden dizaynın gerekli olup olmadığına karar verilmesi için rehber oldu. TM-58-5’de uçaklar için verilen tasarım yorulma ömürleri Çizelge 2.3.’te verilmiştir. Bu tabloda

Çizelge 2.3. Servis ömrü ihtiyaçları (WCLS-TM-58-4, 27 Haziran 1958)

Uçak	Uçuş Saati	İniş Sayısı
F-89, F-100, F-101, F-102, F-104, F-105, F-106, F-108	4000	5200
B-66	5000	2500
T-37, T-38	8000	20000
C-130	10000	15000
B-47, B-52, B-58, B-70	10000	5000
C-133, KC-135	30000	15000

B-47’de dahil olmak üzere bütün bombardıman uçakları için servis ömrü hedefi 10.000 uçuş saati ve 5000 iniş olarak belirtilmiştir. Ancak, Aralık 1958 de B-47 iyileştirme programı bu uçakların 5000 uçuş saatinin üzerinde yorulma ömrünün garanti edilemeyeceğini göstermiştir. Bunun üzerine gerçekçi olarak uçak servis ömrü ihtiyaçlarını belirlemek için araştırma ve çalışmalar yapıldı.

Bu çalışmaların sonucunda USAF karargahı tarafından 5 Ekim 1959 tarihinde yayınlanan bir emirle uçak servis ömrü ihtiyaçları resmi olarak ortaya kondu. Harekat görevleri ve uçak kategorileri bazında tahmin edilen servis ömürleri Çizelge 2.4.’te verilmiştir. Tasarımcıların, test merkezleri, imalatçılar ve tüm planlama birimleri tarafından aynı kriterlerin esas alınması için bu amaçlar yayınlanmıştır. Bu uçak servis ömrü ihtiyaçları UYBP ihtiyaçlarını dokümanite eden ve Eylül 1961’de yayınlanan ASD-TN-61-141 ve Ocak 1968’de yayınlanan ASD-TR-66-57’de hemen hemen hiç değişmeden yer almıştır. Eylül 1972’de MIL-STD-1530 yayınlandığında bu dokümana Çizelge 2.5. ilave edilmiştir. Bu tabloda daha öncekilere göre uçak yapısı için tasarım ömür ihtiyaçları önemli ölçüde revize edilmiştir. Buna göre, tabloya toplam yıl olarak servis ömrü, uçuş sayısı ve basınçlandırılmış uçuş sayısı ilave edilmiş, hemen hemen her kategorideki uçaklarda uçuş saati sayısı ve iniş sayısı artırılmış, sadece erken uyarı ve komuta uçaklarında (AEW&C - Airborne Early Warning and Command) azaltılmıştır.

Bu tarihten itibaren uçaklar için teklife çağrı (request for proposal -RFP) veya kontrat şartnamelerinde aksi belirtilmedikçe bu tasarım ömrü ihtiyaçlarının karşılanması zorunlu kılındı. Aralık 1975’te MIL-STD-1530 yeniden yayınlandığında saat cinsinden belirlenmiş tasarım ömür ihtiyaçlarına yer verilmedi. Bunun yerine, sözleşme

şartnamelerinde Hava Kuvvetleri tarafından gerekli tasarım ömrü ve tipik tasarım kullanımının belirtilmesi gerektiği yer aldı. Bu şartlar belirlenirken uçağın kullanıcıları, USAF, AFSC ve AFLC karargahları, planlama ve temin birimleri arasında sıkı bir işbirliği yapılarak belirleniyordu. Askeri şartname 8866A'ya göre bu ihtiyaçlar gerektiğinde sistemi envantere alacak (temin edecek) birim tarafından tasarım servis ömrü ve tasarım kullanımı, toplam uçuş saati, toplam uçuş sayısı, toplam iniş sayısı ve toplam servis yılı cinsinden belirtmesi zorunlu kılındı.

Çizelge 2.4. Servis ömrü ihtiyaçları (USAF, 5 Ekim 1959)

Temel Kategori	Harekat Görevi	Tipik Örnek	Uçuş Saati	İniş Sayısı
BOMBARDİMAN	Yer Alarm	B-58, B-70	10.000	5.000
	Hava Alarm	ANP	40.000	6.000
	Hava/Yer Alarm	B-52	10.000	4.000
	Taktik	B-57, B-66	5.000	2.500
KARGO	Saldırı	C-123	10.000	5.000
	Orta	C-124	30.000	12.000
	Ağır	C-133	30.000	12.000
	Genel (Utility)	U-3, U-4	15.000	15.000
	AEW&C	C-121	50.000	10.000
	Tanker	KC-135	10.000	7.500
SAVAŞ	Önleme	F-104, F-106	4.000	4.000
	Taktik Savaş	F-100	4.000	4.000
EĞİTİM	Ses Altı	T-33, T-37	15.000	37.500
	Süpersonik	T-38	15.000	37.500

Çizelge 2.5. Servis ömrü ihtiyaçları (MIL-STD-1530, 1 Eylül 1972)

Kategori	Tip	Servis Yılı	Uçuş Saati	Uçuş Sayısı	İniş Sayısı	Kabin/Gövde Basınçlandırma Sı
Savaş (Hava Üstünlüğü) (Yer Taarruz)	Uzun Menzil	15	8.000	6.000	8.000	8.000
	Kısa Menzil	15	6.000	8.000	10.000	8.000
	Yer Taarruz	15	8.000	8.000	10.000	8.000
Bombardıman	Bombardıman	25	15.000	3.000	5.000	5.000
Tanker	Tanker	25	20.000	5.000	7.500	7.500
Kargo	Orta & Ağır	25	50.000	12.500	25.000	15.000
	Saldırı (Assault)	25	15.000	12.500	20.000	15.000
	Genel (Utility)	25	25.000	15.000	20.000	20.000
AEW&C	AEW&C	20	40.000	4.000	8.000	6.000
Eğitim	Başlangıç	25	15.000	15.000	40.000	15.000
	Seyrüsefer	25	25.000	6.000	10.000	7.500

NOT: Bu tabloda minimum yapısal tasarım kriterleri verilmektedir. İniş sayısı verilirken uçuş sayısı kadar tam iniş, diğerleri pas geçme şeklindeki inişlerdir.

3. UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMININ AMAÇLARI VE SAFHALARI

3.1. Genel

UYBP'nın ana amacı uçaklarda gerekli olan yapısal karakteristiklerin temin edilmesidir. Bu amacın gerçekleştirilmesi için genel ihtiyaçlar birinci bölümde, paragraf 1.3.'te verilmiştir. Buna göre yapılan temel çalışmalar;

Geliştirilmekte olan uçaklarda uçak yapısının en iyi şekilde geliştirilmesi, servise verilen uçaklarda bakım, kontrol, tadilat, yenileme vb. faaliyetlerin en aza indirilmesi için gerekli önlemlerin alınmasını ve bu sayede servis ömrü boyunca uçağın maliyetinin en aza indirilmesi,

Serviste bulunan uçaklarının uçuş şartlarının sürekli izlenerek yapısal güvenilirliğin takibi ve gerekli yapısal bakımların tespit edilmesi,

Uçak sistemleri ve kullanımlarının izlenmesi ile geniş bir bilgi ortamı sağlanması ve bunların değerlendirilmesi ile de bakım, kontrol, yedek malzeme ihtiyacı, uçakların yer/görev değiştirmesi, uçakların servis dışı bırakılması ve gelecekteki kuvvet yapıları konularında sağlıklı kararların üretilmesi amacıyla gerekli ortamın hazırlanması,

Yapısal teknolojilerin geliştirilerek daha sonra üretilecek uçak ve sistemleri için sağlıklı bilgi ortamlarının hazırlanması amaçlarını gütmektedir.

Bu sistemin detaylı ihtiyaçları MIL-STD-1530A da açıklanmıştır. Bu standart aynı zamanda askeri şartnamelerde yer almasa bile detaylı ihtiyaçları belirtmektedir. ABD Hava Kuvvetlerinde askeri standart ile askeri şartnamelerin uyum içinde olması için dökümanlar sürekli güncellenmektedir. Siparişe verilen yeni bir uçak şartnamesinde bu tip dökümanların hangi versiyonunun kullanıldığı özellikle belirtilmektedir.

3.2. UYBP'nın Safhaları

Uçak yapısal bütünlük programı birbiriyle ilişkili olan beş fonksiyonel safhadan meydana gelmektedir (Bkz. Çizelge 1.1.).

- a. Safha I, Tasarım Bilgileri,
- b. Safha II, Tasarım Analiz ve Geliştirme Testleri,
- c. Safha III, Tam Ölçekli Testler,
- d. Safha IV, Kuvvet Yönetimi Bilgi Paketi,
- e. Safha V, Kuvvet Yönetimi.

Uygulamada bu beş safhanın iki ana grupta gerçekleştirildiği söylenebilir. Bunlardan birinci grubu ilk üç safhadaki faaliyetleri içeren *tam ölçekli geliştirme* (full scale development), ikinci grubu ise dördüncü ve beşinci safha faaliyetlerini içeren *kuvvet yönetimi* (force management) oluşturmaktadır. Tam ölçekli geliştirme safhasında uçak ile ilgili tasarım ve geliştirme işlemleri yapılmakta ve bu anda UYBP ihtiyaçlarının uçağın servis ömrü boyunca en ekonomik şekilde karşılanabilmesi için gerekli olan faaliyetler sürdürülmektedir. Bu faaliyetlerin detayları takip eden paragraflarda

verilecektir. Kuvvet yönetimi aşamasında ise uçaklar artık üretilmiş, servise verilmiş ve kullanılmaktadır. Bu nedenle bu safhada yapılan işlemler ise temelde uçakların nasıl kullanıldıklarının takip edilerek tasarım sırasında öngörülen kullanıma göre farklılıklar ortaya konmakta ve UYBP açısından gerekli değerlendirmeler yapılarak yapısal bakım ihtiyaçları tespit edilmekte ve uygulanmakta yada uygulatılmaktadır.

Bu beş safhada gerçekleştirilen faaliyetlerin imalatçı durumunda olan uçak şirketleri veya kullanıcı durumunda olan hava kuvvetleri açısından değerlendirildiğinde ise yine ikiye ayırmak mümkündür. MIL-STD-1530A'ya göre ilk dört safhadaki faaliyetleri hava kuvvetlerinin gözetim ve kontrolunda uçağı imal eden şirketler gerçekleştirmekte, sadece beşinci safha faaliyetleri kullanıcı durumunda olan Hava Kuvvetleri tarafından gerçekleştirilmektedir.

3.3. Detaylı İhtiyaçlar

3.3.1. Tasarım bilgileri (Safha I)

Tasarım bilgileri safhası yeni bir uçağın yapısını oluştururken malzeme seçimi için gerekli özel kriterleri ve bu amaçla mevcut bilgi birikimini, mevcut olan teorik ve deneysel uygulamalı araştırma sahalarındaki tüm yeteneklerin ortaya konup kullanıldığı safhadır. Ana hedef öngörülen hareket ihtiyaçlarını ortaya koyabilecek uçak yapısını elde etmek için en uygun kriterleri kullanmaktır. Bu safha fikir olarak yeni bir uçağın düşünülmesi safhasında başlar ve uçağın ömür çevrimi içinde takip eden safhanın devreye girmesiyle sona erer.

3.3.1.1. UYBP ana planı

Kontrat şartnamesinde belirtilen detaylı talepleri karşılayacak şekilde uçak imalatçısı tarafından UYBP ana planı hazırlanmaktadır. Ana planın amacı, uçağın ömür çevrimi boyunca farklı UYBP safhalarında uygulanacak olan özel yaklaşımları bir doküman haline getirmektir. Bu plan aynı zamanda tasarım, geliştirme, onaylama ve uçakların izlenmesi gibi gerekli tüm UYBP faaliyetlerini bir arada göstermekte ve zamana bağlı planlamalarını da belirtmektedir. Plan, uygulamalar sırasında ortaya çıkması muhtemel problemleri de içerecek şekilde hazırlanmakta, muhtemel programlardaki gecikmelerin etkilerini (örneğin test sırasında kırılmanın yarattığı gecikme), sorunların giderilmesi için gerekli mekanizmaları ve diğer problem sahalarını da içermektedir. Plan ve zamanlama cetvelleri önemli değişiklik meydana gelir ise her yıl güncellenmektedir. İmalatçı tarafından hazırlanan UYBP ana planı Hava Kuvvetlerinin onayından sonra yürürlüğe girmektedir [2].

3.3.1.2. Yapısal tasarım kriterleri

Geliştirilmesi öngörülen uçak yapısı için detaylı yapısal tasarım kriterleri aşağıda belirtilen usuller çerçevesinde uçak imalatçısı tarafından geliştirilmektedir. Bu özel ihtiyaçlar mukavemet, hasar toleransı, dayanıklılık, flater, titreşim, ses yorulması ve dış yük/silah etkileri ile ilgili tasarım kriterlerini içermektedir. Özel önemi nedeniyle hasar toleransı ve dayanıklılık kriterleri burada ayrıca belirtilmektedir.

a. Hasar tolerans ve dayanıklılık tasarım kriterleri: Uçak yapısı gerilme seviyeleri, yapısal konfigürasyon ve malzemeler yönüyle

- Servis kullanımı sırasında sıradan kontrollara uygun olmalı,
- Kullanım sırasında tesbit edilememiş çatlak, süreksizlik veya diğer hasarların ilerlemesinin uçağın kaybına neden olma ihtimalini en aza indirmeli,
- Çatlak ilerlemesi (gerilmeli korozyon ve hidrojen gevrekliği çatlamları dahil), korozyon tabaka ayrılması, aşınma ve yabancı madde hasarı etkilerini minimumda tutacak bir yapı sağlanmalıdır.

Hasar tolerans tasarım yaklaşımı yapısal emniyet açısından tesbit edilememiş süreksizlik veya hasarın kritik uçak yapısında meydana gelmesi halinde bile tasarım, imalat ve kullanım sırasındaki kontrol sayısını en azda tutacak hedefleri içerir. *Dayanıklılık yapısal tasarım yaklaşımı* ise Hava Kuvvetlerine uçağın tasarım servis ömrü boyunca en az servis bakım ihtiyaçları ile idame ettirilebilmesi ve bu sayede harekate hazırlık oranının en yüksek şekilde tutulabilmesini sağlamak amacıyla.

I. Hasar toleransı: Hasar tolerans tasarım ihtiyaçları askeri şartname 83444 (MIL-A-83444)'de detaylı olarak verilmekte olup, uçuş emniyeti açısından kritik olan uçak yapısı için geçerlidir [6]. Hasar tolerans tasarımı iki genel kavram altında sınıflandırılmaktadır. Bunlardan birincisi olan *Fail-safe* kavramında dengeli olmayan çatlak ilerlemesi sadece çok yönlü yükleme (*multiple load path*) veya çatlak ilerlemesinin durdurulması (*tear stoppers*) durumunda geçerlidir. İkincisi olan yavaş çatlak ilerlemesi kavramında çatlak veya süreksizlik boyutunun kararsız bir şekilde hızla ilerlemesine sebep olacak büyüklüğe ulaşmasına müsaade edilmez.

Her iki tasarım kavramı da belirli bir kullanım ömrü sonunda tesbit edilememiş çatlak veya hasarın mevcut olabileceğini veya belirli bir artık gerilmenin mevcut olacağını kabul eder. Bu ilk hasar boyutunun kabulü yapının tipine ve uygun kontrol edilebilirlik seviyesine bağlı olarak hiç onarım görmeyen bir yapıda belirli bir kullanım ömrü sonunda hasar birikim limitleri ve mukavemet ihtiyaçlarına göre belirlenmektedir.

II. Dayanıklılık: Dayanıklılık tasarım talepleri 8866 nolu askeri şartnamede (MIL-A-8866) verilmektedir [7]. Ana amacı uçak yapısının öngörüldüğü tasarım servis yükleri ve çevre şartlarına uygun şekilde kullanılması halinde tasarım servis ömrünün ekonomik olarak sağlanmasıdır. Yeni bir uçağın siparişi söz konusu olduğunda tasarım servis ömrü ve tipik tasarım kullanım talepleri Hava Kuvvetleri tarafından kontrat sözleşmesinde belirtilmektedir. Tasarım amacı, yapısal veya

malzemeden kaynaklanan çatlak oluşumlarını en aza indirmek, yakıt kaçağı, kontrol etkinliğinin kaybı ya da kabin basıncının kaybolması gibi fonksiyonel problemlerin veya aşırı bakım ihtiyaçlarının ortaya çıkmamasını sağlamaktır.

b. Yapısal tasarım kriter talepleri: Tasarımı öngörülen yeni uçak için detaylı yapısal tasarım kriterleri sistem şartnameleri ve ilgili askeri şartnameler esas alınarak uçak imalatçısı tarafından hazırlanmaktadır. Bu kriterler ve bütün elemanları Hava Kuvvetleri tarafından kontrol edilerek onaylandıktan sonra uygulanmaktadır. Detaylı yapısal tasarım kriterleri AFSC DH 1-0, DH 2-0 ile askeri şartnameler MIL-A-8860, 8861, 8862, 8865, 8866, 8869, 8870, 8892, 8893 ve 83444 de verilmektedir. Gerekli olduğu hallerde savaş hasarlarını ilişkin özel kriterler ise Hava Kuvvetleri tarafından ayrıca temin edilmektedir. Bu kriterler hasar oluşuktan sonra yapının yük taşıyabilme kabiliyeti ve süresini, uçuş şartlarını vb. özel durumları belirtmelidir. Uçak yapısının dizaynında bu kriterler ve AFSC DH 2-7 de belirtilen diğer kriterlerle birlikte dikkate alınmaktadır.

3.3.1.3. Hasar tolerans ve dayanıklılık kontrol planları

MIL-STD-1530, MIL-A-8866 ve MIL-A-83444'de uygun olarak uçak imalatçısı hasar tolerans ve dayanıklılık kontrol planlarını hazırlamak ve uygulamaktan sorumludur (Sivil uçaklarda uygulanan hasar tolerans ve dayanıklılık kontrolleri ile ilgili açıklamalar altıncı bölümde verilmektedir). Bu planlar yukarıda açıklanan tüm özel ihtiyaçları içermek durumundadır. Planlar ve onların tüm alt elemanları ancak Hava Kuvvetleri tarafından onaylandıktan sonra yürürlüğe girmektedir. Hasar tolerans ve dayanıklılık kontrolü ile ilgili olarak kırılma mekanığı, yorulma, malzeme seçim ve prosesleri, çevre etkilerinden koruma, korozyondan korunma ile kontrol, tasarım, imalat, kalite kontrol ve tahribatsız kontrol konularındaki tüm disiplinler dikkate alınmaktadır. Korozyondan korunma ve kontrol planları askeri standart 1568 de ayrıntılı olarak verilmektedir. Planlar aynı zamanda hasar tolerans ve dayanıklılık tasarımı için uygulamalarda ilgili şartnamelerde verilen hususları da dikkate alarak, uygun fiyat ve düşük ağırlığın elde edilmesi amacıyla, ilk tasarım safhasında kavramlar/malzeme/ağırlık/performans/fiyat konularındaki çalışmaları da içermektedir.

Hasar tolerans kontrol planı: Hasar tolerans kontrol planı en azından aşağıda belirtilen sahaları kapsamaktadır.

a. Yapılacak sözleşmeye bağlı olarak ilk ticari çalışmalardan son tasarıma ve analizlere kadar mevcut kaynaklar ve geliştirilen bilgilere bağlı olarak temel kırılma bilgileri (K_{IC} , K_C , da/dN , vb) verilmektedir.

b. Yapısal açıdan kritik parçaların listesi MIL-A-83444 e bağlı olarak imalatçı tarafından belirlenmektedir. Bu listeler Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmakta ve gerek tasarım gerekse uçak geliştirme safhalarında dikkate alınmaktadır.

c. Yapısal kritik parçalar için tasarım resimlerinde kritik bölgeler ve yüzey sertleştirme (shot peening) gibi özel prosesler ile kontrol ihtiyaçları belirtilmektedir.

d. İmalatçı tarafından söz konusu kritik parçalar için tahribatsız kontrol ihtiyaçları, proses kontrol ihtiyaçları ve kalite kontrol ihtiyaçları belirtilmekte ve bu ihtiyaçlar Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmaktadır. Tahribatsız kontrol ihtiyaçları MIL-I-6860'a uygun olmalıdır. Bu adımda aynı zamanda öngörülen planlar için alt kontraktör, satıcı ve imalatçıların sertifikasyon ile izlenmesi de dikkate alınmaktadır.

e. Hasar tolerans kontrol planı gerekli hallerde özel tahribatsız kontrol demonstrasyon programlarını da 83444'e uygun olarak belirtmektedir.

f. Malzeme temin ve imalat proses şartnameleri hazırlanmakta ve detaylı olarak verilmektedir. Yapısal kritik parçalarda kırılma tokluğu (toughness) özelliklerini ve yükleme yönündeki kuvvetlerin tasarımda öngörülenden daha düşük olduğu bu raporlarda kanıtlanmaktadır.

g. İzlenebilirlik ihtiyaçları ayrıntılı olarak belirtilmektedir. Bu kapsamda ana imalatçı veya diğer imalatçıların üretim ve imalat proseslerinin tasarım ihtiyaçlarını karşıladığı izlenebilmektedir.

h. Hasar tolerans analizleri, geliştirme testleri ve tam ölçekli testler burada belirtilen standart ve şartnamelere uygun olmalıdır.

1. Bütün yapısal kritik parçalarda servis sırasında kontrol ihtiyacı olmayanlar hariç olmak üzere yapıların kontrol edilebilirlik dereceleri belirtilmektedir. İmalatçı tarafından kullanım sırasında gerekli kontrol ihtiyaçları en uygun olan kontrol edilebilirlik değerine bağlı olarak 83444 nolu şartnamedeki usullere göre belirtilmektedir.

Dayanıklılık kontrol planı: Dayanıklılık kontrol planı en azından aşağıdaki işlemleri kapsamalıdır:

a. Dayanıklılık tasarımı için disipline edilmiş yöntemler; artık gerilmelerin, lokal tasarım detaylarının, malzemelerin, proseslerin ve imalat uygulamalarının olumsuz etkilerini en düşük seviyede tutabilecek şekilde uygulanmaktadır. Dayanıklılık kontrol planının ana dökümanı MIL-A-8866 olup, detaylı ihtiyaçlar bu dökümana göre hazırlanmaktadır. Bu safhanın önemli faaliyetleri dayanıklılık testleri sırasında veya servis kullanımlarının ilk aşamalarında ortaya çıkan çatlak veya kırılma problemlerinin çözümleri olmaktadır.

b. İlk ticari çalışmalardan son tasarım ve analiz faaliyetlerine kadar elde edilen tüm temel veriler (iç kalite dağılımları, yorulma toleransları, vb) şartnameye bağlı olarak mevcut kaynaklardan elde edilmekte veya geliştirilmektedir.

c. Dayanıklılık açısından kritik parçaların tesbiti için gerekli olan kriterler imalatçı tarafından ortaya konmakta ve Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmaktadır. Dayanıklılık açısından kritik parçalar genellikle pahalı, değiştirilmeleri ekonomik olmayan parçalar olduğu için özel kontrol yöntemleri 8866 nolu şartnamede verilen esaslara göre dikkate alınmasına veya alınmamasına bağlı olarak tasarlanır ve boyutlandırılırlar. Dayanıklılık açısından kritik parça listesi uçak imalatçısı tarafından temin edilir ve uçağın geliştirme safhalarında kullanılır.

d. Dayanıklılık açısından kritik parçaların tasarım resimlerinde kritik bölgeler, özel prosesler ve kontrol ihtiyaçları belirtilmektedir.

e. Malzeme temin ve imalat prosesleriyle ilgili şartnameler ihtiyaçlar doğrultusunda geliştirilmekte ve güncel tutulmaktadır. Bu şartnameler tasarımda öngörülen ilk şartların altına düşmeyecek gereksinimleri sağlamalıdır.

f. Tam ölçekli dayanıklılık testleri sırasında oluşabilecek yapısal çatlaklar için mikroskobik veya yorulma incelemeleri (fractographic) yardımıyla giriş kalitesinin tahmini için gerekli deneysel yöntemler ortaya konmaktadır. Bu bilgiler ve bu safhada elde edilen veriler tam ölçekli testlerin değerlendirilmesi ile kuvvet yapısal bakım planlarının oluşturulması safhalarında da kullanılacaklardır.

g. Dayanıklılık analizleri, geliştirme testleri ve tam ölçekli testler MIL-STD-1530A, MIL-A-8866 ve MIL-A-8867 ye uygun olarak gerçekleştirilmektedir (sivil uçaklarda uygulanan tam ölçekli testlere ait bir örnek altıncı bölümde verilmektedir).

3.3.1.4. Malzeme seçimleri, prosesleri ve bağlantı metodları

İlgili askeri standart ve onu destekleyen şartnamelerde belirtilen esaslar çerçevesinde mukavemet, hasar toleransı ve dayanıklılık ihtiyaçlarını karşılayabilmek amacıyla malzemelerin, proseslerin ve bağlantı metodlarının uçağın yapısını ağırlık olarak minimumda ve ekonomik ölçülerde sağlayacak şekilde seçilmesi hedeflenir. Bu yöntemlerin en son seçimi için ana faktör hasar tolerans ve dayanıklılık kontrol programlarının faaliyetlerine bağlı olarak gerçekleştirilen kavram/malzeme/ağırlık/fiyat çalışmalarının sonuçlarıdır.

Tasarım faaliyetleri için Hava Kuvvetleri ile imalatçı firma arasında sözleşme devreye girdikten sonra imalatçı firma tüm yapısal komponentler için seçim yöntemlerini belirtmelidir. Bu bilgiler mevcut olan bilgi bankaları, mevcut olan tecrübe ve ticari bilgilerin nasıl kullanıldığını ve seçimlerde nasıl değerlendirildiğini içermelidir. Malzeme seçimleri AFSC DH 1-2, bölüm 7A'ya prosesler bölüm 7B'ye uygun olmalıdır. Bağlayıcı seçimleri ise MIL-STD-1515'e uygun olmalıdır. Kırılma ve dayanıklılık açısından kritik parçaların malzeme, proses ve bağlantı yöntemleri seçimleri Hava Kuvvetleri tarafından onaylandıktan sonra kesinleşmektedir.

3.3.1.5. Tasarım servis ömrü ve tasarım kullanımı

Hava Kuvvetleri kontrat sözleşmesinin bir parçası olarak tipik tasarım kullanımı ve tasarım servis ömrü ihtiyaçlarını belirtmektedir. Bu bilgiler uçağın ilk tasarım ve analizlerinde kullanılmaktadır. Tasarım servis ömrü ve tasarım kullanımı bilgileri Hava Kuvvetlerinin ilgili birimleri (karargahlar ve birlikler) arasında yakın işbirliği ve koordinasyon sonucunda oluşturulmaktadır. Bu safhada tasarım görev profilleri ve görev şekilleri (servisteki kullanım için öngörülen) tahmin edilmektedir. Havacılığın tarihsel gelişiminin bir parçası olarak uçakların gerçek kullanımı tasarımda öngörülen kullanımdan daha sert olduğunda uçakları erken servisten almak, erken tadilat ya da seçilen uçakların rotasyonu gibi kuvvet yönetimi safhasında özel önlemler alınması gerekmektedir. Böyle bir durumun kontrat gerçekleştikten sonra ortaya çıkması halinde

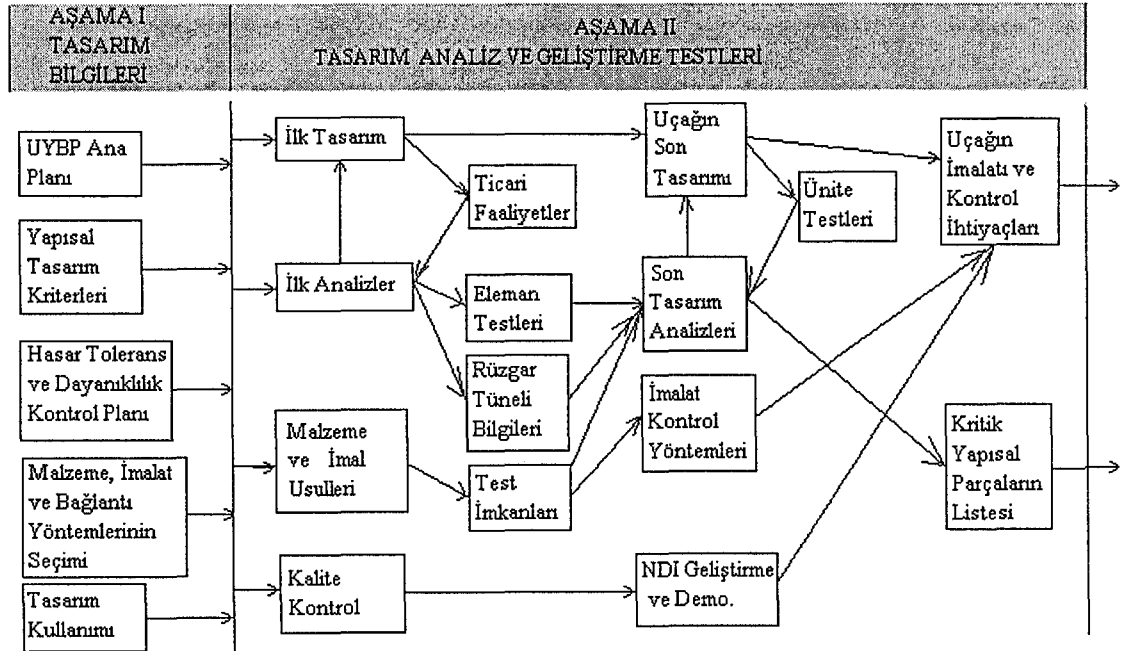
ilave ihtiyaçlar Hava Kuvvetleri ile imalatçı arasında ayrıca görüşmeler ve sözleşme yapılmasını gerektirmektedir.

3.3.2. Tasarım analizleri ve geliştirme testleri (Safha 2)

Tasarım analizleri ve geliştirme testleri safhasının ana amacı; uçağın görev yapmak zorunda olduğu çevre şartlarının belirlenmesi (yük, sıcaklık, kimyasal, aşındırma, titreşim ve akustik çevre şartları) ve uçağın hasar tolerans, dayanıklılık ve gerekli mukavemet özelliklerine sahip olacak şekilde tasarlanması ve boyutlandırılması için gerekli ilk analiz ve testlerin uygulanmasıdır. Birinci ve ikinci aşama UYBP faaliyetlerinin akış diyagramı Şekil 3.1.'de verilmektedir [2].

3.3.2.1. Malzeme ve bağlantı şartları

Uçak imalatçısı, farklı tasarım analiz yöntemlerini değerlendirerek en uygun malzeme ve bağlantı usullerini ilgili el kitaplarına göre temin etmektedir. Bu amaçla kullanılan en önemli el kitapları MIL-HDBK-5, MIL-HDBK-17, MIL-HDBK-23 ve MCIC-HDBK-01 dir. Bunların dışında kalan başka dökümanlarda kullanılabilir ancak sonuçlarının Hava Kuvvetleri tarafından onaylanması gerekmektedir. Yeterli bilgi bulunmadığında imalatçı firma tarafından deneysel programlar uygulanabilir. Bu durumda MIL-HDBK-5 de belirtilen analiz ve test yöntemlerine uyulması gerekmektedir.



Şekil 3.1. Birinci ve ikinci aşama UYBP faaliyetleri akış diyagramı [2]

3.3.2.2. Yük analizleri

Kontrat sözleşmesinde belirtilen detaylı ihtiyaçları karşılayacak yük analizleri uçak imalatçısı tarafından yapılmaktadır. Uçak yapısı yapısal tasarım kriterleri tarafından belirlenmiş manevra zarfı içerisinde yaptığı her türlü görevde maruz kaldığı statik ve dinamik yüklerin şiddeti ve dağılımı ortaya konmalıdır. Bu analizler uçuş yükleri, yer yükleri, güç grubu yükleri, kumanda sistemi yükleri ve silah etkilerini belirlemekten ibarettir. Gerekli olduğu hallerde bu analizlerde sıcaklık, aeroelastisite ve uçağın dinamik cevabı ile ilgili etkiler de dikkate alınmaktadır.

3.3.2.3. Tasarım servis yükleri spektrumu

Tasarım servis yükleri spektrumu için detaylı ihtiyaçlar uçak imalatçısı tarafından kontrat sözleşmesinde belirtilen usullere ve MIL-A-8866 da belirtilen prensiplere uygun olarak hazırlanmaktadır. Bu spektrum Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmalıdır. Spektrumun amacı uçağın tipik tasarım kullanımı ve tasarım servis ömrü esaslarına göre maruz kalacağı yüklerin frekans ve dağılımını elde etmektir. Tasarım servis yükleri spektrumu ve tasarım kimyasal/ısısal çevre spektrumu farklı analiz ve testlerin gerçekleştirilmesi amacıyla uçuştan uçuşa (flight-by-flight) gerilme/çevre spektrumunun oluşturulması için kullanılır.

3.3.2.4. Tasarım kimyasal/ısısal çevre spektrumu

Uçak imalatçısı tarafından bu spektrumda Hava Kuvvetlerinin isteği doğrultusunda MIL-A-8866 ya göre hazırlanmakta ve Hava Kuvvetleri tarafından onay gerektirmektedir. Bu spektrumlar şiddet, süre, karşılaşma frekansı vb. her ortamı karakterize edebilmelidir.

3.3.2.5. Gerilme analizleri

Gerilme analizleri için detaylı ihtiyaçlar uçak imalatçısı tarafından hazırlanmakta ve sonuçları Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmaktadır. Gerilme analizleri uçağın maruz kaldığı sıcaklık ve harici yükler altında gerilme, deformasyon ve emniyet katsayılarının analitik yöntemlerle ortaya koymalıdır. Uçak yapısının kritik yükler altında maruz kalacağı özel dayanıklılık ihtiyaçları da elde edilmektedir. İlave olarak gerilme analizleri; dayanıklılık ve hasar tolerans analizlerinin, tasarım geliştirme testleri için kritik yapısal komponentleri seçiminin, malzeme gözden geçirme faaliyetleri ve yapısal testlerde kullanılan yükleme şartlarının seçimi içinde temel olmaktadır. Gerilme analizleri aynı zamanda uçağın görev şartları değiştiğinde veya performans artırılması halinde yapının maruz kalacağı yeni yükleme şartlarını tesbit etme ve ömrü boyunca bu değişikliklerin hangi mertebeye yapılacağının ortaya konmasını da sağlamalıdır.

Gerilme analizleri, uçağın yapısında veya maruz kaldığı yükleme şartlarında önemli değişiklikler olduğunda gözden geçirilmektedir.

3.3.2.6. Hasar tolerans analizleri

Uçak imalatçısı tarafından hasar tolerans analizleri Hava Kuvvetlerinin isteğine göre MIL-A-83444 e uygun olarak gerçekleştirilmekte ve Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmaktadır. Bu analizin amacı uçak yapısının şartnamede öngörülen kabiliyetlere sahip olduğunun kanıtlanmasıdır. Tasarım uçuştan uçuşa gerilme/çevre spektrumu, hasar büyüme analizleri ve kanıtlama testlerinde kullanılmaktadır. Tasarım geliştirme test programının bir parçası olarak kritik çatlak uzunluklarının, artık gerilmelerin, emniyetli çatlak uzama periyotlarının ve kontrol aralıklarının hesaplanmasında temel kırılma bilgileri ve mevcut kırılma test bilgileri kullanılmaktadır. Analitik yöntemlerle elde edilen kırılma özelliklerindeki değişimlerin etkisi hasar tolerans tasarımlarında dikkate alınmaktadır.

3.3.2.7. Dayanıklılık analizleri

Benzer şekilde dayanıklılık analizlerin de imalatçı tarafından hazırlanmakta ve Hava Kuvvetlerince onaylanmaktadır. Bu analizlerin amacı MIL-A-8866 şartnamesinde belirtilen ihtiyaçların uçak yapısı tarafından sağlanabildiğini kanıtlamaktır. Bu analizde de, hasar tolerans analizinde olduğu gibi, tasarım spektrumları kullanılmaktadır. Analiz yaklaşımı uçağın maruz kaldığı yüklerin etkisiyle yapıdaki çatlakların tamir, tadilat veya değişim ihtiyacını ortaya koyacak boyuta ulaşması için gerekli olan zamanı elde etmektedir. Bu faktörler yapının ilk (imalat) kalitesini ve kalitedeki değişimleri, kimyasal/ısısal çevre etkilerini, yük sırasını ve çevre şartlarının etkileşimi analizini, malzeme özelliklerindeki değişiklikleri ve analitik belirsizlikleri kapsamaktadır. Dayanıklılık tasarımının analitik yöntemle garantisini kanıtlamaya ilave olarak, dayanıklılık analizleri, tam ölçekli dayanıklılık testleri ve tasarım geliştirmelerinde kullanılan test yükleri spektrumunun da geliştirilmesinde bir temel olmaktadır.

3.3.2.8. Ses dayanıklılık analizleri

Bu analizler için uygulama yöntemleri de uçak imalatçısı tarafından MIL-A-8893'e uygun olarak hazırlanmakta ve Hava Kuvvetlerince onaylanması gerekmektedir. Amacı, servis ömrü boyunca ses yüklerinin oluşturacağı çatlaklara uçak yapısının dayanabileceğinin kanıtlanmasıdır. Bu analizler sırasında önemli ısısal etkiler de dahil olmak üzere akustik çevre şartlarının etkisini belirlemek, potansiyel kritik kaynakları ve bunların dinamik cevaplarını ortaya koymak gerekmektedir. Potansiyel kritik kaynaklar olarak sadece motorların sebep olduğu gürültü dikkate alınmayıp ilave olarak türbülanslı bölgelerde ve akım ayrılma durumunda aerodinamik gürültü, yapıdaki boşlukların sebep olduğu rezonans ve bölgesel titreşim kuvvetleri de dikkate alınmaktadır.

3.3.2.9. Titreşim analizleri

Uçak tasarımı, yapının titreşimini kontrol altında tutacak şekilde olmalıdır ve bu analizler uçağın farklı bölgelerindeki (yolcu kompartmanı, kargo bölümü, teçhizat kompartmanı vb.) titreşim seviyelerini tahmin etmek amacıyla yapılmalıdır. Uçağın bütün bölümleri için yapı, servis ömrü boyunca titreşimin sebep olduğu yüklerden dolayı kabul edilmeyecek boyutta çatlak oluşmasına müsaade etmemelidir. İlave olarak uçak tasarımında uçaktan faydalanan personel ve teçhizatın maruz kalacağı titreşim seviyelerinin de kontrol altında bulundurulması gerekmektedir. Bu analizle ilgili çalışmalar da uçak imalatçısı tarafından MIL-A-8892 ye göre Hava Kuvvetleri onayı ile gerçekleştirilmektedir.

3.3.2.10. Flater ve divergence analizleri

Bu analizlerin amacı uçağın ana komponentlerinin elastik, atalet ve aerodinamik karakteristikleriyle bu karakteristiklerin birbirleriyle etkileşimi sonucunda oluşabilecek flater ve divergence özelliklerinin ortaya konmasıdır. Analizlerin amacı, belirlenmiş flater ve divergence şartlarında uçak yapısının maruz kalacağı yüklere dayanabildiğinin kanıtlanmasıdır. Kırılma modları için yapılan flater analizlerinde Hava Kuvvetleriyle imalatçı koordine ederek mutabık kalmaktadır.

3.3.2.11. Nükleer silahların etkilerinin analizi

Bu analizlerin başlıca iki amacı olup; birincisi uçak dizaynının belirtilen çevre koşullarında öngörülen artık hasardan daha fazla hasara maruz kalmayacağını kanıtlanması, ikincisi ise uçakta bulunan mürettebatın korunma zarfı veya yapısal kabiliyet zarfının tesbitidir. Nükleer silah etkilerini analiz etmek amacıyla uçak imalatçısı tarafından ısısal, aşırı basınç ve türbülans yükleri ile ilgili detaylı tasarım kriterleri hazırlanmakta ve bu şartlarda kritik uçak yapısının dayanabileceği kanıtlanmaktadır. Yine uçak imalatçısı tarafından uçak yapısının nükleer silah etkilerine dayanabilme zarfı konusunda bir rapor hazırlanmakta, bu raporda mürettebatın radyasyondan korunması nükleer silahın bırakılma hal ve şartları, silah boyutu, uçağın kurtulma manevraları ve sonuçtaki hasar limitleri de yer almaktadır.

3.3.2.12. Nükleer olmayan silah etkileri analizi

Bu analizler AFSC DH 2-7 ye göre uçak imalatçısı tarafından hazırlanmakta ve Hava Kuvvetlerince onaylanmaktadır.

3.3.2.13. Tasarım geliştirme testleri

Tasarım geliştirme testlerinin amaçları; malzeme ve bağlama yöntemlerini belirlemek, analiz yöntemlerini ortaya koymak, müsaade edilebilen gerilme seviyelerini, malzeme seçimlerini, bağlayıcı sistemlerini ve tasarım kimyasal/ısısal çevre spektrumunu ortaya koyup değerlendirmek, flater karakteristiklerini rüzgar tüneli testleriyle elde etmek, mukavemet, dayanıklılık (ses dayanıklılığı dahil) ve kritik yapısal komponent ve asambleler için hasar tolerans özelliklerini değerlendirmektir. Tasarım geliştirme testlerine örnek olarak, küçük elemanların, panellerin, fittinglerin, kontrol sistem üniteleri ve yapısal mekanizmaların, ana yapısal komponentlerin (kanat gövde bağlantı fittinglerinin, yatay stabilize bağlantı elemanlarının, kanat menteşe bağlantısı ve ilgili asamblelerin) kupon testleri gösterilebilir. ABD de yeni bir uçak imalatı söz konusu olduğunda uçağın imalatı ile ilgilenen firmalar teklif mektuplarında önerdikleri test programlarını ortaya koymak zorundadırlar. İhale yapıp kontrol sözleşmesi imzalandıktan sonra kazanan firma tasarım analizleri safhasında planlarını tamamlayıp Hava Kuvvetleri onayına sunmaktadır. Onaylanmış test planları ihtiyaç halinde uçak imalatçısı tarafından revizyon edilmektedir. Bu planlarda testlerin seçim yöntemleri ile amaçları, test malzemelerinin açıklamaları, yöntemler, test yükleri, test süreleri programın geliştirilmesi için ticari planlama ve fiyat bilgileri de yer almaktadır.

3.3.3. Tam ölçekli testler (Safha 3):

Bu safhanın amacı tasarımı yapılmış olan uçağın bir seri yer ve uçuş testleriyle yapısal yeterliliğinin ortaya konmasıdır. Üçüncü aşamada yer alan UYBP faaliyetlerinin akış diyagramı Şekil 3.2.'de verilmektedir.

3.3.3.1. Statik testler

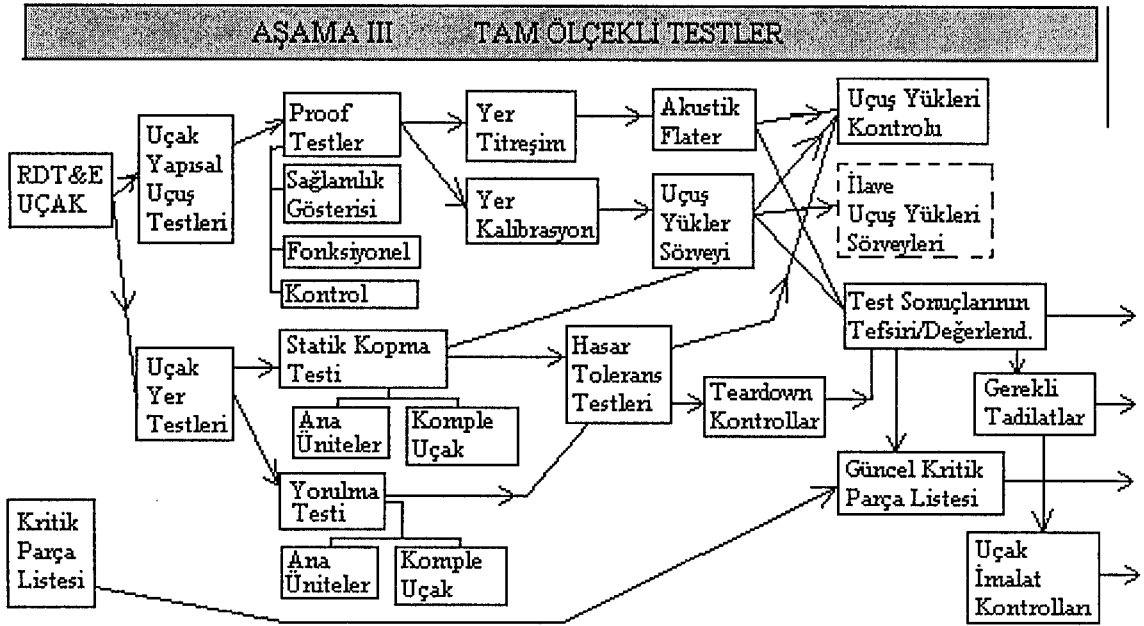
Statik test programı, uçağın yerde ve havada kritik uçuş şartlarında taşıyacağı yükleri simüle eden yüklerin gerekli ölçme teçhizatıyla donatılmış uçak yapısına laboratuvarında uygulamasını içermektedir. Bu testler MIL-A-8867 ye göre hazırlanmakta ve testler başlamadan Hava Kuvvetleri onayı alınmaktadır. Önemli ısı değişikliği söz konusu olduğunda termal yüklerin etkileri de bu testlerde dikkate alınmaktadır. Statik test programının temel hedefi uçak yapısının tasarımda öngörülen hedef mukavemet değerlerini kanıtlamaktır. Hava Kuvvetlerinin onayına bağlı olarak tam ölçekli statik yük testi uygulanabilir veya uygulanmayabilir. Alternatif yöntem olarak MIL-A-8867'ye göre proof test uygulanabilir (Sivil uçaklarda uygulanması gereken statik ve dayanıklılık testleri altıncı bölümde verilmektedir).

3.3.3.2. Dayanıklılık testleri

Dayanıklılık testleri, ilgili yük spektrumunun tekrarlı uygulamalarını kapsamaktadır. Bu testler MIL-A-8867 ye göre uçak imalatçısı tarafından hazırlanmakta

ve testler başlamadan önce test planları, yöntemleri ve zamanlaması Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmaktadır. Tam ölçekli dayanıklılık testinin amaçları:

- Uçak tasarım servis ömrünün dizaynında öngörüldüğü miktardan daha az olmadığını, tasarım servis yükleri/çevre spektrumunun uygulanmasıyla test uçağı üzerinde kanıtlamaktır.
- Ünite testleri veya analizlerle daha önce tesbit edilememiş uçak yapısındaki kritik bölgeleri ortaya koymaktır.
- Serviste bulunan uçaklar için tadilat ve özel kontrol ihtiyaçlarını tesbit edecek yöntemleri ortaya koymaktır.



Şekil 3.2. Üçüncü aşama faaliyetleri akış diyagramı [2]

Bu testlerin yapılacağı uçak seçilirken dikkate alınan bir husus, ilk imal edilen uçaklardan biri ya da araştırma amaçlı geliştirilen test uçağı olup, pratik olarak servise verilecek uçakların konfigürasyonuna sahip olmalı ve onları temsil edebilmelidir. Eğer test edilen uçak ile servise verilecek uçaklar arasında tasarım, malzeme veya imalat değişiklikleri olur ise önemli değişiklik gösteren bu üniteler için testler yenilenmektedir. Tam ölçekli uçak dayanıklılık testleri tasarım servis ömrünün bir katı kadar tamamlanmadan ve kritik yapılardaki kontroller bitirilmeden uçakların seri üretim için imalatına başlanmamaktadır. Ayrıca seri üretim yapılan ilk uçağın Hava Kuvvetlerine teslim edilmeden önce uçak servis ömrünün iki katı süresince dayanıklılık testi yapılmalı ve test sonrasında kritik yapısal bölgeler kontrol edilmelidir. Eğer test sırasında test edilen uçak üzerinde tasarım servis ömrünün iki katına ulaşmadan herhangi bir sorunla karşılaşılır ise gerekli servis ömrünü sağlayacak tadilat ve iyileştirmeler yapılır ve test tekrarlanır. Bu durumda orijinal tasarım ve geliştirme

zamanlamalarına uyulamaz ise teknik risk ve fiyat etkileri dikkate alınarak üretim planlaması gözden geçirilebilir. Dayanıklılık test programı için en önemli kriter bu testlerin mümkün olan en kısa sürede tamamlanmasıdır. Bu sayede servisteki uçakların tadilat ihtiyaçları en az indirilebilecek ve test sırasında bulunan kusurlar imalat sırasında giderilebilecektir.

Tam ölçekli uçak dayanıklılık testlerinin önemli adımlarından biri de kontrol programlarıdır. Bu programlarda Hava Kuvvetlerinin kontrolünde gerçekleştirilmekte olup,

a. MIL-A-8866 ya göre dayanıklılık ihtiyaçları ve MIL-A-83444'e göre hasar tolerans ihtiyaçları esas alınarak servisteki uçaklar için kontrol ihtiyaçları ortaya konmaktadır.

b. Planlara uygun şekilde dayanıklılık testlerinin tamamlanabilmesi için kritik bölgeler üzerinde özel kontrol yöntemleriyle gelişmeler izlenmektedir.

c. Test tamamlandıktan sonra ise yapının komple kontrolü (teardown inspection) gerçekleştirilerek test sonuçlarını ve etkileşimi değerlendirilmektedir.

Dayanıklılık testi için minimum test süresi MIL-A-8867 de verilmektedir. Genellikle teste minimum ihtiyaçlar karşılandıktan sonra da devam edilmesi Hava Kuvvetlerinin yararına olmaktadır. Genellikle eğer uçağın kullanımı, tasarımda öngörülenden daha sert olmaktaysa ileride ortaya çıkabilecek sorunlar test sırasında belirlenebilmektedir. Bu amaçla test süresi uçak imalatçısıyla Hava Kuvvetlerinin ilgili birimleri arasında yapılan görüşmelerle belirlenmektedir.

3.3.3.3. Hasar tolerans testleri

Bu testlerin amacı MIL-A-83444 nolu şartnameye göre birinci kategorideki kırılma yönünden kritik yapısal parçaların belirlenmesidir. Testler mevcut olan test düzeneği ile yapılan hasar tolerans testlerinden oluşmaktadır. Bu testler, tam ölçekli olabildiği gibi belirlenmiş asamble ya da komponentler bazında da yapılabilmektedir. Ayrıca gerekli hallerde şartname ihtiyaçlarını karşılamak için ilave yapısal komponent ve asambleler imal edilerek test sırasında kullanılmaktadır.

3.3.3.4. Uçuş ve yer hareketleri testleri

Uçuş ve yer hareketlerine ait testlerde ilk üretilen uçaklardan biri ya da araştırma amacıyla geliştirilen uçaklardan biri kullanılmaktadır. Yük ölçümlerinde uçak imalatçısıyla Hava Kuvvetlerinin anlaşmasına bağlı olarak gerinim ölçer veya basınçlı ölçme yöntemi (*pressure survey methods*) kullanılmaktadır. İmalat programının belirli bir yerinde ilave bir uçak üzerinde test yapılması gerekir ise bu uçak ilk uçakta olduğu gibi aynı yöntemlerle ve teçhizatla donatılarak uçuş testleri yenilenmektedir. Özel kayıt sistemleri (kayıt teçhizatı, mekanik gerinim kaydedicileri, gerinim ölçerler vb.) yük ve çevre spektrumu ile tek uçak izleme programlarında kullanılmak üzere uçak üzerine yerleştirilmekte bu sistemler aynı zamanda test uçağı üzerine de konarak uçaklar arası ilişki kurulabilmektedir. Uçuş ve yer hareket testleri, *uçuş ve yer yükleri takibi* ve

dinamik cevap testlerini içeren iki grupta uygulanmaktadır. Birinci durumda uçuş ve yer yükleri programında gerekli teçhizatlarla donatılmış ve kalibre edilmiş uçak üzerinde tasarım uçuş zarfının tüm limit hallerinde uçuş yapılarak oluşan yükler (ve mümkün olduğu halde uçak yapısı üzerindeki sıcaklık dağılımları da) ölçülür ve kaydedilir. Dinamik cevap testlerinde ise yine gerekli kayıt sistemi ile donatılmış ve kalibre edilmiş uçak üzerinde özel şartlarda (iniş, kalkış, çekme (towing), havada ikmal, havada yük bırakma, taksi ve türbülanslı ortamda uçuş vb.) halleri için uçak yapısının maruz kaldığı yükler kaydedilip değerlendirilmektedir. Bu bilgiler ile uçak yapısının elastik cevap karakteristikleri değerlendirilmekte ve gerek duyulur ise buradan elde edilen bilgiler ile yük analizleri, yorulma analizleri ve hareket yük bilgileri üzerinde gerekli düzeltmeler yapılmaktadır.

3.3.3.5. Ses dayanıklılık testleri

Bu testin amacı, tam ölçekli bir uçak üzerinde akustik çevre şartlarının neden olduğu yükleri ölçmek ve gerekir ise tadilat ihtiyaçlarını ortaya koymaktır. Ses dayanıklılık testi, tasarım servis ömrü boyunca örnek bir uçak (veya bir ana ünitesi) üzerinde yapının yeterli mukavemete sahip olduğunu göstermek durumundadır. Bu testler normal olarak tasarım servis ömrünü temsil edecek bir süre örnek bir uçak üzerinde güç gruplarının maksimum güçte çalıştırılmasıyla uygulanır.

3.3.3.6. Uçuş titreşim testleri

Bu testler MIL-A-8892 ye uygun olarak uçak imalatçısı tarafından hazırlanmakta ve Hava Kuvvetleri onayından sonra uygulanmaktadır. Testler titreşim analizlerinin doğruluğunu kanıtlamak amacıyla uygulanmaktadır. İlave olarak, test sonuçları, tasarım servis ömrü boyunca personel ve teçhizat için arzu edilen performansı oluşturmada ve çatlak oluşumunu önlemek amacıyla oluşturulan titreşim kontrol ölçümlerinin yeterli olduğunu ortaya koymada kullanılmaktadır.

3.3.3.7. Flater testleri

Flater ile ilişkili testler;

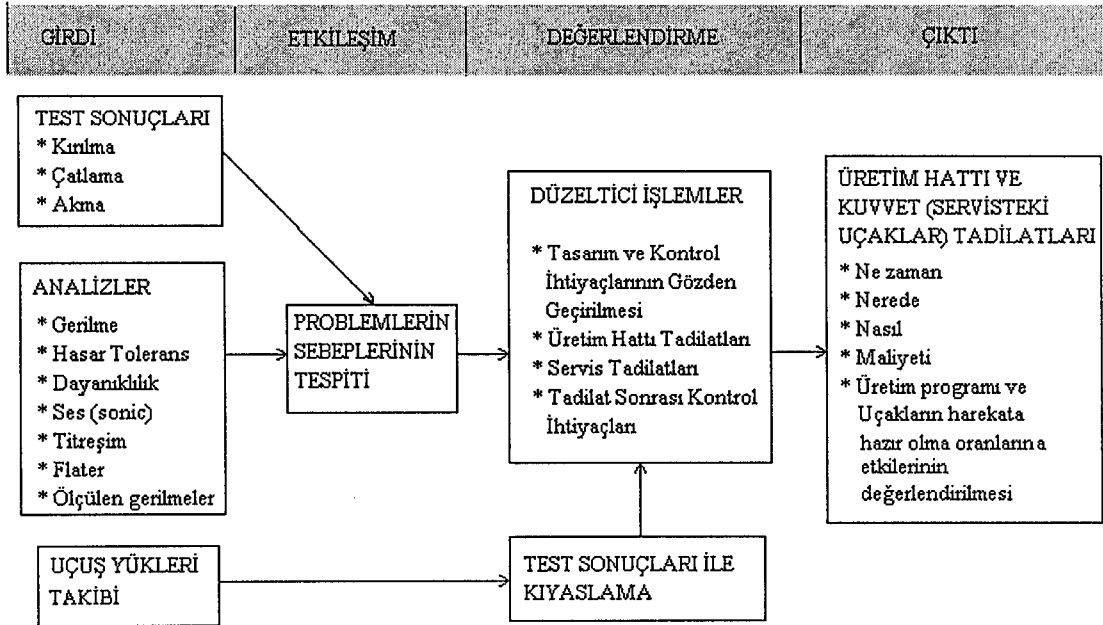
- Yerdeki titreşim testleri,
- Termoelastik testler,
- Limit yük rijitlik testleri,
- Kontrol yüzeylerinin serbestçe oynaması ve rijitliği testleri ile
- Uçuş flater testlerinden oluşmaktadır.

Yer titreşim testleri uçağın veya ünitelerinin doğal frekanslarını, mode shape'lerini, ve yapısal sönümlendirme kabiliyetlerini deneysel olarak ortaya koymak amacıyla yapılır. Bunun için aeroelastik analizlerde (flater analizi, dinamik analiz, matematik modelleme vb.) kullanılacak olan kütle, stiffness ve sönümlendirme

karakteristikleri ortaya konur. Termoelastik testler, limit yük rijitlik testleri ve kontrol yüzeyi serbest hareket ve rijitlik testlerinde ise uçağın ve ana komponentlerinin yapısal elastik ve serbest hareket özellikleri deneysel olarak tesbit edilmektedir. Bu testlerin amacı aeroelastik analizler ve dinamik model tasarımında kullanılan destekleyici bilgilerin ortaya konmasıdır. Uçuş flater testlerindeki amaç ise uçuş zarfı içerisinde uçağın yaptığı bütün hareketlerde yeterli sönümlendirmeye sahip olduğu ve yapının aeroelastik kararsızlıklardan yeterince uzak olduğunu kanıtlamaktır.

3.3.3.8. Test sonuçları etkileşimi ve değerlendirme

Testler sırasında oluşan akma, çatlama, kırılma vb. her yapısal problem uçak imalatçısı tarafından analiz edilerek sebebi ortaya konmalı düzeltici önlemler belirtilmeli, servisteki uçaklara uygulanacak işlem ortaya konmalı ve yaklaşık maliyeti tesbit edilmelidir. Bu safhada yapılan faaliyetlerin amacı Şekil 3.3.'de gösterilmektedir. Bu değerlendirmenin sonuçları ile ortaya konan düzeltici işlemler; dayanıklılık, sağlamlık, hasar tolerans ve mukavemet ihtiyaçlarının karşılandığını göstermesi gerekmektedir. Yetersizliklerin sebep olduğu düzeltici işlemlerin yol açtığı fiyat, zamanlama, hareket ve diğer etkiler programın iptali, ödül veya cezalandırma, üretilmiş uçakları satın alma ya da büyük ölçüde yeniden tasarımı gibi ana program kararlarına yol açabilmektedir. Şekil 3.4.'de görüldüğü gibi tam ölçekli test uçağı üzerinde veya ünitelerinde ya da komponentlerinde uygulanan ve belirlenmiş mukavemet, rijitlik, hasar tolerans ve dayanıklılık tasarım ihtiyaçlarını ortaya koyan tam ölçekli testler sonucunda gerekli yapısal tadilat veya değişiklikler ortaya konulabilmektedir.

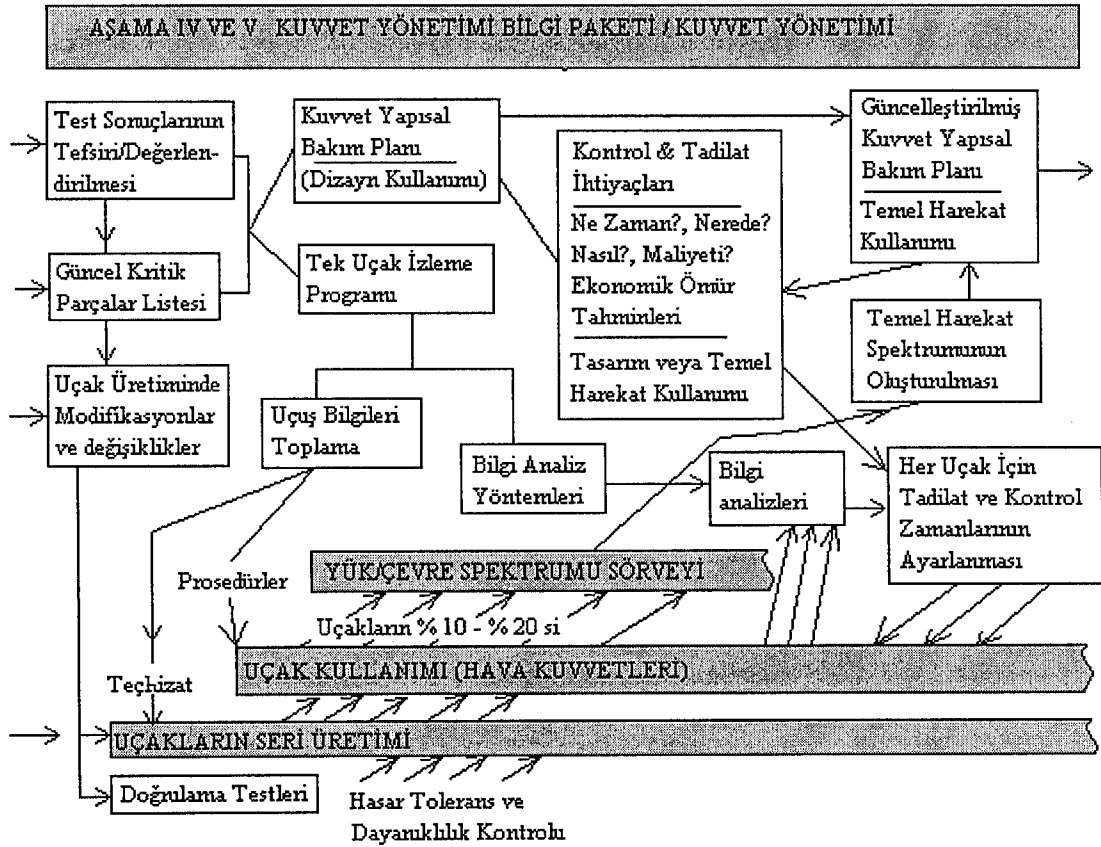


Şekil 3.3. Tasarım servis ömrü ve tasarım kullanımına bağlı olarak test sonuçlarının etkileşimi ve değerlendirilmesi [2]

Dayanıklılık tadilatları için gerekli olan test süreleri kontrat sözleşmeleri ve MIL-A-8867 de belirtilmektedir. İlave test ihtiyaçları söz konusu olduğunda uçak imalatçısı Hava Kuvvetlerinin onayını alarak gerekli faaliyetleri yürütmek durumundadır.

3.3.4. Kuvvet yönetimi bilgi paketi (Safha 4)

Uçağın servis ömrü boyunca belirli aralıklarla özel kontrol, bakım, modifikasyon veya değiştirme işlemleri yapılması ile ancak mukavemet, sağlamlık, hasar tolerans ve dayanıklılık özellikleri muhafaza edilebilir. Bu işlemler, periyodları önceden belirlenmiş birlik ve fabrika seviyesi bakımlar ile özel kontrollardan meydana gelmektedir. Bu işlemlerin uygun şekilde gerçekleştirilebilmesi için Hava Kuvvetlerinin bu konularda detaylı bilgiye sahip olması gerekmektedir. İlave olarak tecrübeler göstermiştir ki askeri uçaklarda gerçek kullanım şartları, tasarım sırasında kabul edilen kullanım şartlarından oldukça farklıdır. Bu nedenle kullanım sırasında uçağın dayanıklılık ve hasar tolerasına olan etkilerinin kullanıma ne kadar bağlı olduğunun bilinmesi gerekmektedir. Dördüncü safhada Hava Kuvvetlerinin bu faaliyetleri gerçekleştirebilmesi için gerekli olan bilgi paketinin uçak imalatçısı tarafından nasıl temin edileceği belirtilmektedir. Dördüncü



Şekil 3.4. Dördüncü ve beşinci aşamalar için UYBP faaliyetleri akış diyagramı [2]

safhadaki faaliyetlerin bir özelliği de safha birden üçe kadar olduğu gibi uçağın temel yapısal tasarım ihtiyaçlarının ortaya konması olmayıp servisteki uçaklar için bilgi hazırlanmasını içermektedir.

3.3.4.1. Son analizler

Uçak imalatçısı tarafından daha önce hazırlanmış olan tasarım analizleri, tam ölçekli test ve daha sonra uygulanan yük ve çevre spektrumu çalışmaları sonucunda ortaya çıkabilecek farklılıklar da dikkate alınarak güncelleştirilir. Bu analiz çalışmaları da tamamlandığında Hava Kuvvetlerinin onayını gerektirir. Analizler genellikle problemlerin sebeplerinin teşhis edilmesi, düzeltici işlemlerin uygulanması, üretim ve kullanım sırasındaki tadilat ihtiyaçlarının ortaya konması safhasına analizlerin ilk güncelleştirme safhası denilmektedir. Buradaki bilgiler için daha çok paragraf 3.3.3.8 de belirtilen test sonuçlarından yararlanılır. Hasar tolerans ve dayanıklılık analizlerinin ilk güncelleştirmesi ise filo ortalamasına göre elde edilen kullanım spektrumu esas alınarak yapılır. Bu spektruma ait bilgiler paragraf 3.3.4.3 te açıklanacaktır. Bu analizlerle elde edilen bilgiler sonucunda kuvvet yapısal bakım planları güncelleştirilecektir. Kuvvet yapısal bakım planları da paragraf 3.3.4.3 te açıklanacaktır. Bu analizler kuvvet yapısal bakım planının bir parçası olarak uçağın servis ömrü boyunca tadilat ihtiyaçlarını, kritik bölgelerini, hasar birikim oranlarını ve hasar limitlerini ortaya koymaktadır.

Bu safhada yapılması gereken çalışmalardan biri de daha önce gerçekleştirilen gerilme, hasar tolerans, dayanıklılık vb. analizlerin sonucunda elde edilen bilgilerin ışığında uçağın kontrol ve onarım yöntemlerinin somut olarak ortaya konmasıdır.

Yapısal komponent ve asambleler için kontrol ve onarım zamanları belirlenir. Aynı zamanda yapılması gerekli onarımların birlik seviyesinde mi yoksa fabrika seviyesinde mi uygulanacağı ortaya konur. Gelişmiş kompozit, petek malzemeli sandviç yapı ya da yapıştırma ile oluşturulan komponentlerde hasara dayanabilme limitleri ve çatlak ilerleme oranları çok dikkatli bir şekilde ortaya konmaktadır. Ortaya konan kontrol ve onarım kriterleri paragraf 3.3.4.3 de açıklanacak olan kuvvet yapısal bakım planlarına ithal edilmektedir.

3.3.4.2. Mukavemet özeti

Uçak imalatçısı tarafından uçağın kullanım parametrelerine bağlı olarak yapının önemli karakteristikleri, kabiliyetleri ve limitleri kolayca anlaşılabilir şekilde ortaya konmaktadır. Bu safhada elde edilecek bilgiler özellikle uçak yapısının limitlerinin önemli kullanım parametreleri olan hız, ivmelenme, ağırlık merkezinin yeri ve toplam ağırlık gibi bilgilerin bir fonksiyonu olarak ortaya konmaktadır. Bu amaçla hazırlanan özet bilgiler her ana yapısal asamble için malzeme, kritik tasarım şartları, hasar tolerans ve dayanıklılık için kritik alanları ve minimum emniyet katsayıları gibi bilgileri içererek problemlerin teşhis yöntemlerini de ortaya koymaktadır. Bu safhada verilecek bilgilerde tasarım resimleri, detaylı analizler, test raporları ya da daha önce hazırlanan dökümanları referans olarak belirtmeli ve gerektiğinde bu dökümanlara

ulaşılabilmelidir. Mukavemet özeti konusunda yapılan çalışmalar da Hava Kuvvetlerinin onayını gerektirmektedir.

3.3.4.3. Kuvvet yapısal bakım planı

Uçak imalatçısı tarafından uçağın tahmin edilen ekonomik ömrünü, bu ömür sırasında uygulanması gereken kontrol ve tadilat ihtiyaçlarını ortaya koyan bir kuvvet yapısal bakım planı hazırlanmaktadır. Bu planda yapılacak işlemlerin niçin, nerede, ne zaman, nasıl ve ne kadar maliyete sebep olacağı, vb. şekilde detaylı bilgiler verilir. Burada verilecek bilgileri Hava Kuvvetleri bakım planlamalarında, kuvvet yapısını oluşturan planlarda ve bütçeleme amacıyla kullanacaktır. Bu safhada yapılan çalışmalar da Hava Kuvvetlerinin onayına tabidir.

Kuvvet yapısal bakım planları önce taslak daha sonra geliştirilmiş planlar şeklinde iki safhada hazırlanabilir. Taslak plan safhasında uçak yapısındaki kritik parça listeleri güncelleştirilir ve paragraf 3.3.3.7 de belirtilen tam ölçekli testler sonrasında test sonuçlarının değerlendirilmesiyle elde edilen bilgilerin ışığında tasarım kullanım spektrumu ve tasarım servis ömrü esas alınır. Geliştirilmiş planların elde edilmesi ise paragraf 3.3.4.1 de belirtilen son analizler sonrasında ortaya konan temel kullanım spektrumu esas alınarak güncelleştirilir. İlk güncelleştirmelerde ilk uçuşlardan elde edilen yük ve çevre spektrumu kullanılmakla birlikte, eğer uçak kullanımında planlanandan çok farklı kullanım söz konusu olur ise, tüm bu analizlerin yeniden yapılması için Hava Kuvvetleriyle uçak imalatçısı arasında ayrı görüşmeler ya da sözleşmeler yapılabilir.

3.3.4.4. Yük ve çevre spektrumunun oluşturulması

Uçağın kritik bölgelerinde kullanım sırasında oluşan gerçek gerilme spektrumlarını kullanım parametrelerine bağlı olarak elde etmek için gerekli kayıtlar tutulmakta ve yük ve çevre şartları spektrumu elde edilmektedir. Bu amaçla uçakların %10-20'si özel kayıt sistemleriyle donatılarak hız, ivme, irtifa, yakıt kullanımı, sıcaklık, şekil değiştirme vb. uçuş parametreleri kaydedilir. Çalışmanın tabiatı gereği bu safhadaki faaliyetler Hava Kuvvetlerinin envanterinde bulunan uçaklardan elde edilmekte ve bu bilgileri Hava Kuvvetleri uçak imalatçısına sağlayarak, imalatçıdan temel kullanım spektrumunu hazırlamasını istemektedir. Bilgi toplama safhası Hava Kuvvetlerine ilk uçağın teslimiyle başlamaktadır. Kayıt sistemleri konulacak uçak sayısını, ölçülecek parametreleri ve çalışma yöntemini uçak imalatçısı hazırlayarak Hava Kuvvetlerine önermek durumundadır. Silah sisteminin genel problem ihtiyacı, fiyat tahminleri ve planlama konuları göz önüne alınarak bu safhadaki faaliyetler ya üç yıl, ya da toplanan bilgilerin uçağın tasarım ömrüne eşit bilgi elde edilmesi faktörlerinden biri dikkate alınır (genellikle bunlardan hangisi önce gelirse o dikkate alınır). Hava Kuvvetleri tarafından uçakların kullanım şeklinde önemli bir değişiklik olup olmadığı, bu safhada uçak imalatçısı tarafından gözlenmekte ve önemli değişiklikler olduğu kanaatine varılır ise uçak imalatçısı tarafından yük ve çevre

spektrumlarının yeniden oluşturulması konusunda ilave öneriler hazırlanabilmektedir. Bu durumda son karar uçak imalatçısı ile Hava Kuvvetleri arasında yapılacak görüşmelerle elde edilir.

a. Bilgi toplama faaliyetleri: Uçak imalatçısı tarafından kontrat sözleşmesinde belirtildiği şekilde uçaklar üzerine bilgi toplamak amacıyla ne tip bir kayıt sisteminin konulacağı, kaç uçağa konulacağı ve bu sistemin hangi parametreleri kaydedeceği tesbit edilir. Aynı zamanda takip işlemini gerçekleştirebilmek için Hava Kuvvetlerinin onayı ile uçak üzerindeki ilave olarak bilgi toplama, transfer ve analiz için gerekli teçhizatları da uçak üreticisi seçer. Uçak üzerine konulacak teçhizatlardan kayıt teçhizatı ve converter multiplexer seçilmiş ise bunlar MIL-R-83165 ve MIL-C-83166 ya uygun olmalıdır. Seçilecek tüm ünite ve sistemlerde güvenilirlik, amaca uygunluk ve toplamda uygun fiyat faktörleri göz önüne alınarak seçilmektedir. Bu teçhizatların Hava Kuvvetleri tarafından mı yoksa imalatçı firma tarafından mı sağlanacağı kontrat sözleşmesinde belirtilmektedir.

b. Bilgi analiz faaliyetleri: Uçak imalatçısı tarafından Hava Kuvvetleriyle koordine edilerek, Hava Kuvvetleri tarafından kullanılan sistemlere uyum sağlayacak şekilde bilgisayarlı analiz yöntemleri geliştirilmektedir. İlk uçağın Hava Kuvvetlerine tesliminden başlayarak üç yıllık bir bilgi toplama ve analiz dönemi içinde Hava Kuvvetlerinin sahip olduğu kabiliyetler dışında kalan tüm işlemler imalatçı tarafından geliştirilmekte ve Hava Kuvvetlerine gerekli kabiliyetler kazandırılmaktadır. Bilgi analiz kabiliyetlerinin Hava Kuvvetlerine transferinde ve personel eğitiminde Hava Kuvvetleri de aktif olarak devrede bulunmaktadır. Temel uçak kullanımlarına bağlı olarak gerekli olan yük ve çevre spektrumu imalatçının sorumluluğunda gerçek uçuş bilgilerinden oluşturulur. Oluşturulan spektrumlar dayanıklılık ve hasar tolerans analizlerinin güncelleştirilmesinde kullanılır. Bu şekilde elde edilen spektrumların ihtiyaca cevap verip veremediği uçak imalatçısı ile Hava Kuvvetleri arasında yapılacak mutabakat ile kararlaştırılır. Uçakların kullanım şekillerinde önemli değişiklikler söz konusu olur ise bu spektrumların daha sonraki güncelleştirme ihtiyaçları için ayrı sözleşmeler yapılabilir.

3.3.4.5. Tek uçak izleme programı

Serviste bulunan her uçak için MIL-A-83444 de belirtilen çatlak büyüme limitleri esas alınarak kontrol ihtiyaçları ve ekonomik onarım zamanlarını tesbit edebilmek amacıyla uçak yapısındaki kritik bölgelerin potansiyel çatlak ilerleme hızlarını tahmin etmeye yönelik bir izleme programı uygulanır. Bu amaçla bilgi toplama işlemleri ilk uçağın servise girmesiyle başlar. Bu program kapsamında aynı zamanda uçağa ait ana ünitelerin (kanat, dikey ve yatay stabilizeler, iniş takımları vb.) takip edilebilmesi açısından, bu ünitelerde seri numarası bazında takip edilir. Uçak imalatçısı tarafından tek uçak izleme programı için önerilen yöntemler Hava Kuvvetlerinin gözden geçirmesi ve onaylaması işleminden sonra yürürlüğe girer.

a. İzleme analiz metodu: Her uçak için gerçek kullanıma bağlı olarak uçağın kritik yapılarındaki kontrol ve tamir aralıklarını tesbit etmek amacıyla uçak izleme ve bilgi analiz metodları uçak imalatçısı tarafından geliştirilir. Analiz metodunun geliştirilmesinde hasar tolerans ve dayanıklılık analizleriyle bu sahada yapılan test bilgileri esas alınır. Analizlerin amacı çatlak ilerleme hızlarını tahmin ederek çatlağın kritik boyuna ne zaman ulaşacağını ve o anda çatlak boyunun ne olacağını uçuş saati cinsinden tahmin etmektir. İmalatçı bu analizlerin uygulanacağı bilgisayar sistemlerinin seçiminde Hava Kuvvetlerinin mevcut imkan ve kabiliyetlerini dikkate almakta ve seçimler Hava Kuvvetleri tarafından onaylanmaktadır.

b. Bilgi analiz ve toplama işlemleri: Yukarıda belirtilen amaçlara en uygun kayıt sistemlerinin seçimi ve uçak üzerine yerleştirilmesi ile analiz yöntemleri uçak imalatçısı tarafından seçilir. Kayıt sistemi mümkün olabildiği ölçüde basit ve bir önceki paragrafta belirtilen analiz metodunu destekleyebilecek en az sayıda parametre içermelidir. Sayıcı ivme ölçerler, elektrikli veya mekaniki şekil değiştirme kaydedicileri (strain gage), elektrikli direnç ölçerler ya da basit bilgi formları vb. yöntemler dikkate alınabilir. Tek uçak kullanım bilgilerini izlemek amacıyla uçak üzerine konulacak sistemlerin ve bilgi kayıt teçhizatının Hava Kuvvetleri ya da imalatçı tarafından temin edileceği kontrat sözleşmesinde belirtilmektedir.

3.3.5. Kuvvet yönetimi (Safha 5)

Beşinci safha Hava Kuvvetleri tarafından envanterindeki her uçak için, uçakların dayanıklılık ve hasar toleransını sağlamak amacıyla yapılması gereken faaliyetleri açıklar. Daha önceki tüm safhalarda gerekli işlemleri yapmak uçak imalatçısının sorumluluğundayken beşinci safhadaki tüm faaliyetler kullanıcı olan Hava Kuvvetlerinin sorumluluğundadır. İmalatçı sadece gerekli hallerde en az seviyede danışmanlık yapmak durumundadır. Uçak tipine bağlı olarak Hava Kuvvetleri bu safhada imalatçıdan ilave işlemler talep edecekse bu sözleşmede belirtilmektedir. (Dördüncü ve beşinci aşama UYBP faaliyetlerinin akış diyagramı Şekil 3.4.'de verilmiştir).

3.3.5.1. Yük ve çevre spektrumu

Yük ve çevre spektrumunun elde edilebilmesi için gerekli tüm planlama ve yönetim faaliyetleri Hava Kuvvetlerinin sorumluluğundadır. Bu safhada

a. Bilgi toplama yöntemleri ve Hava Kuvvetleri içinde bilgi iletişim sistemleri kurulmaktadır.

b. Eğitim filosu, üs ve fabrika seviyesi personel temin ve eğitimi amaçlar doğrultusunda (toplanan bilgilerin yeterli kalitede olması ve sağlıklı transferi) temin edilmektedir.

c. Bilgi kayıt sistem ve cihazlarının bakım ve onarımı yapılmaktadır.

d. Kaydedilen bilgilerin en uygun yöntemlerle toplanarak uygun zamanda imalatçıya aktarılması bu bilgilerin analiz edilerek sonuçları olan temel spektrum, analizlerin güncelleştirilmesi ve kuvvet yapısal bakım planının hazırlanması faaliyetleri gerçekleştirilmektedir. Bu işlemler sırasında uçakların eğitim, keşif, özel taktikler vb. uçuş tiplerini ayrı ayrı izlemek ve bu bilgileri de uygun şekilde toplayıp değerlendirmek Hava Kuvvetlerinin sorumluluğundadır.

3.3.5.2. Tek uçak izleme bilgileri

Tek uçak izleme bilgileriyle ilgili tüm planlama ve yönetim faaliyetleri de Hava Kuvvetlerinin sorumluluğundadır. Bu amaçla;

- a. Hava Kuvvetleri içinde bilgi toplama ve bilgi transfer kanalları oluşturulmaktadır.
- b. Kabul edilebilir kalitede bilgilerin toplanması ve sevki için eğitim filosu, üs ve fabrika seviyesi personel ve eğitim ihtiyaçları karşılanmaktadır.
- c. Kayıt sistem ve teçhizatının bakım ve onarımları yapılmaktadır.
- d. Her uçak için her kritik bölgede zamana bağlı bakım ihtiyaçlarını ortaya koyabilecek analizlerin yapıldığından enim olmak üzere toplanan bilgileri en uygun zamanlarda sevk edilmektedir.

3.3.5.3. Tek uçak bakım zamanları

Hava Kuvvetleri, envanterinde bulunan her uçak için ve tüm kritik bölgeleri kapsayacak şekilde bilgileri toplamak, analiz etmek ve sonuçta kontrol ve onarım için gerekli bakım ihtiyaçlarını ortaya koymaktan sorumludur. Bu faaliyetteki ana amaç kuvvet yapısal bakım planında ortaya konan kontrol ve onarım ihtiyaçlarını en uygun zamanda gerçekleştirilmesi için gerekli planlamaların yapılmasıdır. Paragraf 3.3.4.3 te belirtilen kuvvet yapısal bakım planı ile tek uçak bakım ihtiyaçları ayrı ayrı temin edildiğinde Hava Kuvvetleri gerekli planlamaları yaparak kontrol ve tamir ihtiyaçlarını planlı bakımlarla birleştirerek bakımda ekonomi sağlayabilir.

3.3.5.4. Yapısal bakım kayıtları

Hava Kuvvetlerinin ilgili birimleri her uçak için kontrol, tamir, tadilat ve değiştirme gibi yapısal bakım kayıtlarını tutmak ve muhafaza etmek zorundadır. Bu bilgiler zaman bağlı teknik emir (TCTO), ünite uçuş saati, ünite ve uçak seri numarası vb. tüm bilgileri içerecek komple listeler halinde tutulmaktadır.

3.4. Yapısal Bütünlük İşlemine Göz Atış

3.4.1. Genel

Yeni bir uçağın geliştirilmesi işlemi, uçağın dizayn gereksinimlerini karşılayacak yapıda kurulmasını öngören bazı görevlerin başarılı olarak tamamlanmasını gerektirir. Buna ilaveten, kullanılmış uçaklar içinde kullanım esnasında başarılı olabilmesi için yukarıda belirtilen görevlerin yürütülmesi gerekmektedir. Askeri ve sivil uçaklar için, yapılacak bu görevler büyük oranda onaylama ve sertifikasyon ajanslarının (sertifika vermeye yetkili olan kuruluşların) gerekli gördüğü esaslara göre dikte edilir. (Sivil uçaklarda yapısal bütünlük için FAR ve JAR kuralları altıncı bölümde verilmektedir). Gereksinimler eksik olduğunda, uçağın yapısal bütünlüğünün de eksik olduğunu kanıtlayan geçmiş yıllara ait pek çok olay/kaza vardır. Uçak yapılarındaki pek çok problem, yapısal bütünlüğü tehdit eden nedenlerin anlaşılabilmesi amacıyla çoğu zaman kırılmaya kadar izlenebilir. Buna ilaveten, birçok yapısal problem, uçağın hareket kullanımı ve ağırlık artışı nedenleriyle gerçekçi olmayan şekillerde tanımlanabilir. Özel bir durum olarak, savaş ve saldırı uçakları, daha sert ortalama kullanımı ve dizaynında umulandan farklı, değişken bir kullanım göstermişlerdir. Bu bölümün amacı, uçağın kullanımda ekonomik ve güvenli bir yapısal bütünlüğe sahip olması için gerekli işlemler üzerinde durmaktır. Lincoln'e [8] göre USAF Uçak Yapısal Bütünlük Programı, bu işlemin değişik yönlerini göstermiştir. USAF tarafından UYBP için kullanılan bugünkü yaklaşım, pratikte karşılaşılan problemlerin tecrübeleri ışığında ortaya konmuştur.

Uçak yapısal bütünlüğü, daha önce de belirtildiği gibi, kullanım boyunca uçağın yüklere, çevreye ve kullanıma dayanabilmesini sağlayan karakteristiğidir. Yapısal Bütünlük Programının amacı kullanımdaki uçağın yapısal olarak yetersizliğinin kontrolü, uçağın servis süresinin mükemmele yakın olarak tahmin edilebilmesinin metodları ve geleceğin silah sistemlerinin yaratacağı, yapısal metal yorgunluğu problemlerinden uzak durmak için dizayn ve test yaklaşımları temin etmektir. Bu amaç hala günümüz USAF Uçak Yapısal Bütünlük Programının temelini teşkil etmektedir.

3.4.2. Tasarım yaklaşımları

Orjinal UYBP kullanım süresini saptamak için güvenilirlik esasına dayanan bir yaklaşım kullanımıdır. "Safe life" yaklaşımı, laboratuvarında uçakların kullanım süresince maruz kaldıkları yükleri değişken olarak uygulayan tam ölçekli bir metal yorgunluğu testinin simüle edildiği test sonuçlarına oturtulmuştur. Bir uçağın emniyetli kullanım süresi (safe life) laboratuvarındaki başarılı uçuş saatlerinin bir faktöre bölünmesinden oluşur (USAF tarafından genellikle 4 kullanılır). Faktördeki amaç malzemedeki kısım kısım değişkenliği ve imalat kalitesini dikkate almaktır, ayrıca bunun malzeme ve imalat kalitesinden kaynaklanan yapısal yetersizliğe/iflase engel olabilecek kadar yeterli olduğu düşünülüyordu. Bu kavram 1960'lardaki bütün yeni tasarımların temelini oluşturmuyordu. Bu aynı zamanda, uçakların metal yorgunluğu testlerine tabi

tutuldukları ilk tasarımlar için emniyetli süre kavramının ortaya atılmasında faydalanılan kavram olmuştur. Bu yaklaşım C-141 gibi bazı sistemlerde başarılı olmuştur. C-141, uçaktaki yapısal bazı detaylarında seçilen bir takım malzemede sonradan servis problemleri çıkarmışsa da genellikle mükemmel bir emniyet ve baştan sona kadar bir servis kaydına sahip olmuştur.

Bütün bunlara rağmen, 1960'larda, servis deneyiminin tatmin edici olmadığı görülmüş ve emniyetli kullanım süresi yaklaşımına şüpheli bakılan bir takım olaylar olmuştur. 1969'da bir F-111 uçağının düşmesi, emniyetli kullanım süresi metodunun yüksek gerilmede, düşük süneklilikte malzemenin kullanılması halinde, kazaları engelleyemediğini göstermiştir. Böylelikle, bu tasarımın imalat ve servisin neden olduğu hasarlara hoşgörüsüz olduğu ortaya çıkmıştır. Aynı durum, soğuk proof testlerle de kanıtlanmıştır. Program 1969 kazasından sonra başlatıldığından dolayı, testlerdeki emniyet süreleri dikkate değer şekilde düşük çıkan uçaklarda yapılan soğuk proof testlerde onun üzerinde bariz yetersizlik görülmüştür. Bunlardan bazıları, yapılan bakım esnasında ortaya çıkan küçük çatlaklardır. Diğer kayıplar (F-5, B-52 ve T-38) ve ciddi çatlak olayları (KC-135) bu süredeki oldu bittiye onaylamışlardır. Birçok uygulamada, uçağın kontrolü son derece zor bulunmuştur. Uçağın kontrol edilebilirliği bu yaklaşımın bir parçası olmadığından, birçok detay 1960'lardaki kontrollerin dışında kalmıştır. Nispeten küçük çatlak ve hatalar dramatik sonuçlar vererek kontrollerde gözden kaçabiliyorlardı. Bu tür durumlarda, modifikasyon programı tek uygun alternatif olmuştur.

Emniyetli kullanım süresi konusundaki oldu bitti; tasarım, kalite ve uçağın kontrollerindeki yaklaşımlara temel bir değişiklik getirilmesi ihtiyacını doğurmuştur. Düzeltilmiş güvenilirlik yaklaşımı ve hasar tolerans yaklaşımı bu değişimin iki adayı olmuştur. Hasar tolerans yaklaşımı ilk imalat kalitesinin ve servisin neden olduğu hasarların incelenebildiği bir uçak tanımlar. Uçağın bulunan anormallikleri içerisinde emniyetli olduğuna emin olabilmek için yapı bir müddet, incelenmeye ihtiyaç duyulmadan, çatlaklara müsaade etmesine göz yumacak şekilde tasarlanmıştır. Hasar tolerans yaklaşımı, emniyet limiti ve gerekli kontrol aralığı diye adlandırılan, emniyetli bir süre hesaplanmasında kullanılabilir. Aynı yaklaşım varolan dizaynlarda kullanıldığı kadar yenilerde de kullanılır. Fark, kontrol aralıklarının yeni dizaynda daha iyi kontrol edilebilmesidir. Hasar tolerans yaklaşımı, 1970'lerin başında, bazı uçakların yapısal bütünlüğünü yenilemek için kullanılmış (F-111, C-5A ve F-4), F-15'in dizaynının etkilemiş ve B-1A'nın tasarım kriterine temel teşkil etmiştir. Bunların başarısı ABD Hava Kuvvetlerini, bu yaklaşımın bütün gelecek tasarımların temelini teşkil etmesi gerektiğine ikna etmiştir. Aralık 1975'te, hasar tolerans yaklaşımı UYBP'nin bir parçası olmuştur. 1970'ler ve 1980'ler süresince, hava kuvvetleri servis süresini desteklemek için uçakların ana silah sistemlerinde hasar tolerans yaklaşımını kullanarak uygun kontrol/modifikasyon programları geliştirmiştir. Lincoln'e [8] göre başarının bir göstergesi olarak, hasar tolerans yaklaşımı ile desteklenen bütün sistemler içerisinde, 10 milyondan fazla uçuş saati içerisinde, yapısal nedenlerden dolayı düşen uçak sayısı sadece birdir.

Programın ana odak noktası, Hava Kuvvetleri uçağının yapısal bütünlüğünden emin olmaktır. Yukarıda belirtildiği gibi, bu öyle bir şekilde başarılı olmalıdır ki, pilot başka bir aktivitede (araba kullanmak gibi) normal olarak kabul edebileceği riskten daha

azına maruz kalmalıdır. Bu başarının çoğu, tek uçak izleme programından alınan sonuçlarla kazanılmıştır. Tecrübeler uçakların dizayn edildiğinden farklı kullanıldıklarını gösterdiği için, bu izleme kapasitesi uzun bir süre bütünlük programının hayati bir özelliği olarak düşünülmüştür. Bunun birçok örneği vardır. Bunlardan biri yaklaşık olarak dizayn edildiğinin 8 kat fazlası bir faktörle kullanılan F-16'dır. Bu uçağı, uçak izleme programından türetilen veriler olmadan emniyetli bir şekilde kullanmak imkansız olacaktı. F-16A/B izleme programı, uçuş veri kaydedicisinin söküp yerine video kaset takan operatör tarafından ters şekilde, etkilenmiştir. Bu probleme rağmen, bu programı yeterince destekleyecek bilgi toplanmıştır. İzleme programının tereddütsüz olarak kanıtlandığı başka bir program ise F-15'dir. F-15'in bugünkü kullanımı dizayn edildiği değerin yaklaşık 4 katıdır. İzleme programı, bunun esas olarak ağırlık artışlarından ve tahmin edilenden daha fazla Mach sayısında yapılan uçuşlardan kaynaklandığını göstermiştir. Normal yük faktörü deneyi, dizayn tahminlerine çok yakındır. İzleme programı, kanat ve kuyruklardaki yükün kullanıcıya getireceği bakım masraflarını tanımlama kapasitesine sahipti. Bu bilgi, dizaynda ve parçalara yapılan test ile modifikasyonlarda kullanıldı. İzleme programlarından çıkartılan ilk A-10 servis verileri, normal kullanımın orijinal dizayn kullanımından yaklaşık üç kat fazla olduğunu göstermiştir. Bu dizaynda hesaba katılmamış normal yük faktörü ve fazla hesaplanmış yakıt yüklemesinin sonucuydu. Eskiden standart olan teyp şeklindeki kayıt cihazı hala kullanılmaktadır. Ancak bu sistemlerin bilgi yakalama ve kaydetme konusunda yeterince hassas olamadıkları tecrübeler ile sabittir. Öte yandan daha yeni olan mikroişlemci kayıt sistemleri bu sorunları ortadan kaldırmakta ve maksimum potansiyele yakın bilgi yakalayıp kaydedebilmektedir.

3.4.3. Uçakların envantere alınması

ABD Hava Kuvvetlerinde sistemlerin envantere alınma programları beş safhadan oluşan faaliyetler ile gerçekleştirilir. Bunlar,

- Kavramın belirlenmesi ve açıklanması,
- Demonstrasyon/Gerçekleştirme,
- Mühendislik ve İmalat Geliştirme,
- Üretim ve Teslim,
- Harekat (Kullanım) ve Destek safhalarıdır.

Bu safhalar birbirlerinden kesin hatlar ile ayrılmamışlardır ve bazen safhalar birleştirilerek uygulanabilirler. Bir başka birim tarafından sertifikasyonu yapılmış olan bir uçak tipinin envantere alınması söz konusu olursa bu safhalardan bazıları iptal edilebilir veya birleştirilebilir.

Kavramın belirlenmesi ve açıklanması safhasında yapısal yönden çaba gösterilmesi ihtiyacı çok azdır. Bu safhada daha çok kağıt üzerinde alternatif yöntemler geliştirilir. Harekat etkinliği ve fiat açısından elde edilen alternatif yöntemler birbirleri ile kıyaslanır. Bu safhanın sonunda verilen kararlara göre ikinci safha faaliyetlerine geçilir.

İkinci safhada teknik açıdan riskler ve fiyat açısından belirsizlikler azaltılmaya çalışılır. Program ofisi, genellikle kontraktör firmadan bir prototip geliştirmesini ve/veya gerekli testler ile hedeflere uygun şekilde kağıt üzerindeki çalışmaların yapılmasını ister. Bu safhadaki beklenti, ilk aşamada gerekli gözlem ve değerlendirmelerin yapılması ve son aşamada seçilen teknolojilere ait bilgilerin geliştirilmesidir. Yapısal teknolojiler laboratuvarından mühendislik ve imalat geliştirme (Engineering and Manufacturing Development - EMD) safhasına aktarılır. Eğer prototip gerekli ise yapısal mühendise ilave yükler düşer. Çünkü EMD uçağındaki yapısal kavramlar tam olarak olgunlaşmayabileceğı için EMD uçağı yapısı ile prototip uçak yapısı arasında fark vardır. Bu nedenle prototip söz konusu olduğunda yapısal mühendisler anlamlı bir uçak yapısını fiziksel olarak ortaya koymak durumundadır.

EMD safhasındaki yapısal faaliyetler MIL-STD-1530A'da ayrıntılı olarak verilmiştir. Bu safhadaki faaliyetlerin başarı ile tamalanması halinde uçağın yapısı üretim için onaylanmış olacaktır. Elde edilen bilgiler mukavemet özeti, hareketlere ilişkin kısıtlamalar raporu ve Kuvvet Yapısal Bakım Planının hazırlanmasını sağlayacak düzeyde olmaktadır. Kullanımdaki her uçağın tek tek takibi amacıyla özel yöntemler geliştirilmiş olup uygulanmaktadır.

Bu safhaların planlaması, hiç şüphesiz, pek çok faktöre bağlıdır. Bunların en önemlilerinden birisi EMD'den önce gerekli teknolojilerin geliştirilmesidir. Bir diğer önemli faktör ise prototipe ihtiyaç olup olmadığıdır. Eğer önemli ölçüde teknoloji geliştirme veya prototip ihtiyacı olmasa bile demonstrasyon/gerçekleştirme safhası üç yıl sürebilir. Prototip ihtiyacı bu süreyi yaklaşık iki yıl uzatabilir. Eğer önemli teknoloji geliştirme ihtiyacı varsa ilave olarak bir yıl daha gerekli olabilir. Bu nedenle, yeni teknoloji geliştirme ve prototip içeren programlarda kavramın belirlenmesi ile EMD çalışmalarının başlaması arasında geçen süre 10 yıllık bir dönemi kapsayabilir. EMD planlaması ise uçağın kompleksliğine ve fiziksel boyutlarına bağlı olarak değişiklik gösterebilir. EMD'nin başlaması ile ilk hareket kabiliyeti (*Initial Operational Capability-IOC*) arasında geçen süre beş ile dokuz yıl arasındadır. EMD programı içinde teknoloji gelişimi açısından önemli safhalar vardır. Herşeyden önce % 80 limit yükü kısıtlaması ile uçuş test programına başlamadan önce söz konusu teknoloji tamamı ile uygulama safhasına geçebilimelidir. Bu aşamada gerilme analizleri tamamlanmalı ve onaylanmalıdır. Bunun sonucu olarak yükler ve malzeme özellikleri tam olarak ortaya konmalıdır. Öte yandan, bu aşamaya ulaşılmadan önce, kritik tasarım gözden geçirme (*Critical Design Review-CDR*) işlemi de program gereğı olarak yapılmaktadır. Geliştirmenin bu safhasına ulaşıldığında teknik resimlerin yaklaşık % 95'i de tamamlanmış olmalıdır. Bir başka ifade ile tüm ölçülendirme işlemleri tamamlanmıştır. Eğer malzemeler yönünden tüm analizler sonuçlanmamış ise o takdirde fiat ve zamanlardırma yönünden uçak imalatçısı (ve dolayısı ile hükümet) bazı riskleri almak durumundadır. Bu nedenle imalatçı firmalar ilk tasarım gözden geçirme (*Preliminary Design Review - PDR*) safhası öncesinde teknoloji geliştirme programını tamamlamayı arzu ederler.

3.4.4. Teknoloji bağlantısı (geçişi)

Yeni bir uçağın başarılı bir şekilde geliştirilebilmesi için yapısal bütünlük faaliyetleri programının mühendislik ve imalat geliştirme safhasından önce başlaması gerekmektedir. USAF'ta yapısal faaliyetler Wright Laboratuvarlarında ispatlama (Demonstrasyon)/gerçekleştirme safhasından da önce başlar. Mamafih, laboratuvardan uçağa yapısal teknolojinin geçişi bu safhada özellikle kritiktir. Bu geçişin başarı ile halledildiği pek çok örnek vardır. Bu başarıların altında ise teknoloji geçişlerinin kriterlerinin veya temellerinin "yol haritası-road map" adı ile bilinen iyi tasarlanmış planlanmalar vardır. Genel olarak bu yol haritaları teknolojilerin olgunlaşmasında farklı seviyeleri de içerirler. Bu seviyeler genel olarak;

- Temel araştırma,
- Keşfedici (exploratory) geliştirme,
- İleri seviyede geliştirme ve
- İmalat teknolojisini geliştirmedir.

Son iki seviyedeki program çalışmaları belirli parçalar ve donanım (hardware) üzerinde imalat ve test olarak teknolojinin ispatlanmasını kapsar.

Bir yol haritasının geliştirilebilmesi için anahtar eleman yapının kendinden beklenen fonksiyonunu yerine getirebilmesi için çevre şartlarının yapısal bütünlüğe karşı olan tehditlerinin iyi bilinmesidir. Bu tehditleri anlayabilmek için diğer malzemelerle elde edilen tecrübeler önem kazanmaktadır. Öyle ki, geçmişte önemli bir faktör olarak değerlendirilmese bile yeni bir malzeme, tehditlerden birine karşı çok hassas olabilmektedir. Yeni bir malzeme veya proses geliştirmek durumunda olan birinin gözönüne alması gereken tehditler Şekil 3.5.'te görülmektedir.

Laboratuvardan tam ölçekli geliştirmeye yapısal teknolojilerin başarılı bir şekilde transferi için beş faktör söz konusu olup, bu faktörler başarıyı önemli ölçüde etkilemektedir. Bu faktörler aynı zamanda USAF-UYBP'nın safhalarının başarılı bir şekilde tamamlanması için de önemlidir.

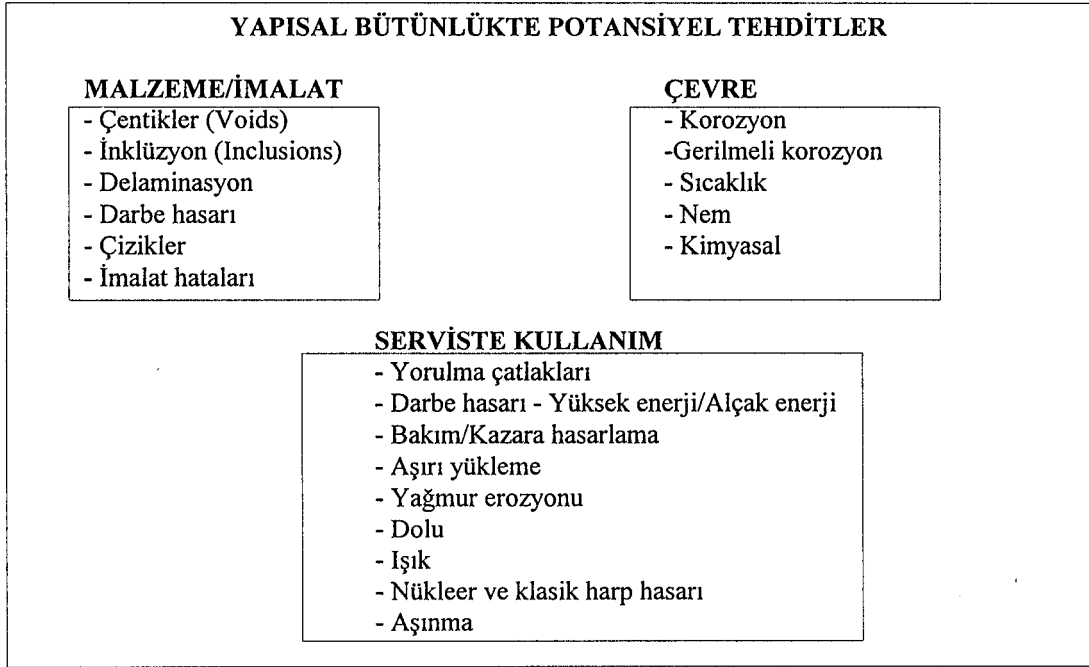
Bu beş faktör;

- Kararlı malzemeler ve/veya malzeme prosesleri,
- Üretilebilirlik,
- Karakteristik mekanik özellikler,
- Yapısal performansın tahmin edilebilirliği,
- Desteklenebilirliktir.

Bu listede faktörler önem sırasına göre sıralanmamış olup, herhangi bir faktördeki bir aksaklık ölümcül bir kusura dönüşebilir. Sistemin envantere alınması teknoloji geçişi ve UYBP safhaları arasındaki ilişkiler Şekil 3.6.'da görülmektedir.

Programın ana hedeflerinden biri de uçakların mümkün olan en ekonomik şekilde kullanılmalarını sağlamaktır. Yıllar boyunca UYBP faaliyetleri havacılık sistemleri merkezi (*Aeronautical Systems Center*)'nin ana faaliyetlerinden biri olmuş ve uçaklar gerek tasarımlarında gerekse kullanım ömrü boyunca, hem imalattan gelebilecek, hemde servis sırasında oluşabilecek hasarları tolere edebilecek halde üretilmişlerdir. Tecrübeler göstermiştir ki, Hava Kuvvetleri uçaklarının yorulma çatlaklarının oluşturduğu yapısal yaşlanmadan dolayı servis dışı bırakılması çok

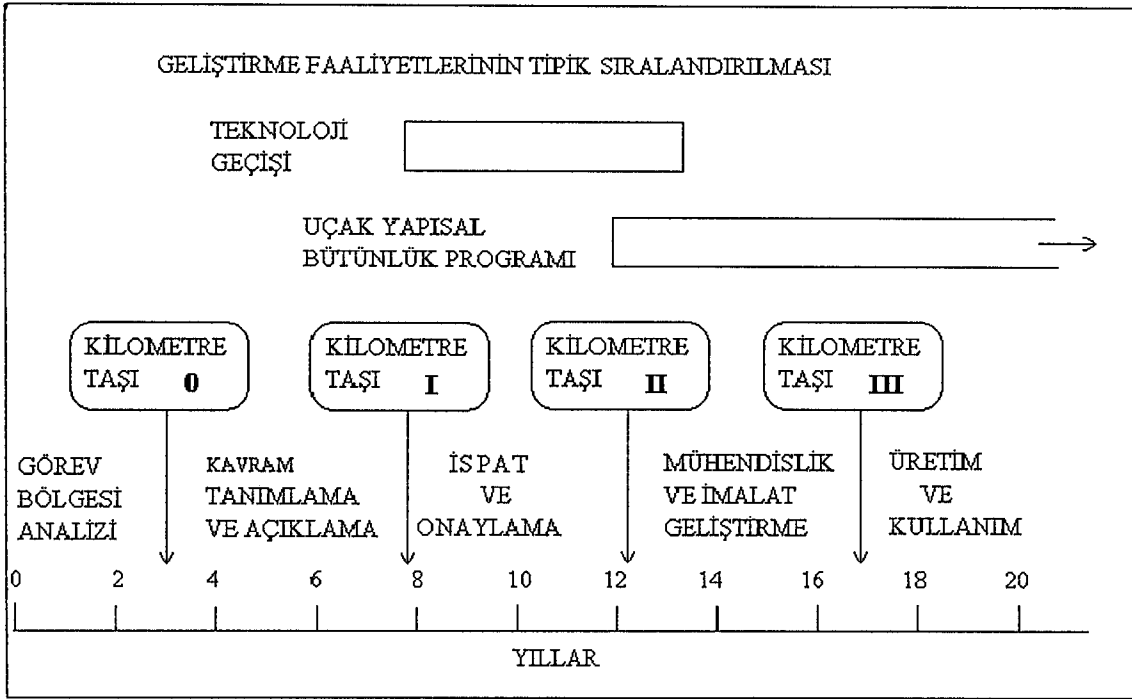
nadirdir. Bu şekilde yapısal yaşlanma tüm uçaktan ziyade, uçak üzerinde bir veya birkaç ünite meydana gelir. Hasar tolerans yaklaşımında, servis kontrolleri sırasında buna benzer bir durumun tespiti halinde sadece ilgili ünite onarılır, tadil edilir veya servisten alınır. Ancak bazı hallerde yapısal tadilat ihtiyaçları uçakların servis dışı bırakılmalarına sebep olmuştur. Bunun örnekleri B-52D, C-5A, AC-135, F-16 ve C-130 dur.



Şekil 3.5. Yapısal bütünlükte tehditlerin açıklanması [8]

Yetmişli ve seksenli yıllarda tüm ana sistemler için, Kuvvet Yapısal Bakım Planlarını ve izleme yöntemlerini güncelleştirmek amacıyla hasar tolerans analiz/tahmin çalışmaları yapılmıştır. Bu dönemde yaşlı uçakların yapısal bütünlük ve uçuş emniyetinin sağlanması açısından hasar tolerans yaklaşımının halen bir köşetaşı olduğuna inanılmaktadır. Lincoln'e [8] göre servis tecrübeleri de bunu doğrulamaktadır. Bu analizler uçakların emniyetli ve ekonomik kullanımlarını sağladılarsa da, UYBP açısından programın sürekli başarısı için ne derece güvence verdiği tartışılabilir.

Bir başka problem ise, program yönetimi tarafından UYBP yöneticilerinin imkanlarının kısıtlanmasıdır. Olaya program yönetimi açısından bakıldığında fiat ve zaman ön planda olup, bu faktörlerin baskısı altında yapısal bütünlük ile ilgili faaliyetlere zaman zaman yeterince imkan sağlanamamaktadır. UYBP yöneticilerini kısıtlayan bir başka konu da bakım problemleri ile ilgili faaliyetlere çok zaman ayırma zorunda olmalarıdır. Bu nedenle ana hedef olan tüm uçakların tamamına genel olarak daha az zaman kalmaktadır. Örneğin, C-141 uçağı kanat bağlantısında ortaya çıkan çok yönlü (widespread) yorulma hasarı, Aralık 1988'de A-7D uçağı kanadında beklenmeyen bir çatlağın kırılmaya yol açması vb. sorunlar UYBP yöneticilerini çok uğraştıran konulardır. Bir başka konu da tahribatsız kontrol yöntemlerinin ileride ne kadar ekonomik ve hassas kontrol gerçekleştirebileceğine ait çalışmalardır.



Şekil 3.6. Sistemlerin envantere alınmasında aşamalar ve kilometre taşları [8]

USAF uçaklarında uçak kullanımları genellikle tasarım sırasında öngörülenden oldukça farklıdır. Bu durum ağırlık ve görev değişikliklerinin bir sonucudur. Pek çok uçak, örneğin B-52, C-130 ve C-141 alçak irtifada uçmaktadır. Bu uçakların yüksek irtifaya kıyasla alternatif gerilimli hasar birikimi yaklaşık 10 kez daha şiddetlidir. Bu durum tasarımda öngörülenlerden oldukça farklıdır. Bir başka örnek de F-16 uçağı olup, bu uçakta ağırlık önemli ölçüde artırılmış fakat bunu kompanse edebilecek yapısal değişiklikler gerçekleştirilmemiştir.

3.5. Çok Yönlü Yorulma Hasarı (Widespread Fatigue Damage - WFD)

USAF son 20 yıldan beri kendi uçaklarında WFD'nin başlangıcını tespit edebilmek amacıyla ihtimaliyet/olasılıksal (probabilistic) medodu kullanmaktadır. Bu sahadaki çalışmalarını hem fail-safe hemde yekpare (monolithic) yapılarda hasar tolerans kabiliyetinin kaybına odaklanmışlardır. Olasılıksal metodun uygulaması yeterli bilgi tabanının elde edilmesi ile mümkündür. USAF bu bilgi tabanını iki kaynaktan yararlanarak oluşturmuştur. Bunlardan birincisi serviste bulunan uçakların izleme programlarından elde edilen bilgiler, ikincisi ise testler sonrasında yapılan teardown kontrollerinden elde edilen bilgilerdir. Risk tahmin yöntemi ile uçaklara gerekli tadilatların yapılarak problemin elemine edilmesi hedeflenmektedir.

3.5.1. Çok yönlü yorulma hasarının tespiti

Bir yapıdaki widespread yorulma hasarının (WFD) başlangıç zamanını tespit edebilmek için ya katıyet/kararlılık (deterministic) ya da olasılıksal (probabilistic) yaklaşımları kullanılır. Kararlılık yaklaşımı için, yapının hasar tolerans ihtiyaçlarını karşılamayacak şekilde yapının elamanlarında çatlakların aynı anda ilerleyerek yeterli boy ve yoğunluğa ulaşması halidir. Olasılıksal yaklaşımı için widespread yorulma çatlağının başlangıcı uçağın hareket ömrünü sona erdirir. Bu anda uçak yapısının hasar tolerans veya kırılma-emniyeti (fail-safe) kabiliyeti azalır. Bunun göstergesi ise hasarlı yapının kırılma ihtimali veya yapıda farklı kaynaklardan oluşan hasarın eşik (threshold) değerinin imalatçı (veya onaylayıcı) makamın belirttiği (kabul ettiği) değerin altına inmesidir. USAF bu ikinci yöntemi kullanmaktadır.

Yukarıda verilen açıklamalar hem çoklu eleman hasarlarına hemde çoklu bölge hasarlarına aynı şekilde eşit olarak uygulanmaktadır. Çoklu eleman hasarı, bir yapıda birbirine komşu elemanlarda çatlakların oluşması olarak, çoklu bölge hasarı ise, yapının bir çok elemanında birden fazla çatlağın oluşması olarak tanımlanmaktadır. Gerçekte bir çok elemanda çoklu hasarın oluşması hali ile çok ender karşılaşılmaktadır.

USAF uçaklarının emniyetli olarak kullanılması ve muhafazası için 1970'lerde UYBP tarafından ortaya konan hasar tolerans yaklaşımının kullanıldığı daha önce belirtilmişti. Bu konudaki bilgiler MIL-STD-1530A'da olup bu döküman 1975 tarihlidir. Buna göre uçakların tadilat zamanları ile kontrol aralıklarını belirlemek amacıyla deterministic hasar tolerans yaklaşımı kullanılmıştır. Bu yaklaşım o yıllarda başarılı olarak kullanılmış ve aynı zamanda daha sonra üretilmesi hedeflenen uçakların tasarımlarında da kullanımı planlanmıştır. Fakat buna rağmen, eski uçaklarda uçağın emniyetini korumak için hasar toleransın tek başına yeterli olmadığı anlaşılmıştır. Bu nedenle olasılıksal yaklaşımları ile WFD'nin başlangıç zamanları tespit edilmeye çalışılmıştır. "Risk tahmini" terimi benzer uçaklar grubu içinden rasgele seçilen bir uçağın kırılma ihtimalinin tespiti olarak tanımlanabilir. Hesaplamaların ilk sonucu tek uçuştaki kırılma ihtimalidir. Bu, grup içinden rasgele seçilen tek uçağın bir tek uçuş sırasında kırılma ihtimalidir. Verilen bir zaman sonunda kırılma ihtimali ve beklenen kırılma sayısı bu hesaplamadan sonra kolayca tespit edilebilir.

3.5.2. Risk analizleri

Geçmiş yirmi yıl boyunca pek çok USAF uçağında risk tahmini yapılmıştır. Bunlardan bazıları B-52 kanadı, F-5 gövdesi, T-38 gövdesi ve kanadı ve T-37 uçağının tamamıdır. Bu çalışmalarda, askeri uçaklar için bir uçuştaki kırılma olasılığı 10^{-7} veya daha küçük ise uzun dönemli kullanım için yeterli kabul edilmiştir. Bu risk, pek çok silah sisteminde beklenen kırılma sayısının "bir"den daha düşük olduğu sonucunu verir. Eğer risk bundan daha büyük ise, poz sayısı (uçuş saati) sınırlı olacaktır. Fail-safe kabiliyetine sahip yapıdaki WFD halinde, farklı kaynaklardan oluşabilecek hasar olasılığı dikkate alınmalıdır. Buna bir örnek olarak C-5A uçağı üzerinde yapılan çalışmalar aşağıda açıklanacaktır. Bu yöntemle F-5 gövde, T-38 gövde ve T-37

uçaklarında yapılan hasar tolerans tahminleri sonucunda bazı kritik alanlar tespit edilmiştir, ancak bu alanlar, hem deterministic olarak tespit edilen hasar tolerans limitlerinin üzerinde idi hemde hemen kontrol edilmeye uygun değildi. Bu durumda, kontrol işlemleri gerçekleştirilinceye kadar uçuşa devam edilebilmesi için risk tahminleri yapıp kullanıldı.

T-38 kanadı üzerinde yapılan risk tahminlerinin tarihsel bir önemi vardır. İlk defa hasar tolerans tahminleri ile elde edilen kontrol aralıkları risk tahminleri sonunda daraltıldı. Daha önceki risk tahminleri ile uçağın uçuşuna devam edilerek belirlenmiş kontrol zamanına kadar hasarın büyümesine izin verildi. T-38 kanadı fail-safety olmayan bir yapıya örnektir. Bu nedenle kontrol programı yavaş çatlak ilerlemesi sonucu emniyetin sağlanacağı temeline dayanan hasar tolerans tahminleri ile elde edildi. Buna göre kontrol aralığı 1350 U/S olarak belirlendi. Daha sonra, kullanım sertliğinin arttığı ve buna göre kontrol aralığının 430 U/S'ne indirilmesi gerektiği hesaplandı. Bunun üzerine şu soru gündeme geldi: "Orijinal olarak katiyet/kararlılık yöntemi ile elde edilen kontrol aralığının 430 saate indirilmesi bu uçaklarda uçuş emniyetini sağlayacak mıdır?" Bu soruya cevap bulmak için risk tahminleri yapıldı. Bu kanatlarda teardown kontrolleri sonunda pek çok küçük çatlağın olduğu biliniyordu. Ondokuz kanat üzerinde kritik bölgelerde özel olarak yapılan teardown kontrolleri bağlayıcı deliklerinin % 28'inin çatlak olduğunu ortaya koymuştur. Bu çatlakların üst sınırı (limiti) yaklaşık 2.5 milimetredir. Bu sonuç göstermiştir ki 430 U/S saati olan kontrol aralığı emniyetli olmayıp arzu edilen emniyet seviyesinin sağlanabilmesi için kanat yenisi ile değiştirilinceye kadar kontrol aralığı 300 U/S'ne indirilmelidir.

Uçuş emniyeti açısından 1350 saatlik kontrol aralığı uygun değildi ve tek bir uçuştaki kırılma ihtimali yüksekti. 300 saatlik kontrol aralığına bağlı olarak hesaplanan tek uçuştaki kırılma ihtimali bile 10^{-7} 'den biraz büyük çıkmış, ancak sınırlı sayıda örnek olduğu değerlendirilerek yeterli olduğu kabul edilmiştir. T-38 çalışmalarının sonucu göstermiştir ki, katiyet/kararlılık hasar tolerans analizleri uçaklardaki çatlakların ileri safhaları için risk tahminleri ile tamamlanmalıdır.

KC-135, C-5A ve C141B uçaklarının kanatları fail-safe kabiliyetine sahipti. Ancak KC-135 uçağında uygulanan risk tahmininin özel bir önemi olup, bu yöntemin sonuçlarına göre uçuş emniyetini kaybeden ilk USAF uçağı olmasıdır. Widespread yorulma çatlağı nedeniyle KC-135 kanadı fail-safety özelliğini kaybetmiştir. Bu çalışmaların sonucunda kanat alt kaplama sacı değiştirilmiştir. Orijinal olarak 7178-T6 malzemeden yapılan alt kaplamalar hasar tolerans tasarımında öngörülenden yaklaşık % 50 daha fazla gerilmeye maruz kalıyordu. Sonlu elemanlar analizleri yaklaşık yirmi bağlayıcı deliğinin yüksek gerilmeye maruz kaldığını ortaya koydu. Eğer bu deliklerden birinde bir milimetrelilik bir çatlak olsa artık (residual) mukavemet limit yükün çok altına inecekti. Bu nedenle 1972'de pekçok KC-135 kanadı teardown kontrole tabi tutuldu ve kaplamaların değiştirilmesine karar verildi. Bu kararın alınmasında risk analizleri yardımcı oldu. Her biri 1.27 milimetre veya daha büyük olan 245 çatlak analiz edildi. 29 çatlak çiftinde ise büyük çatlak 1.27 mm iken 0.254 mm lik ikinci (secondary) çatlaklar görüldü. Analizler % 95 uyum eviyesi ile çatlak çiftinin gelişimine ortalama 10709 ile 15441 uçuş saatinin neden olduğunu göstermiştir. Bu sonuçlara göre risk tahminleri yapıldı ve filo ortalamasının umulan ömrü 13000 uçuş saati olup, bu durumda en iyimser ihtimalle bir, en kötümser ihtimalle ise 14 uçağın düşeceği tahmin edilmiştir.

Bu çalışmalar Oklahoma Hava Lojistik Merkezinde yapılmış ve 1975'te tamamlanmıştır. Bunun sonucunda kanat alt kaplamaları daha toleranslı olan 2024-T3 alüminyum malzeme kullanılarak 8500 uçuş saatinde değiştirilmiştir. Bu çalışma ile yönetimin dikkati odaklanmış ve problemin başarı ile çözümlenmesi sağlanmıştır.

1972 yılında C-5A uçağı kanat yapısında hasar tolerans tahmin çalışması yapılmış ve emniyet limiti olarak 8000 temsili uçuş profili (Representative Mission Profile-RMP) 15 Ocak 1975'te elde edilmiştir. Emniyet limiti olarak ilk çatlağın kritik çatlak boyuna ulaşması için gerekli uçuş saati esas alınmıştır. 1973'te 7075-T6 alüminyum kanatta bulunan çatlak fail-safety özelliğinin olmadığını göstermiştir. Her ne kadar bu çatlak tam ölçekli yorulma testinde görülmüş ise de, çatlağın kanat açıklığı yönünde ilerlemesi tehlikeli idi. Öte yandan lineer olmayan sonlu eleman analizleri kırılmış bir paneli esas alarak yapıldığında komşu panellerde pekçok bağlayıcı deliğindeki gerilmenin malzemenin kırılma limiti değerlerini aştığını göstermiştir. Yaklaşık 50 ile 60 bağlayıcı deliği bu durumda idi. Bunun sonucu, bu deliklerden herhangi birinde bir mm mertebesinde bir çatlakğın olması uçuş emniyetini önemli ölçüde azaltacaktı.

C-5A uçağının kanadı üzerinde Eylül 1977'de yeniden hasar tolerans tahmin çalışması başlatıldı. Bu çalışmanın amacı kanat tadilatı yapılmıncaya kadar emniyeti sağlamak için gerekli olan işlemleri gözden geçirmektir. Bu amaçla aktif bir uçak (68-0214) alındı ve sol kanat detaylı olarak kontrol edildi. 44641 bağlayıcı deliği dikkatlice kontrol edildi ve 931'i önemli olan 1361 adet çatlak tespit edildi.

Elde edilen bu veriler ile iki farklı durum için risk analizleri yapıldı. Birinci halde bir panelin kırık olduğu varsıydı ve bu halde komşu panellerden birinde çatlak olması halinde kırılma emniyetinin kaybının (loss of fail-safety) tahmini yapıldı. İkinci halde ise yapının kusursuz (intact) olduğu varsayıldı. Bu ikinci halde gerekli olabilecek kanat tadilatı yapılmıncaya kadar uçağın yapabileceği uçuş miktarının üst limiti bulunmaya çalışıldı. Analiz sonunda tek uçuştaki kırılma ihtimali hesaplandı. USAF Bilimsel Danışmanlar Kurulu tarafından Eylül 1977'de fail-safety ile ilgili olarak *"Harici bir sebeple bir yapısal eleman kırılır ise, bir uçuşta yapının tamamen parçalanma riski onbinde birden daha düşük ise kabul edilebilir"* cümlesini onayladı. Bu durum barış zamanı için çok emniyetli ise de savaş zamanı hasarları için gerçekçi olabilir.

C-5A uçağı için bir kanat panelinin kaybı esas alındığında, onbinde bir kırılma ihtimaline 4300 RMP uçuş saatinde ulaşılacağı hesaplandı. Kusursuz yapı için tekrar yapılan analizler ise bu limite yaklaşık 7000 RMP uçuş saatinde ulaşılacağı tespit edildi. Bu hasar tolerans ile arzu edilen 8000 RPM'den daha küçük idi. Bu analizler 1979 yılında tamamlandı ve bu dönemde serviste olan C-5A uçakları çok yakından ve dikkatli gözlendi. Kanat yapıları (wing boxes) yapısal olarak çok daha sağlam yenileri ile değiştirilinceye kadar takibe devam edildi ve program başarı ile tamamlandı. C-5A uçağında uygulanan risk tahmini metodu KC-135'te kullanılan metottan önemli ölçüde farklı idi. Bu yöntemde topluluktan rasgele seçilen bir uçak üzerinde, bir tek uçuşta tamamen parçalanma riski sayısal olarak ortaya kondu. Lincoln'e [9] göre bu hesaplama şeklinden beklenen uçak kaybı sayısı tespit edilebilir.

4. METAL MALZEMELERDE YORULMA

4.1. Genel

Yorulma, malzemelerin bünyesinde bulunana çatlakların alternatif olarak şiddeti değişen gerilmeler altında ilerlemesi sonucu ortaya çıkan kırılma (yetersizlik) olup pek çok mühendislik yapı ve komponentlerinde serviste meydana gelen kırılma/yetersizliklerin ana sebebi olarak değerlendirilebilir. Yorulma tamamen mekanik yükleme altında olabildiği gibi, birbiri üzerinde kayan ve sürtünen yüzeyler arasında “fretting fatigue”, yuvarlanan yüzeylerin temas noktalarında “rolling contact fatigue”, aktif çevre ile temas halinde “corrosion fatigue” veya sıcaklık değişimlerine bağlı olarak “creep fatigue” şekillerinde de görülebilir. Yorulmaya bağlı olarak meydana gelen kırılmalar serviste meydana gelen tüm yetersizliklerin yaklaşık % 80’i mertebesindeir. Kırılmanın gelişim safhaları ise çeşitli alt bölümlere ayrılarak değerlendirilebilir.

- a. Alternatif gerilmelerin neden olduğu ilk hasar (cyclic hardening or softening),
- b. Mikroskobik boyutta ilk bozulmaların çatlak şekline dönüşmesi (micro crack initiation),
- c. Mikro çatlakların birleşerek ilk ciddi/tehlikeli çatlak haline dönüşmesi (micro crack growth),
- d. Çatlağın makroskopik yapıda ilerlemesi (macro crack growth),
- e. Sonuç olarak parçanın kırılması (catastrophic failure) veya kararsızlık (instability).

İlk üç safhaya yakından baktığımızda, deformasyon, mikro çatlak oluşumu, ilerleme safhaları mühendislik ifadesi ile makro çatlak oluşumunun alt safhaları olarak da değerlendirilebilir. Nitekim bu safhalarda çatlak boyu birkaç “grain” çapında olup, mühendislik ölçüsünde “engineering size” tespit edilebilir çatlak boyu oluşumu ile aynı anlamdadır. Yapının toplam yorulma ömrü ise makro çatlak oluşumu için gerekli olan çevrim sayısı ile bu çatlağın kırılma boyuna ulaşınca kadar ilerlemesi için gerekli olan çevrim sayılarının toplamı olarak ifade edilebilir.

Yorulma tasarımı veya ömür tahminleri açısından olaya bakıldığında çatlak oluşumu (crack initiation) ile çatlak ilerlemesi (crack propagation) arasındaki ayrım çok kritiktir. Konvansiyonel yorulma tasarımı yaklaşımında klasik S-N eğrisi kullanılır. Burada N, şiddeti S olan gerilme veya şekil değiştirmenin etkisi altında toplam ömrü göstermektedir. Bu yaklaşımda çok eksenli gerilmeler, çevre etkileri vb. tüm etkiler ortalama gerilmenin etkisi içinde yorumlanır. (*Palmgren-Miner* hasar toplamı kanunu veya *rainflow counting method*). Bu yaklaşımda toplam ömür esas alındığında, tasarımda çatlağın oluşmasına engel olunması hedeflenir ve özellikle hassas test parçaları tasarımında yorulma limiti yakınlarında ömrün büyük bir kısmı mühendislik boyutunda çatlağın oluşması için harcanır. Diğer yandan, kaynak veya perçin yapıları gibi emniyet açısından kritik yapılarda ise, tasarım safhasında malzemede bazı kusurların olabileceği, bu nedenle çatlak ilerlemesi açısından mevcut kusurların dikkate alınması bir zorunluluktur. Bu durumda ise çatlağın oluşması için gerekli zaman çok kısa olacak ve yapısal bütünlük büyük ölçüde çatlağın ilerlemesine bağlı olacaktır. Böyle yapılarda klasik S-N ömür analizleri, yapının ömrünü tehlikeli ölçüde

olacağından daha küçük gösterebilir. İşte bu nedenle hasar tolerans yaklaşımı (damage tolerans approach) ortaya konmuş olup, bu yaklaşımda yorulma ömrü; tespit edilememiş en büyük çatlak boyundan kırılmaya kadar geçen süre için gerekli çevrim sayısı veya zaman birimi tahmini olarak tanımlanır. Burada tespit edilememiş tahmini en büyük çatlak ya tahribatsız kontrol (NDI) değerlendirmeleri veya proof testler ile tahmin edilmekte, kırılma ise limit yük, müsaade edilen en büyük şekil değiştirme veya kırılma tokluğu (fracture toughness) ile tanımlanmaktadır. Bu yaklaşım özellikle nükleer ve havacılık endüstrisinde yaygın olarak kullanılmakta olup, ortalama gerilme etkileri, çevre etkileri vb. gerekli tüm faktörler kırılma mekaniği prensipleri içinde çatlak ilerleme bilgileri uygun şekilde modifiye edilmekte (örneğin Forman's denklemi) ve çatlak ilerleme denklemleri oluşturulmaktadır. Akyürek'e [10] göre bu yaklaşımda çatlak oluşumu için gerekli süre sıfır olduğu için hasar tolerans ömür tahminleri tamamen konservatiftir.

4.2. Yorulma Çatlağı İlerlemesi

4.2.1. Gerilme birikimi

Pek çok malzemenin içinde bulunabilen gözle görülemeyecek ölçüde küçük çatlaklar ile şekil bozuklukları süreksizliklerin, malzemenin yük taşıma kapasitesine olan etkileri pek çok deney yapılarak araştırılmıştır. Cam lifleri üzerinde kırılma noktasına kadar yüklemeler ile yapılan bir seri testin sonucu 1974 yılında Shih [11] tarafından analiz edilmiştir. Buna göre

“Uzun liflerden oluşan malzemeler genellikle kısa boylu liflerden oluşan malzemelere kıyasla daha düşük yükler altında kırılmaktadır. Test sonuçları lif boyları uzadıkça çekme dayanıklılığı (tensile strength) 'nın sürekli azaldığını göstermektedir. Bunun sebebi uzun liflerin daha çok yüzey süreksizliğine sahip olmasıdır. Çok dikkatli bir şekilde lif yüzeyleri parlatıldığında bu süreksizlikler azaltılabilmekte ve liflerin çekme dayanıklılığı arttırılabilmektedir. Örneğin piyasada mevcut camların lifleri, özel bir işleme tabi tutulmazsa ortalama 50 ksi'de kırılır iken çok iyi kalitede işlenmiş lifler ortalama 2000 ksi çekme dayanıklılığına sahiptir. Sonuç olarak, küçük süreksizlik veya kılcal çatlak bulunması halinde cam liflerinin yük taşıma kapasiteleri yaklaşık 40 kat azalmaktadır.”

Kırılma mekaniğinde, yapı içinde bulunan küçük bir çatlağın hangi şartlar altında ve ne zaman kararsız hale geleceği yolunda ilk teori Griffith tarafından ortaya konmuştur. Onun analitik modeli elips şeklinde yapı içinde uzayan bir boşluğun elastisite çözümüne dayanıyordu. Böyle bir boşluğun çevresinde gerilme dağılımının nasıl olabileceği araştırılmıştır. Şekil 4.1.'de görülen geometride maksimum gerilme elipsin büyük ekseninde boşluğun bittiği noktada görülür ve

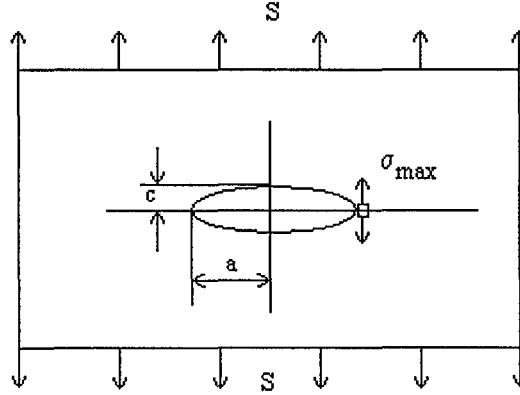
$$\sigma_{\max} = S \left(1 + 2 \frac{a}{c} \right) \quad (4-1)$$

şiddetindedir. Burada S uygulanan gerilmeyi, a yarı büyük eksen uzunluğunu ve c'de yarı küçük eksen uzunluğunu göstermektedir.

Denklem 4-1'e göre elipsin hücum kenarındaki gerilmenin şiddeti, elips yatay olarak düzgünleştikçe (elipsin a/c oranı büyüdükçe) önemli ölçüde artacaktır. Oldukça düzgün (basık) elips halinde veya genişliği çok dar boyu 2a olan çatlaklarda hücum kenarı eğrilik yarıçapı, $\rho = c^2/a$, çok küçük olup 4-1 denklemi yaklaşık olarak,

$$\sigma_{\max} = S \left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{\rho}} \right) \approx 2S \sqrt{\frac{a}{\rho}} \quad , \quad \rho \ll a \quad (4-2)$$

şeklinde yazılabilir. Burada ρ çok küçük bir değer alırsa $\sigma_{\max}$ 'ın çok büyüyeceği, limit halde ρ sıfıra gittiğinde $\sigma_{\max}$ 'ın sonsuza gideceği görülür. Bu nedenle çatlak ucundaki maksimum gerilme, kırılma açısından uygun bir kriter değildir.



Şekil 4.1. Eliptik kusur

Griffith'in temel kavramı, çatlak boyu 2a'ya ulaştığında elastik enerjideki azalmanın değerlendirilmesi idi. Bu değer $\pi a \sigma^2 / E$ 'ye eşit olup burada E Young's elastisite modülüdür. Bu değer aynı zamanda başlangıç halinde olan bir çatlağın, çatlak yüzey haline gelmesi için gerekli olan enerjidir. Bu iki ifadenin sonucunda kritik çekme gerilmesi için

$$S_c = \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi a}} \quad (4-3)$$

ifadesi yazılabilir. Burada γ büyüklüğü sabit bir sayı olup malzemenin özel yüzey enerjisini temsil eder. Bu denklemde önemli olan ve dikkat edilmesi gereken nokta kırılma (çatlak ilerlemesi) anındaki çekme gerilmesi çatlak boyunun bir fonksiyonudur ve $\sqrt{a}$ ile ters orantılıdır. Bu nedenle S_c ifadesi sadece malzeme sabitlerine bağlı olup, denklem (4-2) kullanıldığında $\sigma_{\max}$ 'ın kritik değeri için;

$$S_c \sqrt{a} = \frac{(\sigma_{\max})_c \sqrt{\rho}}{2} = \text{sabit} \text{ 'tir.} \quad (4-4)$$

Griffith'in teorisindeki önemli avantaj $(\sigma_{\max})_c$ ve ρ gibi yerel parametreler yerine, deneysel olarak ölçümü çok kolay olan çatlak boyu a ve uygulanan kritik gerilme S_c 'nin kullanılabilmesidir. Farklı boylarda çatlaklara ($2a$ uzunluğunda), belli bir malzemede çatlak ilerlemeleri için gerekli farklı yükler kaydedildiğinde $S_c \sqrt{\pi a}$ toplam değerinin sabit bir değerde kaldığı Griffith tarafından gösterilmiştir. Bu büyüklük K_{Ic} sembolü ile gösterilmiş ve malzemenin kırılma tokluğu/dayanıklılığı (fracture toughness) olarak adlandırılmıştır.

4.2.2. Gerilme şiddeti faktörü

Bir sistemde, benzer şartlarda benzeri uygulamaların benzer sonuçlar doğuracağı yorumu ile

$$(Aynı K \text{ değeri, aynı çevre şartları}) + (aynı malzeme, mevcut çatlak) \rightarrow (aynı çatlak oranı)$$

denilebilir. Çatlak ucunda çevre şartları sabit ve çatlak ucunda aynı yükün uygulanması halinde benzer yorum yapılabilir. Çatlak ucu bölgesindeki yükleme gerilme şiddeti faktörü K ile açıklanabilir.

Elastisite teorisinde, Hook kanununun geçerli olduğu lineer elastik davranışların görüldüğü bölgede çatlak bir elemanın önündeki gerilme dağılımı hesaplanabilir. Bu şartları taşıyan en basit örnek sabit bir S çekme gerilmesi altında olan sonsuz genişlikteki bir levhadır. Böyle bir levha üzerinde gerilmelerin çözümleri halen oldukça kompleksir ve apaçık fonksiyonlar olarak verilemezler.

Ancak Schijve [12] tarafından sadece çatlağın hemen önündeki bölgede (yani $r \ll a$) gerilme dağılımları dikkate alınır ise gerilme komponentlerini (elemanlarını) veren denklemlerin oldukça basit bir hale geldikleri bildirilmektedir.

$$\sigma_x = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \quad (4-5)$$

$$\sigma_y = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) \quad (4-6)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad (4-7)$$

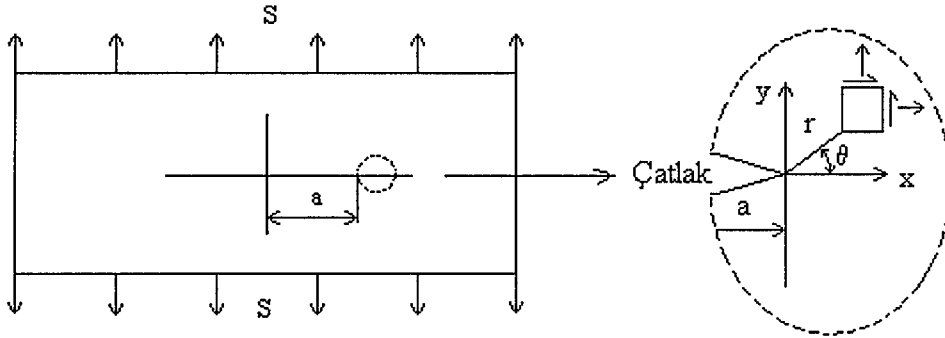
Bu denklemler özet olarak kapalı halde

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} \cdot f_{ij}(\theta) \quad (4-8)$$

şeklinde yazılabilir. Burada gerilme şiddeti faktörü

$$K = S\sqrt{\pi a} \quad (4-9)$$

dır.



Şekil 4.2. Çatlak ucunda gerilme dağılımı

Eğer levha sonlu genişlikte ve x eksenine göre yük ve geometri simetrik ise (crack opening mode), (4-5)-(4-8) denklemleri halen kullanılabilir ancak boyutsuz bir geometri düzeltme faktörü (4-9) denkleminde ilave edilir. Şekilden gelen düzeltme faktörü ile

$$K = CS\sqrt{\pi a} \quad (4-10)$$

halini alır.

(4-5) ile (4-10) denklemleri gerilme komponentlerinin gerilme şiddeti faktörü tarafından tamamen açıklanabildiğini ve çatlak çevresindeki gerilme dağılımlarının geometrik olarak benzerlik gösterdiğini ifade eder.

Bu denklemler;

$$\sigma_{ij} \propto S \quad (\text{Hook kanunu})$$

$$\sigma_{ij} \propto r^{-1/2} \quad (\text{Gerilmede tekil nokta})$$

gösterir.

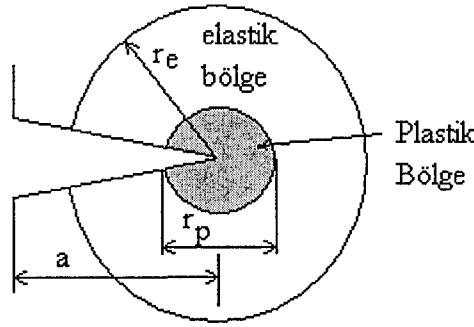
Bu son ifade r 'nin sıfıra gitmesi halinde gerilmenin sonsuza gideceğini gösterir. Oysa sonsuz elastik gerilme mümkün değildir ve çatlak önünde daima bir plastik bölge oluşur. Bu nedenle K ifadesi için çatlak ucu bölgesinde iki limit söz konusudur.

a) (4-5) - (4-8) denklemleri sadece $r \ll a$ için geçerlidir (asymptotic solutions for the near field stresses).

b) (4-5) - (4-8) denklemleri r sıfıra gittiğinde plastisite nedeniyle geçerli değildir.

Bu kısıtlamalardan birincisi sadece çatlak ucu bölgesi ile ilgilendiğimiz için çok önemli değildir, ancak ikincisinin detaylı olarak değerlendirilmesi gerekmektedir.

Şekil 4.3.'te r_e yarıçapında elastik bölgeyi dikkate alalım. $r_e \ll a$ olduğu sürece (4-5) - (4-8) denklemleri geçerlidir. Eğer plastisite olmaz ise, bu bölgenin dış yüzeyine uygulanan gerilmeler K ile belirlenebilir. Eğer küçük bir plastik bölge oluşur ise, elastik bölge (r_e) içinde gerilme ve şekil değiştirme dağılımları yeniden şekillenir fakat $r_p \ll r_e$ olduğu sürece r_e ile verilen elastik bölgenin sınırlarındaki yeniden şekillenme etkisi oldukça zayıftır.



Şekil 4.3. Çatlak ucu bölgesinde elastik-plastik deformasyon

Sonuç olarak, küçük ölçekli akma (small-scale yielding) hali için aynı K değerinin her zaman aynı boyutta bir plastik bölge oluşturacağı yorumu yapılabilir. Diğer bir ifade ile, aynı K değeri aynı malzemede çatlak ucu bölgesinde aynı elastik-plastik deformasyona neden olacaktır. Bu durumda ise Δa kadar çatlak ilerlemesi beklenecektir.

$K = CS\sqrt{\pi a}$ olarak tanımlanmıştır. Bu ifadede S alternatif genlikli bir değişken olduğu için K'da alternatif olarak değişecektir. Bu nedenle çatlak önündeki gerilme şiddetinin bir maksimum ($K_{\max}$) ve bir minimum ($K_{\min}$) değeri alacaktır. Bu durumda ;

$$\frac{da}{dN} = f(K_{\min}, K_{\max}) \quad (4-11)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada $K_{\max} = \Delta K / (1-R)$, $K_{\min} = R.\Delta K / (1-R)$ ve $R = K_{\min} / K_{\max}$ dur. (4-11) denklemi

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K, R) \quad (4-12)$$

veya

$$\frac{da}{dN} = f_R(\Delta K) \quad (4-13)$$

şeklinde ifade edilebilir.

K'nın uygulanabilirliği ile ilgili bir örnek de; çatlak ucuna yük uygulanan test parçaları ile iki ucundan yük uygulanan parçalardaki çatlak ilerleme sonuçlarının kıyaslanması ile yapılabilir. Çatlak ucuna yük uygulanması halinde çatlak boyu arttıkça K faktörü azalmaktadır. ΔK 'nın fonksiyonu olarak grafik çizildiğinde bu iki tip yükleme halinde de çatlak ilerleme oranları birbiri ile tam uyum halindedir. Bir başka ifade ile, bir test parçası için sonuçlar biliniyor ise diğeri için tahmin edilebilir. İşte bu fonksiyonel ilişkiden dolayı (4-11) - (4-13) denklemlerinin analitik olarak bilinmesine gerek yoktur. Çatlak ilerlemeleri için analitik ilişki olmamasına rağmen, bu iki durum arasında benzerlikten dolayı bir ilişki kurulabilmektedir.

4.2.3. Gerilme şiddetinin sonlu boyutunun etkisi

Belli boyutlara sahip bir levha üzerindeki çatlaklar ile ilgilenildiğinde kapalı formda çözümlere sınır şartları nedeniyle ulaşmak mümkün değildir. Bu nedenle gerilme şiddeti faktörünü elde edebilmek için 1976'da Newman [13] ile 1979-1981'de Newman and Raju [14] tarafından harita fonksiyonlar (mapping functions) geliştirilmiştir. Belli bir yaklaşıklık ile bu fonksiyonlar kullanılarak gerilme şiddeti faktörü hesaplanabilmektedir. Sonuçlar genellikle;

$$K = CS \sqrt{\frac{\pi a}{Q}} \quad (4-14)$$

şeklinde verilmektedir. Burada C sınır düzeltme faktörünü, Q ise bir elips için şekil faktörüdür. $\sqrt{\pi}$ ifadesi bazen ayrı gösterilir, bazan da C faktörü içinde gösterilir.

Gerilme şiddeti faktörleri belli bazı pratik konfigürasyonlar için sınırlı sayıda polinomlar halinde Akyürek tarafından referans [10]'ün EK-A'sında topluca verilmiştir.

4.2.4. Çatlak önündeki plastik bölge

Elastik gerilme bölgesi kabul edildiği takdirde elastik bir çatlağın önünde tekil gerilme çözümü elde etmek mümkündür. Ancak pratikte özellikle metal malzemelerde plastik deformasyona neden olan akma gerilmesine ulaşılır. Yani bir başka ifade ile metal malzemelerde çatlak önünde daima plastik deformasyonun olduğu bir bölge bulunur ve bu nedenle gerilme için tek çözüm (stress singularity) bulunamaz. Bu plastik bölge çatlak önü plastik bölgesi olarak bilinir. Plastik zon'un yaklaşık boyunu elde etmek hem düzlem gerilme "plane stress" hemde düzlem gerinim "plane strain" gerilme halleri için zor değildir.

4.2.4.1. Irwin yaklaşımı

Şekil 4.4.'te $\theta = 0$ yüzeyi için gerilmenin şiddeti görülmektedir. Burada çatlak ucunda r_p^* boyutuna ulaşınca kadar gerilme şiddeti akma gerilmesi S_y ' den daha büyüktür.

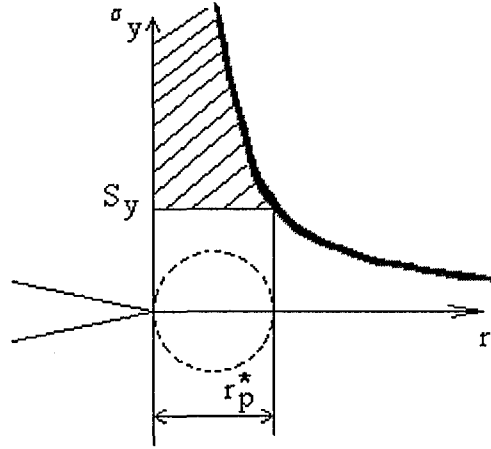
İlk yaklaşım olarak r_p^* mesafesini plastik bölge boyutu olarak alalım. σ_y denkleminde S_y gerilmesini koyarak r_p^* 'ı hesaplayabiliriz.

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r_p^*}} \text{ veya } r_p^* = \frac{K_I^2}{2\pi S_y^2} = \frac{S^2 \pi a}{2\pi S_y^2} \quad (4-15)$$

Şekil ve denklem birlikte incelendiğinde gerçek plastik bölge boyutunun r_p^* 'dan daha büyük olacağı anlaşılır. Çünkü Şekil 4.4.'deki taralı alandaki yük hala parça tarafından taşınmaktadır. Bu da ancak eğer plastik bölge önündeki malzeme akma gerilmesi üzerinde yük taşır ise dengelenebilecektir.

1960 yılında Irwin [1], [15] tarafından bu konu tartışılmış ve çatlak önü plastik bölgede elastik duruma göre yer değiştirmelerin (displacements) daha büyük ve sertliğin (stiffness) daha düşük olduğu sonucuna varılmıştır. Diğer bir ifade ile, levhanın davranışı, sanki çatlağın mevcut halinden daha büyükmüş gibidir. Yani etkili olan çatlak boyu, a_{eff} , gerçek çatlak boyu ile düzeltme faktörü olan x 'in toplamına $a+x$ 'e eşittir.

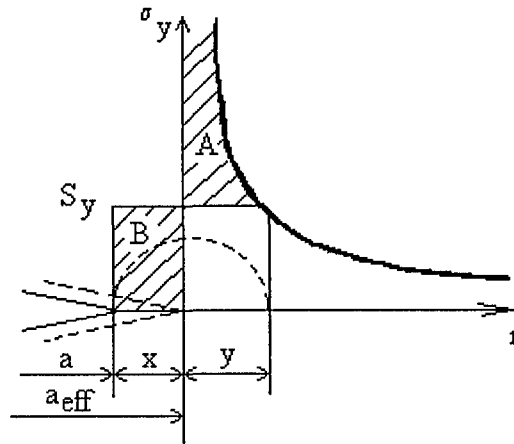
Şekil 4.5.'de mevcut çatlak $a+x$ boyutuna uzadığı kabul edilerek elastik gerilme dağılımı (σ_y) yeniden çizilmiştir. Etkili olan çatlak ucundaki gerilme yine akma gerilmesi S_y ile sınırlı olacaktır. Benzer şekilde, fiziksel çatlak önünde bulunan x mesafesi içinde gerilme şiddeti de akma gerilmesi kadar olacaktır. Bu durumda x mesafesinin uzunluğu Şekil 4.5.'de A ile gösterilen alandaki yükü taşıyacak kadar olacaktır.



Şekil 4.4. Plastik bölge boyu için ilk yaklaşım

A ile gösterilen taralı alan B taralı alanına eşit olmalıdır. Şekil 4.5.'deki y mesafesi;

$$S_y = \frac{K}{\sqrt{2\pi y}} = S \sqrt{\frac{a+x}{2y}} \quad \text{veya} \quad y = \frac{S^2(a+x)}{2S_y^2} = r_p^* \quad (4-16)$$



Şekil 4.5. Plastik bölge boyu için ikinci yaklaşım

x mesafesi çatlak uzunluğu olan a 'nın yanında çok küçük olup ihmal edilirse denklem (4-15) ten $y = r_p^*$ bulunur. B alanı $S_y x$ kadar olup, A alanı ile eşitlersek;

$$xS_y = S \int_0^y \sqrt{\frac{a+x}{2r}} dr - S_y y \quad (4-17)$$

a çatlak boyu ile kıyaslayarak x 'i ihmal eder ve (4-16) denklemini kullanırsak

$$(x + r_p^*)S_y = S \sqrt{2ar_p^*} \quad \text{veya} \quad (x + r_p^*)^2 = \frac{2S^2 a}{S_y^2} \cdot r_p^* = 4r_p^{*2} \quad (4-18)$$

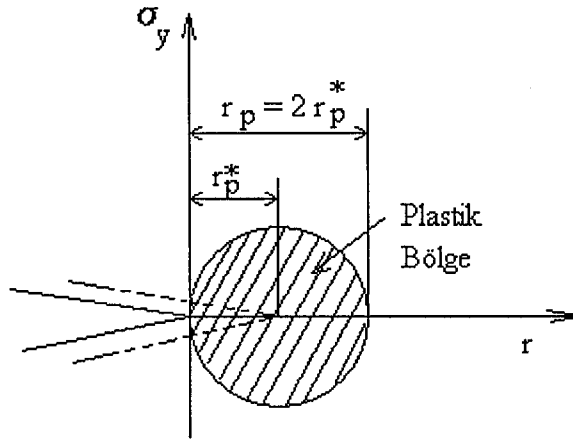
Buradan

$$x = r_p^* \quad \text{ve} \quad r_p = x + y = 2r_p^* \quad (4-19)$$

bulunur. Plastik bölge büyüklüğü, r_p nin ilk tahmin edilen plastik bölge büyüklüğü r_p^* ın iki katı olduğu sonucuna varılır.

X mesafesi r_p^* 'a eşit olduğu için, çatlak sanki $a + r_p^*$ uzunluğunda imiş gibi davranır. r_p^* büyüklüğü ise Irwin'in plastik bölge düzeltmesi olarak bilinir. Plastik bölgenin dairesel bir şekilde olduğu kabul edilir ise, efektif çatlak boyunun plastik bölgenin merkezine kadar uzadığı Şekil 4.6.'da görülmektedir.

Eğer plastik bölge için bir düzeltme yapılır ise, benzer şekilde K için de bir düzeltme gerekli olur.



Şekil 4.6. Irwin'in plastik bölge düzeltmesi

$$K = CS\sqrt{\pi(a + r_p^*)} = CS\sqrt{\pi\left(a + \frac{K^2}{2\pi S_y^*}\right)} \quad (4-20)$$

Denklem (4-20) nin kullanımı K'nın iterasyon kullanılarak elde edilmesini gerektirdiğinden zordur. Bir çözüm olarak önce $K = CS\sqrt{\pi a}$ kabul edilip r_p^* hesaplanır ve daha sonra denklem (4-20) kullanılarak K düzeltilebilir.

Pratikte plastik bölge düzeltmesi K'ya nadiren uygulanır. Ayrıca düzlem gerinim hali için denklem (4-20) ile verilen plastik bölge düzeltmesi pek uygun değildir.

4.2.4.2. Dugdale yaklaşımı

Broek [1] tarafından plastik bölge büyüklüğünü bulabilmek için 1960 yılında Dugdale ve 1962 yılında Barenblatt tarafından oldukça farklı bir yol izlendiği bildirilmektedir. Bu yaklaşımla ortaya konan sonuçlar 1965 yılında Bilby ve Swinden'in dislokasyonlarının sürekli dağılımı analizi sonuçları ile benzerdir.

Plastik bölge boyutu için Dugdale'in çözümü

$$r_y = \frac{a}{\cos \frac{\pi S}{2S_y}} - a \quad (4-21)$$

Bu denklemde Cos ifadesi seriye açılır ve yüksek mertebeli ifadeler atılır ise r_y için

$$r_y = \frac{\pi^2 S^2 a}{8S_y^2} = \frac{\pi K_I^2}{8S_y^2} \quad (4-22)$$

bulunur.

Bu sonuç daha önce bulunan $r_p = 2 r_p^* = K^2/\pi S_y^2$ ile kıyaslanır ise hemen hemen aynı olduğu görülür. (4-22) denklemi yerine (4-21) denklemindeki S/S_y ifadesinin yüksek mertebeli terimleri de dikkate alınır ise Irwin'in plastik bölge boyutunun biraz daha büyük olduğu görülür.

Denklem (4-21) de plastik bölge düzeltmesi olarak $r_y = r_p^*$ alırsak, $a + r_p^* = a \cdot \sec(\pi S/2S_y)$ ve $K_I = \sqrt{a} \sec(\pi S/2S_y)$ bulunur. Plastik bölge düzeltmesi için pek çok bilim adamı tarafından farklı öneriler getirilmiştir. Ancak çatlak boyu ile kıyaslandığında plastik bölgenin boyutunun küçük olduğu ve lineer elastik kırılma mekanizmasının geçerli olduğu hallerde plastisite düzeltmesi çok önemli değildir. Çatlak boyuna göre plastik

bölge büyük ise yine de plastik bölge düzeltilmesi şüphelidir. Çünkü K ifadesi elastik çözümler ile elde edildiği için bu bölgedeki geçerliliği tartışılabilir.

4.2.4.3. Plastik “constraint” faktörü

Düzlem gerilme halindeki plastik bölge boyutu düzlem gerinim haline göre oldukça büyüktür. Bunun sebebi ise, düzlem gerinim halinde efektif olan akma gerilmesinin ‘uniaxial’ akma gerilmesinden daha büyük olmasındandır. Maksimum gerilmenin akma gerilmesine oranına plastik “constraint” faktör (PCF) adı verilmektedir:

$$PCF = \frac{\sigma_{\max}}{S_y} \quad (4-23)$$

PCF, S_y büyüklüğüne de efektif akma gerilmesi adı verilmektedir. Plane strain halindeki çatlak problemlerinde PCF’nin tahmini aşağıdaki şekilde yapılabilir; $\sigma_2 = n\sigma_1$ ve $\sigma_3 = m\sigma_1$ kabul edilerek von Mises akma kriteri

$$\left[(1-n)^2 + (n-m)^2 + (1-m)^2 \right] \sigma_1^2 = 2S_y^2 \quad (4-24)$$

ile yeniden düzenlenirse

$$PCF = \frac{\sigma_1}{S_y} = (1 - n - m + n^2 + m^2 - mn)^{-1/2} \quad (4-25)$$

şeklinde yazılabilir. Ancak bu ifade ile çatlak ucu bölgesinde her alanda PCF hesaplaması mümkün değildir. Gerilme denklemlerinden;

$$n = \frac{1 - \sin \frac{\theta}{2}}{1 + \sin \frac{\theta}{2}} \quad \text{ve} \quad m = \frac{2\nu}{1 + \sin \frac{\theta}{2}} \quad (4-26)$$

$\theta = 0$ düzlemi için $n=1$, $m=2\nu$ olup $\nu=1/3$ kabul edilirse (4-25) denkleminde PCF’nin değeri 3 bulunur. Diğer akma kriterleri de kullanılırsa benzer sonuçlar elde edilebilir. Düzlem gerilme hali için $n=1$ ve $m=0$ olduğundan $PCF=1$ dir.

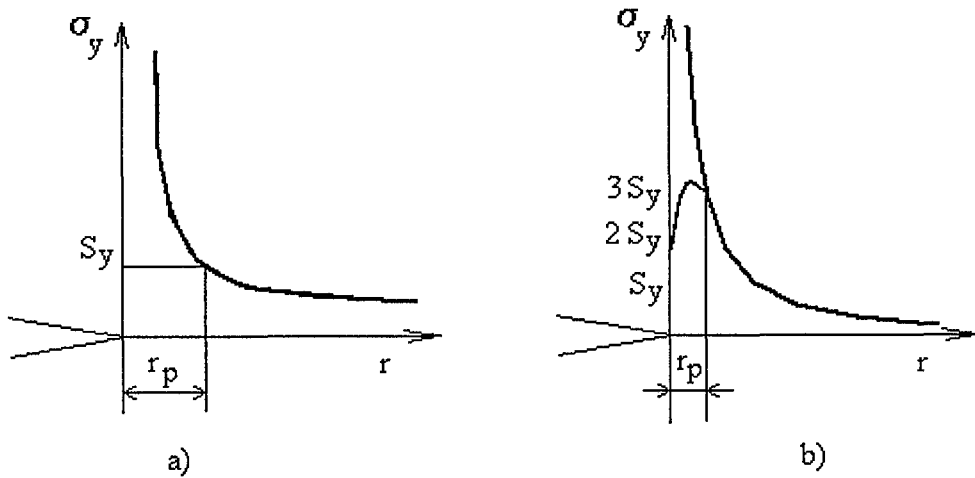
Düzlem gerinim halinde $\theta = 0$ yüzeyinde σ_v normal gerilmesinin şiddeti akma gerilmesinin üç katına kadar yükselir. Plastik deformasyon sırasında çatlak ucu körelir

(blunts). Serbest yüzeye dik olan ekseninde gerilme olmayacağı için σ_y değeri çatlakın hemen ucunda sıfıra gitmelidir. Bu durumda $\sigma_2 = 0$ olup bu hal ise düzlem gerilme halidir. Bu nedenle PCF 1 değerine düşmeli ve çatlak ucundaki gerilme akma gerilmesi değerini aşmamalıdır. Artık gerilme dağılımı Şekil 4.7.'de görülmektedir. Düzlem gerinim halinde, çatlakın hemen ucunda S_y gerilme değeri $3S_y$ şiddetine yükselir. Akyürek [10] ve Broek [1] e göre bu durum De Koning (1973) tarafından sonlu elemanlar hesaplamaları ile de doğrulanmıştır. Plastik bölgede gerilme ve şekil değiştirme dağılımları hesaplandığı gibi ölçülmektedir ve Akyürek'e [10] göre literatürde bu konuda bazı bilgiler bulunmakla birlikte (Rice and Rosengen 1968, ve Underwood and Kendall 1969) çatlak problemleri için genel anlamda elastik-plastik analizler henüz tam olarak mevcut değildir.

Şekil 4.7.'de $y=0$ düzleminde plastik bölge boyutunun düzlem gerinim haline kıyasla düzlem gerilme halinde dokuz kat daha büyük olduğu görülmektedir.

Yukarıdaki denklemde olduğu gibi, plastik constraint faktör hakkındaki mevcut bilgiler ile düzlem gerinim hali için plastik bölge düzeltme faktörü hesaplanabilir. Eğer düzlem gerinim hali için etkili akma gerilmesi $3S_y$ ise, (4-15) denklemindeki plastik bölge düzeltmesi

$$r_p = \frac{K_I^2}{2\pi (3S_y)^2} = \frac{K_I^2}{18\pi S_y^2} \quad (4-27)$$



Şekil 4.7. : a) Düzlem gerilme hali için yaklaşık gerilme dağılımı,
b) Düzlem gerinim hali için yaklaşık gerilme dağılımı

haline gelir. Pratikte, test parçası yüzeyinde düzlem gerinim hali geçerli olmaz ve bu nedenle ortalama PCF değeri 3'ten oldukça düşüktür. Irwin [15] tarafından (4-27) denklemi PCF değeri 1.68 alınarak modifiye edilmiştir.

$$r_p = \frac{K_I^2}{2\pi(1.68S_y)^2} = \frac{K_I^2}{6\pi S_y^2} \quad (4-28)$$

Bu plastik bölge düzeltmesi düzlem gerilme halindeki düzeltmenin sadece üçte biridir.

Hahn and Rosenfield [16] tarafından deneysel olarak tespit edilen PCF değerleri genellikle 1.5 ile 2 arasında olup bu da (4-28) denkleminin kullanışlılığını ortaya koymaktadır.

4.2.5. Sabit genlikli yükleme altında yorulma çatlaklarının ilerlemesi

Bir çatlak ucunun önündeki gerilmeleri açıklayabilmek için gerilme şiddeti faktörü lineer elastik kırılma mekanikğine göre yeterli parametredir. Çatlak ucunda bir plastik bölge oluştuğunda, eğer çatlak uzunluğuna göre plastik bölgenin boyutu yeterince küçükse, gerilme şiddeti faktörü hala çatlak ucundaki gerilme dağılımı ile ilgili yeterli bilgi verebilir. Eğer bir gerilme bölgesinde iki farklı çatlak mevcut ise, aynı gerilme şiddeti faktörü esas alındığında, her iki çatlak da eşit oranda büyüyeceğini göstermektedir. Çevrim başına yorulma çatlak ilerleme oranı, da/dN , ΔK ile gösterilen gerilme şiddeti faktörü alanı ile belirlenir.

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K) = f\left((S_{\max} - S_{\min})\sqrt{\pi a}\right) = f(2S_a\sqrt{\pi a}) \quad (4-29)$$

Burada $S_{\max}$ bir çevrimdeki maksimum gerilmeyi, $S_{\min}$ bir çevrimdeki minimum gerilmeyi ve S_a ise gerilme şiddetini göstermektedir.

Bu görüş Paris [17] ve Paris, Gomez et al [18] tarafından ortaya konmuştur. Bu sayede farklı gerilme seviyelerinde uygulanan test işlemlerinden elde edilen bilgiler tek bir eğri ile gösterilebilmektedir.

(4-29) nolu denklem bazen basit bir üstel fonksiyon olarak

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (4-30)$$

şeklinde de gösterilmektedir. Burada görülen C ve n'nin malzemeye bağlı sabitler olduğu kabul edilmektedir. da/dN in ΔK ile çift logaritmik grafiği bir doğrudan ibaret olacaktır. Ancak denklem (4-30) gerçek durumu tam olarak temsil edememektedir. Gerçek bilgiler s şeklinde bir eğri veya eğimi değişen doğrular vermektedir. Düşük ΔK değerlerinde çatlak ilerleme hızı oldukça yavaştır. Bu pratikte ΔK 'nın belli bir eşik (threshold) değerinin altında kaldığında hiç çatlak ilerlemesi olmayacağı anlamına gelmektedir. Ancak bu eşik değerinin deneysel olarak tespiti oldukça zordur. İlerleyen bir

çatlağın, gerilme şiddeti azaltılarak ΔK 'nın eşik değerine indirilmesi ile durdurulabilir. Ancak bu şekilde elde edilen bilgilerin *history effects* ile etkileşimi nedeniyle yorum güçlükleri vardır.

Paris denklemi olarak bilinen yukarıdaki denklemle ilgili bazı modifikasyonlar önerildiği Akyürek [10] tarafından bildirilmektedir. Bunlardan en önemlileri Forman (1967), Walker (1979), Collipriest (1972), Boeing firmasından Hall, Shah ve Engstrom (1975), Grumman firmasından Bell ve Creayer (1974), Hudak, Saxener, Bucci ve Malcolm (1978), Walker denkleminin tadilatı (Chang, Szamossi ve Liu, 1981) Forman denkleminin tadilatı (Johnson, 1981) vb.dir.

Yorulma çatlak ilerlemelerinin mekanizması gereğince, çevrim başına çatlak ilerlemesi önemli ölçüde çatlak önü açılma mesafesi (crack tip opening displacement)'ne bağlıdır. Bu ilişkiyi;

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^2}{ES_y} \quad \text{veya} \quad \frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^2}{E^2} \quad (4-31)$$

ile ifade etmek mümkündür. Burada E Elastite (Young) modülünü, S_y ise çevrim akma gerilmesini (cyclic yield stress)'ni göstermektedir. Bu denklemin ikinci ifadesi esas alınarak da/dN ile $\Delta K/E$ grafiği, çok farklı malzemelerden elde edilen bilgiler esas alınarak, çizildiğinde geniş bir bant elde edilmektedir. Öte yandan aynı elastisite modülüne sahip malzemelerde bile farklı çatlak ilerleme özellikleri ile karşılaşmaktadır. Bunun muhtemel nedeni ise denklem (4-31)'de görülen parametreden çok daha fazla parametrenin konuda etkin olmasıdır (Broek, [1]).

Konuyla ilgili diğer pek çok denklem önerilmiştir. Bunlar Pelloux [19] tarafından detaylı olarak incelenmiştir. Fiziksel temele dayanan bir genel denklemin oluşturulması ilave çalışma gerektirmektedir. Genel kapsamlı bir denklemin oluşturulması durumunda bu denklemin çok komplike olacağı unutulmamalıdır. Teknik problemlerde, da/dN oranının gerilme yoğunluk faktörünün bir fonksiyonu olduğu kabulü yeterli olacaktır.

Bir yorulma çevrimi bir frekans ve iki gerilme parametresi ile tanımlanır. Bunlar ortalama gerilme S_m ve gerilme genliği S_a , bir çevrimdeki minimum gerilme ($S_{min}=S_m-S_a$) ve maksimum gerilme ($S_{max}=S_m+S_a$) veya bu parametrelerin değişik kombinasyonları şeklinde ifade edilebilir. Çevrim oranı ($R=S_{min}/S_{max}$) sıfır olduğu durumda, $S_{max} = 2S_a - \Delta S$ olduğundan dolayı yorulma çevriminin gerilme yoğunluk faktöründen bahsedilebilir. Çatlak ilerleme oranının gerilme yoğunluk faktörüne bağlı olduğu varsayımı hiçbir ilave zorluk kazandırmaz. $R \neq 0$ olması durumunda, gerilme yoğunluk alanı $\Delta K = 2S_a\sqrt{\pi a}$ çatlak ucundaki gerilme alanını tanımlamak için yeterli olmayacaktır. Bu durumda karşımıza çıkan soru da/dN , ΔK 'nin bir veya maksimum gerilme yoğunluğunun ($\Delta K = 2S_{max}\sqrt{\pi a}$) veya her ikisinin bir fonksiyonu mudur?

Çatlak ilerlemesi ΔK ve K_{max} 'ın her ikisine de bağlıdır (Broek and Schijve, [20] ve Erdoğan [21]). Buna göre şu sonuçlar çıkarılabilir:

$$\begin{aligned}
\frac{da}{dN} &= f_1(\Delta K, K_{\max}) = f_2(K_{\max}, R) ; R > \delta \text{ i} \\
\frac{da}{dN} &= f_3(K_{\max}) ; R < \delta \text{ i} \\
\delta &= f_4(\text{malzeme özelliği})
\end{aligned}
\tag{4-32}$$

Çok sayıda araştırmacı ampirik bir formül oluşturup çevrim oranının etkisini hesaba katmayı amaçlamıştır. Böylece bütün data tek bir eğri ile ifade edilecektir. Broek and Schijve [20] komplike fakat aynı zamanda da basit bir ilişki teklif ettiler:

$$\frac{da}{dN} = CK_{\max}^2 (\Delta K)^n
\tag{4-33}$$

Benzer bir bağıntı Erdoğan [21] tarafından da verilmiştir.

Foreman, Hearney et al [22] buna karşı çıktılar ve da/dN oranının çatlak kritik boyuta erişince $K_{\max}, K_{yc}$ ye ulaşınca-sonsuzda gideceğini iddia ettiler. Buna göre:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^n}{(1-R)K_{IC} - \Delta K} = \frac{C\Delta K^n}{(1-R)(K_{IC} - K_{\max})}
\tag{4-34}$$

yeniden düzenlenerek

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^n K_{\max}}{K_{IC} - K_{\max}}
\tag{4-35}$$

şeklini alacaktır. Walker [23] daha genel bir denklem kullandı

$$\frac{da}{dN} = CK_{\max}^m (\Delta K)^n
\tag{4-36}$$

gerilme yoğunluk alanı, ΔK_{eff} etkisini de katarak yeni bir denklem oluşturdu.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{eff})^n
\tag{4-37}$$

burada ΔK_{eff} , şu şekilde tanımlanır

$$\Delta K_{eff} = S_{\max} (1 - R)^m \sqrt{\pi a} \quad (4-38)$$

Denklem (4-36) Chang [24] tarafından modifiye edildi ve modifiye edilmiş Walker denklemi olarak isimlendirildi.

$$\frac{da}{dN} = C [(1 - R)^{m-1} \Delta K]^n \quad (4-39)$$

Akyürek, [10] üç-komponentli bir modelin Hudak, Saxener, Bucci ve Malcolm (1978) tarafından geliştirildiğini bildirmiştir. Bu modelde $\log(da/dN)$ in $\log(\Delta K)$ ye göre çizilen grafiğin üç alanında materyal direncinin yorulma çatlak büyümesine etkisi $((da/dN)^{-1})$ eklendi. R'nin matematiksel gösterimi - üç-komponent modeli kullanarak da/dN nın bağımlılığı şu hale dönüşür:

$$\frac{1}{da/dN} = \frac{A_1(R)}{\Delta K^{n_1}} + \frac{A_2(R)}{\Delta K^{n_2}} - \frac{A_2(R)}{[(1 - R)K_c]^{n_2}} \quad (4-40)$$

$A_1(R)$ ve $A_2(R)$ fonksiyonları direkt olarak I ve II alanlarındaki gerilme oranları bağımlılığında dominant olacaktır. I alanı genellikle yavaş-büyüme alanıdır ve büyüme hızı 10^{-8} m/çevrimdir. II alanı ise orta hızla ilerleme alanıdır, buradaki büyüme hızı 10^{-8} ile 10^{-4} m/çevrim arasındadır. II alanında instabilite $(1-R)K_c$ ile tanımlanmıştır, burada K_c uyum parametresidir.

Newman [25] daha genel bir denklem önermiştir. Burada çatlak kapanma kavramı kullanılmıştır ve tüm bölgelerdeki çatlak büyümesi de hesaba katılmıştır:

$$\frac{da}{dN} = C_1 \Delta K_{eff}^{C_2} \frac{1 - \left(\frac{\Delta K_0}{\Delta K_{eff}} \right)^2}{1 - \left(\frac{K_{\max}}{C_5} \right)^2} \quad (4-41)$$

burada,

$$\Delta K_0 = C_3 (1 - C_4 \frac{S_{\min}}{S_{\max}}) = C_3 (1 - C_4 R) \quad (4-42)$$

$$\Delta K_{eff} = C.(S_{max} - S_0)\sqrt{\pi a} \quad (4-43)$$

C_1 den C_3 e kadar olan sabitler sabit genlikli yüklemekten elde edilen datalara en uygun eğrinin geçirilmesiyle elde edilmiştir. S_0 çatlak açılma gerilmesidir ve analitik çatlak kapanma modelinden hesaplanmıştır. Efektif eşik gerilme yoğunluk faktörü, ΔK_0 , eşik gerilme yoğunluk faktörü, ΔK_m , den şu bağıntı ile elde edilmiştir.

$$\Delta K_0 = \frac{\left(1 - \frac{S_0}{S_{max}}\right)}{(1 - R)} \Delta K_{TH} \quad (4-44)$$

Bu ifadeler arasındaki farklılıklar büyük değildir ve hiçbiri de genel anlamda uygulanabilir değildir. Her biri sınırlı alanlarda veya sınırlı data setlerinde tatmin edici sonuçlar vermektedir.

Karşımıza çıkan diğer bir soru da, denklem (4-32) gerilmenin basmaya dönüştüğü, $R < 0$, durumunda geçerli olup olmadığıdır. Çatlak basınç durumunda gerilme artırıcı değildir ve bu durumda ΔK için olan ifadeler anlamını yitirir. Bu bize şu öneriyi getirir

$$\frac{da}{dN} = f(K_{max}); \quad R < 0 \quad i\check{c}i \quad (4-45)$$

Denklem (4-45)'in geçerliliği konusunda çok sayıda itiraz bulunmaktadır. Çatlak her zaman gerilmenin çekmeden basmaya dönüştüğü anda kapanmayacaktır. Kapanma anı çevrimin çekme anında oluşan çatlak ucu açıklığına ve malzemenin plastik deformasyon özelliklerine bağlıdır. Bu nedenle denklem (4-45), denklem (4-32)'ye modifiye edilmelidir.

Chang, Hiyama et al [26] negatif gerilme durumunda çatlak büyüme oranı için yeni bir öneride bulunmuşlardır.

$$\frac{da}{dN} = C \left[(1 + R^2)^q K_{max} \right]^n \quad (4-46)$$

burada q ivme indeksini göstermektedir. q özel değerlerdeki negatif gerilme oranları R ve $R=0$ da deneysel datalardan elde edilmiştir.

Johnson [27], Forman denklemini aşağıdaki şekle modifiye etmiştir

$$\frac{da}{dN} = \frac{C \Delta K^n}{(1 - R)^m K_C - \Delta K} \quad (4-47)$$

burada

$$R \geq 0 \Rightarrow m = 1 \text{ ve}$$

$$R < 0 \Rightarrow m = 2$$

Denklem (4-47) m-eksponansiyeli dışında Foreman denkleminin tamamen aynısıdır.

4.3. Çatlak İlerlemesini Etkileyen Faktörler

Çatlak ilerlemesi ile ilgili olarak tahminler yapılmadan önce bu şartlar altında çalışan parçayla ilgili datanın elde edilmesi gereklidir. Ancak bu tip bir datanın bulunması zor olabilir. Yorulma çatlak ilerlemesi sonsuz sayıda faktöre bağlıdır. Çevre koşullarının etkisi en çok göze çarpar. Deneyler genellikle kontrol edilmiş koşullarda yapılmadığından dolayı elde edilen deney dataları da çok saçılmış durumdadır.

4.3.1. Alet (aparat) kalınlığı

90 dereceden 45 derece düzlemine geçişin yanısıra kalınlığın çatlak ilerlemesinde direkt etkisi yoktur. Bu durumda çatlak kalınlık boyunca olduça düz bir yapıya sahiptir. Frost, Marsh et al [28] çalışmalarında kısa boylu çatlaklarda çatlak ilerleme hızının parça kalınlığı ile arttığını ancak uzun çatlaklarda bu etkinin olmadığını göstermişlerdir.

Çatlak ilerleme hızı yorulma çevrimindeki maksimum gerilme yoğunluk faktörü K_{max} , malzemenin kırılma yoğunluğu K_c ye yaklaştığı durumda artabilir. Genellikle K_c kalınlık arttıkça azalır ve düzlem gerinim durumunda da minimum değerine (K_{lc}) ulaşır. Kalınlıkla bağlantılı olarak görülen bu değişim dolaylı olarak yüksek çatlak ilerleme hızlarında kalınlık etkisini ortaya çıkarır.

4.3.2. Aletin (aparatin) yönlendirilmesi

Frost, Marsh et al [28] kabuk yapılarda ve alaşımlarda ve ısı işlemeli malzemelerde deneysel olarak çatlak ilerleme hızının enlemesine aletlerde (T-L) uzunlamasına parçalardan (L-T) daha yüksek olduğunu göstermişlerdir. Dövme ile üretimde kısa-*transverse* istikametinde yönlendirilen parçalarda en yüksektir.

Bu yöne olan bağımlılık genel olarak yapısal sertlik ile uyum içindedir. Makinada işlenmiş ve fabrikasyon üretimdeki yüzeyler incelendiğinde aralarında kayda değer farklar olmadığı görülmüştür.

Uzun-*transverse* parçalardaki yorulma çatlağının kalınlık (T-S) boyunca ilerlemesi uzunlamasına (T-L) işlenme istikametinden daha büyük olduğu gözlenmiştir. Benzer şekilde kalınlık boyunca çatlak ilerleme hızları uzunlamasına (L-S) ve uzun-*transverse* parçalarda benzer *flatwise* yönündeki parçalardan daha fazladır. Davis, Typss et al [29]

7075-T6 ve 7079-T6 el dövmelemlerindeki K_{Ic} için L-S ve T-S yönlendirilmesinde L-T ve T-L yönlendirilmesine göre daha düşük değerler yayınlamışlardır.

4.3.3. Gerilme oranı ve K_{max}

Gerilme (veya çevrim) oranı, R , ve maksimum gerilme yoğunluğunun, K_{max} , etkileri 4.2.5. de incelenmiştir. Buna göre çatlak ilerleme hızı K_{max} değerinin büyümesi ile artacaktır. Hatta (4-34) denkleminde de görüleceği üzere K_{max} değerinin K_{Ic} ye ulaşması halinde karasız çatlak ilerlemesi (yırılma) sözkonusu olacaktır. Gerilme oranının büyümesi durumunda ($R > 0$) çatlak ilerleme hızı artacaktır. R nin değerinin sıfırdan küçük olması halinde (basma gerilmesinde) ise çatlak ilerleme hızı azalmaktadır, ancak bu durumda malzemenin plastik deformasyon özelliği, çatlak ucu açıklığı vb. etkiler de önem kazanmaktadır.

4.3.4. Sıcaklık

Genel olarak sıcaklığın malzeme özellikleri üzerinde önemli etkileri vardır. Sıcaklığın aynı şekilde malzeme sertliğinde de önemi etkileri vardır. Bunun yanı sıra sıcaklık etkisini yukarıda bahsedilen diğer etkilerden tamamen ayırmak mümkün değildir. Örnek olarak malzeme kalınlığını alalım. Düşük kalınlıklı bir levha oda sıcaklığında yüksek sertlik ve düzlem gerilme özellikleri gösterir. Düşük sıcaklıklarda malzemenin yorulma gerilmesi artar ve bu da plastik alanın küçülmesine neden olur. Bu durumda levha daha düşük sertlikle geçiş özellikleri hatta düzlem gerilme karakteri gösterir. Sıcaklığın sertlik üzerindeki asıl etkisinin yanı sıra malzemenin yorulma gerilmesinin sıcaklığa bağlı olmasından kaynaklanan yan etkileri de vardır.

Charpy'nin vurma deneylerinden yapısal çeliklerin brittle-ductile geçişleri bilinmektedir. Ortam sıcaklığından farklı sıcaklıklarda Charpy vurma-enerjisi temel alınarak kırılma sertliği, K_{Ic} 'yi belirlemek için birçok çalışma yapılmıştır (Kanazawa [30], Barsom and Rolfe [31]). Charpy enerjisi ile kırılma sertliği arasında bir bağlantı olduğu görüşü mantıklı görünmektedir. Fakat bu açıklama şüphe uyandırıcıdır, çünkü Charpy enerjisi aletin tamamen kırılmasındaki toplam enerjiyi göstermektedir. Diğer taraftan g_{Ic} ilk çatlak oluşumu için gerekli enerjidir.

Bunların yanı sıra özellikle düşük sertliklerde Charpy enerjisi ile sertlik arasında bağlantı olduğu bulunmuştur. Charpy testi dinamik bir test olduğu için çarpma enerjisi ile dinamik kırılma sertliği ile bağlantılı olması daha muhtemeldir. Charpy testleri malzemede sertlik dağılımı konusunda bir ön bilgi verebilir ancak bu tip testler kırılma mekanizması kuralları ile uyumlu değildir. Bu nedenle bu testlerin malzemenin kırılma karakteristiğini belirlemede karar verici olarak kullanılması çok doğru olmayacaktır.

4.3.5. Yorulma frekansı

Schmidt and Paris [32] 2024-T3 alüminyum dört adet aletle her biri farklı frekansta fakat aynı yük altında deneyler yapmışlardır. Elde edilen sonuçlar eşiğin artan frekans ile düştüğü görülmüştür. 200 Hz altındaki frekansların etkileri daha önce incelenmemiş olduğundan bu sonuçlar normal oda sıcaklığında beklenen sonuçların tam tersi çıkmıştır (Paris, Weiss, et al [33]).

Çatlak ucunun ısıtılması durumunda bu sonuçlar beklenebilirdi. Yüksek frekanslarda, çatlak ucunun plastik deformasyonundan ani olarak oluşan ısı yerel olarak sıcaklığın yükselmesine yeterli olabilir. Bu sıcaklık artışı A533 çeliğinde olduğu gibi 2024-T3 alüminyumunda da daha düşük eşik oluşturabilir. Düşük frekanslarda, çatlak ucundan uzakta ısı geçişi yeterince hızlı olur ve çatlak civarında önemli sıcaklık artışına engel olur.

James [34], 304 paslanmaz çeliğinde 1000 F'da yaptığı deneylerle çatlak büyümesinde frekansın etkisini incelemiştir. Buradan elde edilen sonuçlar şöyledir:

- Çatlak büyüme eğrisinin bir kısmının çevrim frekansından bağımsız olduğu gözlenmiştir.
- Çatlak büyümesinin frekansa bağlı olduğu alanlarda, çevrim frekansındaki düşme çatlak ilerlemesinin artışında çok önemli etkileri vardır.
- Düşük frekanslarda dağınık data elde edilme olasılığı daha da artmaktadır.
- Çatlak büyümesinin frekansa bağlı olduğu alanlarda, değişik frekans seviyelerini gösteren eğrilerin eğimleri birbirine çok benzerdir.
- Daha sonraki gözlemler frekansa bağlılığın şu şekilde ifade edilebileceğini göstermiştir.

$$\frac{da}{dN} = A(f) \cdot \Delta K^n \quad (4-48)$$

burada $A(f)$ frekansın bir fonksiyonudur, ve n ise malzeme-çevre kombinasyonuna bağlı bir sabittir .

4.3.6. Çevre

7079-T652 nin % 90 nemli bir ortamda elde dövme testinde çatlak ilerlemesinin üç kat daha büyük olduğu gözlenmiştir. 7075-T7352 alaşımı için yüksek ΔK değerlerinde dahi değişik iki ortamdaki ilerleme hızındaki farklar çok daha azdır (Frost, Marsh et al [28]). Normal atmosfer şartlarında 7079-T6 tipi ürünlerin gerilmeli-korozyon çatlaklarına meyilli olmasına karşın, 7075-T73 ürünlerinin olmaması ile 7079-T652'nin neme karşı olan duyarlılığın daha fazla olduğu düşünceleri uyum içindedir (Sprowls and Brown, [35]).

4.3.7. Yükleme sırası

Bir yorulma çevrimi ardından daha fazla bir yüke maruz bırakıldığında oluşan çatlak ilerlemesi yüksek ön yükün uygulanmadığı durumdan daha azdır. Uygulanan bir zayıf yük, aşırı yükün oluşturduğu geciktirme (retardation) etkisini azaltır. Bunun yanı sıra, uygulanan bir aşırı yük çatlak büyümesini hızlandırır. Bu etkiler geciktirme, zayıf yük etkisi ve hızlandırma doğası olarak isimlendirilir ve bölüm 4.4.'de detaylı olarak incelenmiştir.

4.3.8. Eşik gerilmesi yoğunluk faktörü

Çatlak ilerlemesinin oluşmayacağı çatlak boyutu ve gerilme büyüklüğü şu şekilde ifade edilebilir

$$\Delta K = C \Delta S \sqrt{\pi a} \leq \Delta K_{TH} \quad (4-49)$$

burada ΔK_{TH} bir çevrimdeki minimum ve maksimum gerilme oranlarına, R, ve çevre şartlarına bağlı malzeme karakterisitigidir. ΔK_{TH} aynı zamanda malzemenin kimyasal yapısı ve metalurjik işlenmesi ile direk olarak ilgilidir. Buna göre, eşik değerleri göz önüne alındığında aynı nominal kompozisyona sahip iki malzeme arasında büyük farklar görülür. Diğer önemli bir nokta da, ΔK_{TH} 'nın tespiti için yapılan deneylerin çok kompleks olması ve bunların deney şartlarına karşı ne kadar duyarlı olduğudur. Şu ana kadar genel bir yöntem uygulanmamış olduğundan ΔK_{TH} için çok dağınık dataalar elde edilmiştir. Bu nedenle, literatürde yer alan bu konu ile ilgili verileri kullanırken çok dikkatli olmak gerekir.

ΔK_{TH} gerilme oranı R'nin değişimine çok duyarlıdır ve R'nin artması ile ΔK_{TH} değeri azalır. Akyürek'e [10] göre şu ana kadar bununla ilgili olarak tatmin edici bilgi ve teorik varsayımlar mevcut bulunmamaktadır. Çatlak kapanma varsayımı bu konudaki en iyi yaklaşım olmakla beraber bu konuda tam bir açıklama getirmemektedir.

Mühendislik uygulamaları için çok sayıda ampirik formüller bulunmaktadır. Johnson [27] şu denklemi kullanmıştır:

$$\Delta K = (1 - R) \Delta K_{TH}^0 \quad (4-50)$$

burada ΔK_{TH}^0 , R=0 durumunda eşik gerilme yoğunluk faktörüdür. Bunun yanı sıra daha detaylı denklemler de mevcuttur (Salvetti, Cavallini, et al [36], Chang, Hiyama, et al [26] ve Blom [37]). Salvetti, Cavallini, et al [36] şu bağıntıyı önermişlerdir:

$$\Delta K_{TH} = (1 - R)^r \Delta K_{TH}^0 \quad (4-51)$$

burada γ malzemeye ait karakteristik parametredir. Chang, Hiyama, et al [26] ise şu bağıntıyı önermişlerdir:

$$\Delta K_{TH} = (1 - A.R)\Delta K_{TH}^0 \quad (4-52)$$

burada A sabiti değişik gerilme oranlarında sabit genlikli datalardan elde edilmiştir.

4.3.9. Basma kuvveti altında çatlak büyümesi

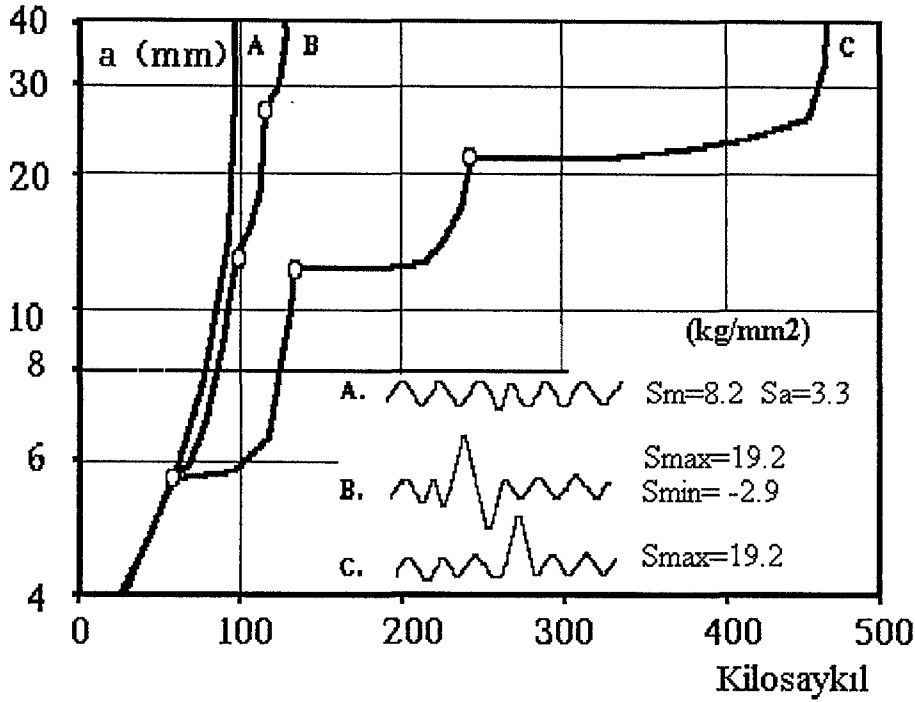
Kısmi veya tamamiyle çekme kuvveti ile yüklenen sistemlerde çatlak büyümesi detaylı bir şekilde incelenmiş ve literatürde yer almıştır. Değişik ortalama gerilmeler altında gerilme yoğunluk faktörü, ΔK ile büyüme oranı arasındaki bağılantıyı gösteren çok sayıda başarılı ampirik formül de yayınlanmıştır. Genel olarak, kısmi çekme yüklemesinde uygulanan gerilme yoğunluk alanının negatif olan kısmı ihmal edilmiş ve çatlak kapandıktan sonra çatlak ilerlemesinin oluşmadığı kabul edilmiştir. Pratikte ise çatlağın baskı kuvveti altında da oluştuğu gözlenmiştir. Buna örnek olarak tren raylarındaki kıvrık yaylarda ve ray başlarındaki bağlantı parçalarında basma yönündeki kuvvete dik olan çatlakların ve kabuklanmaların oluştuğu gözlenmiştir (Fleck, [38]). Çekme kuvveti altında çatlak oluşumu ile ilgili çok sayıda araştırma olmasına karşın basma kuvveti altında çatlak oluşumu ile ilgili oldukça az sayıda çalışma bulunmaktadır (Kapadia [39], Vosikovsky, Trudeau ve Rivard [40], Nordmark, Mueller ve Kelsy [41], Kang, Song ve Earmme [42]). Çatlak büyüme oranını veren çok sayıda denklem önerilmiştir ve bunların bir kısmı 4.2.5.'de incelenmiştir.

4.4. Yük Etkileşim Modelleri

Değişik büyüklükteki yükler altında çatlak büyümesinin analizi ve tahmini çok komplikedir. Bu konuda biribiri ardına gelen yükleme çevrimlerindeki farklı yük büyüklüklerini tanımlamak için, sabit büyüklüklü yüklemekten farklı olarak etkileşim etkileri denen yeni bir faktör tanımlanır.

Etkileşim faktörünün ilk fakat oldukça önemli bir tanımı Schijve [43] tarafından verilmiştir. Zirve (peak) yük sabit genlikli bir yüklemeye uygulanırsa yapıda gecikme etkisi görülür. Buna göre, zirve yük bulunmayan sabit genlikli yüklemelere nazaran zirve bulunan yüklemeye çatlak büyüme hızı düşer. Zirve yükün ardından aynı genliğe sahip bir çukur (valley) takip etmesi durumunda gecikme etkisi çok daha az olur (Şekil 4.8.).

Etkileşim etkileri ani zirve ve çukurların bulunduğu daha komplike yüklemelerde çok daha karmaşıktır. Yükleme sırasının etkisini açık olarak görebilmek için aynı miktarda zirve ve çukur bulunan yüklemeler bunların değişik sırada uygulanması ile karşılaştırmalı deneyler yapılmıştır.



Şekil 4.8. 2024-T3 için aşırı yüklemenin geciktirme etkisi [1]

Etkileşim etkileri aşağıda verilen kavramların kombinasyonu şeklinde ifade edilebilir;

a) Kalıcı gerilme ve çatlak kapanması: Aşırı yüke maruz kalan bir yapıda plastik deformasyon oluşur. Bu bölgedeki malzeme kalıcı bir şekilde deformasyona uğramıştır, fakat uygulanan yükün kaldırılmasından sonra bu bölge hala elastik deformasyona uğrayan bölge ile uyum içinde olmalıdır. Elastik bölgedeki malzeme orjinal boyutunu korurken plastik bölgedeki malzeme boyutu değişmiş olur ve elastik alan bu boyut değişimine uyum sağlamak zorundadır. Bunun sonucu olarak çatlak ucunu çevreleyen elastik alan bu bölgedeki plastik alana basma yönünde kuvvet uygular. Çatlak kalıcı gerilmenin bulunduğu bölgeye kadar büyüdüğü zaman, orjinal çatlak ilerleme eğrisini yeniden takip etmeye başlar. Kalıcı basma yönündeki gerilmeler çatlak ucunu kapatma yönünde etki ederler (Elber, [44]). Bir sonraki çevrim kalıcı gerilmelerin çatlak ucunun yeniden açılması için gerekli yükü geçtiği taktirde çatlağın büyümesine neden olur. Bu durum da aşırı yük halinde düşük çatlak ilerleme kuralını açıklayıcıdır.

b) Çatlak önü yönlendirilmesindeki uyumsuzluk: Schivje [45] farklı genlikli iki çevrim arasındaki etkileşim etkilerini çatlak önü yönlendirilmesindeki uyumsuzluk olarak atfetmiştir. Düşük K değerleri için oryantasyon yük istikametine dik, yüksek K değerlerinde de yükleme yönü ile 45°'lik açı oluşturur.

c) Çatlak ucunun körleşmesi ve sivrileşmesi: Yüksek ΔK değerleri çatlak ucunu köreltirken, düşük ΔK değerlerinde çatlak ucu sivrileşir. Bu nedenle, bir

yük çevriminin oluşturacağı hasar körelmiş veya keskinleşmiş çatlak geometrisine ve aynı zamanda da bir önceki çevrimin genliğine bağlıdır.

Etkileşim etkilerini açıklayan diğer olası görüşler de mevcuttur, örneğin çatlak ucu genişleme sertleşmesi tarihçesi. Fakat bunlardan hiçbirisi herbir etkileşim etkisini hesaba katmamaktadır. Bu çalışmalar belli oranlarda etkileşim etkilerine katkıda bulunmuşlardır. Bunun yanı sıra, Elber'in modelinde ve çatlak ucundaki kalıcı gerilmeleri hesaba katan modellerin daha sağlam temelleri olduğu görülmüştür. Bunlar değişik genlikli yüklemelerde çatlak büyümesinin bilgisayar modellemesinde kullanılmıştır.

Değişken genlikli yüklere maruz kalan yapılarda çatlak büyümesini hesaplamak amacı ile çok sayıda model önerilmiştir. Bu modellerin büyük çoğunluğu yukarıda anlatılan gözlemlere dayanan basitleştirilmiş sistemlerdir. Etkileşim etkilerine dayanarak üretilen teoriler çok komplikedir ve fiziksel modellemeler bütün durumlar için sağlıklı sonuç vermemektedir. Her bir model spesifik etkileşim etkisinin model içinde dominant olduğu durumda doğru sonuç vermektedir ve genel uygulama alanı yoktur.

4.4.1. Etkileşmeyen (Non-Interactive) model

Model, her yük çevriminin sabit genlikli yükleme halindeki yük çevrimlerinin neden olduğu ölçüde çatlak ilerlemesine neden olacağı varsayımına dayanır. Gerekli bilgiler K oranı ilişkisi ile sağlanmakta ve çatlak ilerlemesi çevrim-çevrim yöntemiyle hesaplanmaktadır. Metot dahili etkileşim (*interaction*) etkisini dikkate almadığı için uygulaması basittir. Ancak sadece birbirini takip eden yük çevrimleri arasında çok az değişiklik olan yükleme durumlarında kabul edilebilir hassasiyette çatlak ilerlemesini tahmin edebilmektedir. Uçak spektrumlarında, bu yöntem geciktirme etkisinin spektrumdaki ivmelenme etkisi üzerindeki önemi nedeniyle genel olarak konservatiftir. Bazı hallerde, belli aralıklarla yüksek çekme gerilmelerini içeren zirvelerin bulunduğu yükleme halinde bu metotla elde edilen sonuçlar gerçekten oldukça uzaktır. Buna karşılık dar bant Gauss (*narrow band Gaussian*) yükleme hali için elde edilen sonuçlar ise oldukça kesindir (Salvetti, [36]).

4.4.2. Wheeler modeli

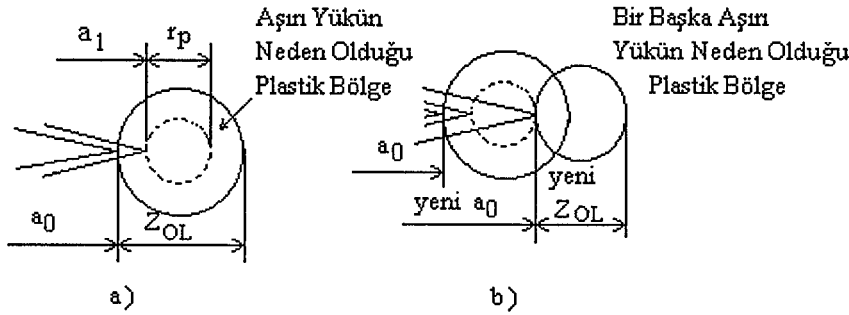
Wheeler [46], [1], [10] çatlak büyüme azalma faktörü, C_p ' yi tanımlamıştır:

$$\frac{da}{dN} = C_p \cdot f(\Delta K) \quad (4-53)$$

burada $f(\Delta K)$ yaygın çatlak büyümesinin fonksiyonudur. Geciktirme faktörü, C_p Şekil 4.9.'de gösterildiği gibidir.

$$C_p = \left(\frac{r_{p,i}}{a_0 + Z_{OL} - a_i} \right)^m \quad (4-54)$$

burada $r_{p,i}$ "i" çevrimindeki plastik bölge, a_i çatlak boyutu, Z_{OL} önceki yükten dolayı oluşan plastik bölge, a_0 aşırı yükün olduğu durumdaki çatlak boyutu ve m Wheeler geciktirme katsayısıdır.



Şekil 4.9: Wheeler modelinde a) Birinci aşırı yükten sonra, b) İkinci aşırı yükten sonra plastik bölgenin şekli [1]

Plastik bölgenin boyutu

$$r_{p,i} = \frac{K_{\max,i}^2}{\alpha S_y^2} = \frac{[\Delta K_i / (1 - R)]^2}{\alpha S_y^2}, \quad Z_{OL} = \frac{K_{\max,OL}^2}{\alpha S_y^2} \quad (4-55)$$

burada $K_{\max}$ verilen bir çevrimdeki maksimum gerilme yoğunluğu, Irwin'in plastik bölge yaklaşımına göre düzlem gerilmelerde $\alpha=2\pi$ ve düzlem gerinimde $\alpha=6\pi$ dir.

Son durumdaki plastik bölge boyutu bir önce oluşan plastik bölge boyutu ile aynı kalmışsa geciktirme vardır. Eğer $a_i + r_{p,i} \geq a_0 + Z_{OL}$ olması durumunda çatlak aşırı yük plastik zona doğru büyüme gösterir ve geciktirme faktörü, C_p 1 değerini alır. Denklem (4-54) de verilen "m" eksponansiyeli ampirik olarak belirlenmelidir. Wheeler D6ac çeliği için $m=1.43$ ve Ti-6Al-4V için $m=3.4$ bulmuştur.

Sabit genlikli testte bir tek aşırı yük olması durumunda çatlak plastik alana doğru ilerlerken geciktirme faktörü de azalarak 1 değerini alır. Deney sırasında ikinci bir yüksek değerli yük uygulanırsa mevcut plastik bölgeyi geçen yeni bir plastik bölge oluşur. Bu durumda denklemlerde bu yeni plastik bölge sınırları kullanılmalıdır (Şekil 4.9b) ve anlık çatlak uzunluğu da yeni a_0 olur.

Retarded çatlak büyüme oranı temel çizgiden (sabit genlikli) bulunabilir

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{ret} = C_P \left(\frac{da}{dN}\right)_{lin} \quad (4-56)$$

burada $(da/dN)_{lin}$ sabit genlikli datadan alınır.

Wheeler'in tahminlerinde kullandığı her çevrimde integrasyon metodu çatlak ilerleme testlerinde blok-programlar için oldukça iyi tahminler vermiştir. Fakat bu model basma yüklerini hesaba katmamaktadır. Basma gerilmesi altında çatlak yüzeyleri birbirine birleşeceği için gerilme yoğunluk faktörünün fiziksel bir anlamı kalmayacaktır. Bu nedenle gerilme yoğunluk faktörü negatif değer aldığıda sıfır değeri verilir. Bunların yanı sıra, Wheeler modeli ivmelenme ve zayıf yük koşullarını da hesaba katmamaktadır.

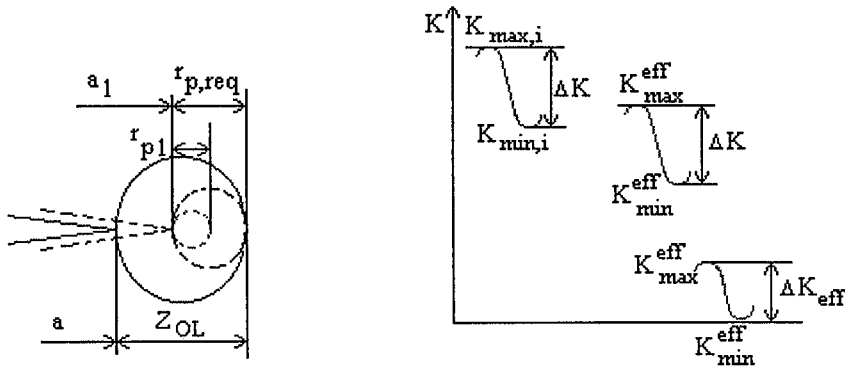
4.4.3. Willenborg modeli

Bu model Willenborg, Engle et al [47], [1], [10] tarafından önerilmiştir. Bu çalışmada aşırı yük altında oluşan plastik alanı da hesaba katmışlardır (Şekil 4.10.).

Burada plastik olarak kuşatılan bölge (enclave)

$$a_p = a_0 + Z_{OL} = a_0 + \frac{K_{OL}^2}{\alpha S_y^2} \quad (4-57)$$

olup, burada a_p çatlak merkezinden plastik bölge sınırına kadar olan uzaklıktır ve kullanılan diğer semboller denklem (4-54) ve (4-55) dekilerle aynıdır. Willenborg plastik bölge sınırına kadar uzanan gerilme yoğunluğunu hesaba katmıştır (Şekil 4.10.).



Şekil 4.10. Willenborg, Engle ve Wood'un modeli [1], [10]

Buna göre, hangi K_{max} için bunun aşağıdaki değeri alacağı hesaplanmalıdır

$$a_i + r_{p,req} = a_0 + Z_{OL} \quad (4-58)$$

burada $r_{p,req}$ mevcut olan plastik enclave sınırına ulaşması gereken plastik bölgeyi göstermektedir. Bunu sağlayan K_{max} değerini bulmak için

$$\frac{K_{max,req}}{\alpha S_y^2} = a_0 + Z_{OL} - a_i \quad (4-59)$$

Aşırı yükü izleyen ilk çevrimde hala a_i , a_0 'a eşittir. Bu durumda tahmin edilebileceği üzere $K_{max,req}$ aşırı yük durumundaki gerilme yoğunluğuna eşit olacaktır.

Willenborg daha farklı bir kabul yaparak mevcut çatlak uzunluğu a_i de oluşan gerçek $K_{max,i}$ değerinin K_{red} miktarı kadar azalacağını kabul etmiş ve K_{red} değeri için şu öneriyi getirmiştir:

$$K_{red} = K_{max,req} - K_{max,i} \quad (4-60)$$

Aşırı yük tarafından oluşan kalıcı basma gerilmeleri çatlak ucundaki efektif gerilmeyi azaltır. Buna göre efektif gerilme, aktif gerilme ile kalıcı gerilme arasındaki farktır. Kalıcı gerilmenin büyüklüğü şu şekilde bulunabilir:

$$S_R = \frac{K_{max,req}}{\alpha \sqrt{\pi} a_i} = \frac{K_{max,i}}{\alpha \sqrt{\pi} a_i} \quad (4-61)$$

Buna göre çevrim "i" da K_{max} ve K_{min} değerlerinin her ikisi de K_{red} kadar azalır. Bu durumda gerilme yoğunluğu şöyle hesaplanır

$$K_{max,i}^{eff} = K_{max,i} - K_{red} = 2K_{max,i} - K_{max,req} \quad (4-62)$$

$$K_{min,i}^{eff} = K_{min,i} - K_{red} = K_{min,i} + K_{max,i} - K_{max,req} \quad (4-63)$$

K_{min}^{eff} veya K_{max}^{eff} ve K_{min}^{eff} değerlerinin her ikisi sıfırdan küçük olması durumunda sıfır değeri alınır. Şekil 4.10.'dan görülebileceği gibi $\Delta K_{i,eff}$ ΔK_i den küçük olur veya $\Delta K_{i,eff} = \Delta K$ olacaktır. Buna göre çevrim oranı R^{eff}

$$R^{eff} = \frac{K_{min,i} - K_{red}}{K_{max,i} - K_{red}} = \frac{K_{min,i} + K_{max,i} - K_{max,req}}{2K_{max,i} - K_{max,req}} \quad (4-64)$$

$\Delta K_{i,eff}$ ve R^{eff} 'in her ikisi de hesaplanabilir ve da/dN de efektif değerleri temel alan Forman denkleminde hesaplanabilir.

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K_{eff})^n}{(1 - R^{eff})K_C - \Delta K} \quad (4-65)$$

4.4.4. Çatlak kapanma modeli

Yapılan deneyler göstermiştir ki metalik malzemeler yorulma çatlakları sabit ve değişken genlikli yükler altında kapalı kalmaktadır. Çatlak kapanma fikri sabit genlikli yüklemde çatlak büyüme oranı ile ilişkisini açıklamakta kullanılmıştır (Elber, [44]). Bu kavram değişken genlikli yükler altında çatlak büyüme oranı ve yük etkileşimini açıklamada önemli rol oynamaktadır. Çatlak kapanma etkisi ilerleyen çatlağın ilk aşamasında oluşan plastik deformasyondan kaynaklanmaktadır. Çatlak açılma gerilmelerinin ölçülmesi oldukça zordur ve bunlar ancak sınırlı sayıda malzeme ve yük değişkeni için yapılabilmektedir. Genel çevrim yüklemesinde gerçekçi bir model geliştirmek amacıyla çatlak kapanması için matematiksel bir model geliştirilmeli ve bunun değişken ve sabit genlikli yüklemeler için sağlanması yapılmalıdır.

Çatlak kapanma konusu Newman [48], [49] tarafından iki boyutlu elasto-plastik element kullanarak sonlu farklar yöntemi ile analiz edildi. Burada sonlu elemanlar metodunun çok hassas sonuçlar verdiği ancak geniş bir bilgisayar donanımına ve bilgisayar zamanına ihtiyaç duyulduğu gözlenmiştir. Bunun yanı sıra çok sayıda analitik metod bulma yolunda çalışmalar da devam etmiştir, örneğin, Dill and Saff [50] ve Führling and Seeger [51]. Tüm bu modellerin temeli Broek [1] ve Akyürek'e [10] göre Dugdale modeli (1960) veya strip-yorulma modeline benzemektedir. Bunun yanı sıra bu çalışmaların hiç birisi çatlak kapanmasında üç boyutlu etkileri hesaba katmamıştır.

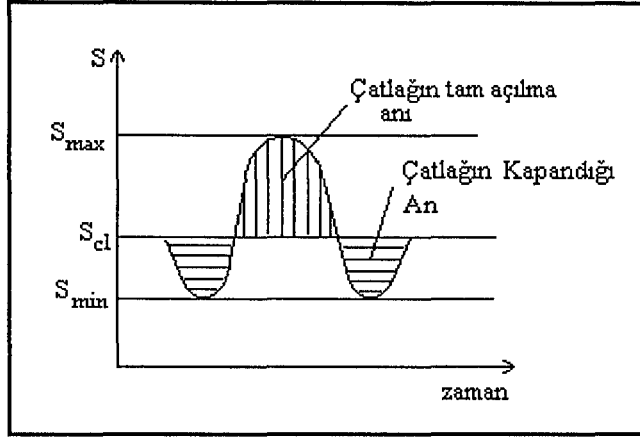
Elber [44] çatlak kapanması ve büyümesi arasında şu etkileşimi vermiştir. Bir gerilme çevrimi sırasında yorulma çatlağı $S < S_{cr}$ olması durumunda kısmen veya tamamen kapanır (Şekil 4.11.). Bundan sonra Elber gerilme değişiminin çatlak büyümesine ancak $S > S_{cr}$ olması durumunda katkısı olacağını önermiştir. Bu da efektif gerilme alanı

$$\Delta S^{eff} = S_{max} - S_{cl} \quad (4-66)$$

ve efektif gerilme yoğunluk faktörü

$$\Delta K^{eff} = C \cdot \Delta S^{eff} \sqrt{\pi a} \quad (4-67)$$

tarif etmiştir.



Şekil 4.11. Çatlak kapanma modeli [10]

Elber tarafından ortaya atılan çatlak büyüme denklemi sadece efektif gerilme yoğunluk faktörünün üstel bir fonksiyonudur. Daha sonra Hardrath, Newman, et al [52] eşik değerine yaklaşan düşük büyüme oranlarında üstel bağıntının uygun olmadığını göstermişlerdir. Bu etkileri de göz önüne almak için Newman [53] bu denklemi modifiye ederek

$$\frac{da}{dN} = C_1 \Delta K_{eff}^{C_2} \frac{1 - \left(\frac{\Delta K_0}{\Delta K_{eff}} \right)^2}{1 - \left(\frac{K_{max}}{C_5} \right)^2} \quad (4-68)$$

burada

$$\Delta K_0 = C_3 \left(1 - C_4 \frac{S_{min}}{S_{max}} \right) = C_3 (1 - C_4 R) \quad (4-69)$$

$$K_{max} = C \cdot S_{max} \sqrt{\pi a} \quad (4-70)$$

ve

$$\Delta K_{eff} = C \cdot (S_{max} - S_0) \sqrt{\pi a} \quad (4-71)$$

Çatlak açılma gerilmeleri, S_0 , analitik kapanma modellerinden hesaplanmıştır. Denklem (4-68) yorulma çatlak büyümesinin çatlak büyüme oranına göre çizilen grafiğinde görülen “s” (sigmoid) şekli verir. Çatlak büyüme oranının başlangıç alanı için denklem (4-68) temel olarak Elber'in önermiş olduğu üstel bağlantıdır, $C\Delta K_{eff}^n$ C_1 den C_5 e kadar olan sabitler sabit genlikli yüklemelerde elde edilen datalara en iyi uyan eğriden bulunmuştur. Efektif eşik gerilme yoğunluk faktörü, ΔK_0 , eşik gerilme yoğunluk faktörü, ΔK_{TH} , den şu şekilde bulunabilir:

$$\Delta K_0 = U \cdot \Delta K_{TH} = \frac{\left(1 - \frac{S_0}{S_{max}}\right)}{(1 - R)} \Delta K_{TH} \quad (4-72)$$

4.4.5. Ortalama karelerinin karekökü yaklaşımı (The Root Mean Square Approach)

Barsom [54], [10] değişken genlikli yüklemelerde elde edilen N eğrisi ile sabit genlikli saykık yüklemelerde aynı yük dalgalanmasını verecek yükün büyüklüğünü bulmaya çalışmıştır. Diğer bir değişle, araştırmanın amaçlarından birisi sabit ve değişken genlikli yüklemelerde çatlak büyüme oranını tanımlayacak ortalama (mean), tipik (modal) veya “root mean square” formunda tek bir gerilme yoğunluk parametresi bulmaktır. Seçilen parametre olasılık-yoğunluk eğrisini karakterize etmelidir.

Sabit ve rasgele olarak değişen genlikli yük spektrumları arasında iyi bir bağlantı yük dağılımının root mean square’i kullanılarak elde edilmiştir. Burada root mean square spektrumdaki tek bir yük çevriminin mean square’inin kareköküdür. Değişken genlikli random gerilme spektrasında da/dN ’nin ΔK_{RMS} ’ye göre elde edilen bilgilerden anlaşıldığı üzere bir çevrimdeki ortalama yorulma çatlak büyüme oranı, da/dN , şu şekilde ifade edilebilir

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{RMS})^n \quad (4-73)$$

burada C ve n malzeme sabitleridir ve

$$\Delta K_{RMS} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \Delta K_i^2}{n}} \quad (4-74)$$

Sabit genlikli çevrim yük dalgalanması altındaki gerilme yoğunluk faktörünün root mean square değeri gerilme yoğunluk faktöründeki dalgalanmaya eşittir. Bu

nedenle, ortalama çatlak büyüme oranı denklem (4-73) de verilen sabit genlikli datadan tahmin edilebilir.

4.4.6. Çok parametrelili yorulma bölgesi modeli (Multi Parameter Yield Zone Model - MPYZM)

MPYZM fiziksel yük etkileşim modelidir. Bu model ivmelenme, geciktirme ve düşük yük etkilerini hesaba katmaktadır. Bu model Johnson [27], [10] tarafından modifiye edilmiş Forman denklemini aşağıdaki formda kullanır:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^n}{(1 - R^{eff})^m K_{IC} - \Delta K} \quad (4-75)$$

burada

$$\begin{aligned} R^{eff} \geq 0 &\Rightarrow m = 1 \\ R^{eff} < 0 &\Rightarrow m = 2 \end{aligned}$$

Bu denklem gerilme oranına uygulanan m derecesi haricinde Forman denkleminin tamamen aynısıdır. Bu eksponent 2 ye eşit olduğunda R^{eff} negatif değer almaktadır. Denklem (4-75) komple gerilme yoğunluk alanın (ΔK) ve buna karşı gelen R^{eff} değerini kullanarak çatlak büyüme karakterini hesaba katar. Yük etkileşim etkileri her bir çevrimde R^{eff} i ayarlamak suretiyle hesaba katılır. Buna göre R^{eff} nin en son çevrimdeki gerçek gerilme oranına eşit olması gerekmemektedir.

Tipik olarak, değişken genlikli yükleme çevrimlerinde oluşturulan gerilmeler çatlak büyümesine etki etmeyecek kadar küçük olabilir. Eşik gerilme yoğunluk alanı (ΔK_{TH}) gerilme oranına bağlıdır ve modifiye edilmiş Forman denkleminde etkisi göz önüne alınmamıştır. Eğer uygulanan ΔK , ΔK_{TH} 'den daha küçükse denklem (4-75) kullanılamaz ve çatlak büyümesi görülmez. Her çevrimdeki eşik değeri (ΔK_{TH}) ΔK_{TH} 'nin $R=0.0$ daki (ΔK_{TH}^0) okunan değerinden hesaplanır. Bu hesaplama sabit genlikli datadan aşağıdaki şekilde bulunur.

$$\Delta K_{TH} = (1 - A.R^{eff}).\Delta K_{TH}^0 \quad (4-76)$$

burada A sabit genlikli değişken gerilme oranlarından elde edilmiş ampirik sabittir.

Gerçekçi uçak yüklemesi yüksek ve düşük gerilmelerle birlikte değişken gerilme alanları oluşmasına neden olmuştur. Herhangi bir çevrimdeki yükün çatlak büyümesine etkisi önceki yüklemelere bağlıdır. Bu nedenle yük etkileşimi bu etkileri de tanımlamaktadır. MPYZM önceki yüklerden meydana gelen geciktirme etkilerini, yüksek değerdeki yüklemeden meydana gelen ivmelenmeyi ve düşük yük etkilerini

hesaba katar. Geciktirme aynı yük altında sabit genlikli yüklemeye göre verilen bir yük çevriminde daha az çatlak ilerlemesine neden olur. Düşük yükler en son uygulanan yüksek yükün geciktirme etkisini azaltır.

Yük etkileşim etkileri gerilme yoğunluk kavramı (K_R) kullanılarak hesaplanır. Forman çatlak büyüme denklemindeki efektif gerilme oranında azalma veya artırma kullanılarak çatlak büyüme geciktirme ve ivmelenme hesaba katılmıştır. R^{eff} kalıcı gerilme yoğunluk faktörünün (K_R) ve en son uygulanan gerilme yoğunluğunun bir fonksiyonudur. Çatlak büyümesinin hesaplanmasında kullanılan efektif gerilme alanı uygulanan gerilme alanına eşittir, fakat ortalama gerilme alanı uygun yük etkileşimini hesaba katmak için K_R ile değiştirilir. Yük etkileşimi ile uyumlu olan gerilme oranı R_{eff} olarak tanımlanır ve şu şekilde hesaplanır:

$$R^{eff} = \frac{K_{min} - K_R}{K_{max} - K_R} = \frac{K_{min}^{eff}}{K_{max}^{eff}} \quad (4-77)$$

burada K_R aşağıda verileceği üzere kalıcı gerilme yoğunluğunu verir. K_R değeri yük etkileşiminin geciktirme veya ivmelenme etkisi oluşturmaya göre pozitif veya negatif değerler alır. Willenborg, Engle et al [47]'un önerdiği gibi verilen bir çevrim için çatlak büyüme geciktirme miktarı uygulanan yükün ve aşırı yüklü plastik alana doğru çatlak büyümesine bağlıdır. Gallagher [55] Willenborg modelini şu şekilde ifade etmiştir:

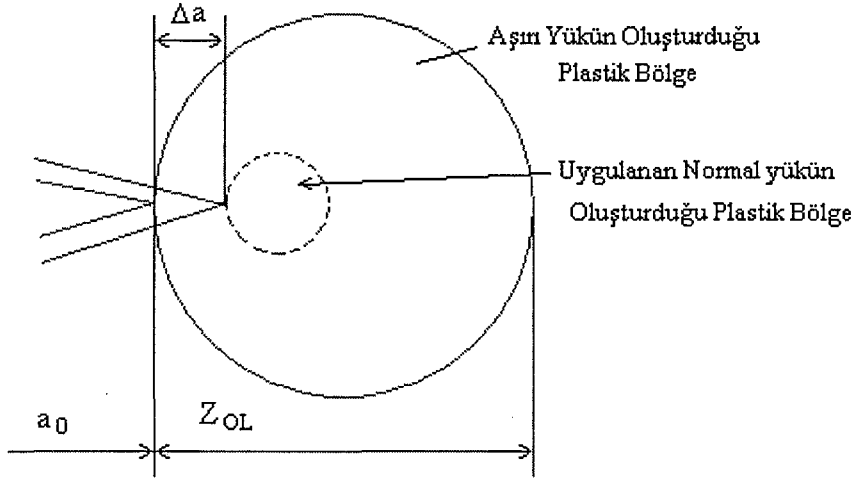
$$K_R^W = K_{max,OL} \sqrt{1 - \frac{\Delta a}{Z_{OL}}} \quad (4-78)$$

burada K_R^W Willenborg kalıcı gerilme yoğunluk faktörü, $K_{max,OL}$ son aşırı yükleme çevrimindeki maksimum gerilme yoğunluğu ve Δa aşırı yükleme çevrimi ile son yükleme çevrimi arasındaki çatlak büyümesindeki artmadır (Şekil 4.12.).

Willenborg modeli Z_{OL} yi $K_{max,OL}$ ile ilgili plastik alanın yarıçapı olarak kabul etmiştir. Fakat MPYZM modelinde Z_{OL} alan çapı olarak şu şekilde tanımlanmıştır:

$$Z_{OL} = \frac{1}{\alpha\pi} \left(\frac{K_{max,OL}}{S_y} \right)^2 \quad (4-79)$$

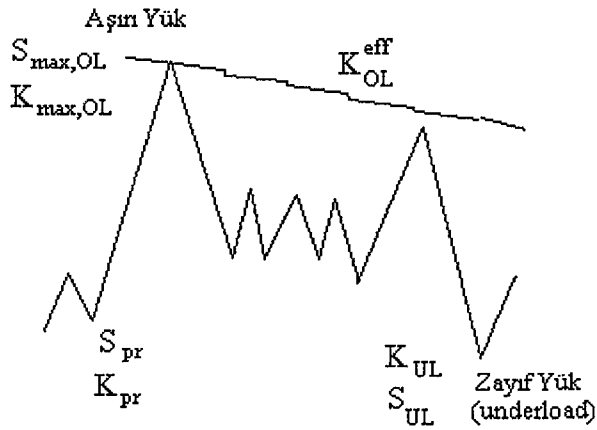
burada a plastik alan sınırlayıcı faktörü (düzlem gerinimde $a=3$ ve düzlem gerilmede $a=1$) ve S_y malzeme akma gerilmesidir. K_R^W 'yu hesaplamak için plastik alanın çapı kullanılmıştır.



Şekil 4.12. Çatlak ucundaki plastik bölge

Denklem (4-78) de verilen kalıcı gerilme yoğunluğu ($Z_{OL} - \Delta a$) fiziksel olarak son durumdaki plastik alanı oluşturacak gerilme yoğunluğu ile son durumda uygulanan gerilme yoğunluğu (K_{max}) arasındaki farka eşittir. K_R^W nun sıfırdan büyük olması durumunda geciktirme meydana gelir. Bu gibi durumlarda, çatlak ucundaki kalıcı gerilme yoğunluğu eşdeğer sabit genlikli yükleme durumundan daha büyük olmaktadır. Bu nedenle de daha az çatlak büyümesi görülür ve buna geciktirme (*retardation*) denir.

Şekil 4.13. bir uçağın tipik yüklemesini göstermektedir. K_{OL}^{eff} değeri her bir çatlak büyüme çevriminde son durumdaki K_{OL}^{eff} 'den daha yüksek gerilme yoğunluğuna neden olan bir kuvvet uygulanana kadar azalır.



Şekil 4.13. Örnek bir yük spektrumu

Gallagher and Hughes [56] şu oranlama faktörünü tanımlamıştır:

$$K_R = \Phi_R \cdot K_R^W \quad (4-80)$$

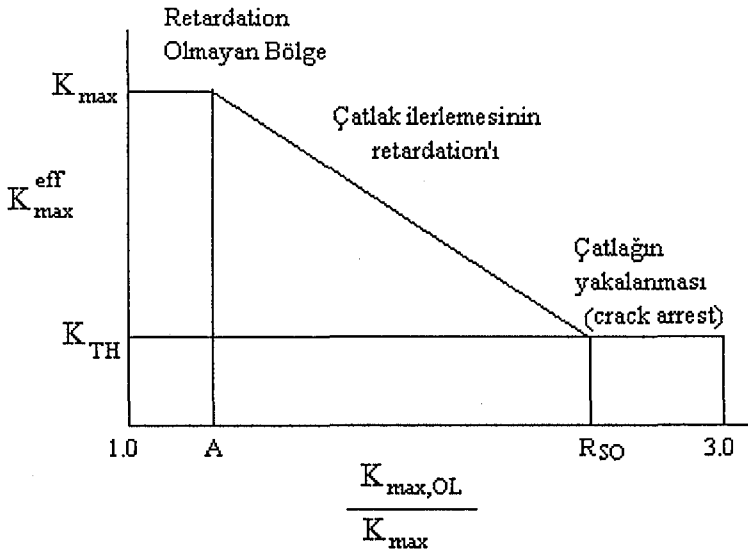
ϕ_R terimi yükleme tarihçesine ve malzeme parametrelerine göre geciktirme miktarını ayarlar. Buradan görülebileceği gibi ϕ_R in değeri büyüdükçe geciktirme de artar.

MPYZM bunları birleştirir

$$\Phi_R = \frac{\left(1 - \frac{K_{TH}}{K_{max}}\right)}{(\Psi - 1) \cdot (1 - R_L)} \quad (4-81)$$

burada $\Psi = R_0/A$ ($A = K_{max}$ 'ın $K_{max,OL}$ 'e oranıdır-geciktirme oluşmama oranı, ve R_{SO} K_{max} 'ın $K_{max,OL}$ 'e oranıdır-çatlak büyümesinin oluşmadığı (kapanma aşırı yük oranı)), ve $R_L = S_{UL} / S_{max,OL}$ (mevcut düşük yükte gerilmenin mevcut aşırı yük gerilmesine oranıdır).

$[1 - (K_{TH}/K_{max})]$ faktörü eşik seviyesinde çatlak büyümesini dikkate alır. ($\Psi - 1$) faktörü shut-off aşırı yük oranı R_{SO} ve geciktirme oluşmama oranı A arasındaki geciktirmeyi şekil 4.14.'de görüldüğü şekilde ayarlar. $(1 - R_L)$ terimi spektrumdaki çevrim alanındaki geciktirme miktarını ayarlar. Sadece en düşük yükte farklılık gösteren benzer spektra farklı genel geciktirme gösterir. Negatif minimuma sahip spektrum (negatif R_L değeri) verilmiş $K_{max,OL}/K_{max}$ oranında benzer yükleme şeklinde pozitif minimum gerilme ile yüklemeye göre daha az geciktirme oluşturur. R_0 ve A parametreleri malzeme karakteristiklerine bağlı parametrelerdir.



Şekil 4.14. MPYZM'de geciktirme'nin şematik gösterimi

MPYZM çok sayıda aşırı yük etkilerini basit bir algoritma ile hesaba katar. Basit olarak belirtildiği üzere, daha çok sayıda aşırı yük çevrimi olması durumunda geciktirme etkisi daha çok olur ve bu da R_{SO} ' değerinin küçük olmasıdır. Bu ilişki şu şekilde ifade edilmiştir:

$$R'_{SO} = \frac{R_{SO} - 2}{N_{OL}} - 2 \quad (4-82)$$

burada denklem (4-81) de kullanılan R_{SO} değeridir ve N_{OL} de bir serideki aşırı yük sayısını gösterir.

Aşırı yük çevrimindeki çatlak büyümesi sabit genlikli yüklemelerde elde edilmesi beklenilenden daha büyüktür. Bu karakteristik, çatlak büyümesinin ivmelenmesi olarak adlandırılır. İvmelenme çatlak ve bunun sonucu olan çatlak ucu plastik alanının eşdeğer sabit genlikli yüklemelerden daha düşük kalıcı gerilme yoğunluğu olan alana doğru ilerlemesidir. Bu şekilde çatlağın ilerlemesi daha az engellenmiş olur. Örneğin, Şekil 4.12. de gösterilen r_{pi} 'nin aşağıda verilen yeterince büyük bir yük tarafından oluşturulduğunu varsayalım

$$\Delta a + r_{pi} > Z_{OL} \quad (4-83)$$

Bu söz konusu çevrimde çatlak ilerleme ivmelenmesine neden olur.

Denklem (4-77) aynı zamanda hızlanma yük etkileşimini de kullanmaktadır. Denklem (4-83) deki eşitsizlik şartı ortaya çıktığında hızlanma oluşur ve K_R^W negatif değer alır.

MPYZM K_R^W için aşağıdaki formda verilen hızlanma ayarlama terimi, Φ_A yı içerir

$$\Phi_A = (1 - R_L) \quad (4-84)$$

burada $(1 - R_L)$ terimi mevcut düşük yüklü gerilmenin yüksek yük gerilmesine oranına bağlı olarak hızlanma miktarını ayarlar. Bu şekilde denklem (4-77)'de tarif edilen kalıcı gerilme yoğunluğu şu şekilde tarif edilebilir

$$K_R = \Phi_A \cdot K_R^W \quad (4-85)$$

Burada dikkat edilmelidir ki K_R ve K_R^W 'nin hesaplanması için kullanılan Φ_A terimi negatif değer alır. Bu nedenle efektif gerilme oranı R^{eff} yükselir.

Spektrumlarda sık olarak görülen uçak tipi yüklemelerde, önceki minimum yüklemelerin çoğundan daha düşük önemli basma ve çekme kuvvetleri oluşur. Şekil

4.13 de S_{UL} ile gösterilen bu yük düşük yük olarak tanımlanmıştır. Bunda düşük yükün etkisi yüksek olduğundan geciktirmeyi büyük oranda azaltır.

Gerçek uçak yükü öncesinde, önemli seviyedeki bir düşük yük yüksek yükü takip etmeyebilir. Bu nedenle, modeli gerçekçi yük spektrumunda genelleştirmek için düşük yük çevrimi uygulandığında efektif yüksek yük hesaplanır (Johnson, [27]). Efektif yüksek yük düşük yük uygulanmadan önce $K_{max,OL}$ 'nin kalıcı katkısını ifade eder. Efektif yüksek yük Şekil 4.12.'de veilen ($Z_{OL}-\Delta a$) boyutunda plastik alan oluşturmak için gerekli olan yüküdür. Bu nedenledir ki efektif yüksek yük yoğunluk faktörü K_{OL}^{eff} 'e eşittir K_{OL}^{eff} ise şu şekilde hesaplanabilir:

$$K_{OL}^{eff} = K_{max,OL} \sqrt{1 - \frac{\Delta a}{Z_{OL}}} \quad (4-86)$$

Düşük yük aşağıda verilen ifade ile efektif aşırı yük gerilme yoğunluk faktörünü azaltarak kullanır.

$$\beta = \frac{K_{pr} - K_{UL}}{K_{OL}^{eff} - K_{UL}} \quad (4-87)$$

burada K_{pr} , K_{OL}^{eff} ve K_{UL} Şekil 4.13.'de gösterilmiştir. K_{pr} düşük yükten önceki gerilme yoğunluk faktörünün en düşük değeridir. Bu nedenle yeni efektif aşırı yük gerilme yoğunluk faktörü, K'_{OL} hesaplanır ve çatlak büyüme gecikmesinde hesaba katılır. Bu efektif aşırı yük gerilme yoğunluğu şu şekilde ifade edilir

$$K'_{OL} = \frac{Z - \beta}{Z - Y} (K_{OL}^{eff} - K_{max}) + K_{max} \quad (4-88)$$

burada Z , K'_{OL} nin K_{max} olduğu durumdaki b 'nin değeridir ve Y de K'_{OL} ın K_{OL}^{eff} olduğundaki b değeridir. Bu nedenle Y düşük yükün gecikmede hiç etkisi olmadığı durumu belirler ve Z değeri de gecikmenin ne zaman oluşmadığını belirler. Bu değişkenler arasındaki ilişki Şekil 4.15. de verilmiştir. Y ve Z değerleri ve A ve R_{SO} da seçilen malzemeler için benzer şekilde belirlenmelidir.

4.4.7. Willenborg-Chang modeli

Willenborg-Chang Modeli (WCM) genelleştirilmiş Willenborg modelinin bir kombinasyonudur (Gallagher, [55]). Bu modelde aşırı çekme yüklerinin gecikme etkileri ve negatif gerilme oranı etkilerini de hesaba katan Chang hızlanma karakteristiğini

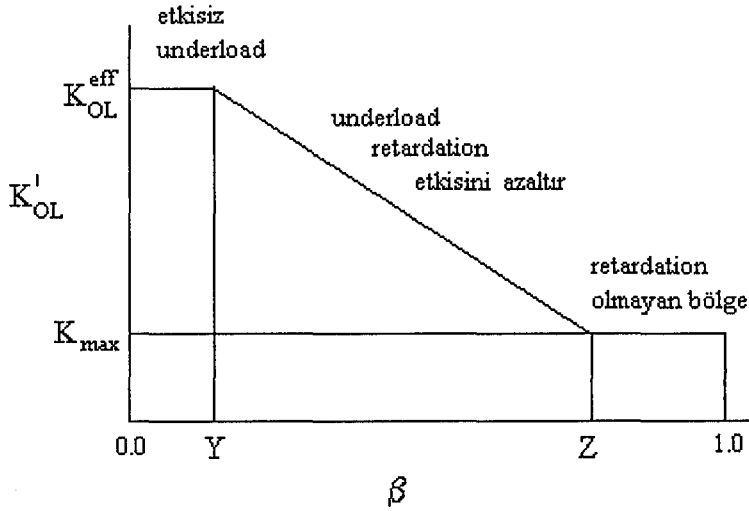
(Chang, Szamosi et al [57]) de içermektedir. WCM modifiye edilmiş Walker denklemini temel çatlak ilerleme denklemi olarak alır ve bu da şu şekilde ifade edilir

$$\frac{da}{dN} = C \left[(1 - \bar{R})^{m-1} \Delta K \right]^n$$

$$0 \leq \bar{R} < R_{cut}^+, \quad \bar{R} = R$$

$$0 \leq \bar{R} \geq R_{cut}^+, \quad \bar{R} = R_{cut}^+$$
(4-89)

burada C ve n değerleri yorulma çatlak büyüme oran sabitlerini, ΔK gerilme yoğunluk faktör alanı, R gerilme oranı, m Walker gerilme oranı katman çökme faktörü ve R_{cut}^+ ise gerilme oranının cut-off değerini göstermektedir (cut-off değeri ΔK ile da/dN grafiğindeki en yüksek gerilme oran değeridir).



Şekil 4.15. MPYZM'de zayıf yük etkisinin şematik gösterimi [10]

Eşik gerilme yoğunluk alanı (ΔK_{TH}) modifiye edilmiş Walker denkleminde ele alınmaz. Eğer uygulanan ΔK , ΔK_{TH} den küçükse denklem (4-89) kullanılamaz ve çatlak büyümesi oluşmaz. ΔK_{TH} nin gerilme oranı ile değişiminin şu şekilde olduğu varsayılmıştır

$$\Delta K_{TH} = (1 - A.R) \Delta K_{TH}^0$$
(4-90)

burada A sabit genlikli değişken gerilme oranlarından elde edilen ampirik katsayı ve ΔK_{TH}^0 ΔK nin $R=0$ olduğu durumdaki eşik değeridir.

Genelleştirilmiş Willenborg modeli aşağıdaki gibi ifade edilebilir

$$K_{\max}^{eff} = K_{\max} - \Phi \left[K_{\max,OL} \sqrt{1 - \frac{\Delta a}{Z_{OL}}} - K_{\max} \right] \quad (4-91)$$

$$K_{\min}^{eff} = K_{\min} - \Phi \left[K_{\max,OL} \sqrt{1 - \frac{\Delta a}{Z_{OL}}} - K_{\max} \right] \quad (4-92)$$

burada $K_{\max}$ ve $K_{\min}$ belli bir çevrimdeki maksimum ve minimum gerilme yoğunluklarıdır. $K_{\max,OL}$ aşırı yükleme çevrimindeki maksimum gerilmeye karşılık gelen gerilme yoğunluk faktörüdür. Δa aşırı yükü takip eden küçük büyüme ve Z_{OL} aşırı yüklemeye geciktirme bölge boyutudur.

Önceden denklemlerde verilen Φ çarpanı şu şekilde belirlenebilir

$$\Phi = \frac{1 - \frac{K_{TH}}{K_{\max,OL}}}{R_{SO} - 1} \quad (4-93)$$

burada

$$K_{TH} = \frac{\Delta K_{TH}}{1 - R} \quad (4-94)$$

Aşırı yük shut-off oranı (R_{SO}) aşağıdaki gibi ifade edilebilir

$$R_{SO} = \frac{K_{\max,OL}}{K_{\max}} \quad (4-95)$$

Spektrum yüklemesinde efektif gerilme yoğunluk faktör alanı (range'i) ve efektif gerilme oranı maksimum ve minimum efektif gerilme yoğunluk faktörü cinsinden ifade edilebilir

$$\Delta K_{eff} = K_{\max}^{eff} - K_{\min}^{eff} = \Delta K \quad (4-96)$$

$$R^{eff} = \frac{K_{min}^{eff}}{K_{max}^{eff}} \quad (4-97)$$

Gerilme yoğunluk faktör alanı, ΔK_{eff} , ΔK ile aynı değere sahiptir. Bu nedenle genelleştirilmiş Willenborg modeli efektif gerilme oranını azaltarak çatlak ilerleme gecikmesini tahmin eder.

Çatlak büyüme gecikmesi modeli efektif gerilme yoğunluk faktörü ve efektif gerilme oranı cinsinden

$$\begin{aligned} \frac{da}{dN} &= C \left[(1 - \bar{R}^{eff})^{m-1} \Delta K_{eff} \right]^n \\ 0 \leq \bar{R}^{eff} &< R_{cut}^+ , \quad \bar{R}^{eff} = R^{eff} \\ 0 \leq \bar{R}^{eff} &> R_{cut}^+ , \quad \bar{R}^{eff} = R_{cut}^+ \end{aligned} \quad (4-98)$$

Eğer efektif gerilme oranı negatif ise ($R_{eff} < 0$) Chang hızlanma planı genelleştirilmiş Willenborg modeli ile birlikte kullanılarak basma yük hızlanma etkisi aşağıdaki şekilde ifade edilebilir

$$\frac{da}{dN} = C \left\{ \left[1 + (R^{eff})^2 \right]^q K_{max}^{eff} \right\}^n \quad (4-99)$$

Bu denklem (4-89) daki denkleme benzemektedir fakat Chang, Szamosi et al [57] tarafından eksponent q negatif gerilme oranı indeksi olarak alınmıştır. Bu indeks denklem (4-98) deki Walker'in gerilme oranı tabaka çökme faktörü m den farklıdır.

5. Hv.K.K.LIĞI'NDA UÇAK YAPISAL BÜTÜNLÜK PROGRAMI ÇALIŞMALARI

5.1. Genel

Türkiye'de UYBP çalışmaları büyük ölçüde Hava Kuvvetleri Komutanlığı bünyesinde gerçekleştirilmiştir. Faaliyetlere 1 Temmuz 1979 tarihinde USAF'ın bir alt kuruluşu olan F-4 teknik koordine grubu (Technical Coordination Group-TCG)'nin bir yazısı/mektubu ile başlanmıştır⁽¹⁾. Bu mektupta Hv.K.K.lığı envanterindeki F/RF-4E uçaklarının UYBP faaliyetlerinin nasıl yürülüleceği soruluyor ve bazı tavsiyelerde bulunuyordu. Bu şekilde başlayan faaliyetler daha sonraki yıllarda gelişerek büyümüş ve F-4 uçaklarının yanı sıra F-104, T-37 ve F-16C/D sistemleri üzerinde çeşitli faaliyetlerle sürdürülmüştür. Ancak Hv.K.K.lığı bünyesinde konu sistemli ve hedefleri belirli bir program olarak ele alınmadığı için yürütülen tüm faaliyetler ya kişisel gayretlerle yada büyük ölçüde USAF'ın tavsiyeleri dikkate alınarak yapılan faaliyetler olmuştur. Bu nedenle, detayları takip eden paragraflarda açıklanacağı gibi, Hv.K.K.lığının bu sahada kazanabildiği kabiliyetler hem çok sınırlı kalmış hemde bazı faaliyetler oldukça pahalı satın alınmıştır.

Öte yandan F/RF-4E uçakları için UYBP gereği faaliyetler, özellikle kuvvet yönetimi faaliyetleri gerektiği şekilde yürütülememiş, bu alandaki gayret ve çalışmalar sadece birkaç personelin bu konunun içine girmesine imkan sağlamış ve bir anlamda F-16 sistemi için bir temel oluşturmuştur. F-16C/D uçakları üzerindeki kuvvet yönetimi faaliyetleri ise (şimdilik) gerektiği şekilde sürdürülmektedir. Öte yandan UYBP konusunun Hv.K.K.lığı bünyesinde sistemli olarak ele alınmamasına rağmen, bu güne kadar yapısal nedenlerden kaynaklanan F-4 veya F-16 uçak kazası bilinmemektedir.

5.2. F/RF-4E UYBP Faaliyetleri

5.2.1. Sistem

F/RF-4E uçakları üzerinde UYBP ile ilgili olarak sayıcı ivme ölçer (counting accelerometer)'ler bulunmaktadır. Bu cihazlar sadece 3, 4, 5 ve 6 g'ler aşıldığında kayıt yapan ünitelerdir. Bu ünitelerin kaydettiği bilgiler ayda bir kez birlik/üs'te (Ana Jet Üs

(1)

TCG, USAF bünyesinde kurulu bir teknik koordine grubu olup, F-4 uçağı kullanan ve üye olan ülkeler arasında teknik konularda bilgi alışverişi ve talep olduğunda teknik problemlerin çözümünde yardımcı olan bir gruptur. Bu gruba Hv.K.K.lığının yanı sıra, İngiltere, Almanya, İspanya, Yunanistan, İsrail, Mısır, Kore ve Japonya hava kuvvetleri de üyedir. Grubun yeri Ogden Hava Lojistik Merkezi, Utah-ABD'dedir. Üye ülkeler envanterlerinde bulunan uçak sayısı ve talep ettikleri problem çözümleri ile orantılı olarak bu gruba ücret ödemektedirler.

Komutanlıklarında) bulunan teknisyenler tarafından okunarak 1. HİBM.K.lığına gönderilmekte ve burada hasar indeks (HI) denklemi yardımı ile (bilgisayarda) değerlendirilip uçağın yeni HI değeri elde edilmektedir. HI denklemi uçakların kullanım şekli ve kullanım sertlikleri ile uçak üzerinde kullanılmış olan malzemelerin çatlak ilerleme özelliklerine bağlı olan bir denklemdir. Bu nedenle adı geçen üç parametreden herhangi birinin değişmesi halinde denklemin gözden geçirilmesi gerekmektedir. Bu denklem uçak üreticisi olan McDonnell Aircraft Corporation (MAC) firması tarafından USAF ortalama kullanımı esas alınarak ortaya konmuş [58] ve F-4 TCG tarafından Hv.K.K.lığı kullanım şekli ve kullanım sertliğine göre güncelleştirilerek verilmiştir. Denklemin yapısı

$$HI = \frac{A * N(3g)}{N(2.5g)} + \frac{N(3g) - N(4g)}{N(3.5g)} + \frac{N(4g) - N(5g)}{N(4.5g)} + \frac{N(5g) - N(6g)}{N(5.5g)} + \frac{B * N(6g)}{N(6.5g)} + \frac{C * N(6g)}{N(7.5g)} + \frac{D * N(6g)}{N(8.5g)} \quad (5-1)$$

(Denklemdaki A, B, C ve D sabitleri;

Tipi	F-4E UÇAĞI	RF-4E UÇAĞI
A =	0.00	3.15
B =	0.78	0.80
C =	0.20	0.20
D =	0.02	0.00

ve paydada yer alan katsayılar ise;

TİP	F-4E UÇAĞI			RF-4E UÇAĞI
N	YUMUŞAK	ORTA	SERT	HEPSİ
2.5 =				1.691.667
3.5 =	308.077	267.890	204.423	277.188
4.5 =	78.560	51.780	59.038	71.563
5.5 =	15.590	12.340	18.577	12.147
6.5 =	3.684	3.106	5.725	2.895
7.5 =	1.583	1.437	2.947	1.046
8.5 =	962	1.173	933	0.00

olarak F-4 TCG tarafından verilmiştir.)

şeklinde olup, bu denklemden elde edilen HI değeri boyutsuz bir sayıdır ve deklemin sabitlerine bağlı olarak yapıdaki çatlak ilerleme hızı ve buna ait hasar birikimi için bir fikir vermektedir [59]. McAIR tarafından uçak kritik yapıları için gerçekleştirilen bir dizi test ve analizler ile buralardaki çatlak ilerleme eğrileri elde edilmiş ve her bir nokta için kritik hasar indeks değerleri belirlenmiştir. Ayrıca bu sistem oluşturulurken bazı

uçaklara VGH data recorder'lar monte edilmiş ve buradan elde edilen bilgilerle HI konsepti ortaya konmuştur. Bu nedenle bir uçağa ait HI değeri tespit edildiğinde yapılan işlem bu değer ile kritik HI değerlerinin kıyaslanması ve kontrol ihtiyacı olan bölgelerin tespit edilip kontrol edilmesinden ibarettir. Bu işlemler ise birliklerden ayda bir gelen bilgilerin her ay değerlendirilmesi, 6 ayda bir HI değerlerinin ve (varsa) kontrol ihtiyaçlarının yayınlanması şeklinde uygulanmaktadır.

5.2.2. İlk faaliyetler

Yukarıda da belirtildiği gibi F/RF-4E uçakları üzerindeki ilk çalışmalar 1979 yılı ortalarında başlamıştır. F-4 TCG'nin tavsiyesi doğrultusunda ilk aşamada 6 safhası olan bir çalışma yapılması önerilmiş ve bu doğrultuda uçaklardan alınan bilgiler F-4 TCG'ye gönderilmiştir.

Bu çalışmaların kapsamında önce uçaklar üzerinde bulunan sayıcı ivme ölçerlerin faal olup olmadıkları kontrol edilmiş, arızalılar değiştirilmiş, her uçuş sonrasında bu kaydediciler okunarak değerleri alınmış ve uçağın görev tipi, harici yük konfigürasyonu ile birlikte formlara işlenmiş ve 10 uçuş saatinde bir form tanzim edilip F-4 TCG'ye gönderilmiştir. TCG tarafından bu bilgiler kullanılarak Hv.K.K.lığının uçakları hangi görev tiplerinde ne oranda ve hangi sertlikte kullandığı tespit edilerek USAF'ın kullanımları ile kıyaslanmış ve yeni bir HI denklemi oluşturulmuştur. Bu çalışmalarda Hv.K.K.lığının uçakları son derece yumuşak ve önemli ölçüde taktik olmayan görevlerde kullandığı belirlenmiştir. Bu bilgiler ile elde edilen HI denklemi ve bu denklemin kullanımını içeren basit bilgisayar programları TCG tarafından hazırlanarak 1. HİBM.K.lığında bulunan IBM 370-115 tipi bilgisayara Eylül 1982 de yüklenmiştir. Bu esnada kuvvet yönetimi ve bilgisayar programlarının kullanımı ile ilgili olarak 1. HİBM.K.lığı personeline eğitim vermiştir. Bu çalışmalar ile Hv.K.K.lığının F-4 UYBP (kuvvet yönetimi) konusunda kendi kendine yeterli hale geldiği kabul edilmiştir. Bu dönemdeki çalışmalar için F-4 TCG'ye yaklaşık 109.000 ABD doları ücret ödenmiştir.

5.2.3. 1982 - 1989 dönemi

Bu dönemin 1996 yılının başına kadar olan ilk bölümünde faaliyetler F-4 TCG'den eğitim alan personel tarafından sürdürülmüştür. 1986 başından itibaren görev değişiklikleri nedeniyle sorumlu personel değişmiştir. Bu döneme kadar uçakların uçuş saatleri düşük ve kullanımları yumuşak olduğu için HI değerleri küçüktü ve önemli bir kontrol ihtiyacı da yoktu. Ancak bu yıllarda USAF'ın envanterinden çıkararak verdiği PD-III, PD-IV vb. uçaklar için HI değerleri önem arz etmiştir. Bu nedenle 1987 yılında yapılan çalışmalarda uçaklara ait HI değerlerinin yaklaşık %25 - %30 mertebelerinde hatalı hesaplandığı farkedilmiştir. Bunun sebebi araştırıldığında ise 1982-1986 arasında her ay yapılması gereken analizlerin bazan 4 bazan 6 aya varan aralıklarda bir yapıldığı anlaşılmıştır. Sorunun çözümü için iki çalışma yapılmış olup; bunlardan birincisi TCG tarafından temin edilen tüm bilgisayar programları COBOL dilinde yeniden yazılarak

PC ortamına aktarılmış ve test edilmiştir, ikincisi ise tüm datalar Eylül 1982'den itibaren tekrar girilerek HI değerleri olması gereken değerlere getirilmiştir.

Güncelleştirilen HI değerleri 1989 yılı ortalarına kadar düzenli olarak ayda bir kez değerlendirilmiş, HI raporları ve kontrol ihtiyaçları tespit edilmiştir. Ancak uçaklar üzerinde yapılması gereken kontrol işlemleri çeşitli nedenlerle uygulanamamıştır. Bu dönemde ayrıca uçaklar üzerinde uygulanması gerekli olan kontrollerin yöntem ve uygulamalarını içeren iş planlamaları da kısmen hazırlanmıştır.

5.2.4. 1989-1992 dönemi

Bu dönemde UYBP'nın amaç, kapsam ve uygulamaları ile ilgili olarak ODTÜ'de yüksek lisans çalışması ile programın bütününe kavranması hedeflenmiştir [59]. Bu dönemde F-4E uçakları UYBP konusunda yapılan en önemli çalışma uçakların kullanım şekli ve kullanım sertliğinin güncelleştirilmesi amacıyla yapılan izleme programı olmuştur. İzleme programı öncesinde Eylül 1980 - Kasım 1990 döneminde sağlıklı kayıt toplanan uçuş miktarı 133.758 saattir. Bu dönemde uçakların maruz kaldıkları toplam g miktarları ve 1000 US bazında USAF ile kıyaslaması Çizelge 5.1.'de verilmiştir.

Çizelge 5.1. Sayıcı ivme ölçer bilgileri ve USAF ile kıyaslaması [59]

Filo	Uçuş Saati	3g	4g	5g	6g
111	40757	384333	136623	40301	9194
112	12403	108685	39727	13634	3527
131	11774	120071	42061	13235	3074
171	24208	233680	89757	27222	6028
172	26278	259857	97193	31605	6415
173	18338	140316	50262	15491	3251
Toplam	133758	1246940	455623	141488	31489
Hv.K.K.	1000	9322	3406	1058	235
USAF	1000	9500	4000	1500	325

Bu tablodaki USAF bilgileri McDonnell uçak şirketinin "A3390, Fatigue and Damage Tolerance Assessment" adlı raporundan alınmıştır [58]. MAC tarafından uçakların kullanım sertliği için kullandığı kriter 1000 uçuş saatindeki 5g sayısıdır. Eğer 1000 saatteki 5g sayısı 2200 den fazla ise sert 'severe', 1100-2200 arasında ise orta 'baseline' ve 1100 den az ise yumuşak 'mild' kullanım kabul edilmektedir. Buna göre Hv.K.K.lığının bu dönemdeki F-4 uçak kullanımları yumuşaktır.

Daha önce de belirtildiği gibi IAT programları uçakların kullanım şekli ve kullanım sertliklerine bağlı olarak dinamik bir yapıya sahiptir. Bu nedenle F-4 uçaklarının kullanımındaki gelişmeleri tespit etmek amacı ile 22 Şubat 1991 de bir izleme programı başlatılmıştır. Bu çalışma sırasında uçaklar üzerinde "VGH data

recorder” olmadığı ve sayıcı ivme ölçerler ile de yük spektrumunu elde etmek mümkün olmadığı için, seçilen 86 uçak üzerinde her uçuştan sonra bilgi toplamayı amaçlayan bir form hazırlanıp yayınlanmıştır. Formun örneği Şekil 5.1.’de görülmektedir. Bu yöntem temelde 1979-1982 arasında TCG’nin uyguladığı yöntem olup, bilgi toplama safhasında;

- Her uçuştan önce uçağa ait genel bilgiler ile ivme ölçer değerleri makinist tarafından formun A bölümüne,
- Her uçuştan sonra pilot tarafından görev tipi, görev süresi, kalkış ve iniş ağırlıkları, ortalama görev irtifası ve hızı ile harici yük bilgileri formun B bölümüne,
- Yine uçuştan sonra makinist tarafından ivme ölçer değerleri ile akselerometre seri numarası formun C bölümüne kaydedilmiştir.

A BU BÖLÜMÜ UÇUŞ ÖNCESİ MAKİNİST DOLDURACAKTIR						
UÇAK NO	FILO NO	GÖVDE U/S	AKSELEROMETRE DEĞERLERİ			
			3 g	4 g	5 g	6 g
B BU BÖLÜMÜ UÇUŞTAN SONRA PİLOT DOLDURACAKTIR						
GÖREV SÜRESİ		GÖREV TİPİ Hava-Hava ☐ Hava-Yer ☐ Diğer ☐				
YAPILAN GÖREV (yazı ile)						
AĞIRLIK BİLGİLERİ		UÇUŞTA HARİCİ YÜK KULLANILDI (BOMBA-ROKET vs.) İSE				
KALKIŞ AĞ.	İNİŞ AĞ.	S/N	YÜKÜN CİNSİ	AĞIRLIĞI	KUL. ZAMANI	
ORT. GÖREV İRTİFASI						
ORT. GÖREV HIZI		PİLOTUN SOYADI, PARAFESİ				
C BU BÖLÜMÜ UÇUŞTAN SONRA MAKİNİST DOLDURACAKTIR						
AKSELEROMETRE DEĞERLERİ				İNDİKATÖR	MAKNST SOYADI	
3 g	4 g	5 g	6 g	SERİ NO	PARAFESİ	

Şekil 5.1. F-4 İzleme programında kullanılan bilgi toplama formu [59]

Bu şekilde doldurularak gönderilen yaklaşık 1800 formdan 1472 adedi kullanılabilir bulunmuş ve bu formlarda kayıtlı 1828.15 uçuş saatlik bilgi değerlendirilmiştir. Bu bilgilerin filolara ve görev tiplerine göre dağılımları Çizelge 5.2.’de, her görev tipinin toplam filo uçuşları içindeki % leri de Çizelge 5.3.’te verilmektedir. Yine izleme programından elde edilen yük spektrumları da Şekil 5.2.’de verilmiştir. Şekilden de görüleceği gibi uçaklar en sert Hava-Yer görevlerinde kullanılmakta, taktik olmayan görevlerde ise oldukça yumuşak kullanılmaktadır.

Uçakların ortalama kalkış, manevra ve ortalama iniş ağırlıkları, manevra hızları ve ortalama görev irtifaları Çizelge 5.4.’de verilmiştir (Manevra ağırlıkları kalkış ve iniş ağırlıklarının ortalaması olarak kabul edilmiştir).

Çizelge 5.2. F-4 uçak izleme programı ile elde edilen bilgiler [59]

Filo	Uçuş Sayısı	Toplam Uçuş Saati	Hava-Hava		Hava-Yer		Taktik Olmayan	
			Uçuş Sayısı	Uçuş Saati	Uçuş Sayısı	Uçuş Saati	Uçuş Sayısı	Uçuş Saati
111	291	379.05	40	52.50	179	230.50	72	92.25
112	398	513.05	130	171.35	174	216.15	94	125.15
131	341	383.40	104	108.30	116	125.30	121	149.40
171	134	170.00	34	43.15	73	92.05	26	33.25
172	139	168.05	10	12.45	100	120.10	29	35.10
173	169	214.20	92	120.30	45	53.25	32	43.25
Toplam	1472	1828.15	410	509.25	687	838.15	375	480.35

Çizelge 5.3. F-4 uçak izleme programı ile elde edilen bilgiler(%) [59]

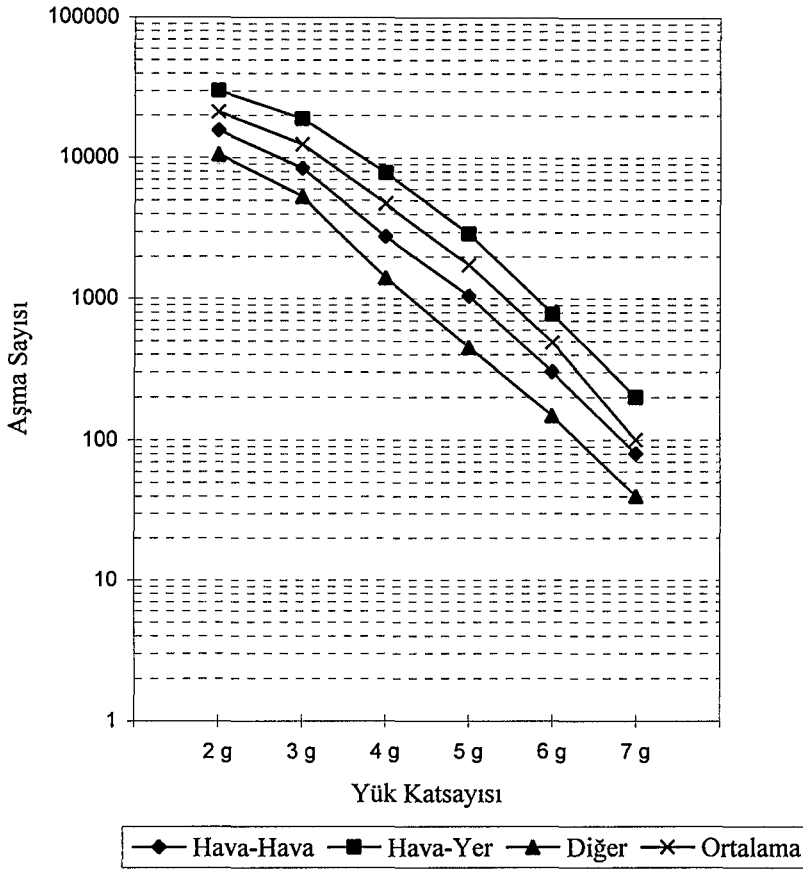
Filo	Uçuş Sayısı	Toplam Uçuş Saati	Hava-Hava		Hava-Yer		Taktik Olmayan	
			Uçuş Sayısı (%)	Uçuş Saati (%)	Uçuş Sayısı (%)	Uçuş Saati (%)	Uçuş Sayısı (%)	Uçuş Saati (%)
111	291	379.05	13.74	13.94	61.51	60.90	24.74	25.17
112	398	513.05	32.66	33.44	43.71	42.15	23.62	24.41
131	341	383.40	30.49	28.32	34.02	32.77	35.48	39.08
171	134	170.00	25.37	25.44	54.48	54.17	19.40	19.65
172	139	168.05	7.19	7.59	71.94	71.53	20.86	20.93
173	169	214.20	54.43	56.31	26.62	24.96	18.93	18.88
Toplam	1472	1828.15	27.85	27.86	46.67	45.84	25.47	26.28

İzleme programı ile elde edilen bilgiler 1981 USAF ve 1979-1981 Hv.K.K.lığı kullanım bilgileri ile kıyaslamalı olarak Çizelge 5.5.'te kullanım sertliği yönüyle, Çizelge 5.6.'da ise kullanım şekli yönüyle verilmiştir. Çizelgelerin incelenmesinden ortaya çıkan sonuç Hv.K.K.lığı F-4 uçaklarını daha çok taktik görevlerde kullanmaya başlamış ve kullanım sertlikleri de önemli ölçüde artmıştır. Bu durum HI denkleminin belirli periyotlarda güncelleştirilmesi gereğini bariz olarak ortaya koymaktadır.

Bu dönemde yapılan çalışmalar ile elde edilen bu sonuçlar 23-25 Eylül 1991 ayı içinde Yıldız Teknik Üniversitesinde düzenlenen Üçüncü Ulusal Kırılma Konferansında bir bildiri olarak sunulmuştur [60].

5.2.5. 1992 sonrası

İzleme programı sonucunda elde edilen bilgilerin ışığı altında güncelleştirilen HI denkleminin bilgisayar programları 1992 yılından itibaren kullanılmaya başlanmıştır. (Bu konuda Aralık 1991 ayı içerisinde San Antonio, TX, ABD. de yapılan 1991 yılı SIP konferansı sırasında F-4 TCG uzmanları ile görüşülmüş ve mutabakat sağlanmıştır).



Şekil 5.2. F-4E yük spektrumu, 1991 [59]

Bugün de halen aynı denklem kullanılmakta olup HI değerleri hesaplanmakta ve belli periyotlarla yayınlanmaktadır. Ancak yapısal kontrollerin gerçekleştirilmesi, sonuçlarının kaydedilmesi, uçuşların izlenerek kullanım bilgilerinin güncelleştirilmesi konularında sorunlar devam etmektedir. F-4 uçağı UYBP faaliyetlerinden Hv.K.K.lığının tek kazancı bu konuyu bilen birkaç personelin yetişmesi olduğunu söylemek mümkündür, Ancak bugün için bu alanda yetişen personelin önemli bir kısmı Hv.K.K.lıktan ayrılmıştır.

5.3. T-37 Dayanıklılık ve Hasar Tolerans Analiz Çalışmaları

T-37 uçakları üzerinde herhangi bir yük kayıt sistemi (veya cihazı) bulunmadığı için UYBP kapsamında son yıllara kadar Hv.K.K.lığı tarafından hiçbir faaliyet sürdürülmemiştir. Bu uçakların dayanıklılık ve hasar tolerans analizleri (durability and damage tolerance analysis -DADTA) ilgili olarak 1980 li yılların sonlarında USAF'ın iki proje başlattığı ve uygulattığı bilinmektedir. Bunlardan birincisi 1988 yılında uçakların imalatçısı olan Cessna tarafından USAF kullanımını esas alan bir DADTA analizidir. İkincisi ise T-37 uçaklarının servis ömrünü 8000 saat daha arttırmayı

Çizelge 5.4. İzleme programı sonuçları [59]

	Filo	Kalkış Ağ.	Manevra ağ.	İniş Ağ.	Bilgi Sa.
Ortalama Uçak Ağırlıkları (Lb.)	Hava-Hava Görevleri				
	111	49837.50	43891.25	37945.00	40
	112	48863.12	43039.35	37215.58	122
	131	47108.70	41931.16	36753.63	69
	171	48702.94	43098.53	37494.12	34
	172	49833.33	44000.00	38166.67	9
	173	48811.11	43262.78	37714.45	90
	Hava-Yer Görevleri				
	111	49122.42	43366.38	37610.35	174
	112	48.63.64	42261.82	36460.00	165
	131	47608.91	41928.71	36248.52	101
	171	48676.06	43079.19	37518.31	71
	172	48392.86	43091.84	37790.82	98
	173	48534.89	42835.58	37116.28	43
	Taktik Olmayan Görevler				
	111	49845.07	44514.09	39183.10	71
	112	48438.21	43280.90	38123.60	89
	131	48614.29	43003.57	37392.86	70
	171	48576.92	43351.92	38126.92	26
	172	48750.00	44041.67	39333.33	24
	173	48363.64	43057.58	37751.52	33
	ORTALAMA	Kalkış Ağ.	Manevra Ağ.	İniş Ağ.	Uçuş sa.
	H-H	48859.45	43203.84	37548.24	364
	H-Y	48399.79	42761.92	37124.04	652
	N-T	48764.68	43541.62	38318.55	313
	Gnl. Ort.	48764.64	43169.13	37663.61	1329
Ortalama Manevra Hızları (knots)	Filo	Hava-Hava	Hava-Yer	Diğer	
	111	380.92	425.50	380.00	
	112	397.45	438.83	382.38	
	131	393.57	416.95	406.80	
	171	389.83	428.75	376.92	
	172	391.66	436.53	401.66	
	173	379.21	434.69	388.23	
	ORTALAMA	388.79	429.70	389.33	
Ortalama Manevra İrtifaları (feet)	Filo	Hava-Hava	Hava-Yer	Diğer	
	111	17000.00	7363.63	13338.24	
	112	17640.00	9931.13	15823.17	
	131	14984.62	9566.00	14619.72	
	171	18000.00	8424.00	12785.71	
	172	16500.00	8626.98	15717.39	
	173	19395.35	7000.00	17866367	
	ORTALAMA	17253.30	8485.30	15025.15	

hedefleyen bir servis ömrü uzatma (SLEP) projesidir. Bu proje kapsamındaki faaliyetler Texas, ABD'de yerleşik bir araştırma kurumu olan Southwest Research Institute-SwRI ile Sabreliner firmaları tarafından 1989 - 1992 arasında gerçekleştirilmiştir

Çizelge 5.5. Kullanım sertliklerinin kıyaslanması [59]

USAF 1981				
Görev Tipi	3g	4g	5g	6g
Hava-Hava	10100	4766	1938	661
Hava-Yer	12300	5440	1743	394
Takt.Olm.	1619	476	122	23
Ortalama	8448	3658	1337	394
Hv.K.K.lığı 1981				
Hava-Hava	5150	1725	536	142
Hava-Yer	14270	5328	1470	368
Takt.Olm.	5150	1725	530	124
Ortalama	7800	2642	800	211
Hv.K.K.lığı 1991				
Hava-Hava	8350	2766	1038	302
Hava-Yer	18860	7764	2906	778
Takt.Olm.	5299	1403	451	148
Ortalama	12372	4709	1735	289

Çizelge 5.6. Kullanım şekillerinin kıyaslanması [59]

	Görev Tipi	USAF 1981	Hv.K.K. 1981	Hv.K.K. 1991
Görev Dağılımı (%)	Hava-Hava	41	17	27.8
	Hava-Yer	31	29	45.8
	Takt.Olm.	28	54	26.2
KalkışAğırlığı (Pounds)	Hava-Hava		46881	48859
	Hava-Yer	50000	46563	48399
	Takt.Olm.		46040	48746
Manevra Ağırlığı (Pounds)	Hava-Hava		39688	43203
	Hava-Yer	44000	40173	42761
	Takt.Olm.		39736	43541
İrtifa (feet)	Hava-Hava		14073	17283
	Hava-Yer	10000	7099	8485
	Takt.Olm.		12742	15025
Hız (knots)	Hava-Hava		375	388
	Hava-Yer	375	389	429
	Takt.Olm.		370	389
Görev Süresi (dakika)	Hava-Hava		72	74
	Hava-Yer		70	73
	Takt.Olm.		66	77

Bu çalışmalar ve elde edilen sonuçlar Aralık 1992'de SIP konferansında takdim edilmiştir. Çalışmalar sonucunda T-37 uçaklarının yapısal yönden mevcut durumları, USAF kullanım spektrumuna bağlı olarak yapısal açıdan kritik bölgeleri ve yapısal ömür tahminleri ortaya konmuştur.

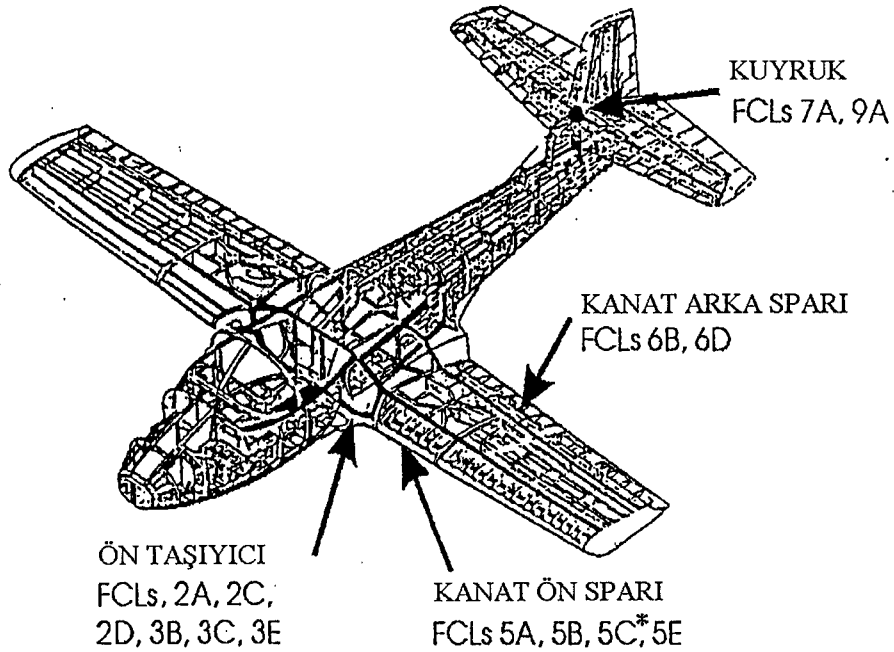
Daha sonra SwRI tarafından bu kapsamdaki çalışmaların Hv.K.K.lığı envanterindeki uçaklara da uygulanması teklif edilmiştir. Bu teklif Hv.K.K.lığı tarafından 1994 yılında kabul edilmiş ve SwRI ile yaklaşık 1.500.000 \$ lık bir sözleşme imzalanmıştır. Proje kapsamında 6 adet T-37 uçağına uçuş yük kayıt sistemleri (FLDR) monte edilecek ve yaklaşık 600 saatlik uçuş bilgileri toplanarak analiz edilecektir.

Programın ana hedefleri T-37 uçaklarının yük ve çevre spektrumlarının gözden geçirilmesi ve hasar tolerans analizlerinin yapılmasıdır. Bunların sonucunda ise yapısal ömür tahminleri ile kontrol ihtiyaçları tespit edilecektir.

Proje kapsamındaki çalışmalar 1994 ortalarında başlamış olup, 1997 ortalarında sona ermesi planlanmıştır. Bu dönemdeki önemli faaliyetler ve zaman planlamaları ise;

- Kit geliştirme SwRI tarafından Mart 1995 başına kadar tamamlanmış,
- Uçuş yük kayıt sistemler Mayıs-Haziran 1995 te 6 uçağa Türkiye’de monte edilmiş
- 1995 yılı sonuna kadar uçuş bilgileri toplanıp kaydedilmiştir.
- 1996 yılı sonuna kadar bu bilgiler analiz edilecek ve
- 1997 ortalarında sonuç raporunun yayınlanması ile proje sona erecektir.

Proje kapsamında 3 adet T-37B ve 3 adet T-37C olmak üzere toplam 6 uçağa ESPRIT Technology adlı firma imali olan kayıt sistemleri takılmıştır. Uçuşlar sırasında kayıt edilecek olan parametreler ise; uçak hızı, yükseklik, normal yük katsayısı (N_z), y eksenindeki yük katsayısı (N_y), yuvarlanma oranı, eleron açısı, yatay stabilize açısı ve iki adet strain gage bilgisidir. Bu amaçla uçağa monte edilen strain gage’lerden biri yatay spar bağlantı deliğinin önüne birer de ön kanat sparının altında 56 nolu istasyona yerleştirilmiştir. T-37 uçaklarının yapısal kritik bölgeleri Şekil 5.3.’de görülmektedir. Halen proje kapsamında Hv.K.K.lığından iki mühendis SwRI’da 6 ay süreli bir eğitim almaktadır.



Şekil 5.3. T-33 Uçağı yapısal kritik bölgeleri

5.4. F-16C/D UYBP Çalışmaları

Bilindiği gibi F-16 uçakları ABD’de General Dynamics (GD) (bu günkü adı Lockheed-Martin Tactical Aircraft Systems olmuştur) firması tarafından dizayn edilmiş ve Hv.K.K.lığı envanterindeki uçaklardan büyük bir çoğunluğu Akıncı-ANKARA’daki TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayii (TAI) tarafından üretilmiştir. F-16A/B ve F-16C/D versiyonundaki uçaklar halen pek çok hava kuvveti tarafından kullanılmaktadır.

F-16C uçağı tek motorlu, tek pilotlu, çok amaçlı taktik bir savaş uçağı olup hem hava-hava hemde hava-yer kabiliyetine sahiptir. Kanat açıklığı 33 feet, toplam uzunluğu 49.5 feet olup bir adet General Electric (GE) GE-F110 motoru vardır. F-16D uçağı ise aynı uçağın iki pilotlu savaş/egitim versiyonudur. F-16C/D uçaklarında gelişmiş “fly-by-wire” uçuş kumanda sistemi, arkaya doğru 30° yatışlı pilot sandalyesi vardır. Arka gövde elemanlarında önemli ölçüde grafit-kompozit malzeme kullanılmıştır. Maksimum kalkış ağırlığı 37500 lb. olup simetrik 9 g lik yük katsayısına sahiptir. Uçağın tasarım servis ömrü 8000 US/15 yıldır.

Uçağın yapısal kritik bölgelerinin tasarımında hasar tolerans dizayn konsepti kullanılmış, MIL-A-83444 ün öngördüğü şekilde kontrol edilemeyecek bölgelerde “single-load-path” konsepti, öteki yerlerde ise yavaş çatlak ilerlemesi “slow-crack-growth” esas alınmıştır. Bir başka ifade ile, F-16 uçakları UYBP konseptinin dayanıklılık (MIL-A-8866) ve hasar tolerans (MIL-A-83444) gereklerinin eksiksiz uygulandığı ilk savaş uçağıdır [8]. Uçağın tasarımı çalışmalarında malzeme seçiminden yükleme şekillerine, gerilme seviyelerinden bağlantı esaslarına kadar tüm faaliyetlerde yapıda oluşması muhtemel çizik veya çatlak başlangıçlarının normal kullanım şartlarında anormal büyüyerek uçuş emniyetini tehlikeye sokacak (hasar tolerans) veya fonksiyonel olarak yetersizlik yaratacak (dayanıklılık) boyuta ulaşamayacaktır. Öte yandan sert kullanım halleri için de bu hedefleri yakalayabilmek için uçuşlar izlenerek gerekli kontrol ve yapısal bakım faaliyetleri uygulanacaktır [61].

5.4.1. F-16 Uçağındaki bilgi kayıt sistemleri

F-16A/B uçaklarının her birinde “A/A 32A-37” tipinde mekanik strain kaydediciler her altı uçaktan birinde ise MXU-553/A tipi yük kayıt (flight load recorder-FLR) sistemleri vardır. Mekanik strain kaydedicisinin kaseti 70-100 US kapasiteli olup tek uçak izleme ihtiyaçlarını karşılamaktadır. MXU-553/A sistemleri ise yük ve çevre spektrumları(L/ESS)’nin elde edilmesi ve kuvvet yönetimi programı(FMP) nın desteklenmesini sağlamaktadır [62]. FLR’ın kasetinin kapasitesi yaklaşık 15 US dir. Bu sistem ile kaydedilen parametrelerin listesi Çizelge 5.7.’de görülmektedir [63].

Hv.K.K.lığı envanterinde bulunan F-16C/D uçaklarında ise kazalara dayanıklı uçuş bilgileri kaydedicisi (crash survivable flight data recorder - CSFDR) sistemi vardır. Blok 40 ve daha sonraki uçaklarda bu sistem fabrikadan uçaklara takılı olarak çıkmış, önceki uçaklara ise sistem Hv.K.K.lığı tarafından sonradan monte edilmiştir. Sistem uçak üzerindeki özel hissediciler ve diğer uçak alt sistemlerinden aldığı uçuş bilgilerini kaydetmektedir. Bu bilgiler kaza incelemelerinde ve bakım ile ilgili gelişmelerin

analizinde kullanılmaktadır. Bilgi tipleri ise bilginin kaynağına bağlı olarak analog, ayrık (discrete) veya dijital'dir. Sistemin ana üniteleri; (Şekil 5.4.).

Çizelge 5.7. : F-16A/B uçaklarında L/ESS parametreleri [63]

Parametre (Sembol)	Saniyedeki Kayıt Sayısı	Bilgi Kaynağı
Basınç yüksekliği (H_p)	1	CADC
Kalibre edilmiş hava hızı (V_c)	1	CADC
Yunuslama (pitch) oranı (Q)	15	Fw
Sapma (yaw) oranı (R)	15	FCC
Yuvarlanma (roll) oranı (P)	30	FCC
Yuvarlanma ivmesi (P)	30	FLR C/M
Dikey (normal) ivme (N_z)	15	FCC
Yatay ivme (N_y)	15	FCC
Uzunlamasına eksen ivme (N_x)	5	İvme Ölçer
Yakıt miktarı (FQ)	1	Gösterge
Motor rotor hızı ($N2$)	1	Gösterge
İstikamet dümeni pozisyonu (DR)	15	LVDT
Sağ yatay stabilize pozisyonu (DHR)	15	LVDT
Sol yatay stabilize pozisyonu (DHL)	15	LVDT
Sol flaperon pozisyonu (DFL)	15	LVDT
Sağ flaperon pozisyonu (DFR)	15	LVDT
Gazkolu açısı (PLA)	5	LVDT
Strain gage bilgisi	15	Strain Gage
Özel durum sinyali	1	FLR
İniş takım kolu aşağı kumandası		
Uçak yerde (weight-on-whells) ikazı		
Silah bırakma		

NOT : CADC = Merkezi hava bilgileri bilgisayarı (Central Air Data Computer)

FCC = Uçuş kontrol bilgisayarı (Flight Control Computer)

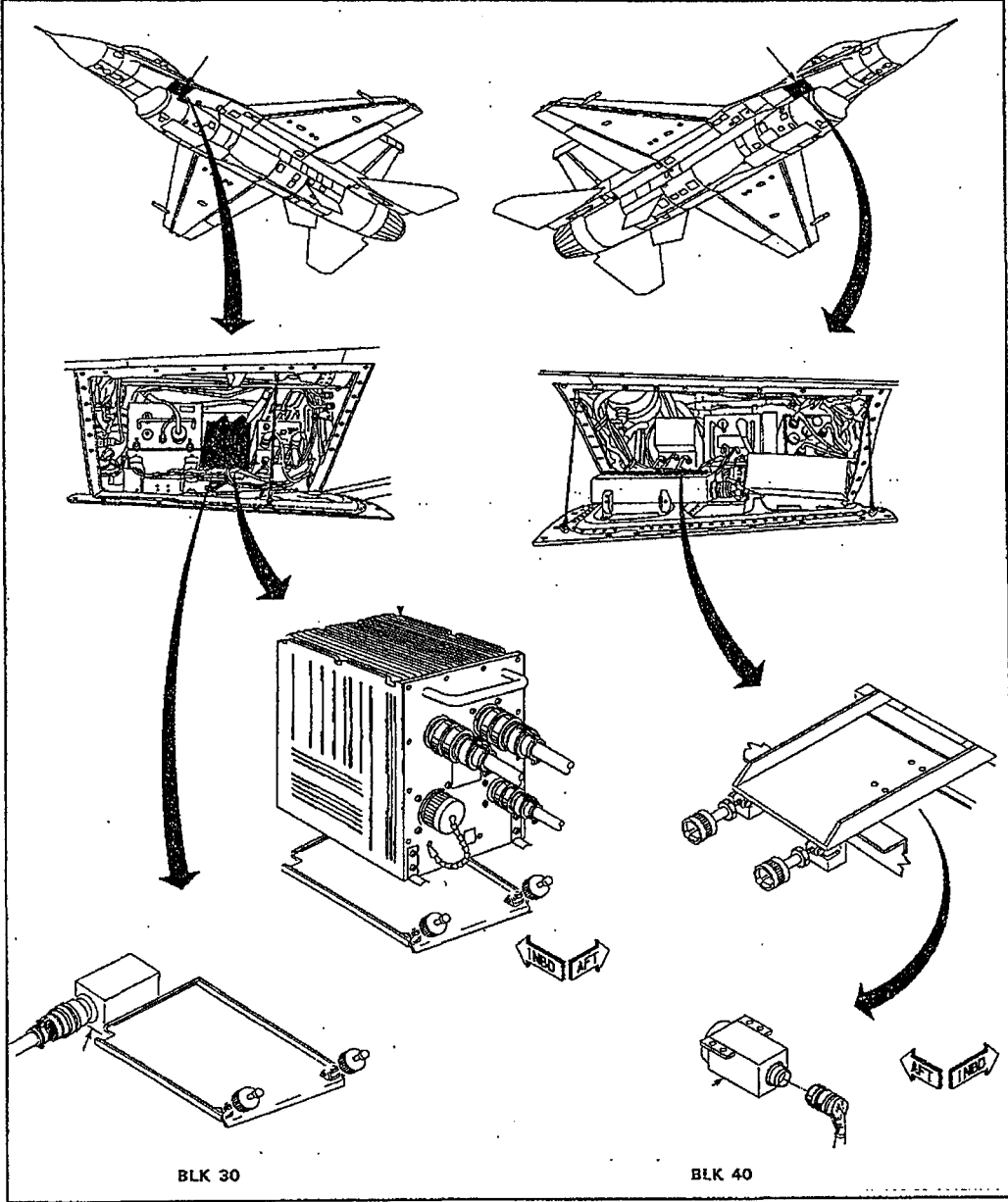
FLR = Uçuş yükleri kaydedicisi multiplexer'ı

LVDT = Lineer değişkenli diferansiyel transformer

Hv.K.K.lığı envanterinde bulunan F-16C/D uçaklarında ise kazalara dayanıklı uçuş bilgileri kaydedicisi (crash survivable flight data recorder - CSFDR) sistemi vardır. Blok 40 ve daha sonraki uçaklarda bu sistem fabrikadan uçaklara takılı olarak çıkmış, önceki uçaklara ise sistem Hv.K.K.lığı tarafından sonradan monte edilmiştir. Sistem uçak üzerindeki özel hissediciler ve diğer uçak alt sistemlerinden aldığı uçuş bilgilerini kaydetmektedir. Bu bilgiler kaza incelemelerinde ve bakım ile ilgili gelişmelerin analizinde kullanılmaktadır. Bilgi tipleri ise bilginin kaynağına bağlı olarak analog, ayrık (discrete) veya dijital'dir. Sistemin ana üniteleri; (Şekil 5.4.)

- **Sinyal toplama ünitesi (signal acquisition unit- SAU)**, Bu ünite uçak üzerinde 2101 nolu kapağın arkasında yer almaktadır. Uçaktan aldığı çeşitli sinyalleri toplayan, analiz eden ve depolayan bir beyin görevi görmektedir. Bünyesinde hareket uçuş programı (operational flight program - OFP)' nı işleten bir merkezi işlem ünitesi (central processing unit - CPU) vardır. Bu ünite Z8002 mikroprosesör teknolojisini kullanmakta olup, üzerindeki yazılımlar Jovial J73 bilgisayar lisansı ile yazılmışlardır. Bilgilerin saklanacağı hafıza birimi (kazaya dayanıklı hafıza ünitesi,

yardımcı hafıza ünitesi (auxiliary memory unit -AMU), veya sabit hafıza ünitesi (nonvolatile memory -NVM)) de bu ünite tarafından seçilir ve bilgiler sıkıştırılmış dijital bilgi şeklinde saklanır [64].



Şekil 5.4. CSFDR sistemi ünitelerinin uçak üzerindeki yerleri [64]

- **Kazaya dayanıklı hafıza ünitesi (Crash survivable memory unit -CSMU)**, Bu ünite uçağın arka gövdesi üzerine yerleştirilmiş olup kazalarda en az hasar gören bölgeye yerleştirilmiştir. Aleve, sıcaklığa, darbelere vb. etkilere dayanıklı olarak üretilmiş solid-state tipi bir hafıza ünitesidir. kaydettiği bilgileri SAU'dan almaktadır.

- **Eksenel ivme transmitteri**, SAU ile aynı bölgeye yerleştirilen bu ünite uçağın uzunlamasına eksenindeki ivmeleri hissetmektedir. Bu işlemi pandül üzerine yerleştirilmiş olan bir kütlenin uzunlamasına eksenindeki yer değiştirmeleri algılayan servo kuvvetli bir denge düzeneği ile sağlamaktadır. Kütlenin hareketleri çıkış sinyali olarak (güçlendirilip) uçağın ivmesi tespit edilmektedir.
 - **Gaz kolu açısı potansiyometresi**, Motor gaz kolu altına ön kokpite yerleştirilmiş bir dişli ve bir tutucudan ibaret mekanik bir ünedir. Gaz kolu açısını temsil eden dc analog sinyal üretir.
 - **Kumanda yüzeyleri pozisyon transduserleri**, Bunlar ikisi flaperonda, ikisi yatay stabilize hareketli yüzeylerde ve biri de dikey istikamet dümeninde olmak üzere beş adettir. Görevleri yüzeyin açısını analog sinyal olarak üretilip SAU'ya göndermektir.
- Sistemin kaydettiği bilgiler dört ana grupta toplanmaktadır [64], [59].

5.4.2. Kaydedilen bilgilerin tipleri

5.4.2.1. Kaza inceleme bilgileri (Tip 1):

Birinci tip uçuş bilgileri kaza halinde kazanın nedenlerinin tespit edilebilmesi amacı ile CSMU'da kaydedilirler. Kayıt süresi yaklaşık 15 dakika olup bu süre sonunda eski bilgilerin üzerine kayıt yapılır. Bu kapsamdaki temel bilgiler zaman, uçuş bilgileri, uçağın pozisyon bilgileri, kumanda yüzeylerinin pozisyonları, yakıt miktarı, ivme değerleri, kokpit siviç pozisyonları ve ikaz ışıklarından oluşmaktadır. CSMU'da bu bilgiler sıkıştırılmış halde 28K 16 bit-word (458.752 bayt) lık bir hafızaya kaydedilirler.

5.4.2.2. Tek uçak izleme bilgileri (Tip 2):

İkinci tip bilgilerden bazıları gözlenen bilgilerden hesaplanarak elde edilen bilgilerdir. Örneğin dikey ivmelenme (g) ile toplam ağırlık çarpımı sürekli kaydedilerek diğer bilgiler bu parametreye bağlı izlenir. Diğer parametrelerden bazıları aşırı g halleri, iniş takımlarının açılıp kapanma sayıları, iniş, uçuş sayıları ve toplam uçuş zamanıdır. Tip 2 bilgileri NVM üzerine kaydedilir ve yaklaşık 100 US süresindeki bilgileri depolayabilir.

5.4.2.3. Yapısal yük ve çevre bilgileri (Tip 3):

Üçüncü tip parametre olarak ölçülen bilgiler zaman, yükseklik, Mach sayısı, hava hızı, kumanda yüzeyi pozisyonları, yakıt, yük bırakmalar, ivmeler ve toplam ağırlıktır. Bu bilgiler yardımcı hafıza ünitesi (AMU)'nde yedi ile on uçuşu kapsayan bir süre için kaydedilirler. Hedef tüm uçuşların yaklaşık % 10 oranında tip 3 bilgisini elde etmektir.

5.4.2.4. Motor kullanım bilgileri (Tip 4):

Tip dört bilgileri gaz kolu açısı, iç (core) rotor devir sayısı, fan türbin giriş sıcaklığı, yorulma saykılı, uçuş öncesi ve uçuş sonrası yer çalıştırma zamanları ve motor uçuş zamanından oluşmaktadır. Bu bilgiler de AMU da yedi ile on uçuş süresinde kaydedilirler. SAU içerisinde yer alan AMU nun kapasitesi 256K 16 bit-word (4.194.304 bayt) olup tip 3 ve tip 4 bilgiler burada saklanmaktadır. Ayrıca SAU da 2K (32768 bit) bir ek hafıza daha vardır [63].

5.4.3. Uçuş bilgilerinin alınması ve sevk edilmesi

CSFDR sistemi tarafından kaydedilen parametreler uçakların blok numaraları ve yazılımlara bağlı olarak değişiklikler gösterebilmektedir. Halen blok 40 uçaklarda analog ve 1553 bus üzerinden alınan parametrelerin sayısı 50, ayrık (discrete) parametrelerin sayısı ise 60 civarındadır. Yukarıda verilen dört tipte kaydedilen bu parametrelerin saniyede kayıt sayısı ise 1 ile 16 arasında değişmektedir. Burada belirtilen parametrelerin dışında sistem 15 adet özel olayı da ayrıca kaydedebilmektedir. Bu özel olayların listesi Çizelge 5.8.'de verilmektedir.

Uçaklar üzerinde bulunan CSFDR sisteminin uçuş sırasında kaydettiği bilgiler F-16 kullanan birlikler/üsler tarafından belirli periyotlar ile alınarak analiz için 1 nci HİBM.K.lığına gönderilmektedir. Halen birlikler tarafından her 75 uçuş saatinde bir kez uçaklardan bilgiler alınmaktadır. Bu işlem birkaç aşamalı faaliyetlerden oluşmakta ve bu işlemlerin tamamına "download" işlemi adı verilmektedir. Bu işlemin aşamaları:

Uçak üzerinden MLV (memory loader verifier) adı verilen bir teçhizat yardımı ile bilgiler 'raymond cartridge' adı verilen bir teybe kaydedilmektedir. MLV, CSFDR programlarının yüklenmesi ve aynı zamanda aviyonik ve elektronik harp sistemleri ile ilgili hareket uçuş programı (OFP)'nin yüklenmesini ve denetlenmesini sağlayan sistemdir.

Raymond cartridge üzerindeki bilgiler aviyonik atelyeler (avionic intermediate shops-AIS)'de bulunan bilgi aktarma terminaline (data transfer terminal - DTT) yüklenmektedir. DTT bilgi aktarma ve pilot eğitimleri amaçları ile kullanılabilen bir bilgisayar olup raymond cartridge üzerindeki bilgileri DC300 kaset ortamına aktarmaktadır. Uçuş bilgileri fabrika (veya analiz merkezlerine) DC300 ortamında gönderilmektedir. DTT'in alternatifi olarak AN/GYM-18 Digital Computer (GridSet) adlı cihaz da aynı görevleri yerine getirmektedir [65].

DC300 kesedi ve bilgileri alan teknisyenin hazırladığı form (AFTO form 38) analiz merkezine gönderilmektedir. Halen analiz işlemleri daha önce de belirtildiği gibi 1 nci HİBM.K.lığı'nda yapılmaktadır. Buraya ulaşan bilgiler Sun iş istasyonu (workstation)'na aktarılarak analiz ve değerlendirmeler yapılmaktadır.

5.4.4. Uçuş bilgilerinin analiz edilmesi.

F-16 UYBP'nın bilgi akışı Şekil 5.5.'te görülmektedir. Buna göre faaliyetler kullanıcı üs, analizlerin yapıldığı fabrika (depo seviyesi bakım onarım merkezi) ve uçak imalatçısı olmak üzere üç aşamada işlem görmektedir. Şekilden de anlaşıldığı gibi, kullanıcı olan birlikler uçuş bilgilerini uçaktan alıp, DC300 ortamında fabrikaya göndermekte, sistemlerin gerekli bakımlarını yapmakta ve fabrika tarafından analiz sonuçlarına bağlı olarak talep edilecek uçaklardaki özel kontrolleri, gerekli hallerde de bu amaçla yayınlanmış olan zamana bağlı teknik emirleri uygulamaktadırlar.

Fabrika seviyesinde yapılan işlemler temelde uçuş bilgilerinin analiz edilmesi, uçak üzerindeki sistemlerin uygun çalışıp çalışmadıklarının kontrolünü da içeren analizler sonrasında dört konuda periyodik raporların hazırlanması ve yayınlanmasını kapsamaktadır. İlave olarak kaza sonrasında kaza nedenleri de CSMU bilgilerine bağlı olarak analiz edebilmektedir. Fabrika seviyesinde yapılan bir işlem de belirli periyotlarla bazı bilgilerin uçak imalatçısına DC600 ortamında gönderilmesidir.

İmalatçı firma ise topladığı uçuş bilgilerini yapısal analizlerin ve kuvvet yapısal bakım planlamalarının güncelleştirilmesinde kullanmaktadır. Ayrıca gerekli hallerde yapısal tadilat ve değişiklikleri içeren zamana bağlı teknik emirler de bu bilgilerin ışığı altında hazırlanmaktadır [66].

Fabrikada yapılan analiz işlemlerine daha detaylı göz atacak olursak; DC300 ortamında gelen bilgiler Form 38 bilgisi kontrol edildikten sonra iş istasyonunda sisteme aktarılmaktadır. İş istasyonunun teknik özellikleri takip eden paragrafta verilmektedir. Bu özelliklere sahip olan sistem üzerinde analizler, uçak imalatçısı tarafından hazırlanan 'bilgi

Çizelge 5.8. Kaydı yapılan özel haller [64].

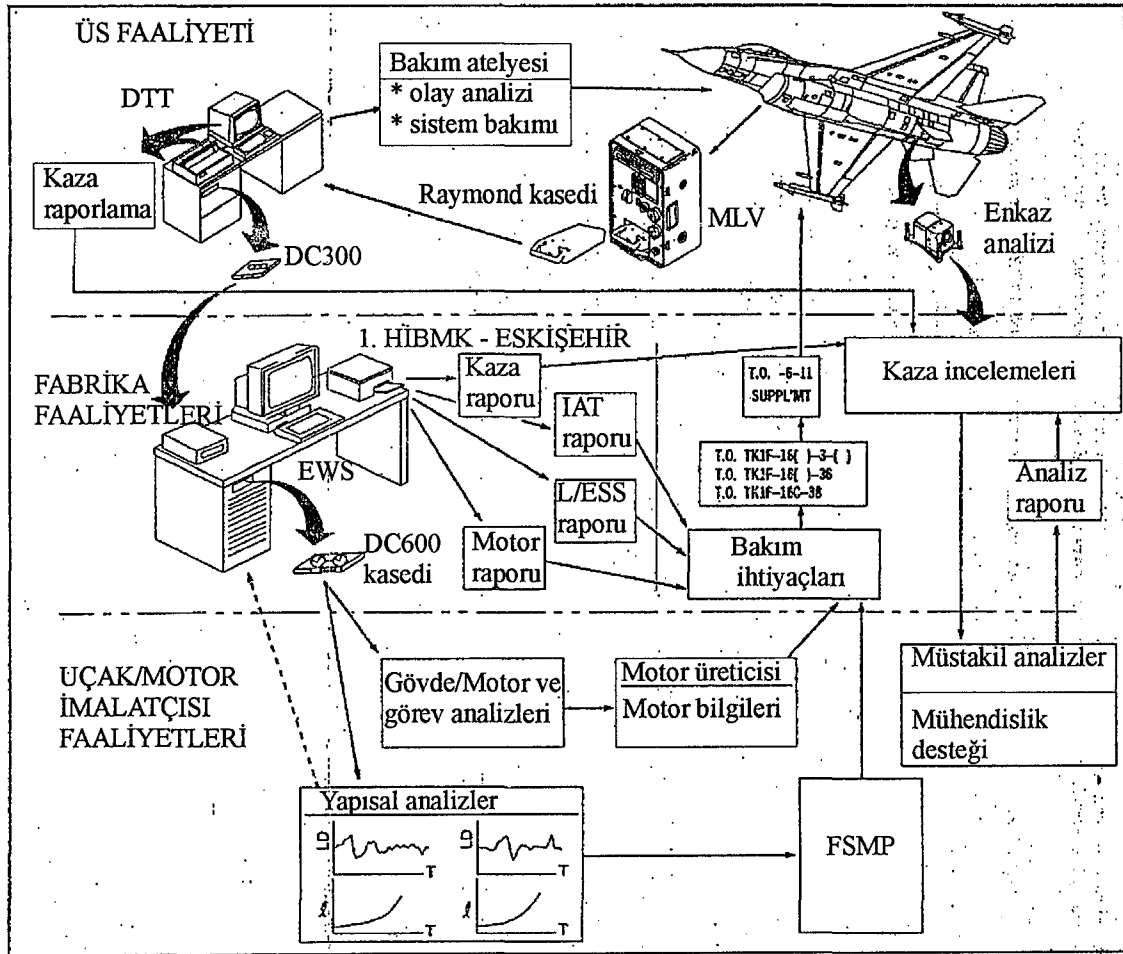
Özel Hal	Bilgi kaynağı
1. Ana jeneratör arızalı	- Ana jeneratör ikaz lambası
2. Aşırı normal ivme	- $N_z > +9.5 \text{ g}$
3. Aşırı normal ivme	- $N_z < -3.0 \text{ g}$
4. Hücum kenarı flabı kilitlenmesi	- Asimetri tespit edildiğinde
5. EPU da aşırı hız	- jeneratör frekansı $> \% 109$ olduğunda, ilk halde
6. Uçuş kontrol sistemi arızası	- FLCS ikaz lambası yandığında
7. Motor aşırı devir (GE)	- $N2 \text{ RPM} \geq \% 106 \text{ RPM}$
8. Fan aşırı devir	- $N1 \text{ RPM} \geq \% 115 \text{ RPM}$
9. Motor aşırı sıcaklık	- $FTIT > 1015 \text{ C}^0$, 2 saniye
10. Motorda alev sönməsi	- $N2 < \% 55 \text{ RPM}$ ve $PLA \geq 14^0$, uçak havada iken
11. Uçuşta motorun kapatılması	- $PLA < 14^0$, uçak havada iken
12. Motorun stall olması/durması	- $746 \text{ C}^0 \leq FTIT \leq 1015 \text{ C}^0$ ve $PLA \geq 14^0$ iken $13.88 (N2)/(FTIT+17.77) < 1.0$ olması halinde
13. Kontrollü uçuşun dışına çıkılması	- $AOA > 29^0$ veya $AOA \leq -5.0^0$ iken
14. Aşırı sıcaklık	- $\text{nasel ısı} > 575 \text{ F}^0$ veya $ECS/JFS/EPU/MLG > 400 \text{ F}^0$
15. Uçuş kontrol sisteminin reset edilmesi	- FLCS reset edilirse

analiz yazılımı -data processing software - DPS' aracılığı ile yapılmaktadır. Yapılan işlemlerin adımları;

1. Bilgi girişi (datain): Bu kademede DC300'den uçuş bilgileri EWS'a aktarılmaktadır.

2. Bilgi genişletme (decompress): Sıkıştırılmış haldeki uçuş bilgileri bu adımda genişletilerek analize hazır hale getirilmektedir.

3. Sistem kontrolü/bakımı (system maintenance): Uçuş bilgilerinin kontrol edilerek uçak üzerindeki sistemin faal durumda olup olmadığı, bilgilerin kaydı sırasında arzu edilen algoritmalara uyulup uyulmadığı kontrol edilmekte, sorun yok ise analizlere geçilmekte, sorun var ise sebebi teşhis edilerek birliğe yapması gereken işlemler bildirilmektedir.



Şekil 5.5. UYBP bilgi akış ve faaliyetleri [65]

4. Kaza inceleme (accident investigation) : Sadece kaza inceleme gerektiği hallerde kullanılan safha olup bu aşamada uçak enkazından bulunan CSMU üzerindeki bilgiler açılarak her bir parametrenin gelişimi zamana bağlı izlenmekte ve olay

sebebi/sebepleri tespit edilebilmektedir. Bu safhada bilgiler ya uçuş simülasyonu olarak ya seçilen parametreler için grafik olarak ya da seçilen parametrelerde tablo olarak bilgiler alınabilmekte ve rapor edilebilmektedir.

5. Tek uçak izleme (individual aircraft tracking - IAT) : Bu analiz işleminde envanterde bulunan her uçağın durumu ayrı ayrı olmak üzere kümülatif olarak değerlendirilmekte ve gerekir ise kontrol ihtiyaçları ortaya konmaktadır. Bu amaçla her uçak için ayrı bir bilgi tabanı (data base) oluşturulmaktadır.

6. Yük ve çevre spektrumu sürveyi (loads/environment spectra survey - LESS) : Bu analiz sırasında gruplar bazında uçakların kullanım şekilleri ve kullanım sertlikleri değerlendirilmektedir.

7. Motor kullanımı (engine usage) : Motor kullanım analizi sırasında, üst yönetim (motorlardan sorumlu sistem yönetimi) tarafından bilinmesi gereken bilgiler ortaya konmaktadır. Bu analizlerde motorlar için yükseklik, sıcaklık ve devir sayısı gibi parametrelere bağlı olarak kullanım şartları hakkında bilgi verilmektedir. Her motor için ayrı ayrı veri tabanı (bu amaçla başka program devrede olduğu için) oluşturulmamıştır.

5.4.5. Mühendislik iş istasyonunun (Engineering Workstation-EWS) konfigürasyonu

Halen 1.HİBM.K.lığı'nda bulunan mühendislik iş istasyonu EWS, Sun Microsystems Inc. tarafından üretilmiştir. İki adet İş istasyonunun konfigürasyonu şu şekildedir:

- SuperCache'li SuperSPARC İşlemcisi

- - GX8-BİT ACC 2D/3D Renkli Grafik
- - 19 " Renkli Monitör
- - 32 MByte RAM
- - 424 MByte iç SCSI Disk
- - Speakerbox
- - 1.44 MByte 3.5 " Disket sürücü
- SparcStation 10 Type 5 Country Kit (Keyboard)
- - 424 MByte iç SCSI uzantı diski
- - SparcServer File Server Option Pack
- .. 1.3 GByte SCSI Desktop storage module
- .. 5 GByte 8 mm Tape Desktop Storage Module
- .. 644 MByte Desktop SunCD pack
- - 150 MByte 1/4" Tape Desktop Backup Tape
- - Fast SCSI 2 Buffered Controller Card
- - SparcPrinter Laser Printer
- - High speed serial interface/SBus
- Bir adet Tandberg TDC 3000 Digital Cartrige Recorders, Island Write, Paint&Draw 4.0 Desktop Publishing Software

F-16 UYBP çalışmalarında kullanılmak üzere 1.HİBM.K.lığında kurulu bulunan EWS'lerden birisi "Server", diğeri de "Client" olarak çalışmaktadır. Server EWS genelde

Sistem Yöneticileri tarafından kullanılmaktadır. Diğer WS ise, operatörlerin hizmetine sunulmuştur. Bu nedenden ötürü, Server WS daha büyük bir disk kapasitesine sahiptir. Her iki EWS'de de "Network File System" mevcuttur ve iki makineden de birbirine irtibat kurmak mümkün olmaktadır. Daha önceden de belirtildiği gibi her iki makinede de UNIX işletim sisteminin Sun firması tarafından geliştirilmiş hali olan SunOS kullanılmaktadır. İş istasyonları çok kullanıcı "Multi-User" ve çok işlevli "Multi Tasking" yapıda olup, üzerinde "Graphic User Interface" kabiliyeti ve biri Sunview diğeri OpenWindows adlarında iki adet Windows programı vardır.

5.4.6. Hazırlanan raporlar

F-16 UYBP faaliyetleri kapsamında periyodik olarak yayınlanması gereken rapor sayısı dört adettir. Bunlardan birincisi sistem bakım raporları olup, amacı birliklerden gelen uçuş bilgilerinin EWS'ye aktarılarak, bilgi olup olmadığı, bilgi varsa uygun olup olmadığı kontrol edilerek birliklerdeki uçaklar üzerinde bulunan kayıt sistemlerine bakım ihtiyacı olup olmadığını birlik personeline aktarmaktır. Bu raporların ayda bir kez yayınlanması gerekmektedir.

Diğer üç aset rapor ise altı ay veya yılda bir kez yayınlanmakta olup, bunlar sırasıyla tek uçak izleme raporu, yük ve çevre spektrumu sörvey raporu ve motor kullanım raporudur.

5.4.6.1. Tek uçak izleme raporu (IAT)

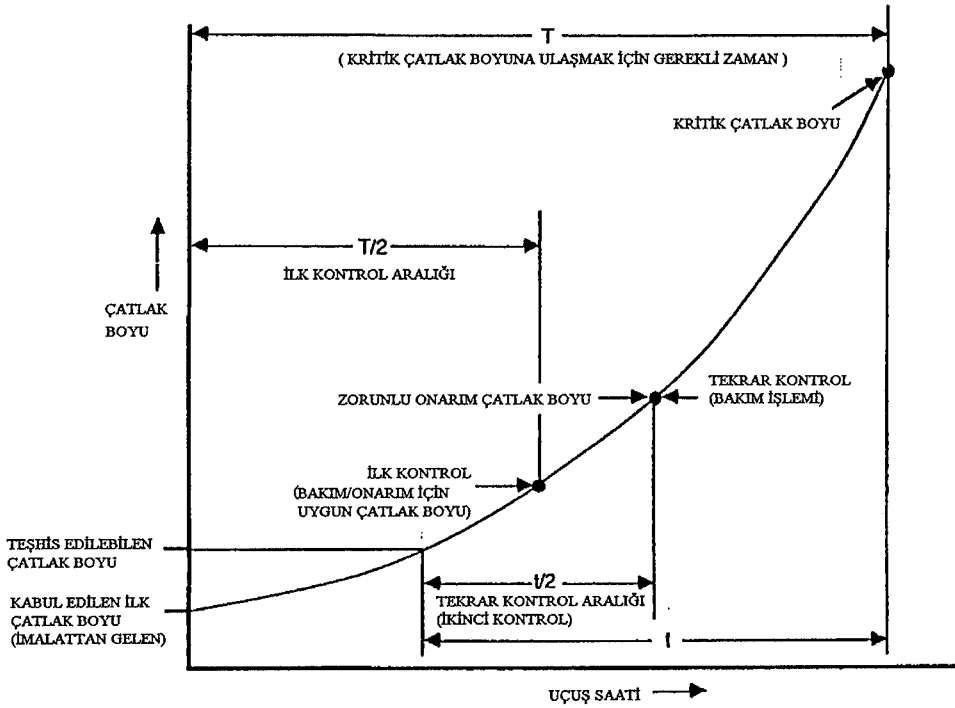
Bu raporlar envanterde bulunan her F-16 uçağı için, uçak yapısında kritik yapı olarak adlandırılan kısıtlı ömre sahip yapılarda, uçakların kullanımına bağlı olarak muhtemel çatlak ilerlemelerini izleyen ve buna bağlı olarak yapısal kontrol ihtiyaçlarını ortaya koyan bilgileri içermektedir. Bu işlemleri gerçekleştirmek için uçakların tüm uçuşları boyunca kullanım bilgileri toplanmakta, her bir kontrol noktası için kontrol ihtiyaçları önceden tahmin edilmekte ve kontrol zamanları gerek tahmini zaman gerekse uçuş saati cinsinden verilmektedir. Bu da uçağın diğer planlı bakımları ile yapısal bakımlarının birleştirilmesine imkan sağlamaktadır.

Tek uçak izleme programlarında çatlak ilerleme eğrilerinin elde edilmesinde USAF kullanımından elde edilmiş olan uçuş spektrumu bilgileri kullanılmaktadır. Halen bu spektrumda blok 30 uçakları için % 30 Hava-hava, % 45 Hava-yer ve % 25 genel kullanım ile Blok 40 uçakları için % 55 Hava-hava, % 30 Hava-yer ve % 15 genel kullanım bilgileri esas alınmaktadır. Hv.K.K.lığı kullanım bilgileri esas alınarak uçuş spektrumlarının güncelleştirilmesi ve analizlerde bu bilgilerin kullanılması için bir proje kapsamında Lockheed uçak şirketinde çalışmalar sürdürülmektedir [66].

Tek uçak izleme programlarının tahmini çatlak ilerleme eğrilerine bağlı olarak kontrol ihtiyaçlarının belirlenmesinde kullandığı metodoloji Şekil 5.6.'da verilmektedir. Buna göre kritik çatlak boyunun ömür cinsinden yarısına ulaşıldığında ilk kontrol uygulanmakta, servis çatlağından kritik çatlağa ulaşmak için gerekli ömrün yarısında ise ikinci kontrol uygulanmaktadır [67].

5.4.6.2. Yük ve çevre spektrumu sörvey raporu (LESS)

Uçakların filolar bazında ortalama kullanım şiddetleri ve kullanım şiddetindeki değişikliklere bağlı olarak ana uçak yapısal elemanları için gerekli olan ve servis ömürlerini hesaplama amacıyla kullanılan yük ve gerilme spektrumlarını elde etmek LESS programının ana amacıdır. LESS raporları da bu amaçlı bilgileri ve analiz sonrası elde edilen bilgiler ışığı altında yapılan değerlendirmeleri yansıtır. Bu değerlendirme genel anlamda filo uçak kullanım sertliklerinin referans olarak kabul edilen kuvvet ortalama kullanımları ile kıyaslanması şeklindedir. Bunun bir örneği Şekil 5.7.'de görülmektedir. Pratik faydası ise sistem yöneticilerine bu doğrultuda sağlıklı bilgiler sunarak gerekli önlemlerin zamanında alınmasını sağlamaktır. Bu önlemlerden biri, uçaklarını çok sert kullanan bir filo ile çok yumuşak kullanan bir filo arasında belirli zamanlarda uçakların yer değiştirilmesini sağlayarak hem emniyeti hemde bakım ekonomisini sağlamaktır [68].



Şekil 5.6. Çatlak ilerleme eğrisi ve kontrol ihtiyaçları [67]

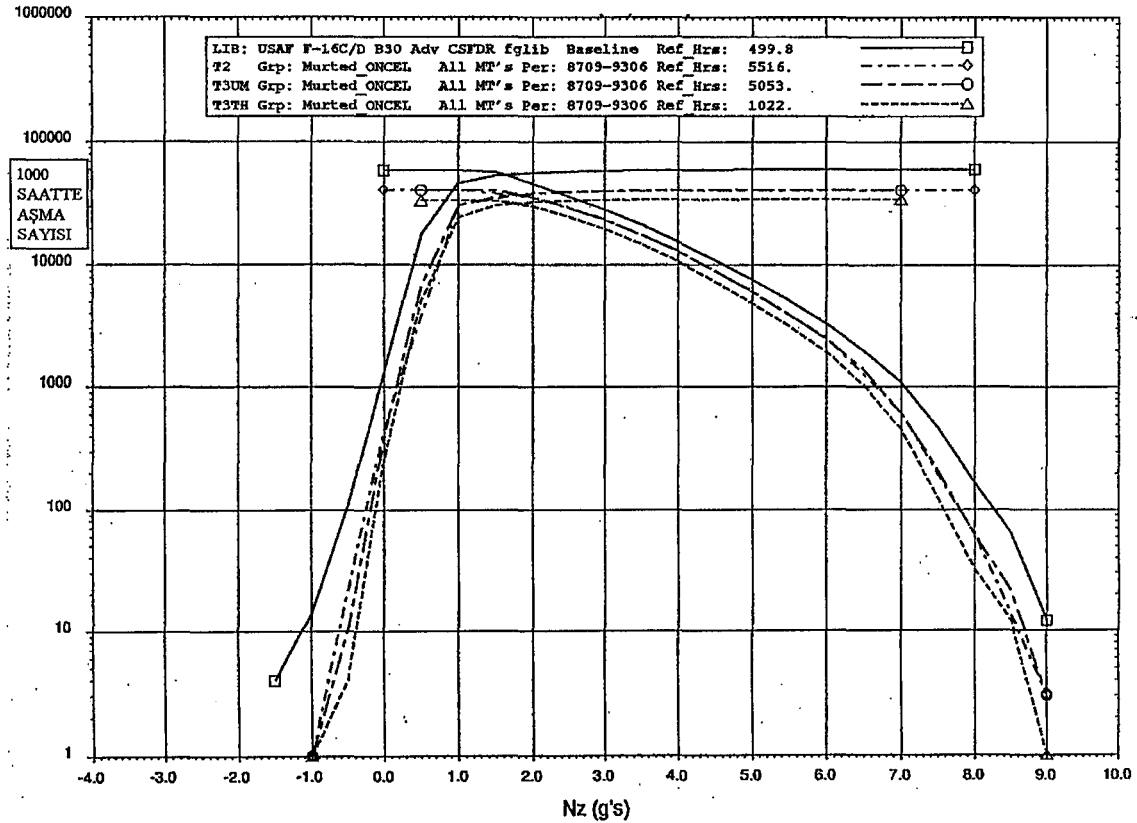
5.4.6.3. Motor kullanım raporları

Bu gruba giren son raporlar olup genel olarak motor kullanımları hakkında bilgileri yansıtmaktadır. Hv.K.K.lığı envanterinde F-16 uçakları üzerinde sadece

General Electrics -GE motorları bulunmakta ve motor yapısal bütünlük programı kapsamında ayrıca takip edildikleri için UYBP bünyesinde sadece genel kullanım bilgileri ile yetinilmektedir [69].

5.4.6.4. Kaza inceleme raporları

Bu raporlar yapıları gereği periyodik rapor sınıfına girmemektedir. Sadece kaza olması halinde kazadan sonra CSMU bilgilerinin EWS üzerinde analiz edilmesi ve değerlendirilmesi ile hazırlanmaktadır. Diğer uçak tipleri ile kıyaslandığında bu sistem son derece modern olup, CSMU bilgileri elde edilebildiği halde, son derece güvenilir analizler yapılarak kaza nedeni net bir şekilde tespit edilebilmektedir. Bilgiler ya ekranda uçuşun simülasyonu olarak, ya Şekil 5.8.'de örneği görülen tablolar halinde veya Şekil 5.9.'de örneği görüldüğü gibi belli parametrelerin zaman içindeki gelişimleri grafik olarak verilebilmektedir. Bu bilgiler bazı parametrelerde saniyede 16 kez kayıt yapıldığı için son derece detaylı olarak hem uçak üzerindeki problemleri ve uçağın reaksiyonlarını hemde pilot hareketlerini çok net bir şekilde ortaya koymaktadır.



Şekil 5.7. Uçak kullanım sertliklerinin kıyaslanması [71]

AC SN: 860066 FDROP: 5485293001 DECOMP: 5486133001 FLT CNT: 2 SAU SN: 35351C1137 ENG: G100 DATE: 22 NOV 89 BLK: 30 TAG: 1					FLIGHT	FLIGHT	FLIGHT	PILOT INPUT		ENGINE	
LINE #	TAG	ID	EVENT	RECORD TIME	(3) CAS knots	(5) ACA deg	(1) PRSAIT ft	(31) PSTICK lbs	(32) RSTICK lbs	(15) PLA deg	(16) N2 RPM %
11	1	0		00:00:00.68	152	5.10	640	11.5	-3.5	85	103.0
12	1	0		00:00:00.75	152	5.62	640	11.5	-3.5	85	103.0
13	1	0		00:00:00.81	152	5.62	640	11.5	-3.5	85	103.0
14	1	0		00:00:00.87	152	5.62	640	5.5	-3.5	85	103.0
15	1	0		00:00:00.93	152	5.62	640	5.5	-3.5	86	103.0
16	1	0		00:00:01.00	152	6.50	640	5.5	-3.5	86	103.0
17	1	0		00:00:01.06	152	6.50	640	5.5	-3.5	86	103.0
18	1	0		00:00:01.12	152	6.50	640	5.5	-3.5	86	103.0
19	1	0		00:00:01.18	152	6.50	640	5.5	-3.5	86	103.0
20	1	0		00:00:01.25	152	7.73	640	5.5	-3.5	86	103.0
21	1	0		00:00:01.31	152	7.73	640	5.5	-3.5	86	103.0
22	1	0		00:00:01.37	152	7.73	640	3.0	-3.5	86	103.0
23	1	0		00:00:01.43	152	7.73	640	3.0	-3.5	86	103.0
24	1	0		00:00:01.50	152	8.26	640	3.0	-3.5	86	103.0
25	1	0		00:00:01.56	152	8.26	640	3.0	-3.5	86	103.0
26	1	0		00:00:01.62	152	8.26	640	-3.5	-3.5	86	103.0
27	1	0		00:00:01.75	152	8.26	640	-3.5	-3.5	86	103.0
28	1	0		00:00:01.81	152	8.26	640	-3.5	-5.5	86	103.0
29	1	0		00:00:01.87	152	8.26	640	-3.5	-5.5	86	103.0
30	1	0		00:00:01.93	152	8.26	640	-3.5	-5.5	86	103.0
31	1	0		00:00:02.00	152	8.26	640	-3.5	-5.5	86	103.0
32	1	0		00:00:02.06	152	8.26	640	-3.5	-5.5	86	103.0
33	1	0		00:00:02.12	152	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
34	1	0		00:00:02.18	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
35	1	0		00:00:02.25	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
36	1	0		00:00:02.31	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
37	1	0		00:00:02.37	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
38	1	0		00:00:02.50	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
39	1	0		00:00:02.56	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
40	1	0		00:00:02.62	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
41	1	0		00:00:02.75	168	8.26	640	0.5	-5.5	86	103.0
42	1	0		00:00:02.81	168	8.26	640	0.5	-1.5	86	103.0
43	1	0		00:00:02.87	168	8.26	640	0.5	-1.5	86	103.0
44	1	0		00:00:03.00	168	8.26	640	0.5	-1.5	86	103.0
45	1	0		00:00:03.05	168	8.26	640	0.5	-4.0	86	103.0
46	1	0		00:00:03.12	168	8.26	640	-1.5	-4.0	86	103.0
47	1	0		00:00:03.25	168	8.26	640	-1.5	-4.0	86	103.0
48	1	0		00:00:03.37	168	8.26	640	-1.5	-4.0	86	103.0
49	1	0		00:00:03.43	168	8.26	640	-1.5	-4.0	86	103.0
50	1	0		00:00:03.50	168	8.26	640	-1.5	-4.0	86	103.0
51	1	0		00:00:03.56	168	8.26	640	-1.5	0.5	86	103.0
52	1	0		00:00:03.62	168	7.73	640	-1.5	0.5	86	103.0
53	1	0		00:00:03.68	168	7.73	640	-1.5	0.5	86	103.0
54	1	0		00:00:03.75	168	7.73	640	-1.5	0.5	86	103.0
55	1	0		00:00:03.81	168	7.73	640	-1.5	3.0	86	103.0
56	1	0	BASE	00:00:03.87	164	7.56	680	-1.5	3.0	86	103.5
57	1	0		00:00:04.00	164	7.56	680	-1.5	3.0	86	103.5

Şekil 5.8. Kaza incelemelerinde elde edilen bilgilerin çizelge halinde raporlanması (örnek sayfa)

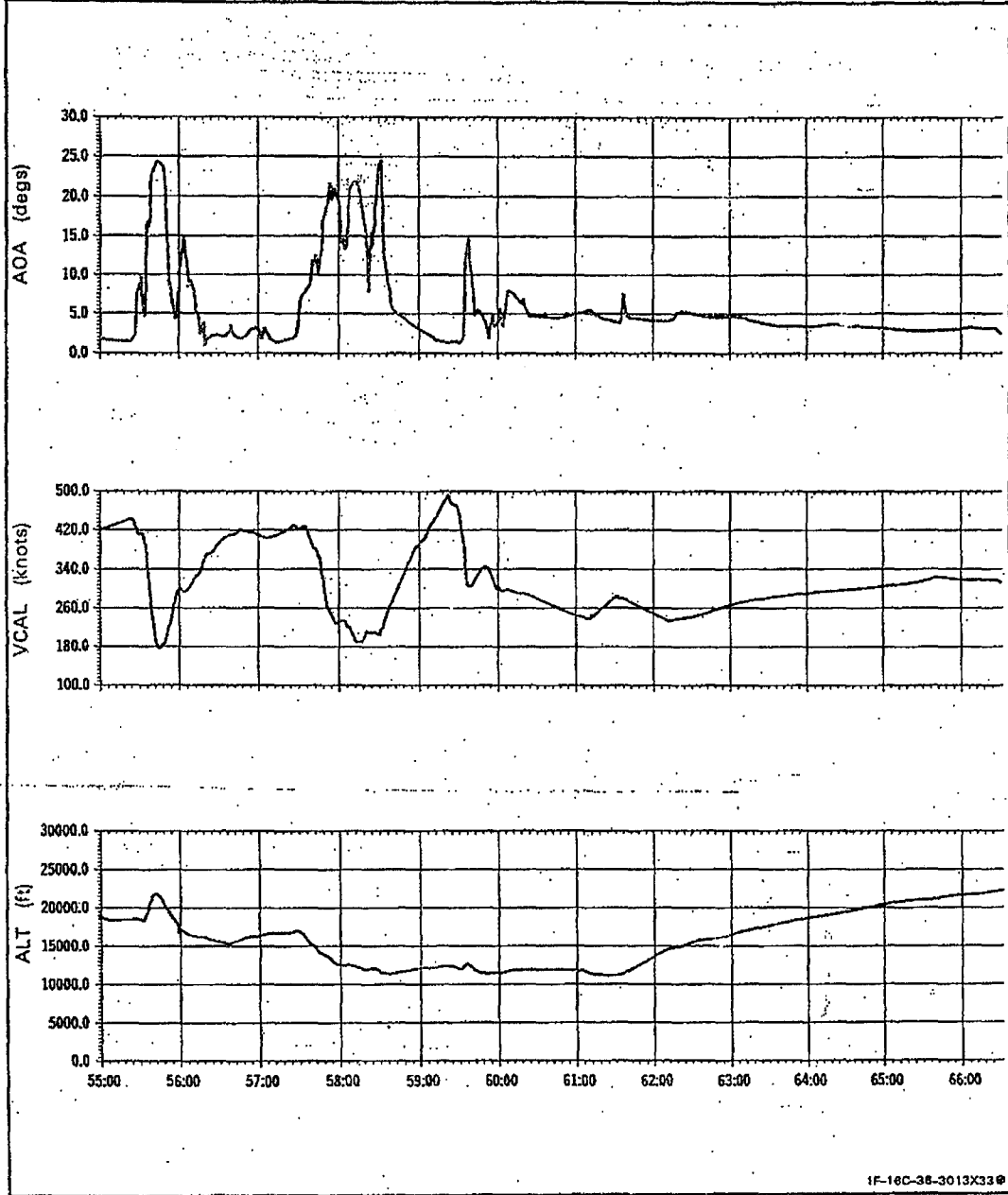
5.5. Diğer Uçaklar

Hv.K.K.lığı envanterinde bulunan diğer jet motorlu uçaklarda yük izleme veya uçuş yükleri kayıt sistemleri bulunmamaktadır. Bu nedenle UYBP konusunda çok önemli çalışmalar olmamıştır. Uçak tiplerine göre değerlendirilecek olursa;

a. F-104 Uçakları: F-104G uçaklarının bir kısmı ABD'den bir kısmı da Almanya'dan, F-104S uçakları İtalya'dan ve CF-104 uçakları da Kanada'dan temin

edilmiş uçaklardı. Bugün envantere olmayan bu uçaklardan CF-104 ler hariç diğerlerinde kayıt sistemleri yoktu. Bu nedenle uçakların yapısal bakım ihtiyaçları XX-3 ve XX-6 serisi teknik emirlerde belirtilen esaslara göre yürütülüyordu. CF-104 uçaklarında ise sayıcı ivme ölçerler vardı. Bu uçaklar için iki mühendis 1988 yılında 4 ay süre ile Kanada'ya eğitime gönderildi ve eğitim kapsamında

- Canadair ve bilgisayar sistemlerinin tanıtımı,
- Sayıcı ivme ölçer bilgilerinin değerlendirilmesi,



Şekil 5.9. Kaza incelemelerinde elde edilen bilgilerin grafik halinde raporlanması

- Yük analizleri ve istatistiksel bilgi analizleri,
- Yorulma ömrü hesaplamaları,
- Sayıcı ivme ölçer bilgi raporları ve kuvvet yönetimi,
- Hasar tolerans analiz konsepti

konularında bilgi alındı. Ancak, bu uçak tipinde sistem aktif hale getirilemedi ve kuvvet yönetimi ile ilgili faaliyetler gerçekleştirilemedi.

b. *F-5 Uçakları*: F-5 uçakları üzerinde kuvvet yönetimi ile ilgili hiçbir faaliyet olmamıştır. Northrop firması tarafından 4000 US için tasarımı yapılan uçakların servis ömürleri “servis ömrü uzatma programı” (service life extension program-SLEP) ile 1975 - 1985 uçakların kanat kaplamaları daha kalın olan kaplamalar ile 1970 li yıllarda değiştirilmiştir. Uçakların yapısal kontrol ihtiyaçları ise büyük ölçüde SLEP kapsamında tespit edilmiş ve uygulanmıştır. Hollanda’dan temin edilen NF-5A/B uçaklarında ise RNLAf bünyesinde iken mekanik “strain” kaydediciler olduğu bilinmektedir. Ancak bu sistemler uçaklar yılları arasında 6000 US ne çıkarılmıştır. Bu arada ince kanat kaplamasına sahip Hv.K.K.lığına verilirken uçaklar üzerinden alınmıştır. Bugün için halen envanterde olan bu uçaklarda önemli yapısal sorunlar (büyük ölçüde gerilmeli korozyon kaynaklı) mevcut olup modernize edilmeleri amacıyla çalışmalar SSM tarafından sürdürülmektedir.

UYBP konusunda yurt içinde yürütülen faaliyetlerden biri de havacılık ile ilgili sempozyumlarda bu sahadaki faaliyetlerin birer bildiri halinde sunulmasıdır. Bu doğrultuda 9-10 Haziran 1994 tarihlerinde Hava Harp Okulu (HHO) tarafından düzenlenen ‘Birinci Havacılık Sempozyumu’nda “UYBP ve Hava Kuvvetleri Uygulamaları” konulu bir bildiri sunulmuştur [70]. 8-10 Mart 1995 tarihleri arasında İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ) tarafından düzenlenen ‘İTÜ Birinci Uluslararası Havacılık ve İleri Teknolojiler Sempozyumu -HİTEKS’nda ise “Kuvvet Yönetimi ve Hv.K.K.lığı F-16 Uygulamaları” adlı bir bildiri sunulmuştur [71]. 13-16 Mayıs 1996 tarihleri arasında Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık M.Y.O. tarafından düzenlenen Kayseri Birinci Havacılık Sempozyumuna ise iki bildiri ile iştirak edilmiştir. Bunlardan birincisi “Uçak Yapısal Bütünlük Programı; F-4 Uçağı İçin Bir Uygulama” [72], ikincisi ise “Savaş Uçaklarında Kanat Kökü Yüklerinin Hesaplanması Amacıyla Strain Gage Montajı ve Kalibrasyonu” [73] konularında sunulmuştur.

Bir başka faaliyet alanı da konu ile ilgili makale hazırlanarak çeşitli yayın organlarında yayınlanması girişimleri olmuştur. Bu doğrultuda hazırlanan bir makale Hava Kuvvetleri Dergisinin 318 nolu sayısında Haziran 1994’te “Hava Kuvvetleri Uçaklarında Yapısal Bütünlük ve Hasar Tolerans Analizleri” [74] adı ile yayınlanmıştır. “Uçak Yapısal Bütünlük Programının Gelişim Yılları” konulu bir başka makale de Mühendis ve Makina dergisinin Temmuz ve Ağustos 1996 sayılarında iki bölüm olarak yayınlanmıştır [75].

6. SİVİL NAKLİYE UÇAKLARINDA YAPISAL BÜTÜNLÜK UYGULAMALARI

6.1. Genel

Sivil amaçlı olarak tasarımı yapılan ve üretilen yolcu uçaklarında "Uçak Yapısal Bütünlüğü" ile ilgili faaliyetler bu bölümde incelenecektir. Bu uçakların kullanım şekilleri ve kullanım sertlikleri askeri uçaklardan oldukça farklıdır. Bu nedenle yolcu uçaklarının gerek tasarım ve üretim, gerekse kullanım sırasında yapısal bütünlük faaliyetleri de askeri uçaklarda uygulanan yöntemlerden farklıdır.

Yolcu uçaklarında kullanım sertlikleri (yük katsayısı cinsinden) genellikle 0 ile 2 g arasında tutulmaya özen gösterilirken askeri uçakların kullanım sertlikleri, uçak tipine bağlı olarak değişmekle birlikte yeni nesil uçaklarda, örneğin F-16C/D uçağında -3.5 ile +9.0 g arasında tahditsizdir. Bunun sonucunda uçak yapılarının maruz kaldıkları yüklemeler arasında önemli farklar vardır. Bu nedenle yolcu uçaklarında yapısal bütünlük amaçlı faaliyetler UYBP mantığı yada bakış açısı altında yürütülmemektedir. Ancak diğer yandan çok sayıda insanı taşımaları ve kaza olması durumunda çok büyük kayıpların sözkonusu olması nedeniyle yolcu uçaklarında da yapısal bütünlük faaliyetleri son derece önemlidir. ABD'de yolcu uçakları için uyulması gereken tasarım prensipleri için (askeri standart ve şartnamelere benzer) dokümanlar hazırlanmış ve yayınlanmıştır [76], [77].

Takip eden paragraflarda önce yolcu uçakları ile askeri uçakların kullanım şekli ile kullanım sertliklerinin kıyaslanması yapılacak, yolcu uçaklarının sertifikasyonu için gerekli şartlar hakkında bilgi verilecek, yük ve gerilme spektrumlarının oluşturulması ile yapısal analizler hakkında kıyaslamalı bilgi verilecektir. Daha sonra yolcu uçaklarının yapısal kontrollerinin uygulanma usulleri, bir örnek olmak üzere modern nakliye uçaklarından Airbus'ın tam ölçekli yorulma testleri ile 'yaşlı uçaklar (aging airplanes)' üzerinde yapılan çalışmalar hakkında bilgi verilecektir.

6.2. Sivil Nakliye Uçakları ile Askeri Uçakların Kullanım Şekli ve Kullanım Sertliklerinin Mukayesesi

Uçakların kullanım şekillerini dikkate alacak olursak bilindiği gibi, yolcu uçaklarının hareketleri taksi, kalkış, seyir yüksekliğine (irtifasına) tırmanış, sabit irtifada seyir, alçalma, iniş ve park hareketlerinden meydana gelmektedir. Gerek yolcuların rahat ve konforu gerekse işletme masraflarının en düşük seviyede tutulması amaçlarıyla yolcu uçaklarında manevra ve hız değişiklikleri en az seviyede tutulur. Genellikle uçakların sabit irtifada, sabit hızda uçuşmalarına gayret edilir ve gereksiz manevralardan kaçınılır. Ayrıca, bir iki uçak tipi istisna olmak üzere, sivil nakliye uçaklarının büyük çoğunluğu sesaltı (subsonic) hızlarda uçarlar.

Yolcu uçaklarının kullanım sertlikleri dikkate alındığında, mümkün olduğu ölçüde yumuşak kullanılmaları için gayret edildiği görülmektedir. Bunun temel nedeni de yine yolcu konforunun sağlanmasıdır. Yolcu uçaklarının yapısal yükleri değerlendirildiğinde;

UYBP açısından en kritik olan ve önceden bilinemiyen tek yükleme hali türbülanslı ortamlarda yapının maruz kaldığı yükler olmaktadır (limit dışı yapılan manevraların sebep olduğu yükler hariç). Bunun dışında kalan temel yükler (aerodinamik yükler, atalet yükleri, vb.) önceden belirlenmiş olan kriter ve limitler aşılmadığı sürece (tasarım servis ömrü süresi içinde) yapısal bütünlük açısından sorun yaratmayacaktır.

Askeri uçakların kullanım şekilleri ve kullanım sertlikleri ile yolcu uçaklarının kullanım şekilleri ve kullanım sertlikleri arasındaki farkı daha iyi anlayabilmek için 'hava yer atışı' görevi yapan bir askeri bombardıman veya yakın destek uçağı ile iki şehir arasında (örneğin İstanbul ile Londra, Paris veya Frankfurt arasında) yolcu taşıyan bir uçağın hareketlerini inceliyelim:

Askeri uçak kalkış, tırmanış ve çalışma bölgesi (hedef bölgesi)'ne standart usullerle gider. Hedef bölgesinde hedefin 1.5-2 km. (4000 - 6000 feet) üzerinde atış için pozisyonunu alır ve hedefin durumuna göre 30 ile 60 derecelik bir açı ile dalış yapar ve uygun pozisyonda pilot atışını yapar. Bu esnada uçak kısa sürede 3000 - 5000 feet irtifa kaybetmiş ve atışı bomba ile yapmışsa uçak ağırlığı bir anda bırakılan bombanın ağırlığı kadar değişmiştir. Atışı takiben (bırakılan bombanın etkisinden ve taarruz bölgesindeki muhtemel uçaksavar ateşinden korunmak için) pilot uçağını mümkün olduğu kadar hızlı bir şekilde bölgeden uzaklaştırmak için tam gaz veya art yanma (afterburner) ile, uçağın tipine bağlı olarak 4 ile 7 g'lik bir manevra sonucunda yatayla 45 - 60 derece burun yukarı vererek en kısa sürede tekrar 4000 - 6000 feet irtifa alır. Atış görevine devam ettiği sürece yeni atış için (genellikle ters uçuş ile başlayan) yeniden pozisyon alma hareketi ile aynı hareketleri yeniler ve planlı eğitimi tamamlanıncaya kadar bu manevralar tekrar eder. Görev sonunda cephanesini kullanan ve yakıtını azaltan uçak standart askeri usullerle meydanına dönüp iniş yapar. (İniş öncesi meydan turu adı verilen standart usulde dört adet 3-4.5 g'lik 90 derece dönüş hareketini içeren manevra vardır). Benzer şekilde hava-hava görevlerinden "önleme" (yaygın olarak köpek dalaşı - dog fight olarak bilinen görev şekli) manevralarında, bir anlamda hayatta kalabilme mücadelesi olduğu için irtifa, hız ve ivme (g) yönleri ile uçaklar çok sert kullanılır. Gerektiğinde sesüstü (süpersonik) hızlarda uçulur.

Yolcu uçağı kullanımı ise; hareket edilecek hava limanında yolcu ve bagajları yada kargo gibi paralı ağırlıklar uçağına alınıp uygun şekilde yerleştirildikten sonra motorların çalıştırılıp rule hareketi ile uçuş başlar. Piste ulaştıktan sonra uçak kalkış takiben düzgün bir tırmanış ile seyir irtifasına yükselir (bu esnada ağırlık merkezi değişikliği olmaması için yolcu hareketlerine bile izin verilmez). Bu esnada uçağın hızı da düzgün bir artış ile seyir hızına yükselir. Seyir irtifasında uçak tipi veya havayolu şirketi kurallarına göre belirlenen (ve mümkün olduğu ölçüde sabit tutulan) hızda seyahat varış meydanına yaklaşıncaya kadar devam eder ve hava trafik kontrolünün belirlediği güzergah içinde irtifa ve hızını azaltan uçak direkt yaklaşma ile inişini yapar ve rule yaparak aprona ulaşır. Normal görevler sırasında yapılan manevralarda normal yük katsayısı genellikle 1.5-2 g'yi geçmez. Bu şekilde gerçekleşen uçuşlarda uçak yapısının maruz kalacağı yükler önceden tahmin edilebilen (hesaplanan) ve tasarım sırasında dikkate alınan yüklerdir. Pilot tarafından yapılan manevralar normal sınırlar içinde kaldığı sürece, sadece türbülanslı ortamlarda uçuşlar nedeniyle yapının maruz kaldığı yükler yapısal bütünlük açısından önem arz etmektedir. Ancak bilinebilen türbülanslı ortamlara, yapı emniyetinden ziyade yolcu konforu açısından girilmemeye

çalışılmakta, hava trafik kontrolü ile koordine edilerek gerektiğinde güzergah değiştirilmektedir.

6.3. Sertifikasyon Gereksinimleri

Yolcu uçaklarının ticari amaçla görev yapabilmeleri için yetkili bir kuruluştan sertifika almaları şarttır. Halen pek çok sivil hava limanı gerekli sertifikaya sahip olmayan uçakların iniş ve kalkışlarına, güvenlik nedeniyle, izin vermemektedir. Öte yandan sigorta şirketleri de gerekli sertifikaya sahip olmayan hiç bir uçağı sigorta etmemektedir. Bu nedenlerle uçak tasarımı ve imalatı konusunda çalışan tüm firmalar da daha tasarım çalışmalarının başından itibaren, gerekli olan sertifikanın alınabilmesi için, ilgili şartnamede belirtilen hususları yerine getirebilmek için çaba sarfetmekte ve sertifikayı verecek olan kuruluşlar ile koordineli olarak çalışmaktadır.

Batılı ülkelerde sivil amaçlı uçaklar ya FAR (Federal Aviation Regulation) ya da JAR (Joint Aviation Requirements) serisi sertifikalardan birini almak durumundadır. FAR serisi sertifikalar ABD'nin resmi havacılık otoritesi olan FAA (Federal Aviation Administration) tarafından, JAR serisi sertifikalar ise Avrupa ülkeleri arasında müşterek çalışmalarla geliştirilmiş olup üye ülkelerin Ulaştırma Bakanlıkları tarafından verilmektedir⁽¹⁾. Türkiye'de de Ulaştırma Bakanlığı Sivil Havacılık Daire Başkanlığı tarafından bir program dahilinde JAR sertifikası verebilme kabiliyeti kazanmak için çalışmalar sürdürülmektedir. Bu kapsamda halen çeşitli eğitimler alınmakta ve ortak çalışmalar gerçekleştirilmektedir.

Halen yürürlükte olan şartnamelere göre 19 ve daha az yolcu taşımak amacıyla tasarım ve üretimi yapılan uçaklar FAR veya JAR 23 sertifikasını, 20 ve daha fazla yolcu taşımak amacıyla tasarım ve üretimi yapılan uçaklar ise FAR veya JAR 25 sertifikasını almak durumundadır. Ancak son aylarda FAR 23 sertifikasının bundan sonra yeni üretilen uçaklarda sadece 9 ve daha az sayıda yolcu taşıyan uçaklara verilmesi, 10 ve daha fazla sayıda yolcu taşıyacak uçakların ise FAR 25 sertifikası verilmesi için FAA tarafından yeni düzenleme yapılacağı öğrenilmiştir. Bu konuda "Aviation Week & Space Technology" adlı derginin 20 Mayıs 1996'da yayınlanan sayısının 61 nci sayfasında bir haber yer almış[78], ayrıca TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayii (TAI) tarafından tasarım çalışmaları devam eden HD-19 bölgesel yolcu uçağı için danışmanlık yapan "GECİ" firmasının yetkilileri tarafından da aynı bilgi doğrulanmıştır. Buna göre yeni tasarımı yapılan uçakların sertifikasyonu için Mart 1997 ayından itibaren bu kural uygulamaya konulacak, halen kullanılmakta olan uçaklar ise 15 yıl içinde FAR 25 gereklerini yerine getirecektir.

(1)

FAR serisi dokümanlar ABD Ulaştırma Bakanlığına bağlı olan Federal Havacılık İdaresi (FAA) tarafından uçuşa elverişlilik/uçurulabilirlik standartları (airworthiness standards) olarak 'Federal Havacılık Yönetmeliği (Federal Aviation Regulation - FAR)' veya 'Özel Federal Havacılık Yönetmeliği (Special Federal Aviation Regulation - SFAR)' isimleriyle hazırlanıp yayınlanmaktadır.

JAR serisi dokümanlar ise Avrupa ülkeleri tarafından oluşturulan 'Müşterek Havacılık Otoriteleri Komitesi (Joint Aviation Authorities Committee)' tarafından hazırlanıp yayınlanmaktadır. JAR dokümanları temel olarak FAR yönetmeliklerini almış olup uçakların sınıflandırılması ve diğer düzenlemelerde aynı prensipleri benimsemiştir. 27 Mayıs 1994 tarihi itibarı ile sözkonusu komiteye üye olan ülkeler şunlardır: Almanya, Avusturya, Belçika, Danimarka, Finlandiya, Fransa, Hollanda, Kıbrıs, Lüksemburg, Malta, Monako, Norveç, Polonya, Portekiz, Slovenya, İngiltere, İrlanda, İspanya, İsveç, İsviçre, İtalya, İzlanda, Yunanistan.

Yeni tasarımı yapılan bir uçağın sertifika alabilmesi için genellikle yukarıda belirtildiği gibi tasarım safhasında sertifikayı verecek olan havacılık otoritesi ile uzun süre koordineli çalışılmakta ve şartnamelerin gerekleri yerine getirilmektedir. Prototip uçak üretilip ilk uçuşlarını yaptıktan sonra ise özel bir sertifikasyon programı başlatılmaktadır. Bu amaçla uçak özel kayıt cihaz ve sistemleri ile donatılmakta, uçağın büyüklüğüne, şirketin olanaklarına (tasarım ve mühendislik gücüne) ve diğer etkilere bağlı olarak 6 ay ile 18 ay arasında sürebilmektedir. Bu dönemde yeteri kadar uçuş, test ve gerekirse laboratuvar incelemeleri yapılmakta ve milyonlarca dolar harcanması gerekmektedir.

Uçak yapısal bütünlüğü açısından sertifika şartnamelerinin neler istediği FAR/JAR 23 ve FAR/JAR 25 açılarından incelendiğinde şu ihtiyaçlar göze çarpmaktadır:

a. Normal, genel maksat (utility) ve akrobasi sınıfı uçaklar: Bu sınıfa giren uçaklara SFAR No. 23 ve FAR/JAR part 23 yönetmelikleri uygulanmaktadır. SFAR 23 ün 28'inci maddesinde *yorulma değerlendirmesi* başlığı altında 'yorulma dayanıklılığı incelemelerini' kullanım sırasında karşılaşılabilecek tüm yüklere uçak yapısının dayanabileceğini ya analiz ile ya testlerle yada her iki yöntemle birlikte tasarımcının kanıtlaması gerektiği belirtilmektedir. 'Fail - safe' yapılarda ise ana yapı elemanlarında yorulma, parçalardan birinin kırılması vb. aksaklık hallerinde geriye kalan yapının uçağın seyir hızındaki kritik limit yükün % 75 ine (dinamik etkiler için bu değer 1.15 katı kullanılmaktadır) dayanabileceğinin analiz, test veya her iki yöntemle kanıtlanması istenmektedir. Bu şartları yerine getirmek durumunda olan tasarımcı, kullanım sırasındaki gerilme seviyeleri, malzeme, detay tasarım, imalat vb. konularda yukarıda verilen şartları sağlayacak şekilde gerekli tedbirleri aldığını kanıtlamak durumundadır [79].

FAR 23 ve JAR 23 ün § 23.571 nolu maddesinde basınçlandırılmış kabinler (gövde yapıları) için ve § 23.572 nolu maddesinde ise kanat ve ilgili yapısal elemanlar için yukarıda (SFAR 23'te) verilen şartlar benzer şekilde ortaya konmaktadır[80].

b. Büyük uçaklar (large aeroplanes): Bu sınıfa giren uçaklara SFAR No. 25 ve FAR/JAR Part 25 yönetmelikleri uygulanmaktadır. JAR 25'in JAR 25.571 nolu maddesinde uçak yapılarında yorulma ve hasar tolerans analizlerinin nasıl değerlendirileceği beş ana başlık altında açıklanmaktadır. Bunlar;

- Genel,
- Hasar tolerans kırılma emniyetli (fail-safe) değerlendirmeleri,
- Yorulma emniyetli ömür (safe-life) değerlendirmeleri,
- Ses yorulma dayanıklılığı
- Hasar tolerans ayırık nedenler (discrete source) değerlendirmeleridir[81].

Genel başlığı altında, uçağın servis ömrü boyunca yorulma, korozyon, hasar vb. nedenlerle yapının parçalanmadan (catastrophic failure) dayanabilmesi şart koşulmaktadır. İmalatçı bu durumu dayanıklılık, detay tasarım ve imalat yöntemlerinin yeterli olduğunu kanıtlayarak gösterecektir. Kanıtlama için hangi yöntemlerin kullanılacağı ve hangi yapısal elemanların dikkate alınacağı da bu maddede belirtilmektedir.

Kırılma emniyetli yapılarda hasar tolerans değerlendirmeleri başlığı altında, çatlak oluşumu açısından tasarım sırasında dikkate alınan kriterler, statik ve tekrarlı yüklerin sebep olacağı çatlak ilerlemelerinin testlerle kanıtlanması, mümkün ise servis kullanımı bilgileri ile birleştirilerek yapının servis ömrü boyunca emniyetli olduğunun kanıtlanması istenmektedir. Uçuş yükleri altında, özellikle tekrarlı yükler altında kritik yapıda çatlak ilerlemelerinin kolayca teşhis edilebilir olması, kırılma olması halinde geriye kalan yapının aşağıda belirtilen hallerde statik kopma yüklerine dayanması gerekmektedir. Bu haller:

- * JAR 25.337 de verilen şartlarda V_c hızına kadar ve JAR 25.345 te verilen şartlarda simetrik manevra yükleri,
- * JAR 25.345 te verilen şartlarda ve V_c hızına kadar türbülans yükleri,
- * JAR 25.247 ve JAR 25.367 de verilen şartlarda ve V_c hızına kadar simetrik olmayan şartlardaki yükler ile JAR 25.349 da verilen limit yalpa yükleri,
- * JAR 25.351 de verilen hallerde ve V_c hızına kadar limit sapma yükleri,
- * Kabin basınçlandırmanın yukarıda verilen şartlarda varsa ilave etkileri (1 g seviyesinde uçuştaki harici aerodinamik basınç altında, normal maksimum kabin basınç farkının 1.15 katı dikkate alınmaktadır).
- * JAR 25.473, JAR 25.491 ve JAR 25.493 te verilen hallerde yer limit yüklerinin iniş takımları ve bununla doğrudan ilgili gövde yapısına uygulanmasıdır.

Ayrıca yapısal bir elemanın kısmen veya tamamen kırılması halinde eğer uçak yapısının geometrisi yada direngenliği değişir ise hasar tolerans etkileri daha detaylı incelenmektedir.

Yorulma emniyetli ömür (safe-life) değerlendirmeleri başlığı altında, sertifika talep edenler eğer hasar tolerans değerlendirmelerini yukarıda belirtildiği şekilde tüm yapıya uygulanmasının pratik olmadığı hallerde bu emniyetli ömür değerlendirmesinin yapılacağı belirtilmektedir. Bu tip yapıların uçağın servis ömrü boyunca maruz kalacağı tekrarlı yüklere (gerekli emniyetli ömür yayılma faktörü uygulanarak), çatlaklar teşhis edilebilir boya ulaşmadan, dayanabileceğinin analizlerle ve gerekli testlerle kanıtlanması istenmektedir.

Ses yorulma dayanıklılığı başlığı altında, ses dalga ve titreşimleri nedeniyle oluşabilecek çatlakların kırılmaya ve parçalanmaya neden olmayacağının testlerle desteklenmiş analizler veya aynı ortamda çalışan ve benzer yapısal tasarımlar ile üretilen uçakların servis bilgileri ile kanıtlanması istenmektedir.

Ayrık nedenler başlığı altında ise, JAR 25.631 de belirtilen hallerde kuşa çarpma, JAR 25.365 in (e) ve (f) maddelerinde belirtilen hallerde kabin basıncının aniden kaybı vb. hallerde uçak yapısının uçuşunu emniyetli olarak tamamlayabilecek kabiliyette olduğunun kanıtlanması istenmektedir. Böyle hallerde hasarlı yapı statik (kopma) yüklerine dayanabilmelidir. Böyle durumlarda pilot tarafından bazı önlemler alınabileceği (hız azaltma, manevralardan kaçınma, türbülansa girmeme vb.) için bu

yüklerin dinamik etkileri dikkate alınmayabilir. Ancak böyle hallerde uçak geometrisi yada direngenliği değişir ise hasar tolerans etkileri daha detaylı incelenmektedir.

6.4. Yük ve Gerilme Spektrumlarının Geliştirilmesi

Yük ve gerilme spektrumlarının oluşturulması için askeri ve sivil amaçlı uçaklarda uygulanan yöntemler prensip olarak aynı esaslara dayanmaktadır (MIL-STD-1530'da belirtilen esaslara ait bilgiler 3.3.4.4. nolu maddede verilmiştir). Bu amaçla mümkün olduğu ölçüde uçağın ağırlık merkezi (CG - center of gravity)'ne yakın bölgeye ivme ölçer (accelerometer) yerleştirilmekte, bu ünitelerin uçak hareketlerine bağlı olarak ürettiği sinyaller ise diğer uçuş parametreleri ile birlikte uygun bir ortamda kaydedilmektedir. Uygun ortam olarak havacılıkta daha önceki yıllarda ya mekanik kaydediciler, ya manyetik bantlar yada mekanik sayaçlar kullanılmıştır. Günümüzde ise daha çok katı tip (solide state) hafıza elemanları kullanılmaktadır.

Uçağın sadece ağırlık merkezi için kaydedilen bu bilgiler belirli periyotlarla uçak üzerinden alınarak yerdeki iş istasyonlarına aktarılmaktadır. Burada bu bilgiler, uçağın ağırlığı, hızı, irtifası vb. diğer bilgiler ile birlikte analiz edilerek uçağın yapısal yönden kritik olan ve analizi gereken bölgeleri için gerilmeler hesaplanır. Uçağın ağırlık merkezi için kaydedilen bilgiler ile diğer uçuş parametrelerinin, yapısal yönden kritik olan bölgelerdeki gerilme ilişkisi bu şekilde tespit edildikten sonra bu ilişkinin zamana bağlı olarak kaydedilen tüm bilgilere uygulanması ile uçak üzerindeki pek çok noktanın gerilme spektrumları ortaya konabilir. Yeteri sayıda uçuş bilgisi toplandıktan sonra elde edilen gerilme spektrumları değerlendirilerek sözkonusu uçak tipi ve kullanıcı için ortalama bir spektrum belirlenir.

Belirlenen bu spektrumlar yapısal analiz laboratuvarlarında uçağın yapısal açıdan kritik olan elemanları üzerinde çatlak oluşumu ve çatlak ilerlemesi amacıyla yapılan testlerde kullanılır. Bu testlerin sonucunda yapıda kullanım şartlarına bağlı olan çatlak ilerlemeleri ve dolayısı ile yapısal ömür tespiti mümkün olur.

Yük ve gerilme spektrumu tespiti ve bu spektrumların kullanılarak yapısal ömür tahminleri için kullanılan yöntemler gerek askeri gerekse sivil uçaklarda birbirine benzemektedir. Farklı yönleri ise uçakların kullanım sertliklerine bağlı olarak yük spektrumlarında yük katsayıları askeri uçaklarda sivil uçaklara kıyasla daha serttir. Buna karşılık gerilme spektrumlarına geçildiğinde hem askeri hemde sivil uçaklarda kritik yapılarda dahi akma gerilmelerinin yeterince altında kalmayı sağlayacak şekilde tasarım yapılmaktadır. Bu durumun bir göstergesi, askeri uçakların yapı ağırlığının maksimum kalkış ağırlığı içindeki oranının sivil uçaklara kıyasla daha yüksek olmasıdır. Bir başka ifade ile yolcu uçaklarında yapı daha hafif tutulabilmekte ve faydalı (paralı) ağırlık miktarı askeri amaçlı uçaklara kıyasla daha fazla artırılabilir.

6.5. Sivil Nakliye Uçaklarında Yapısal Kontroller

Bir önceki paragrafta anlatılan analiz ve test işlemleri sırasında elde edilen bilgiler sonucunda yolcu uçakları için yapısal bakım ve kontrol ihtiyaçları, uçak imalatçısı

tarafından ortaya konur. Askeri uçaklarda olduğu gibi *tek uçak izleme programı* yada benzer adlı özel takip programlarına ihtiyaç duyulmaz. Kontrol ihtiyaçları ya servis bültenleri ile yada uçakların D, E ve F tipi planlı bakımları ile revizyonlarına kontrol operasyonu olarak ilave edilir.

Yeni bir yolcu uçağı üretimi yapılarak servise verilmesi halinde yapısal bakım ve kontrol ihtiyaçları, eğer uçağı geliştiren şirketin benzer uçaklar üzerinde yeterli deneyimi yoksa, tasarım ve geliştirme faaliyetleri sırasında tespit edilen ihtiyaçlar ile tasarım sırasında öngörülen kullanım şeklini simüle eden spektrumların uygulamaları sonucunda ortaya konur. Bu bilgilerin ışığı altında ortaya konan yapısal bakım ve kontrol ihtiyaçları, uçakların servise verildikten sonraki gerçek kullanımlarında elde edilen (toplanan) bilgiler ile tekrar gözden geçirilir ve gerekirse güncelleştirilir.

Bu durum yolcu uçağı üretimine yeni giren şirketler için oldukça önemlidir, ancak Boeing, Airbus, Lockheed, McDonnell Douglas gibi büyük şirketlerde yeterince deneyim ve bilgi birikimi mevcut olduğu için yeni bir yolcu uçağını servise verirken yapısal bakım ve kontrol ihtiyaçlarını yeterince hassas ortaya koyabilmektedirler. Bu nedenle günümüzdeki yolcu uçaklarında (çok istisnai şartlar oluşmadıkça) yapısal kontroller için uçuşlar kesilmemekte ve plansız kontrol talep edilmemektedir.

6.6. Modern Nakliye Uçakları Üzerinde Yorulma Çalışmalarına Bir Örnek

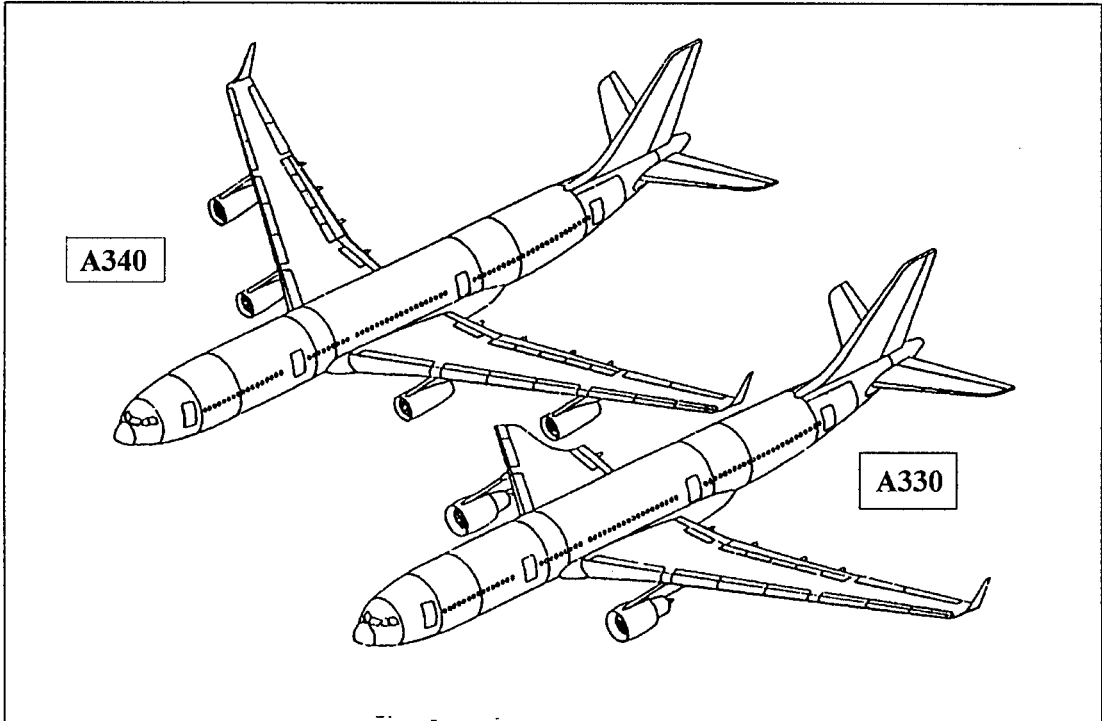
Bu bölümde Avrupa'da üretilen Airbus A330 ve A340 uçaklarının 'Tam Ölçekli Yorulma Testleri İçin Yük Spektrumlarının Geliştirilmesi' konusuna değinilecektir. Bilindiği gibi A330 orta menzil uçağı 1992 yılında ve A340 uzun menzil uçağı da 1993 yılında sertifikasyon sahibi olmuşlardır (Şekil 6.1.). Bu iki uçak tipi Airbus ailesinin en yeni iki ürünüdür ve A340 uçağı toplam 130.000 lb. maksimum tepki gücünde 4 motora, A330 uçağı ise uçağı toplam 136.000 lb. maksimum tepki gücünde 2 motora sahiptir [83].

Bu uçakların yorulma testleri tam ölçekli olarak her iki uçak için bir set A340-300 uçağı yapısı üzerinde yapılmıştır. Testler ön gövde, orta gövde, kanat ile arka gövde ve yatay stabilize olarak dört ana parçada gerçekleştirilmiş ve test sırasında kullanılan yük spektrumu uçuş, yer ve basınçlandırma yüklerini en iyi temsil edecek şekilde hazırlanmıştır.

Airbus uçakları servis ömürleri en az 20 yıl olacak şekilde tasarlanmışlardır. Uçakların daha önceki versiyonlarından elde edilen deneyimler ile müşteri isteklerini birlikte değerlendirerek tasarlanan bu uçakların görev profilleri Şekil 6.2.'deki gibi belirlenmiştir. A330 uçaklarının servis ömrü 20 yılda ortalama blok süresi 35000 feet'te 90 dakika ve toplam 40000 uçuş olarak, A340 uçaklarının ise kısa mesafe ve uzun mesafe uçuşları olarak iki grupta tasarlanmıştır. Kısa menzil uçuşları 35000 feet'te 75 dakika ve toplam 10000 uçuş, uzun menzil uçuşları ise 39000 feet'te 405 dakika toplam 10000 uçuş olarak tasarlanmıştır.

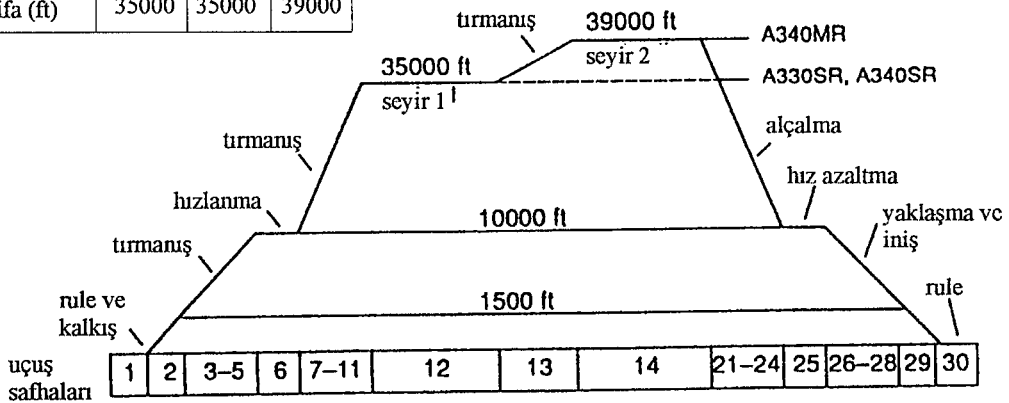
Görev profilleri her ne kadar Şekil 6.2.'ye göre hazırlanmış ise de gerçek uçuşların bundan bir miktar farklı olabileceği değerlendirilmektedir. Bu nedenle söz konusu spektruma göre oluşturulan testlerin yorulma ve hasar tolerans ihtiyaçlarını karşılaması,

farklılıkların sebep olabileceği gereksinimlerin ise yapısal kontrol programları ile karşılanabileceği planlanmıştır [83].

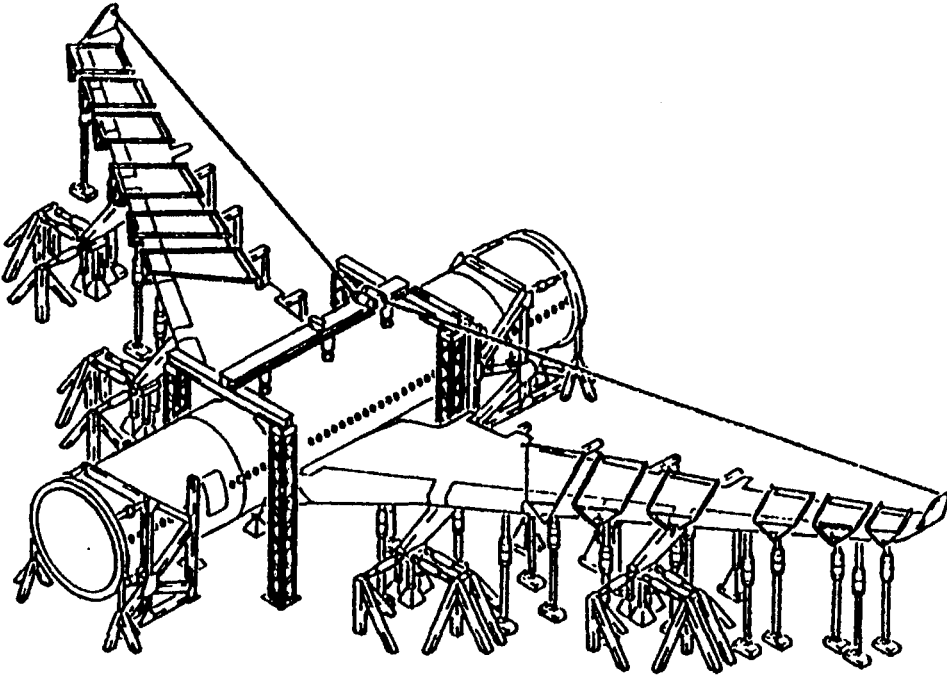


Şekil 6.1. Airbus A330 ve A340 uçakları [83]

%65 paralı yük yorulma görevi			
Birim	A330 SR	A340 SR	A340 MR
uçuş süresi (dak.)	90	75	405
mesafe (nm)	500	380	2960
max. irtifa (ft)	35000	35000	39000



Orta gövde ve kanat için yapılan testte EF2 adında ve 31 m uzunluğunda Şekil 6.3'te görülen A340-300 yapısı kullanılmıştır. Bu yapıda kanat üzerindeki hareketli elemanlar yer almamış, bunların bağlantı elemanları, alt taşıyıcı elemanlar (undercarriages), paylon ve kanat ucu yapıları (winglets)'nın bağlantı elemanları gerçek uçak yapısında ne ise aynen kullanılmıştır. Paylonlar, alt taşıyıcılar ve kanat uçları ise yük transferi için farklı malzemeden kullanılmıştır. Testte kullanılan yapı ön ve arka tarafta çelik kaburgalar ile kapatılmış, 6 noktadan tespit edilmiş ve 92 adet hidrolik kriko (jak) kullanılarak yük uygulanmış, ayrıca gövde basınçlandırılmıştır. Bu şekilde toplam 80000 uçuşa karşılık gelecek test planlanmıştır. Bu sürenin ilk 40000 test uçuşu



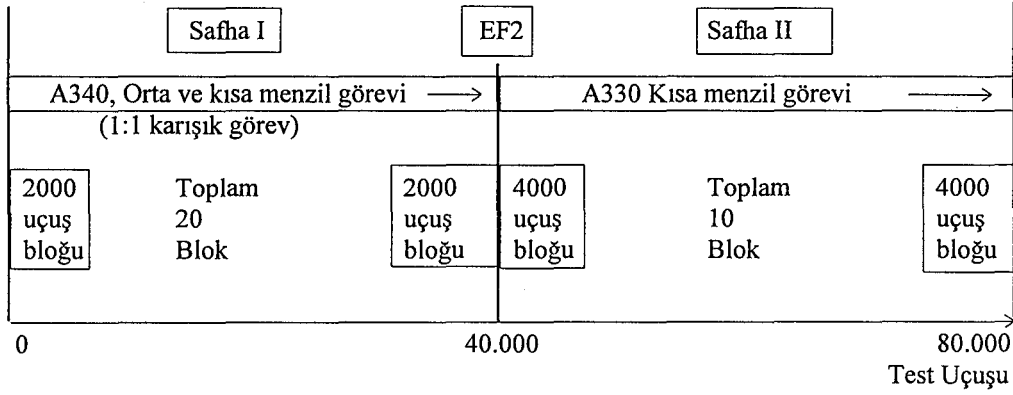
Şekil 6.3. EF2 "orta gövde ve kanat" üzerinde tam ölçekli yorulma testi [83]

A340 uçağı yükleri olarak birinci safha, son 40000 uçuşu ise A330 yükleri ile ikinci safha olarak uygulanmıştır [83]. Tüm test yükleri test zamanını azaltmak amacıyla % 10 artırılarak uygulanmıştır. İlk 40000 uçuş tamamlandığında A340 uçağı yapısının dayanıklılığı kanıtlanmış, A330 uçağı içinse toplam 80000 uçuş gerekmiştir (Şekil 6.4.).

6.7. Yaşlı Uçaklar İçin Yapılan Çalışmalar

28 Nisan 1988 tarihinde 'Aloha' havayolları tarafından işletilen N73711 nolu Boeing 737 uçağı, Hawaii'de uçuş sırasında yapısal yetersizlik nedeniyle, gövdesinin bir bölümü havada parçalanmıştır. Bu kaza son 10 yılda yolcu uçakları içinde yapısal bütünlük sahasına giren, üzerinde çok konuşulan ve 22 Aralık 1969 tarihinde meydana

gelen F-111 kazasının [3] askeri uçaklar üzerinde yapısal bütünlük konusunda sebep olduğu gelişmelere benzer şekilde, ticari hava taşımacılığı endüstrisinde yapısal bütünlük devrimine yol açan bir kaza olarak değerlendirilmektedir [82]. Bu nedenle özellikle ABD'de FAA tarafından sivil nakliye uçakları yapısal bütünlüğü ile ilgili faaliyetler gözden geçirilmiş, gerekli önlemler uçak imalatçıları ve kullanıcıları ile koordineli edilerek uygulamaya konulmuş ve UYBP ile ilgili ortamlarda bu kazadan hep bahsedilmiştir (AGARD Yapı ve Malzeme Panelinin periyodik toplantıları, USAF'ın yıllık SIP toplantıları, Boğaziçi Üniversitesi ICSAS '95 konferansı, vb.).



Şekil 6.4. Test safhaları ve blokların sıralandırılması [83].

6.7.1. FAA tarafından yapılan çalışmalar

Kazayı inceleyen ekip tarafından kaza sebebinin *çok yönlü hasar* (multiple site damage- MSD) olduğu tespit edilmiştir [84]. Öte yandan 1983 yılında Japon Havayollarına ait Boeing 747 uçağının arka basınç kaburgası (aft pressure bulkhead) onarımının kırılmasında da MSD'den şüphe edilmektedir. Bu olayların USAF nakliye uçaklarının kanatlarında beklenenden önce çatlaklar ile karşılaşılması olayları birlikte değerlendirildiğinde yaşlı uçaklarda MSD'nin özel bir önemi olduğu ortaya çıkmaktadır [85]. Bu nedenle FAA tarafından 1988 yılında bir proje başlatılmış ve üç hedef ortaya konmuştur. Bunlar;

- Çok yönlü hasarın oluşumunu ve davranışını araştırmak ve anlamak,
- Uçakların kontrolleri sırasında MSD'nin mevcudiyetinin nasıl tespit edileceğini ortaya koymak,
- Daha sonraki tasarımlarda çok yönlü hasarın önüne geçmek için alınması gereken tedbirleri tespit etmek

şeklinde belirlenmiştir [85].

Çok yönlü hasarın oluşumunu anlamak için yaşlı uçaklar sınıfına giren Boeing 707, 727, 737, 747, BAC 1-11, DC-8 ve DC-9 gibi yaklaşık 5000 uçağın sınıflandırılıp incelenmesi planlanmıştır (örneğin DC-9 uçaklarının tasarım iniş ömürleri 45000 olup,

uçakların yarısı bu limiti aşmış, hatta (1988yılında) 90000 inişe ulaşan uçaklar olmuştur).

Aloha kazasından birkaç hafta sonra FAA tarafından yaşlı uçaklar için uluslararası bir konferans düzenlenmesi kararı alınmış ve Temmuz 1988 ayı içinde Washington D.C. de gerçekleştirilmiştir [86]. Daha sonra ABD Havacılık Endüstrileri Kurumu (Aerospace Industries Association - AIA)'nın bir alt kuruluşu olan ABD Hava Taşımacıları Kurumu (Air Transport Association - ATA) tarafından Ağustos 1988 ayı içinde Havacılık Güvenliği İş Kuvveti (Airworthiness Assurance Task Force - AATF)'nin adı Havacılık Güvenliği Çalışma Grubu (Airworthiness Assurance Working Group - AAWG) olarak değiştirilmiştir. Bu grup faaliyetlerini yeniden gözden geçirerek ve bir yandan FAA ile diğer yandan diğer havacılık güvenliği otoriteleri ile işbirliği yaparak yaşlı uçaklar sınıfına giren yolcu uçaklarının uçuş güvenliğinin artırılmasında önemli görevler üstlenmişlerdir. Bu faaliyetler arasında ilave yapısal kontrol programlarının uygulanması, uçuş güvenliği ile ilgili servis bültenlerinin yayınlanması, zorunlu korozyon kontrol programlarının geliştirilmesi vb. yer almaktadır. Bu uygulamalar bugün için kısa mesafe yolcu uçaklarına da yaygınlaştırılmıştır.

FAA tarafından alınan önlemlerden biri de SFAR'larda düzenleme yaparak yaşlı uçaklar arasından uçuş saati yüksek olanlardan biri üzerinde, mevcut yapının en az bir servis ömrü boyunca yorulma testi yapılması için taslak hazırlamıştır. Ancak bu niyet bilinmeyen yorulma problemlerinin ortaya konması ve MSD'in tespiti işlemleri ile sınırlı olacak şekilde uygulamaya geçirilmiştir. Bu çalışmaların sonuçları AAWG tarafından Temmuz 1990 da yayınlanmıştır [87]. Rapora göre yolcu uçaklarında çok yönlü yorulma hasarının oluşmaması için yeteri kadar önlem alındığı belirtilmektedir. Bu başarı envanterdeki tüm yaşlı uçakların tek tek değerlendirilmesi ile elde edilmiştir.

Bu çalışmaların gerçekleştirilmesi sırasında Havacılık Kuralları Geliştirme Danışmanlar Komitesi (Aviation Rulemaking Advisory Committee - ARAC) altında Yapısal Kontrol Değerlendirme İş Grubu (Structural Audit Evaluation Task Group - SAETG) ve Nakliye Uçakları ve Motorları Alt Komitesi (Transport Aircraft and Engine Sub-Committee - TAES) oluşturulmuştur. Bu gruplar tarafından SFAR ve ilgili diğer yönetmelikler üzerinde gerekli yeni düzenlemeler yapılmış, ayrıca çok yönlü yorulma hasarı üzerine bir endüstri komitesi oluşturulmuştur. Tüm bu çalışmalar sırasında 11 ayrı tipteki nakliye uçağı filoları SAETG tarafından yapılan düzenlemelere uygun olarak değerlendirilmiştir. Bu kapsamdaki uçak filoları: Boeing 707/720, 727, 737 (sadece 100 ve 200 modelleri), 747 (sadece 100 ve 200 modelleri), BAE 1-11, DC-8, DC-9, DC-10, F28, A-300 (sadece B2, B4-100, B4-200, C4 ve F4 modelleri), ve L-1011 dir [82].

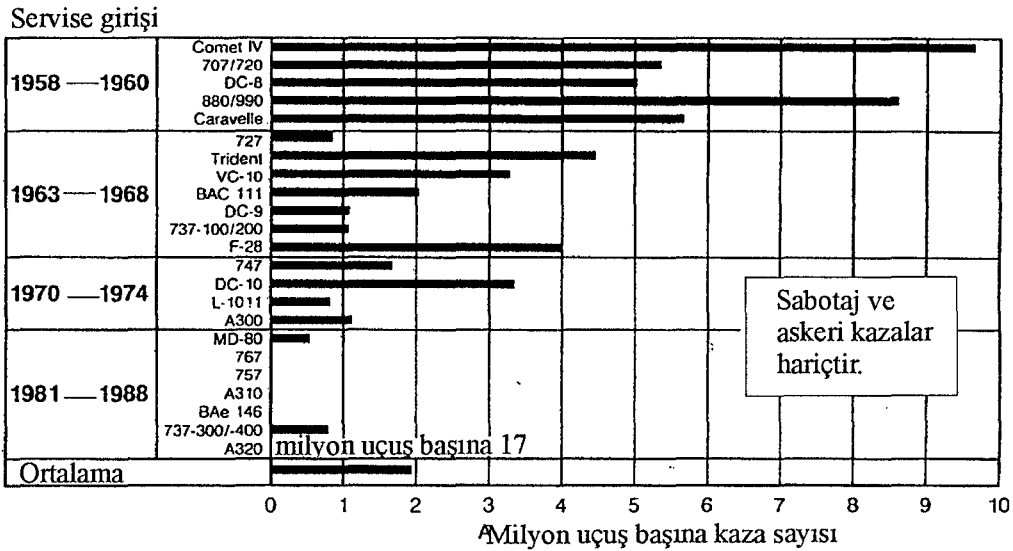
Yaşlı uçaklarda uçuş güvenliği, uçak imalatçıları, havayolu işletmeleri ve havacılık otoritelerinin müşterek çalışmaları sonucunda artırılmıştır. Mart 1990 ayı içinde yine FAA tarafından yaşlı uçakların yapısal bütünlükleri konulu bir sempozyum düzenlendiği ref [85] 'den anlaşılmaktadır.

6.7.2. Yaşlı Boeing uçakları için yapılan çalışmalar

Yaşlı sivil nakliye uçakları üzerinde yapılan çalışmalar başlıca üç grupta toplanabilir. Bunlar; servisten alınan yüksek uçuş saatli uçakların özel kontrolları, yaşlı

uçakların yorulma testleri ve serviste bulunan yaşlı uçaklar için uygulanan yapısal takip programlarıdır. Serviste bulunan yaşlı uçakların uçuş ömürlerini emniyetli bir şekilde tamamlamaları bu faaliyetlerin sonucunda mümkün olmaktadır.

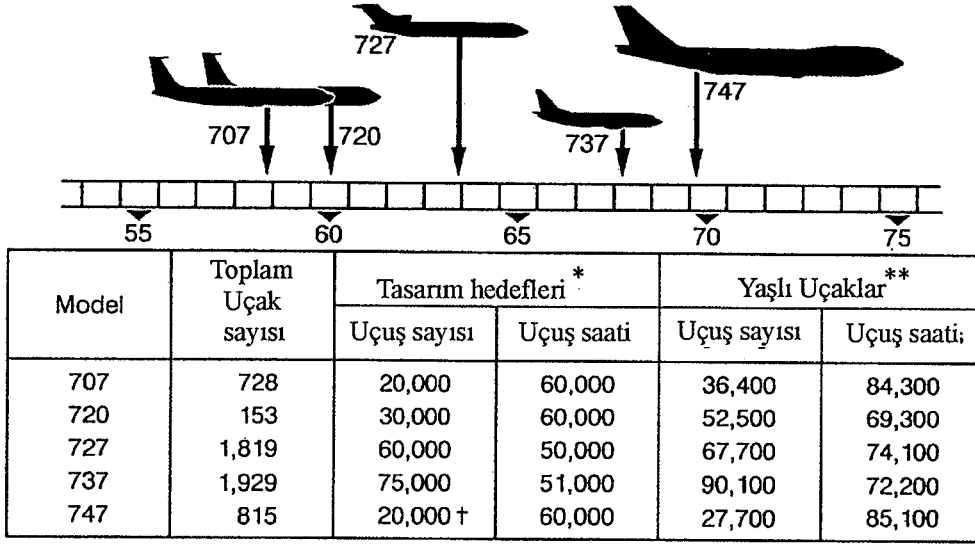
Boeing uçak şirketi tarafından yaşlı uçaklar üzerinde yapılan çalışmalara ait bilgiler 1991 yılında AGARD Yapı ve Malzeme Panelinin uzmanlar toplantısında bir bildiri olarak sunulmuştur [88]. Buna göre sivil nakliye uçaklarında uçak kaybı ile sonuçlanan kazalarda, doğrudan uçak, uçak sistemleri, motor ve üniteleri veya uçağa yapılan bakım ile ilgili nedenlerin oranı sadece % 10 mertebesinde. Diğer kazaların sebebi ise insan faktörü ile olumsuz hava şartlarıdır. % 10'luk dilimin içinde, uçak yapısı ilişkili kazaların oranı ise yaklaşık % 3 seviyesindedir. Şekil 6.5.'te ticari sivil jet nakliye uçaklarında kaza oranları verilmektedir. Uçak kazalarının en düşük seviyeye indirilmesi için uçağın tasarımını, üretimini yapan ve servis sırasında destekleyen imalatçı, uçağı işleten, bakım ve kontrollerini yapan işletmeci ile kural ve kaideleri ortaya koyan, tasarımı onaylayan ve bakım performansını teşvik eden havacılık otoriteleri olmak üzere üç ayrı disiplinin ortak çalışması gerekmektedir. Sivil nakliye uçaklarının uçuş güvenliği ancak bu üç ayrı disiplinin koordineli çalışması ile sağlanabilir.



Şekil 6.5. Sivil nakliye uçaklarında kaza oranları [88]

1950 ve 1960'lı yıllarda servise giren uçaklar "fail-safe" tasarım yöntemi ile üretilmişlerdir. Ocak 1991 itibarı ile serviste bulunan Boeing ticari jet uçakları envanteri Şekil 6.6.'da verilmektedir. Buna göre bazı uçaklar tasarım servis ömrü hedeflerinin oldukça üzerine çıkmıştır.

Uçak yapısında yapısal açıdan kritik olan her noktanın (her yapısal elemanın) test edilerek kanıtlanması pratik değildir. Bu nedenle havacılık otoritelerinin gerekli gördüğü miktarlarda, sertifikasyon amacı ile gerekli analiz ve doğrulama testleri yapılmaktadır. Doğrulama testleri ise; küçük parçalar üzerinde laboratuvar ortamında uygulanan



* Uçak bu ömre ulaştığında yorulma başlangıcı görülebilir.

** Yaşlı uçaklarda uçuş sayısı ve uçuş saati değerleri farklı uçaklara aittir.

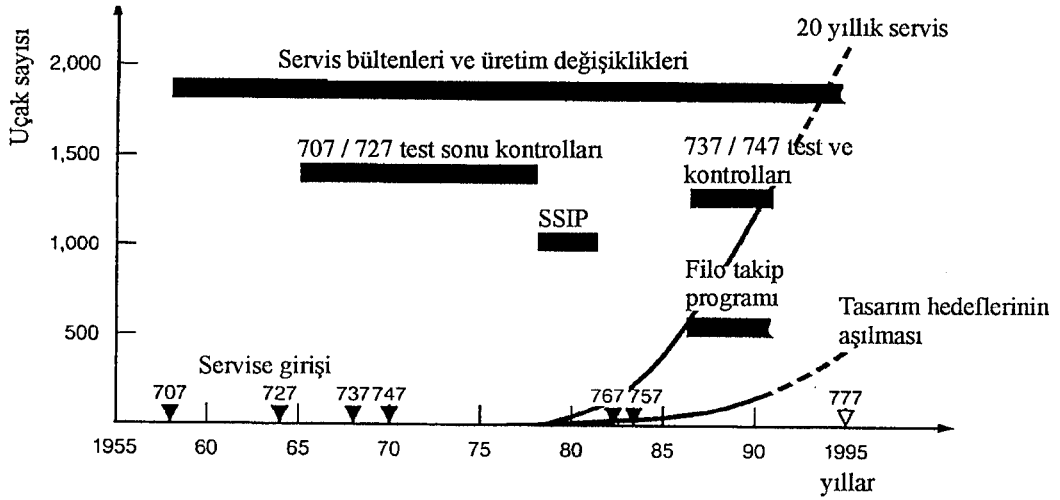
† Bazı tiplerinin tasarım amacı farklıdır.

Şekil 6.6. Boeing ticari jet uçakları envanter durumu (Ocak 1991) [88]

testler, gövde yapısı, kanat ve kumanda yüzeylerini temsil eden büyük panel ve ana üniteler ile tam ölçekli gövde testleri olmak üzere üç ana gruba ayrılabilir. Boeing şirketinde yaşlı uçakların yapılarını değerlendirmek üzere pek çok test yapılmıştır. McGuire ve Goranson'a göre 737 uçağı gövdesi üzerinde yapılan tam ölçekli testler sonunda emniyet açısından önemli bir yorulma problemi ile karşılaşılmamıştır [88]. Bulunan en önemli sorun arka giriş kapısı altındaki çatlak olup gerekli önlemler servis bülteni yayınlanarak alınmıştır.

1989 yılında gerekli testlerin yapılabilmesi için iki adet fiksçir (fixture/component jig) imal edilmiştir. Bunlardan birincisi 1.9 m yarıçapında olup 727, 737 ve 757 uçaklarının gövde testlerinde, ikincisi ise 3.2 m yarıçapında olup 747, 767 ve 777 uçaklarının gövdelerinin testinde kullanılmaktadır. Test edilecek gövde elemanları sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak hazırlanmış ve analiz sonuçları gerinim ölçer bilgileri ile doğrulanmıştır.

Yaşlı uçaklar üzerinde henüz tespit edilmemiş veya henüz başladığı için tespit edilmesi zor olan çatlakların belirlenebilmesi amacıyla yapılan çalışmalardan bazıları Şekil 6.7.'de görülmektedir. Bu testlerde elde edilen bilgiler tasarım değişikliklerine, gerekli servis bültenlerinin hazırlanmasına ve hatta havacılık otoritelerinin direktiflerine yön vermiştir. 18 yıl uçarak 59000 saate ulaşan ve ekonomik olarak onarılamıyacak derecede hasarlanan bir 737 uçağı Boeing şirketi tarafından satın alınmış ve arka gövdesinin basınç testi ile tüm uçağın kontrolü için kullanılmıştır. Benzer şekilde 1988 yılında da 20000 uçuşunu tamamlayan bir 747 uçağı servisten çıkarıldıktan sonra tamamen sökülerek kontrol edilmiştir. Kanat ve kumanda yüzeylerinin detaylı analizleri sonunda önemli bir sorunla karşılaşılmamıştır.



Şekil 6.7. Yaşlı uçaklar için destek faaliyetleri [88]

Boeing şirketi tarafından serviste bulunan uçakların yapısal yönden desteklenmesi amacıyla yapılan çalışmalar Şekil 6.8.'de görülmektedir. ABD'de yeni bir uçak servise girdiğinde yapısal bakım ve kontrol ihtiyaçları, FAA, uçağın imalatçısı ve uçağı kullanacak şirketin koordinesi ile hazırlanmaktadır. Bu kapsamda *bakım planlama dokümanı* (Maintenance Planning Document - MPD) ve *bakım gözden geçirme dokümanı* (Maintenance Review Board - MRB) adı altında iki ana kaynak oluşturulmaktadır.

FİLO DESTEK PROGRAMLARI					
1950 ler	1960 lar	1970 ler	1986	1988	1989
Boeing Müşteri Desteği	SSID ve diğer faaliyetler	Uçak takip programı	AATF	Yapısal destek programı	
* Mühendislik * Bakım mühendisliği * Servis mühendisliği * Teknik temsilcilik * Yedekler	Mühendislik ve Müşteri servisleri	Mühendislik ve Müşteri servisleri	FAA/ATA/AIA Konferanslarının takibi	Servis mühendisliği	
* Servis problemleri * Servis bültenleri * Bakım programları * Onarımlar * Tasarım değişiklikleri * İşletmeciler konferansları	* SSID * Yorulma testleri * Test sonu kontrolleri	* Uçak izleme * Yaşlı ve lider uçaklar * Yapı ve sistemler	* Yaşlı uçaklar * Yapısal ağırlıklı * Tüm imalatçılar	* hat bakımında yapıya önem verilmesi * bölgesel itibat noktaları * Müşteri taleplerine uygun kanalların oluşturulması	

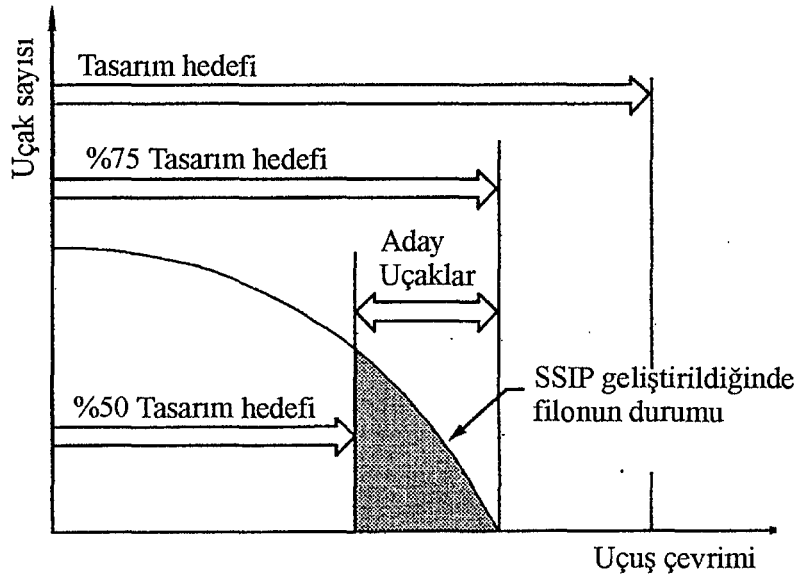
Şekil 6.8. Boeing filo destek programları [88]

Özellikle yaşlı uçaklar için *ilave yapısal kontrol dokümanı* (supplemental structural inspection document - SSID) FAA ve kullanıcılarla koordine edilerek imalatçı

tarafından hazırlanmıştır. Yaklaşık 10 yıl süre ile yaşlı uçaklara, 707, 727, 737 ve 747 uçaklarına zorunlu olarak, uygulanmıştır. Bu uçaklara ait bilgiler Şekil 6.9.'da verilmektedir. Bu çalışmaya ilave olarak yapılan bir faaliyet de tecrübeli altı mühendisten oluşan bir ekip ile belli konular üzerine gidilerek bir takip yöntemi oluşturulmasıdır. Bu ekip tarafından 67 farklı şirketteki 122 uçak izlenmiş, Mart 1991 itibarı ile 33 ayrı ülke dolaşmıştır.

Uçak		Aday Uçak sayısı
Model	Seri	
707/720	Hepsi	141 ▷
727	100/200	378
	100C	72
737	100/200	123
747	100/100F,C/200B	117

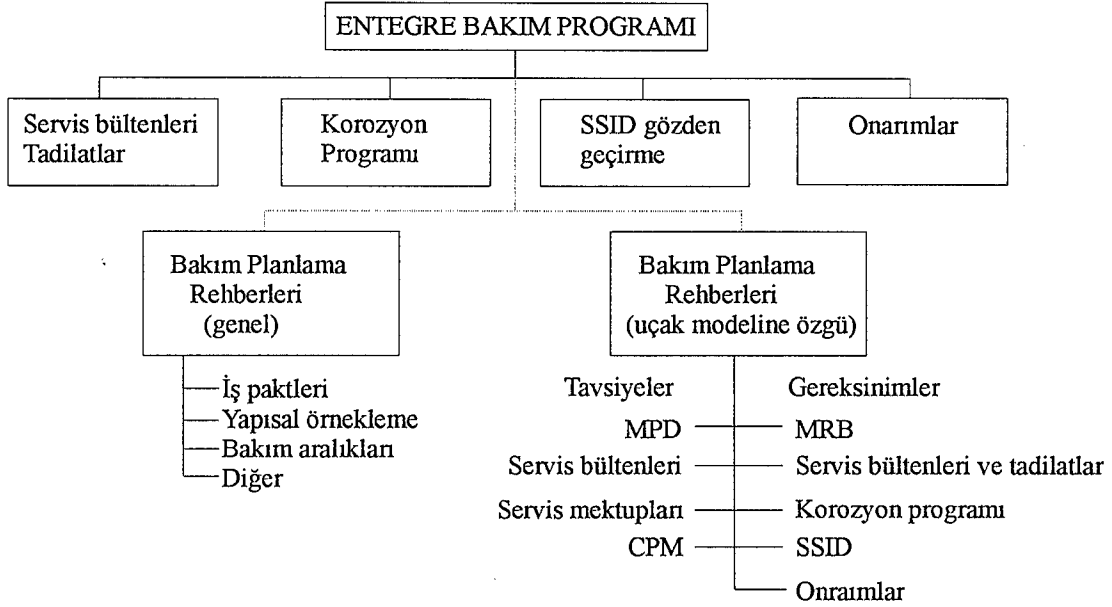
▷ 707 uçaklarında aday uçak sayısı zamanla değişebilir.



Şekil 6.9. İlave yapısal kontrol programları [88]

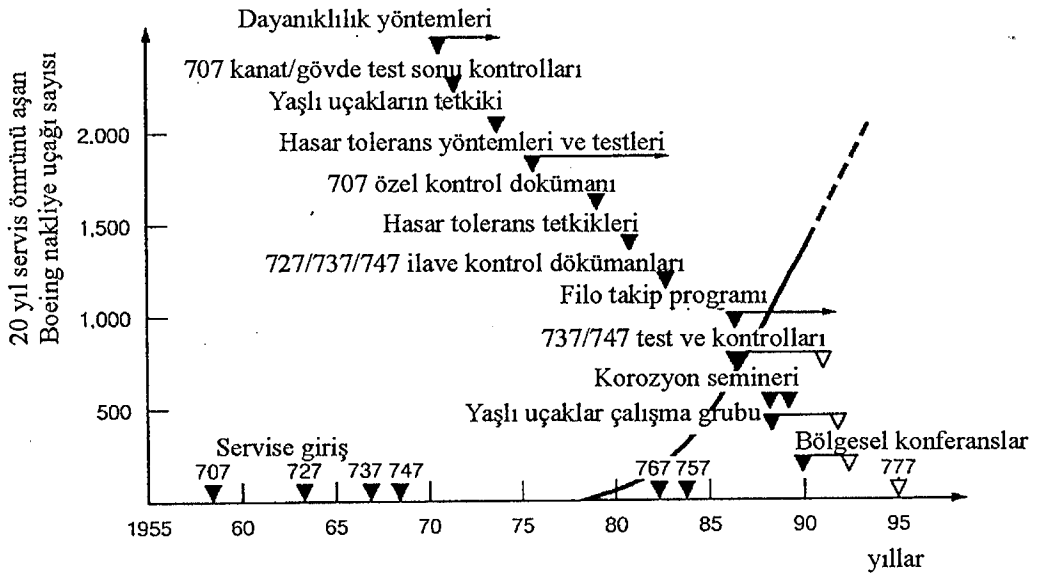
Günümüzün modern nakliye uçaklarının yapısal bütünlüklerinin sürekli olarak sağlanabilmesi, koruyucu bakım ve etkili kontrol programları ile mümkün olmaktadır. Bu nedenle yorulma çatlaklarını tespit edebilmek için ilave yapısal kontroller gerekli olmaktadır. AATF tarafından teşkil edilen bir endüstri alt komitesi, yaşlı uçakların bakım programları için genel amaçlı ve modele bağlı olmak üzere iki grupta rehber malzemeleri hazırlamıştır. Şekil 6.10.'da görülen bu çalışmalar Temmuz 1990'da AATF

tarafından onaylanmıştır. Boeing şirketinin filo destek kapsamındaki genel faaliyetleri de Şekil 6.11.'de görülmektedir.



Şekil 6.10. Yaşlı uçaklar için bakım programlarının geliştirilmesi [88]

McGuire and Goranson'a göre gelecekteki sivil nakliye uçaklarının tasarımında; korozyona dayanıklı alaşım ve imalat yöntemlerinin geliştirilmesi, sızdırmazlık ve drenaj (tahliye) kabiliyetlerinin iyileştirilmesi, ulaşılabilirlik ve kontrol edilebilirlik



Şekil 6.11. Boeing filo destek faaliyetleri [88]

imkanlarının iyileştirilmesi önem arzedecektir. Bu amaçlar uçağın hasar toleransını, sağlamlığını, dayanıklılığını ve ağırlık ile fiyat oranı verimliliğini hemen hemen eşit seviyede iyileştirecektir [88].

7. MANEVRA KABİLİYETİ YÜKSEK BİR UÇAKTA KANAT KÖKÜ YÜKLERİNİN HESAPLANMASI

7.1. Genel

Askeri uçaklarda yük kayıt sistemleri olarak gerinim (strain) kayıt sistemleri, yükseklik, hız ve ivme ölçen sistemler ile parametreleri kaydeden sistemlerin havacılığın gelişimine bağlı olarak kullanıldıkları üçüncü bölümde açıklanmıştır. Yeni bir uygulama olarak bir savaş uçağı üzerinde hem gerinim bilgilerini hemde parametreleri aynı anda kaydeden bir sistem düşünülmüş ve böyle bir çalışma için destek aranmıştır. NATO/AGARD yapı ve malzeme paneli (Structures and Materials Panel - SMP)'nin Türkiye'ye sağladığı destek kapsamında böyle bir projenin gerçekleştirilebileceği öngörülmüş ve bu panelin panel toplantılarında proje önerilmiştir. Projeye Hollanda Milli Araştırma Laboratvarı (National Aerospace Laboratory-NLR) destek vermiş ve proje ile ilgili ilk çalışmalar başlatılmıştır. Daha sonra AGARD'ın sağladığı destek kısıtlı olduğu için Hollanda Savunma Bakanlığı'ndan ilave kaynak bulunmuş ve projenin devamındaki çalışmalar bu şekilde gerçekleştirilebilmiştir.

Projenin amacı böyle bir kayıt sisteminin temin edilmesi, uçağa montajı, kalibrasyonu ve kaydedilen bilgilerin analiz edilerek kanat kökündeki eğilme momenti, yunuslama momenti ve yine kanat kökündeki kayma kuvvetlerinin kaydedilen parametrelere bağlı olarak hesaplanmasıdır. Proje için Hava Kuvvetleri Komutanlığının tahsis ettiği bir F-16C (blok 30) uçağı kullanılmıştır. 87-0010 Seri nolu uçak üzerinde 22 Ağustos - 2 Eylül 1994 tarihleri arasında 4 ncü Ana Jet Üs K.lığı Akıncı-Ankara'da gerinim ölçerlerin, kayıt sisteminin ve sistemin gerektirdiği kablo demetlerinin montajı yapılmıştır. Montaj işlemlerini takiben kalibrasyon, faaliyet kontrolleri ve tecrübe uçuşu yapılmıştır. Parametre analizleri ise daha sonra yapılmış olup bu amaçla Ekim 1994 içinde bir hafta süre ile NLR'da çalışılmıştır.

Proje kapsamında gerçekleştirilen uçuş yüklerinin ölçüm ve kalibrasyonu çalışmaları yurt içinde ilk defa yapılacağı için, bu alanda daha önce yapılan çalışmalardan istifade edilmesi amacıyla kaynak araştırılmıştır. Bulunan iki kaynak eser [89], [90] bu çalışmalarda önemli katkı sağlamıştır.

7.2. Parametrelerin Listesi

Projenin hedeflerine uygun olarak ölçülen uçuş bilgilerinden yapısal yükleri hesaplayabilmek için kaydedilecek parametrelerin özenle seçilmesi gerekmiştir. Seçilen parametreler :

- Dört tanesi sağ kanat alt yüzeyinde kanat gövde bağlantı fittingleri üzerinde, bir tanesi kayma kuvvetlerini ölçmek amacıyla kanadın ön yüzeyinde ve bir tanesi de sağ ana iniş takım yuvası alt "bulkhead" üzerinde olmak üzere toplam altı adet gerinim ölçer,

- Yakıt miktarı,
- Yükseklik,

- Mach sayısı ve düzeltilmiş hava hızı (Calibrated Airspeed),
- Yunuslama, yalpa ve sapma oranları (Pitch, Roll and Yaw Rates),
- Normal ivme,
- Sağ ve sol flaperon pozisyonları

olmak üzere toplam 16 bilginin kaydedilmesi öngörülmüştür. Çizelge 7.1.'de ölçülecek olan bu parametrelerin bilgi kaynakları, hassasiyetleri ve giriş kanal numaralarına ait bilgiler verilmektedir.

7.3. Veri Kayıt Sistemi

Projede kullanılan sistem NLR tarafından seçilmiş olup Hollanda Hava Kuvvetleri'ndeki iki F-16 uçağında kullanılan yorulma yük izleme programı sistemine benzerlik göstermektedir.

Çizelge 7.1. Parametrelerin listesi.

Kanal	Açıklama	Sembol	Ölçü aralığı (range)	Bilgi Kaynağı
0	Yakıt Miktarı	FQ	0 - 20000 Lbs.	Yakıt Miktar Kontrolörü
1	Mach Sayısı	Ma	0 / 2	Merkezi Hava Bilgisayarı
2	Basınç Yüksekliği	Hp	-1500 / 80000 ft.	//
3	Kalibre Edilmiş Hava Hızı	Vc	50 / 750 kts.	//
4	Normal Yük Katsayısı	Nz	-5.5 / + 12 g	Uçuş Kont. Bilgisayarı
5	Yalpa oranı	RR	-300 / +300 deg/s.	//
6	Yunuslama oranı	RP	-40 / +40 degr/s.	//
7	Sapma oranı	RY	-40 / +40 degr/s.	//
8	Sol Flaperon Pozisyonu	DFLA1	-20 / +23 degr.	Sol Transducer
9	Sağ Flaperon Pozisyonu	DFLA2	-20 / +23 degr.	Sağ Transducer
10	Gerinim ölçer FS 325.8 (MSR)	FS 325.8		Gerinim ölçer
11	Gerinim ölçer FS 309	FS 309		Gerinim ölçer
12	Gerinim ölçer FS 325	FS 325		Gerinim ölçer
13	Gerinim ölçer FS 341	FS 341		Gerinim ölçer
14	Gerinim ölçer FS 357	FS 357		Gerinim ölçer
15	Gerinim ölçer FS 293.8/BL 49.55	FS 293.8		Gerinim ölçer

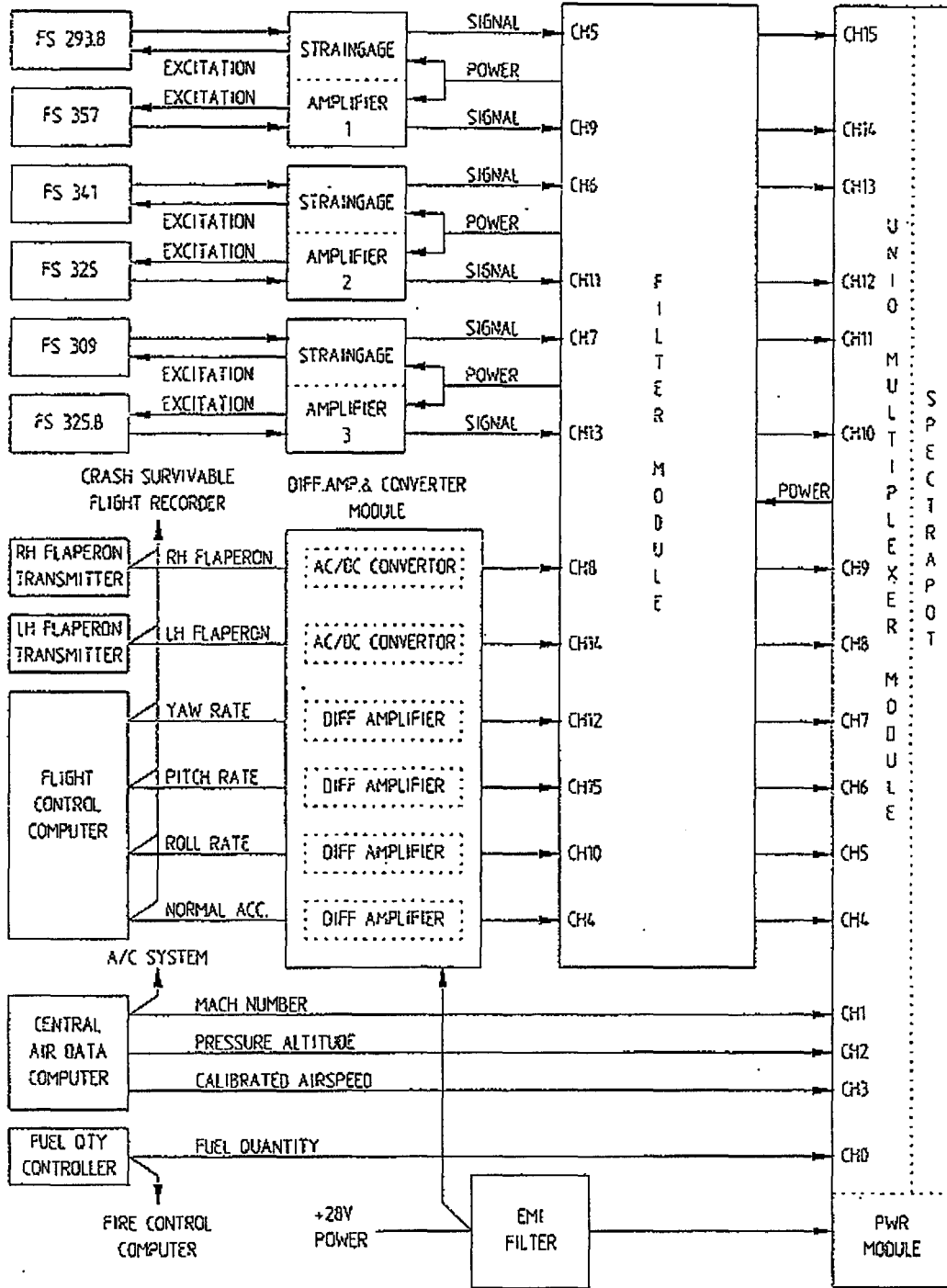
7.3.1. Spectrapot 16C kayıt sistemi

Projede kullanılan bilgi kayıt sistemi 16 kanallı bir sistem olup ismi Spectrapot 16C dir. Sistem 16 kanallı bilgi toplama ünitesi, üç adet çift kanallı gerinim ölçer amplifikatör modülü, bir adet güç hattı filtre modülü ve bir sinyal düzenleyiciden oluşmaktadır. Sinyal düzenleyicisi hariç diğer modüller bir İsviçre firması olan Spectrapot tarafından, sinyal düzenleyicisi ise NLR tarafından üretilmiştir. Spectrapot-16C bilgi toplama ünitesi kendi başına aşağıdaki modüllerden oluşmaktadır.

- Güç modülü,
- Ana işlemci (merkezi prosesor) modülü,
- UNIO multiplexer modülü,

- Filtre modülü,
- Magic modülü,
- Katı hal hafıza kaseti.

Şekil 7.1.'de veri toplama sisteminin blok diyagramı verilmektedir. Sistem güç



Şekil 7.1. Veri toplama sisteminin blok diyagramı

modülü tarafından beslenmekte olup enerji ihtiyacı uçaktan temin edilen +28 volt DC dir. Sistem veri kayıt işlemini otomatik olarak başlatıp durdurabildiği gibi hariçten verilecek sinyal ile de faaliyetleri kontrol edilebilir özelliğe sahiptir. Ancak projede sisteme enerji geldiğinde kayda başlayacak ve enerji kesildiğinde kayıt işlemi duracak şekilde düzenleme yapılmıştır.

Ana işlemci modülü bir MC 68000 mikro işlemci tarafından kontrol edilmekte olup, bilgilerin toplanması, harici bir bilgisayar ile haberleşerek toplanan bilgilerin yere alınması ya da yeni işletme programlarının yüklenebilmesini sağlamaktadır.

Kaydedilen bütün bilgi sinyalleri analog multiplexer modül (UNIO) üzerinden geçmektedir. Bu modülde analog sinyaller sayısal sinyale çevrilmekte ve iki yönlü bilgi iletişimi sağlanmaktadır. 16 kanaldan ilk dördü olan giriş kanalları diferansiyel giriş amplifikatörüne sahip olup, cut-off frekansı 10 Hz olan aktif anti-aliasing ikinci derece Butterworth filtreye sahiptir. Diğer giriş sinyalleri ise ilave filtre modülüyle korunmuştur. Bunlardan gerinim ölçer sinyalleri 20 Hz geriye kalanlar ise 10 Hz olarak filtrelenmiştir.

Magic modül 1 Mb random access hafızaya sahip olup ölçülen bilgileri saklamaktadır. İşlem gören bilgiler ise 2 Mb sökülebilir katı hal hafıza karticinde saklanmaktadır. Gerinim ölçerlerden gelen düşük seviyeli sinyaller filtre modülüne gönderilmeden önce güçlendirilmektedir. Güçlendirme/kazanç (Gain) ve offset ayarları mümkündür. Bu nedenle gerinim ölçer amplifikatörü iki kutuplu besel filtresine sahip olup, cut-off frekansı 50 Hz dir. Güç grubu hem gerinim ölçer amplifikatörüne hemde sisteme gönderdiği enerjiyi kontrol ederek strain gage köprülerine sabit tahrik voltajı sağlamaktadır.

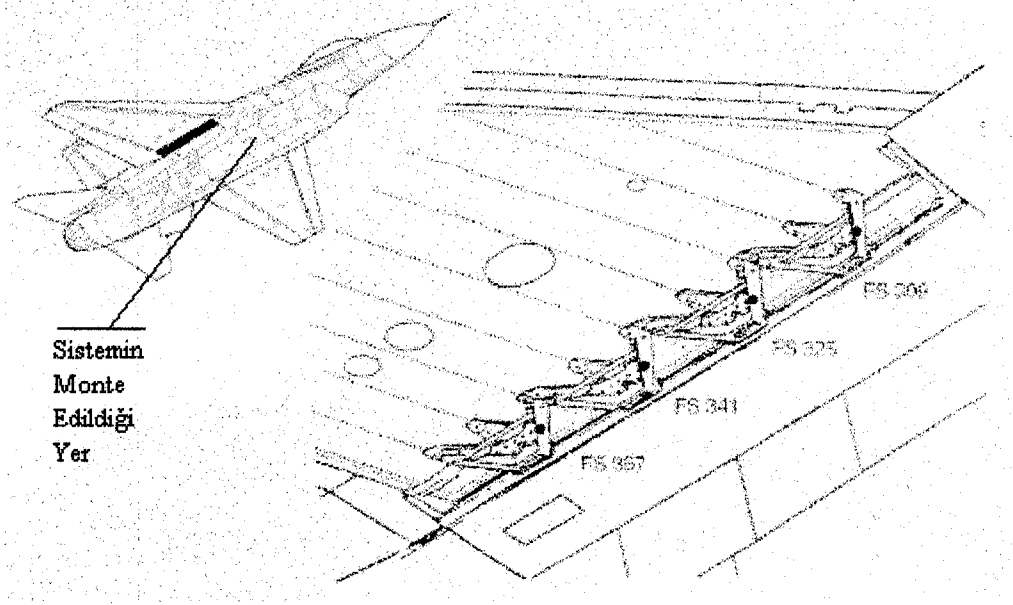
UNIO multiplexer modülün sadece dört giriş kanalı olduğu için diferansiyel giriş kanalları sayısını arttırmak amacıyla ilave diferansiyel amplifikatör ve konvertör modülü ihtiyacı olmuştur. Öte yandan flaperon sinyalleri Linear Variable Displacement Transducer (LVDT) tarafından AC sinyal olarak üretildikleri için doğrudan doğruya DC giriş sigortalarına verilemezler. Bu nedenle AC den DC ye dönüşüm ihtiyacı olmuştur. Bu nedenle ilave modül şeklinde konverterler kullanılmıştır.

7.3.2. Gerinim ölçer (strain gage)'ler

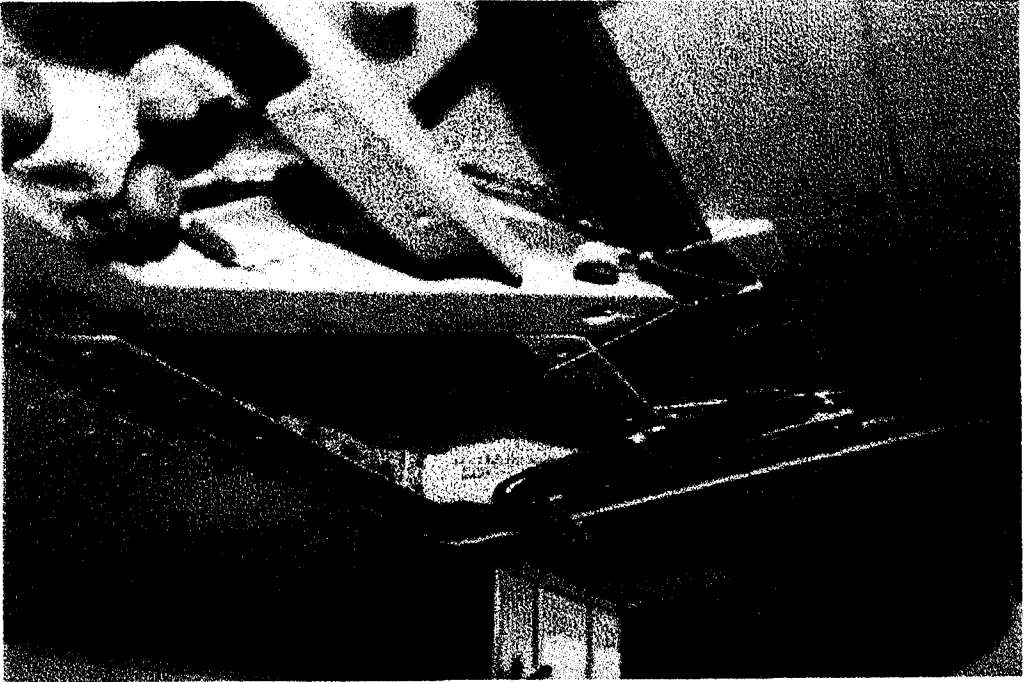
Kanat yüklerini ölçebilmek için sağ kanadın alt yüzeyinde kanat gövde bağlantı fittiglerine dört adet gerinim ölçer yerleştirilmiştir. Gerinim ölçerlerin yerleri Şekil 7.2.'de verilmektedir. Şekil 7.3.'de monte edilmiş bir gerinim ölçer görülmektedir. Beşinci gerinim ölçer ise kayma kuvvetlerini ölçmek için 16W131 nolu sparın yanındaki 3314 nolu panelde 293.8 istasyona yerleştirilmiştir (Şekil 7.4.). Tercihen kayma kuvvetlerini daha sağlıklı ölçebilmek için web'in kanat iç tarafına gerinim ölçer yerleştirmek daha uygun olacaktı. Ancak bu bölüm yakıt tankı olduğu için girilememiştir.

Bir başka gerinim ölçer'de sağ ana iniş takım yuvası FS 325.8 de bulunan alt bulkhead'e yerleştirilmiştir. Bu nokta F-16 A/B uçaklarında kullanılan mekanik strain kaydedicilerin monte edildiği yer olup referans amacıyla monte edilmiştir. Kullanılan tüm gerinim ölçerlerin konfigürasyonu Şekil 7.5.'de görülmektedir. Buna göre her

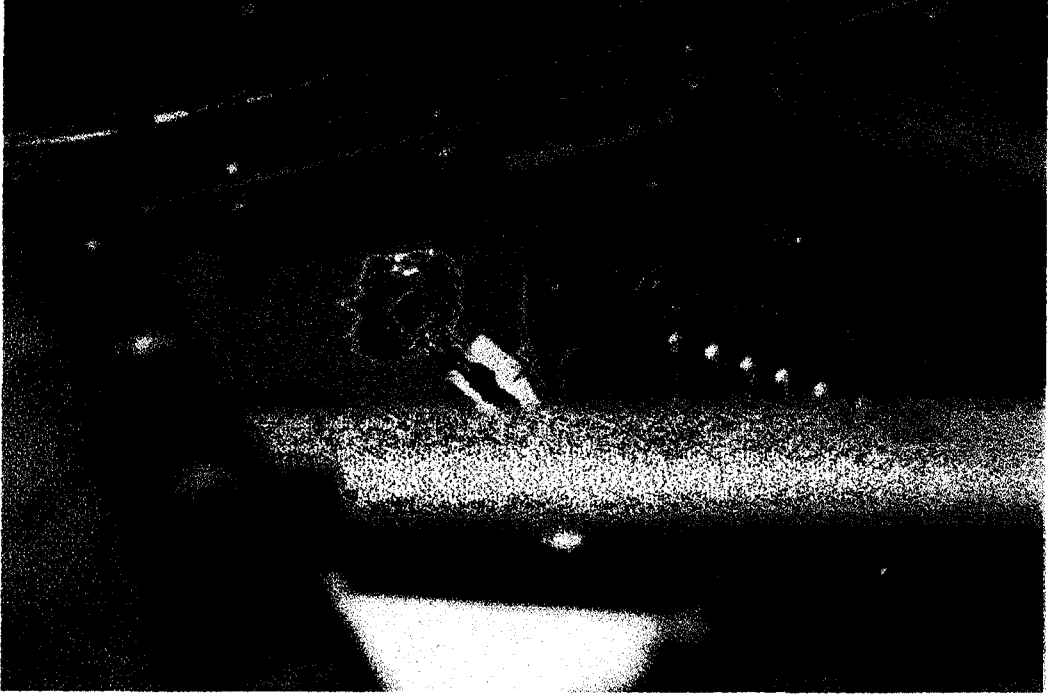
gerinim ölçer dört aktif elemandan oluşan bir tam köprü devresine sahiptir. Bir ve iki nolu gerinim ölçerler ölçüm yönünde diğerleri ise buna dik istikamette yapıştırılmışlardır. Ölçüm yönündeki elemanlar gerinimi ölçerken, buna dik istikamette yerleştirilen elemanlar ısı değişiklikleri ve diğer çevre şartlarındaki değişiklikleri tespit edebilmektedir. Bu sayede, dörtlü probun ölçtüğü değerler birbirleri ile kıyaslanmakta



Şekil 7.2. Kayıt sisteminin ve starin gage'lerin uçak üzerine monte edildikleri yerler



Şekil 7.3. Kanat altına monte edilen gerinim ölçerlerden biri.



Şekil 7.4. 4 Nolu gerinim ölçer'in monte edildiği yer.

ve köprü devresi çıkışından çevre şartlarından bağımsız gerinim değeri alınabilmektedir. Çevre şartları için alınan bir önlem de yapısal elemanlar üzerine yapıştırılan gerinim ölçerlerin üzerinin macun ile kapatılmasıdır. Bu sayede nem, basınç değişikliği vb. etkilerden gerinim ölçer korunmuştur. Gerinim ölçerlerin istasyon numaraları ve diğer detaylı bilgiler Çizelge 7.2.'de verilmiştir. Şekil 7.6.'da gerinim ölçerlerde kuvvet ve momentler için kullanılan pozitif ve negatif yönler verilmektedir. Kanat kökü bölgesinde gerinim ölçerler için ölçüm yönü dışa doğru alınmıştır. Bu nedenle pozitif kanat eğilme momentleri aktif gerinim ölçerlerde uzamaya neden olmaktadır.

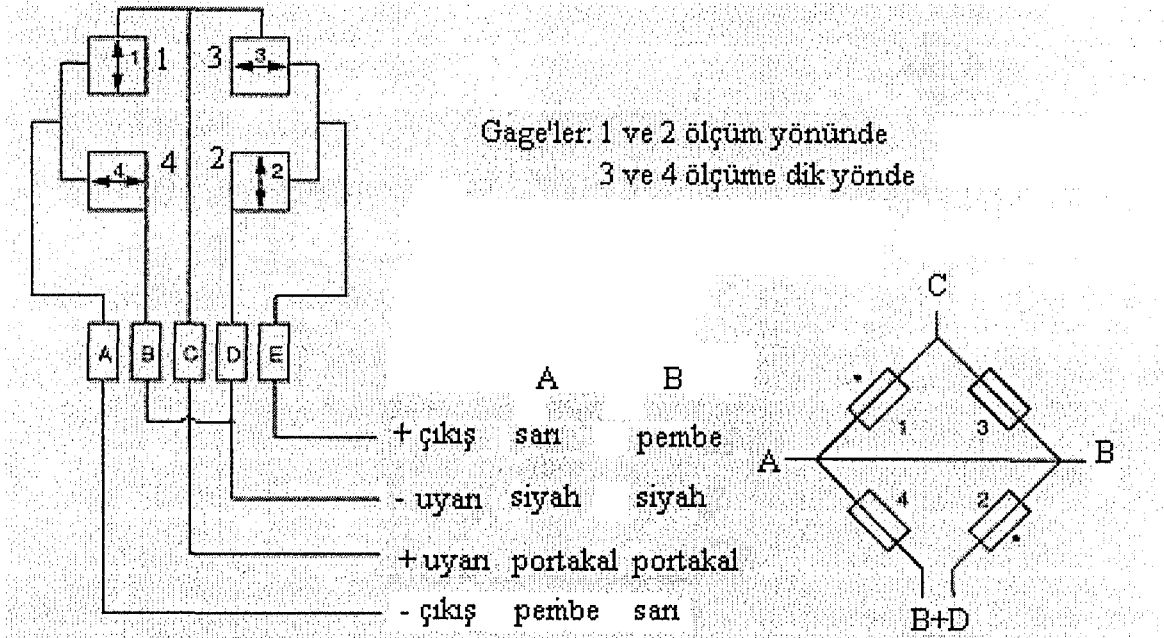
7.3.3. Uçak sistemlerinden gelen sinyaller

Uçak sistemlerinin uygun olan yerlerinden gerekli uçuş parametrelerini elde edebilecek şekilde sinyaller temin edilmiştir.

a. Yükseklik (Pressure Altitude): Bu sinyal uçağın merkezi hava bilgileri bilgisayarından (CADC) analog DC sinyal olarak elde edilmektedir.

b. Uçak Hızı (Calibrated Airspeed): Benzer şekilde uçağın merkezi hava bilgileri bilgisayarından ve uçak üzerinde kullanılmayan bir çıkıştan analog sinyal olarak elde edilmektedir.

c. Mach Sayısı: CADC'den mach sayısını veren iki analog sinyal çıkışı vardır. Ancak bu çıkışlardan birisi motor kontrol sistemi diğeri ise bleed hava sistemi tarafından kullanılmaktadır. Bu nedenle çıkış sinyallerinden birisi ile kayıt sistemi sinyali paralel bağlanmıştır.



Şekil 7.5. Gerinim ölçerlerin konfigürasyonu

Çizelge 7.2. Gerinim ölçerlerin yerleri

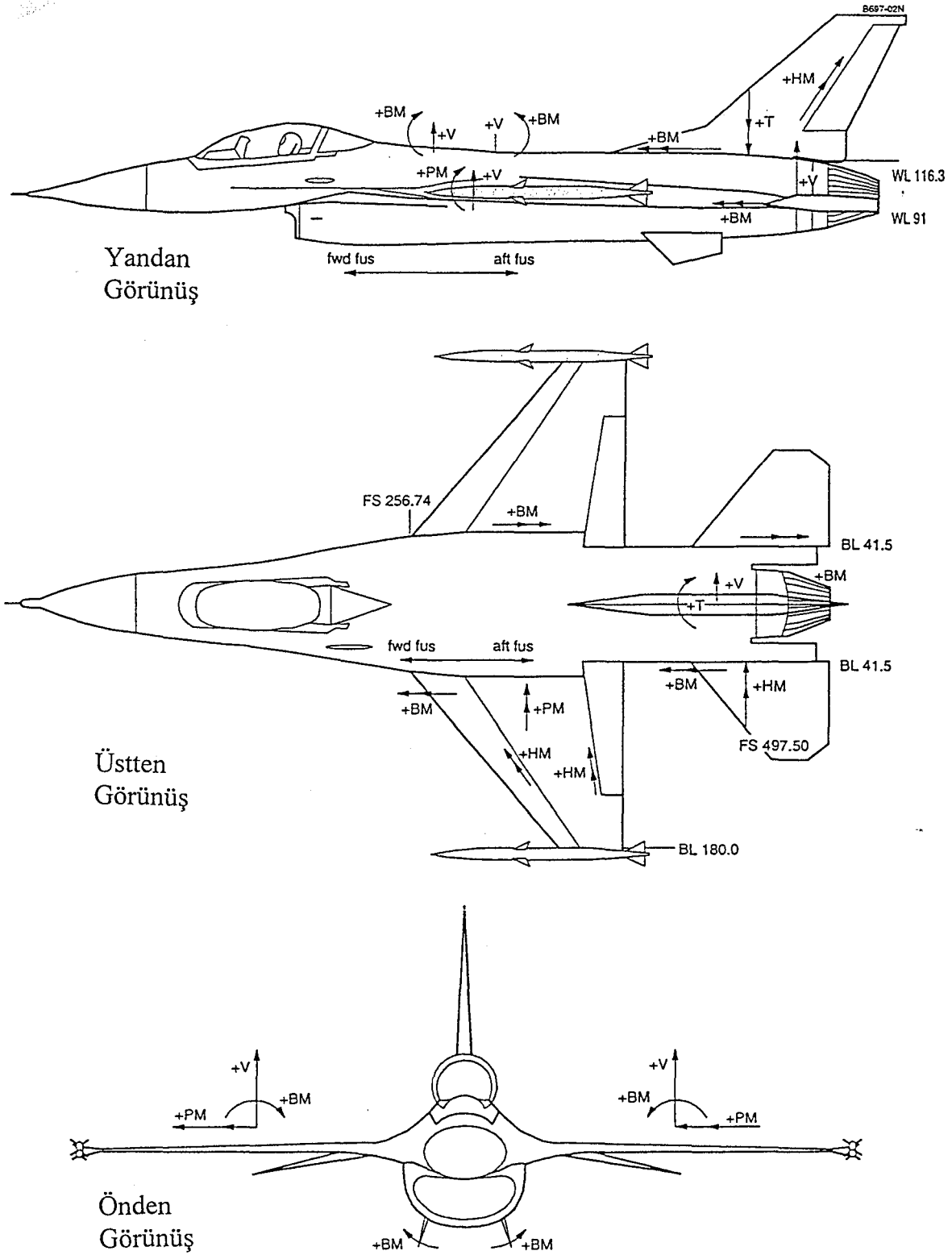
Yeri	Malzeme	Yük
FS 325.8 / BL 20.12 (MSR)	Gövde	Eğilme (Bending)
FS 309 Alt Bağlantı Fittingi / BL 45.4	Kanat	Eğilme (Bending)
FS 325 Alt Bağlantı Fittingi / BL 45.4	Kanat	Eğilme (Bending)
FS 341 Alt Bağlantı Fittingi / BL 45.4	Kanat	Eğilme (Bending)
FS 357 Alt Bağlantı Fittingi / BL 45.4	Kanat	Eğilme (Bending)
FS 293.8 / BL 49.55	Kanat	Kayma (Shear)

Not: Tüm gerinim ölçerler N2A-13-S056R-350 tipinde, 350 ohm'luk dirence sahip olup K faktörler 2.1 dir.

d. Normal ivme ve rate sinyalleri: Normal ivme sinyali N_z ve üç adet rate bilgileri R_r , R_y ve R_p sinyalleri uçuş kontrol bilgisayarından kazalara dayanıklı kayıt sistemine giden hat üzerindeki 3982A1 nolu uçuş kontrol matrixi asamblesi üzerinden DC sinyal olarak alınmıştır. Bu amaçla uçuş kontrol matrixi modifiye edilmiştir.

e. Flaperon Pozisyonları: Sağ ve sol flaperon pozisyon sinyalleri actuatorler üzerine monte edilmiş olan Linear Variable Displacement Transducer'lar üzerinden alınmıştır. Bu sinyaller Signal Acquisition Unit üzerindeki P2 bağlayıcısından AC sinyal olarak alınmıştır. Bu amaçla iniş takımları bir nolu matrixi modifiye edilmiştir.

f. Yakıt Miktarı: Toplam yakıt miktar sinyali yakıt miktar kontrolöründen gelen bir sinyal olup bu sinyalde iniş takımı bir nolu matrixi üzerinden alınmıştır. Maksimum sinyal gücü 0 dan 20.000 Lbs için 0 dan +5 VDC dir.



Şekil 7.6. Kuvvet ve momentlerin yönleri

7.3.4. Güç ihtiyacı

Sistemin güç ihtiyacı uçağın 3308 nolu kapağının altındaki 3945 nolu AC/DC güç paneli üzerinde 28 volt olarak alınmıştır. Bu amaçla non-essential DC bus sisteminde beş amperlik bir sigorta kullanılmıştır.

7.4. Ölçme Sisteminin montajı

Sistemin uçak üzerine montajı için uçak üzerinde en uygun yer seçilirken NLR'ın tecrübeleri de dikkate alınmıştır. Sistemin konulacağı yerin kablo ensanasyonunu ve yeni kablo döşenmesi ihtiyacını en az tutacak şekilde seçilmiştir. Sistemin montajında kullanılan teçhizatlara ait detaylı bilgiler Çizelge 7.3.'de verilmiştir.

7.4.1. Ölçme sisteminin mekanik montajı

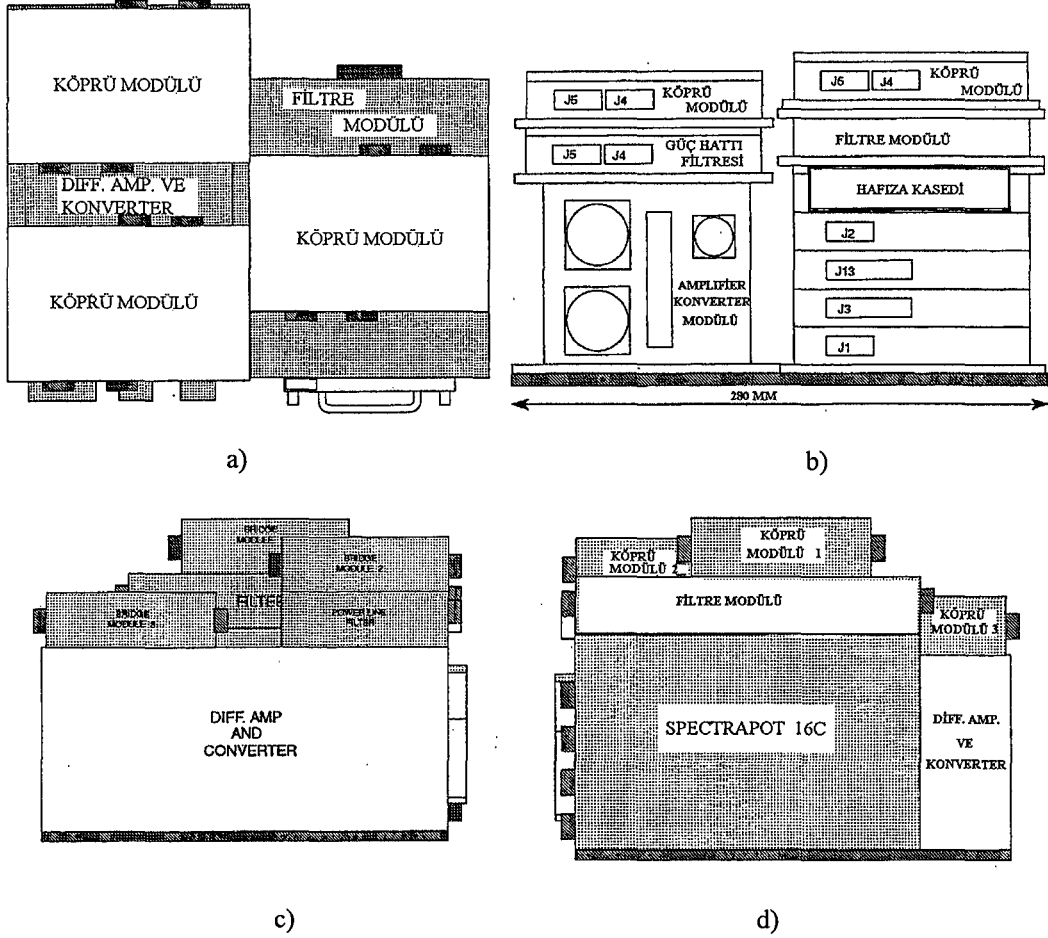
a. Kayıt Teçhizatının Montajı: Kayıt sistemi bir bütün olarak 3302 nolu kapağın altındaki Secure Voice System için ayrılan kompartımana yerleştirilmiştir (Şekil 7.2.).

Çizelge 7.3. Teçhizat listesi

No	Açıklama	Tipi	Şartnamesi	Miktarı	Temin Kay
1	Spectrapot 16C	16C	2.6 kg. (195*134*110)	1	NLR
2	Filtre Modülü		1 kg. (195*134*30)	1	NLR
3	Köprü amp. modülü		0.6 kg. (134*91*30)	3	NLR
4	Diff. amp. ve konverter modülü		1 kg. (142*95*210)	1	NLR
5	Güç filtresi		0.6 kg. (134*91*30)	1	NLR
6	Gerinim ölçer	N2A-13-S056-350		6	NLR
7	Montaj adaptörleri				Hv.K.K.
8	Kablo	ZL2419 STZ2		125 m	NLR
9	Kablo	ZL2419 STZ1		2 m	NLR
10	Kablo	ZL2219 STZ2		5 m	NLR
11	Bağlayıcı	Sub D	9 P	8	NLR
12	Bağlayıcı	Sub D	9 S	5	NLR
13	Bağlayıcı	Sub D	15 P	1	NLR
14	Bağlayıcı	Sub D	25 P	2	NLR
15	Bağlayıcı	Sub D	25 S	2	NLR
16	Bağlayıcı	Sub D	50 P	1	NLR
17	Bağlayıcı		851-06RC-22-55S-50	2	NLR
18	Bağlayıcı		851-06RC-12-10S-50	1	NLR

Tüm ünitelerin bir arada derli toplu olması amacıyla bir levha üzerine tüm üniteler monte edilmiştir. Uçak üzerinden Secure Voice Unit'in ve

Transponder/Computer'ün mevcut kızakları sökülüştür. Yeni imal edilen ve tüm üniteleri üzerinde toplayan levha ise sökülen kızakların bağlandığı noktadan uçak yapısına bağlanmıştır. Şekil 7.7.'de sistem ünitelerinin yerleşimi, Şekil 7.8.'de montaj işlemi sonrasında sistemin görünüşü ve uçak üzerine monte edildikten sonraki fotoğrafı ise Şekil 7.9.'da görülmektedir. Teçhizatın toplam ağırlığı uçak üzerine yaklaşık 9 kg. lık ilave getirmiştir.



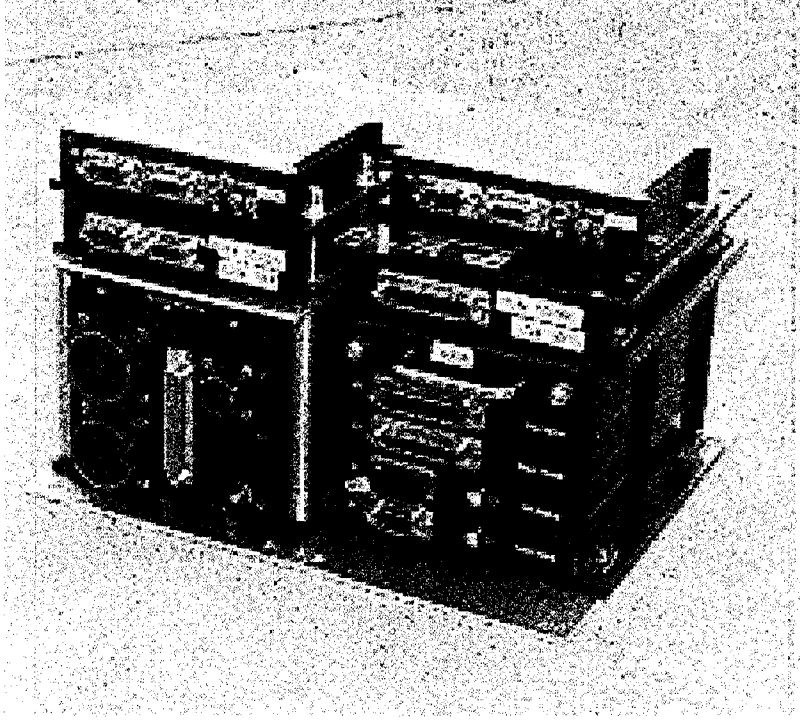
Şekil 7.7. Sistem ünitelerinin levha üzerindeki yerleşimlerini şematik gösterimi

- Üstten görünüş
- Önden görünüş
- Soldan görünüş
- Sağdan görünüş

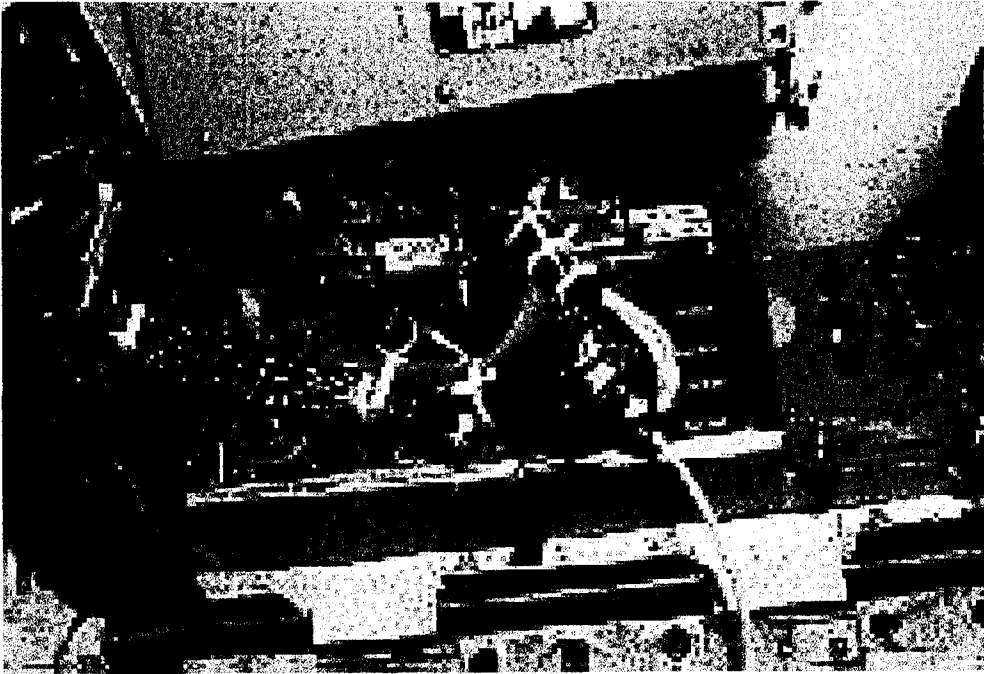
b. Gerinim ölçerlerin montajı: Gerinim ölçerlerin monte edilecekleri yerler belirlendikten sonra yapıştırma işleminden önce yüzey hazırlama işlemi yapılmıştır. Yüzey temizleme işleminin amacı temiz, düzgün ve gerinim ölçer'in kolayca yapışabileceği bir ortamı elde etmektir. Gerinim ölçer yapıştırma işlemi özel bir proses olduğu için bu işlemin detaylarına burada girilmemiştir.

c. Diğer Montaj İşlemleri: Üzerine bir wafer bağlayıcı ilave edilerek tadilat yapılan uçuş kontrol matrix asamblesini uçak üzerine monte edebilmek için, uçuş

kontrol bilgisayarının bracketi üzerinde gerekli küçük yapısal değişiklik uçak üzerinde gerçekleştirilmiştir.



Şekil 7.8. Kayıt sistemi üniteleri monte edilmiş halde.



Şekil 7.9. Ölçü sistemin uçağa monte edilmiş şekli

7.4.2. Elektrik Sistemlerinin Montajı

Kayıt sisteminin ihtiyaç duyduğu sinyallerin uçak üzerinden alınıp sisteme bağlanması amacıyla gerekli kablo döşeme işlemleri gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla uçak üzerinde ZL2419-STZ2 tipindeki özel kablolar kullanılmış ve kabloların geçtiği yerler Şekil 7.10.'da gösterilmiştir.

a. CADC den Gelen Sinyaller: Vc ve Hp sinyallerini alabilmek için CADC'nin P102 nolu bağlayıcısından boş olan 23 ve 20 nolu pinlerinden, P101 nolu bağlayıcının da 16 ve 15 nolu pinlerinden bağlantı yapılmıştır. Mach bilgileri ise kullanılmakta olan bir hattan paralel bağlantı yapılarak alınmıştır.

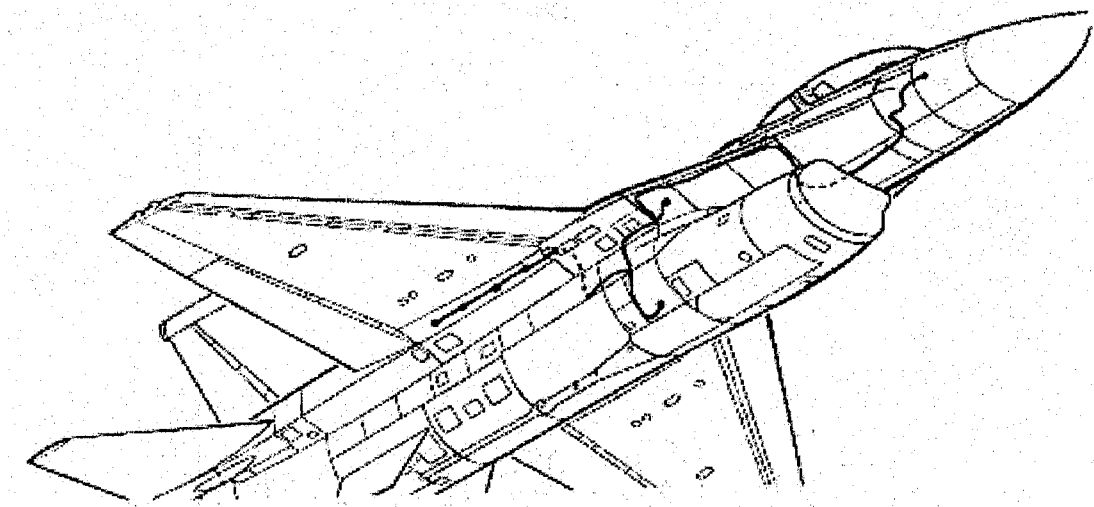
b. Uçuş Kontrol Bilgisayarından (FCC) Gelen Sinyaller: FCC den normal ivme N_z ile her üç eksenindeki rate bilgileri alınmıştır. Bu bilgilere Kazalara Dayanıklı Uçuş Bilgileri Kayıt sistemi (CSFDR)'ne giden kablolar Uçuş Kontrol Matriks ünitesi içinde paralel girilmesi ile ulaşılmıştır.

c. Flaperon Bilgileri: Sağ/sol flaperon bilgileri CSFDR sisteminin bir ünitesi olan Signal Acquisition Unit üzerindeki 3133P1 nolu bağlayıcıdan alınmıştır.

d. LVDT Referans Sinyalleri: Flaperon yerdeğiştirme transduserleri için gerekli olan 26 VAC referans akımı 1 nolu iniş takım matriks ünitesi üzerinden alınmıştır. Bu amaçla matriks üzerinde tadilat yapılmıştır.

e. Yakıt Miktar Sinyali: Benzer şekilde yakıt miktar sinyali de 1 nolu iniş takım matriksi üzerinden kalan toplam yakıt miktarını veren kablodan alınmıştır.

f. Güç Kaynağı: Sistem için gerekli olan güç, gösterge sistemlerine enerji sağlayan non essential DC hattan, uçağın sağ nasilindeki 3945A1 nolu AC/DC güç panelinde boş olan 5 A lik boş (yedek) bir sigortadan alınmıştır.



Şekil 7.10. Uçak üzerinde kabloların döşendiği yerler.

g. Kabloların Döşenmesi: Gerek gerinim ölçerlerden gerekse sistem elemanlarından alınan bilgileri kayıt sistemine taşıyacak olan kablolar, demetler halinde uçak üzerindeki en uygun yerlerden emniyetle geçecek şekilde önlemler alınmıştır.

7.5. Veri Toplama Sisteminin Kontrolü

Veri toplama ve kayıt sistemleri uçağa monte edilmeden önce çeşitli testlerden geçirilmiştir. Montajdan sonra ise sistemin doğru çalışıp çalışmadığı tekrar test edilmiştir.

a. Montaj Öncesi Kontroller: Kayıt sistemi teçhizatları montaj öncesinde askeri standart 461/462 (MIL-STD-461/462) ye uygun olarak test edilmişlerdir. Ayrıca sistemde herhangi bir arıza olması halinde uçuş emniyeti açısından muhtemel olumsuzluklar değerlendirilmiş olup teorik olarak güvenilirlik analizi sonucunda aşağıdaki değerlendirme yapılmıştır. Kayıt sisteminde bir arıza olduğunda uçak sistemleri kayıt sistemlerinden yakıt miktar göstergesi hariç olmak üzere etkilenmeyecektir. Yakıt sinyali ise en kötü olasılıkla uçak üzerindeki yakıtı gerçek miktarından 50 Lbs daha az gösterecek bir olumsuzluğa neden olacaktır.

b. Sistem Testleri: Sistemler uçağa monte edildikten sonra uygun şekilde çalıştığına gözlenmesi için tekrar kontrol edilmiştir. Bu kontrollarda herhangi bir problemle karşılaşılmamıştır. İlave olarak uçak yerdeyken uçak sistemleriyle yeni döşenen sistemler arasında muhtemel etkileşim için EMI/EMC testleri de yapılmıştır. Bu testler sırasında da herhangi bir aksaklıkla karşılaşılmamıştır. Bu işlemlerden sonra uçak tecrübe uçuşuna verilmiş ve uçuş sonrasında sistemlerin düzgün olarak görev yaptığı anlaşılmıştır.

7.6. Kalibrasyon İşlemleri

Uçak üzerinde kaydedilen sayısal bilgilerin mühendislik birimlerine dönüştürülebilmesi amacıyla kalibrasyon sabitleri ya da formüllerine ihtiyaç duyulmuştur. Bu amaçla hem uçuş parametrelerinin hemde gerinim ölçerlerin kalibre edilmesi gerekmiştir. Ancak, flaperon pozisyonları hariç olmak üzere diğer uçuş parametrelerinin kalibrasyon sabitleri bilinmekte olduğundan bunlar sorun olmamıştır. Flaperon pozisyonunun uçak üzerinde su düzenci (inclinometer) kullanarak kalibre edilmiştir. Bu amaçla uçağa hidrolik güç verilerek flaperonlar hareket ettirilmiştir.

7.6.1. Gerinim ölçer düzeltme faktörü

Sağ kanat alt bağlantı fittinglerine monte edilen gerinim ölçerlerin verdikleri sinyalleri doğru algılayabilmek için kalibrasyona ihtiyaç duyulmuştur. Bu amaçla kanat üzerine bilinen ağırlıklarla yük uygulanmıştır.

Gerinim ölçer ve köprü devrelerinin yerleri Şekil 7.2.'de görülmektedir. Strain (şekil değiştirme)'lerin izlenebilmesi için Spectrapot cihazına bağlı Wheatstone köprü devrelerine bağlı 350 ohms'luk gage'ler kullanılmıştır.

Wheatstone köprüsünden çıkan sinyaller önce bir amplifikatörde güçlendirilmekte ve daha sonra filtreden (low pass frequency filter) geçmektedir. Spectrapot'a ulaşan sinyaller burada toplanıp işlemden geçtikten sonra değiştirilebilir katı hal tipi bir hafızaya kaydedilmektedir.

Gerinim ölçer devrelerinin kalibresi için spectrapot cihazı ile köprü amplifikatörleri kullanılmıştır. Spectrapot'un çıktıları bu cihaza bağlı bir diz üstü bilgisayar ile ölçülmüştür. Spectrapot cihazı ADC değeri 10 volt'a kadar olan bir voltmetre gibi işlem görmüştür. Dört aktif elemanda 350 ohm'luk gerinim ölçer simülatörü kullanılarak 1 ADC ile mikrostrain arasındaki ilişki araştırılmış ve 1 ADC=2.74 mikrostrain bulunmuştur. Gerinim ölçer'in K değeri 2.11 iken gerinim ölçer simülatörü 2.00 değerini vermiştir. Bu nedenle k faktörü için aşağıdaki düzeltme kullanılmıştır.

$$Strain = \frac{(Ölçülen Strain) \times 2.00}{2.11} \quad (7-1)$$

Bu düzeltmeden sonra 1 ADC'lik ölçüme 2.596 mikrostrain'in karşılık geldiği sonucuna varılmıştır. Uçak üzerinde işaret yönleri Şekil 7.6.'da verilmekte olup kanat kökü bölgesinde gerinim ölçerlerin ölçüm yönü dışarı yönelmektedir, yani bir başka ifade ile gerinim ölçer köprüsünden gelen pozitif sinyal pozitif kanat eğilme momenti vermektedir.

7.6.2. Kalibrasyon düzeneğinin oluşturulması ve uçağın yerde yüklenmesi

Yerdeki yükleme faaliyeti için üç konu önemli olup, bunlar

- Kanat kökündeki eğilme momenti müsaade edilen sınırlar içinde mümkün olduğu kadar büyük olmalı,
- Lokal olarak uygulanan yüklere yapı dayanabilmeli,
- Yükleme adaptörlerinin yükü kolay uygulayacak yapıda ve imalatı kolay olmalıdır.

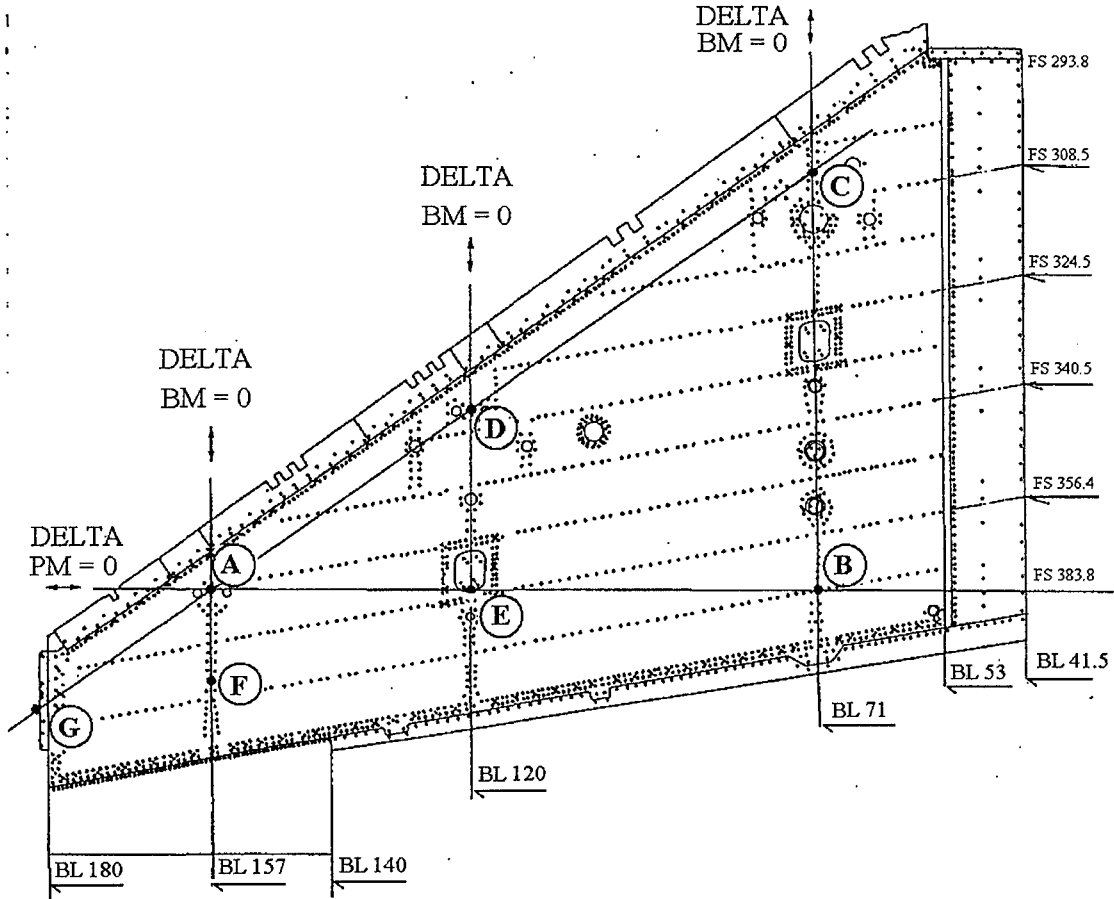
Bu şartları sağlayacak yükleme şekli, kanatları yukarı doğru itecek şekilde uygulanan yükleme olup, bu da uçak bakım jak'ları (krikoları) ile gerçekleştirilmiştir.

7.6.2.1. Yükleme noktalarının seçimi

Yükleme noktalarının seçiminde, gerinim ölçer çıktılarını kullanarak eğilme momenti (BM), yunuslama momenti (PM) ve kayma kuvveti (V) formüllerinin bulunabileceği noktalar olması gerekmektedir. Bu doğrultuda ilk seçilen nokta Şekil 7.11.'de A ile gösterilen FS 370.65, BL 157 noktasıdır. Bu nokta aynı zamanda

Hollanda Hava Kuvvetlerinde F-16A/B uçaklarının kalibrasyonunda da kullanıldığı için 1 nolu gerinim ölçeği'nin sonuçlarını kıyaslama imkanını da sağlamıştır.

Diğer noktaların seçiminde ise önce aynı yunuslama momenti değerinde farklı eğilme momenti'ni verecek noktalar, sonra da eğilme momenti değeri sıfır iken farklı yunuslama momenti değerini verecek noktalar olması arzu edilmiştir. Kanat yapısı incelendiğinde ise sadece dört kanat istasyonu (BL 71.00, BL 120.00, BL 157.00 ve BL 180.00) üzerine yukarı yönlü yük uygulayabilecek noktalar mevcuttur.



Şekil 7.11. Kanat üzerinde seçilen ölçüm noktaları

Şekil 7.11.'de görüleceği gibi, uçağın uzunlamasına eksenine dik olan ve A noktasından geçen hat üzerinde B (BL 71.00) ve E (BL 120.00) noktaları seçilmiştir. Teorik olarak bu üç noktanın yunuslama momenti değerleri aynı, eğilme momenti değerleri farklıdır. Benzer şekilde yine teorik olarak E ile eğilme momenti değeri aynı, fakat farklı yunuslama momenti değerini verecek şekilde BL 120'de D noktası seçilmiştir. Bu aynı zamanda A noktasında olduğu gibi aynı yükleme levhasını (aparatusu) kullanma şansı vermiştir. Diğer yandan BL 71 üzerinde kanadın mümkün olduğu kadar ön kısmında A ile D hattı üzerinde C noktası seçilmiştir. Bu durumda D

noktası A-B ile B-C doğrularının içinde kalmıştır. F ve G noktaları olmak üzere iki nokta daha seçilmiş olup G noktası A-D-C doğrusu üzerinde BL 180'de kanat ucunda, F ise BL 157'de A ile aynı eğilme momenti değerini verecek noktadadır. Özetle ifade edilirse;

	<u>Kombinasyonları</u>
Eğilme momenti = 0 iken farklı yunuslama momenti	A-F, D-E, B-C
Yunuslama momenti = 0 iken farklı eğilme momenti	A-B-E
Yunuslama momenti ve eğilme momenti	diğerleri

7.6.2.2. Yükleme düzeneği

Kararlı bir yükleme düzeneği kurabilmek için 5 adet uçak bakım krikosu (jak'ı) kullanılmıştır. Bunlardan üç tanesi uçağın gövde jak noktaları olan burunda FS 88 ve BL 0.0 ile gövdede FS374.3, BL F38.57 (sağ ve sol) noktalardan jaka alınmasında, diğer iki tanesi ise yüklemede kullanılmıştır.

Uygulanan yükleri ölçmek için biri burunda ikisi kanatlarda uçak ile jak arasına yerleştirilen load cell'ler kullanılmıştır. Yükler simetrik olarak uygulanmıştır.

Uçağın ağırlığı ve jak noktalarına kıyasla ağırlık merkezinin yeri dikkate alındığında, kanadın bazı noktalarında yukarı yönlü 6500 lb'in üzerinde yük uygulaması mümkün olmamaktadır (aksi halde uçağı yerde tutmak için özel önlem almak gerekecek, bu da yükleme düzeneğini karmaşık hale getirecekti).

Kanat üzerinde belirtilen noktalara yukarı veya aşağı yönlü uygulanabilecek maksimum yükler için uçak imalatçısının yayınladığı dökümanlardan yararlanılmıştır [91],[92]. Ancak bu raporlarda verilen bilgiler, yukarıda nasıl seçildiği belirtilen A, ...G noktalarına uygulanabilecek maksimum yükleri vermemekte, kanat üzerine yerleştirilecek uçak yüklerinin bağlantı noktalarına uygulanabilecek yükleri vermektedir. Bu nedenle Şekil 7.12.'de görülen farklılığı giderecek ve uygulanacak yükleri bağlantı noktalarından kanada aktaracak yükleme levhaları gerekmiştir. 1 inci HİBMK'lığında üretilen bu adaptörlerin fotoğrafları Şekil 7.13.'te görülmektedir. Adaptörlerin üretilmesinde esas alınan kriter ise perensip olarak Şekil 7.14.'te verilmektedir.

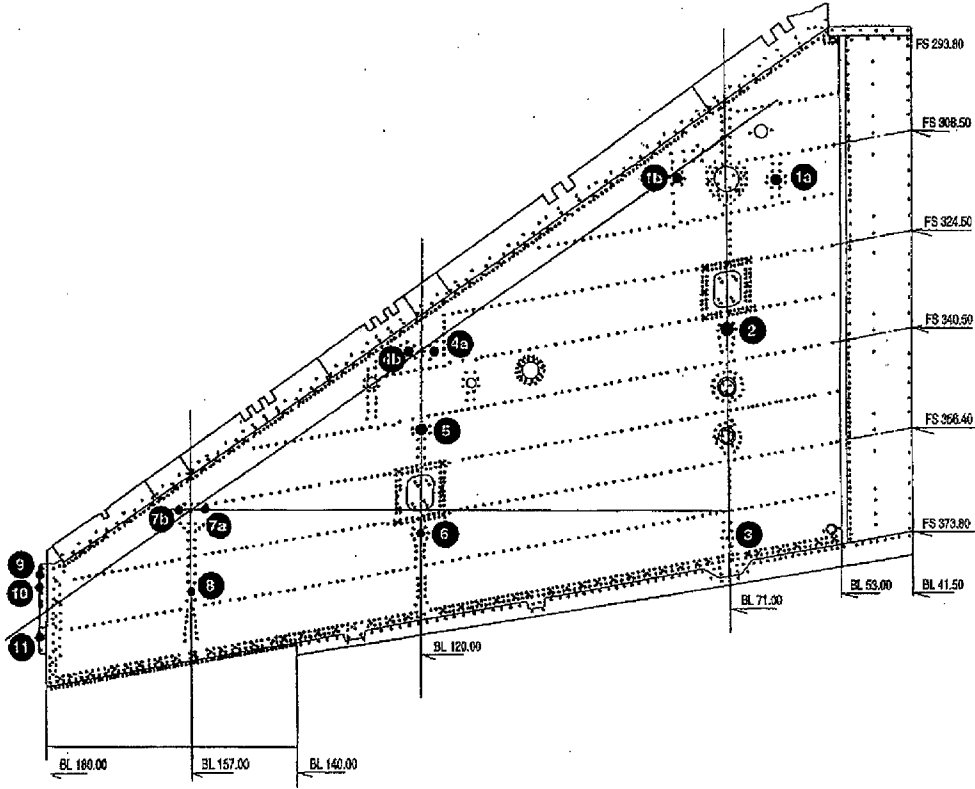
Kanada uygulanan en büyük eğilme momenti 7×10^5 lb-inç olup bu değer kanat kökündeki eğilme momenti limit yükünün yaklaşık % 23'üne karşılık gelmektedir. Ölçüm için bu değerin yeterli olacağı değerlendirilmiştir.

Yük uygulamasında seçilen 7 noktada iki kanatta simetrik yukarı yönlü yük uygulanmıştır. Yükler standart uçak bakım jak'ları ve özel imal edilmiş yükleme levhaları aracılığı ile uygulanmış, ağırlık balans cihazının load cell'leri ile de ölçülmüştür.

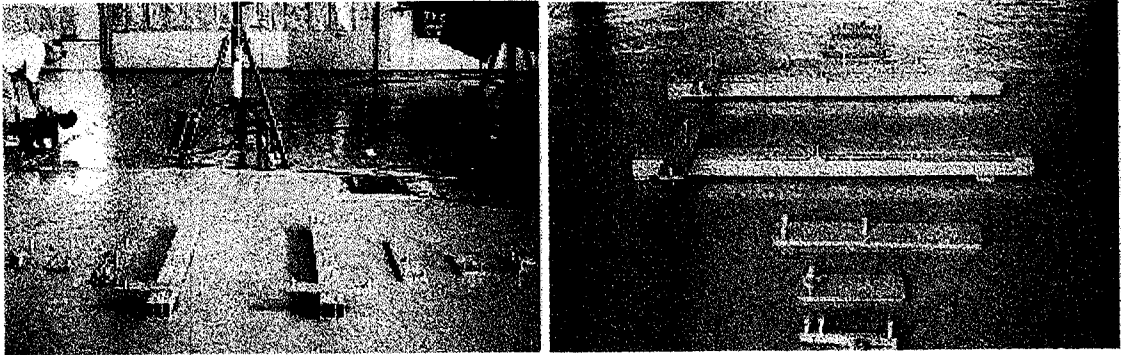
7.6.2.3. Ölçümlerin yapılması

Ölçümler 4 ncü Ana Jet Üs K.'lığında bakım hangarı içinde yapılmış ve 2421 seri nolu C1 tipi 1 nci HİBMK.'lığına ait ağırlık balans kiti kullanılarak yükler

gözlenmiştir. Ölçüm anında uçakta sağ kanatta 200 lb sol kanatta 100 lb yakıt olup, uçak ağırlığı 19253 lb ve ağırlık merkezi konumu FS 323.9 (%37.4 M.A.C.) olduğu hesaplanmıştır.



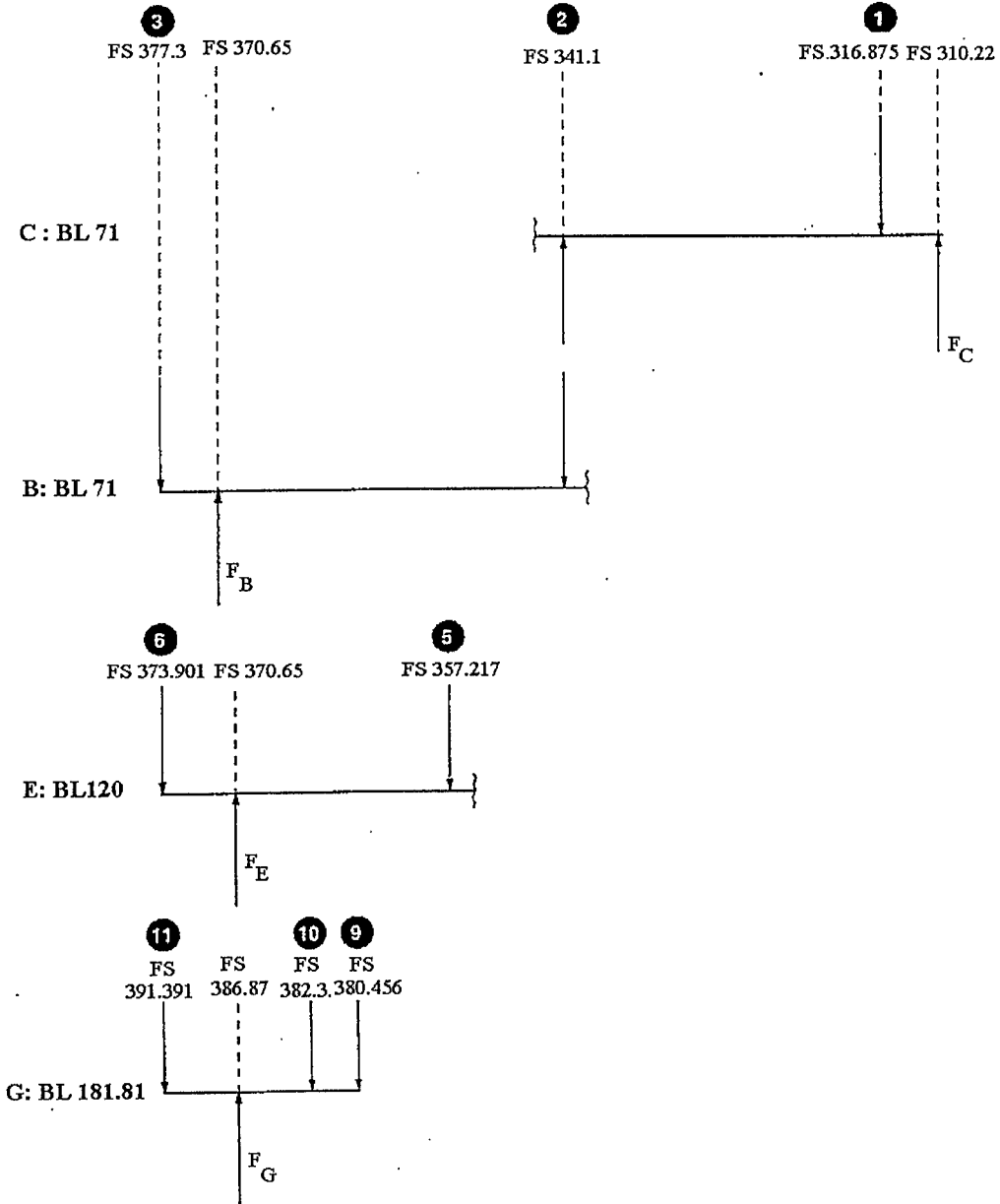
Şekil 7.12. Kanat üzerinde yük uygulanabilecek noktalar (sağ kanat alttan görünüş)



Şekil 7.13. Kalibrasyon düzeneğini oluşturmak için üretilen adaptörler

Uçak önce standart usullerle su terazisi kullanılarak dengeye getirilmiştir. Jak'ların çalışma mesafeleri (stroke) yeterince uzun olup, 6500 lb yük uygulamasını

mümkün kılınmıştır. Yükleme uygulanırken her iki kanatta simetrik olarak sıfırdan başlanılmış ve 500 ve/veya 1000 lb'lik adımlarla maksimum yüke kadar çıkılmış sonra aynı yöntemle sıfıra dönülmüştür. Şekil 7.11.'de görülen her bir yük noktasına uygulanan maksimum değerler; A, B, C ve D için 6500 lb, E için 4500 lb, F için 4000 lb ve G için 1500 lb'dir. Her ölçüm noktası için yükleme ve ölçümler ikişer kez yapılmıştır. A noktasında, bir gün sonra güvenilirliğin kontrolü için üçüncü kez ölçüm yapılmıştır. Bu işlemler sırasında strain ölçümleri fotoğraf 7.14.'de görüldüğü gibi spectrapot'a bağlı olan diz üstü bilgisayar ile yapılmıştır.



Şekil 7.14. Yüklemede Kullanılan adaptörlerin Şematik Konstrüksiyonu.

7.6.3. Ölçüm sonuçları

Ölçümler sırasında uygulanan yüke bağlı olarak gerinim ölçerlerden elde edilen sinyaller (mikrostrain olarak) tablo haline getirilmiş olup bir örneği Çizelge 7.4.'te verilmiştir. Spectrapot'un gerinim ölçer devre çıkışı ADC olarak verilmekte olup yukarıda belirtildiği gibi $1\text{ADC}=2.596$ mikrostrain'dir.

Tablodaki değerler gerinim ölçerlerin kalibrasyonu amacıyla elde edilmişlerdir. Bunu sağlamak için kanada sıfırdan başlayarak yükler uygulanmış, maksimum değere ulaşılmış ve geri dönlülmüştür. Bu işlemler birden fazla yapılmış ve yüklerin artması veya azalması sırasında gerinim ölçer verilerinde doğrusallık (linearite) aranmıştır. Ölçümler sırasında sağ-sol jaklar arasında 50 lb'den fazla fark olmayacak şekilde yük uygulamasına dikkat edilmiştir.

Çizelge 7.4. A noktası için yapılan ölçümlerden birinde mikrostrain olarak alınan değerler

No	Nominal Jak Yüktü (lbs)	Ölçülen Jak Yüktü (lbs)	Mikrostrain olarak ölçülen gerinim ölçer değerleri					
			SG 1	SG 2	SG 3	SG 4	SG 5	SG 6
1	0	0	0	0	0	0	0	0
2	1000	1020	161	93	114	164	143	174
3	2000	2000	325	192	229	325	280	340
4	3000	3010	486	299	351	483	421	512
5	4000	4000	649	408	478	641	558	675
6	5000	5000	813	522	613	777	706	841
7	6000	5990	971	634	756	917	862	1008
8	6500	6500	1054	696	828	990	938	1093
9	6000	6000	982	652	779	919	873	1010
10	5000	5000	823	543	665	761	727	841
11	4000	3975	660	431	545	603	582	667
12	3000	3000	506	330	431	455	452	506
13	2000	1990	335	216	296	309	299	330
14	1000	1000	179	104	161	169	156	158
15	0	0	8	-10	23	18	3	-18

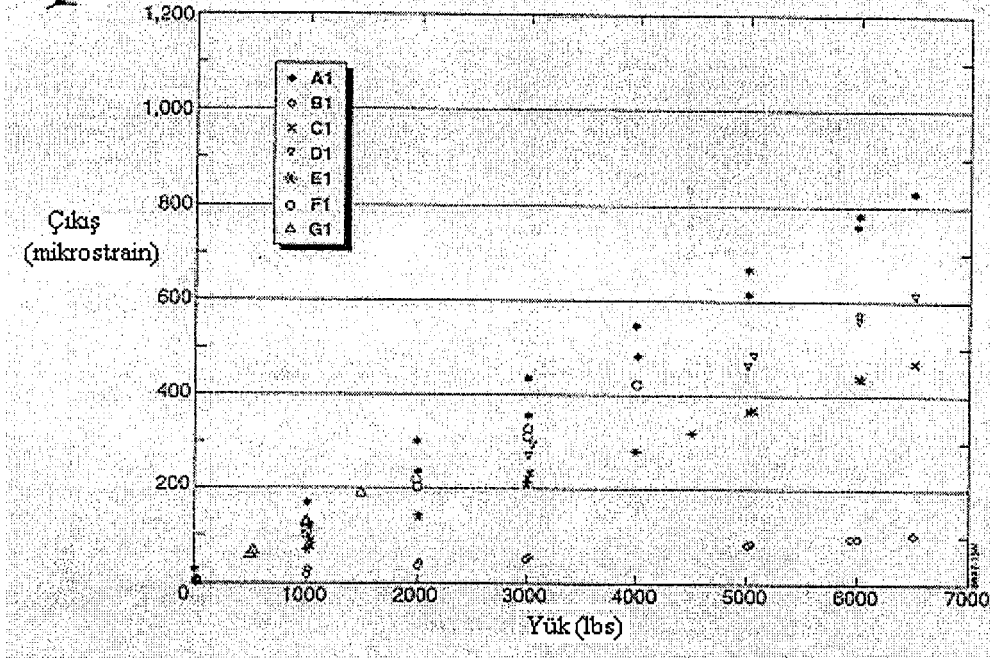
Her bir gerinim ölçer için uygulanan yükün fonksiyonu olarak gerinim ölçer çıktılarının grafiği Şekil 7.15.'de verilmiştir.

Çizelge ve grafik incelendiğinde uygulanan yükler ile köprü devrelerinin çıkışlarının oldukça doğrusal olduğu gözlenmektedir. (Sadece A noktası yüklemeinde 3 nolu gerinim ölçer hariçtir, ayrıca A, C ve D noktalarında 1-5 gerinim ölçerlerde yükleme ile geri alma arasında ufak histerisler gözlenmiştir.) Öte yandan her ölçüm farklı zamanlarda ikişer kez yapılmış fakat aynı sonuçlar elde edilmiştir. Bu durum F-16 gibi çok kompleks bir kanat gövde yapısında çok iyi bir "reproducibility" özelliği olduğunu göstermektedir.

7.7. Regresyon Analizleri

7.7.1. Genel

Kalibrasyon amacıyla gerinim ölçerlerden alınan değerler bir önceki paragrafta anlatılmıştı. Mikro-strain biriminde elde edilen bu değerler uçuş sırasında da spectrapot cihazı tarafından kaydedilmektedir. Yerde uçağa yük uygulanmadığı durumda elde edilen gerinim ölçer değeri *sıfır şekil değiştirme* (zero strain) olarak tanımlanmaktadır. Bu değer uçuş sırasında $N_z=0$ haline karşılık gelmektedir. Yerdeki kalibrasyon işlemleri sırasında kanada belli artışlarla yük uygulanmış ve gerinim ölçer sinyallerinde buna paralel artışlar gözlenmiştir. Bu ilişki tespit edildikten sonra uçak bir kez uçuşa verilmiş ve bu test uçuşu sırasında kaydedilen bilgiler değerlendirilerek sıfır şekil değiştirme tespit edilmiştir.



Şekil 7.15. Gerinim ölçerlerden Alınan Değerler (Örnek).

Kanat kökü yük denklemleri için şu şekilde denklemler yazılabilir:

a. Her bir gerinim ölçer köprüsünün sıfır şekil değiştirme hali için ürettiği sinyalin değeri, test uçuşu sırasında kaydedilen dikey ivme (g) değerleri ile gerinim ölçer kayıtları arasında doğrusal regresyon analizi ile belirlenebilir. Bu denklem gerinim ölçer sınıf değeri için:

$$SG_i(j) = SG_{nz=0,i} + \alpha * NZ(j) \quad (7-2)$$

şeklinde yazılabilir.

b. Yerde yapılan kalibrasyon işlemleri sırasında gerinim ölçerlerden elde edilen “mikrostrain” birimindeki değerlerin Spectrapot sınıfı değere (reel sayı) dönüşümü;

$$SG_i(j) = SG_{nz=0,i}(j) + \frac{(Strain\ değeri)_i}{(sınıf\ başına\ strain)} \quad (7-3)$$

c. Gerinim ölçer köprü çıkışları ile kanat yükleri arasındaki nicel (kantitatif) ilişki çoklu doğrusal regresyon analizi ile elde edilebilir; (SG_i sınıf değeri için)

$$V = \alpha + \beta_1 * SG_1 + \beta_2 * SG_2 + \dots + \beta_6 * SG_6 \quad (7-4)$$

Bu son denklem şu şekilde yeniden yazılabilir: (SG_i sınıf değerinde)

$$V = \beta_1 * [SG_1 - SG_{nz=0,1}] + \beta_2 * [SG_{s2} - SG_{nz=0,2}] + \dots + \beta_6 * [SG_6 - SG_{nz=0,6}] \quad (7-5)$$

Bu denklemden her bir gerinim ölçer SG_i değerinin sıfır strain seviyesinde olması halinde V yük parametresinin sıfıra eşit olacağı görülmektedir. Bu denklemin ikinci bir avantajı ise, kullanım sırasında sıfır şekil değiştirme seviyesinde bir değişiklik olursa ve bu nedenle gerinim ölçer köprü devresinde düzeltme gerekirse bu formda kolayca yapılabilecektir. Bu durumda yeni uçta elde edilecek yeni sıfır şekil değiştirme seviyesi (7-5) denklemine konulabilmektedir. Buna rağmen, ifade kolaylığı açısından bu çalışmada buradan itibaren (7-4) denklemi kullanılacaktır.

7.7.2. Doğrusal regresyon eşitliklerinde kullanılan gerinim ölçerlerin seçimindeki strateji

Çoklu doğrusal regresyon denklemlerinin (multiple linear regression equations) elde edilmesi (derivasyonu) için matematiksel esaslar Ek 4’te verilmiştir. Genel olarak gerinim ölçer ile yük arasındaki ilişki için aşağıdaki denklem yazılabilir:

$$Yük = (katsayı)_0 + \sum_i [(katsayı)_i * (gage)_i] \quad (7-6)$$

Yükler veya regresyon katsayıları aynı zamanda *en küçük kareler* (least squares) çözümü ile de elde edilebilirler. Çoklu doğrusal regresyon analizlerinde prensip olarak, yük ile gerinim ölçer arasındaki ilişkiyi elde edebilmek için gerinim ölçerlerin bütün kombinasyonları bağımsız değişkenler olarak kullanılabilirler. Bu bakımdan altı adet gerinim ölçer’imiz olduğuna göre;

$$\left[\binom{6}{6} + \binom{6}{5} + \binom{6}{4} + \binom{6}{3} + \binom{6}{2} + \binom{6}{1} \right] = 63$$

kombinasyon vardır. Bunlardan optimum kombinasyonu bulabilmek için literatürde çeşitli kaynaklar vardır.

Bunlardan biri, tüm muhtemel kombinasyonların dikkate alınarak optimum kombinasyon için bir veya daha fazla kriterin belirlenmesidir. Çoğu zaman ilişki katsayısı R^2 kriter olarak kullanılmaktadır. Ancak değişken ilave edildiğinde, R^2 önemli bir katkı sağlamadan devamlı artacaktır. Diğer bir kriter ise, korelasyon katsayılarının kombinasyonunun kullanılmasıdır. Bu katsayılar; Y ile gösterilen standart hatanın tahmini, kullanılan her regresyon değişkeni için standart hata katsayısı ile regresyon katsayısının oranları, SYG , ve C_p istatistiğidir. Bu son katsayı regresyon modeli için *toplam ortalama kare hatalarının* (total mean square error) değeri olup, korelasyon katsayıları ile regresyon değişkenlerinin sayısı arasında optimumu elde etmek için kullanılmaktadır.

İkinci yaklaşımda kullanılan yöntem ise en iyi olduğu tahmin edilen bir regresyon değişkeni ile başlanması ve regresyon modelini etkileyen diğer parametrelerin ilave edilmesi şeklinde uygulanmaktadır. Bu işleme yeni parametre ilave edildiği halde önemli bir değişikliğin olmadığı kanaatine varılıncaya veya son parametrelerin daha önceki parametrelerin etkisini azaltıncaya kadar devam edilmektedir. Bu yaklaşımda uygulanan bir yöntem de, bütün bağımsız değişkenlerin tamamı ile başlamak ve parametreleri teker teker sıra ile devre dışı bırakmaktır. Bu yöntemle “backward elimination algorithm” adı verilmektedir. Ancak bu yöntemlerde parametre sayısının çok olması halinde işlemlerin çok zaman alacağı açıktır.

Bazı kaynaklarda aday regresör değişken sayısı çok fazla değilse tüm muhtemel kombinasyon yöntemi tavsiye edilmektedir (Hines and Montgomery [93]). Ancak yine de elde edilen sonuçlar yeterliliği açısından artık analizi (residual analysis) ve uygunluğun kaçması (lack-of-fit) testleri ile kontrol edilmelidir.

Optimum regresyon modelinin bulunabilmesi için bir başka yöntem de etki diyagramı kavramı (concept of influence plots) ile mühendislik tahminleri (engineering judgement) nin kullanılmasıdır. Bizim uygulamamızda kanat yapısında yedi noktadan yüklenmiştir. Her bir yük noktası için her gerinim ölçer köprüsünün reaksiyon hassasiyeti, ki bu uygulanan kayma kuvveti ile gerinim ölçer reaksiyonu eğimi (μ/V) dir, tespit edilebilir. (μ/V) değerini y ekseninde (buttock line) çizip, x eksenini de (gövde istasyonu) bağımsız parametre olarak etki katsayıları diyagramı çizilebilir. Bu şekilde, kayma hassasiyeti etki katsayısı diyagramında durdurma etkisi olarak temsil edilirken, eğilme momenti hassasiyeti de (μ/V)/ y eğimi ile görülmektedir. y nin sabit değerlerinde yunuslama momenti hassasiyeti ise x ekseninde (μ/V) değişkeni ile temsil edilmektedir. Ek 4’te verilen bilgilerden de görüleceği gibi, çoklu doğrusal regresyon analizlerinde benzer cevap/reaksiyon karakteristiklerine sahip gerinim ölçerler bir arada kullanılmamalıdır. Çünkü katsayı hataları büyük boyutlara ulaşabilmektedir. Bu nedenle, muhtemel regresör değişkenlerinin dikkatli seçilmiş kombinasyonlarını

kullanmak regresyon hesaplarının sayısını önemli ölçüde azaltabilir. Bu yaklaşıma “limitation by influence plots” yaklaşımı denilmektedir.

Bu çalışmada, NLR ekibi ile birlikte, *limitation by influence plots* yaklaşımı ile tüm muhtemel kombinasyonlar yaklaşımı kullanılarak regresyon analizleri yapılmıştır. Bu analizlerde uygulanan regresyon analizlerinin akış diyagramı Şekil 7.16.’da görülmektedir. Regresyon katsayılarının hesabı ve elde edilen regresyon katsayılarının istatistiksel uygunlukları Matlab yazılımı yardımı ile (NLR’da hazırlanan) MRGA.m isimli bilgisayar programı ile yapılmıştır.

7.7.3. Gerinim ölçer köprü ölçümlerinden sıfır strain seviyelerinin tespiti

Test uçuşu sırasında kaydedilen bilgiler esas alındığında, uçağın maruz kaldığı düşey ivmelenmeler ile köprü reaksiyonları arasında aşağıdaki doğrusal ilişki vardır:

$$SG_i(\text{sınıf } j) = SG_{i,N_z=0} + \alpha * N_z(j) \quad (7-7)$$

Uçuşta kaydedilen bilgilerin analizinden elde edilen $SG_{N_z=0,i}$, α ve R^2 değerleri Çizelge 7.5.’de verilmektedir.

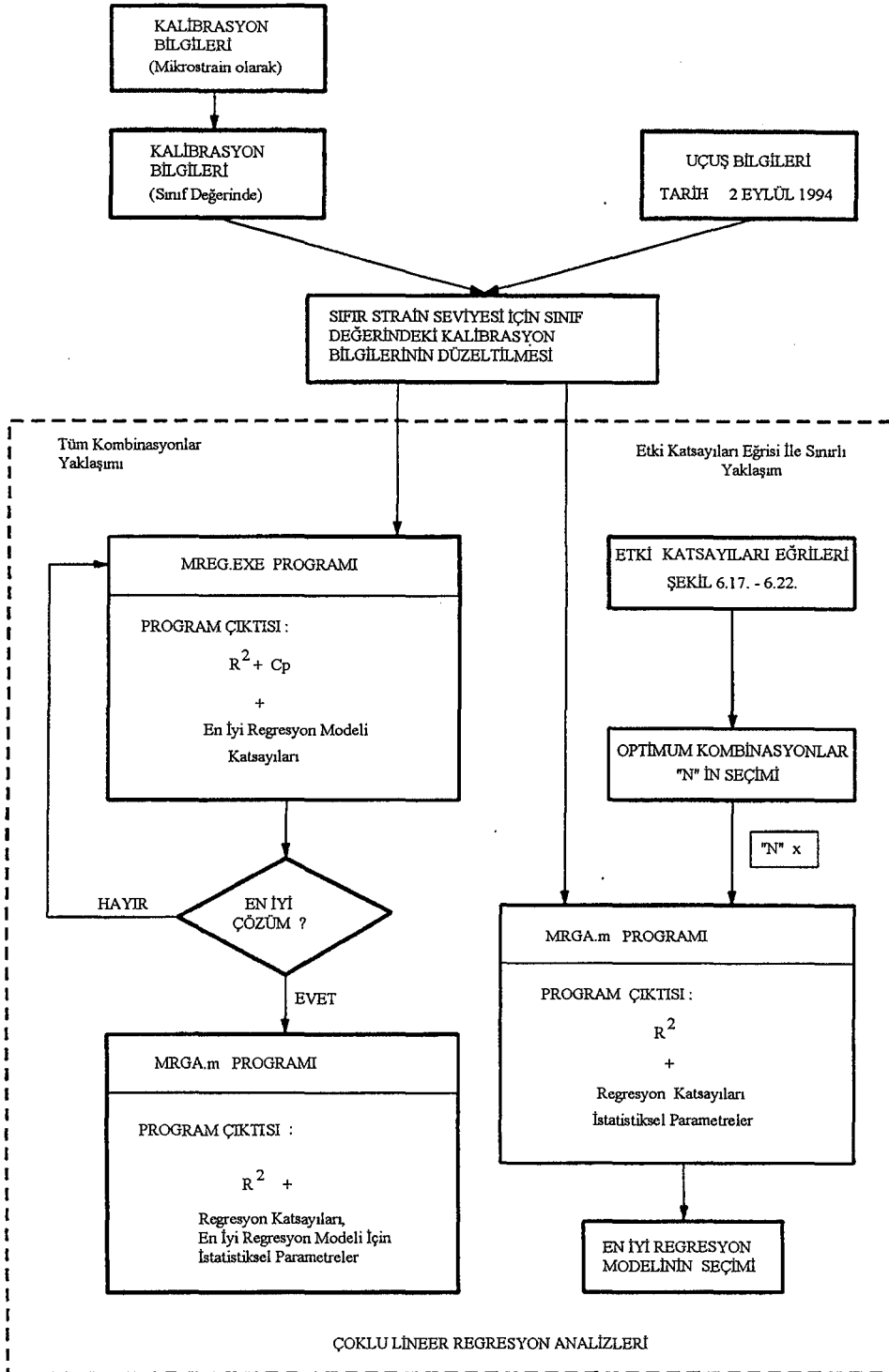
Çizelge 7.5. Sıfır strain sınıfı için elde edilen regresyon parametreleri

köprü i	$SG_{N_z=0,i}(\text{sınıf})$	α	R^2
1	42.0618	15.8047	0.9113
2	35.2384	13.1025	0.8996
3	33.7424	12.9596	0.9021
4	35.6434	12.6566	0.8961
5	37.9128	10.1670	0.8739
6	30.1897	3.7468	0.6862

Spectrapot ile gerinim ölçer kalibratörünün kalibrasyon işlemleri sırasında 1 Spectrapot sınıfının 38.9573 mikro straine karşılık geldiği anlaşılmıştır. Sıfır strain sınıfı için elde edilen regresyon parametreleri ve bu değer için, mikro strain olarak gerinim ölçer köprü çıkışları ile Spectrapot sınıf değerleri arasındaki ilişki için şu eşitlik yazılabilir.

$$SG_i(j) = SG_{i,N_z=0} + \frac{eps_br_i(j)}{38.9573} (\text{sınıf değeri}) \quad (7-8)$$

burada $eps_br_i(j)$ ifadesi, j adımımda mikro strain olarak i köprüsünün gerinim ölçer çıkışını göstermektedir.



Şekil 7.16. Regresyon analizleri akış diyagramı

7.7.4. Etki eğrileri ile sınırlı yaklaşımla yapılan çoklu doğrusal regresyon analizlerinin sonuçları

(μ/V) değerini y eksenine (buttock line) ve bağımsız parametreyi x eksenine (FS) çizdiğimizde etki katsayıları diyagramını elde ederiz. Bu durumda, eğilme momenti hassasiyeti (μ/V)/y eğimi ile gösterildiğinden kayma (shear) hassasiyeti etki katsayıları diyagramında kesici/önleyici olarak temsil edilir. Yunuslama momenti hassasiyeti ise y nin sabit değerlerinde x ekseninde (μ/V) nin değişimleri ile temsil edilir.

Eğilme momenti hassasiyeti için çizilen etki katsayıları eğrisi Şekil 7.17.a.-7.22.a. da, yunuslama momenti hassasiyeti için ise Şekil 7.17.b.-7.22.b. de verilmişlerdir. Etki katsayıları eğrileri (Şekil 7.17., 7.20., ve 7.21.) gerinim ölçer 1, 4 ve 5 in aşağı yukarı eşit hassasiyette olduklarını ve eğilmeye hassas olduklarını göstermektedir. İlave olarak Şekil 7.18. ve 7.19., 2 ve 3 nolu gerinim ölçerlerin aşağı yukarı aynı hassasiyette olduklarını ve yunuslama ve eğilme momentlerine orta şiddette hassas olduklarını göstermektedir. Bilindiği gibi 6 nolu gerinim ölçer kanat ön sparındaki kayma (shear) web'ine monte edildiği için kaymaya hassastır. Ancak Şekil 7.22. bu gerinim ölçer'in kaymaya ve orta şiddette yunuslamaya, ilave olarak ta önemli ölçüde eğilmeye hassas olduğunu göstermektedir.

Bu durum Şekil 7.23.'deki F-16 kanadını temsil eden şekille izah edilebilir. Kanat uçak gövdesine sadece bağlayıcı civataları ile bağlandığından tüm yükler uçak gövdesine bu civatalar ile aktarılmaktadır. J noktasında eğilme momenti sıfır olmalıdır ve buna bağlı olarak kayma web'indeki kayma ise y eksenini (buttock line)'ndeki yükün yerine bağlı olacaktır. Bu nedenle kayma köprüsünün reaksiyonu uygulanan eğilme momentine hassas olacaktır.

1 den 6 ya kadar olan gerinim ölçerlerin hassasiyetleri özet olarak Çizelge 7.6.'da verilmektedir.

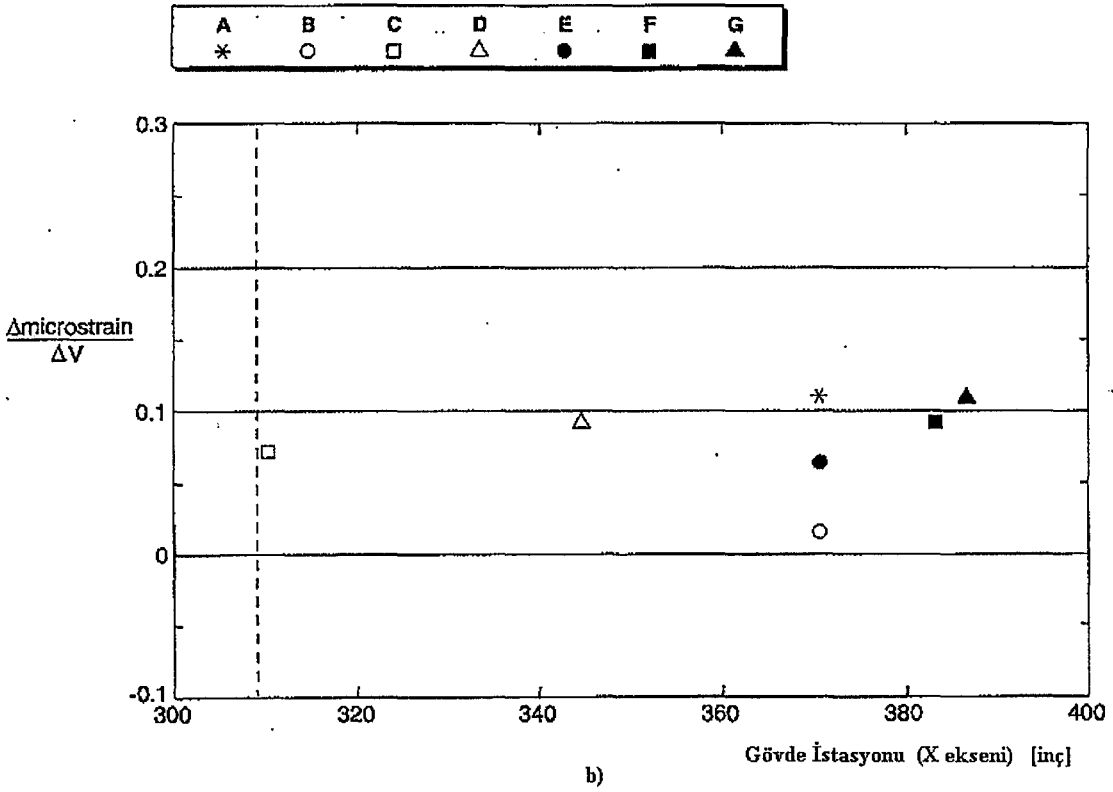
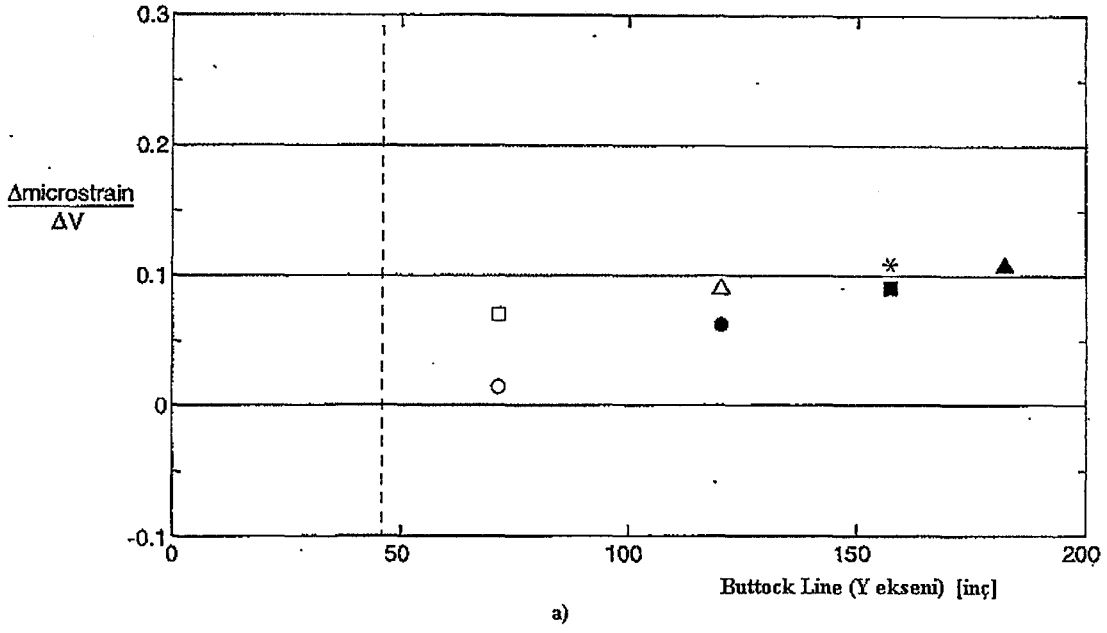
Gerinim ölçerlerin hassasiyetlerine bağlı olarak üç gerinim ölçer'in altı kombinasyonu yeterli olacaktır. Bu değerlendirme ile 11 kombinasyon seçilmiş ve ileri analizler buna göre yapılmıştır. Bu 11 kombinasyon Çizelge 7.7.'de görülmektedir. Üç köprü devresi için altı kombinasyon söz konusu olduğundan bir veya iki köprü için bazı kombinasyonlar eğilme momenti için yeterli olabilir.

Bu değerlendirmeler ile optimum regresyon modeli olarak aşağıdaki iki kriterin kombinasyonu esas alınmıştır;

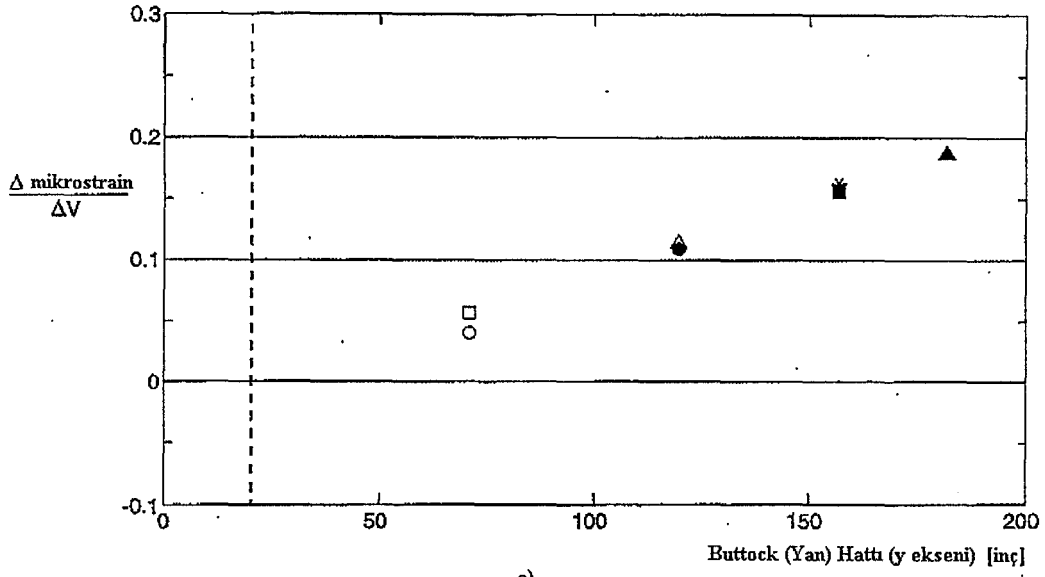
- Etki katsayısı R^2 nin yüksek değeri,
- Regresyon ve standart hata katsayılarının düşük oranları.

Etki katsayısı olan $R=0.90$ ifadesi y deki tüm değişkenlerin % 81 inin $x_1, \dots, x_n$ değişkenlerine bağlı olduğu anlamına gelir. Analize bir değişkenin ilavesi, sonuca olumlu katkısı olsun veya olmasın daima R^2 yi artırır. Öte yandan her katsayının standart hatasının boyutu ile karşılaştırması ilişkideki değişkenin etkisinin bir ölçüsüdür. Bu değerlendirmelerin sonunda şu yorum yapılabilir:

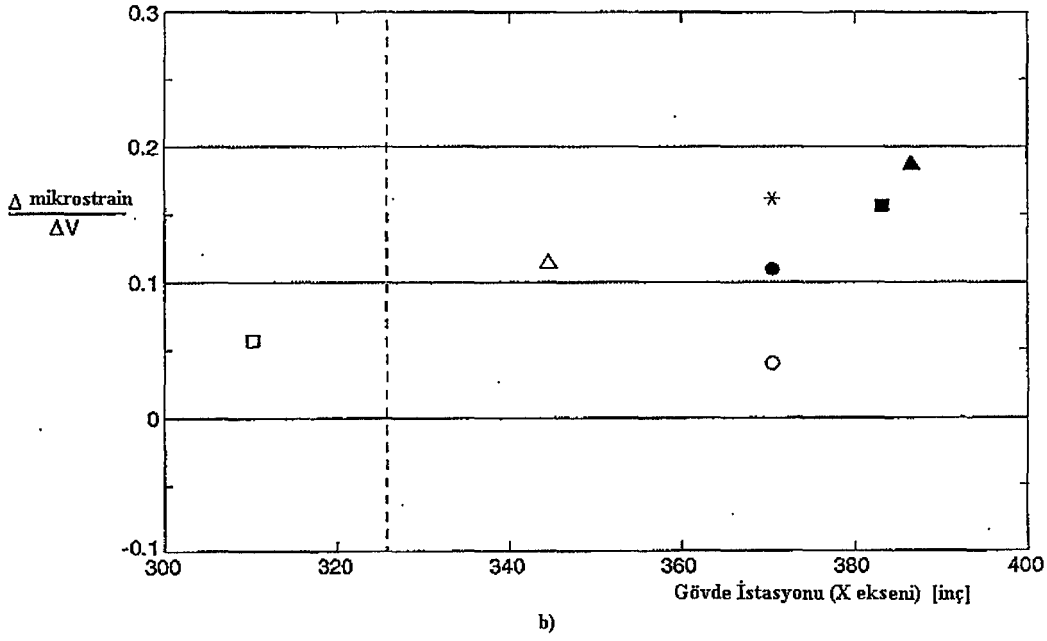
∴ Kayma ilişkisi için en iyi sonucu $R^2=0.9687$ değeri ile 1, 2 ve 6 nolu gage'lerin kombinasyonu, ikinci en iyi sonucu ise $R^2=0.9662$ değeri ile 3, 5 ve 6 nolu gage'lerin kombinasyonu verir.



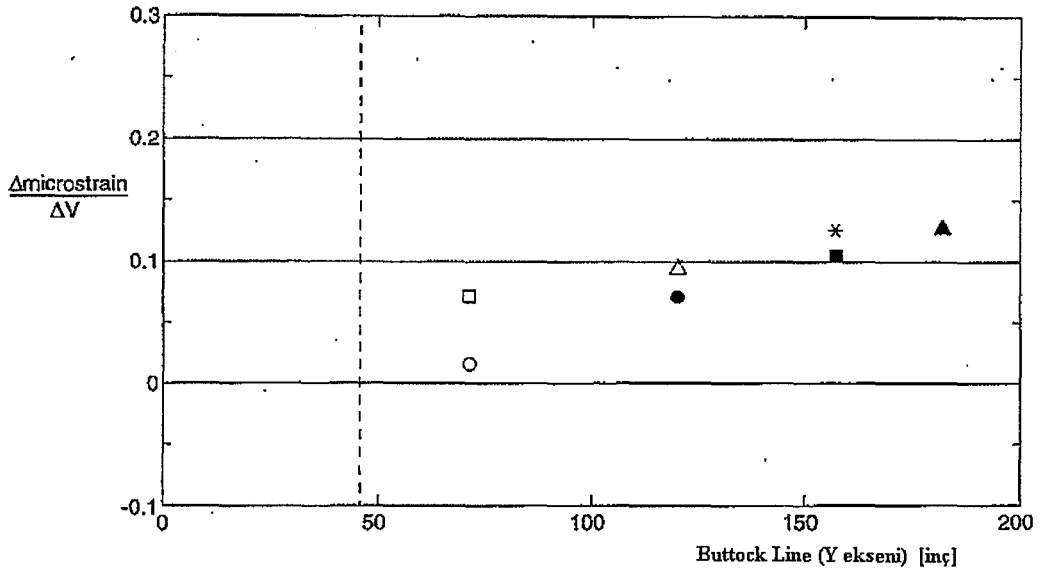
Şekil 7.17. Etki katsayıları grafiği - gerinim ölçer 1
 a. Eğilme momenti hassasiyeti
 b. Yunuslama momenti hassasiyeti



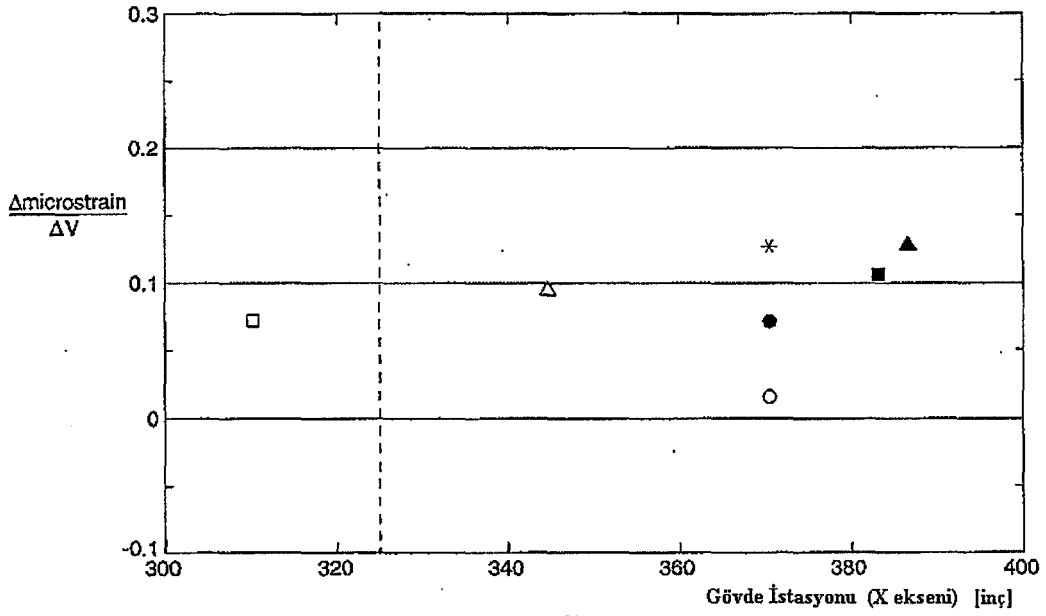
A	B	C	D	E	F	G
*	○	□	△	●	■	▲



Şekil 7.18. Etki katsayıları grafiği - gerinim ölçer 2
a. Eğilme momenti hassasiyeti
b. Yunuslama momenti hassasiyeti



a)

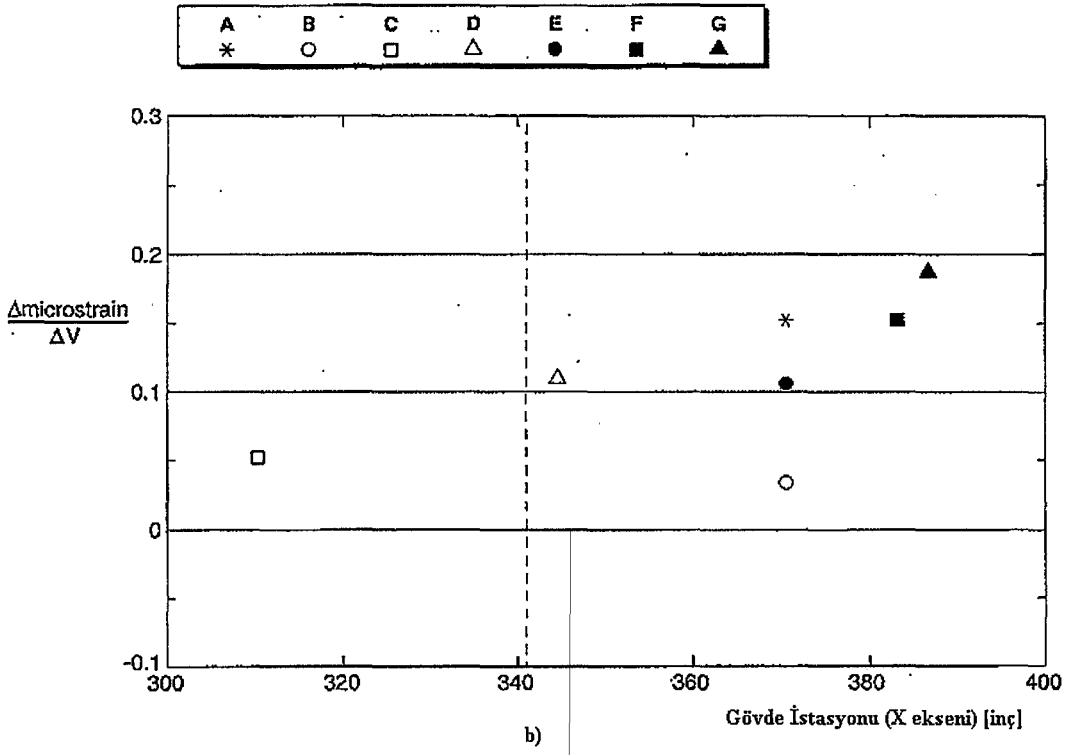
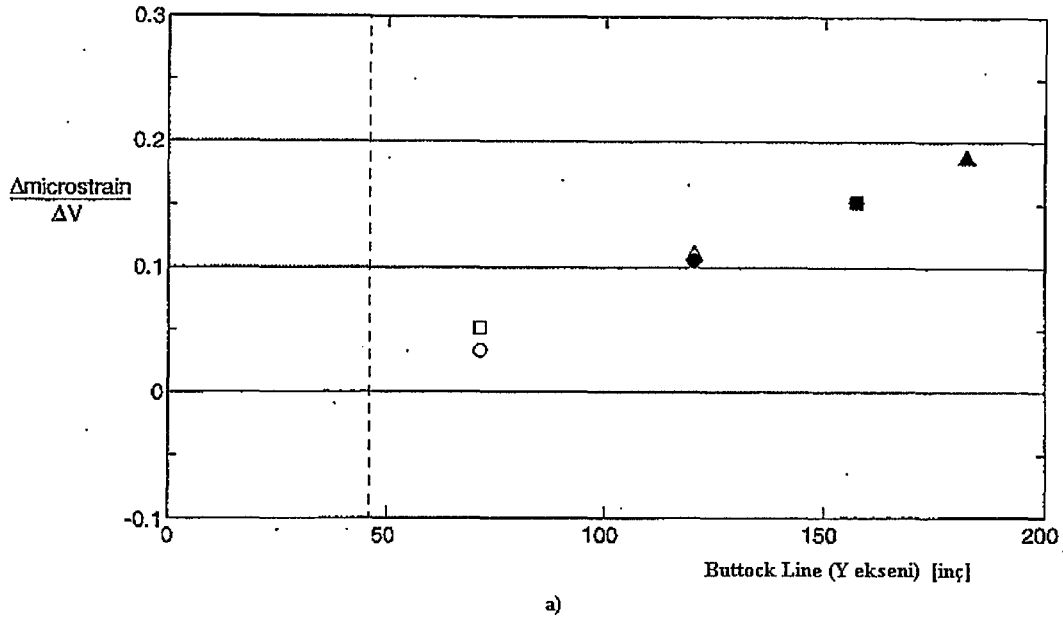


b)

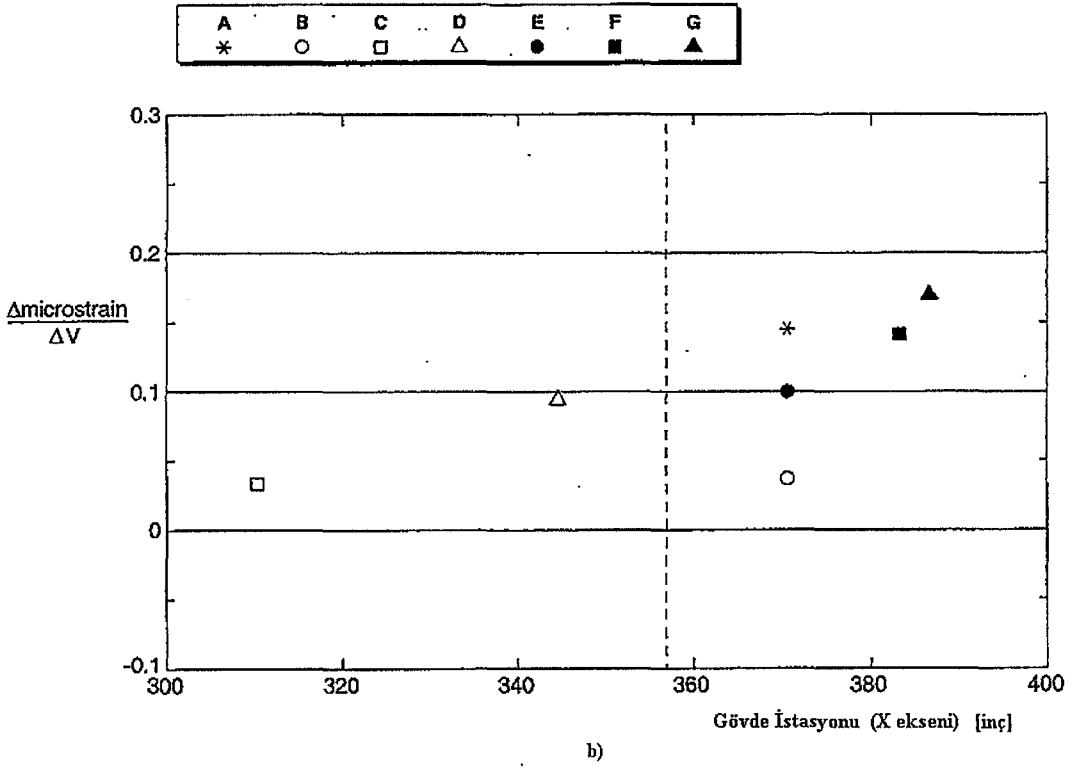
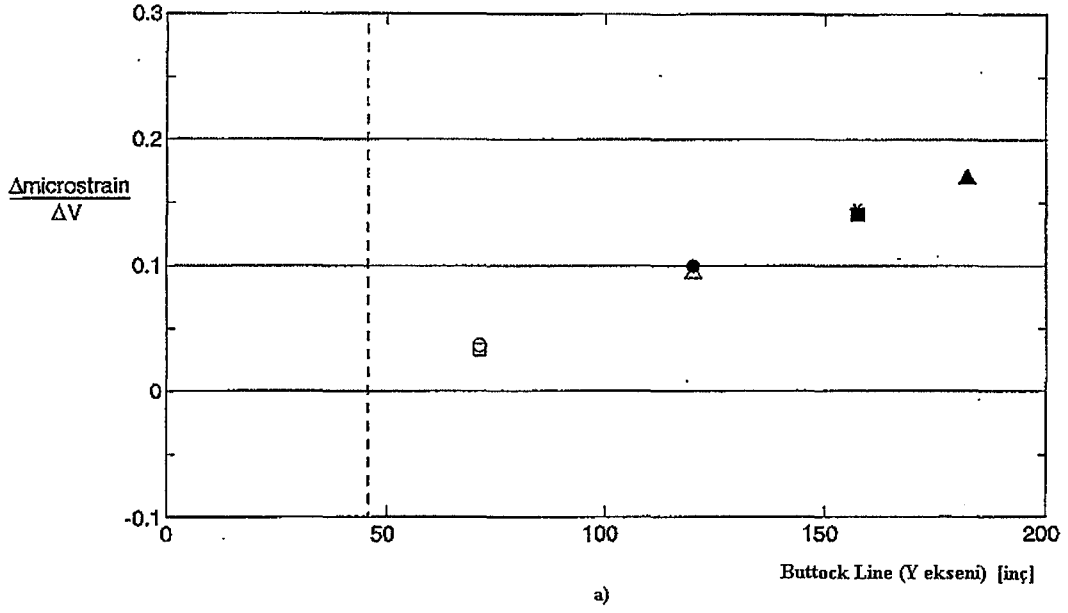
Şekil 7.19. Etki katsayıları grafiği - gerinim ölçer 3

a. Eğilme momenti hassasiyeti

b. Yunuslama momenti hassasiyeti



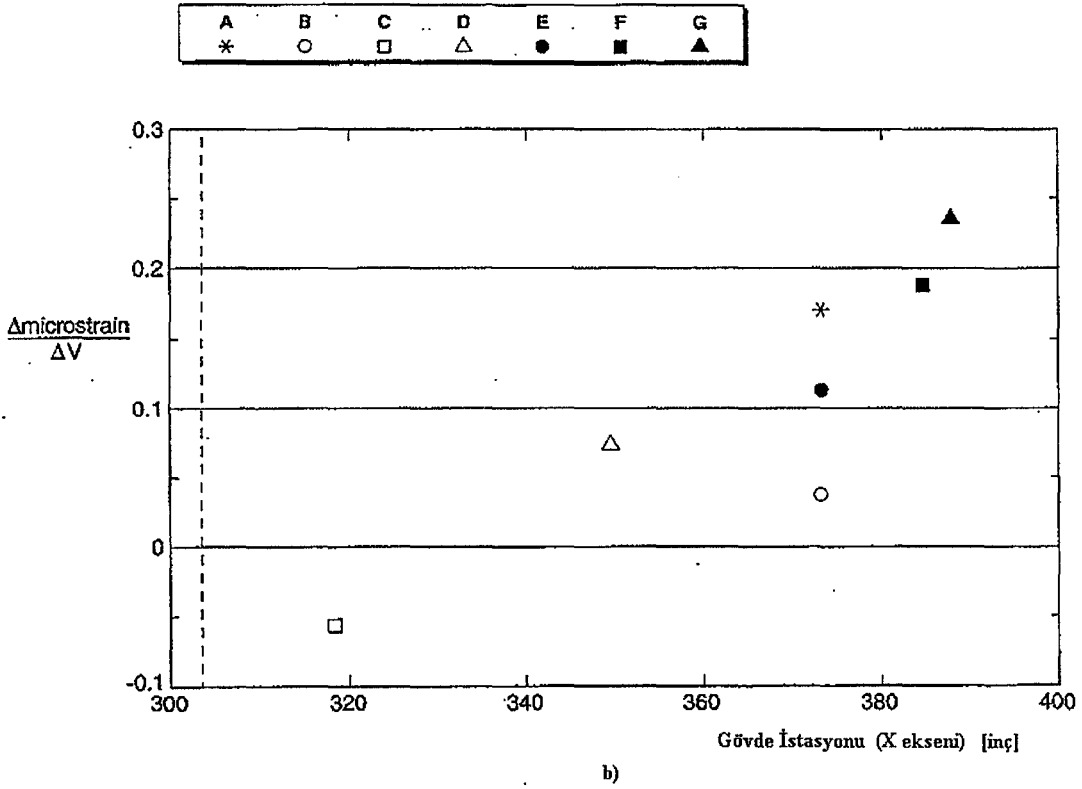
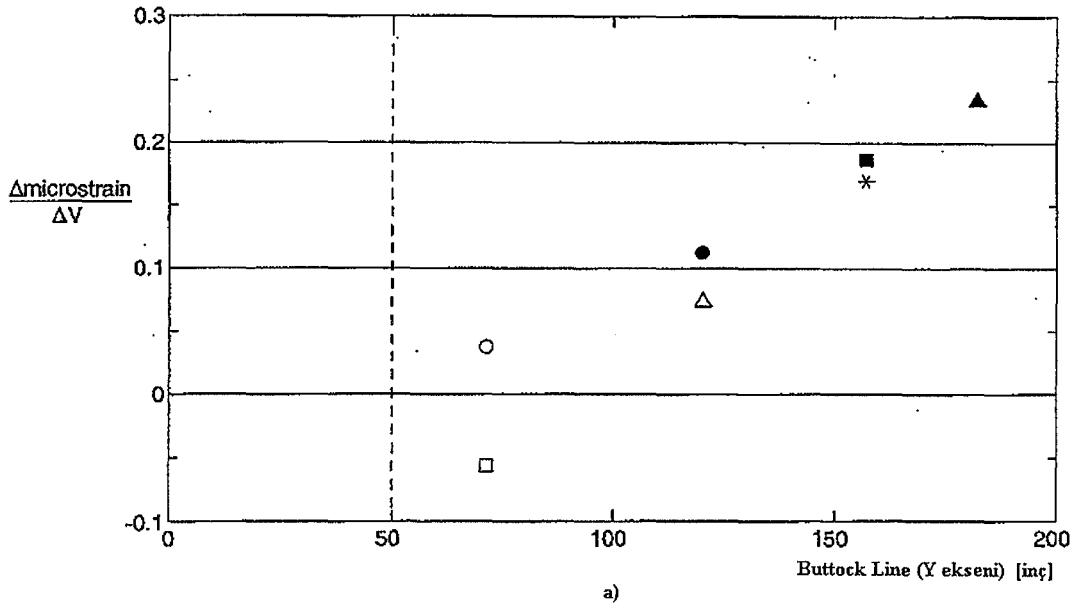
Şekil 7.20. Etki katsayıları grafiği - gerinim ölçer 4
 a. Eğilme momenti hassasiyeti
 b. Yunuslama momenti hassasiyeti



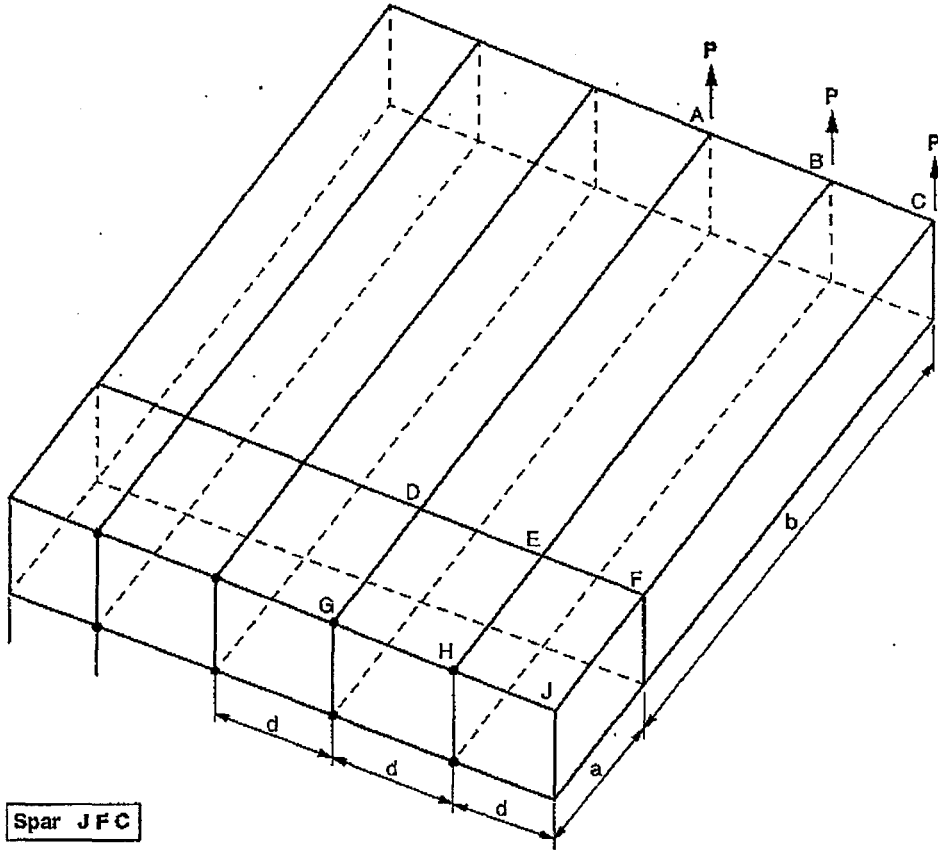
Şekil 7.21. Etki katsayıları grafiği - gerinim ölçer 5

a. Eğilme momenti hassasiyeti

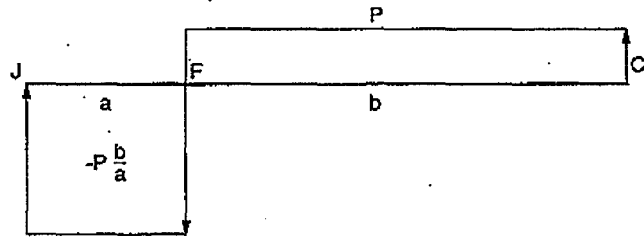
b. Yunuslama momenti hassasiyeti



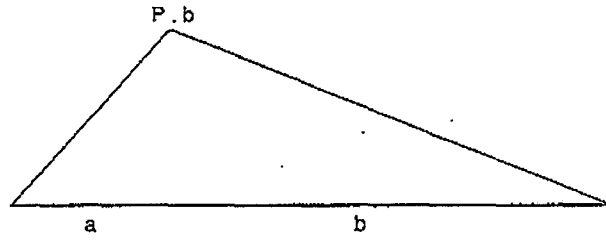
Şekil 7.22. Etki katsayıları grafiği - gerinim ölçer 6
a. Eğilme momenti hassasiyeti
b. Yunuslama momenti hassasiyeti



Kayma (shear)
kuvveti diyagramı



Eğilme Momenti
Diyagramı



Şekil 7.23. F-16 Kanadı üzerinde yük transferinin şematik gösterimi

Çizelge 7.6. Gerinim ölçerlerin harici yüklere olan hassasiyetleri

Hassasiyet	SG 1	SG 2	SG 3	SG 4	SG 5	SG 6
Kayma V	Az	Az	Az	Az	Az	Orta
Eğilme Momenti BM	Çok	Orta	Orta	Çok	Çok	Çok
Yunuslama Momenti PM	Az	Orta	Orta	Az	Az	Orta

Not : 1. 1, 4 ve 5 nolu gerinim ölçerler aşağı yukarı aynı hassasiyetler.
2. 2 ve 3 nolu gerinim ölçerler aşağı yukarı aynı hassasiyetler.

Çizelge 7.7. Yapılan analizlerin özeti

Hal	Analiz	SG 1	SG 2	SG 3	SG 4	SG 5	SG 6
I	V, BM, PM		***			***	***
II	V, BM, PM			***		***	***
III	V, BM, PM		***		***		***
IV	V, BM, PM			***	***		***
V	V, BM, PM	***	***				***
VI	V, BM, PM	***		***			***
VII	BM						
VIII	BM	***				***	
IX	BM		***				***
X	BM			***			***
XI	BM	***				***	

NOT : V : Kayma kuvvetini, BM : Eğilme momentini, PM : Yunuslama momentini göstermektedir.

∴ Eğilme momenti ilişkisi için en iyi sonucu $R^2=0.9998$ değeri ile 2, 4 ve 6 nolu gage'lerin kombinasyonu, ikinci en iyi sonucu ise $R^2=0.9995$ değeri ile 3, 4 ve 6 nolu gage'lerin kombinasyonu verir. Standart hata katsayıları ve regresyon katsayıları oranının minimumu açısından ise en iyi sonucu $R^2=0.9951$ ile sadece 5 nolu gage köprüsünün kombinasyonu verir.

∴ Yunuslama momenti ilişkisi için en iyi sonucu $R^2=0.9750$ değeri ile 1, 2 ve 6 nolu gage'lerin kombinasyonu, ikinci en iyi sonucu ise $R^2=0.9726$ değeri ile 2, 5 ve 6 nolu gage'lerin kombinasyonu verir.

7.7.5. Sonuçlar

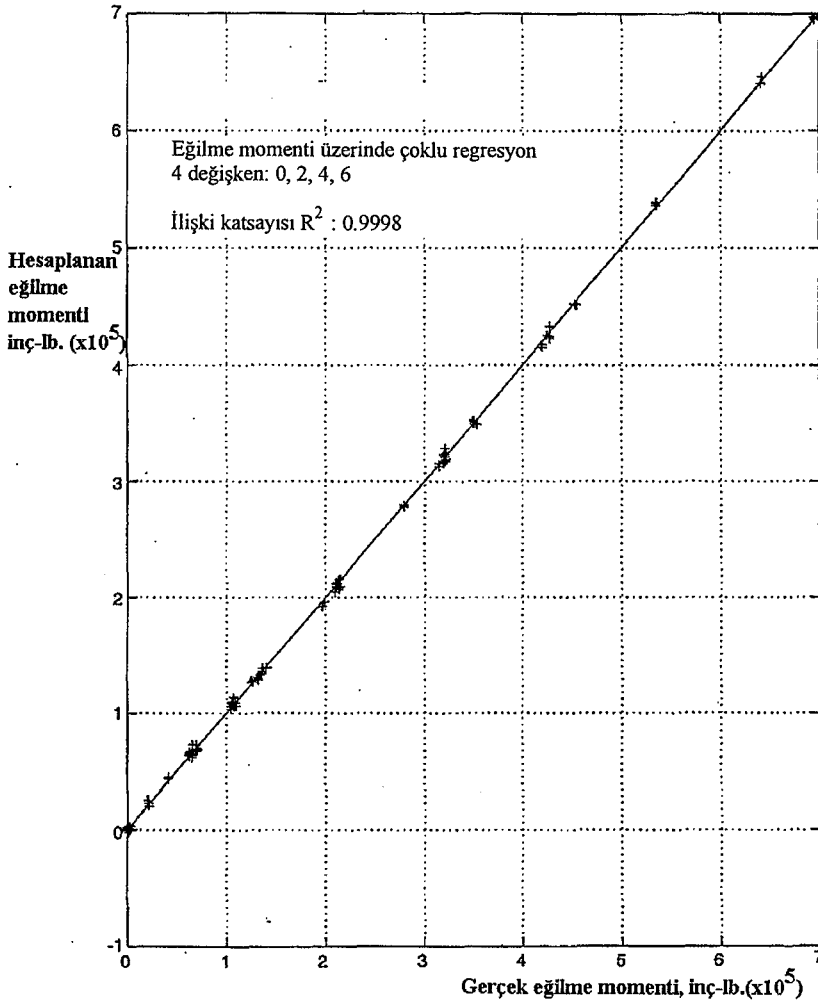
Analizlerin sonucunda yük denklemleri için elde edilen eşitlikler aşağıda verilmektedir. Bu sonuçlar elde edilirken yukarıda detaylı olarak verilen analizler yapılmış, sonucunda elde edilen sonuçların istatistiksel olarak ne ölçüde uyumlu oldukları değerlendirilmiştir. Bir örnek olmak üzere (sadece eğilme momenti için) değerlendirme grafikleri Şekil 7.24. ve 7.25. te verilmiştir. Öte yandan yapılan analizlerin sonuçlarının birbirleri ile de kıyaslamaları yapılmış ve en iyi sonuçlar elde edilmiştir. Bu değerlendirme Çizelge 7.8.'de verilmektedir.

Kayma kuvveti için: ($R^2 = 0.982$)

$$V = -19130.5 + 2732.4 * SG_1 - 1237.2 * SG_3 - 1105.0 * SG_4 - 484.1 * SG_6 \quad (7-9)$$

veya ($R^2 = 0.969$)

$$V = -7227.6 + 2046.8 * SG_1 - 1646.3 * SG_2 - 692.8 * SG_6 \quad (7-10)$$



Şekil 7.24. Eğilme momenti parametreleri üzerindeki regresyon -en iyi sonuç-

Eğilme Momenti için: ($R^2 = 0.9998$)

$$BM = -996548.8 + 9615.1 * SG_2 + 11603.9 * SG_4 + 8110.6 * SG_6 \quad (7-11)$$

veya ($R^2 = 0.995$)

$$BM = -1107420.6 + 29088.0 * SG_5 \quad (7-12)$$

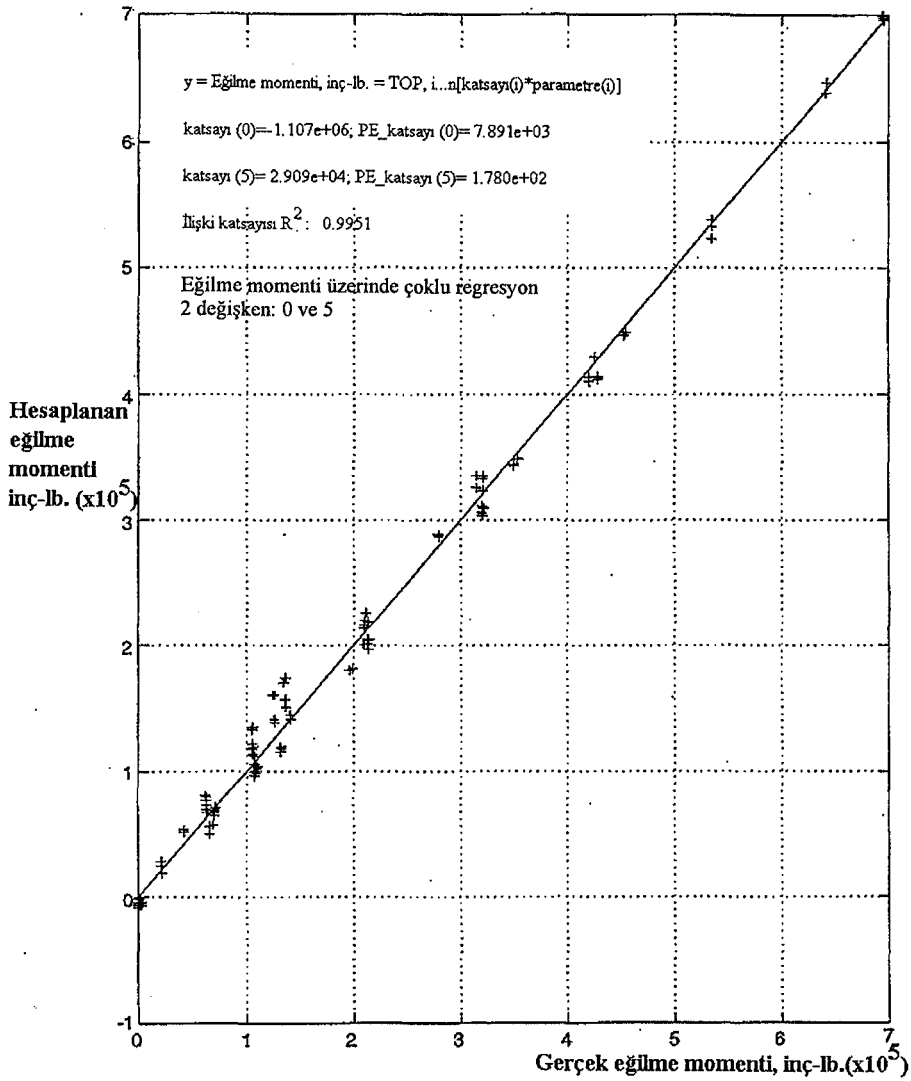
Yunuslama momenti için: ($R^2 = 0.987$)

$$PM = 365907.5 - 92629.5 * SG_1 + 21464.5 * SG_2 + 30603.2 * SG_3 + 47825.3 * SG_4 \quad (7-13)$$

veya, ($R^2 = 0.978$)

$$PM = 509138.7 - 100348.1 * SG_1 + 64324.5 * SG_3 + 52682.3 * SG_4 \quad (7-14)$$

Bu denklemlerde SG_i ler sınıf değerini göstermektedir.



Şekil 7.25. Eğilme momenti parametreleri üzerindeki regresyon -alternatif sonuç-

Elde edilen denklemler Şekil 7.6. ile birlikte incelendiğinde şu değerlendirme yapılabilir. Kayma kuvveti ve eğilme momenti ifadelerinde sabit sayılar negatif,

yunuslama momenti denkleminde sabit sayılar pozitifdir. Bu durum eğer gerinin ölçerlerin tamamı sıfır değerini verirse (uçağın yerde olması hali) kanat kökünde negatif kayma kuvveti ve eğilme momenti, pozitif yunuslama momenti olacaktır ve bunların şiddeti yapı ağırlığının neden olduğu yüklere eşit olacaktır. Bir başka ifade ile $N_z = 0$ da kanat kökünde sadece yapı ağırlığının neden olduğu şiddette yükler olacaktır. Sabit yükseklikte ve sabit hızda uçuş sırasında ise ($N_z = 1$ hali) yukarıda verilen denklemler sıfır değerini verecek şekilde kalibre yapılmıştır. Bir başka ifade ile; yapı ağırlığı kaldırma kuvvetinden daha büyük ise kayma kuvveti ile eğilme momenti değerleri sıfırdan küçük, yunuslama momenti değeri sıfırdan büyük ($N_z < 1$) olacak, taşıma kuvveti yapı ağırlığından daha fazla olduğu zamanlarda ise ($N_z > 1$) tersi olacaktır.

Çizelge 7.8. İki yaklaşımla yapılan analizlerin sonuçlarının kıyaslanması (en iyi sonuç koyu basılmıştır).

	Tüm kombinasyonlar yaklaşımı				Etki katsayıları eğrisi ile sınırlı “limitation by influence plats” yaklaşımı		
	Kullanılan değişkenler	R ²	C _p	katsayıların maksimum hata oranı, %	Kullanılan değişkenler	R ²	katsayıların maksimum hata oranı, %
Kayma V	1,2,6	0.969	207.0	-4.3	3,5,6	0.966	-3.9
	1,3,4,6	0.982	65.0	-7.5	1,2,6	0.969	-4.3
	1,2,3,4,5,6	0.988	7.0	29.7	1,3,6	0.958	-4.3
Eğilme Momenti BM	2,4,6	0.9998	6.0	4.3	2,4,6	0.9998	4.3
	1,2,4,6	0.9998	4.4	-52.5	3,4,6	0.9995	7.4
	2,4,5,6	0.9998	4.0	-50.1	5	0.9951	0.6
Yunuslama Momenti PM	2,5,6	0.973	171.1	6.6	1,3,4	0.978	7.0
	1,2,3,4	0.987	48.9	10.4	3,5,6	0.958	11.9
	1,2,3,4,5,6	0.990	7.0	-29.1	1,2,6	0.975	-39.3

8. DEĞERLENDİRME

Ülkemizde önemli miktarda uçak bulunmakta ve bu uçaklar gerek sivil amaçlarla insan ve yük taşımacılığında gerekse ülke savunması için hizmet vermektedir. Öte yandan günümüzün modern uçakları son derece pahalı sistemler olduğu⁽¹⁾ için bunların emniyetli, etkin ve ekonomik kullanılmaları da o derece önem kazanmaktadır. Uçakların yapısal yönden bütünlüklerini korumak için hem sivil nakliye uçaklarında hemde askeri uçaklarda çeşitli önlemler alınmaktadır. Askeri amaçlı uçaklar için bu önlemler UYBP adı altında daha sistematik bir yapı içinde uygulanmakta olduğu için bu çalışmada bu konuya daha fazla ağırlık verilmiştir.

Yapısal bütünlük faaliyetleri sonunda uçakların uçuş emniyeti de belirgin bir şekilde yükseltilebilmiştir. 1990 yılı itibarı ile 25-44 yaşları arasında erkek bir yolcunun uçak kazası sonucunda ölüm ihtimalinin 100000 uçuş saati başına 0.4 olduğu ABD'de yapılan incelemeler sonucu ortaya konmuştur [94]. Öte yandan askeri uçaklarda tüm faaliyetlerin UYBP'ı esaslarına uygun olarak gerçekleştirildiği sistemlerde yapısal nedenlerden dolayı kaza olmadan 10 milyondan daha fazla uçuş yapılmaktadır (Lincoln) [8]. Bu nedenle UYBP, temelde USAF tarafından ortaya konan prensipler doğrultusunda başta NATO üyesi ülkeler olmak üzere havacılıkta ilerlemiş tüm ülkelerin hava kuvvetleri tarafından kullanılmaktadır.

Hv.K.K.lığı tarafından da UYBP konusunda sınırlı bazı faaliyetler sürdürülmekte olup bunlar beşinci bölümde açıklanmıştır. Ülkemizde uçak tasarım ve geliştirme faaliyetleri (maalesef) olmadığı için, UYBP ile ilgili faaliyetlerin birinci bölümü olan tam ölçekli geliştirme safhalarına ait faaliyetlerin uygulanmaları da sözkonusu olmamaktadır. Ancak, kullanıcı durumda olduğumuz için kuvvet yönetimi safhası faaliyetlerinin çok iyi bilinmesi ve uygulanması ile envanterde bulunan askeri uçakların emniyetli kullanılabilmesi mümkün olacaktır. Bu doğrultuda yapılacak faaliyetler ile bir tek uçağın kaybı bile önlenmiş olsa sağlanacak tasarrufun miktarı, uçak fiyatları ile kıyaslandığında, açık olarak ortaya çıkmaktadır. Bu nedenle UYBP'nın kuvvet yönetimi safhasına ait faaliyetlerin çok iyi anlaşılması ve en iyi şekilde uygulanması hedeflenmeli, bu doğrultuda daha önce yapılan öneriler⁽²⁾ de dikkate alınmalıdır.

Sivil nakliye uçaklarında uygulanan yapısal bütünlük faaliyetleri konusunda temel esaslar ve uygulamalar da incelenmiştir. Sivil nakliye uçaklarında uyulması gereken FAR ve JAR sertifika gereksinimleri, bunların yerine getirilebilmesi için uçak üreticisi şirketlerin yaptığı çalışmalar, bu çalışmalar kapsamında olan tam ölçekli yorulma testleri ve yaşlı uçaklar üzerinde yapısal bütünlüğün sağlanabilmesi için yapılan

(1) F-16 tipi bir savaş uçağının ülkemize maliyeti yaklaşık 18 milyon (1995), B737 tipi bir yolcu uçağının satış fiyatı ise yaklaşık 48 milyon ABD doları mertebesindedir [95].

(2) 1992 yılında tamamlanan yüksek lisans tez çalışması sırasında Hv.K.K.lığı için UYBP organizasyonu ve uygulama yönergesi ile ilgili bir öneri yer almaktadır [59].

çalışmalar altıncı bölümde verilmiştir. Sivil uçaklarda tasarımcının uyması gereken kural ve prensipler, uçak üreticisi durumunda olan batılı ülkelerde sertifikasyon kuruluşları tarafından yasal düzenlemelerle ortaya konmuştur. Bu uçaklarda yapılması gereken faaliyetler önemli ölçüde uçak tasarımcıları tarafından gerçekleştirilmekte ve uçaklar üzerindeki kontrol ve yapısal bakım ihtiyaçları tespit edilmektedir. Bu nedenle yapısal bütünlük açısından, kullanıcı durumunda olan havayolu işletmelerine düşen görev uçak imalatçısının tavsiyelerine uygun olarak gerekli servis bülteni, kontrol, yapısal bakım ve onarım işlemlerini yerine getirmekten ibaret olmaktadır.

Tezin ilk bölümlerinde UYBP ile ilgili ulaşılabilen tüm bilgilerden derlenen özet bilgiler verilmiş, fiziksel ve matematiksel esaslarına değinilmiş ve Hv.K.K.lığı bünyesinde yürütülen faaliyetler özetlenmiştir. Savaş uçaklarının tasarımları sırasında öngörülen kullanım şekilleri ile kullanım sertliklerinin uçaklar envantere girdikten sonra ortaya çıkan kullanım şekilleri ile kullanım sertliklerinden ne ölçüde farklı olabilecekleri üçüncü bölümde açıklanmıştır. Bu nedenle kullanım sertliği tasarım sırasında öngörülenden 4, 6 hatta 10 kat daha sert olan bir uçak tipinde uçuş emniyeti ancak uçakların kullanım sırasında maruz kaldıkları yüklerin sürekli kaydedilmesi, değerlendirilmesi ve tasarım sırasında öngörülen kullanım sertliği ile kıyaslanması sonucunda sağlanabilir. Bu faaliyetlerin UYBP kapsamındaki isimleri ise *tek uçak izleme programı* ile *yük ve çevre spektrumu takibi*, uçuş bilgilerinin analizi sonucu ortaya konan yapısal bakım ihtiyaçları ise *kuvvet yapısal bakım planları*'dır. İşte bu sahalardaki faaliyetleri daha iyi anlamak ve özgün bir uygulama gerçekleştirmek için yüksek manevra kabiliyetine sahip bir uçakta (F-16C uçağında) kanat kökü yüklerinin analizini hedefleyen proje ortaya konmuş ve gerçekleştirilmiştir.

Yedinci bölümde detaylı olarak anlatılan proje faaliyetleri ile kuvvet yönetimi kapsamındaki faaliyetlerin daha iyi anlaşılması ve bu sahalarda bilgi sahibi olan bir ekibin oluşması açılarından yararlı sonuçlar vermiştir. Bu çalışmalar kapsamında yüksek manevra kabiliyetine sahip askeri bir uçak üzerinde

- gerinim ölçer montajı,
- gerinim ölçer kalibrasyonu,
- kalibrasyon düzeneğinin hazırlanması ve uygulanması,
- uçak üzerine uçuş bilgileri kayıt sistemi ile bu sisteme bilgi sağlayan kablo demetlerinin yerleştirilmesi,
- parametre bilgilerinin nerelerden ve nasıl alınarak kayıt sistemine nasıl aktarıldığı,
- elde edilen bilgilerin regresyon analizi ve değerlendirilmesi vb.

faaliyetler Hv.K.K.lığı bünyesinde ilk kez gerçekleştirilmiştir.

Proje kapsamında yapılan faaliyetler ile Hv.K.K.lığı bünyesinde çekirdek bir ekip kuvvet yönetimi safhasının ana faaliyetleri olan tek uçak izleme ve yük ve çevre spektrumu konularını ve bu alanlardaki faaliyetlerin detaylarını uygulayarak öğrenme fırsatı bulmuşlardır.

Bu proje kapsamında elde edilen bilgi ve tecrübelerin Türk havacılığına katkıları ise; hem Hv.K.K.lığı tarafından T-37 uçakları için uygulanmakta olan DADTA projesinde hemde MSB ARGE Daire Başkanlığı tarafından koordine edilmekte olan “uçuş test ve ölçümlendirme (flight test instrumentation - FTI) kabiliyetinin kazanılması projesi”nde kullanılması ile kendini göstermiştir.

Bu tez kapsamında yapılan çalışmalar ile, yapısal bütünlük alanında yapılabilecek çalışmaların oldukça sınırlı bir bölümü gerçekleştirilmiştir. Ancak bu çalışmaların UYBP sahasına bir giriş olabileceği dikkate alınır; bu alanda bundan sonra çalışma yapmayı planlayan araştırmacılar tarafından yapılabilecek daha pek çok faaliyet alanı olduğu görülmektedir. Bu konuda yapılabilecek çalışmalardan bazıları aşağıda sıralanmıştır:

- Belirli bir uçak tipi için uçuş bilgileri kaydedilerek yük spektrumu oluşturulabilir (F-4E uçakları için böyle bir çalışma yapılmış olup [60] nolu kaynak ile yayınlanmıştır).
- Elde edilecek olan yük spektrumundan faydalanılarak yapısal açıdan kritik olan bölgeler için gerilme spektrumları oluşturulabilir,
- Yapısal açıdan kritik olan yapı elemanlarının aynı konfigürasyonda üretilerek test malzemeleri hazırlanabilir,
- Bu test parçaları üzerinde analiz edilen uçak tipi için kullanıma bağlı olan ve daha önce elde edilen gerilme spektrumları uygulanarak çatlak ilerleme ve ömür analizleri yapılabilir (TAI, ODTÜ vb. yurt içi imkanlar ile bu analizleri yapmak mümkün görünmektedir),
- Söz konusu uçağın tasarımını yapan şirketlerden tasarım sırasında öngörülen gerilme spektrumları elde edilebilir ise, yurt içi kullanım sırasında elde edilen gerilme spektrumu ile kıyaslama yapılabilir,
- Çatlak ilerleme ve ömür analizlerine bağlı olarak söz konusu uçak tipi için yapısal kontrol, bakım, onarım, tadilat vb. işlemleri içeren yapısal bakım planları ortaya konabilir,
- Yapısal bakım ihtiyaçları uygulanırken uçaklar takip edilerek; uçakların ne kadar ekonomik olarak serviste tutulabileceği, ne zaman servisten alınmaları gerektiği, gerekirse sert kullanılan uçaklar ile yumuşak kullanılan uçakların belirli dönemlerde görevlerini değiştirerek filo bazında optimum ömür elde etme gibi işlemler gerçekleştirilebilir.
- Bu alanlarda elde dilecek bilgi birikimleri ile yeni çalışma alanları tespit edilebilir ve ileri yıllarda bu bilgiler milli veya ortak olarak tasarımı yapılacak uçaklarda kullanılabilir.

Ülkemizde bu alanda çalışma yapabilmek için hem sabit kanatlı hemde döner kanatlı yeteri kadar hava aracı olduğu (sivil amaçlı veya askeri amaçlı), bu alandaki çalışmalar ile tasarımda öngörülen kullanıma göre daha yumuşak kullanılan uçakların yapısal yönden ekonomik ömrünü dolduruncaya kadar serviste tutularak ekonomi sağlanabileceği veya sert kullanılan uçaklarda uçuş güvenliği açısından zamanında yapısal kontrol ve bakımların uygulanabileceği, gerekirse servisten alınmaları gereken zamanın tespit edilebileceği değerlendirilmektedir.

KAYNAKLAR

1. BROEK, D., *Elementary Engineering Fracture Mechanics*. Martinus Nijhoff Publishers, Dordrecht/Hollanda, 1987.
2. MIL-STD-1530A, *Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements*. USAF Military Standard, 1975.
3. HANSEN, A.G., *Damage Tolerance Analysis and Structural Integrity in Air Force Aircraft*. Air Force Journal of Logistics (USAF), s. 4-5, Spring 1989.
4. NEGAARD, G.R., and JOHNSON, C.D., *The History of the Aircraft Structural Integrity Program*. USAF Aerospace Structures Information and Analysis Center Report No: 680.1B, 1980.
5. AFR 80-13, *Research and Development, Aircraft Structural Integrity Program*. USAF Regulation, 1977.
6. MIL-A-83444, *Airplane Damage Tolerance Requirements*. USAF Military Specification, 1974.
7. MIL-A-008866B, *Airplane Strength and Rigidity Reliability Requirements, repeated Loads and Fatigue*. USAF Military Specification, 1975.
8. LINCOLN, J.W., *Overview of the Structural Integrity Process*. AGARD-R-797, An Assessment of Fatigue Damage and Crack Growth Prediction Techniques, s. LP 1-12, 1994.
9. LINCOLN, J.W., *Overview of Widespread fatigue damage: Risk Assessment methodology*. AGARD-CP-568, s. 1-1/1-12, 1995.
10. AKYÜREK, T., *Damage Tolerance Life Estimation of Critical Parts of a Fighter Aircraft*. ODTÜ Makina Mühendisliği Bölümü Doktora Tezi, 1991.
11. SHIH, C.G., *Handbook of Stress Intensity Factors for Researchers and Engineer*. Institute of Fracture and Solid Mechanics, Cilt 2, s. 167-221, 1974.
12. SCHIJVE, J., *Four Lectures on Fatigue Crack Growth*. Engineering Fracture Mechanics, Cilt 2, s. 167-220, 1979.
13. NEWMAN, J.C., *Predicting Failure of Specimens with Either Surface Cracks or Corner Cracks at Holes*. NASA TN D-8244, 1976.

KAYNAKLAR (devam)

14. NEWMAN, J.C., and RAJU, I.S., *Stress Intensity Factor Equations for cracks in Three Dimensional Finite Bodies*. NASA Technical Memorandum 83200, 1981.
15. IRWIN, G.R., *Plastic Zone Near a Crack and Fracture Toughness*. 7 nci Sagamore Konferansı Bildirisi s. iv-63, 1960.
16. HAHN, G.T., and ROSENFELD, A.R., *Experimental Determination of Plastic Constraint Ahead of a Sharp Crack Under Plane Strain Conditions*. ASME 59 s.909-919, 1960.
17. PARIS, P.C., *The Growth of Fatigue Cracks Due to Variations in Load*. Lehigh Üniversitesi Doktora Tezi, 1962.
18. PARIS, P.C., GOMEZ, M.P., and ANDERSON, W.E., *A Rational Analytical Theory of Fatigue*. The Trend in Engineering 13, s.9-14, 1961.
19. PELLOX, R.M.N., *Review of Theories and Laws of Fatigue Crack Propagation*. AFFDL-TR-70-144, s.409-416, 1970.
20. BROEK, D., and SCHIJVE, J., *The Influence of the Mean Stress on the Propagation of Fatigue Cracks in Aluminum Alloy Sheets*. NLR, TR-M-2111, Amsterdam, 1963.
21. ERDOĞAN, F., *Crack Propagation Theories*. NASA-CR-901, 1967.
22. FORMAN, R.G., HEARNEY, V.E., and ENGLE, R.M., *Numerical Analysis of Crack Propagation in Cyclic-Loaded Structures*. ASME Journal of Basic Engineering cilt 89, 1967.
23. WALKER, K., *Spectrum Loading and Crack Growth*. ASME Journal of Basic Engineering cilt 94, s 181-186, 1972.
24. CHANG, J.B., *Improved Methods for Predicting Spectrum Loading Effects - First Quarterly Technical Interim Report*. NA-78-491, Rockwell International, North American Division, California, 1978.
25. NEWMAN, J.C., *A Crack Closure Model for predicting Fatigue Crack Growth Under Spectrum Loading*. NASA TM-81941, 1981.
26. CHANG, J.B., HIYAMA, R.M., and SZAMOSSI, M., *Improved Methods for Predicting Spectrum Loading Effects*. AFWAL-TR-81-3092, Cilt 1, s. 6-37, 1981.

KAYNAKLAR (devam)

27. JOHNSON, W.S., *Multi Parameter Yield Zone Model for Predicting Spectrum Crack Growth*. ASTM STP 748, 1981.
28. FROST, N.E., MARSH, K.J., and POOK, L.P., *Metal Fatigue*. Metal Fatigue, s.260-275, 1974.
29. DAVIS, S.O., TYPSS, N.G., and NIEMI, R.M., *Effect of Specimen Type and Crack Orientation on Fracture Toughness*. AFML-TR-67-38, WPAFB/Ohio, 1967.
30. KANAZAWA, T., *Correlation of Brittle Fracture Strength and Chevron Notched Charpy Impact Test Results*. Üçüncü ICF Konferansı, s. ii-232, 1973.
31. BARSOM, J.M., and ROLFE, S.T., *Impact Testing of Metals*. ASTM STP 466 s. 281, 1970.
32. SCHMIDT, R.A., and PARIS, P.C., *Threshold for Fatigue Crack Propagation and the Effects of Load Ratio and Frequency*. ASTM STP 536, s. 79-94, 1973.
33. PARIS, P.C., WEISS, W., WESSEL, E.T., and ANDERSON A.F., *On the Threshold for Fatigue Crack Growth*. Beşinci uluslararası kırılma mekaniği sempozyumu bildirisi, 1971.
34. JAMES, L.A., *The Effects of Frequency Upon the Fatigue Crack Growth of Type 304 Stainless Steel at 1000 F*. ASTM STP 513, s. 218-229, 1972.
35. SPROWLS, D.O., and BROWN, R.H., *Resistance of Wrought High Strength Aluminum Alloys to Stress Corrosion*. Alcoa Research Laboratory Technical Paper No 17, 1962.
36. SALVETTI, A., CAVALLINI, G., and FREDIANI, A., *Fracture Mechanics*. AGARD-AG-292, s. 133-178, 1983.
37. BLOM, A., *The Threshold Stress Intensity Factor in Fatigue*. Institute of Technology, Lith-IKP-S-136, ICAF Document 1180, 1980.
38. FLECK, N.A., SHIH, C.S., and SMITH, R.A., *fatigue Crack Growth under Compressive Loading*. Engineering Fracture Mechanics, cilt 21, s. 173-185, 1985.
39. KAPADIA, B.M., *Influence of Residual Stresses on Fatigue Crack Propagation in Electroslag Welds*. ASTM STP 648, s. 244-260, 1978.

KAYNAKLAR (devam)

40. VOSIKOVSKY, O., TRUDEAU, L.P., and RIVARD, A., *Effect of Residual Stresses on Fatigue Crack Growth Threshold*. Journal of Fracture 16, s. 187-190, 1980.
41. NORDMARK, G.E., MUELLER, L.N., and KELSY, R.A., *Effect of Residual Stresses on Fatigue Crack Growth Rates in Weldment of Aluminum Alloy 5456 Plates*. ASTM STP 776, s. 44-62, 1982.
42. KANG, K.J., SONG, J.H., and EARMME, Y.Y., *Fatigue Crack Growth and Closure Behavior Through a Compressive Residual Stress Field*. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, cilt 13, no 1, s. 1-13, 1990.
43. SCHIJVE, J., *The Accumulation of Fatigue Damage in Aircraft Materials and Structures*. AGARD-AG-157, 1972.
44. ELBER, W., *The Significance of Fatigue Crack Closure*. ASTM STP 486, s. 230-242, 1971.
45. SCHIJVE, J., *Fatigue Damage Accumulation and Incompatible Crack Front Orientation*. Engineering Fracture Mechanics, cilt 6, s.245-252, 1974.
46. WHEELER, O.E., *Spectrum Loading and Crack Growth*. Journal of Basic Engineering, Transaction of ASME, Series D, Vol. 94, s. 181-186, 1972.
47. WILLENBORG, J.D., ENGLE, R.M., and WOOD, H.A., *A Crack Growth Model Using Effective Stress Concept*. AFFDL-TM-71-1-FBR, 1971.
48. NEWMAN, J.C., *Finite Element Analysis of Fatigue Crack Propagation - Including the Effect of Crack Closure*. Virginia Polytechnic Institute and State University, Doktora Tezi, 1974.
49. NEWMAN, J.C., *Mechanics of Crack Growth*. ASTM STP 590, s. 281-301, 1976.
50. DILL, H.D., and SAFF, C.R., *Fatigue Crack Growth Under Spectrum Loading*. ASTM STP 595, s. 306-319, 1976.
51. FUHRING, H., and SEEGER. T., *Fracture Mechanics*. ASTM STP 677, s. 147-167, 1979.
52. HARDRATH, H.F., NEWMAN, J.C., ELBER, W., and POE, C.C., *Recent Developments in Analysis of Crack Propagation and Fracture of Practical Materials*. Fracture Mechanics, University Press of Virginia, 1978.

KAYNAKLAR (devam)

53. NEWMAN, J.C., *A Crack Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth Under Aircraft Spectrum Loading*. ASTM STP 748, s. 53-84, 1981.
54. BARSOM, J.M., *Fatigue Crack Growth Under Variable Amplitude Loading in ASTM A514 Grade B Steel*. ASTM STP 536, 1973.
55. GALLAGHER, J.P., *A Generalized development of Yield Zone Models*. AFFDL-TM-FBR-74-28, Ohio, 1974.
56. GALLAGHER, J.P., and HUGHES, T.F., *Influence of Yield Strength on Overload Affected Fatigue Crack Growth Behavior in 4340 Steel*. AFFDL-TR-74-27, Ohio, 1974.
57. CHANG, J.B., SZAMOSSI, M., and LIU, K.W., *Random Spectrum Fatigue Crack Life Predictions With and Without Considering Load Interactions*. ASTM STP 748, s. 115-132, 1981.
58. MDC Project Report A3390, *Model F-4E Slatted Airplane Fatigue and Damage Tolerance Assessment*. McDonnell Aircraft Company Technical Report, 1975.
59. TÜRKDOĞAN, A., *Aircraft Structural Integrity Program*. ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü Yüksek Lisans Tezi, Ankara, 1992.
60. TÜRKDOĞAN, A., ve AKGÜN, M.A., *Uçak Yapısal Bütünlük Programı ve F-4E Uçaklarında Uçuş Yük Spektrumu Belirlenmesi*. 3. Ulusal Kırılma Konferansı Bildirileri, s.95-104, Yıldız Üniversitesi, İstanbul, 1991.
61. 16PP388, *F-16C/D Aircraft Structural Integrity Program Master Plan*. General Dynamics Corporation (Lockheed Martin Tactical Aircraft Systems), 1986.
62. CULP, R.L., *F-16 Force Management, Yesterday, Today and Tomorrow*. AGARD-CP-375, Paper No 10, 1984.
63. 16PR1542, *F-16 Fleet Management Methodology*. General Dynamics Corporation (Lockheed Martin Tactical Aircraft Systems) Technical Report, 1980.
64. T.O. TK1F-16CG-2-31GS-00-1, *Technical Manual for Crash Survivable Flight Data Recorder System*. F-16 Uçağı Sistem Teknik Emri, 1989.
65. T.O. TK1F-16C-38, *Technical Manual for Aircraft Structural Integrity Program Force Management Data Collection Procedures*. 1994.

KAYNAKLAR (devam)

66. CCP 4566C1R1, *TUAF CSFDR Workstation System and Structural Update for Peace Onyx*. Sözleşme Dokümanı, Taslak 1990, Onay 1993.
67. CANDAN, B., ve TÜRKDOĞAN, A., *Turkish Air Force, F-16C/D Fleet Management Individual Aircraft Tracking Periodic Report 1 for Block 30/40 Aircraft*. 1 nci HİBM.K.lığı Rapor No TR/TGUB/93-665, 1993.
68. CANDAN, B., ve TÜRKDOĞAN, A., *Turkish Air Force, F-16C/D Fleet Management Loads/Environment Spectra Survey Periodic Report 1 for Block 30/40 Aircraft*. 1 nci HİBM.K.lığı Rapor No TR/TGUB/93-663, 1993.
69. CANDAN, B., ve TÜRKDOĞAN, A., *Turkish Air Force, F-16C/D Fleet Management Engine Usage Periodic Report 1 for Block 30/40 Aircraft*. 1 nci HİBM.K.lığı Rapor No TR/TGUB/93-664, 1993.
70. TÜRKDOĞAN, A., *Uçak Yapısal Bütünlük Programı ve Hava Kuvvetleri Uygulamaları*. Hava Harp Okulu I nci Havacılık Sempozyumu, s.21-26, İstanbul, 1994.
71. CANDAN, B., ve TÜRKDOĞAN, A., *Kuvvet Yönetimi ve Hava Kuvvetleri Komutanlığı F-16 Uygulamaları*. İTÜ Birinci Uluslararası Havacılık ve İleri Teknolojiler Sempozyumu, s.338-347, İstanbul, 1995.
72. CANDAN, B., KARAKOÇ, T.H., ve TÜRKDOĞAN, A., *Uçak Yapısal Bütünlük Programı: F-4 Uçağı İçin Bir Uygulama*. Kayseri Birinci Havacılık Sempozyumu Bildirisi, 1996.
73. TÜRKDOĞAN, A., ve KARAKOÇ, T.H., *Savaş Uçaklarında Kanat Kökü Yüklerinin Hesaplanması Amacıyla Strain Gage Montajı ve Kalibrasyonu*. Kayseri Birinci Havacılık Sempozyumu Bildirisi, 1996.
74. TÜRKDOĞAN, A., *Hava Kuvvetleri Uçaklarında Yapısal Bütünlük ve Hasar Tolerans Analizleri*. Hava Kuvvetleri Dergisi, Yıl 72, sayı 318, S.49-52, 1994.
75. TÜRKDOĞAN, A., ve KARAKOÇ, T.H., *Uçak Yapısal Bütünlük Programının Gelişim Yılları*. Mühendis ve Makina, Temmuz 1996, Ağustos 1996.
76. Code of Federal Regulations, *Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure*. 14 CFR 25.571 Federal Aviation Administration, 1978.
77. *Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure*, Advisory Circular, Federal Aviation Administration (ANM-110), AC 25.571.1A, March 1986.

KAYNAKLAR (devam)

78. Aviation Week & Space Technology, Haftalık Dergi, Sayfa 54-61, 20 Mayıs 1996.
79. Special Federal Aviation Regulation, *SFAR No.23*, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 28 Ocak 1970.
80. Federal Aviation Regulation, *FAR No.25*, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration,
81. Joint Aviation Requirements, *JAR-25, Large Aeroplanes*, Joint Aviation Authorities, Change 14, 27 Mayıs 1994.
82. SWIFT, T., *Widespread Fatigue Damage Monitoring - Issues and Concerns*, FAA/NASA International Symposium on Advanced Structural Integrity Methods for Airframe Durability and Damage Tolerance, Page 829-870, Eylül 1994.
83. SCHMIDT, H.J. and NIELSEN, Th., *Development of Load Spectra for Airbus A330/A340 Full Scale Fatigue Tests*, FAA/NASA International Symposium on Advanced Structural Integrity Methods for Airframe Durability and Damage Tolerance, Page 829-870, Eylül 1994.
84. *Safety Board Analyzes How Aloha 737 Fuselage Failed*, Aviation Week & Space Technology, Sayfa 145-149, 9 ekim 1989
85. TONG, P., ORRINGER, O., SAMPATH, S.G., and BOBO,S.N., *Research on Multiple Site Damage*, Proceedings of the 1989 Structural Integrity Program Conference, WRDC-TR-89-4051, San Antonio,TX, Sayfa 22-51, 5-7 Aralık 1989.
86. Proceedings of the International Conference on Aging Airplanes, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, DOT-TSC-FA890-88-26, Ağustos 1988.
87. *Airworthiness Assurance Task Force Subcommittee on Fatigue Testing and/or Teardown Issues*, Final Report, Air Transportation Association of America, Şubat 1991.
88. McGUIRE, J.F. and GORANSON, U.G., *Structural Airworthiness of Aging Boeing Jet Transports*, AGARD Structures and Materials Panel Specialists' Meeting, Bath, United Kingdom, April 28 - May 3, 1991.
89. SKOPINSKI, T.H., AIKEN, W.S., and HUSTON, W.B., *Calibration of Strain-Gage Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads*. NACA Report 1178 (veya TN 2993), Langley Aeronautical Laboratory, Va. 1953.

KAYNAKLAR (devam)

90. BIRK, K.A., and KUEBRICH. R.L., *Improved Techniques for the Calibration and Measurement of In-Flight Loads*. AIAA-81-2502, 1 st Flight Testing Conference, Nevada, 1981.
91. 16PR2265, *Summary of F-16A/B Airplane Test Loads*. General Dynamics Corporation (Lockheed Martin Tactical Aircraft Systems) Technical Report, 1978.
92. 16PR7272, *Summary of F-16C/D Airplane Test Loads*. General Dynamics Corporation (Lockheed Martin Tactical Aircraft Systems) Technical Report, 1984.
93. HINES, W.W., and MONTGOMERY, D.C., *Probability and Statistics in Engineering and Management Science*. John Wiley & Sons, 1984.
94. POMFRET, C.J., *Applying Probabilistic Concepts to Gas Turbine Engine Management*, Proceedings of the 1994 Structural Integrity Program Conference, WL-TR-96-4030, San Antonio, TX, Sayfa 377, 6-8 Aralık 1994.
95. Aviation Week & Space Technology, Haftalık Dergi, Sayfa 17, 16 Aralık 1996.

EK - 1 :YORULMA ANALİZLERİ İÇİN TERİM VE NOTASYONLAR

E1.1. Genel

Bu bölümde analizler için yorulma bilgilerinin sunulmasında kullanılan temel terimler ve notasyon açıklanmaktadır.

E1.2. Notasyon

SEMBOL	TERİM	TERİMİN AÇIKLANDIĞI PARAGRAF	BİRİMİ
D	Yorulma hasarı	E6.2	
K_f	Yorulma dayanıklılığı azaltma faktörü	E7.3	
K_t	Elastik gerilme birikim faktörü	E7.1	
N	Dayanıklılık (endurance)	E4.1	
n	Uygulanan yük saykılı		
R	Gerilme oranı	E3.5	
S	Gerilme (genel anlamda)	E3.1	lbf/in ² , N/m ²
S_a	Alternatif gerilme	E3.3	lbf/in ² , N/m ²
$S_{am}(N)$	Yorulma dayanıklılığı	E4.2.1	lbf/in ² , N/m ²
$S_{am}(\infty)$	Yorulma limiti	E4.2.2	lbf/in ² , N/m ²
S_m	Ortalama gerilme	E3.2	lbf/in ² , N/m ²
S_{max}	Cebrik olarak bir çevrimdeki en büyük gerilme şiddeti	Şekil E1.1.	lbf/in ² , N/m ²
S_{min}	Cebrik olarak bir çevrimdeki en küçük gerilme şiddeti	Şekil E1.1.	lbf/in ² , N/m ²

Ekler (Alt endisler)

1, 2 vb. Değişken genlikli yükleme halinde farklı gerilme seviyelerini gösterir.

Elastik gerilme birikim faktörü K_t 'deki "t" alt endisi basitlik sağlamak amacıyla gözardı edilmiştir.

İşaret yönü (sign convention):

Çekme gerilmesi pozitif, alternatif gerilmeler daima pozitif alınmıştır.

E1.3. Sabit Genlikli Çevrim Altında Yorulma

Bazı mühendislik yapıları ve komponentlerinde maruz kalınan yükler için tasarım amacıyla Şekil E1.1.'de görüldüğü gibi sabit genlikli ve sabit ortalama gerilmeli yükleme kabulünün yeterli hassasiyette sonuç verdiği tecrübelerle ortaya konmuştur.

Bu tür yükleme hali için gerekli tasarım bilgileri laboratuvar testleri ile elde edilir. Bu testler bazen düz basit geometri veya çentikli bir test parçası olabildiği gibi bazende vida bağlantılı bir komponent, veya komple komponent, makine ya da komple yapı olabilir. Belirli malzemeler için belirtilmiş çevre şartlarında verilen temel bilgiler genellikle sabit genlikli testlerde düz test parçalarına direk, torsiyonel, eğilme veya dönerek temas (rolling-contact) yükleme halleri uygulanarak elde edilmişlerdir.

Sabit genlik altında yorulma hali ile ilgili sembol ve açıklamalar aşağıda verilmiştir. Basit yorulma analizlerde, yük ile gerilme arasında direk ilişki olduğunda, ortalama yük, alternatif yük vb. tanımlamalar için "gerilme" yerine "yük" ifadesi kullanılabilir. Genel olarak, aşağıdaki açıklamalarda gerilme için verilen referanslar yük içinde (ya da tersi içinde) geçerlidir.

E1.3.1. Gerilme (genel anlamda), S

Muhtelif alt indisleri ile birlikte S terimi gerilme için kullanılmakta olup, aynı zamanda direk gerilme, kayma gerilmesi veya farklı uygulamalarda eşdeğer direk gerilme hallerini de temsil eder. İlave olarak aynı terim serviste bir komponente uygulanan gerilmeyi veya belli yükleme şartları altında bulunan komponent veya malzemedeki dayanıklılığı da ifade etmek amacıyla bazen kullanılmaktadır. Karışıklığı önlemek amacıyla S yerine direk gerilme için 'f', eşdeğer gerilme için 'f_e' ve kayma gerilmesi için de 'q' sembolleri de kullanılmaktadır.

E1.3.2. Ortalama gerilme, S_m

Bir çevrimdeki cebrik olarak en büyük ve en küçük gerilmelerin ortalama değeridir.

$$S_m = \frac{1}{2}(S_{\max} + S_{\min}) \quad (\text{E1-1})$$

E1.3.3. Alternatif gerilme, S_a

Ortalama gerilmeden ölçülen genlik değeridir. Bir çevrimdeki maksimum ve minimum gerilmelerin cebrik değerleri arasındaki farkın yarısıdır.

$$S_a = \frac{1}{2}(S_{\max} - S_{\min}) = S_{\max} - S_m = S_m - S_{\min} \quad (\text{E1-2})$$

E1.3.4. Gerilmenin şiddeti

Bir saykılta maksimum ve minimum gerilmelerin cebrik değerleri arasındaki farktır.

$$S_{\max} - S_{\min} = 2S_a \quad (\text{E1-3})$$

E1.3.5 Gerilme oranı, R

Bir saykılta cebrik olarak minimum gerilmenin maksimum gerilmeye oranıdır.

$$R = \frac{S_{\min}}{S_{\max}} \quad (\text{E1-4})$$

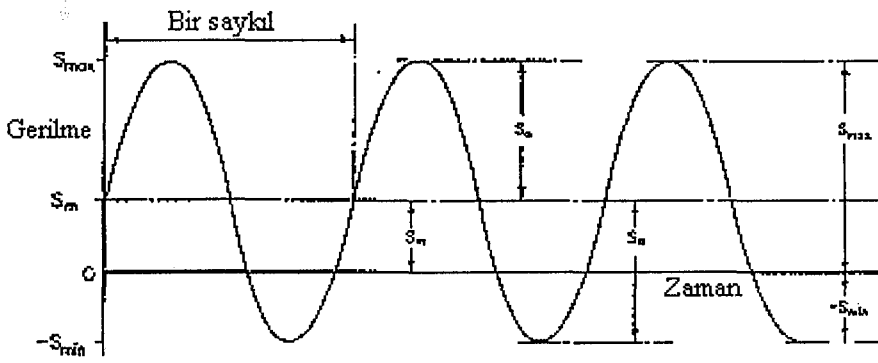
($S_{\min}$ ve $S_{\max}$ değerlerinin her ikisi de çekme veya her ikisi de basma gerilmesi ise R pozitifdir. Pratikte bu bir karmaşa yaratmaz, çünkü ilgili gerilme değerinin işareti aynı zamanda gerilmenin çekme yada basma olduğunu gösterir).

E1.3.6 Gerilme saykılı

Birim gerilme çevrimi Şekil E1.1.'de gösterilmiştir.

E1.3.7 Gerilme seviyesi

Bir gerilme çevrimini tanımlamak için gerekli olan bir çift gerilme komponentidir. (S_a ve S_m , yada $S_{\max}$ ve $S_{\min}$)



Şekil E1.1. Sabit genlikli yükleme

E1.3.8 Ters gerilme saykılı

Ortalama gerilme değeri sıfır olan gerilme saykılıdır.

$$S_m = 0, S_{\max} = - S_{\min} \text{ ve } R = -1.$$

E1.3.9. Tekrarlı çekme gerilmesi saykılı

Minimum gerilme değeri sıfır olan gerilme saykılıdır.

$$S_m = S_a, S_{\min} = 0 \text{ ve } R=0$$

E1.4. Sabit Genlikli Testlerden Elde Edilen Yorulma Bilgilerinin Sunulması

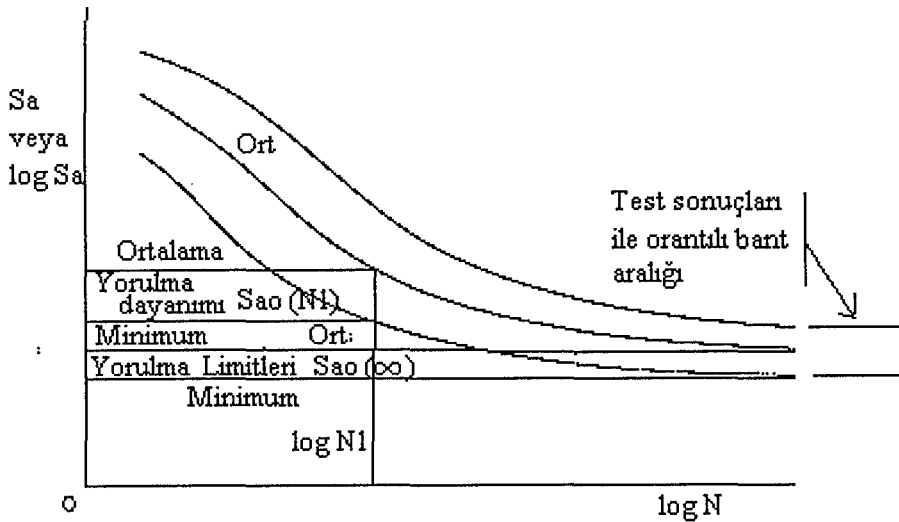
Mühendislik birimlerinde yorulma bilgileri aşağıdaki terimler ile sunulmaktadır.

E1.4.1. Dayanıklılık (Endurance), N

Sabit genlikli yorulma testleri için malzemenin karılıncaya kadar dayandığı gerilme çevrimi sayısıdır. Sabit genlikli testlerin sonuçlarının grafiksel gösterimi genellikle Şekil E1.2.'de ve Şekil E1.3.'te görülen ve aşağıda açıklanan bir veya iki standart formdadır.

E1.4.2. S-N diyagramı (Şekil E1.2.)

Dalgalı gerilme S_a (yarı logaritmik eğri) veya onun logaritması $\log S_a$ (log-log eğri) dayanıklılığının logaritması $\log N$ ile grafiği çizilmiştir. Bazen de farklı ortalama gerilmeler için farklı eğriler verilmiştir. Bu eğriler test sonuçlarına göre çoğunlukla, yorulmanın doğası gereği bir miktar sapmayı da içerecek şekilde bantlar halinde gösterilmektedir.



Şekil E1.2. S/N diyagramı

E1.4.2.1. Yorulma dayanıklılığı, $S_{am}(N)$

Belirli bir ortalama gerilmede dayanıklılığı (N) sağlayacak dalgalı gerilmeye denilmektedir. $S_{am}(N)$ teriminde, farklı ortalama gerilme ve dayanıklılıklar için yorulma dayanıklılığını ayırd edebilmek için m ve N alt indisleri yerine ortalama gerilme ve dayanımın gerçek değerleri konulabilir. Örneğin, $S_{ao}(10^4)$ ifadesi sıfır ortalama gerilme altında 10000 çevrim dayanıklılığı sağlayacak olan dalgalı gerilmeyi gösterir. Çoğunlukla terim kısa olsun diye m ve N endisleri ihmal edilirler.

Dağılım (scatter) nedeniyle, verilen bir dayanıklılığı sağlayan yorulma için ortalama değer araştırıldığında, genellikle N çevrim sayısında kırılma ihtimali verilmekte veya bu değer esas alınmaktadır.

E1.4.2.2. Yorulma limiti, $S_{am}(\infty)$

Belirli bir ortalama gerilmede sonsuz dayanıklılık arzu edildiğinde uygulanabilecek dalgalı gerilmenin en üst seviyesidir. Dağılım nedeniyle yorulma limiti değeri iki şekilde ifade edilebilir. Birincisi, bir seri test sonrasında elde edilen ortalama S-N diyagramının ortalama değeridir, ikincisi ise bir seri test sonucunda kırılmanın görülmediği en yüksek S_a değerinden itibaren en alt limittir. Bu iki yöntem arasında görülen değer farkı tasarımda bilgilerin yorumlanması için önemlidir.

E1.4.3. Yarı hedef-ortalama gerilme (S_a-S_m) diyagramı (Şekil E1.3.)

Yarı hedef-ortalama gerilme diyagramı, absisi ortalama gerilme, ordinatı dalgalı gerilme olan farklı ortalama gerilmeleri için ortalama S-N diyagramlarından elde edilir ve sabit dayanıklılık için sınır değerleri verir. Bu diyagramda verilen sabit gerilme oranı R orijinden başlayarak uzayan düzgün doğrudur.

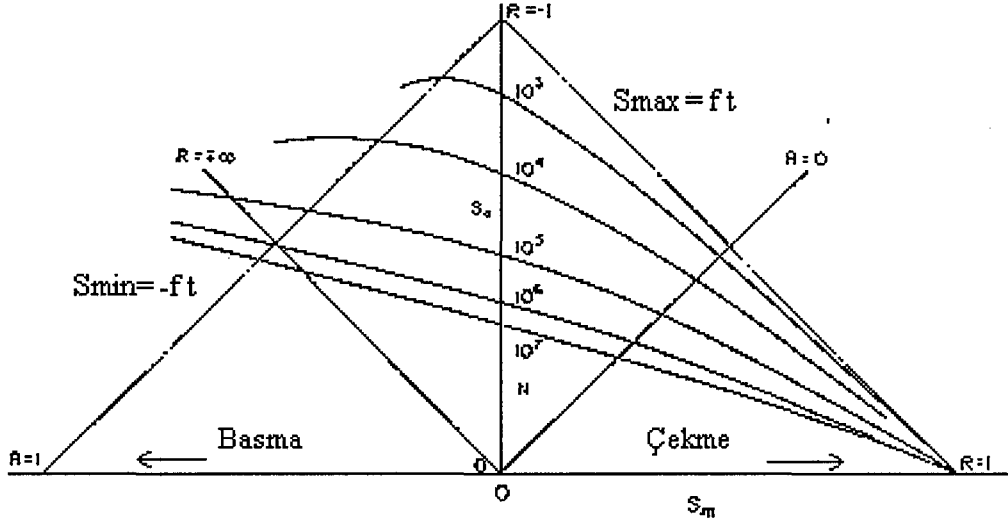
E1.5. Farklı Gerilme Seviyeleri Altında Yorulma

Mühendislik yapı ve komponentlerinin etkin olabilmesi için farklı gerilme seviyelerinde şiddeti değişen kuvvetlerin birleşiminin etkilerinin gözönüne alınması gerekmektedir.

Değişken gerilme seviyeli yüklemeler ile test ve yorulma analizlerini basitleştirmek için yük paternlerinin muhtelif şekillerde idealleştirilmesi sık sık yapılmaktadır. Bir uçağın türbilanslı ortamda ve yerdeki hareketlerinde maruz kaldığı tipik bir servis yükleme hali Şekil E1.4.'te verilmiştir.

Bu tip gerilme paternlerini tanımlamak için kullanılan terimler bölüm E1.5.1. ile E1.5.4. arasında açıklanmıştır. En çok kullanılan yükleme paternlerinden örnekler ise bölüm E1.5.5. ile E1.5.8. arasında açıklanmış ve Şekil E1.5. ile E1.7. arasında gösterilmiştir. Burada verilen paternler uçakların türbilanslı ortamda, manevralarında ve

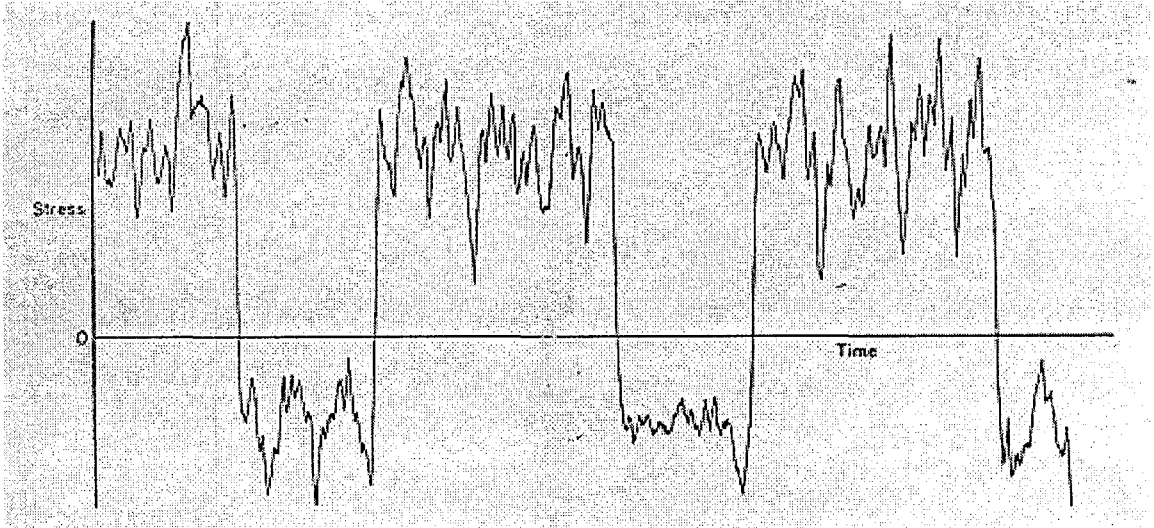
yer yüklerinde maruz kaldıkları yüklere uygundur. Genel olarak mühendislik servis yüklemelerinde de benzer paternler söz konusudur.



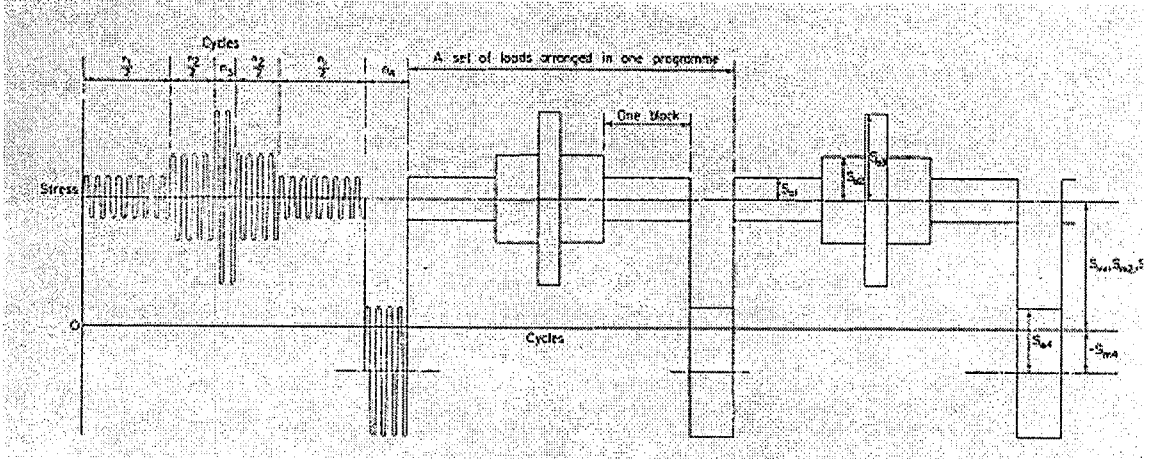
Şekil E1.3. Yarı hedef-ortalama gerilme diyagramı

E1.5.1. Gerilme spektrumu

Servis ömrü boyunca beklenen gerilme çevrimlerinin bağıl frekans dağılımı gerilme seviyesinin bir fonksiyonu olarak ifade edilmektedir.



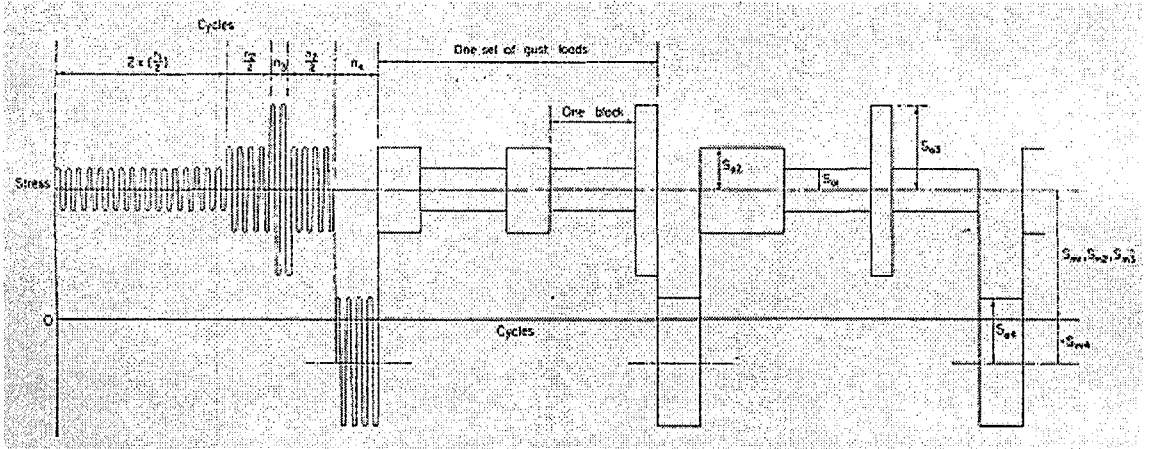
Şekil E1.4. Tipik bir servis yüklemesi



Gerilme Seviyesi	S_a	S_m	Uçuş Başına n
1	2	12	16
2	4	12	8
3	8	12	2
4	6	-4	4

(Yüklerin kademelendirilmesi, Birimler rasgeledir).

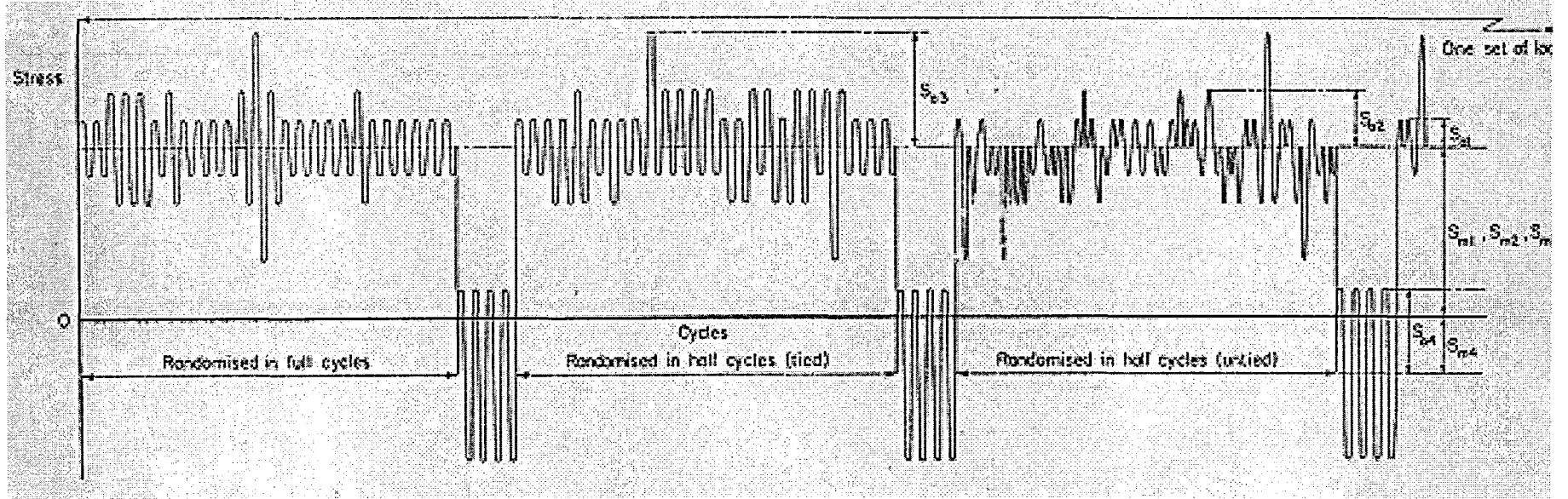
Şekil E1.5. Dört gerilme seviyeli bir program yüklemesi



	Gerilme Seviyesi	S_a	S_m	Uçuş Başına n
Kademelendirilmiş Türbilans Yükleri	1	2	12	16
	2	4	12	8
	3	8	12	2
Yer Yükleri	4	6	-4	4

(Yüklerin kademelendirilmesi, Birimler rasgeledir).

Şekil E1.6. Üç gerilme seviyeli rasgele blok yüklemesi. Her gerilme seviyesinde kademelendirilmiş türbilans yükleri arasında dördüncü gerilme seviyeli bloklar yerleştirilmiştir.



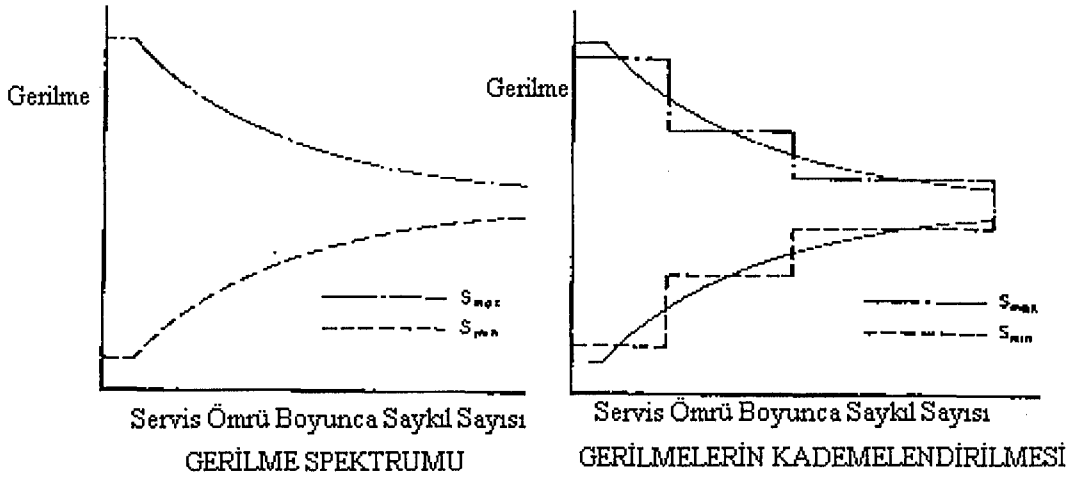
	Gerilme Seviyesi	S_a	S_m	Relatif frekans (n/n_1)
Kademelendirilmiş	1	2	12	1
Türbilans	2	4	12	0.500
Yükleri	3	8	12	0.125
Yer Yükleri	4	6	-4	0.250

(Yüklerin kademelendirilmesi, Birmler rasgeledir).

Şekil E1.7. Her 26 saykıla bir dördüncü gerilme seviyesinde blok yerleştirilmiş üç gerilme seviyeli rasgele yükleme hali.

E1.5.2. Gerilmelerin kademelendirilmesi

Analiz ve testlerde kullanmak amacıyla gerilme spektrumunu temsil etmek için bir grup farklı gerilme seviyeleri seçilir ve her gerilme seviyesinde bu amaçlı belli çevrim sayıları ya da belirlenmiş bağıl frekanslar uygulanır (Şekil E1.8.).



Şekil E1.8. Bir gerilme spektrumunun kademelendirilmesi

E1.5.3. Block

Aynı gerilme seviyesindeki çevrimlerin serisidir.

E1.5.4. Program

Birbirinin aynı olan ve periyodik olarak tekrarlanan kademelendirilmiş yüklemelerin en kısa serisine denir.

E1.5.5. Program yüklemesi

Belli sayıdaki yükleme gerçekleştirilinceye yada test parçası kırılıncaya kadar programların tekrarlı uygulanmasıdır.

Şekil E1.5.'te bir uçuşu temsil eden program örneği verilmektedir. Pratikte programlar farklı şartlardaki pek çok uçuşu temsil edecek şekilde hazırlanırlar.

Bölüm E1.3.1.'den E1.3.6.'ya kadar verilen notasyon ve açıklamalar program yüklemesinde geçerlidir, sadece 1, 2 vb. sonekler farklı gerilme seviyelerini birbirinden ayırtmak için kullanılırlar.

E1.5.6. Rasgele dağıtılmış blok yüklemesi

Belli sayıdaki yükleme gerçekleştirilinceye ya da test parçası kırılıncaya kadar uygulanan yüklemde, önceden belirlenmiş gerilme kademelerinin blok olarak bir araya getirilmesi ancak birbirini takip eden blokların rasgele seçilmesi ile gerçekleştirilir.

Bu yükleme halinde farklı ortalama gerilmelere ait bloklar genellikle ya önceden kararlaştırılan grup içinde rasgele sıralı ya da tamamen rasgele sıralı yerleştirilebilir. Şekil E1.6.'da görüldüğü gibi gerilme seviyesindeki uzun dönemli değişiklikleri temsil eden aralıklar uçağın yerde ya da uçuşta maruz kaldığı yüklere göre değişir.

Bölüm E1.3.1.'den E1.3.6.'ya kadar verilen notasyon ve açıklamalar rasgele dağıtılmış blok yüklemesi için de geçerlidir, sadece 1, 2 vb sonekler farklı gerilme seviyelerini birbirinden ayırdetmek için kullanılırlar.

E1.5.7. Rasgele dağıtılmış yükleme

Belli sayıdaki yükleme gerçekleştirilinceye ya da test parçası kırılıncaya kadar önceden tespit edilmiş gerilme kademelerinin tek tek çevrim veya yarım çevrim halinde ve rasgele sıralar ile uygulanmasıdır.

Yarım gerilme çevrimleri iki şekilde uygulanabilir;

a. **Düzenli**, pozitif ve negatif saykılar birbirini takip eder.

b. **Düzensiz**, pozitif ve negatif çevrimlerinsırası rasgeledir.

Şekil E1.7.'de görüldüğü gibi, örneğin bir uçağın yerde-havada-yerde maruz kaldığı yükleri temsil edecek şekilde gerilme seviyelerinde uzun dönemli değişiklikleri temsil eden aralıklarda farklı ortalama gerilmelere sahip bloklar genellikle, ya tamamen rasgele sırada ya da önceden kararlaştırılan bir mantık içinde rasgele sırada uygulanırlar.

E1.5.8. Rasgele yükleme

Önceden kararlaştırılmış sürekli spektrum olarak belirlenen rasgele sıralandırılmış gerilmelerin istatistiksel özellikleri bilinmektedir. Özellikle ses (akustik) yüklemeleri için kullanılan rasgele yüklemeye ait terim ve açıklamalar “Yorulma Alt Serisi” başlıklı dokümanlarda verilmektedir (Bunlardan biri İngiltere’de yayınlanan Engineering Science Data Units - ESDU yayınlarından 66013 nolu dokümandır).

E1.6. Hasar Birikimi

Sabit genlikli test bilgileri ile yapılan hesaplamalar dayanıklılık (endurance)’ı tahmin etmeyi, farklı genlikli yüklemeler altında yapılır ise “yorulma hasarı kavramı (concept of fatigue damage)”ni hedefler. Bu kavramın temeli, uygulanan gerilme çevrimlerinin test parçası olarak ünite üzerinde, yapının tabiatı gereği sürekli olarak bir bozulmaya, kötüleşmeye yol açtığı kabulüdür. Bu bozulma veya kötüleşme mekanik

özelliklerde tespit edilebilen bir değişiklik olmadan ve gözle görülen bir etki olmadan hasar oluşumudur.

E1.6.1. Hasar artımı

Şiddeti birbirinin aynı olan gerilme çevrimleri bir komponent veya test şarçasına 'n' defa uygulandığında, eğer parçanın beklenen dayanıklılığı N ise, n/N oranı hasar artımı (damage increment) olarak tanımlanır.

E1.6.2. Çoğalan hasar oranı (veya hasar oranı birimi)

Farklı genlikli yükleme halinde herhangi bir anda, farklı gerilme çevrimleri için hasar artımlarının toplamı Hasar Oranı Birimi olarak adlandırılır ve D semboli ile gösterilir. Kırılma anında D değeri genellikle D_f olarak ifade edilir.

$$\left(\sum \frac{n}{N} = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} \dots \dots \dots etc. \right) \quad (E1-5)$$

E1.6.3. Basit hasar birikimi varsayımları

Hasar oranı birikiminin değerinin "bir" e ulaştığında kırılmanın meydana geleceğini tahmin eden bu varsayıma Miner's veya Palmgren-Miner varsayımı adı verilir. Ancak pratik uygulamalarda bu varsayıma göre önemli farklılıklar gözlenmektedir.

E1.7. Gerilme Birikimi

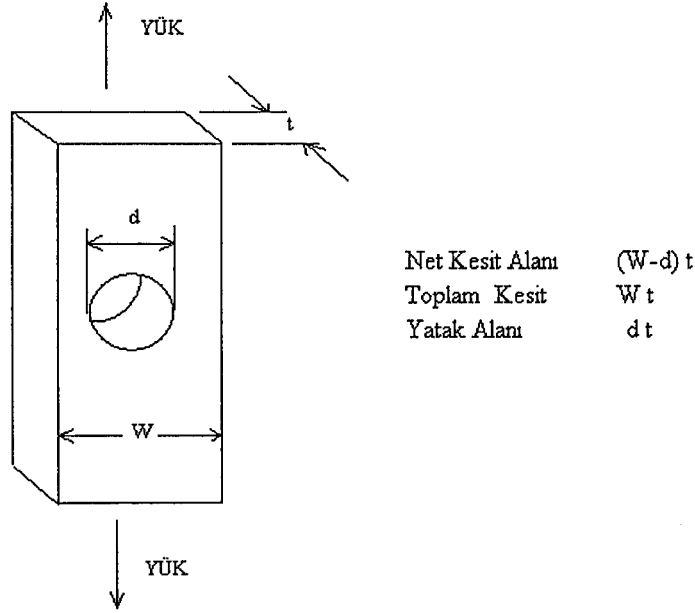
Bir süreksizliğin hemen önünde gerilme şiddetinin lokal olarak artmasıdır. Sözkonusu süreksizlik şekil olarak delik, çatlak, çentik, kaynak, yüzey düzeltme hatası veya kusuru vb. olabileceği gibi metalurjik olarak inklüzyon (inclusion) vb. ya da pin bağlantısı vb. gibi yükün lokal dağılımı olabilir.

Gerilme birikimi terimi gerilmenin lokal olarak arttığı bir veya daha fazla kaynağı aynı anda temsil edilebilir. Bu nedenle özel durumlarda hangi kaynağın dikkate alındığının belirtilmesi önem arz etmektedir.

E1.7.1. Elastik veya geometrik gerilme birikim faktörü, K_t

Malzemenin şekli nedeniyle yükselen lokal gerilmenin zirve değerinin basit teori ile hesaplanan referans gerilme değerine bölümüdür.

Gerilmenin zirve değeri ya elastik teori yoluyla hesaplanarak ya da malzemenin elastik şartlarda kaldığı kabulü ile yapılan şekil değişikliği (strain) ölçümleri ile elde edilebilir. Referans gerilmesi geometriye bağlı olarak bazen net kesit alanına bazen toplam kesite ya da yatak alanına göre hesaplanır. Bu nedenle gerilme birikimi bilgilerini veren dokümanlarda bu alan net bir şekilde tanımlanır (Şekil E1.9.).



Şekil E1.9. Referans gerilmesi geometriye bağlı ifade edilmelidir

E1.7.2. Şekil değiştirme birikim faktörü

Parçanın şekline bağlı olarak artan şekil değiştirmenin zirve değerinin basit teori ile hesaplanan referans şekil değiştirmesine oranı olarak tanımlanır.

E1.7.3. Yorulma mukavemeti azaltma faktörü, K_f

Yüzeyi çok hassas bir şekilde parlatılmış test parçasının yorulma mukavemetinin, benzer yapıda fakat belli bir gerilme birikimine sahip test parçasının yorulma mukavemetine oranıdır. Bu testler hassas bir şekilde özel şartlarda yapılmaktadır. K_f 'ye göre K_f değeri gerilme seviyesi, çentik şekli vb. malzeme karakteristiklerini de içine alan pek çok faktöre bağlıdır.

E1.8. Diğer Terimler

E1.8.1. Yorulma ömrü

Yorulma ömrü, bir yapı veya komponentin yorulma nedeniyle sınırlanan kullanışlı (ekonomik) ömrüdür. Sınırlama kriteri mukavemet, performans veya servisten alınma olabilir. Havacılıkta bu ömür uçuş saati, uçuş sayısı, yük uygulama sayısı vb. ya da bu faktörlerin tanımlanmış kombinasyonları olarak ifade edilir. Aynı terim test parçalarına uygulandığında genellikle komple kırılma için gerekli ömür esas alınır.

E1.8.2. Emniyetli ömür ya da emniyetli yorulma ömrü

Yorulma nedeni ile kırılma olasılığının, tanımlanmış bir emniyet seviyesinin altında olmasını temin edecek ömrüdür. Havacılıkta emniyet seviyesi ve hesaplama yöntemleri ilgili havacılık otoritelerinin mutabakatı ile ortaya konur.

Emniyetli ömür (safe-life) terimi aynı zamanda bir tasarım felsefesinin de adıdır. Bu terim kırılma-emniyetli (fail-safe) tasarım felsefesine alternatif veya onun tamamlayıcısı olarak ortaya konmuştur. Bu yöntemde parça veya yapı belli bir emniyetli yorulma ömrü için tasarlanır ve bu ömür tamamlandığında yapı fiziki olarak iyi durumda görünse bile servisten alınır.

E1.8.3. Kırılma emniyeti

Bir tasarım felsefesi olup yorulmadan dolayı belli bir hasar oluşabileceği ancak bunun kaza veya benzeri diğer sebepleri tolere edebileceği kabulüne dayanır.

Kırılma emniyetli bir parça veya yapı önceden tespit edilmiş bir limite kadar hasara maruz kalabilir ancak bu halde bile normal hareket görevlerini kabul edilebilir emniyet standartlarında sürdürecektir kadar rijit ve yeterli mukavemete sahiptir. Mevcut hasar normal periyodik kontrol sırasında teşhis edilinceye kadar bu durum devam edecektir.

E1.8.4. Korozyon yorulması

Korozyona neden olan çevre şartlarının yorulmayı hızlandırmasıdır.

E1.8.5. Sürünme yorulması

Birlikte çalışan parçaların küçük sürünme hareketleri sonucunda yorulmanın hızlanması olayıdır.

E1.8.6. Isı Yorulması

Sıcaklık nedeniyle malzemenin yeniden kristallenme (degradation) etkileri hariç olmak üzere, sıcaklık dalgalanmaları nedeniyle gerilmenin dalgalanması ve bunun sebep olduğu yorulmadır.

EK - 2 : TANIMLAR :

Bu bölümde tez içerisinde geçen özel terimlerin açıklamaları, Türkçe ve İngilizce isimleri ile birlikte ve alfabetik sırada verilmiştir.

Bilgi Analiz Yazılımı (Data Processing Software - DPS) : DPS, F-16C/D uçaklarının kuvvet yönetimi faaliyetleri sırasında kullanılan ve uçaklar üzerinde bulunan CSFDR sisteminin kaydettiği bilgilerin iş istasyonunda analiz ve değerlendirilmelerini sağlayan bilgisayar programları grubunun ortak adıdır. General Dynamics (Lockheed-Martin) şirketi tarafından hazırlanmıştır. Programlar “fortran” tabanında yazılmıştır.

Bilgi Transferi (Download) : Bir uçak için biriktirilen kullanım bilgilerinin tümünün uçaktan alınması ve uygun transfer işlemleri yapılarak iş istasyonuna gönderilmesidir. Bu arada, uçak üzerindeki bilgilerin bilgi kayıt ortamlarına aktarılması işlemine de *downloading* işlemi adı verilir.

Çatlağı Yakalayan Uçuş Emniyetine Hassas Yapı (Crack Arrest Fail Safe Structure) : Yapıda meydana gelebilecek kararsız çatlak ilerlemesi halinde komple kırılma öncesinde, kararsız ilerleyen çatlağın yapının sürekli bir bölgesi tarafından durdurulmasını mümkün kılacak şekilde tasarım ve imalatı yapılmış yapılardır. Bu yapılarda emniyet, çatlağın geriye kalan yapıda yavaş ilerleyeceği ve bir sonraki kontrolda tespit edileceği esasına dayanmaktadır.

Çok Yönlü Yük İstikametine Sahip Uçuş Emniyetine Hassas Yapı (Multiple Load Path Fail Safe Structure) : Yapının komple elden çıkmasını önlemek amacıyla oluşabilecek hasarları lokal bir alanda tutacak şekilde yapının çok parçalı olarak (her parça bir veya daha çok bağımsız elemandan oluşur) tasarlanması ve üretilmesidir. Bu yapıda emniyet, geriye kalan yapının yavaş çatlak ilerlemesi ile takip eden kontrole kadar dayanacağı kabulü ile sağlanmaktadır.

Çok Elemanlı Hasar (Multiple Element Damage) : Bir yapıda birbirine komşu olan elemanlardan birden fazlasında aynı anda çatlak görülmesi halidir.

Çok Yönlü Hasar (Multiple Site Damage) : Bir yapının bir elemanında aynı anda birden fazla çatlak görülmesi halidir.

Dayanıklılık (Durability) : Uçağın yapısının belirlenmiş bir süre çatlaklara (gerilmeli korozyon ve hidrojen nedenli çatlak dahil), korozyona, tabaka ayrılmasına (delaminasyon), aşınmaya, ısısal nedenlerle mukavemet azalmasına ve yabancı madde hasarlarına karşı koyabilme yeteneğidir.

Ekonomik Ömür : Dayanıklılık test programları sonucunda uçak yapısı için ortaya konan hareket ömrüdür. Bu testler UYBP kapsamında MIL-STD-1530'a ve MIL-A-8867'ye göre yapılır. Bu testlerin yapıldığı uçaklarda ekonomik ömür olarak, onarımı ekonomik olmayan veya onarılmadığı takdirde uçağın göreve hazır olabilme yeteneğinin azamasına neden olacak şekilde çok yönlü hasarların görülmeye başlandığı an ekonomik ömür olarak değerlendirilir.

Emniyet Limiti (Safety Limit) : Yapıdaki ilk çatlak boyunun kritik çatlak boyuna ulaşması için gereken zamanın uçuş saati cinsinden ifadesidir.

Gerekli Kontrol Aralığı (Required Inspection Interval) : Yapının emniyeti açısından yapılması gereken kontrol işlemlerinin sıklığıdır. Kontrol işlemi için beklenen çatlak uzunluğunun klasik NDI yöntemleri ile tespit edilebilir boya ulaşması, aynı zamanda da çatlağın çok büyüyüp kararsız halde ilerlemesine yol açmayacak bir aralıkta olması gerekmektedir.

Gerekli Servis Ömrü (Required Service Life) : Bir uçağın tasarlandığı *görev-tasarım-serisinde* (mission-design-series) programlı kullanımı için uçak yapısının emniyetli ve ekonomik olarak belli bir görev spektrumunda yapacağı toplam işletme (uçuş) saatidir.

Hasar Toleransı (Damage Tolerance) : Uçak yapısının çatlak, süreksizlik ve benzeri diğer hasarların mevcut olması halinde, bu hasarlar tamir edilmeden belli bir kullanım periyodu içinde yapının kırılmaya karşı direnç gösterebilme yeteneğidir.

Hasar Tolerans Yaklaşımı Yorulma Ömrü (Damage Tolerance Approach Fatigue Life) : Tespit edilememiş en büyük çatlak boyundan kırılmaya kadar geçen süre için gerekli çevrim sayısı veya zaman birimi tahmini olarak tanımlanır. Burada tespit edilememiş tahmini en büyük çatlak ya tahribatsız kontrol (NDI) değerlendirmeleri veya proof testler ile tahmin edilmekte, kırılma ise limit yük, müsaade edilen en büyük şekil değiştirme veya kırılma tokluğu (fracture toughness) ile tanımlanmaktadır.

İlk Harekat Kabiliyeti (Initial Operational Capability-IOC) : Yeni tasarımı yapılan bir uçağın fiziki olarak üretilerek görev yapabilir hale geldiği safhadır. Uçak tipi ve büyüklüğüne bağlı olarak EMD safhası ile ilk harekat kabiliyetinin kazanıldığı zaman arasındaki süre ortalama beş ile dokuz yıl arasındadır.

İlk Kalite (Initial Quality) : Uçağın yapısının imalatı veya malzemelerin temel özellikleri nedeniyle uçak yapısında oluşan çatlak başlangıcı, çizik, çentik ve benzeri tüm yetersizliklerin durumunun bir ölçüsüdür.

İlk Tasarım Gözden Geçirme (Preliminary Design Review - PDR) : Yeni uçak tasarımının kağıt veya bilgisayar ortamında önemli ölçüde tamamlanarak prototip üretime başlanmadan önce yapılan değerlendirme işlemleridir.

Kabul Edilen Minimum Hasar Boyu (Minimum Assumed Initial Damage Size) : Bir yapıdaki çatlak ilerleme karakteristikleri ve geriye kalan mukavemet analizleri için başlangıç noktası olarak kabul edilebilecek en küçük çatlak veya çatlağa benzeyen süreksizliğin boyudur.

Kontrol Edilebilirlik Derecesi (Degree of Inspectibility) : MIL-A-83444'e göre uçuş emniyeti ile ilgili yapıda kontrol edilebilirlik derecesi aşağıdaki sınıflandırma ile verilmektedir.

1. Uçuşta Kontrol Edilebilir: Uçuş sırasında oluşan, görevin devam etmesine engel olan ve uçuş mürettebatı tarafından hemen ve doğru bir şekilde teşhis edilebilecek olan yapısal hasarlardır.

2. Yerde Kontrol Edilebilir: Yer personeli tarafından kolayca ve hatasızca, özel kontrol amacı ile kontrol yapılmadan teşhis edilebilen hasar türüdür.

3. Uçak Etrafından Bakılarak (Walkaround) Kontrol Edilebilir: Personel tarafından yapıya göz ile bakıldığında teşhis edilebilen hasarlardır. Bu sınıftaki hasarların tespitinde özel bir yardımcı kullanılmaz, kapak, panel vb. yüzeyler açılmaz ve personel yer seviyesinden yapıya göz attığında hasarı tespit edebilir.

4. Özel Göz Kontrolü İle Kontrol Edilebilir: Yapıda bulunabilecek muhtemel hasarı bulabilmek amacıyla yapının detaylı olarak gözle incelenmesi ile tespit edilebilecek hasar tipleridir. Kapak veya panel açılarak, ayna, lamba yada büyüteç gibi basit yardımcıları kullanılarak yapılan kontroller bu grupta değerlendirilir. Macun, boya vb. yüzey koruyucularının sökümü ve tahribatsız kontrol yöntemlerinin kullanımı bu kategoride değerlendirilmez.

5. Fabrika Veya Üs Seviyesinde Kontrol Edilebilir: Yapının ve hasarın tabiatı gereği, ancak tahribatsız kontrol yöntemleri (X-Ray, Ultrasonik, Eddy-Current, Flourescent Penetrant, magnetic Particle vb.) kullanılarak teşhis edilebilecek ise bu gruba girer. Kontrol edilecek parça veya üniteye ulaşmak için gerektiğinde bu parçalar uçaktan sökülür.

6. Servis Sırasında Kontrol Edilemeyen Yapı: Hasarın boyutu veya bölgeye ulaşım yukarıda verilen yöntemlerin biri veya birkaçı uygulandığı halde mümkün olmuyorsa bu tip yapılara servis sırasında kontrol edilemeyen yapı denilmektedir.

Kontrol Sıklığı (Frequency of Inspection) : Bir uçağa servis ömrü boyunca özel tipteki kontrollerin uygulanma zamanlarının sayısıdır.

Korozyon Yorulması (Corrosion Fatigue) : Aktif çevre ile temas halinde bulunan yüzeylerde görülen yorulma olayıdır.

Kritik Tasarım Gözden Geçirme (Critical Desing Review-CDR) : Uçak tasarımında kesin boyutlandırma işlemlerinin önemli ölçüde tamamlanması ve teknik resimlerin yaklaşık % 95 inin hazır hale getirildiği aşamadır. Bu safhada malzeme bağlantılı işlemler tam olarak kesinleştirilememiş ise geri dönülerek tasarımlarda değişiklik yapılması gerek program gerekse ekonomik açıdan kritik sonuçlar doğuracaktır.

Kullanım Sertliği : Uçakların servis kullanımları sırasında belirli bir uçuş saatinde (örneğin 100.000 US) maruz kaldıkları normal yük katsayısı (N_z) mertebeleridir.

Kullanım Şekli : Uçakların serviste kullanılmaları sırasında hava-hava, hava-yer vb. taktik görevler ile taktik olmayan görevlerde (eğitim, irtibat, tecrübe vb.) kullanım yüzdeleridir.

Kırılma Tokluğu/Kırılma Dayanıklılığı (Fracture Toughness): Belli bir malzemede 2a uzunluğunda farklı boylardaki çatlakların ilerlemesi için gerekli farklı yükler kaydedildiğinde $S_c \sqrt{\pi a}$ toplam değeri sabit bir değerde kalmaktadır. Bu büyüklük K_{IC} sembolü ile gösterilmekte ve malzemenin kırılma tokluğu/dayanıklılığı olarak adlandırılmaktadır.

Kırılmaya Karşı Kritik Yapı (Fracture Critical Structure) : Uçuş emniyetine hassas yapıların elemanları veya bu elemanların bulundukları bölgelerdir. Bu yapılar MIL-A-83444 şartnamesinin kapsamına girenler *birinci kategori kırılmaya karşı kritik yapı* olarak, bu şartnamenin kapsamında işleme alınmayacaklar ise *ikinci kategori kırılmaya karşı kritik yapı* olarak iki gruba ayrılır.

Mühendislik ve İmalat Geliştirme Safhası (Engineering and Manufacturing Development - EMD): Yeni bir uçak sisteminin geliştirilmesi sırasında, laboratuvarlarda ortaya konan yeni teknolojilerin gerçek uçak yapıları üzerine nasıl konulabileceği konusunda çalışmaların da yapıldığı ilk tasarım safhasıdır.

Mühendislik İş İstasyonu Sistemi (Engineering Workstation System-EWS) : Genel maksatlı olarak mühendislik uygulamalarının gerçekleştirilmesi için geliştirilmiş bilgisayar sistemlerinin ortak adıdır. Tez kapsamında adı geçen mühendislik iş istasyonu ise F-16 uçaklarının kuvvet yönetimi kapsamında kaydedilen bilgilerin analiz ve değerlendirmelerinin yapıldığı, 1 nci HİBM.K.lığında bulunan iki adet UNIX işletim sistemi ile çalışan Sun iş istasyonudur.

Olası Yaklaşım (Probabilistic Approach) : Bir uçağın hareket servis ömrü içinde çok yönlü yorulma çatlaklarının başladığı noktadır. Bu anda uçağın hasar tolerans veya emniyetli uçuş kabiliyeti azalmış ve bunun sonucunda sağlam bir uçak yapısının veya

soyut bir nedenle hasarlanan yapının kırılma ihtimali, uçağı siparişe veren ya da sertifikaya edecek olan kurumun tanımladığı belli bir eşik değerinin altına inmiştir.

Risk Tahmini (Risk Assessment) : Benzer uçaklar arasından rasgele seçilen bir uçağın yorulma/düşme ihtimalinin belirlenmesi işlemidir.

Serviste Kabul Edilebilen En Küçük Hasar Boyu (Minimum Assumed In-Service Damage Size) : Serviste kullanılan bir uçakta planlı kontrol işlemleri gerçekleştirildikten sonra yapıda var olduğu kabul edilen en küçük hasarın boyutudur.

Servis Ömrü Kabiliyeti (Service Life Capability) : Özel bir görev spektrumunda uçak yapısının emniyetli ve ekonomik olarak yapabileceği toplam işletme (uçuş) saatinin test ve analizlerle tespiti.

Sürtünme Yorulması (Fretting Fatigue) : Birbiri üzerinde kayan ve sürtünen yüzeyler arasında yörülen yorulma olayıdır.

Sürünme Yorulması (Crep Fatigue) : Sıcaklık değişimlerinin neden olduğu yorulma şeklidir.

Tamir Öncesi Minimum Servis Kullanımı (Minimum Period of Unrepaired Service Usage) : Yapı içerisinde, belirli seviyedeki hasarın (kabul edilen ilk hasar veya servis te karşılaşılan hasar) önceden tahmin edilen bir boya (tamir edilmeden) ilerlemesi için izin verilen süredir.

Tek Uçuşta Kırılma/Düşme İhtimali : Belirli bir tipteki uçaklar arasından seçilen bir uçağın bir tek uçuşta meydana gelebilecek kırılma/düşme ihtimalidir. Bu hesaba dayanılarak belli bir uçuş saati sonundaki kırılma veya düşmesi muhtemel uçak sayısı hesaplanabilir.

Teknolojinin Demonstrasyonunu : Yeni geliştirilen teknolojilerin belirli parçalar ve hardware üzerinde imalat ve test olarak uygulanması işlemleridir. Bu işlemler yol haritası'nın son iki safhası olan ileri seviyede geliştirme ve imalat teknolojisini geliştirme safhalarında uygulanır.

Uçuş Emniyetine Hassas Yapı (Safety of Flight Structure) : Kırıldığı takdirde doğrudan uçağın düşmesine yol açacak yapı, veya kırıldığı teşhis edilemediği takdirde uçağın düşmesine neden olacak yapıdır.

Yavaş Çatlak İlerlemesine Sahip Yapı (Slow Crack Growth Structure) : Yapıda bulunabilecek çatlak ve kusurların kararsız bir halde ilerleyerek kırılmaya neden olabilecek boyuta ulaşmasına müsaade edilmeyecek şekilde yapının tasarlanmasını amaçlayan tasarım kavramıdır. Kontrol edilebilirlik derecesine bağlı olarak yapıdaki süreksizliklerin servis yükleri altında yavaş ilerleyeceği kabulü ile emniyetin sağlanması hedeflenir. Bu yapıların mukavemeti, yapıda onarımı yapılmamış servis hasarları olsa bile belirli bir değerin altına inmemelidir.

Yol Haritası (Road Map) : Teknoloji geliştirme faaliyetlerinde kullanılan iyi tasarlanmış planlamalardır. Bu planlamalar teknoloji geçişlerinin temellerini, kriterlerini ve teknolojinin olgunlaşması için gerekli safhaları da içerirler. Bu safhalar;

- Temel araştırma,
- Keşfedici (exploratory) geliştirme,
- İleri seviyede geliştirme ve
- İmalat teknolojilerini geliştirme safhalarıdır.

Yönlendirici Yaklaşım (Deterministic Approach): Yapının pek çok elemanında aynı anda görülen çatlakların belirli uzunluğa ve yoğunluğa ulaşmaları nedeniyle yapının hasar tolerans gereksinimlerini artık taşıyamıyacağı bir hale gelmesidir.

Yuvarlanma Temas Yorulması (Rolling Contact Fatigue) : Yuvarlanma yüzeylerinin temas noktalarında görülen yorulma olayıdır.

EK - 3 UYBP İLE İLGİLİ DOKÜMANLAR

E3.1. UYBP'nın Temel Dokümanları

Kaynaklar kısmında 2, 5, 6 ve 7. sırada verilen eserler,

AFWAL-TR-81-3079, Handbook of Force Management Methods, Nisan 1981.

AFGS-87221A, Air Force Guide Specification, Aircraft Structures General Specification for, 1990.

Aircraft Structural Integrity Program, D-12-010-013 /SG-000, 1980, 38 sayfa, (Kanada Savunma Bakanlığı'nın UYBP konusundaki ana dokümanı).

AFFDL-TR-76-133, Generalized Procedures for Tracking Crack Growth in Fighter Aircraft,

MCIC-HB-01, Damage Tolerance Design Handbook,

MIL-A-83444, Airplane Damage Tolerance Requirements,

MIL-A-8860, Airplane Strength and Rigidity, General Specifications for,

MIL-A-8861, Airplane Strength and Rigidity, Flight Loads,

MIL-A-8862, Airplane Strength and Rigidity, Landing and Ground Handling Loads

MIL-A-8863, Airplane Strength and Rigidity, Ground Loads for Navy Aircraft,

MIL-A-8865, Airplane Strength and Rigidity, Miscellaneous Loads,

MIL-A-8866, Airplane Strength and Rigidity, Reliability Requirements, Repeated Loads and Fatigue

MIL-A-8867, Airplane Strength and Rigidity, Ground Tests

MIL-A-8868, Airplane Strength and Rigidity, Data and Reports,

MIL-A-8869, Airplane Strength and Rigidity, Nuclear Weapons Effects,

MIL-A-8870, Airplane Strength and Rigidity, Vibration, Flutter and Divergence,

MIL-A-8871, Airplane Strength and Rigidity, Flight and Ground Operation Tests,

MIL-A-8892, Airplane Strength and Rigidity, Vibration,

MIL-A-8893, Airplane Strength and Rigidity, Sonic Fatigue,

MIL-D-8707/8708, Demonstration Requirements for Airplanes,

MIL-I-6870, Inspection Program Requirements, NDI for Aircraft and Misc. Materials,

MIL-L-22589, Launching System,

MIL-M-87138, Technical Manual, ASIP - Force Management Data Acquisition Maintenance Procedures, Preparation of,

MIL-STD-1783, Engine Structural Integrity Program,

TACR 66-5, Tactical Air Command (USAF) ASIP Responsibilities and Procedures.

E3.2. AGARD Yayınları

Combat Damage Tolerance and Repair of Aircraft Structures, AGARD-R-667, 1978.

Practical Applications of Fracture Mechanics, AGARD-AG-257, May 1980.

AGARD Flight Test Instrumentation Series, Volume 12 on Aircraft Flight Test Data Processing, A Review of the State of the Art, AGARDograph No.160, AGARD-AG-160-VOL.12, 1980.

Practical Applications of Fracture Mechanics, AGARD-AG-257, 1980.

Operational Loads Data, AGARD-CP-375, August 1984.

Short-Crack Growth Behaviour in an Aluminum Alloy - an AGARD Cooperative Test Programme, AGARD-R-732, 1988.

AGARD/SMP Review Damage Tolerance for Engine Structures, AGARD Report 769, 1989.

Damage Tolerance for Engine Structures, AGARD/SMP Review, AGARD-R-770, Component Behaviour and Life Management, 1989.

Component Behavior and Life Management, AGARD-R-770, 1989.

Impact of Emerging NDE - NDI Methods on Aircraft Design, Manufacture and Maintenance, AGARD -CP-462, 1989.

Short-Crack Growth Behavior in Various Aircraft Materials, AGARD-R-767, 1990.

Damage Tolerance for Engine Structures, AGARD/SMP Review, AGARD-R-773, Reliability and Quality Assurance, 1991.

Fatigue Management, (AGARD-CP-506), 1991.

Aircraft Loads due to Turbulence and their Impact on Design and Certification, AGARD Report 798, Aralık 1994.

Impact of Acoustic Loads on Aircraft Structures, AGARD-CP-549, 1994.

Widespread Fatigue Damage in Military Aircraft, AGARD-CP-568, 1995.

Thermal Mechanical Fatigue of Aircraft Engine Materials, AGARD-CP-569, 1996.

E3.3. Konferans Bildirileri

E3.3.1. AGARD Konferansları

Operational Loads Data, (AGARD-CP-375), 2-6 Nisan 1984

A.H.Johnson ve M.J.Dubberly (ABD), *Navy Operational Loads Data Sources and Systems*.

A.P. Ward (UK), *Experiences Obtained From Service Fatigue Monitoring Exercises*.

A.P. Ward (UK), *TORNADO - Structural Usage Monitoring System (SUMS)*.

A.Paquin ve J.Skotnicki (CANADA), *TUTOR (CL-41A) Tail Flight Load Survey*.

- A. Walkden (UK), *Advanced Fatigue Monitoring on Service Aircraft*.
- D.J. Spiekhou (HOLLANDA), *Structural Loads Measurements on a Northrop NF-5A*.
- D.M. Holford, ve J.R. Sturgeon (UK), *Operational Loads Measurement : A Philosophy and its Implementation*.
- Donald J. Merkley (ABD), *US Army Helicopter Operational Flight Loads*.
- E. Rauscher (FRANSA), *Structural Flight Load Measurement - Demonstration of Structural Integrity*.
- F. Staropoli (İTALYA), *Flight Parameters Recording for Structure Fatigue Life Monitoring*.
- H. Struck ve H. Balke (MBB- ALMANYA), *Evaluation of Operational Loads to Verify Structural Design*.
- J.T. Johnston, R.E. Pinckert, ve R.A. Melliore (ABD), *The F-15 Flight Loads Tracking Program*.
- J. Waldman (ABD), *USAF Approach to Airborne Structural Data Recording*.
- N. Nguyen Trong (CANADA), *CF-5 Vertical Stabilizer Flight Load Survey*.
- P.S. Grainger (UK), *Helicopter Data Acquisition in WHL*.
- R.L. Culp (ABD), *F-16 Force Management, Yesterday, Today and Tomorrow*.
- R. Schütz ve R. Neunaber (ALMAN), *Operational Loads Data Evaluation for Individual Aircraft Fatigue Monitoring*.

Short-Crack Growth Behavior in Various Aircraft Materials, AGARD-R-767, August 1990.

- A. Lanciotti ve L. Galatolo (İTALY), *Short Crack Observations in Ti-6Al-4V under Constant Amplitude Loading*.
- A.F. Blom (SWEDEN), *Short Crack Growth under realistic Flight Loading: Model Predictions and Experimental Results for Al 2024 and Al-Li 2090*.
- C. Kaynak ve A. Ankara (ODTÜ), *Growth of Short Fatigue Cracks in 7075-T6 Aluminum Alloy*.
- Christopher J. Mazur ve James L. Rudd (ABD), *Determination of the Short Crack Effect in 2090-T8E41 Aluminum Lithium*.
- H. Nowack, K.H. Trautmann ve J. Strunck (ALMAN), *Crack Behavior of 2024-T3, 2090-T8E41 and 7075-T6 under Constant Amplitude and Different Types of Variable Amplitude Loading, Especially Gaussian Loading*.
- M.H. Carvalho ve M. de Freitas (PORTEKİZ), *Short Crack Behavior in Al-Li Alloys 2090*.
- M.H. Swain, R.A. Everett, J.C. Newman, Jr ve E.P. Phillips (ABD), *The Growth of Short Cracks in 4340 Steel and aluminum-Lithium 2090*.
- P.R. Edwards (UK) ve J.C. Newman, Jr. (NASA / ABD), *An AGARD Supplemental Test Programme on the Behavior of Short Cracks under Constant Amplitude and Aircraft Spectrum Loading*.
- R. Cook (UK), *The Growth of Short Fatigue Cracks in 2024 and 2090 Aluminum Alloys under Variable Amplitude Loading*.
- R.J.H. Wanhill ve L. Schra (HOLLANDA), *Short and Long Fatigue Crack Growth in 2024-T3 under Fokker 100 Spectrum Loading*.

Fatigue Management, (AGARD-CP-506), Bath, İngiltere, 29 Nisan-3 Mayıs 1991.

- A. Minute, A. Apicella, A. Lanciotti ve L. Lazzeri (İTALYA), *The G-222 Aircraft Individual Tracking Programme*,
- A.P. Ward (UK), *The Development of Fatigue Management Requirement and Techniques*.

A.G. Aponte (ABD), *Approach to Crew Training in Support of the USAF Aircraft Structural Integrity Program (ASIP)*.

D. Santos (PORTEKİZ), *Fatigue Management for the A-7P*.

D.J.Spiekhou (HOLLANDA), *Load Monitoring of F-16 A/B Aircraft of the RNLAf with a smart electronic Device*.

D.L.Simpson, R.J.Hiscocks ve D.Zavitz (CANADA), *A Parametric Approach to Spectrum Development*.

Dr.Charles E. Harris, (ABD), *Recent Fracture Mechanics Results from NASA Research Related to the Aging Commercial Transport Fleet*.

J.G.Burns, W.P.Johnson ve A.P.Berens (ABD), *Aging Aircraft Structural Damage Analysis*.

Jack F. McGuire ve Ulf G. Goranson (ABD), *Structural Airworthiness of Aging Boeing Jet Transports*.

John W. Lincoln (ABD), *Life Management Approach for USAF Aircraft*.

M. B. Zgela ve W.B. Madley (CANADA), *Durability and Damage Tolerance Testing and Fatigue Life Management*.

P.Amabile ve T.Giacobbe (İTALYA), *Proposal for the new Fatigue Management System for the AMX*.

Paul Fraas (ALMANYA), *Tornado Structural Fatigue Life Assessment of the German Air Force*.

R. Mach (ABD), *Managing Airborne Assets Through Loads Monitoring*.

R. Neunaber (ALMANYA), *Aircraft Tracking for Structural Fatigue*.

R.Boetsch ve J.Y.Beaufils (FRANSA), *Fatigue Testing and Tear Down Operations on Airbus A320 Forward Fuselage*.

R.J.Cazes ve P. Defosse (FRANSA), *Aircraft Tracking Optimization of Parameters Section*.

R.Skjong, G. Sigurdsson ve M.K.Nygard (NORWAY), *Probabilistic Design and Fatigue Management Based on Probabilistic Fatigue Models with Reliability Updating*.

M. E. J. Render ve J.E. Stevens (UK), *Aircraft Fatigue Management in the Royal Air Force*.

V.Ladda ve H.J. Meyer (ALMANYA), *The Operational Loads Monitoring System, OLMS*.

W.Bröcker ve K. Woithe (ALMANYA), *Fatigue Life Behavior of Composite Structures*.

William P. Winfree ve Joseph S. Heyman (ABD), *Large Area QNDE Inspection for Airframe Integrity*.

Y.Theriault ve A.R.Colle (CANADA), *A Probabilistic Procedure for Aircraft Fleet Management*.

An Assessment of Fatigue Damage and Crack Growth Prediction Techniques (AGARD-R-797), Bordeaux/France, 29 - 30 Eylül 1993

A.Salveti, L. Lazzeri ve A. Pieracci (İTALYA), *An Assessment of Fatigue Crack Growth Prediction Models for Aerospace Structures*.

A.F.Blom ve H.Ansell (İSVEÇ), *Fatigue Management and Verification of Airframes*.

Chr. Boller, M.Buderath, P. Heuler ve M. Vormwald (ALMANYA), *Notch Fatigue Assessment of Aircraft Components Using a Fracture Mechanics Based Parameter*.

D.J.Spiekhou (HOLLANDA), *Prediction of Fatigue Load Experience As Part of the Fatigue Management Program for F-16 Aircraft of the RNLAf*.

F.S. Perry (UK), *HARRIER II : A Comparison of US and UK Approaches to Fatigue Clearance*.

J. Harter (ABD), *Damage Tolerance Management of the X-29 Vertical Tail*.

J.B. de Jonge (HOLLANDA), *The Crack Severity Index of Monitored Load Spectra*.

J.C.Newman, Jr.E.P. Phillips, R.A Everett (ABD), *Fatigue Life and Crack Growth Prediction Methodology*.

J.H.Jacobs ve R.Perez (ABD), *A Combined Approach to Buffet Response Analyses and Fatigue Life Prediction*.

- J.W.Morrow ve G.T.Herrick (ABD), *An Overview of the F-16 Service Life Approach*.
- John O'Hara (UK), *Fatigue Design, Test and in-service Experience of the BAe HAWK*.
- John W. Lincoln (ABD), *Overview of the Structural Integrity Process*.
- R. Sunder, R.V. Prakash (HİNDİSTAN), E.I. Mitchenko (UKRAYNA), *Growth of Artificially and Naturally Initiating Notch Root Cracks Under FALSTAFF Spectrum Loading*.
- R.A.Everett, W.Elber (ABD), *Rotorcraft Fatigue Life - Prediction, Past, Present and Future*.
- R.Bochmann ve D.Weisberger (ALMANYA), *The Role of Fatigue Analysis for Design of Military Aircraft*.
- R.E.Alford, R.P.Bell, J.B.Jochran ve D.O.Hommond (ABD), *Risk Analysis of the C-141 WS405 Inner to Outer Wing Joint*.
- R.J.Cases (FRANSA), *Assessment of In- Service Aircraft Fatigue Monitoring Process*.
- R.L.Hewitt ve P.G.Collins (CANADA), *Crack Growth Predictions Using a Crack Closure Model*.
- W. Schütz ve P. Heuler (ALMANYA), *Miner's Rule Revisited*.

Widespread Fatigue Damage in Military Aircraft (AGARD-CP-568), Rotterdam, Hollanda, 10-11 Mayıs 1995.

- J.W. Lincoln, *Overview of Widespread Fatigue Damage: Risk Assessment Methodology*.
- J.C. Newman and D.S. Dawicke, *Fracture Analysis of Stiffened Panels Under Biaxial Loading with Widespread Cracking*.
- J. Fidrinsky and J. Fiala, *Widespread Fatigue Damage and Single Member Failure Prediction of Military Jet Trainers of Czech Design and Production*.
- C.R. Pyo, H. Okada and S.N. Atluri, *Analysis of Aircraft Panels with WFD, based on the Elastic Plastic Finite Element Alternating Method (EPFEAM) and $T^* \epsilon$ Integral*.
- P. Horst and H.J. Schmidt, *A Concept for the Evaluation of MSD Based on Probabilistic Assumptions*.
- A.P. Berens and J.G. Burns, *Risk Analysis in the Presence of Corrosion Damage*.
- J.W. Lincoln, *Risk assessment of an Aging Military Trainer Aircraft*.
- J.B. Cochran, R.P. Bell et al, *Destructive Teardown of a C-141 Lower Inner Wing Surface*.
- G.I. Nesterenko, *Multiple Site Fatigue Damages of Aircraft Structures*.
- A. Cardrick, *Avoiding WFD - A Guide to the Fatigue Design regulations for British Military Aircraft*.
- R. Jones, E.S. Wilson, et al, *Living with Widespread Fatigue Damage*.
- W. Bröcker and M. Buderath, *Fatigue Damages During Tornado MAF Test*.
- H. Ansell and T. Johansson, *Widespread Fatigue Damage in Combat Aircraft*.
- E Bittel, *The Effect of Proof Pressure Testing on the Retardation of Multi-site Damage*.

E3.3.2. USAF Konferansları

- T.D. Cooper, J.W. Lincoln and R.M. Bader, *Proceedings of the 1991 USAF Structural Integrity Program Conference*. Hyatt Regency, San Antonio, TX, 2-5 Aralık 1991.
- C. Babish, *F-16 Airframe Structural Integrity Program*.
- L.Reid, *F-16N Fuel Shelf Joint Fatigue Life Extension by Cold-Expansion*.
- R. Bell, J. Cochran, R. Alford, *C-141 Wing Station 405 Risk Assessment*.
- K. Brown, R. Waldbusser, *C-130 Wing Durability Testing*.

- A. Nathan, *Using Approximate Methods for Complex Damage Tolerance Problems*.
- P. Sindelar, M.O. Olsson, *Damage Tolerance on Swedish Fighter Aircraft*.
- B. Mercier, and J. Peetsma, *CT-114 Wing Flight Load Survey*.
- A Berens and J Gallagher, *damage Tolerance Design Handbook Update*.
- T Swift, *Damage Tolerance-A Philosophical Discussion*.
- R. Carlson, G. Kardomateas and P. Bates, *A Review of the Problem of Short Fatigue Cracks*.
- J. Unruh, D. Butts and K. Schrader, *Durability Testing of T-37B Empennage Using a Random-Block Load Sequence*.
- D. Maynard, *The B-1B Loads/Environment Spectra Survey*.
- J. Harter, *Damage Tolerance Management of the X-29 Vertical Tail*.

T.D. Cooper, J.W. Lincoln and R.M. Bader, WL-TR-93-4080, Proceedings of the 1992 USAF Structural Integrity Program Conference. Hyatt Regency, San Antonio, TX, 1-3 Aralık 1992.

- D.J. Spiekhout, *New Developments in the Fatigue Management of F-16 Aircraft of the RLAf*.
- J. Gentry, J. Kudva, et al., *The Impact of Smart Structures on ASIP*.
- M. Sullentrop, *Quantifying the Accuracy of Fatigue Life Prediction Methodology*.
- N. Moore, D. Ebbeler and M. Creager, *Cost Effective Risk Management in Design and Flight Qualification of Aerospace Structures*.
- R. Reams, and M. Hansen, *B-2 Full Scale Static Test Program*.
- E. Maukawsher and M.A. Neussl, *A Fatigue Analysis of Panels with Multiple Site Damage*.
- R. Wanhill, *A Preliminary Study of Fatigue Durability in Terms of Short and Long Crack Growth*.
- G. Sigurdsson, E.H. Cramer, vd., *Probabilistic Methods for Durability and Damage Tolerance Analysis*.
- R.L. Carlson and G.A. Kardomateas, *The Effects of Negative R Ratio on Fatigue Crack Growth*.
- P.E. Magnusen, R.J. Bucci and A.J. Hinkle, *Effect of Microporosity on Fatigue Durability of Thick 7050 Aluminum Plate*.
- R.J. Lord, *The Role of NDI in an F-15E Wing Spar Structural Integrity Program*.
- H. Burnside, *T-37 Service Life Extension Program, Program Overview and Lessons Learned*.
- T.C. Andrews, *F-4 Lower Wing Skin Integral Stiffener Failure Analysis*.
- R.C. Rice, and S.H. Smith, *Effects of Repair on Structural Integrity*.
- M.E. Hoffman, *Neural Network Prototype for Individual Aircraft Tracking*.
- N.H. Phelps, J.P. Gallagher and D.L. Ball, *An Update on the Application of the Rapid DADTA Methodology to the F-16 Aircraft*.
- D. Maynard, *The B-1B Loads Environment Spectra Survey*.
- M.Kelly and R. Koenigstein, *F/A-18 Structural Fatigue Life Monitoring, The NAVY Experience*.

T.D. Cooper, J.W. Lincoln and J.L. Rudd, WL-TR-94-4079, Proceedings of the 1993 USAF Structural Integrity Program Conference. Hyatt Regency, San Antonio, TX, 30 Kasım-2 Aralık 1993.

- E.B. Motte and F.A. Opalsky, *MSD: Where We Are and Where We Should Go*.
- P. Gould, *An ASIP - FAA Flight Inspection Beech 300 Fleet*.
- A.J.A. Appels, *The Cost Effectiveness of Aircraft Structural Integrity Program*.

- D.L. Ball, *Non-Linear Fatigue Crack Growth Analysis for Problems with Small Crack Yielding*.
 J.D. Yost, *Aircraft Fatigue and Crack Growth Considering Loads by Structural Component*.
 J.R. Harrison, *Maintaining Structural Integrity by Prevention of Surface Initiating Failure Modes*.
 G.H. Koch, T.H. Bieri and J.G. Burns, *Effect of Corrosion on Fatigue Crack Propagation in Aluminum Alloy 2024-T3*.
 R.E. Alford and G.M. Weitz, *Destructive Teardown of a C-141B Lower Surface Inner Wing*.
 S.N. Atluri, P. O'Donoghue, vd., *Fracture Analysis of C-141 Weep Hole Cracks*.
 D. Mack, *Structural Upgrade of the F-16C/D Block 40 and Results of the Loads Flight Test*.
 C.B. Van Way, N.J. Kudva and C. Marantidis, *Integration of Smart Structures Concepts for Improved Structural Integrity Monitoring of the T-38 Aircraft*.

E3.3.3. Diğer Konferanslar

3. Ulusal Kırılma Konferansı, Yıldız Üniversitesi, İstanbul. 23-25 Eylül 1991.

Kaynaklar kısmında 60. sırada verilen eser,

Akyürek T., BİLİR Ö.G. *Yorulma Çatlağı İlerlemesi Tahmin Metodolojileri Üzerine Bir İnceleme*.

FAA/NASA International Symposium on Advanced Structural Integrity Methods, Hampton, Virginia/ABD, 4-6 Mayıs 1994.

R.L. Actis, and B. Szabo, *Elastic-Plastic Models for Multisite Damage*.

B. Annigeri and G. Schneider, *Small Crack Test Program for Helicopter Materials*.

C. Arendt and C.T. Sun., *Bending Effects of Unsymmetric Adhesively Bonded Composite Repairs on Cracked Aluminum Panels*.

J. Brewer., *Inspection for Widespread Fatigue Damage: Is Partial Debonding the Key?*

J.R. Brockenbrough, et al, *Microstructurally Based Model of Fatigue Initiation and Growth*.

D. Broek., et al, *Testing and analysis of Flat and Curved Panels with Multiple Cracks:*

A. Broet., *Probabilistic Inspection Strategies for Minimizing Service failures*.

F.W. Brust., et al. *Nonlinear Fracture Mechanics-Based Analysis of Thin Wall Cylinders*.

K. Buhler., et al., *Fatigue Analysis of Multiple Site Damage at a Row of Holes in a Wide Panel*.

A.W. Cardrick, and V.J. Pike., *A Method for Calculating the Safe Fatigue Life of Compact, Highly-Stressed Components*.

G.S. Chen, et al., *Corrosion and Corrosion Fatigue of Airframe Aluminum Alloys*.

J. Cordes., A.T. Chang, et al., *Computational Predictive Methods for Fracture and Fatigue*.

D.S. Dawicke., J.C. Newman., et al., *Influence of Crack History on the Stable Tearing Behavior of a Thin-Sheet material with Multiple Cracks*.

M. Denda., and Y.F. Dong., *Study of Multiple Cracks in Airplane Fuselage by micromechanics and Complex Variables*.

A.G. Denyer., *Extracting a Representative Loading Spectrum from Recorded Flight Data*.

F. Ellyin., D. Kujawsky, et al., *Initiation and Propagation of Small Corner Cracks*.

R.G. Forman., V. Shivakumar., et al., *Development of the NASA/FLAGRO Computer Program for Analysis of Airframe Structures*.

H.H. Harkness, M. Fleming, et al., *Fatigue Reliability Method with In-Service Inspections*.

R. Jones, L. Molent, et al., *Development of a Composite Repair and the Associated Inspection Intervals for the F-111C Stiffener Runout Region.*

A.U. de Koning., H.J. Hoeve, et al., *Recent Advances in the Modeling of Crack Growth under Fatigue loading Conditions.*

M. Kosai, A. Shimamoto, et al., *Axial Crack Propagation and Arrest in Pressurized Fuselage.*

D.M. Lambert, and H.A.Ernst., *Fracture Mechanics Validity Limits.*

J.W. Lincoln., *Challenges for the Aircraft Structural Integrity program.*

R.C. McClung, K.S. Chan, et al., *Analysis of Small Crack Behavior for Airframe Applications.*

ICSAS '95, Third International Conference on Steel and Aluminium Structures, Boğaziçi University, Istanbul, 24-26 mayıs 1995.

T. Peköz and M.L. Sharp, *New Design Specifications for Aluminium Structures in the United States.*

C.M. Sonsino, *Fatigue Behavior of Aluminium Castings-Effect of Porosity on Design.*

B. Voutaz, I.F. Smith et al., *Fatigue Behavior of Aluminium Beams with Welded Attachments.*

N. Bekiroğlu, A.R. Atılğan vd., *Mechanical Models for Compressive Behavior of Unidirectional Composites.*

F. Erdoğan, *Failure Analysis of Plate and Shell Structures.*

M.M. Ratwani, *Improved Safety of Flight and Low-Maintenance Cost of Aging Aircraft.*

S.G. Sampath, *Aging Aircraft Issues related to Current Commercial Fleet Lessons Learned.*

E3.4. F-16 Silah Sistemi UYBP İlişkili Yayınları

Kaynaklar kısmında 61, 63, 64, 65, 78 ve 79. sırada verilen eserler,

16PP029A, Initial F-16 ASIP Report

16PP159A, Damage Tolerance and Durability Control Plan,

16PP388, Initial F-16C/D ASIP Report,

16PR099, The Acoustic-Sonic Fatigue Analysis Report,

16PR1428, F-16 Fleet Management Airframe Fleet Structural Maintenance Plan, 1980.

16PR1516, F-16 Fleet Management Individual Aircraft Tracking Analysis Method, 1980.

16PR1532 -7, J.A. O'connor, A.I. Ngu, R.C.Culp, F-16 Fleet Management IAT Periodic Report IAT -7, 1985,

16PR1995, Edited Pressure Data and Integrated Loads from F-16 Pressure Test TF 397, 1981.

16PR2053, F-16C/D Flutter, Vibration and Acoustics Program Report,

16PR2053, Flutter Analysis and Flight Flutter Tests,

16PR2053, Flutter and Vibration Program Report,

16PR2556, Vibration and Acoustic Analysis of the F-16C/D Structure,

16PR2597, The Trade Study Results (Limited Durability Analysis Results)

16PR288, Lading Gear Static Design and Durability Loads, 1982.
 16PR3106, Flatter Analysis of the F-16C/D, 1983.
 16PR3115, F-16C/D Structural Loads Analysis,
 16PR336, F-16 Structural Description Report, Revision 2,
 16PR3935, New Service Loads (Addendum I)
 16PR4001, F-16C/D Strength Summary and Operating Restrictions.
 16PR4452, Updated F-16A/B ASIP Report,
 16PR4493, F-16 Fleet Management Individual Aircraft Tracking Analysis Method,
 16PR5396, Damage Tolerance Analysis for F-16C/D Block 25,
 16PR5397, Durability Analysis for F-16C/D Block 25,
 16PR5653, A.F.Stevenson, Blok 40/42 F-16 C/D Fleet Management Plan, 1988.
 16PR7386, A.F.Stevenson, F-16 C/D Fleet Management Methodology Report, 1989.
 16PS058/059, Air Vehicle Specifications, Design Criteria,
 16PS060, F-16C/D Structural Design Criteria,
 B.Candan, A.Türkdoğan, TUAF F-16 C/D Fleet Management Raporları (8Cilt),
 1993/1994, (F-16 UYBP Raporları, IAT 1,2, LESS 1,2, ENG 1,2).
 T.O. 31S5-4-3546-1, Data Transfer Terminal Crash Survivable Flight Data Recorder
 Media Translation Program
 T.O. TK1F-16CG-2-31JG-00-1, Job Guide, CSFDR System, F-16C/D Aircraft

E3.5. F-4 Silah Sistemi UYBP İlişkili Yayınları

Kaynaklar kısmında 58. sırada verilen eser,
 MDC A1438, Aircraft Structural Integrity Program Master Plan For F-4E Slats.
 A.Phil Allen, ASIP, F-4 Force Planing Report (Revised), Nisan 1989.
 MDC 3751, Model F-4A/B/C/D/E/J/K/M, RF-4B/C/D Structural Analysis of Wing.
 MDC A 1516, Model F-4E (S9 Fatigue Analysis.
 MDC A0412, Application of Pulse Excitation to Strain Gages.
 MDC A1377, Model F-4E (S) , F-4J (S) Leading Edge Maneuvering Slats - Fuselage
 Stress Analysis.
 MDC A1525, Model F-4E Wing, Slats and Fuselage Static Strength Test Plan.
 MDC A1526 Model F-4E Wing, Slats and Fuselage Static Strenth Test Result.
 MDC A2081, F-4E S/N 66-287 (McAir No: 2280) Air Loads Survey Instrumentation
 Calibration.
 MDC A2270, Model F-4E (Slat) Thick Skin Wing Flatter Analysis with and Without
 External Stores.

MDC A2272 Vol. II, Results of Repeated Load Test for FSCP 52R1S1 F-4E Wing Fatigue Test.

MDC A2272 Vol. IV, Results of Teardown Inspection of the F-4E Slatted Fatigue Test Aircraft for FSCP 52R1S1.

MDC A2302 Element Fatigue Test Effect of Negative Loads on Life of Wing Lower Skin and Spar.

MDC A2556, F-4E (Slat) Flight Measured Load Analysis.

MDC A2883, F-4 Fatigue and Damage Tolerance Assessment Program -Volume I, 1974 - Revision 30 Mayıs 1980.

MDC A2883, F-4 Fatigue and Damage Tolerance Assessment Program -Volume II, 28 Haziran 1974.

MDC A3242, Interim Technical Report F-4E (s) Fatigue and Damage Tolerance Assessment Program.

MDC F312, Model F-4E Structural Test Result.

Richard E. Pinckert, Damage Tolerance Assessment of F-4 Aircraft, 1976.

Robert D. Giese, Macintosh Based Computer System for Conducting Durability and Damage Tolerance Analyses and Related Tasks (Report 91-01), Temmuz 1991.

Robert Giese, F-4 %22 Integral Stiffener Fracture Analysis, 18 Kasım 1988.

Structural Handbook, McAir Report 339, 1969, 1971 A, 1973 B.

Tim Andrews, F-4 Airframe Service Life Curves, Cilt I, II, III, EPR MM - 88-023, 1988, 3 cilt, (F-4 uçağı yapısına ait servis ömrü bilgileri).

E3.6. Diğer Yayınlar

Application of Fracture Prevention Principles to Aircraft, AD-746 513, National Materials Advisory Board Publication NMAB 302, Washington D.C., 1973.

ASTM Test Method E399-84, Test for Plane Strain Fracture Toughness of Metallic Materials.

SD -24, General Specifications for Design and Construction of Aircraft Weapon Systems.

Herb Smith Jr. Structural Risk Assessment and Aircraft Fleet Maintenance, NASA CP-3064, "Research in Structures, Structural Dynamics and Materials 1990" 2-4 Nisan 1990, Long Beach, California.

G.S.Parker, Generalized Procedures for Tracking crack growth in Fighter Aircraft, AFFDL -TR - 76-133, Ocak 1977, 167 sayfa, (McAir tarafından hazırlanmış bir teknik rapor olup çatlak ilerlemeleri ile ilgili teorik bilgiler verilmektedir).

Application of Fracture Prevention principles to Aircraft, AD-764-513, Şubat 1973, 257 sayfa.

T. Akyürek ve Ö. G. Bilir, A Survey of Fatigue Crack Growth Life Estimation Methodologies, 12 sayfa, 1991.

ESPRIT Technology Inc. Firması Yayınları

A. Ghannadan, *Aircraft Structures May Be Smart Without Exotic Sensors*, Aerospace Technology Seminar in Singapur, 1994.

EER-902, *Data Compression Algorithm Based on Peak-Valley Event Detection*.

EER-903 *Examples of Rainflow Count, Using Sequential Peaks and Valleys*

EER-911, *Definitions of Parameters for Air Data Transducers and Flight Load Data Recorders*.

EER-912, *Analysis and Relationship Between Sample Rate, Data Bandwidth and Accuracy for FLDRs with A/D Converters*.

EER-921 *Handbook of Accelerometer Fundamentals*.

EER-922 *Strain Gages and Strain Measurement*.

EER-924, M. Trabert, *Flight Loads Data Recording Systems for Avionics Upgrade Programs*, 1992.

EER-932, M. Trabert, *Summary of ASIP Recording Equipment for SLEP*, 1993.

F-5 Digital Counting Accelerometer Retrofit Program, USAF PRAM Program Final Report, Kelly AFB, TX, 1988.

B. Kerr, *Compact Microprocessor Recorder Combines With Simple Desk-Top Computer to Form Artful ASIP Tracking System*, 1985.

EK - 4 : UÇUŞ YÜKLERİ İLE İLGİLİ DENKLEMLERİN ELDE EDİLMESİ

E4.1. Önemli İstatistiksel Parametrelerin Açıklanması

Kabuller:

n = Gözlem veya ölçüm sayısı

k = Bağımsız değişkenlerin sayısı

p = Regresyon analizlerindeki katsayıların sayısı ($\geq k$)

$\{\hat{y}\}$ = Hesaplanan değerler vektörü

$\{y\}$ = Gözlenen Y değerleri vektörü

$[\beta]$ = Katsayılar vektörü

$[\mu]$ = n ölçüm veya gözlemi için k bağımsız değişkenlerinin dizisi (array).

-SSE = hata veya karelerin artık toplamı (residual sum of squares)

$$SSE = \{y\}' \cdot \{y\} - [\hat{\beta}]' ([\mu]' \cdot \{y\}) \quad (E4-1)$$

-MSE = Hatalar için ortalama kare = varyasyon = σ^2
= $SSE/(n-p)$

$$MSE = \frac{\{y\}' \cdot \{y\} - [\hat{\beta}]' ([\mu]' \cdot \{y\})}{n - p} \quad (E4-2)$$

-SYG = Y tahminlerinin standart hatası = σ

$$SYG = \sqrt{\frac{\{y\}' \cdot \{y\} - [\hat{\beta}]' ([\mu]' \cdot \{y\})}{n - p}} \quad (E4-3)$$

-SSR = Karelerin regresyon toplamı

$$SSR = [\hat{\beta}]' \cdot [\mu]' \cdot \{y\} - \frac{\left(\sum_{i=1}^n y_i \right)^2}{n} \quad (E4-4)$$

-MSR = Karelerin regresyon ortalaması

$$= SSR/k \quad (E4-5)$$

-SSY = Kareler toplamının toplamı (yekunu)

$$= SSE + SSR \quad (E4-6)$$

$-R^2$ = Çoklu ilişki katsayısı

$$= \frac{SSR}{SYY} = 1 - \frac{SSE}{SYY} \quad (E4-7)$$

E4.2. Yük katsayılarının tespit edilmesi

Bir strain gage köprüsünün monte edildiği bir panel üzerinde yükler (kayma kuvveti, eğilme momenti ve yunuslama momenti gibi) ile strain gage köprüsünün çıktısı olan μ arasındaki ilişki en basit hali ile lineer bir eşitlik olarak ifade edilebilir:

$$\mu_i = \alpha_{i1} V + \alpha_{i2} M + \alpha_{i3} T \quad (E4-8)$$

Eğer her köprünün çıktısı diğer köprülerin çıktıları ile lineer değilse, o takdirde köprü çıktıları ile üç yük parametresi olan kayma, eğilme momenti ve yunuslama momenti arasında aşağıdaki ilişki kurulabilir:

$$\begin{Bmatrix} \hat{V} \\ \hat{M} \\ \hat{T} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{13} & \dots & \beta_{1j} \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \beta_{23} & \dots & \beta_{2j} \\ \beta_{31} & \beta_{32} & \beta_{33} & \dots & \beta_{3j} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \mu_3 \\ \vdots \\ \mu_j \end{Bmatrix} \quad (E4-9)$$

Eğer bu katsayılar elde edilebilirse, o takdirde (E4-9) denklemi uçtaki yükleri ve strain gage cevaplarını hesaplamak için kullanılabilir. Kayma kuvveti için denklemdeki $\beta_{11} \dots \beta_{1j}$ katsayıları;

$$\hat{V} = [\beta_{11} \ \beta_{12} \ \beta_{13} \ \dots \beta_{1j}] * \begin{Bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \mu_3 \\ \vdots \\ \mu_j \end{Bmatrix} \quad (\text{E4-10a})$$

veya bunun transpozesi;

$$\hat{V} = [\mu_1 \ \mu_2 \ \mu_3 \ \dots \mu_{1j}] * \begin{Bmatrix} \beta_{11} \\ \beta_{12} \\ \beta_{13} \\ \vdots \\ \beta_{1j} \end{Bmatrix} \quad (\text{E4-10b})$$

olup, eğer yapıya uygulanan belli sayıdaki bilinen yüklerin V_1 den V_j ye kadar olan kayma kuvveti değerleri biliniyorsa hesaplanabilir. (E4-8) denkleminin yapısına dikkat edilirse bu yüklerin hem kanat açıklığı hem de veter üzerinde farklı noktalardan uygulanması gerektiği anlaşılır. Eğer uygulanan yük sayısı, j adet olan köprü devresi sayısı ile aynı ise, bu yükler ve köprü çıktıları için şu eşitlik yazılabilir:

$$\begin{Bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ \vdots \\ \vdots \\ V_j \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu_{11} & \mu_{12} & \mu_{13} & \dots & \mu_{1j} \\ \mu_{21} & \mu_{22} & \mu_{23} & \dots & \mu_{2j} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \mu_{j1} & \mu_{j2} & \mu_{j3} & \dots & \mu_{jj} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \beta_{11} \\ \beta_{12} \\ \beta_{13} \\ \vdots \\ \beta_{1j} \end{Bmatrix} \quad (\text{E4-11a})$$

veya

$$\{V\} = [\mu] \{\beta\} \quad (\text{E4-11b})$$

$\{\beta\}$ katsayıları eşzamanlı denklemlerin çözümlerinden elde edilebilir. Eşzamanlı denklemlerin çözümlerinden kasıt matriksin ters çevrimi (matrix inversion) ile elde edilen çözüm olup, bu katsayılar şu şekilde ifade edilebilir:

$$\{\beta\} = [\mu]^{-1} \{V\} \quad (E4-12)$$

Genel olarak (E4-11) denklemindeki ihtiyaç duyulan köprü sayısı önceden bilinemez, ve bu nedenle de kalibre yüklerinin kesin sayısı önceden belirtilemez. Eğer j adet köprü mevcut ise, sayısı j den büyük olan ($n > j$) n adet kalibrasyon yükü uygulanabilir ve $\beta_{11} \dots \beta_{1j}$ yük katsayılarının değerleri en küçük kareler (least-square) yöntemi ile elde edilebilir. Bu çözüm/sonuç en küçük kareler için normal denklemlerin hesaplanması ve sonucundaki eşzamanlı karmaşık çözümlerin bulunması ile elde edilebilir. Bu işlemler bir seri matriks işlemleri yapılarak sonuca ulaştırılabilir. Uygulanan n sayısındaki her yük için j köprüsünün μ_{nj} cevabı ile bu $V_1 \dots V_n$ yüklerinin kayma kuvveti değerleri arasında şu ilişki kurulabilir:

$$\begin{Bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ \vdots \\ V_n \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mu_{11} & \mu_{21} & \mu_{31} & \dots & \mu_{1j} \\ \mu_{21} & \mu_{22} & \mu_{23} & \dots & \mu_{2j} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \mu_{n1} & \mu_{n2} & \mu_{n3} & \dots & \mu_{nj} \end{Bmatrix} * \begin{Bmatrix} \beta_{11} \\ \beta_{12} \\ \beta_{13} \\ \vdots \\ \beta_{1j} \end{Bmatrix} \quad (E4-13a)$$

veya

$$\{V_n\} = \|\mu_{nj}\| \{\beta_{1j}\} \quad (E4-13b)$$

(E4-13b) denkleminin her iki tarafını da köprü cevapları matriksinin transpozesi ile çarparsak “en küçük kareler normal denklemi”ni elde ederiz:

$$\left\{ \|\mu_{nj}\|^T \{V_n\} \right\} = \left[\|\mu_{nj}\|^T \|\mu_{nj}\| \right] \{\beta_{1j}\} \quad (E4-14)$$

ve buradan j adet eşzamanlı denklemin çözümü yapılarak yük katsayıları $\{\beta_{1j}\}$ nın değerleri elde edilebilir, veya;

$$\{\beta_{1j}\} = \left[\|\mu_{nj}\|^T \|\mu_{nj}\| \right]^{-1} \left\{ \|\mu_{nj}\|^T \{V_n\} \right\} \quad (E4-15)$$

n adet yükleme noktasına V_n kayma değerine sahip n adet yük uygulandığında, eğilme ve yunuslama momentinin n değerleri sabitlenmiştir. (E4-11) ile (E4-15) arasında

verilen denklemler ile açıklanan yöntem, (E4-9) denklemindeki $\{\beta_{2j}\}$ ve $\{\beta_{3j}\}$ değerlerini elde etmede de kullanılabilir. Bu durumda eğilme ve yunuslama momentlerinin değerlendirilmesi gerekmektedir.

(E4-15) denkleminin (E4-14) denkleminin en küçük kareler çözümünün var olabilmesi için gerekli şart, normal denklemlerin matrislerinin determinantlarının sıfırdan büyük olmasıdır.

$$\left[\|\mu_{nj}\|^T \|\mu_{nj}\| \right] > 0 \quad (\text{E4-16})$$

Bu ihtiyaç, benzer cevap karakteristiğine sahip köprülerin bir arada kullanılmaması gerektiğini ifade etmektedir.

E4.3. Standart hatanın hesaplanması

Kayma kuvvetinin hesaplanmış değeri ile uygulanan değeri arasındaki fark *artık* (residual) olarak isimlendirilir ve ε_v ile gösterilir.

$$\{\varepsilon_v\} = \{\hat{V}\} - \{V\} \quad (\text{E4-17})$$

Kayma değerlerinin tahminlerinin standart hatası $SE(V)$, (E4-10) denklemi ile hesaplanabilir. Bu değer tahminin çevresinde bir standart deviasyon olarak ifade edilir. Eğer tahminin çevresindeki muhtemel hataların normal dağılımda olduğu kabul edilirse, yaklaşık hataların % 84 ünün bu bant aralığında kaldığı görülecektir.

$$SE(V) = \sqrt{\frac{\sum \varepsilon_v^2}{n - p}} = \sigma \quad (\text{E4-18})$$

burada,

- n = uygulanan yük sayısını,
- p = kalibrasyon denklemindeki katsayıların sayısını,
- $\sum \varepsilon_v^2$ = artıkların karelerinin toplamını göstermektedir.
- Artıkların karelerinin toplamı:

$$\sum \varepsilon_v^2 = \sum (V_n)^2 - \left\{ \|\mu_{nj}\|^T \{V_n\} \right\} \quad (\text{E4-19})$$

Kalibrasyon katsayılarının herhangi birinin standart hatası, matrisin ana diyagonalı için tahminlerin standart hatalarından elde edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} m_{11} & m_{21} & \dots & m_{1j} \\ m_{21} & m_{22} & \dots & m_{2j} \\ \cdot & \cdot & \dots & \cdot \\ \cdot & \cdot & \dots & \cdot \\ m_{j1} & m_{j1} & \dots & m_{jj} \end{bmatrix} = \left[\left\| \mu_{nj} \right\|^T \left\| \mu_{nj} \right\| \right]^{-1} \quad (\text{E4-20})$$

burada denklemin sağ tarafındaki matriks en küçük kareler normal denkleminin çözümü olarak görünmektedir.

$\beta_{11}, \beta_{12}, \dots, \beta_{1j}$ lerin standart hatalarının ilişkisi,

$$\begin{Bmatrix} SE(\beta_{11}) \\ SE(\beta_{12}) \\ \cdot \\ \cdot \\ SE(\beta_{1j}) \end{Bmatrix} = SE(V) \begin{Bmatrix} \sqrt{m_{11}} \\ \sqrt{m_{12}} \\ \cdot \\ \cdot \\ \sqrt{m_{jj}} \end{Bmatrix} \quad (\text{E4-21})$$

olup, benzer ilişkiler eğilme ve yunuslama momentleri katsayılarına ait yük denklemlerinin standart hataları için de uygulanabilir.

Katsayılar ve standart hatalar hesaplandığında, kalibrasyon denklemleri birbirinin yedeği gibi davranan (redundancy) veya konu ile ilişkisi olmayan yada çok az olan köprülerin varlığı yönünden bir kontrol yapılması mümkündür. Konu ile ilgisi olmayan bir köprünün β yük katsayısı, diğer köprülerin katsayıları ile ve standart hata ile kıyaslandığında genellikle küçüktür. Birbirinin yedeği gibi davranan köprülerin varlığı halinde ise, tahminlerin standart hatası ile kıyaslandığında $m_{11}, \dots, m_{jj}$ değerleri oldukça büyüktür.

E4.4. Regresyon denklemlerinde herbir regresyon katsayısının öneminin hesaplanması

Regresyon modelinde her bağımsız değişkenin değerinin hesaplanabilmesi için, regresyon katsayılarının herbirinin öneminin test edilmesi uygun bir yöntemdir. Model, mevcut katsayılardan bir veya birden fazlasının çıkarılması yada ilave değişkenlerin dikkate alınması ile çok daha etkili hale gelebilir.

Herbir regresyon katsayısının öneminin testi hipotezi, β_j için;

$$\begin{aligned} H_0 : \beta_j &= 0 \\ H_1 : \beta_j &\neq 0 \end{aligned} \quad (E4-22)$$

Eğer $H_0 : \beta_j = 0$ reddedilmezse, o zaman x_j 'in modelden çıkarılabileceğini gösterir. Bu varsayım için test istatistiği;

$$t_0 = \frac{\hat{\beta}_j}{\sqrt{\hat{\sigma}^2 * m_{jj}}} \quad (E4-23)$$

olup, burada m_{jj} , β_j e bağlı olan $([\mu]^t [\mu])^{-1}$ in diyagonal elementidir. Eğer $|t_0| > t_{\alpha/2, n-k-1}$ ise hükümsüz olan $H_0 : \beta_j = 0$ varsayımı reddedilir. Bu gerçekten marjinal veya kısmi testtir, çünkü β_j regresyon katsayısı tüm diğer regresyon değişkenleri x_i ($i \neq j$) ne bağlıdır.

E4.5. Tahmin edilen değerlerin % 95 uyum aralığı

Regresyon modeli strain gage çıktıları veya bağımsız değişkenlerin özel değerlerine bağlı olarak gelecekteki yük parametrelerinin tahmin edilmesinde kullanılacağı için, daha sonraki tahminlerde % 95 uyum tahmin aralığının bulunması arzu edilir.

Farzedelim ki $x_{01}, x_{02}, \dots, x_{0k}$ gelecekte elde edilecek strain ölçümlerinin değerleri ve $\{x_0\} = [1^t, x_{01}, x_{02}, \dots, x_{0k}]^t$ olsun, o zaman $x_{01}, x_{02}, \dots, x_{0k}$ noktası için gelecekte gözlenecek nokta tahmini y_0

$$\hat{y}_0 = \{x_0\} [\hat{\beta}] \quad (E4-24)$$

olacaktır.

Gelecekte gözlenecek olan değerlerde $100(1-\alpha)$ yüzdesindeki tahmin aralığı için şu denklem yazılabilir:

$$\begin{aligned} \hat{y}_0 - t_{(\alpha/2, n-p)} * \sqrt{\sigma^2 * \left(1 + \{x_0\}^t \cdot ([\mu]^t [\mu])^{-1} \cdot \{x_0\}\right)} \\ \leq y_0 \leq \hat{y}_0 + t_{(\alpha/2, n-p)} * \sqrt{\sigma^2 * \left(1 + \{x_0\}^t \cdot ([\mu]^t [\mu])^{-1} \cdot \{x_0\}\right)} \end{aligned} \quad (E4-25)$$