

**TAKVİYELİ BİR UÇAK GÖVDE PLAKASININ VE YAPISAL TEST
ADETLERİNİN GÜVENİLİRLİK-TABANLI OPTİMİZASYONU**

RABİA ÇİĞDEM USTA

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAYIS 2013

ANKARA

Fen Bilimleri Enstitü onayı

Prof. Dr. Ünver Kaynak

Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

Prof. Dr. Ünver Kaynak

Anabilim Dalı Başkanı

Rabia Çiğdem USTA tarafından hazırlanan TAKVİYELİ BİR UÇAK GÖVDE PLAKASININ VE YAPISAL TEST ADETLERİNİN GÜVENİLİRLİK-TABANLI OPTİMİZASYONU adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Erdem ACAR

Tez Danışmanı

Tez Jüri Üyeleri

Başkan : Yrd. Doç. Dr. İstemi Barış ÖZSOY _____

Üye : Doç. Dr. Erdem ACAR _____

Üye : Yrd. Doç. Dr. Gültekin KUYZU _____

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Rabia Çiğdem USTA

Üniversitesi : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Enstitüsü : Fen Bilimleri
Anabilim Dalı : Makine Mühendisliği
Tez Danışmanı : Doç. Dr. Erdem ACAR
Tez Türü ve Tarihi : Yüksek Lisans – Mayıs 2013

Rabia Çiğdem USTA

**TAKVİYELİ BİR UÇAK GÖVDE PLAKASININ VE YAPISAL TEST
ADETLERİNİN GÜVENİLİRLİK-TABANLI OPTİMİZASYONU
ÖZET**

Uçak yapısal güvenilirliği tasarım esnasında ve tasarım sonrasında alınan tedbirlerin belirsizlikleri azaltılması sayesinde artırılabilir. Tasarım esnasında alınan tedbirler; emniyet faktörü (*safety factor*) ve müsaade edilebilir malzeme özellikleri kullanımı ile yapısal testleri içerir. Kalite kontrol, muayene, sağlık denetimi, durum takibi, bakım gibi tedbirler ise tasarım sonrası uygulanan belirsizlik azaltma tedbirlerine örnektir. Bu çalışmada uygulama problemi olarak tipik bir yolcu uçağı gövdesindeki takviyeli bir panelin kırılmaya karşı tasarımı ele alınmış; panelin ve belirsizlik azaltma tedbirlerinden olan yapısal test adetlerinin eşzamanlı güvenilirlik tabanlı optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Optimizasyonda tasarım değişkenleri olarak kupon ve eleman testi adetleri ile mukavemet indirgeme faktörü, amaç fonksiyonu olarak ömür devri maliyeti kullanılmış ve panelin sertifikasyon testini geçme olasılığı kısıt olarak kullanılmıştır. Sertifikasyon testinin modellenmesinde "iki bölmede çatlak" durumu ele alınmıştır ve panelin bu testi geçme olasılığı Monte Carlo simülasyonu yöntemiyle hesaplanmıştır. Sertifikasyon testini geçme olasılığının hesabında kırılma tokluğu tahminindeki belirsizlikler, sınırlı sayıda kupon ve eleman testleri yapılmasından kaynaklanan hatalar, yükleme ve geometrideki belirsizlikler modellenmiştir. Eleman testlerinin güvenilirlik üzerine etkisi Bayes güncellemesi ile hesaba katılmıştır. Optimizasyonda kullanılmak üzere yapısal ağırlık ve güvenilirlik indisi için yanıt yüzeyler oluşturulmuştur. Birim ağırlık maliyetinin optimizasyon sonuçlarına etkileri de incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar doğrultusunda; eleman testlerinin kupon testlerinden daha etkin olduğu görülmüş, eleman testi adeti arttıkça belirsizliklerinin azaldığı böylece de güvenilirliğin arttığı gözlenmiştir. Optimum eleman testi adetinin birim ağırlık maliyetine karşı olan duyarlılığının optimum kupon testi adetine göre daha fazla olduğu görülmüştür. Birim ağırlık maliyeti arttıkça, tasarımcı daha yüksek mukavemet indirgeme faktörü kullanmak istemekte, dolayısıyla optimum eleman testi adeti de artmaktadır. Son olarak, birim ağırlık maliyet değeri arttıkça optimizasyon ile elde edilen maliyet kazancının da artmakta olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Bayes güncellemesi, Belirsizlik altında tasarım, Güvenilirlik tabanlı tasarım, Kırılma, Monte Carlo Simülasyonu, Olasılıksal yöntemler, Optimizasyon, Yapısal testler.

University : TOBB Economics and Technology University
Institute : Institute of Natural and Applied Sciences
Science Programme : Mechanical Engineering
Supervisor : Associate Professor Erdem ACAR
Degree Awarded and Date : M.Sc. – May 2013

Rabia Çiğdem USTA

**RELIABILITY BASED OPTIMIZATION OF A STIFFENED AIRCRAFT
FUSELAGE PANEL AND THE NUMBER OF STRUCTURAL TESTS**

ABSTRACT

Aircraft structural reliability can be improved by design and post-design safety measures that reduce uncertainty. The design uncertainty reduction measures include the use of safety factor, the allowable material properties and structural testing. Quality control, inspection, health inspection, condition monitoring, maintenance measures are the examples of uncertainty reduction measures implemented after the design process. In this study, design of a stiffened fuselage panel of a typical passenger aircraft against fracture is considered as an application problem, and simultaneous optimization of the panel and the number of structural tests, which is an example of uncertainty reduction measures, is performed. The number of coupon and element test along with company knockdown factors are used as design variables. The objective function is taken as the life cycle cost and probability of passing certification test is used as a constraint. Certification test evaluates the capability of the panel to sustain a two bay skin crack with broken central stiffener and the probability of passing this test is calculated by Monte Carlo Simulation. Uncertainty in the fracture toughness prediction, variability due to the finite number of coupon tests, and uncertainties in geometry, loading conditions and optimization for minimum cost are investigated. The effect of element test on the reliability is calculated with Bayesian updating. Response surfaces for the reliability index and structural weight are created to be used in optimization. The effect of weight penalty on the optimization results is investigated. It is found that the number of coupon tests is only marginally sensitive to the weight penalty parameter, while the number of the element test is strongly dependent on it. When the weight penalty parameter increases, each pound of structural weight becomes more valuable, the designer tend to increase the additional knockdown factors to save weight and the number of element tests increases to compensate for the increased knockdown factor. Lastly, the cost saving increases as weight penalty parameter increases, as expected.

Key words: Bayesian Updating, Design under uncertainty, Reliability based design, Fracture, Monte Carlo Simulation, Probabilistic Methods, Optimization and Structural Test.

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim boyunca desteğini ve ilgisini eksik etmeyen, anlayışı, sabrı ve yol göstericiliği ile derin bilgi birikiminden yararlandığım, örnek aldığım tez danışmanım olan değerli hocam Doç. Dr. Erdem ACAR'a teşekkür ederim. Tezimi değerlendiren, bu çalışmaya katkıda bulan jüri üyeleri Sayın Yrd. Doç. Dr. İstemi Barış ÖZSOY'a, Yrd. Doç. Dr. Gültekin KUYZU'ya teşekkür ederim.

“Uçak yapılarının ve yapısal test adetlerinin olasılıksal yöntemler kullanılarak eş zamanlı optimizasyonu” başlıklı MAG-109M537 no'lu TÜBİTAK projesinin bir parçası olan bu çalışmaya maddi destek veren TÜBİTAK'a teşekkürü bir borç bilirim. Çalışmam boyunca yanımda olan ve yardımlarını esirgemeyen İbrahim YILMAZ'a, Ece AYLI'ya ve tüm asistan arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Sevgili annem Tülay USTA, babam Salih USTA, kardeşlerim Yasemin OKATAN ve Merve USTA'ya tüm eğitim hayatım boyunca yanımda oldukları, bana sonsuz destek verdikleri, hep güvendikleri ve cesaretlendirdikleri, sevgilerini her daim hissettirdikleri için teşekkür ediyorum ve bu tezi USTA ailesine adıyorum.

Rabia Çiğdem USTA

İÇİNDEKİLER

TEZ BİLDİRİMİ.....	iii
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	xi
KISALTMALAR	xiii
SEMBOL LİSTESİ.....	xiv
1. GİRİŞ	1
1.1. Motivasyon.....	1
1.2. İçerik.....	2
2. LİTERATÜR TARAMASI.....	4
2.1 Yapısal Güvenilirlik	4
2.2. Yapısal Güvenilirlik Tedbirleri	8
2.2.1 Belirsizliklere Karşı Koruma Amaçlı Alınan Tedbirler.....	8
2.2.2. Belirsizlikleri Azaltma Amaçlı Emniyet Tedbirleri.....	9
2.3. Yapısal Testlerin Uçak Yapılarının Güvenilirliği Üzerine Etkisi	11
2.4. Uçak Yapılarındaki Ağırlık ve Maliyet Optimizasyonu Üzerine Yapılan Çalışmalar	15
2.5. Literatürdeki Boşluk.....	19
3. GÜVENİLİRLİK ANALİZİ YÖNTEMLERİ	22
3.1. Kısmi Olasılıksal Yöntemler	22
3.2. Olasılıksal Yöntemler.....	22
3.3. Analitik Yöntemler.....	25
3.3.1. MV-FOSM Yöntemi	26
3.3.2. Birinci Dereceden Güvenilirlik Yöntemi (FORM).....	27
3.4. Benzetim Yöntemleri	30
3.4.1. Geleneksel Monte Carlo Simülasyonu.....	30

3.4.2.	Basit Monte Carlo Yöntemi	35
3.4.3.	Ayrık Monte Carlo Simülasyonu	35
4.	TAKVİYELİ PANELİN GÜVENİLİRLİK HESABI	38
4.1.	Problemin Tanımı	38
4.2.	Belirsizliklerin Modellenmesi	42
4.2.1.	Hata ve Varyasyon	42
4.2.2.	Kırılma Tokluğu Hatalarının Kupon Testleri ile Belirlenmesi	46
4.2.3.	Yapısal Elemanların Kırılma Tokluğu Tahminindeki Hatalar	48
4.2.4.	Yapısal Sistemin Kırılma Tokluğu Tahminindeki Hatalar	49
4.2.5.	Tasarım Hataları	50
4.2.6.	Konstrüksiyon Hataları	52
4.2.7.	Eleman Testlerine Bağlı Olarak Tasarımın Güncellenmesi	52
4.2.8.	Kırılma Tokluğu Dağılımının Eleman Testi Sonuçlarını Kullanarak Bayes Teoremi İle Güncellenmesi	54
4.2.9.	Varyasyon	58
4.2.10.	Sertifikasyon Testi	59
5.	MİNİMUM MALİYET İÇİN OPTİMİZASYON	64
5.1.	Giriş	64
5.2.	Güvenilirlik Tabanlı Tasarım (Reliability Based Optimization)	64
5.3.	Minimum Maliyet İçin Optimizasyon Probleminin Tanımlanması	67
5.4.	Yapısal Ağırlığın Birim Maliyeti	70
5.5.	Yapısal Ağırlık	70
5.6.	Test Maliyetleri	71
6.	BULGULAR	72
6.1.	Malzeme Kupon Testi Adetinin Sonuçlar Üzerindeki Etkisi	72
6.2.	Eleman Test Adetinin Sonuçlar Üzerindeki Etkisi	73
6.3.	Ek Mukavemet İndirgeme Faktörü	74
6.4.	Takviyeli Panelin Güvenilirliğinin Hızlı Tahmini için Yanıt Yüzey Oluşturulması	75
6.5.	Minimum Maliyet İçin Optimizasyon Probleminin Tanımlanması	80

7. SONUÇLAR VE YORUMLANMASI.....	83
7.1. Sonuçların Yorumlanması	83
7.2. İleriye Yönelik Çalışmalar	85
KAYNAKLAR	87
EK-1 TAKVİYELİ UÇAK PANELİNDE YER DEĞİŞTİRME UYGUNLUK YÖNTEMİ İLE KIRILMA ANALİZİ.....	93
E.1. Bir Takviyeli Panelin Kırılma Analizi	93
E.2. Plakadaki Yer Değişiklikler	94
a) V_1 Yer Değişikliği.....	96
b) V_2 Yer Değişikliği.....	96
c) V_3 Yer Değişikliği.....	97
d) V_4 Yer Değişikliği.....	99
e) Plakadaki Toplam Yer Değişikliği	101
E.3. Takviye Çıtalari ve Pimlerdeki Yer Değişiklikler.....	101
a) Sağ ve Solda Bulunan Hasarsız Takviye Çıtalarındaki Yer Değişiklikler	101
b) Hasara Uğramış Merkezi Takviye Çıtasının Yer Değişikliği	102
c) Pimlerin Yer Değişikliği:	103
E.4. Yer Değişikliği Uygunluğu	103
E.5. Çatlak Ucu Gerilme Şiddeti Faktörü	105
E.6. Parametrik Çalışma	106
E.6.1. Plaka Kalınlığının Geometri Faktörü Üzerine Etkisi.....	106
E.6.2. Takviye Çıtası Kesit Alanının Geometri Faktörü Üzerine Etkisi	108
E.6.3. Takviyeli çıtalar arasındaki mesafenin geometri faktörü üzerine etkisi	111
EK-2 YANIT YÜZEY YÖNTEMİ.....	114
ÖZGEÇMİŞ	117

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 4.1. Yapısal tasarım için gerekli olan veriler	41
Çizelge 4.2. Gövde malzemesinin mekanik özellikleri	42
Çizelge 4.3. Belirsizlik Ayrımı	43
Çizelge 4.4. Deterministik parametreler	45
Çizelge 4.5. Bayes güncellemesi için ayrıca oluşturulan MCS döngüsü detayları.	45
Çizelge 4.6. Güvenilirlik hesabı için oluşturulan MCS döngüsü detayları.	46
Çizelge 4.7. Hataların olasılıksal karakteristikleri.	53
Çizelge 4.8. Johnson parametrelerinin ortalama ve standart sapma değerleri.	57
Çizelge 4.9. Varyasyonların olasılıksal karakteristikleri.	58
Çizelge 4.10. MCS döngüsünün aşamaları.	62
Çizelge 5.1. <i>fmincon</i> komutununun parametre anlamları	68
Çizelge 6.1. Malzeme kupon testi adetinin sonuçlar üzerindeki etkisi.	72
Çizelge 6.2. Eleman test adetinin sonuçlar üzerindeki etkisi.	73
Çizelge 6.3. Ek Mukavemet indirgeme faktörünün sonuçlar üzerindeki etkisi.	74
Çizelge 6.4. Yanıt yüzey yöntemi için tasarım değişkenleri ve sınırları.	76
Çizelge 6.5. Oluşturulan yanıt yüzey modellerinin çapraz doğrulama hatası ile doğruluk tespiti.	76
Çizelge 6.6. Farklı birim ağırlık parametresi değerleri kullanılarak tasarım değişkenlerinin en iyileştirme sonuçları.	82

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Takviyeli uçak paneli.	2
Şekil 2.1. Klasik Güvenilirlik Analizi	5
Şekil 2.2. Yapısal güvenilirlik analizinde izlenen adımlar	6
Şekil 2.3. 28 Nisan 1988 'de Boeing 737-200 ile yaşanan kaza	7
Şekil 2.4. k_A ve k_B tolerans katsayılarının kupon testi adetine göre değişimi	10
Şekil 2.5. Üç aşamalı yapısal test piramidi	11
Şekil 2.6. Değişik amaç fonksiyonları için elde edilen toplam minimum maliyet (DOC) tasarruf miktarları	16
Şekil 2.7. Kaufmann'ın çalışmasında kullanılan optimizasyon döngüsü	17
Şekil 2.8. Panel ve takviye elemanındaki değişkenler	18
Şekil 2.9. İki-bölmede çatlak (two-bay crack)	21
Şekil 3.1. S ve L'nin olasılıksal yoğunluk dağılımı	23
Şekil 3.2. Yükün olasılıksal dağılımının l etrafındaki integrali	24
Şekil 3.3. Mukavemet boyunca integral alınarak yapılan yaklaşım	25
Şekil 3.4. Sınır-durum fonksiyonunun X-uzayından U-uzayına transformasyonu	28
Şekil 3.5. Monte Carlo Simülasyonunu kullanarak sistemin güvenilirlik hesabının yapılması	34
Şekil 3.6. (a) Basit MCS ve (b) ayırık MCS nin şematik açıklaması	37
Şekil 4.1. Sınır yükleme esnasında yapı elemanı üzerindeki oluşabilecek hasar	39
Şekil 4.2. Swift tarafından tasarlanan takviyeli panelin boyutları	41
Şekil 4.3. Çevresel gerilmeler altındaki merkezi çatlaklı uçak gövdesi takviyeli paneli	51
Şekil 4.4. Kırılma tokluğundaki hata ve varyasyon	55
Şekil 4.5. MCS yöntemi akış şeması	61
Şekil 5.1. İki değişkenli problemin Monte Carlo Simülasyonu	66
Şekil 6.1. Panel kütlelerinin n_e ve k_f ile değişimi ($n_e=50$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)	77
Şekil 6.2. Panel kütlelerinin n_c ve k_f ile değişimi ($n_e =3$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)	78
Şekil 6.3. Panel kütlelerinin n_c ve n_e ile değişimi ($k_f =0.95$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)	78
Şekil 6.4. Güvenilirlik indisinin n_e ve k_f ile değişimi ($n_c =50$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)	79
Şekil 6.5. Güvenilirlik indisinin n_c ve k_f ile değişimi ($n_e=3$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)	79
Şekil 6.6. Güvenilirlik indisinin n_e ve n_c ile değişimi ($k_f=0.95$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)	80
Şekil E. 1. İki-bölmede çatlak (two-bay crack)	94
Şekil E. 2. Takviyeli panel gerilme dağılımı	94

Şekil E. 3. Takviyeli paneldeki yer değiştirmelerin dört farklı durumun süper pozisyonu ile hesabı	95
Şekil E. 4. Kuvvetlerin uygulandığı konumlar ve çatlak uzunluğuna bağlı gerilme dağılımı	100
Şekil E. 5. Çatlak yüzeyine etkiyen toplam kuvvet	101
Şekil E. 6. Perçin kuvvetleri	106
Şekil E. 7. Plaka kalınlığının geometrik faktör üzerine etkisi	108
Şekil E. 8. Takviye çıtası kesit alanının geometrik faktör üzerine etkisi	110
Şekil E. 9. Takviye çıtaları arası mesafenin geometrik faktör üzerine etkisi	113

KISALTMALAR

Kisaltmalar	Açıklama
ABD	Amerika Birleşik Devletleri
DOC	Direct operating cost
FAA	Federal aviation administration
FAR	Federal aviation regulations
FORM	First order reliability method
KOHK	Karekök ortalama hata karesi
MCS	Monte Carlo simülasyonu
MFC	Manufacturing cost
MMH	Maksimum mutlak hata
MV-FOSM	Mean value first order second moment
OMH	Ortalama mutlak hata
PDF	Probability density function
RS	Response surface
SORM	Second order reliability method
STGO	Sertifikasyon testini geçme olasılığı

SEMBOL LİSTESİ

Sembol	Açıklama
A_s	Takviye çıtası kesit alanı
b	Panel uzunluğu
b_e	Hata sınırı
C_0	Harici harcamalar
C_c	Kupon testi maliyeti
C_e	Eleman testi maliyeti
C_{man}	Üretim maliyeti
c_r	Tasarım güncellemesi doğrulama faktörü
C_{test}	Yapısal testlerin maliyeti
d	Perçin çapı
E	Elastisite modülü
e_A	Takviye çıtası kesit alanındaki hata
e_{ef}	Hasar kriterinin hata miktarı (eleman testi seviyesinde)
e_f	Tüm yapının hasar tahminindeki hata
e_g	Geometrik parametredeki hata
e_K	Kırılma tokluğu hesabındaki hata
e_p	Yük hesabındaki hata
e_r	Gövde yarıçapındaki hata
e_t	Panel kalınlığındaki hata
e_w	Panel genişliğindeki hata
e_σ	Gerilme hesabındaki hata
$f_x(x)$	Birleşik olasılık yoğunluk fonksiyonu
$g(X)$	Sınır durum fonksiyonu
h	Panel genişliği
$I[]$	Gösterge fonksiyonu
k	Tolerans katsayısı
K	Gerilme şiddeti faktörü
k_A	A-tabanlı tolerans katsayısı
k_B	B-tabanlı değer için normal dağılım tolerans katsayısı
k_d	Mukavemet indirgeme faktörü (Kupon testi seviyesinde)
k_f	Ek mukavemet indirgeme faktörü
K_{IC}	Kırılma Tokluğu
KIC_a	Tüm yapının müsaade edilebilir kırılma tokluğu değeri (B-tabanlı)
KIC_c	Kırılma Tokluğu (Kupon testi seviyesinde)
KIC_{ca}	Kupon testi için müsaade edilebilir kırılma tokluğu değeri (B-tabanlı)
KIC_e	Yapısal elemanın kırılma tokluğu
KIC_{ea}	Eleman testi için müsaade edilebilir kırılma tokluğu değeri (B-tabanlı)
$(KIC_e)^{test}$	Kırılma tokluğu (eleman testi seviyesinde)
$(KIC_e)^{upd}$	Güncellenmiş kırılma tokluğu (eleman testi seviyesinde)
L	Yük
lb	Alt sınır

M	Güvenilirlik marjini
μ	Ortalama değer
μ_L	Yüklemenin ortalama değeri
μ_S	Mukavemetin ortalama değeri
N	Örnekleme sayısı
N_a	Filodaki toplam uçak sayısı
n_c	Kupon testi adeti
n_e	Eleman testi adeti
N_{elem}	Test edilen farklı yapısal eleman tipleri
N_f	Simülasyon sayısı
N_{mat}	Test edilen farklı malzeme miktarı
N_s	Takviye elemanı sayısı
p	Birim ağırlık maliyeti
P	Panel üzerindeki yükleme
p_0	Ağırlık penaltı parametresi
P_{calc}	Hesaplanan yükleme
P_d	Tasarım yüklemesi
P_f	Hasar ihtimali
R	Sistemin güvenilirliği
r	Gövde yarıçapı
r_K	Düzeltilme faktörü (B-tabanlı değer için)
s	Standart sapma değeri
S	Mukavemet
S_F	Yük için emniyet faktörü ($S_F=1.5$)
t_p	Panel kalınlığı
ub	Üst sınır
v_r	Gövde yarıçapındaki varyasyon
v_t	Kalınlığın varyasyonu
v_w	Genişliğin varyasyonu
w	Panelin genişliği
W	Toplam maliyet kazancı
W_p	Panel ağırlığı
\bar{X}	Örneklemenin ortalama değeri
X	Rastsal değişken
X_0	Başlangıç değeri
X_1	Rastgele değişken
X_2	Rastgele değişken
Y	Geometri faktörü
β	Güvenilirlik indisi
β_n	Sabit katsayı
ε	DeneySEL hata
ρ	Yoğunluk
σ	Standart sapma
σ_L	Yüklemenin standart sapması
σ_S	Mukavemetin standart sapması
ν	Poisson oranı
Φ	Olasılık dağılım fonksiyonu

<i>built-av</i>	Ortalama üretilmiş değer
<i>calc</i>	Hesaplanmış (tahmin edilmiş) değer
<i>design</i>	Tasarım değeri
<i>nom</i>	Tasarım değişkenlerinin nominal değerleri
<i>true</i>	Gerçek değer (hatasız)
<i>updated</i>	Güncellenmiş değer

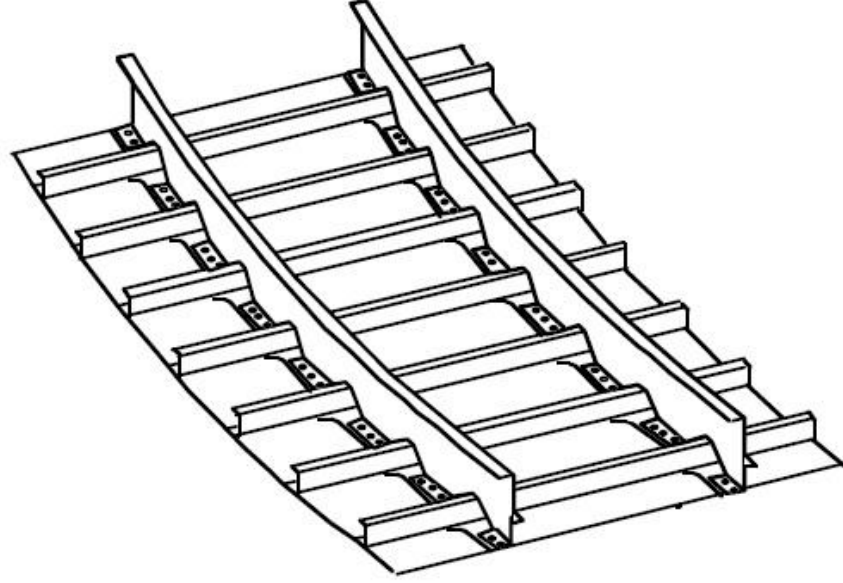
1. GİRİŞ

1.1. Motivasyon

Uçak yapılarının tasarımı; uçuş koşulları, malzeme özellikleri ve yapıların geometrilerindeki belirsizlikler göz önüne alınarak yapılmalıdır. Uçak yapılarının güvenliği; yapıların bahsedilen bu belirsizlikler altında tasarlanması ve belirsizlikleri azaltmak için atılan adımlarla sağlanmaktadır. Uçak yapılarının, belirsizlik altında kendilerinden beklenen performansı yerine getirebilmesini garanti etmek için, bir takım emniyet tedbirleri uygulanır. Örneğin; malzeme özellikleri için müsaade edilebilir değerler kullanılarak malzeme özelliklerindeki çeşitliliğe karşı koruma sağlanabilir. Aynı şekilde, yükleme için emniyet faktörleri kullanılarak uçuş yüklerindeki belirsizliklere karşı koruma sağlanabilir. Bahsedilen bu emniyet tedbirlerine ek olarak belirsizlikleri azaltma yönünde de adımlar atılır; çünkü eğer belirsizlikler oldukları gibi kabul edilirse (yani azaltılmazlarsa), yapıların emniyetini yüksek seviyede tutmak için gereğinden kalın ve ağır tasarımlar yapılabilir. Belirsizlikleri azaltmak için uygulanan yöntemlere örnek olarak; yapısal testler (kupon testleri, eleman testleri, parça testleri, sertifikasyon testleri, vb.), kalite kontrolü, muayene, sağlık kontrolü, bakım/onarım aktiviteleri verilebilir. Bu çalışmada, yapısal testler üzerine özellikle de kupon testleri ve eleman testleri üzerine yoğunlaşılacaktır.

Belirsizlikleri azaltmak için atılan adımlar güvenilirliği artırmakta, ancak bununla beraber tasarımın maliyetini artırmaktadır. Örneğin, yapısal testler oldukça pahalı testler oldukları için hangi testlerden kaç adet yapılması gerektiği belirlenmelidir. Yapısal testlerin maliyetini azaltmak için, uygulanacak olan kupon test adeti ve eleman test adeti geçmişte yapılmış olan başarılı çalışmalar göz önüne alınarak belirlenebilir. Bu konular ile ilgili literatürde çok fazla çalışma bulunmadığından, yeni bir uçak tasarımı yapılırken, tasarımcılar ilk olarak pahalı testlerin daha az, ucuz olan eleman testlerinin ise daha fazla miktarda yapılmasını tercih edebilirler. Fakat bu durum yapının emniyeti üzerindeki etkisi dikkatli bir şekilde incelenmelidir, bu da ancak olasılıksal yöntemler kullanılarak yapılabilir. Bu çalışmada takviye elemanı

kullanılarak desteklenmiş bir uçak gövde panelinin geometrik özelliklerinin ve yapılması gereken yapısal test adetlerinin minimum ömür devri maliyeti için güvenilirlik tabanlı eşzamanlı optimizasyonu yapılmıştır. Şekil 1.1'de bir örnek takviyeli uçak gövde panelinin görünümü yer almaktadır.



Şekil 1.1. Takviyeli uçak paneli. [1]

1.2. İçerik

Bu tez çalışmasında takviyeli bir uçak gövde panelinin Monte Carlo simülasyonu (MCS), Bayes güncellemesi ve yanıt yüzey yöntemi kullanımına dayalı güvenilirlik tabanlı optimizasyonu gerçekleştirilmiştir.

Tezin ikinci bölümünde bu çalışmaya benzer yapılan önceki çalışmalar incelenmiş, literatür araştırması yapılmıştır. Yapısal güvenilirlik, yapıyı belirsizliklere karşı korumak ve belirsizlikleri azaltmak için alınan tedbirler, yapısal testlerin uçak yapılarının güvenilirliği üzerine etkileri incelenmiştir.

Bölüm 3'te uçak yapılarının güvenilirlik analizleri üzerinde durulmuştur. Kısmi olasılıksal yöntemler, birinci ve ikinci dereceden güvenilirlik yöntemleri ve Monte Carlo simülasyonu anlatılmış ve MCS yönteminin bu çalışmaya uygulanması açıklanmıştır.

Tezin dördüncü bölümünde tez çalışmasında kullanılan problemin tanımı yapılarak bilgi verilmiş, tasarımdaki belirsizlikler nelerdir tanımlanarak modellenmiş, sistemdeki hata ve varyasyonlar üzerinde durulmuş, yapısal testlerin basamakları ayrıntılı şekilde açıklanmıştır.

Bölüm 5'te minimum maliyet için optimizasyon problemi tanımlanmıştır. Bu çalışmadaki optimizasyon probleminin tanımı ve kullanılan kısıtlar, tasarlanan yapının birim maliyetini hesaplamak için kullanılan yöntem ve test maliyetleri hakkındaki bilgiler bu bölümde verilmiştir.

Bölüm 6'da tez çalışması boyunca elde edilen tüm bulgular sunulmuştur. Takviyeli uçak gövde panelinin minimum ömür devri maliyeti için elde edilen panel kalınlığı ve takviye alanı değerleri ile yapılması gereken kupon ve eleman testlerinin adetleri verilmiştir.

Bölüm 7'de tez çalışması sonucunda elde edilen veriler yorumlanmış ve ileriye yönelik yapılabilecek çalışmalar hakkında bilgi verilmiştir.

2. LİTERATÜR TARAMASI

2.1 Yapısal Güvenilirlik

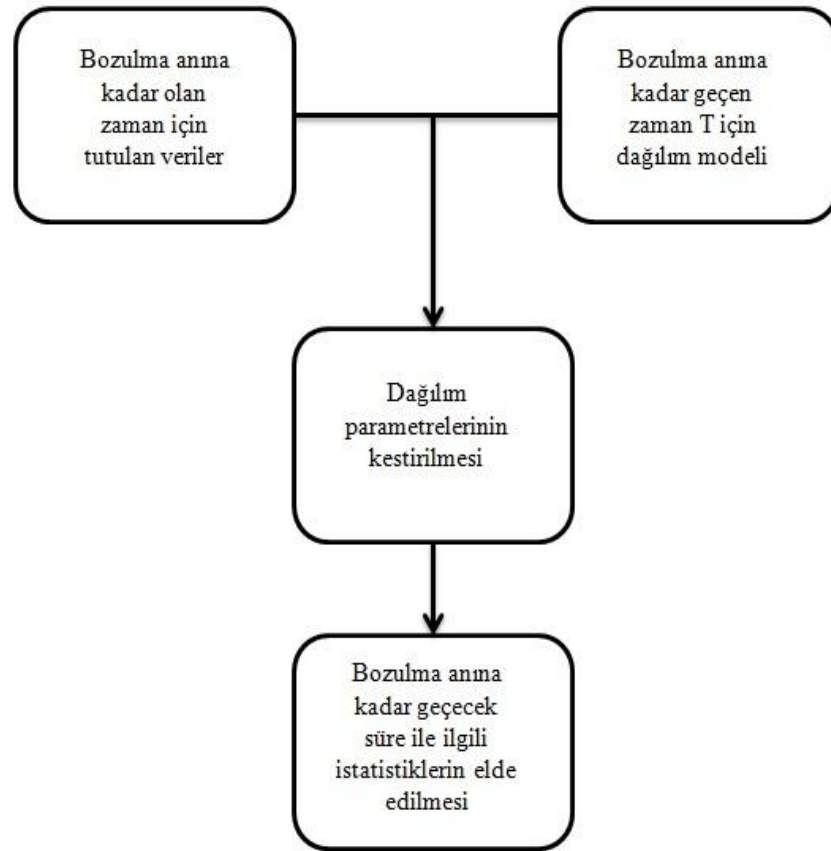
Güvenilirlik, bir sistemin, tasarlanmış çalışma ömrü boyunca, kendisinden beklenen fonksiyonları belirlenen çalışma şartları altında yeterince yerine getirebilme olasılığı olarak tanımlanır [2]. Ortamda tehlikeli bir durum oluştuğunda ve bu duruma karşı korunma önlemleri alınmadığı takdirde; insan, çevre, sistem, malzeme gibi olguların kaybedilme potansiyeli oluşur [3]. Mühendisler sistemleri tasarlarırken, yapının güvenilir ve yüksek koruma altında olmasını ister, bunun için tasarım sırasında güvenilirlik analizlerini yaygın şekilde kullanırlar [4].

Mühendislik yapılarının tasarımı yapılırken, davranışın izin verilen limitler içerisinde kalmasını sağlayacak şekilde boyutları belirlenir. Yapısal güvenilirlik için tasarlanan yapıda belirsizliklerin irdelenmesi gerekmektedir. Belirsizlik, gözlemlenen değer ile beklenen veya tasarımda kabul edilen değerler arasındaki farklılıklardır. Yapısal güvenilirlik analizi, yapıların limit durumlarının aşılma olasılığının kullanım ömrü süresince hesaplanması ile ilgilidir. Bu durumda, limit durumun aşılma olasılığı sayısal olarak hesaplanabilir [5].

Güvenilirlik analizi çalışmaları 1773 yıllarında Pierre- Simon Laplace'ın Laplace dönüşümlerini yapması ile başlamış daha sonra 1880'lerde Andrei Andreevich Markov'un Markov zincirini geliştirmesi ile devam etmiştir. Son 50 ve 60 yıldan günümüze kadar olan süreçte teknolojinin gelişmesi ve yapılan tasarımlardaki emniyet miktarının artırılması yönündeki ihtiyaçlar sonucunda güvenilirlik analizi yöntemleri ileri seviyede gelişmiştir. Şekil 2.1'de yer alan şemada anlatılan klasik güvenilirlik yönteminin gelişmesi için gerçekleşen süreçte geçmişe bakıldığı takdirde, ikinci dünya savaşı esnasında kullanılan ekipman ve sistemlerinin güvenilirlik zafiyetlerinin bulunması ve bu başarısızlıkların güvenilirlik teorisinin elemanlar ve sistemler için geliştirilmesine ön ayak olmuştur. Örnekleyecek olursak, savaş gemileri sadece %60 oranında ihtiyaç duyulduğunda göreve hazır halde bulunuyorlardı, aynı problem V1 ve V2 roketlerinin geliştirilmesinde de

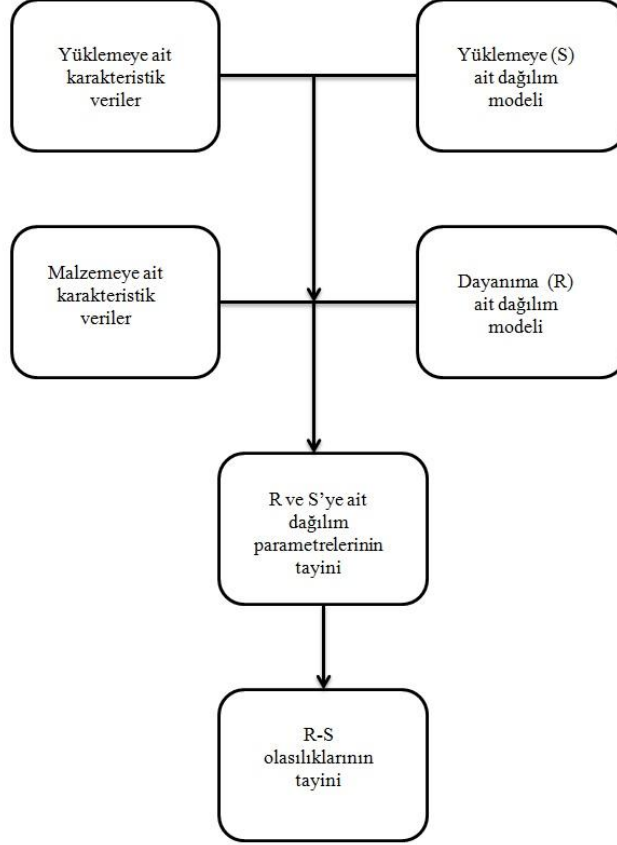
gözlemlenmişti, bu sistemlerin ilk denemelerin büyük bir kısmı başarısızlıkla sonuçlandı [5]. Bu tip olayların sürmesi ile birlikte yapısal güvenilirlik analizinin önemi giderek arttı. Yapısal güvenilirlik analizinde izlenen adımlar Şekil 2.2'de tasvir edilmiştir.

Klasik Güvenilirlik Analizi



Şekil 2.1. Klasik Güvenilirlik Analizi [5]

Yapısal Güvenilirlik Analizi



Şekil 2.2.Yapısal güvenilirlik analizinde izlenen adımlar. [5]

Güvenilirlik analizi, modern teknolojinin gelişmesi ile birlikte ticari ve askeri alanda güvenilir ürünlere ihtiyaç duyulması veya birçok buluş ve araştırma sonucunda gelişimini hızla sürdürmektedir. Uçak tasarımlarında, otomobil sektöründe, iletişim ve elektronik sistemlerde, mühimmat üretiminde güvenilirlik analizi kullanılan ana unsur haline gelmiştir. Geçmişte üretilen birçok analiz yöntemi günümüze kadar gelişimini devam ettirerek halen bu sektörlerde kullanılmaktadır. Bu teoriler; Markov modelleri, Bayes güncellemesi, Monte Carlo Simülasyonu ve optimizasyonu içermektedir. Yapılan tasarımlarda bu analizlerin kullanımı, ürünlerin kullanım süresini, bakımını, yazılım güvenilirliğini, sistem güvenilirliğini belirlemek açısından önem taşımaktadır [6].

28 Nisan 1988 yılında Boeing 737-200 Aloha hava yollarına ait uçak tavan kısmında oluşan çatlak nedeniyle hasara uğramıştır. Düz uçuş esnasında uçağın yan gövde, ana gövde ve tavan kısmında 8 ile 9 metrelik parçalar kopmuştur (Şekil 2.3) [7]. Buna benzer birçok uçak kazasının nedeni; uçak gövdesi ve kanatlarında oluşabilecek çatlaklardır. Dolayısıyla, uçak yapısal tasarımında çatlakların etkisi hesaba katılmalıdır. Örneğin, ABD Federal Havacılık İdaresi (FAA), uçak yapısının işletme ömrü boyunca güvenliğini korumak için, metal yorgunluğu da dikkate alınarak, aynı zamanda korozyona ve çatlağın yayılmasına engel olmak amacıyla uçaklarda temel muayene aralıklarını şart koşmuştur [8].



Şekil 2.3. 28 Nisan 1988 'de Boeing 737-200 ile yaşanan kaza [7].

Son yıllarda sivil ve askeri uçak üreticileri tarafından tasarım aşamasında güvenilirlik yöntemleri kullanmanın önemi giderek artmıştır. Üretici firmalar, tasarımcılardan uçak yapılarının yüksek güvenilirlikte tasarlanmasını talep etmektedirler. Yüksek güvenilirlik elde edebilmek için, uçak yapılarının belirsizlik altında tasarlanması ve belirsizlikleri azaltacak yönde adımlar atılması gerekir. Bunun için; yapısal testler, kalite kontrol, muayene, sağlık denetimi, durum takibi, bakım gibi belirsizlik azaltma tedbirleri uygulanır. Tasarım sonrası uygulanan bu tedbirlerin detaylarının (örneğin; kupon testi adeti, kalite kontrolü parametreleri) tasarım sırasında hesaba katılmasıyla, daha güvenilir ve daha hafif tasarımlar elde edilebilir. Ancak, bunu başarabilmek için

öncelikle belirsizlik azaltma tedbirlerinin güvenilirlik üzerine etkilerinin belirlenmesi gerekir. Bu çalışmada, belirsizlik azaltma tedbirleri içinden yalnızca yapısal testler göz önüne alınmış, malzeme kupon testlerine ve yapısal eleman testlerine odaklanılmıştır.

2.2. Yapısal Güvenilirlik Tedbirleri

Önceden de bahsedildiği gibi güvenilir uçak yapıları tasarlayabilmek için bu yapıların belirsizlikler altında dahi iyi çalışabilmesi ve bu belirsizlikleri azaltabilmek için adımların atılması gerekmektedir. Bu çalışmada ele alınan uçak yapılarının belirsizlikler altında dahi iyi çalışmasını garanti etmeye yönelik uygulanan emniyet tedbirleri aşağıda verilmiştir.

2.2.1 Belirsizliklere Karşı Koruma Amaçlı Alınan Tedbirler

Yük İçin Emniyet Faktörü: Uçak tasarımında belirsizliklere karşı alınan tedbirlerden biri de yükleme için kullanılan emniyet faktörüdür. Amerika Birleşik Devletleri Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration, FAA) sivil uçak tasarımında yüklemelere karşı koruma amacıyla 1.5 emniyet faktörü kullanılmasını şart koşmuştur. (FAR-25.303 [9]). Bu şarttan dolayı, tasarlanan uçak yapıları sınır yüklemenin (limit load) 1.5 katı yüklemelere karşı dayanıklı olarak tasarlanmalıdır.

Müsaade Edilebilir Malzeme Özellikleri: Uçak yapılarının tasarımında halen FAA'in deterministik tasarım kodlarına güvenilmektedir. Uçak tasarımında kullanılan malzemenin özelliklerine bağlı olarak bazı belirsizlikler mevcuttur. Bu belirsizliklere karşı alınan tedbirlerden biri de tasarım sırasında müsaade edilebilir değerlerin kullanılmasıdır (FAR-25.613 [10]). Bu değerler, A-tabanlı veya B-tabanlı değerler olarak karakterize edilir [11]. B-tabanlı değer, popülasyonun %90'ı tarafından %95 güvenlik sınırı (confidence bound) ile geçilen değerdir. A-tabanlı değer, belirlenen nüfusun % 99'u tarafından % 95 güvenilirlik sınırı ile geçilen

değerdir. A-tabanlı değer yapılarında tek yönlü hasar yolu olduğu zaman kullanılırken, B-tabanlı değer yapılarında çok yönlü hasar yolu olduğu zaman kullanılmaktadır [12].

Bu çalışmada ise B-tabanlı değer dikkate alınmıştır. B-tabanlı değer, belirli sayıda yapılan kupon testi sonuçları kullanılarak hesaplanır. Bunun dışında var olan bazı emniyet tedbirleri (örneğin; yedekleme (redundancy) gibi) dikkate alınmamıştır.

Amerika Savunma bakanlığı el kitabında (Department of Defense Handbook) [13] yer alan A-tabanlı ve B-tabanlı değerlerin hesaplanması aşağıdaki gibidir.

$$Basis = \bar{X} - ks \quad (2.1)$$

Bu denklemde yer alan \bar{X} denklemin uygulandığı örneklemin ortalama değeri, k tolerans katsayısı ve s standart sapma değeridir.

Tek taraflı A-tabanlı tolerans katsayısı değer olan k_A ,

$$k_A \approx 2.326 + \exp\{1.34 - 0.522 \ln(n) + 3.87 / n\} \quad (2.2)$$

Benzer şekilde, tek taraflı B-tabanlı tolerans katsayısı k_B hesabı için;

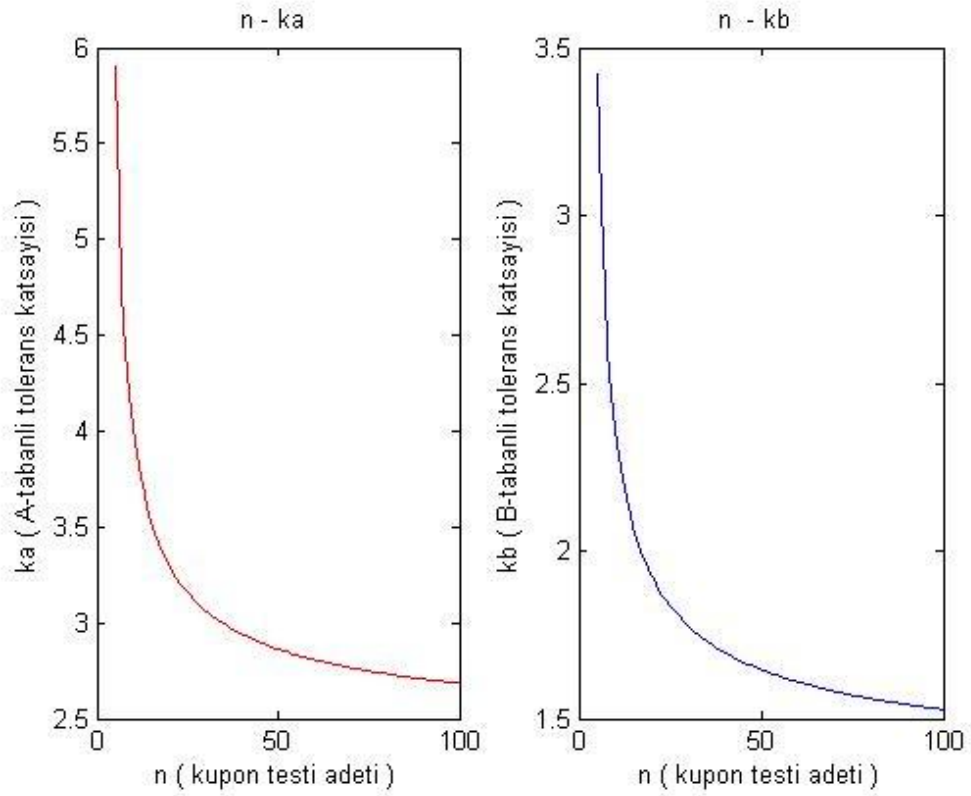
$$k_B \approx 1.282 + \exp\{0.958 - 0.520 \ln(n) + 3.19 / n\} \quad (2.3)$$

Şekil 2.4'de k_A ve k_B 'nin kupon testi adeti artışına bağlı olarak değişimi gösterilmiştir.

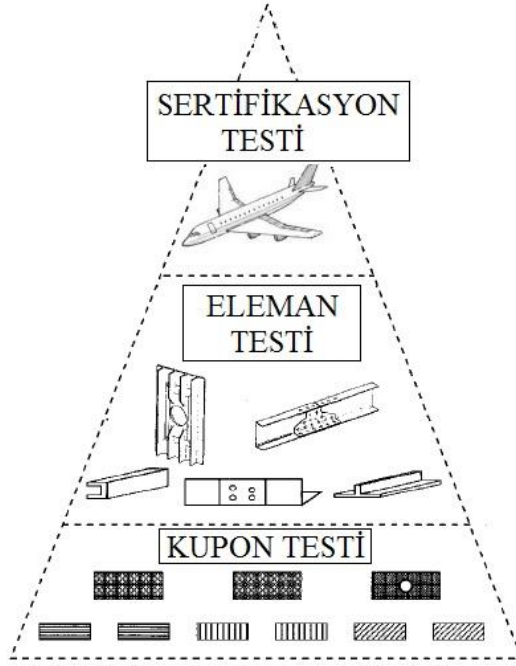
2.2.2. Belirsizlikleri Azaltma Amaçlı Emniyet Tedbirleri

Uçak yapılarının güvenilirliğini sağlamak için sadece analiz yapmak, emniyeti yeterli miktarda artıramamaktadır. Bunun yerine, tasarım geliştirme testi için "yapı-bloğu yaklaşımı" (building-block approach) analizler ile birlikte uyumlu olarak kullanılır [14,15]. Bu yaklaşımda yapısal testler, kalite kontrol, muayene, durum takibi, bakım gibi tasarım sonrası alınan bazı tedbirler belirsizlikleri azaltarak, yapının emniyetini

artırır. Daha güvenilir bir tasarım yapmak için, bu tür tasarım sonrası tedbirlerin, tasarım sırasında dikkate alınması gerekir. Qu ve Haftka [16] yaptığı çalışmada deterministik ve güvenilirlik tabanlı optimizasyonu kullanarak varyasyonun etkilerini incelemişlerdir. Varyasyonun azaltılması ile numunenin istenilen kalınlığa indirgenebileceğini göstermişlerdir. Varyasyon ve hatanın birlikte azaltılmasının güvenilirlik üzerindeki etkisini Acar'ın [17] çalışmasında görülebilir. Bu çalışmada, varyasyonun azaltılması için kalite kontrol testi kullanılmış ve analizdeki hataların azaltılmasının etkileri ile kıyaslanmıştır. Hatanın azaltılması ve kalite kontrol mekanizmasının kullanılması ile ağırlık miktarının büyük ölçüde düştüğü görülmüştür.



Şekil 2.4. k_A ve k_B tolerans katsayılarının kupon testi adetine göre değişimi.



Şekil 2.5. Üç aşamalı yapısal test piramidi [23].

Yapılan bu çalışmada yapı bloğu yaklaşımı Şekil 2.5'deki gibi üç aşamalı yapısal test piramidi prosedürü kullanılacaktır. Bu yaklaşım ile belirsizlik azaltma yöntemlerinden, kupon testi, eleman testi ve sertifikasyon testi kullanılmıştır. İlk olarak ortalama kırılma tokluğu değerini tahmin etmek için malzeme kuponları teste tabi tutulur ve kırılma tokluğu değerinin ortalama değeri ve varyasyonu hesaplanır. Tahmin edilen bu ortalama değere, piramidin ikinci basamağında eleman testlerinden elde edilen sonuçlar kullanılarak Bayes güncellemesi tekniği uygulanır. Sonra parçalar ve parça grupları teste tabi tutulur. Uçak tam ölçek testleri ile (bir adet statik test, bir adet yorulma testi) test piramidi sonlandırılır (FAR-25.307 [18]). Bu çalışmada; malzeme kupon testlerinin nominal adeti 50, yapısal eleman testlerinin nominal adeti 3 olarak alınmıştır.

2.3. Yapısal Testlerin Uçak Yapılarının Güvenilirliği Üzerine Etkisi

Papadimitriou vd. [19] yapısal test verilerini kullanarak gürbüz güvenilirliğin modernize edilmesi üzerine çalışmışlardır. Gürbüz güvenilirlik, bir yapısal modelin

servis ömrü boyunca maruz kalacağı belirsizlikler göz önüne alınarak yapısal modellemesinin yapılmasıdır. Modelleme yapılırken, yapısal güvenilirliği etkileyen tüm belirsizlikler dikkate alınmalıdır. Köprü ayaklarında kullanılan dinamik yükler altında kalan basit bir kiriş modeli üzerinde, dinamik test verilerini kullanarak yapısal güvenliğinin gürbüzleştirilmesinin ve güvenilirliğinin artırılması için yapılması gerekenler genel bir model çerçevesinde sunulmuştur. Ölçülen cevap verilerini kullanarak gürbüz güvenliliğin güncellenmesi için, olasılıksal yapı dinamiği analizinde Bayes sistemi tanımlanmıştır. Ölçülen veriler ve önceden elde edilmiş mühendislik verileri kullanılarak, belirsizliklerin yapısal modele entegrasyonu ile daha doğru sonuçların elde edileceği bir sistem metodolojisi oluşturulmuştur. Önerilen bu yöntem lineer ve lineer olmayan sistemlerde kullanılabilir. Deprem, su dalgaları, aşırı rüzgâr yükleri gibi çevresel etmenlerin yapıda bozulma, yorulma ve korozyon gibi hasar durumlarına yol açabileceği bilindiği için bu sistem ile yapısal sağlık kontrolü yapılırken verilerin güncellenmesi ile belirlenmiş güvenlik önlemlerinin yenilenmesi sağlanmıştır

Beck vd. [20] yapısal modellerde kullanılan Bayes yönteminin ve belirsizliklerinin güncellenmesi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Tanımlanan dinamik yükler ile doğru yanıt tahmini yapılmasını ve bu sonuçların doğruluğunun nicel değerlendirilmesini incelemişlerdir. Hata tahmini yapılırken güncellenen olasılıksal model sayesinde, optimum yapısal modelin doğruluk tahmini elde edilmektedir. Çok sayıda mevcut olan veri noktaları, az sayıda bulunan yapısal belirsizlik ve hata tahmini parametrelerini Bayes teoreminde kullanarak en optimum değerler elde etmişlerdir. En iyi model parametreleri ile en küçük kareler yöntemi kullanılarak oluşturulan optimum modelde, doğru yanıt tahminlerinin yapılmasına yakınsanmıştır. Bu yöntem ile Bayes teoreminin tüm yanıt tahminleri elde edilmiştir. Çalışmada kullanılan problem sayesinde, model parametrelerinin konveks olmayan fonksiyonunda bütün yerel maksimum değerler bulunmuştur. Bu durum lineer yapısal dinamik modellerin hepsinin bulunmasına imkân sağlamıştır. Aksi takdirde tek bir modelin seçilmesi, güvenilir olmayan yanıt tahminlerinin kullanılmasına sebep olur.

Acar vd. [21] uçak yapısal emniyetini artıran tedbirlerin etkilerini araştırmışlardır. Bu çalışmada kullanılan emniyet ölçümlerinde yük emniyet faktörü 1,5 olarak alınmış, müsaade edilebilir malzeme özellikleri (A-tabanlı ve B-tabanlı değerler), yedekleme, sertifikasyon testi, hata azaltma ve değişkenliğin azaltılması gibi durumların üzerinde durulmuştur. Yükleme, gerilim veya hasar durumu hesaplamalarında veya geometride oluşabilecek hatalar dikkate alınmış ve malzeme özellikleri, yükleme durumu veya geometride oluşabilen varyasyonlar dikkate alınmıştır. Düzgün dağılıma sahip olan bu hataların en üst limiti kullanılarak olasılıksal model oluşturulmuş, varyasyonlarda lognormal dağılım kullanılmıştır. Çalışma sonucu elde edilen sonuçlarda ise; sertifikasyon testinin yapının emniyetini artırmadaki etkisi, emniyet faktörüne oranla daha fazla olduğu görülmüştür. Hataların azaltılmasındansa, varyasyonun azaltılmasının etkisi daha fazladır. Hata miktarı fazla iken sertifikasyon testinin etkisinin daha fazla olduğu, hata miktarı az iken yedeklemenin etkisinin daha fazla olduğu görülmüştür. Diğer yandan sertifikasyon testinin emniyet üzerindeki etkisi yedekleme ile birlikte varyasyon miktarı az iken daha fazla görülmektedir.

Beck ve Au [22] yapısal modellerde Bayes güncellemesi ve Markov zinciri Monte Carlo simülasyonunda kullanılarak güvenilirlik hesabı üzerinde bir çalışma yapmışlardır. Gürbüzleştirilmiş sistemin tanımlanması için tam bir Bayes olasılıksal sistemi, yapısal yanıt tahmini ve performans güvenilirliğini güncellemek için yapısal test verilerini kullanılmışlardır. Markov zinciri örnekleri, hesaplanmak istenen integralin istatistiksel ortalamasını tahmin etmek için kullanılır. Bu yöntemde; güncellenmiş gürbüz yanıt varyansının, dinamik test verileri ile temsil edilerek örnekleme ve anlık-dayanım güvenilirliğinin, sadece yerel olarak tanımlanabilen veriler ve tanımlanamayanlar olmak üzere iki durumdan oluşmasıdır. Metropolis-Hastings algoritması, güncellenmiş PDF yoğunluğunun olasılıksal bölgesinde ardışık benzetim seviyesi için kullanılmıştır. Güçlendirilmiş güvenilirlik ve integrallerin varyans cevabı tahmininde tarafsız Markov zinciri örneklemeleri kullanılmıştır.

Acar ve Haftka [23] yapısal testlerin uçak yapılarının güvenliği üzerine etkilerini incelemişlerdir. Kupon test adetlerinin ve yapısal test adetlerinin, hasar geriliminin

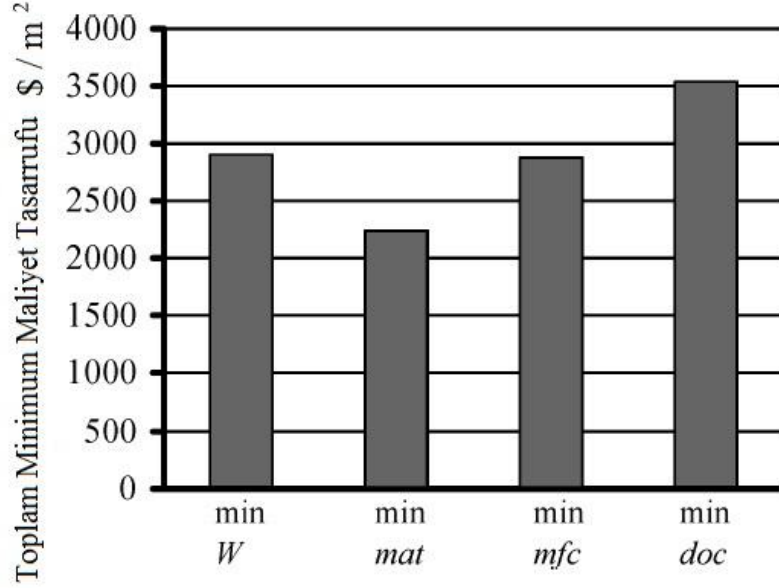
son dağılımı üzerindeki etkilerini araştırmıştır. Yapısal tasarım yapılırken Federal Havacılık Kuralları (Federal Aviation Regulations, FAR) kriterleri izlenmiş, yapısal test adetlerinin, ağırlığın ve hasar ihtimalinin değişimleri gözlenmiştir. Çalışmada elde edilen veriler doğrultusunda, kupon test sayısı arttıkça, müsaade edilebilir ortalama gerilme değeri artmıştır, yük taşınan alanın ortalama değeri azalmıştır. Hesaplanan alan değerinin standart sapmasındaki düşme, hasara uğrama ihtimalinin arttığını göstermiştir. Eleman test sayısı arttıkça, aynı ağırlık değeri için hasar ihtimali azalmıştır ve bu azalma test sayısı ile orantılıdır.

Jiao ve Moan [24] güvenilirlik modeli yöntemlerinin ek olaylar yoluyla güncellenmesi üzerine çalışmışlardır. Birinci derece ve ikinci derece güvenilirlik yöntemleri, sistemlerin ve bileşenlerinin güvenilirlik hesabında verimli yaklaşımlar sağladıkları için güvenilirlik modellerinin güncellemesinde kullanılmıştır. Birinci derece ve ikinci derece güvenilirlik yöntemlerini kullanarak, bununla birlikte emniyet tedbirleri (doğrulama testi, bakım-onarım ve kalite kontrol) ve kazara gelişen olay kavramları ile yeni bir güvenilirlik model güncellemesi yöntemi geliştirilmiştir. Bu yöntemin analitik formülasyon ve nümerik açıdan daha verimli olduğu belirlenmiştir. Bağımsız normal ve lognormal değişkenlerinin dağılımı veya bunların bir dizi ortak dağılımının güncelleştirilmesi yoluyla olasılık dağılımları güncellenmiş, emniyet seviyesi artırılmıştır. Karakteristik değerlerin ise daha sonraki güncellenmesi daha basittir. Çalışmada, dayanıklı yükleme ve tahribatsız muayene örneklendirilmiştir. Bu örnekte, güvenilirlik ve değişkenlik modelinin ek olaylar ile güncellemesinin önemi görülmüş, geliştirilen yöntemin farklı problemlere uygulanabileceği öngörülmüştür.

Jiao ve Eide [25] testlerin ve bakım-onarımın açık deniz yapılarının güvenilirliği üzerine etkilerini incelemişlerdir. Bu çalışmada, tahribatlı muayene, tahribatsız muayene, doğrulama testi ve bakım onarımın yapının emniyetini etkileyen yapısal testleri araştırmışlardır. Doğrulama testinde Bayes güncellemesini kullanarak hasar ihtimalinin belirlenebileceğini ifade etmişleridir. Yapılan bu testler sonucunda yapının güvenilirliğinin arttığı gözlenmiştir.

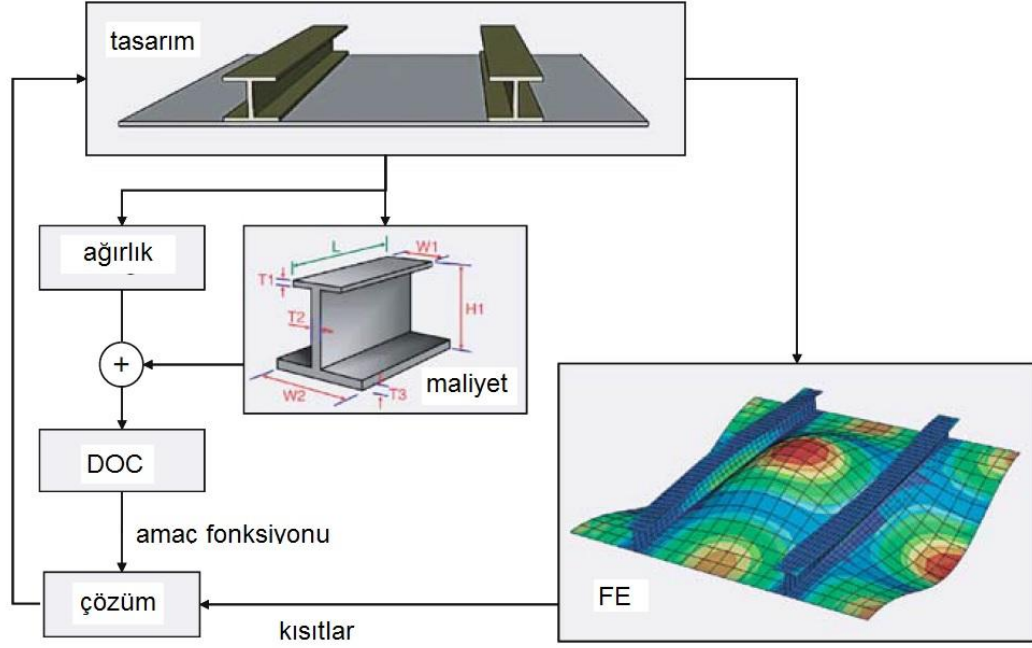
2.4. Uçak Yapılarındaki Ağırlık ve Maliyet Optimizasyonu Üzerine Yapılan Çalışmalar

Curran [26] vd. yaptığı çalışmada, uçak panelinin ve takviye elemanlarının ağırlık/maliyet optimizasyonu yapmak için kullanılan sayısal yöntemleri incelemiştir. Kullandıkları yöntemde yapısal verimlilik ile üretim maliyeti arasında bir bağlantı kurarak ikisi arasındaki değişimin dengesini araştırmışlardır. Kullandıkları maliyet fonksiyonunda yakıt tüketimi, işçilik, imalat maliyeti (manufacturing cost, MFC), devralma maliyeti, bakım ve lojistik değişkenlerinin optimizasyon probleminde değişken olarak belirlenmiştir. Toplam minimum maliyet (direct operating cost, DOC) hesabı yapılırken ağırlığın azaltılması ya da imalat maliyetini düşürmek arasında bir denge sağlanması gerektiğini ifade etmişlerdir. Bunu tasarım optimizasyonu sürecinde, yapısal analiz modelleri ile üretim maliyeti modelleri arasında bağlantı kurarak yapılabileceğini göstermişlerdir. Maksimum teorik verim ve minimum toplam ağırlık amaç fonksiyonu olarak belirlenmiş ve ikisi için de ayrı ayrı optimizasyon yapılmış, yapılan bu optimizasyon işlemleri sonucunda amaç fonksiyonu minimum toplam ağırlık için olan problemde DOC ve ağırlık miktarında önemli derecede düşüş gerçekleştiği gözlemlenmiştir. Genelde minimum ağırlık elde etmek için yapılan optimizasyonların daha faydalı olduğu sonuç elde edileceği düşünülürken, minimum maliyet elde etmek için yapılan optimizasyon sonucunda elde edilen DOC miktarı daha verimli olduğu gözlemlenmiştir. (Şekil 2.6.) DOC için yapılan optimizasyon probleminde, devralma maliyetinin yakıt tüketimine olan oranı 4:3 olarak elde edilmiştir. Diğer yandan yapısal analiz kısmında kullanılan takviye elemanının kalınlığının artırılması sonucunda montaj esnasındaki maliyet miktarının azalacağı hesap edilmiştir. Bu durumu, artan kalınlık miktarının güvenilirliği artırması ile kullanılacak olan bağlantı elemanlarının azalmasına neden olacağı için, montaj sırasındaki maliyet miktarını düşüreceği görülmüştür. Sonuç olarak, yapısal tasarım esnasında ağırlık/maliyet dengesini kurabilmek için, toplam minimum maliyet fonksiyonu amaç olarak belirlenmiş, bunun sonucunda devralma maliyetindeki düşüş, imalat fiyatının azalmasına neden olmuştur. Bu durum hem uçak üretici firmaların hem de müşterilerinin tercih ettiği bir durum haline gelmiştir.



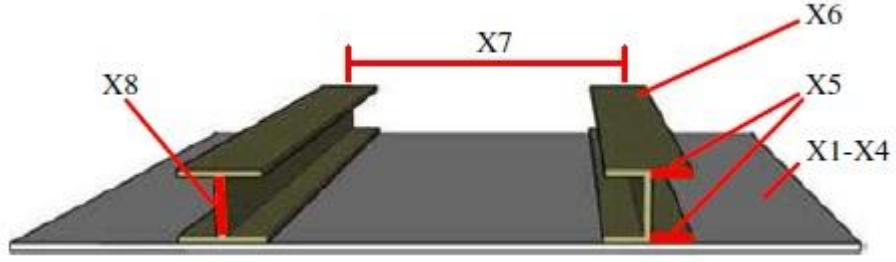
Şekil 2.6. Değişik amaç fonksiyonları için elde edilen toplam minimum maliyet (DOC) tasarruf miktarları. [26]

Kaufmann vd. [27], uçak yapılarında kullanılan kompozit malzemelerin ağırlık/maliyet optimizasyonu üzerine çalışmıştır. Uçak paneli ve takviye elemanı üzerine uygulanan sıkıştırılmış yük altında, şekil 2.7’de şematize edilmiş beş aşamadan oluşan parametrik bir çalışma yapmıştır. Optimizasyon için kullanılan amaç fonksiyonu; üretim maliyeti, birim ağırlık maliyeti (weight penalty, p) ve yapısal ağırlıktan oluşmaktadır.



Şekil 2.7. Kaufmann'ın çalışmasında kullanılan optimizasyon döngüsü. [27]

Kaufmann vd. [27], çalışmasının birinci basamağında, geometri oluşturulmuş ve tasarım değişkenleri belirlenmiştir. Değişken mesafeye sahip iki adet takviye elemanından oluşan geometride, amaç fonksiyonu birim genişlik başına ağırlık ve birim genişlik başına maliyet olarak oluşturulmuştur. Şekil 2.8'de görüldüğü gibi model sekiz adet değişkenden oluşmaktadır. İkinci aşamada yüzey ve takviye parçası için farklı malzemelerin eşleşmeleri yapılarak ABAQUS/CAE programında sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Devamında modelin ağırlık hesaplanması Python kodu kullanılarak elde edilmiştir. Dördüncü aşamada maliyet hesaplama işlemini SEER-MFG modülü ile gerçekleştirmiş, üretim süresinde kullanılacak olan tüm işler girdi olarak verilip yapılan her işlem için maliyet hesaplanmıştır. Son olarak; sonlu elemanlar metodu ile maliyet hesaplama modülünün sonuçları birleştirilerek, gradyan tabanlı yöntemlerle (gradient-based method) optimizasyon yapılmıştır.



Şekil 2.8. Panel ve takviye elemanındaki değişkenler.[27]

Çalışmada birim ağırlık maliyetinin problem üzerindeki etkisi incelenmiştir, daha önce yapılan çalışmalarda sanıldığı gibi p değeri sadece düşük maliyete ya da sadece düşük ağırlık miktarına bağlı değildir, çalışma sonucunda birim ağırlık maliyet değerinin, her iki faktörün kombinasyonuna karşı duyarlı olduğu görülmüştür. Problemin çözümünde uygulanan yapısal analiz yöntemlerinden sonlu elemanlar yönteminin ve maliyet hesaplama modülünün doğru şekilde yapılması sonuçları etkilediği görülmüştür. Yapısal analizde; doğru malzeme parametrelerinin seçilmesi, yükleme koşulları ve sınır şartları seçimi programdan doğru geribildirim almak açısından önemi kaydedilmiştir. Maliyet hesabında ise girdiler uzman deneyiminden yararlanılarak üretim sürecinin oluşturulması ve maliyet modelinin geliştirilmesi gerekmektedir.

Kaufmann vd. [28], değişken laminat niteliklerine sahip, kompozit uçak yapılarının maliyet optimizasyonu üzerine çalışmışlardır. Tahribatsız bir test modeli üzerinde, ultrasonik tarama sonucu elde edilen parametrelere bağlı kalınarak tasarlanmış laminat üzerinde, toplam minimum maliyet hesaplaması yapılmıştır. Çalışmadaki ana amaç, ultrasonik tarama sonucu elde edilen veriler ve izin verilen kusur boyutu (flaw size) ile parametrik bir çalışma gerçekleştirerek toplam minimum maliyet üzerine etkilerini incelemektir. DOC hesabı yapmak için kullanılan amaç fonksiyonu; üretim maliyeti, üretim ve servisteki muayeneler ve birim ağırlık maliyetinden oluşmaktadır. Yapılan çalışmada laminat üzerindeki kusur boyutunun değişiminin, laminatın kalitesini nasıl etkilediği incelenmiştir. Optimal kusur boyutunun elde edilmesi yapıda kullanılan malzeme verilerine, yükleme şartlarına, birim ağırlık maliyetine

bağlı olduğu görülmüştür. Uçak yapılarının tasarımı yapılırken, tasarımın en başlarında laminat kalitesinin incelenmesi ile maliyet ve ağırlık kazancının sağlanabileceğini göstermiştir. Bütün bu süreçte ekstra maliyet anlamına gelmektedir.

Türinay [30], bir takviyesiz uçak panelinin ve yapısal test adetlerinin olasılıksal yöntemler kullanılarak eşzamanlı en iyileştirilmesi üzerine tez çalışması yapmıştır. Geleneksel olasılıksal optimizasyon yaklaşımlarında, tasarım sırasındaki değişkenler kullanılarak güvenilirlik optimize edilir. Bu çalışmada ise tasarım sonrası kullanılan yapısal test adeti miktarları optimizasyon problemine dahil edilmiştir. Malzeme kupon testlerinin ve yapısal eleman testlerinin adetlerinin belirlenmesi üzerine odaklanılmıştır. Uygulama problemi olarak takviyesiz uçak paneli kullanılmış, panelin statik yükleme altında tasarımı yapılmıştır. Sistemde var olan belirsizliklere karşı koruma amaçlı, yük için emniyet faktörü 1.5 olarak alınmış, malzeme değerleri içinde müsaade edilebilir değerler kullanılmıştır.

Türinay [30] yaptığı bu çalışmada kupon test adedinin nominal değerini 50, eleman test adedinin nominal değerini 3 olarak almıştır. Elde edilen sonuçlarda kupon test adeti 50'den 80'e çıkarıldığında hasar ihtimalini sabit tutarak ağırlığın %0.24 azaltılabileceği, eleman test adeti 3'den 4'e artırıldığında ise hasar ihtimali sabit iken yapısal ağırlığın %0.34 azaltılabileceği görülmüştür. Çalışmanın devamında elde edilen optimum test adetlerinin ve toplam maliyetin birim ağırlık maliyetine olan etkileri incelenmiştir. Kupon test adeti için optimum değer 80 olduğu ve birim ağırlık maliyetinden bağımsız olduğu görülmüştür. Benzer bir durum mukavemet indirgeme faktörü içinde gözlemlenmiştir, bu değer birim ağırlık maliyetinden bağımsız olduğu tespit edilmiştir. Birim ağırlık maliyetinin artması, optimum eleman test adedinin ve toplam maliyet kazancının artmasına sebep olmuştur.

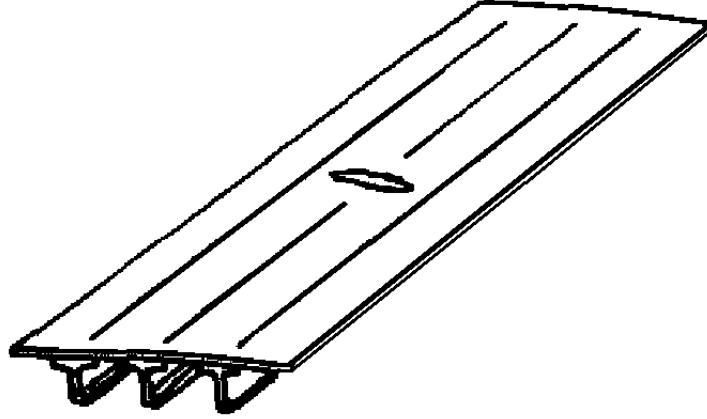
2.5. Literatürdeki Boşluk

Uçak yapısal tasarımında, tasarım sırasında ve tasarım sonrasında alınan bazı tedbirler ile yapının güvenilirliği artırılabilir. Yapısal testler, kalite kontrol, muayene,

sağlık denetimi, durum takibi, bakım gibi tedbirler ise tasarım sonrası uygulanan belirsizlik azaltma tedbirleri örnekleridir. Literatürde yapılan çalışmalar arasında yapısal testlerin uçak yapılarının güvenilirliği üzerine etkileri ile ilgili birçok çalışma mevcuttur. Etkin bir tasarım yapmak için, tasarım sonrası tedbirlerin tasarım sırasında dikkate alınması gerekir. Örneğin, yapılacak kupon testi ve eleman testi adetlerinin tasarım sırasında belirlenmesi, daha hafif ve daha güvenilir tasarım yapılmasına olanak kılabilir. Aynı zamanda uçak yapılarındaki ağırlık ve maliyet optimizasyonu üzerine de birçok çalışma bulunmaktadır. Fakat uçak yapılarının tasarımının ve yapısal test adetlerinin eşzamanlı optimizasyonu üzerine literatürde bir boşluk bulunmaktadır. Bu boşluğu doldurabilmek için Türinay'ın [30] yüksek lisans tezi için takviyesiz panel ile yaptığı çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmada belirsizlik azaltma mekanizmalarından yalnızca yapısal testler üzerinde çalışılmış, yapısal testlerin bir takviyesiz uçak panelinin güvenilirliği üzerindeki etkisi irdelenmiş, panelin kalınlığı ve yapısal test adetlerinin olasılıksal optimizasyonu üzerine çalışılmıştır. Ayrıca olasılıksal tasarım problemi çözülerek minimum ömür devri maliyeti ile minimum hasar ihtimali çözülmüş ve benzer sonuçlar elde edilmiştir. Bu çalışmada, uygulama problemi olarak tipik bir yolcu uçağı gövdesindeki takviyeli bir panelin tasarımı ele alınmış ve tasarım sonrası tedbirlerden birisi olan yapısal testlerin takviyeli panelin güvenilirliği üzerine etkisi araştırılmıştır. Bu aşamalar gerçekleştirilirken Türinay'ın [30] çalışmasından farklı olarak; panel tek başına değil, üzerine monte edilmiş takviye elemanı ile tasarımı yapılmıştır ve hasar durumu için panelin merkezi çatlaklı olduğu kabul edilerek “Yer Değiştirme Uygunluk Yöntemi” ile kırılma analizi yapılmıştır. Yapılan bu çalışma ile Türinay'ın [30] çalışması geliştirilip bir üst seviyeye çıkarılarak literatürde bulunan bu önemli boşluğun doldurulması amaçlanmıştır. Tez çalışması içerisinde bazı varsayımlar yapılarak çalışma tamamlanmıştır.

- ✓ Tasarlanan yapı, uçak gövdesindeki takviyeli bir paneldir.
- ✓ Alınan emniyet tedbirleri arasında yedekleme dikkate alınmamıştır.
- ✓ Sistemdeki belirsizlikler hata ve varyasyon olmak üzere iki kısımda incelenmiştir.

- ✓ Bu hata ve varyasyonların olasılık dağılımları test verilerine göre değil mühendislik tecrübelerine dayanarak belirlenmiştir.
- ✓ Parça ve montaj testleri dikkate alınmamıştır.
- ✓ Yeniden tasarım kriterleri sezgisel olarak belirlenmiştir.
- ✓ Merkezi çatlaklı takviyeli panelin kırılmaya karşı tasarımı yapılmıştır
- ✓ Yer değiştirme uygunluk yöntemi uygulanmıştır.
- ✓ Şekil 2.9'da gösterilen iki-bölmede çatlak (two-bay crack) durumunda yapılacak olan sertifikasyon testini geçme durumuna göre panelin tasarımı yapılmıştır.
- ✓ Yapıda birden fazla yükleme yolu olduğu için (paneldeki çatlağın ilerlemesi, takviye elemanları) hasara maruz kalması durumunda bile uçağın kullanılabilir olduğu varsayılarak, müsaade edilebilir malzeme özellikleri için B-tabanlı değerler kullanılmıştır.



Şekil 2.9. İki-bölmede çatlak (two-bay crack) [29].

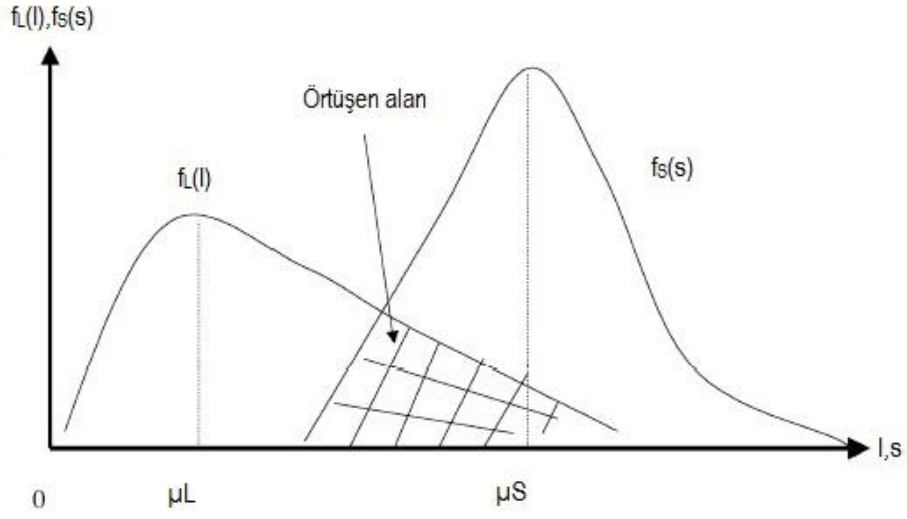
3. GÜVENİLİRLİK ANALİZİ YÖNTEMLERİ

3.1. Kısmi Olasılıksal Yöntemler

Günümüzde kullanılan mühendislik yapılarının tasarımı, sistemin maruz kalabileceği yüklemeler göz önüne alınarak yapılır. Fakat doğal afetler sonucu ortaya çıkan olaylar, tasarım üzerinde sürekliliği olmayan ve ani gelişen yüklemelere maruz bırakır. Deprem, fırtına, rüzgâr ve sel gibi rastgele gelişen olaylar bunlardan bazılarıdır. Yapının servis ömrü boyunca nadiren gelişen bu olayların oluşturduğu yüklemeler için "tekrarlama periyodu" adlı olasılıksal bir kavram kullanılır. Sistemin bu doğa olaylarına maruz kalma ihtimalini tanımlayan tekrarlama periyodu, istatistik olarak bağımsız olan iki olayın gerçekleşmesi arasındaki ortalama süredir ve rassal bir değişkendir. Örneğin; deprem için bu kavramı tanımlarsak, gerçekleşme süresinin olasılıksal olduğu görülmektedir, yüklenme ve mukavemet açısından bakıldığında, bu kavram deterministiktir. Bir bölgede yaşanan depremin 20 yılda bir tekrarlandığı yerde, olayın herhangi bir yılda meydana gelme ihtimali ($T= 1/ p$) $1/20$ 'dir [30-32].

3.2. Olasılıksal Yöntemler

Birçok mekanik ve yapısal sistemde, kuvvet ve yük değerlerinde belirsizlikler mevcuttur. Emniyet ve güvenilirlik ölçümlerinde sistemde bulunan bu belirsizlikler dikkate alınmalıdır. Güvenilirlik hesabı yapılırken, sistemde bilinmesi gereken bileşenler bulunmaktadır; yük (load, L) ve mukavemet (strength, S) unlardan bazılarıdır. Eğer S ve L 'nin olasılık yoğunluk dağılımı bilinirse (Şekil 3.1) aşağıda açıklanan denklemler uygulanarak tasarlanan sistemin güvenilirliği hesaplanabilir. Bazı durumlarda, S ve L 'nin olasılık dağılımları normal, lognormal, üssel veya Weibull dağılımlara sahip olabilir. Bu gibi durumlarda aşağıda yer alan integral denkleminin daha basit hale çevrilmiş hali kullanılmaktadır.



Şekil 3.1. S ve L'nin olasılık yoğunluk dağılımı [31].

Sistemin güvenilirliği R ise;

$$\begin{aligned}
 R &= P(S > L) = P(S - L > 0) \\
 &= \iint f_{s,L}(s, l) ds dl
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

Sistemin hasara uğrama olasılığını türetebilmek için (P_f), S ve L 'nin her biri bilinen olasılık yoğunluk fonksiyonları kullanılır.

Şekil 3.1'de görülen S ve L değerinin kesiştiği alan sistemin hasara uğrama olasılığı hakkındaki bilgiyi içerir. Şekil 3.2'de görülen grafikte, yüklem l boyunca integral alınarak güvenilirlik ve hasar olasılığı hesaplanır. Burada f_L altındaki alan $f_L(l)dl$, güvenilirlik;

$$P_r(S > L) = \int_L^{\infty} f_S(s) ds = 1 - F_S(L) \tag{3.2}$$

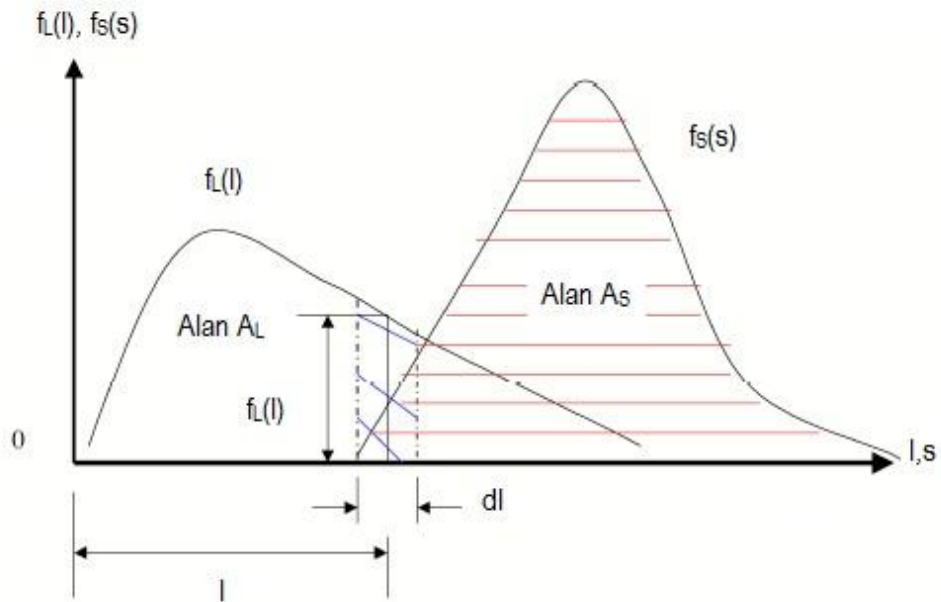
$$dR = f_L(l)[1 - F_S(l)]dl \tag{3.3}$$

$$R = \int dR = \int_{-\infty}^{\infty} f_L(l)[1 - F_S(l)]dl \quad (3.4)$$

Denklem 3.4'den yola çıkılarak $P_f = 1 - R$ olduğu için hasar olasılığı denklem 3.5'deki gibi hesaplanır.

$$P_f = 1 - \int_{-\infty}^{\infty} f_L(l)dl + \int_{-\infty}^{\infty} f_L(l)F_S(l)dl$$

$$P_f = \int_{-\infty}^{\infty} f_L(l)F_S(l)dl \quad (3.5)$$



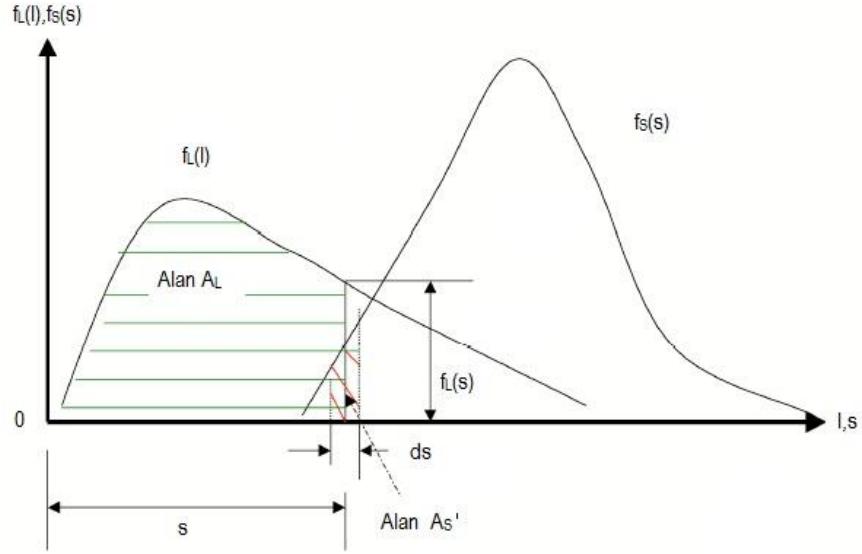
Şekil 3.2. Yükün olasılık dağılımının l etrafındaki integrali [31].

Şekil 3.3.'de yer alan grafikte ikinci bir yol olarak mukavemet s boyunca integral alınarak güvenilirlik hesaplanır. Burada f_S altındaki alan $f_S(s)ds$ ve güvenilirlik ifadesi;

$$P_r(L \leq S) = \int_{-\infty}^s f_L(l) dl = F_L(S) \quad (3.6)$$

$$dR = f_S(s) F_L(s) ds \quad (3.7)$$

$$R = \int dR = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) F_L(s) ds \quad (3.8)$$



Şekil 3.3. Mukavemet boyunca integral alınarak yapılan yaklaşım [31].

Bu durumda hasar olasılığı şu şekilde hesaplanır;

$$P_f = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) ds - \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) F_L(s) ds$$

$$P_f = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) [1 - F_L(s)] ds \quad (3.9)$$

3.3. Analitik Yöntemler

Yapıların hasar olasılığını hesaplamak için, rassal değişkenlerin (X) buldukları bölge tanımlanmalıdır.

$$g(\mathbf{X}) \begin{cases} > 0 \text{ emniyetli bölge} \\ \leq 0 \text{ emniyetsiz bölge} \end{cases} \quad (3.10)$$

Sınır durum fonksiyonu $g(\mathbf{X})$ tanımlandıktan sonra, emniyetsiz bölge dâhilinde, tüm rassal değişkenlerin birleşik olasılık yoğunluk fonksiyonunun $f_{\mathbf{x}}(x)$, çok boyutlu integrali hesaplanır (denklem 3.11).

$$P_f = \int_{g(\mathbf{X}) \leq 0} f_{\mathbf{x}}(\mathbf{x}) d\mathbf{x} \quad (3.11)$$

Birleşik olasılık yoğunluk fonksiyonunun, birçok realistik problem için doğrudan hesaplanması mümkün olmadığı için elde edilmesi zordur. Bu nedenle, günümüzde birçok yaklaşık yöntem (analitik yöntemler, benzetim yöntemleri, hibrit yöntemler) geliştirilmiştir.

Analitik yöntemler içerisinde geliştirilen en popülerleri birinci-dereceden güvenilirlik yöntemidir (first-order reliability method, FORM). Bu yöntemin dayanağı olan ortalama değer birinci-dereceden ikinci moment (mean value first-order second moment, MV-FOSM) yöntemini FORM yönteminden daha önce bahsetmek daha uygundur.

3.3.1. MV-FOSM Yöntemi

MV-FOSM yöntemi sınır-durum fonksiyonunun rassal değişkenlerin ortalama değerleri etrafında birinci-derece Taylor serisi açılımına (denklem 3.12) dayanmaktadır. Bu yöntemde, sadece birinci ve ikinci momentler (ortalama ve varyans) kullanılırken, daha yüksek dereceli momentler göz ardı edilir.

$$g(\mathbf{X}) \approx \hat{g}(\mathbf{X}) = g(\mu_{\mathbf{x}}) + \nabla g(\mu_{\mathbf{x}})^T (\mathbf{X} - \mu_{\mathbf{x}}) \quad (3.12)$$

Denklem 3.12'deki yaklaşık sınır-durum fonksiyonunun ortalama değeri (denklem 3.13) ve varyansı (denklem 3.14) aşağıda verildiği gibi hesaplanabilir.

$$\mu_{\hat{g}} = g(\mu_x) \quad (3.13)$$

$$Var(\hat{g}) = [\nabla g(\mu_x)^T]^2 Var(\mathbf{X}) = \sum_{i=1}^n \left(\left. \frac{\partial g}{\partial x_i} \right|_{\mu_x} \right)^2 \sigma_{x_i}^2 \quad (3.14)$$

Bu değerlerden sonra yapının, güvenilirlik indisi β ve buna karşılık gelen hasar olasılığı P_f değeri denklem 3.15'deki gibi hesaplanmaktadır.

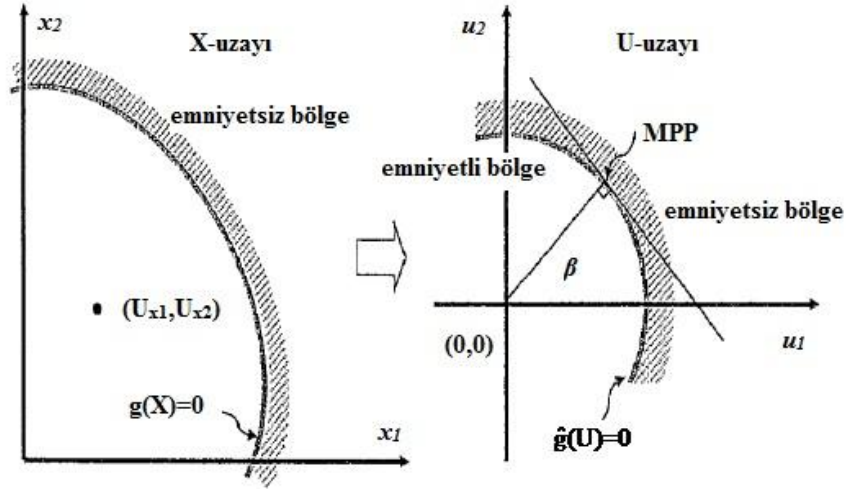
$$\beta = \frac{\mu_{\hat{g}}}{\sqrt{Var(\hat{g})}}; P_f = \Phi(-\beta) \quad (3.15)$$

Bu denklemde yer alan Φ standart normal dağılımın olasılık dağılım fonksiyonudur (cumulative distribution function, CDF) [34].

3.3.2. Birinci Dereceden Güvenilirlik Yöntemi (FORM)

Sınır durum fonksiyonu en olası hasar noktasında birinci-derece Taylor serisi açılımı ile hesaplanır. Sınır-durum fonksiyonu rassal değişkenlerin temel değerlerini aldıkları X-uzayından, rassal değişkenlerin standart normal değerlerini aldıkları U-uzayına dönüştürülür (Şekil 3.4).

$$u_i = \frac{x_i - \mu_i}{\sigma_i} \quad (3.16)$$



Şekil 3.4. Sınır-durum fonksiyonunun X-uzayından U-uzayına transformasyonu [33].

Denklem 3.16 ile bu dönüşüm sağlanır. U-uzayında orijinden sınır-durum fonksiyonuna olan en kısa mesafe, güvenilirlilik indisi (β) olarak tanımlanır ve aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$\begin{aligned}
 \text{Bul} \quad & \mathbf{u} \\
 \text{Min} \quad & \beta = \sqrt{\mathbf{u}^T \mathbf{u}} = \sqrt{\sum_i u_i^2} \\
 \text{Öyle ki} \quad & \hat{g}(\mathbf{u}) = 0
 \end{aligned} \tag{3.17}$$

Denkleminde yer alan $\hat{g}(\mathbf{u})$ fonksiyonu $g(x)$ 'in U-uzayındaki eşleniğidir. Yani, $\hat{g}(\mathbf{u}) = g(\boldsymbol{\mu} + \mathbf{u}\boldsymbol{\sigma})$ [34].

Eğer yük ve mukavemetin olasılık yoğunluk dağılımı normal dağılıma sahip ve bu değişkenler birbirinden bağımsız ise hasar olasılığı hesabı yapılırken aşağıda yer alan denklemler kullanılır.

Mukavemet ve yüklemenin standart sapması σ_S ve σ_L , ortalama değerleri μ_S ve μ_L olarak ifade edilir. Sistemin güvenilirlilik marjini ise; $M = S - L$ olarak ifade edilir ve bu değer normal dağılıma sahiptir, $M : N(\mu_M, \sigma_M)$;

$$\mu_M = \mu_S - \mu_L \quad (3.18)$$

$$\sigma_M = \sqrt{\sigma_S^2 + \sigma_L^2} \quad (3.19)$$

M normal dağılıma sahip olduğu için yapının hasara uğrama ihtimali ve güvenilirlik indisi denklem 3.20 ve 3.21 ile hesaplanabilir;

$$P_f = P_r \left(z \leq \frac{\mu_M}{\sigma_M} \right) = P_r(z \leq -\beta) = \Phi(-\beta) = P_f \quad (3.20)$$

$$\beta = \frac{\mu_S - \mu_L}{\sqrt{\sigma_S^2 + \sigma_L^2}} \quad (3.21)$$

Denklem 3.21’de bulunan β değeri artıkça sistemin güvenilirliği artar ve hasar olasılığı azalır. Sistemin olasılık yoğunluk fonksiyonunun normal dağılıma sahip olduğu durumlarda, yapısal güvenilirlik problemini L ve S cinsine indirgeyerek bu basit denklemler uygulanabilir fakat her zaman bunu uygulamak doğru değildir. L ve S değerleri rassal değişkenlerdir, L uygulanan yük ile alakalıdır ve malzeme yoğunluğunun bir fonksiyonudur, diğer yandan S ise kullanılan malzemenin özelliğine göre değişir ve yapının boyutlarının fonksiyonudur. Bazı yapısal güvenilirlik problemlerinde bu iki değişken birbirinden bağımsız olmayabilir, yapılan yükleme ve tasarlanan sistemin boyutu bu iki değişkeni de etkiler.

Bahsedilen bu değişkenler genellikle yapının tasarımında ve analizinde rol oynadığı için temel değişkenler olarak adlandırılırlar. Eğer bu temel değişkenler birbirleri ile ilişkiliyse yapısal güvenilirlik analizinin yapılması oldukça zordur. Temel değişkenlerin olasılık yoğunluk fonksiyonlarını gözlemlenen verilerden, kişisel değerlendirilmelerden ya da her ikisinin kombinasyonlarından elde edilir. Bazen bu değişkenler için uygun olasılık dağılımını bulmak mümkün olmayabilir. Bu gibi

durumlarda ikinci moment ile dağılımı bulanabilir ya da normal dağılıma sahip olduğu kabul edilir. Birçok rassal değişkenin birbirine "doğrusal olmayan" (nonlinear) bir şekilde bağlı olduğu durumlarda, belirsizlik analizi ve güvenilirlik hesabı analitik yöntemlerle mümkün olmaz. Sistemin olasılık dağılımını hesaplamak için alınması gereken integral çok zor olduğu durumlarda geliştirilen bazı benzetim yöntemleri kullanılabilir. Bu yöntemler arasında en çok tercih edilenlerden biri de Monte Carlo Simülasyonu'dur. MCS yönteminin daha ayrıntılı açıklaması Bölüm 3.4'de yer almaktadır.

3.4. Benzetim Yöntemleri

Rassal değişkenlerin birbiri ile doğrusal olmayan şekilde bağlı olduğu zaman MV-FOSM ya da FORM yöntemleri ile güvenilirlik analizi yapılırsa elde edilen hata miktarı büyük olacaktır. Bu durumda Monte Carlo Simülasyonu popüler bir alternatiftir [6].

3.4.1. Geleneksel Monte Carlo Simülasyonu

Monte Carlo simülasyonunun geçmişte bu yana gelişimine baktığımızda 1940'lı yıllarda ilk olarak ortaya çıktığı bilinmektedir. Mühendislik sistemlerini test etmek amacı ile bu sistemlerin gerçek davranışlarını taklit edebilen ve pahalı olmayan yöntemler geliştirmek için bu yöntem geliştirilmiştir. Metodun temelinde olan prensip, bilgisayar tabanlı analitik model oluşturarak sistemin davranışını tahmin etmektir. Model değerlendirilirken sistemden elde edilen değerler genellikle birçok simülasyonda kullanılarak sistemin davranışı hakkında bir ön tahmin yapılmasını sağlar [35].

Yöntem içerisinde analitik ve sayısal analiz adımları bulunmaktadır. (1) Sistemin tanımlaması modelleme yardımı ile gerçekleştirilir, (2) rassal değişkenler elde edilir, (3) bu değişkenlere karşılık gelen rastgele sayılar üretilir, (4) model hesabı yapılır, (5) sonuçların davranışına göre istatistiksel analiz yapılır, (6) sistemin verimliliğinin simülasyonu yapılır. Sistem tanımı yapılırken içerisinde; girdi parametreleri, çıktı

değerleri, sınırları ve modeli bulunmalıdır. Doğru tanımlamalar yapılmalıdır ki elde edilen cevabın hata oranı düşük olup doğruluk miktarı yüksek olsun. Bunun için modelde tüm kritik parametreler bulunmalı, girdi parametrelerinin istatistiksel ve olasılık karakteristiklerini içermelidir. Sistemde bulunan belirsizliklerin modellenmesi yapılırken, sapma faktörü veya ek değişkenlikler (örneğin varyasyon katsayısı) ile birleştirilerek analiz yapılmalıdır. Bu durumların girdi parametrelerine eklenmesi ile modelin çıktı değerleri elde edilir. Tanımlanan bu adımlar N defa tekrarlanarak modelin yanıtları elde edilir ve bu yanıtları kullanarak sistemin ortalama değeri, varyansı ve istatistiksel dağılımı oluşturulur. Elde edilen sonuçların doğruluk miktarının artması için uygulanan simülasyon sayısı da (N) artırılmalıdır [35].

3.4.1.1. Rastgele Sayıların Üretilmesi

Tüm Monte Carlo Simülasyonları için ortak temel özellik; her bir değişkenin bilinen olasılık dağılımı için belirli bir set miktarında rastgele sayılar üretilmesidir. İlk olarak düzgün dağılıma sahip rastgele sayılar 0 ile 1 arasında üretilir ve daha sonra uygun dönüşüm işlemleri ile belirtilen olasılık dağılıma karşılık gelen rastgele sayılar elde edilir [31].

Düzgün dağılıma sahip rastgele sayılar, U , yoğunluk ve fonksiyon dağılımı aşağıda verildiği gibidir;

$$f_u(u) = \begin{cases} 0; & u < 0 \\ 1; & 0 \leq u \leq 1 \\ 0; & u > 1 \end{cases} \quad (3.22)$$

ve

$$F_u(u) = \begin{cases} 0; & u < 0 \\ u; & 0 \leq u \leq 1 \\ 1; & u > 1 \end{cases} \quad (3.23)$$

X, $F_X(x)$ dağılım fonksiyonuna sahip bir rastgele değişken olsun. Düzgün dağılıma sahip u sayısından, X için rastgele değerler denklem 3.24 ile elde edilir.

$$x = F_x^{-1}(u) \quad (3.24)$$

Bu denklemde yer alan F_x^{-1} , F_x 'in ters fonksiyonudur. X için üretilen rastgele sayılar kullanılarak sistemin performansı değerlendirilir.

Eğer sistem kendisinden beklenen fonksiyonları yerine getirebiliyorsa “başarılı”, aksi halde “başarısız” olarak tanımlanır. Son olarak, sistemin güvenilirliği denklem 3.25'deki gibi hesaplanır. Uygulanan bu işlem prosedürü şekil 3.5'de bulunan akış şemasında gösterilmektedir.

$$(\text{Sistemin güvenilirliği}) = \left(\frac{\text{Başarılı örnek sistem miktarı}}{\text{Üretilen toplam örnek miktarı}} \right) \quad (3.25)$$

Hesaplanan hasar olasılığındaki standart hatanın bilinmesi gerekmektedir, bu aynı zamanda kaç adet simülasyon (örnek miktarı) yapılırsa belirlenen doğrulukta veri alınabilir sorusunun cevabı ile eşdeğerdir. Hesaplanan hasar ihtimalinin hasar yüzdesi denklem 3.26'daki gibi hesap edilir.

$$\% \text{Hata} = 200 \sqrt{\frac{1 - P_f}{NP_f}} \quad (3.26)$$

Hata hesaplama denkleminde kullanılan N değeri örnekleme sayısıdır ve hesaplanan hasar ihtimalinin hata miktarı %95 ihtimalle bu denklem ile hesaplanan değerden daha az olacaktır. Bu durumu başka şekilde ifade etmek gerekirse, 1000 simülasyon değerine sahip çevrimin hasar ihtimali 0.1 ise hata oranı %18 olarak hesaplanır ve hasar ihtimali değeri %95 ihtimalle 0.1 ± 0.018 arasında değer alır. Bu denklem aynı zamanda N sayısını hesaplamak içinde kullanılabilir, örneğin hasar ihtimali için

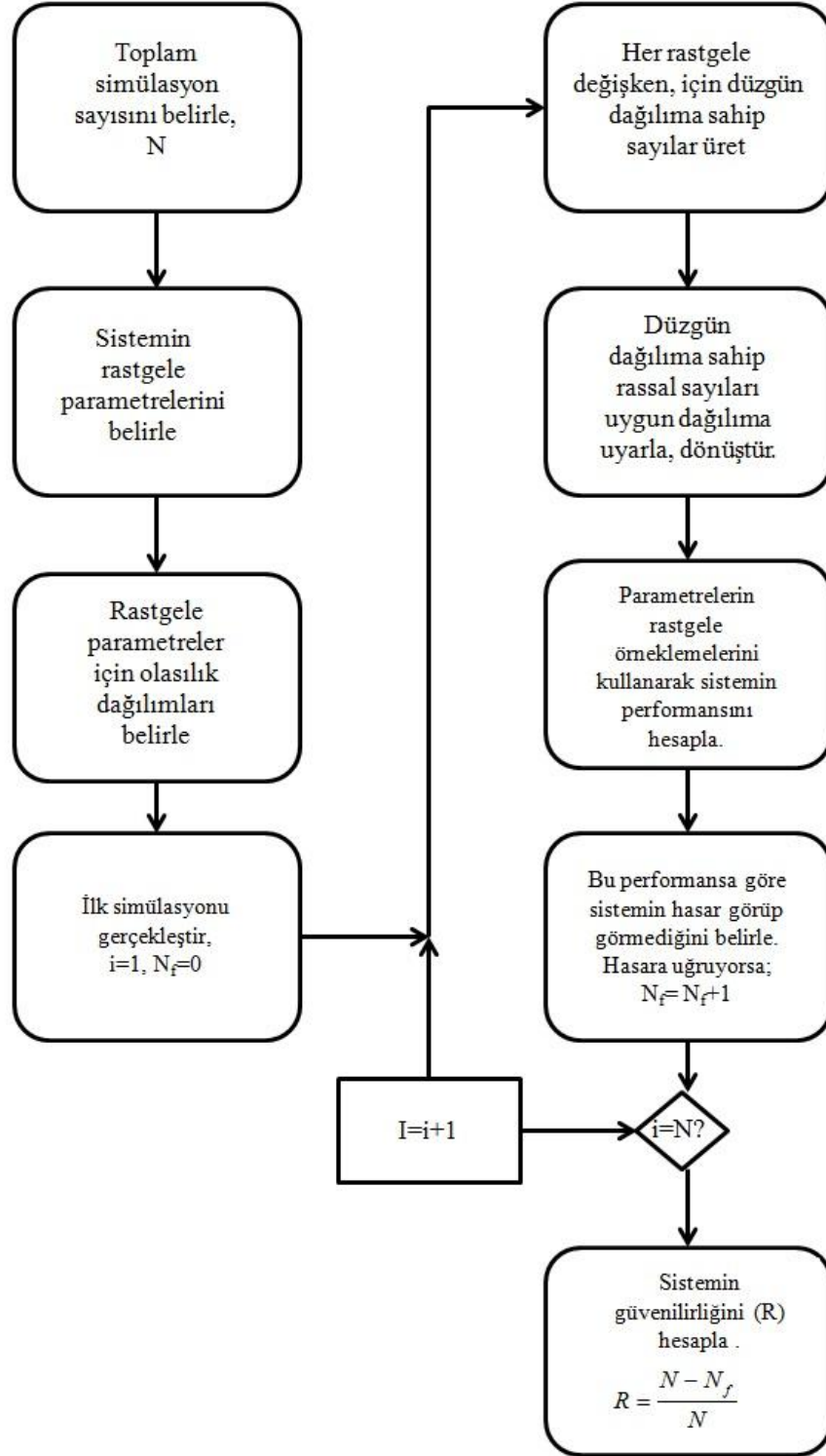
0.1 ± 0.01 doğruluğa sahip tahmin yapabilmek için 3600 adet simülasyon yapılması gerekmektedir [31].

Limit durum fonksiyonu (G) başarısızlık koşulunu tanımlar ve G fonksiyonu kullanılarak hasar durumu tahmini yapılır. Fonksiyonun kapasitesi olan S , yanıt olarak tanımlanan L , X_1 ve X_2 bağımsız rastgele değişkenlerinin fonksiyonlarıdır. Denklem 3.27’de yanıt fonksiyonu kapasite fonksiyonunu aştığı durumda hasara uğramanın gerçekleşeceğini göstermektedir.

$$G(X_1, X_2) = S(X_1) - L(X_2) \quad (3.27)$$

$G > 0$ durumunda sistem emniyetlidir, $G \leq 0$ durumunda sistem hasara uğrar. Sistemin hasar ihtimali hesaplanırken denklem 3.27 kullanılır. Daha genel bir ifade ile limit durum fonksiyonu denklem 3.28’deki gibi olabilir.

$$G(X_1, X_2) = G(S(X_1), L(X_2)) \quad (3.28)$$



Şekil 3.5. Monte Carlo Simülasyonunu kullanarak sistemin güvenilirlik hesabının yapılması [31].

3.4.2. Basit Monte Carlo Yöntemi

Monte Carlo simülasyonunun kullanımı kolay ve en çok tercih edilen fakat düşük verimliliğe sahip bir yöntemidir. Bağımsız rassal değişkenler olması durumunda, her bir rassal değişkene karşılık gelecek şekilde rastgele sayılar üretilir.

Basit Monte Carlo yönteminde simülasyon noktalarından en fazla bilginin nasıl alınacağı, kaç adet simülasyon noktası kullanılır ise daha doğru sonuç elde edileceği ve yapılan bu örneklemede daha fazla doğruluk payına sahip olmak için tekniğin nasıl geliştirilmesi gerektiği incelenebilir.

$$P_f = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N I[G(S_i, L_i) \geq 0] \quad (3.29)$$

Denklem 3.29'da bulunan $I[]$ gösterge fonksiyonu, eğer yanlış ise 0, doğru ise 1'dir. N adet karşılaştırmadaki toplam hata sayısını toplar ve Basit Monte Carlo yönteminde hasar ihtimali bu şekilde hesaplanır. Hasar gerilmesinin varyansını teorik olarak hesaplamak için denklem 3.30 kullanılır.

$$\sigma = \sqrt{\frac{p \cdot (1-p)}{N}} \quad (3.30)$$

N simülasyon sayısı, p hasar ihtimalidir. Hasar ihtimali 10^{-2} olan, %95 güvenilirlik sınırındaki bir sistem için 10.000 ile 20.000 arasında simülasyon yapmak gerekmektedir [30,36,37].

3.4.3. Ayrık Monte Carlo Simülasyonu

Basit Monte Carlo Simülasyonunda hasar ihtimali 10^{-7} civarında bir değer elde edebilmek için yapılması gereken simülasyon sayısı çok fazladır, bu nedenle ayrık Monte Carlo Simülasyonu ile daha kısa sürede ve daha az örnekleme sayısı ile

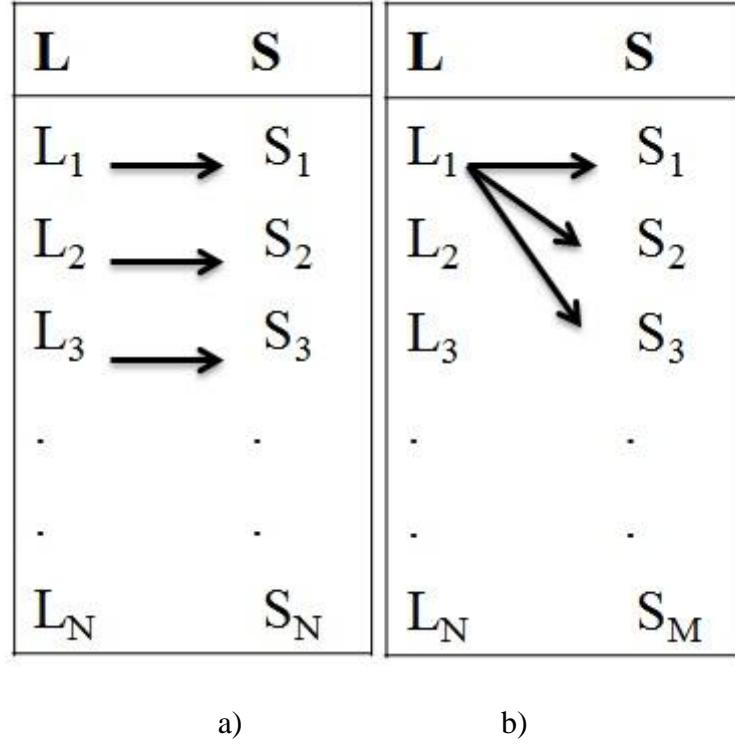
yüksek verimde hesaplamalar yapılabilir [23]. Bu yöntemde amaç varyasyonu azaltmaktır. Sistemin temel değişkenlerinin her biri, diğer temel değişkenlerin her örnekleme ile işleme girer, böylece daha yüksek doğruluk payında daha az simülasyon ile hesaplama yapılır [30].

Kapasite (S) ve yanıt (L) istatistiksel olarak bağımsız olduğunda, Ayrık Monte Carlo simülasyonu kullanılarak ayrı ayrı örnekleme yapılır. Bir fonksiyonda x_1 ve x_2 ayrık rastgele değişkenlerine sahip ise güvenilirlik ifadesi $g_1(x_1) > g_2(x_2)$ olarak tanımlanır. Bu fonksiyonda hasar durumu ayrık şekilde formüle edilir, yani g_1 varyasyonlara bağlıdır, g_2 ise hatalara bağlı olarak belirlenir. Yapısal hasar durumunun genel formülü malzeme sınırını aşan gerilme hali (gerilme > mukavemet) biçimindedir.

Ayrık Monte Carlo Simülasyonu basit limit fonksiyonuna sahip olduğu zaman denklem 3.31'deki gibi hesaplanır.

$$P_f = \frac{1}{M} \frac{1}{N} \sum_{j=1}^M \sum_{i=1}^N [(S_j, L_i) \geq 0] \quad (3.24)$$

Bu denklemde yanıt ve kapasite ayrı ayrı simüle edildiği için, N örneklenen yanıt sayısı, M örneklenen kapasite sayısını ifade eder. Hasar durumu hesaplanırken olası tüm kombinasyonları dikkate alınarak hesaplanmıştır.



Şekil 3.6. (a) Basit MCS ve (b) ayrıık MCS nin şematik açıklaması.

Şekil 3.6. (a)'da N adet örnelemeye sahip basit MCS'nin birebir karşılaştırması gösterilmiştir. Şekil 3.6.(b)'de rastgele örnelemelerin olası tüm kombinasyonları gösterilmiştir, farklı büyüklüklerdeki örnelemeler kullanılarak Basit MCS'den daha doğru sonuçlar elde edileceği söylenebilir [38].

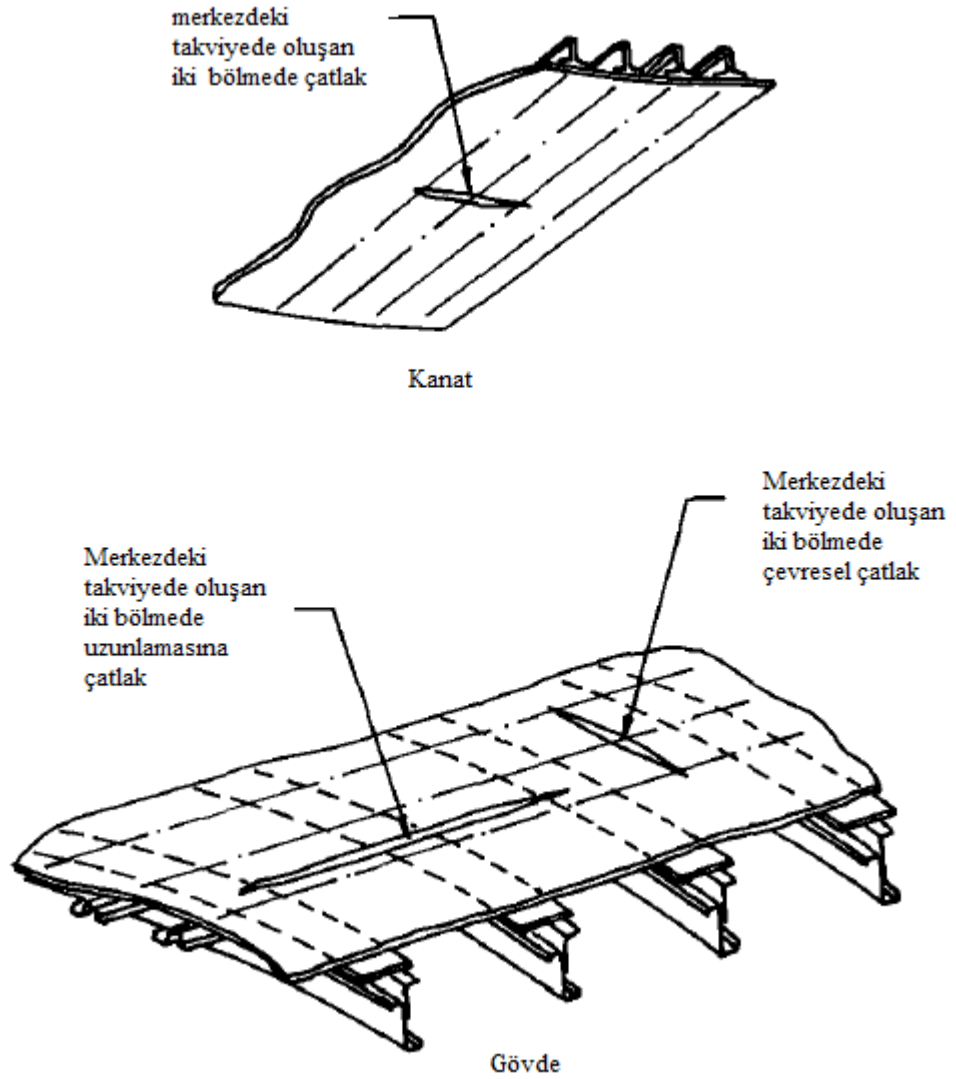
4. TAKVİYELİ PANELİN GÜVENİLİRLİK HESABI

4.1. Problemin Tanımı

Takviyeli uçak panellerinin analizinde kullanılan yer değiştirme uygunluk koşulları yöntemi ile uçak gövdesi üzerinde bulunan çatlağın, var olan yüklemeler altındaki değişimi incelenmiş ve geometri faktörü Y ile gerilme şiddeti faktörü K hesabı yapılmıştır. Yapılan bu çalışmada, basınç ve gövde eğilme gerilmelerinden kaynaklı aksel gerilmeye maruz kalan uçak gövdesi üzerinde oluşabilecek çatlak ilerlemesi incelenmiştir. Bu çalışmada "iki bölmede çatlak" (two-bay crack) (Şekil 4.1) ile çatlak ilerlemesi analizi yapılmıştır. Panel üzerinde oluşturulan ayrı yerlerdeki çatlakların yer değiştirme miktarları hesaplanarak ve bu yer değiştirmelerin takviye elemanında oluşturduğu deplasman ile uyumluluğunu kontrol edilir. Yer değiştirme uygunluk koşulu yöntemi ile ilgili daha detaylı açıklama EK-1'de bulunmaktadır.

Günümüzde güvenilir bir tasarım yapmak isteyen tasarımcılar bu yöntem ile birlikte çatlakların analizlerini yaparak panel üzerinde veya kanatlarda oluşan çatlakların yayılma davranışlarını incelerler. Bu tasarım kriteri; uzun ve geniş gövdeye sahip olan büyük uçakların hasar kapasitesi çok fazla olduğu için dış muayene olanağının artışı sağlar ve gelecekte yapılacak olan diğer uçaklar için de devam etme imkânı oluşturur. Bu yöntemle izin verilen gerilme değeri hesaplanması yapılır ve uygun koşullardaki malzeme seçimi, geometrik yapılandırma, yüksek statik güce sahip çerçeve malzemesi seçimi doğru şekilde belirlenir [29,38].

"İki bölmede çatlak" uygulamasında merkezdeki takviye elemanı, üzerinde bulunan çatlak nedeniyle hasara uğramıştır ve üzerinde mevcut olan yüklemeyi plakadan dışarıya aktararak çatlağın ilerlemesini sağlar. Bu aktarılan yük takviye elemanlarının panel ile birleşmesini sağlayan perçin sabitleme sistemi ile birlikte sağlam olan diğer takviye elemanlarına yayılır ve böylece takviyeli panelde oluşan çatlaklarda ilerlemeye başlar. Bu olayın sonucu olarak çatlak ucundaki gerilme şiddeti faktörü yer değiştirme uygunluk koşulları yöntemi ile analitik olarak hesaplanabilir.



Şekil 4.1. Sınır yükleme esnasında yapı elemanı üzerindeki oluşabilecek hasar [29].

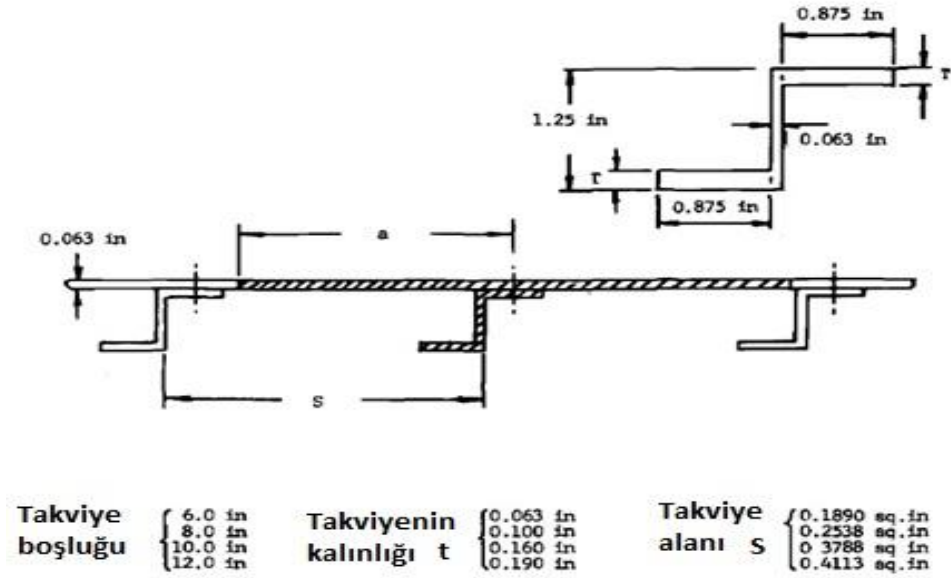
Çatlak ucundaki geometri faktörünü ve gerilme şiddeti faktörünü hesaplamak için literatürde birçok yöntem mevcuttur. Geometri faktörünü hesaplamak için yer değiştirme uygunluk koşulları yöntemi parametrik çalışma açısından en ideal yöntemlerden biridir. Swift'in [29] çalışmasında yer alan bu yöntem de takviye boşlukları ve takviye alanlarının boyutları değiştirilerek parametrik bir çalışma yapılmıştır. Bu parametrik çalışmanın ayrıntıları Ek-1'in son kısmında yer almaktadır. Şekil 4.2'de Swift [29] tarafından yapılan tasarım görülmektedir.

Çatlak ucundaki gerilme şiddeti faktörünün etkisini incelemek için bu veriler ve yer değiştirme uygunluk yöntemi ile hesaplanabilen geometri faktörü ve gerilme şiddeti faktörü formülleri MATLAB programına aktarılmıştır.

Yer değiştirme uygunluk yöntemi ile yapılan bu çalışmanın doğrulanması ile oluşturulan sistem, daha konservatif bir probleme uyarlanmıştır. Kale'nin [39] doktora çalışmasında bulunan gerçek veriler bu yöntemle uyarlanarak K ve Y hesabı yapılmıştır. Çizelge 4.1'de yapısal tasarım için gerekli olan veriler mevcuttur. Panel için kullanılan malzeme Alüminyum alaşımı olan 7075-T651'dir. Çizelge 4.2'de bu malzemenin özellikleri mevcuttur.

Bu veriler doğrultusunda yapılan hesaplamaların sonucu olarak elde edilen K değeri, alüminyum malzemenin kendi özelliği olan K_{IC} değerinden daha fazla çıkmıştır. Elde edilen bu sonucun verilerle farklı olmasının nedeni, Kale'nin kendi çalışmasında sertifikasyon testleri gibi birçok farklı etmenleri hesaba katarak işlem yapmış olmasıdır.

Alüminyum 7075-T651 alaşımının gerilme şiddeti faktörü değerini aşmayacak, malzemenin hasara ve kopmaya uğramayacağı bir tasarım yapmak gerekmektedir. Yer değiştirme uygunluk koşulları yöntemi ile yapılan bu parametrik çalışmada alüminyum malzemesinin gerilme şiddeti faktörü değerine uygun yeni bir kalınlık hesaplanmıştır.



Şekil 4.2. Swift tarafından tasarlanan takviyeli panelin boyutları [29].

Çizelge 4.1. Yapısal tasarım için gerekli olan veriler [39].

Parametre	Değeri
Perçin Sayısı	20
Perçin Boşluğu	1,22 in
Perçin Çapı (d)	0,18 in
Gövde Yarı Çapı (r)	127,95 in
Panel Uzunluğu (b)	23,62 in
Panel Genişliği (h)	67,71 in
Takviyenin Alanı (A_s)	0,18 in ²
Takviye Elemanı Sayısı (N_s)	6
Takviye Boşluğu	1,12 in

Çizelge 4.2. Gövde malzemesinin mekanik özellikleri [39].

Parametre	Değeri
Elastisite Modülü (E)	10,5e6 MPA
Poisson Oranı (ν)	0,33
Kırılma Tokluğu (K_{IC})	33,3 ksi \sqrt{in}
Yoğunluğu (ρ)	166 lb/ft ³

4.2. Belirsizliklerin Modellenmesi

4.2.1. Hata ve Varyasyon

Literatürdeki araştırmalara bakıldığında, belirsizliklerin hata ve varyasyon olarak ayrı ayrı değerlendirilerek simülasyon yapılmasının önemini Oberkamf [40] çalışmasında belirtmiştir. Varyasyon; stokastik belirsizlik, şansa bağlı belirsizlik ve indirgenemez belirsizlik olarak literatürde tanımlanmaktadır. *Varyasyon*, belirli bir niceliğin, popülasyonun bir elemanından diğerine olan değişimini ifade eder. Modelleme yapılırken veya simülasyonun herhangi bir anında tanımlanabilen bir eksiklik nedeniyle ortaya çıkan durum ise *hata* olarak tanımlanır [40]. Çizelge 4.3 hata ve varyasyonun bu çalışma için nasıl tanımlandığını açıklamaktadır. Kırılma tokluğunun tahminde yapısal testler kullanılarak hata miktarı azaltılırken, kalite kontrolü yapılarak varyasyon azaltılmak istenir.

Varyasyon, ölçülebilir bir değerdir ve olasılık dağılımı modelleme ile kolayca tahmin edilir. Hata, belirli bir uçak modeli için sabittir ve önceden bilinemez. Hataları belirleyebilmek için literatürde olurluk analizi (possibility analysis) veya bulanık rakamların (fuzzy numbers) kullanılması önerilmektedir [41,42]. Bu çalışmada hatalar olasılıksal olarak modellenmiştir ve hataların olasılık dağılımları düzgün dağılım olarak kabul edilmiştir.

Çizelge 4.3. Belirsizlik Ayrımı

Belirsizlik tipi	Yayılm	Sebeþ	Çözüm
Hata	Belirli bir filodaki bir uçağın özelliklerinin ideal olandan sapması. (Ör. Boeing 737-400)	Hasar tahmini hataları. İmalat hataları.	Yapısal testler. Sağlık denetimi.
Varyasyon	Belirli bir filodaki bir uçağın özelliklerinin, bir filo ortalaması değerinden farkı.	Takım tezgâhlarının, uçuş koşullarının filodaki bir uçaktan diğerine değişmesi	Takımlama ve konstrüksüyonda iyileştirme yapılması. Kalite kontrolü.

Uçak panelini oluşturan takviye elemanı, perçin, bağlantı elemanları gibi parçaların yük altında deformasyona uğrayacakları için "Yer Değiştirme Uygunluk Yöntemi" kullanılarak analiz yapılacağını Bölüm 4.1'de problem tanımı yapılarak açıklanmıştır. Swift'in çalışmasında yer alan geometri faktörü Y ve gerilme şiddeti faktörü K denklemleri MATLAB® programına aktararak gerilme şiddeti faktörü K hesabı yapılmıştır. Bu problemde takviyeli bir uçak panelinin performans fonksiyonu;

$$g = K_{IC} - K \quad (4.1)$$

Olarak tanımlanmıştır. Burada, K_{IC} kırılma tokluğu olup bir malzeme özelliği, K ise gerilme şiddeti faktörüdür. Buradaki K değeri (P, t_p, A_s) 'nin bir fonksiyonu, P panel üzerindeki yükleme, t_p panelin kalınlığı, A_s ise tek bir takviye elemanın alanıdır. K hesabının detayları EK-1'de verilmiştir.

Belirsizliklerin modellenmesi için, kupon testlerinin, eleman testlerinin ve sertifikasyon testinin simülasyonunun yapılması gerekmektedir. Kupon testi seviyesinde malzemenin ortalama kırılma tokluğu tahmini yapılır ve kupon testi miktarına bağlı olarak oluşan belirsizlikler modellenir. Eleman testi seviyesinde,

kullanılan hasar teorisindeki hatalar Bayes yöntemi kullanılarak güncellenir. Yükleme hataları ve yapı hataları, yapının bütünü için hasar tahmini yapılırken hataya sebep olurlar. Sertifikasyon testi aşamasında ise, yük, gerilme ve geometrideki hatalar uygun olasılık dağılımları kullanılarak yeniden modellenir. Benzer şekilde, kırılma tokluğu, geometri ve yüklemelerde de varyasyonlar bulunmaktadır. Sistemdeki tüm hata ve varyasyonun tanımlamaları yapıldıktan sonra sertifikasyon testini geçme olasılığı (STGO) MCS ile hesaplanır.

Çalışmada hata ve varyasyon modellemesi MCS döngüsü içerisinde yapılmıştır. Öncelikle yükleme, gerilme tahmini ve geometrideki hatalar düzgün bir dağılımdan rastgele olarak belirlenir. Kırılma tokluğunun dağılımı ise Ref. [43]'de belirtildiği gibi normal dağılım olarak kabul edilir. Sonraki aşamada ise üretim ve uçuş koşulları arasındaki farklılıkların sonucu olan geometri ve yükteki varyasyonların modellemesi yapılır. Bu aşamaların sonucunda farklı firmalar tarafından üretilen takviyeli panellerin güvenilirlikleri hesaplanarak ortalaması alınır.

Piramidin ikinci aşamasında gerçekleştirilen yapısal eleman testleri seviyesinde, kupon testlerinin sonucu kullanılarak ortalama kırılma tokluğu elde edilmiştir. Minimum bilgiyi ve maksimum entropiyi yansıtmak için hataların dağılımları düzgün dağılım olarak modellenmiştir. Problem tanımında kullanılan deterministik parametreler ise çizelge 4.4'de verilmiştir.

Yapısal eleman test sonuçları ve Bayes yöntemini kullanarak ortalama kırılma tokluğu güncellenmiştir [23,44]. İlk aşamada elde ettiğimiz ortalama kırılma tokluğunun başlangıç olasılık dağılımı MCS döngüsünün dışında Bayes teorisi ile güncellenmiştir. Güvenilirlik hesabı yapılırken Bayes teorisinin MCS döngüsü içinde de yapılabilir fakat bu işlem çok uzun zaman alacağı için bu döngüden bağımsız olarak Bayes güncellemesi yapılmıştır. Bu yöntemde kupon testi uygulanarak rastgele sayılar üretilip, ortalama kırılma tokluğu için başlangıç dağılımı elde edilir. Devamında Bayes yönteminde kullanılmak üzere 'hatasız' kırılma tokluğundan rastgele sonuçlar türetilir ve ortalama kırılma tokluğunun güncellemesi yapılır.

Çizelge 4.4. Deterministik parametreler [39].

Parametre	Birim	Değeri
Yükleme, P	MPa	0.06
Gövde yarıçapı, r	m	3.25
Panel genişliği ortalama değeri, w	m	1.50
Perçin sayısı	---	20
Perçin çapı	mm	4.8
Takviye çıtası sayısı	---	5
Elastisite modülü	GPa	70
Poisson oranı	---	0.33

Güncellenmiş ortalama kırılma tokluğu için türetilen sayılar ile Johnson dağılımı kullanılarak bu değer için olasılık yoğunluk fonksiyonu hesaplanır. Hesaplamalar sonucunda elde edilen tüm olası sonuçlar için yapılan modelleme her test seti için tekrar edilerek Johnson dağılımları hesaplanır. Çizelge 4.5'de MCS döngüsüne dolaylı yoldan dahil edilen Bayes teoremi için yapılan MCS döngüsünün detayları anlatılmıştır. Çizelge 4.6'da güvenilirlik hesabı için yapılan MCS döngüsü detaylandırılmıştır. İki aşamalı yapılan bu güvenilirlik hesabı sayesinde daha kısa sürede sonuçlar elde edilmiştir.

Çizelge 4.5. Bayes güncellemesi için ayrıca oluşturulan MCS döngüsü detayları.

1. Malzeme kupon testlerinden kırılma tokluğu dağılımı elde et.
2. Rastgele yapısal eleman testi sonuçları oluştur ('hatasız' kırılma tokluğu dağılımı kullan).
3. Bayes teorisini kullan ve ortalama kırılma tokluğunun olasılık dağılımını güncelle.
4. Güncellenen dağılıma Johnson dağılımı uydur (Johnson parametrelerini hesapla).
5. 1 ile 5 arası adımları 20,000 kez yinele ve Johnson parametrelerinin ortalama

değerlerini, standart sapmalarını ve aralarındaki korelasyonu hesapla.

Çizelge 4.6. Güvenilirlik hesabı için oluşturulan MCS döngüsü detayları.

-
-
1. Malzeme kupon testlerinden müsaade edilebilir kırılma tokluğu değerini hesapla $(K_{IC})_{ca}$.
 2. Takviye çitasının kesit alanını ve takviyeli panelin kalınlığını minimum ağırlık amacıyla ve kırılma tokluğu kısıtlarını sağlayacak şekilde tasarla.
 3. Tablo 5’de detayları verilen ayrı bir MCS ile elde edilen Johnson parametreleri olasılıksal özelliklerini kullanarak, rastgele Johnson parametreleri oluştur.
 4. Oluşturulan Johnson parametrelerini kullanarak müsaade edilebilir kırılma tokluğu değerini hesapla $(K_{IC})_{ea}$.
 5. Adım 1 ve Adım 4’te elde edilen müsaade edilebilir değerleri karşılaştır ve panelin kesit alanını ve takviyenin kalınlığını gerekliyse* revize et.
 6. Tasarlanan kesit alanına binaen diğer belirsizlikleri de hesaba katarak güvenilirlik hesapla.
-
-

* Eğer $(K_{IC})_{ea}$ değeri $(K_{IC})_{ca}$ değerinden %5 daha yüksekse (tasarım gerektiğinden dayanıklıdır), kesit alanı $(K_{IC})_{ca} / (K_{IC})_{ea}$ oranında azaltılır. Ancak, eğer $(K_{IC})_{ea}$ değeri $(K_{IC})_{ca}$ değerinden %2 daha düşükse (tasarım gerektiğinden dayanıksızdır), kesit alanı $(K_{IC})_{ca} / (K_{IC})_{ea}$ oranında artırılır. Bu iki durum da geçerli değilse, kesit alanında güncelleme yapılmaz. İkinci durumdaki düşük tolerans, emniyet amaçlıdır.

4.2.2. Kırılma Tokluğu Hatalarının Kupon Testleri ile Belirlenmesi

Kupon testleri, malzemenin kırılma tokluğu ve bunlara karşılık gelen tasarım değerleri (A-tabanlı, B-tabanlı) gibi mukavemet özelliklerinin istatistiksel karakterizasyonlarını elde etmek için yapılır. Kırılma tokluğunun normal dağılıma sahip olduğunu varsayarak işlem yaptığımız zaman, hesaplanan ortalama değer normal dağılıma sahip olur, ayrıca kupon testi adeti n_c 'nin değerinin 25'ten büyük olduğu zaman hesaplanan standart sapmasının olasılık dağılımı, normal dağılıma sahip olmaktadır. Kupon testi seviyesinde kırılma tokluğu hesaplanırken denklem 4.2 kullanılmaktadır.

$$(KIC_c)_{calc} = Normal \left[(\overline{KIC}_c)_{calc}; Std(KIC_c)_{calc} \right] \quad (4.2)$$

Kırılma tokluğunun ortalaması ve standart sapması denklem 4.3 ve 4.4 gösterildiği gibi hesaplanır.

$$(\overline{KIC}_c)_{calc} = Normal \left(\overline{KIC}; \frac{Std(KIC)}{\sqrt{n_c}} \right) \quad (4.3)$$

$$Std(KIC_c)_{calc} = Normal \left(Std(KIC) \sqrt{\frac{1 + \sqrt{\frac{n_c - 3}{n_c - 1}}}{2}}; Std(KIC) \sqrt{\frac{1 - \sqrt{\frac{n_c - 3}{n_c - 1}}}{2}} \right) \quad (4.4)$$

Burada \overline{KIC} ve $Std(KIC)$ kırılma tokluğu değerinin ortalama değerinin ve standart sapmasının gerçek değeridir. Denklem 4.2 ve 4.4'de normal dağılımdan gelen rastgele parametreler, rastgele bir değişkeni tanımlar ve normal dağılıma sahiptir.

Müsaade edilebilir kupon testi seviyesindeki kırılma tokluğu değeri, KIC_{ca} , mukavemet indirgeme faktörü (knockdown factor) k_d kullanılarak, kupon testi seviyesindeki hesaplanan kırılma tokluğu değeri $(\overline{KIC}_c)_{calc}$ ile hesaplanır.

$$KIC_{ca} = k_d (\overline{KIC}_c)_{calc} \quad (4.5)$$

Mukavemet indirgeme faktörü k_d belirlenirken ABD Federal Havacılık Yönetmelikleri (FAR) kuralları dikkate alınmıştır. Örneğin B-tabanlı kırılma tokluğu değeri, kupon testinden elde edilen kırılma tokluğunun %90'nını, müsaade edilebilir kırılma tokluğu değerini %95 güvenilirlikte aşmalıdır. %90 olasılık ve %95 güvenilirlik gereksiniminden mukavemet indirgeme faktörü sorumludur. Normal

dağılıma sahip olan k_d hesabı için, kırılma tokluğunun kovaryansı $\text{cov}(KIC_c)_{calc}$ kullanılır.

$$k_d = 1 - k_B \left(\text{cov}(KIC_c)_{calc} \right) \quad (4.6)$$

Burada kırılma tokluğunun varyasyon katsayısı kupon testlerinden hesaplanır. Denklemden yer alan k_B değeri ise limit tolerans faktörüdür ve kupon test sayısına bağlı olarak hesaplanır (Denklemler 4.7) [11].

$$k_B \approx 1.282 + \exp \left(0.958 - 0.520 \ln(n_c) + \frac{3.19}{n_c} \right) \quad (4.7)$$

4.2.3. Yapısal Elemanların Kırılma Tokluğu Tahminindeki Hatalar

Yapısal test piramidinin ikinci aşamasında yer alan yapısal eleman testleri kullanılarak hesaplamalara devam edilir. Yapısal elemanlar, kullanılan hasar kriterinin doğruluğunu onaylamak için test edilir. Kupon testi seviyesindeki ve eleman testi seviyesindeki kırılma tokluğu değeri arasındaki bağıntıyı, hasar kriterinin hata değeri kullanılarak yapılır. Kullanılan 'e' indisi, eleman testlerini ifade etmektedir.

$$\left(\overline{KIC}_e \right)_{calc} = (1 - e_{ef}) \left(\overline{KIC}_c \right)_{calc} \quad (4.8)$$

Denklemler 4.8'de yer alan e_{ef} eleman testi seviyesinde hasar kriterinin hata miktarını ifade eder. $\left(\overline{KIC}_e \right)_{calc}$ ilk dağılımı, e_{ef} ve kupon testi sonuçlarını $\left(\overline{KIC}_c \right)_{calc}$ kullanarak elde edilir. Eleman testi sonucu elde edilen bu veriler bir sonraki aşamada kırılma tokluğunun dağılımını güncellemek için Bayes güncellemesi yapılırken kullanılacaktır. Bölüm 4.2.9'da Bayes teorisi güncellemesi ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

Müsaade edilen kırılma tokluğu değeri eleman testine bağlı olarak hesaplanmaktadır.

$$KIC_{ea} = k_d (\overline{KIC}_e)_{calc} \quad (4.9)$$

Güncellenmiş ortalama kırılma tokluğu değeri $(\overline{KIC}_e)_{calc}^{updated}$, (en yüksek PDF'ye sahip olan) ortalama KIC değerine karşılık gelmektedir. Denklem 4.6, 4.7 ve 4.8 birleştirilerek;

$$KIC_{ea} = (1 - e_{ef}) KIC_{ca} \quad (4.10)$$

4.2.4. Yapısal Sistemin Kırılma Tokluğu Tahminindeki Hatalar

Tüm yapısal sistemin genel karmaşıklığı sebebiyle, yapının hasar tahmininde hatalar bulunmaktadır, bu hatalar e_f ile gösterilmektedir. Tüm yapı için hesaplanan ortalama kırılma tokluğu değeri $(\overline{KIC})_{calc}$, yapısal elemanların hesaplanan ortalama kırılma tokluğu değeri $(\overline{KIC}_e)_{calc}$, olarak gösterilmektedir.

$$(\overline{KIC})_{calc} = (1 - e_f) (\overline{KIC}_e)_{calc} \quad (4.11)$$

Yapısal test seviyesinde müsaade edilebilir kırılma tokluğu değeri, KIC_a , eleman testi seviyesindeki hesaplanan müsaade edilebilir kırılma tokluğu değeri ile ilişkilidir. Aralarındaki bu bağıntı denklem 4.12 ile ifade edilir.

$$KIC_a = k_f (1 - e_f) KIC_{ea} \quad (4.12)$$

Ek mukavemet indirgeme faktörü denklem de k_f olarak gösterilmektedir. Bu değer uçak üretici firmalarda yapısal test seviyesinde ek bir önlem almak için kullanılmaktadır. Denklem 4.10 ve 4.12'nin birleştirilmesi ile yapısal sistem için kırılma tokluğu değeri hesaplanır.

$$KIC_a = (1 - e_{ef})(1 - e_f)k_f KIC_{ca} \quad (4.13)$$

4.2.5. Tasarım Hataları

Sistemdeki hatalar incelenirken, her test seviyesinde oluşabilecek hataların yanında, tasarım esnasında oluşan hatalar da dikkate alınır. Yapı üzerindeki yüklemelerdeki hata e_p hesaplanan yükleme değeri P_{calc} ve tasarlanan yükleme değeri P_d arasındaki ilişkiyi (Denklem 4.15) tanımlamakta kullanılır.

$$P_{calc} = (1 + e_p)P_d \quad (4.15)$$

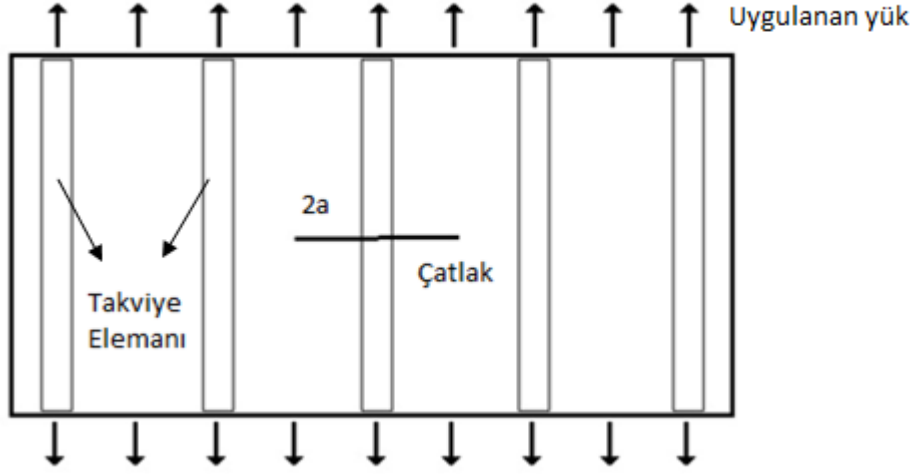
Uçak paneli üzerinde uygulanan yüklemeler sonucunda, çevresel gerilmeler (hoop stress) oluşacaktır (Şekil 4.3). Bu gerilme değeri hesaplanırken oluşacak hatalar tasarım esnasında dikkate alınarak belirsizlikler azaltılabilir. e_σ ile gösterilen hata değeri hesabı;

$$\sigma_{calc} = (1 + e_\sigma) \frac{P_{calc} r_{calc} w_{calc}}{(t_p)_{calc} w_{calc} + N_s (A_s)_{calc}} \quad (4.16)$$

Bu denklemde yer alan r uçak gövdesi yarıçapı, w panel kalınlığı, N_s ise takviye elemanı sayısıdır. Bu tez çalışmasında e_σ 'nin etkisi ihmal edilerek sıfır kabul edilir.

Gerilmelerde oluşan hatalara benzer olarak kırılma tokluğunun hesaplanması esnasında da hatalar oluşmaktadır. Bu nedenle hesaplanan kırılma tokluğu değeri ile gerçek kırılma tokluğu değeri arasındaki bağıntı aşağıdaki gibidir;

$$K_{calc} = (1 + e_K)K_{true} \quad (4.17)$$



Şekil 4.3. Çevresel gerilmeler altındaki merkezi çatlaklı uçak gövdesi takviyeli paneli.

Hesaplanan kırılma tokluğu değeri Swift'in çalışmasında yer alan yer değiştirme uygunluk yöntemi kullanılarak yapılır, e_K hata değeri ise ihmal edilerek sıfır alınmaktadır.

Tasarım değişkenleri olan panel kalınlığı t_p ve takviye elemanın alanı A_s , deterministik optimizasyon problemi oluşturularak çözümlenmiştir.

$$\begin{array}{ll}
 \text{Bul} & (t_p)_{\text{design}}, (A_s)_{\text{design}} \\
 \text{Min} & A_{\text{total}} = (t_p)_{\text{design}} w + N_s (A_s)_{\text{design}} \\
 \text{Öyle ki} & K_{\text{calc}} \leq KIC_a
 \end{array} \quad (4.18)$$

Panel üzerindeki tasarım yüklemesi P_d , emniyet faktörü, $S_F=1.5$ ile çarpılarak K_{calc} değeri hesaplanmıştır.

4.2.6. Konstrüksiyon Hataları

Tanımlanan bu hataların yanı sıra, yapı geometrisinde konstrüksiyondan kaynaklanan hatalar bulunmaktadır. Bu hatalar ortalama bir uçak yapısının parametreleri ve tasarım değişkeni olan parametreler arasındaki farklılıkları temsil eder. e_g geometrik parametrelerdeki hataları ifade eder, tasarım değerlerinin bir filodaki uçakların geometri parametrelerinin ortalama değerinden sapma miktarıdır.

$$g_{built-av-c} = (1 + e_g) g_{design} \quad (4.19)$$

Bu denklemde yer alan g değeri geometrik parametre fonksiyonudur, takviyenin alanı A_s , panel kalınlığı t_p , panel genişliği w , uçak gövdesi yarıçapından r oluşmaktadır. Hataların olasılıksal karakteristikleri çizelge 4.7'de tanımlanmıştır.

4.2.7. Eleman Testlerine Bağlı Olarak Tasarımın Güncellenmesi

Eleman testleri sonucunda elde edilen tasarım değişkenlerinin verileri ve kırılma tokluğunun değeri, yapının güvenilirliği ve konservatif tasarım durumu için büyük önem taşımaktadır. Testlerden elde edilen sonuçlar uçak firmalarının ihtiyaçlarını karşılamadığı takdirde, panel kalınlığının ya da takviye çitası kesit alanının değerlerinde değişiklikler yapılabilirler. Bu konu ile ilgili geçmişte yapılan çalışmalar dikkate alınarak benzer yaklaşımlar uygulanmıştır [23,45-46].

Eleman testlerinden elde edilen B-tabanlı değer, KIC_{ea} , kupon testlerinden elde edilen B-tabanlı değerden KIC_{ca} %5 fazla ise, panel kalınlığı ve takviye alanının her ikisi de azaltılır, KIC_{ca} değeri de %5 oranında azalır. Diğer yandan eleman testlerinden elde edilen B-tabanlı değer, KIC_{ea} , kupon testlerinden elde edilen B-tabanlı değerden KIC_{ca} %2 az olduğu durum için bu iki değişken %2 oranında artırılır, böylece KIC_{ca} değeri de %2 oranında artar. Güvenlik açısından ihtiyaç olan bu düşük tolerans durumu tasarım güncellemesinin yapılması için uygulanması

gerekmektedir. Bu güncellemede yapılan azaltma ya da artırılma miktarı denklem 4.20 ve 4.21 çözülerek hesaplanır.

Çizelge 4.7. Hataların olasılıksal karakteristikleri.

Hata tipi	Olasılık Dağılımı	Ortalama	Sınırlar
Takviye çitası kesit alanı, e_A	Üniform	0.0	$\pm\%3$
Panel kalınlığındaki hata, e_t	Üniform	0.0	$\pm\%3$
Panel genişliğindeki hata, e_w	Üniform	0.0	$\pm\%1$
Gövde yarıçapındaki hata, e_r	Üniform	0.0	$\pm\%1$
Yük hesabındaki hata, e_p	Üniform	0.0	$\pm\%5$
Eleman seviyesinde kırılma tokluğundaki hata, e_{ef}	Üniform	0.0	$\pm\%10$
Yapının kırılma tokluğundaki hata, e_f	Üniform	0.0	$\pm\%10$

$$\Delta KIC = \frac{dKIC}{dt_p} \Delta t_p + \frac{dKIC}{dA_s} \Delta A_s \quad (4.20)$$

$$\frac{\Delta t_p}{t_p} = \frac{\Delta A_s}{A_s} \quad (4.21)$$

Denklem 4.20'nin türevinin alınması panel kalınlığındaki ve takviye alanındaki değişimin hesaplanmasını sağlar, bu denklem ileri farklar yöntemi ile sayısal olarak hesaplanmıştır. Bu iki tasarım değişkeni için üretilen ortalama değerlerin hesaplanması denklem 4.22 ve 4.23'deki gibidir.

$$(t_p)_{built-av} = c_r \left[(t_p)_{design} + \Delta t_p \right] \quad (4.22)$$

$$(A_s)_{built-av} = c_r \left[(A_s)_{design} + \Delta A_s \right] \quad (4.23)$$

Burada yer alan c_r değeri, tasarım güncellemesi doğrulama faktörüdür, eğer tasarım güncellemesi yapılırsa bu değer 1.01, yapılmaz ise 1 olarak alınır. c_r 'nin kullanılması yeniden tasarlanmış elemanların, belirsizliklere karşı korunmasında etkilidir ve hesaplanmış müsaade edilebilir değerlerde %1 oranında azalmaya neden olur.

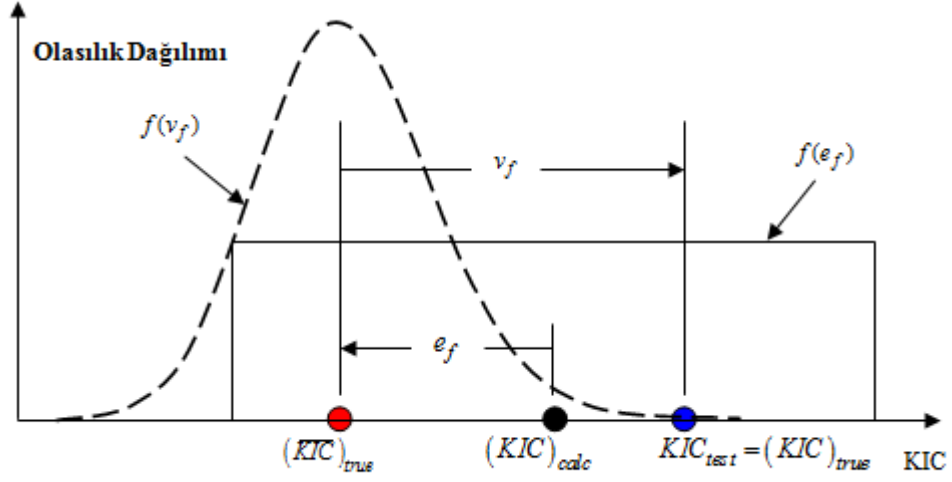
4.2.8. Kırılma Tokluğu Dağılımının Eleman Testi Sonuçlarını Kullanarak Bayes Teoremi İle Güncellenmesi

Kırılma tokluğu değerinin ilk olasılık dağılımı, kupon testlerinin sonuçları ve hasar kriteri kullanılarak elde edilir, fakat bu sonuçlarda iki farklı nedenden dolayı hatalar bulunmaktadır. İlk olarak, sınırlı sayıda kupon testi kullanılarak analizler yapılmaktadır, ikinci neden ise kupon testleri sonucunda elde edilen ortalama değer ve standart sapma değeri, testlerde meydana gelebilecek hatalardan dolayı gerçek ortalama ve standart sapma değerinden farklıdır.

Analitik olarak tahmin edilen kırılma tokluğu değeri $(KIC_e)_{calc}$, birbirinin aynı sonsuz miktardaki yapısal elemana ortalama kırılma tokluğu $(\overline{KIC}_e)_{true}$ olarak uygulandığı varsayılmıştır. Analitik tahmindeki hata değeri e_{ef} olarak gösterilmiştir.

$$(\overline{KIC}_e)_{true} = (1 + e_{ef})(KIC_e)_{calc} \quad (4.24)$$

Hatanın büyüklüğüne bağlı olarak, hatanın sınırları b_e (mümkün olduğunca konservatif) belirlenir ve bu sınırlar içerisinde hatanın olasılık dağılımının düzgün dağılıma sahip olduğu varsayılır. Kırılma tokluğunun hesaplanan değerine bağlı olarak hatanın tanımlanması daha uygundur (Şekil 4.4)



Şekil 4.4. Kırılma tokluğundaki hata ve varyasyon.

Şekil 4.4.'de hesaplanan KIC değeri hatanın merkezindedir ve düzgün dağılıma sahiptir. Varyasyonun olasılık dağılımı lognormaldir ve ortalama değeri gerçek ortalama kırılma tokluğu değerine eşittir.

Kırılma tokluğunun ortalama değerinin olasılık dağılımı Bayes güncellenmesi ile güncellendiği zaman elde edilen değer $(KIC)_{1,test}$;

$$f^{upd}(\overline{KIC}_e) = \frac{f_{1,test}(\overline{KIC}_e) f^{ini}(\overline{KIC}_e)}{\int_{-\infty}^{\infty} f_{1,test}(\overline{KIC}_e) f^{ini}(\overline{KIC}_e) d\overline{KIC}_e} \quad (4.25)$$

İlk test sonucunun $(KIC_e)_{1,test}$ olasılık varyasyonunu yansıtan likelihood fonksiyonudur $f_{1,test}(\overline{KIC}_e) = Normal\left((KIC_e)_{1,test}; \overline{KIC}_e, Std(KIC_e)\right)$. Burada $f_{1,test}(\overline{KIC}_e)$ değeri, (\overline{KIC}_e) 'nin olasılık dağılımıdır ve $(KIC_e)_{1,test}$ test sonucundan elde edilen koşullu olasılık yoğunluğudur. \overline{KIC}_e kırılma tokluğunun ortalama

değeridir. Devamında yapılan testlerde, aynı denklemler kullanılarak, güncellenmiş dağılım, ilk dağılım olarak alınarak elde edilir.

Eğer Bayes güncelleme prosedürü MCS döngüsünün içerisine doğrudan entegre edilerek tasarlanan panelin kesit alanı belirlenirse, problemin çözüm süresi çok uzun olacaktır. Bu nedenle çalışmada, Bayes güncellemesi MCS döngüsü dışında yapılmıştır. Bu ayrı döngüde ilk olarak, kırılma tokluğu için standart sapma $Std(KIC_c)$ ve ortalama \overline{KIC}_c hesabı, rastgele örnekler üretilerek, kupon testleri ile simüle edilmiştir. Devamında eleman testi n_e kadar simüle edilir, $(KIC_e)_{test}$, bu simülasyon sonucunda elde edilen ortalama ve standart sapma değerleri likelihood fonksiyonunda kullanılır $f_{1,test}(\overline{KIC}_e) = Normal((KIC_e)_{1,test}; \overline{KIC}_c, Std(KIC_c))$. Denklem 4.26'da verilen sınırlara sahip olan $f^{ini}(\overline{KIC}_e)$ 'nin ilk dağılımı düzgün dağılımdır.

$$f^{ini}(\overline{KIC}_e) = \begin{cases} \frac{1}{2b_e \overline{KIC}_c} & \text{if } \left| \frac{\overline{KIC}_e}{\overline{KIC}_c} - 1 \right| \leq b_e \\ 0 & \text{aksi halde} \end{cases} \quad (4.26)$$

Denklemden kullanılan hata sınırı b_e 'nin Bayes güncellemesinden önce ya da sonra uygulanması sonucu değiştirmemektedir. Bu durum şöyle de açıklanabilir; denklem 4.26'da bulunan ortalama değer için ilk dağılımı $f^{ini}(\overline{KIC}_e)$ hata sınırı Bayes güncellemesinden önce uygulanır. Daha sonra denklem 4.25 hesaplanır. Eğer hata sınırı Bayes güncellemesinden sonra uygulanırsa, hata sınırının çok geniş olduğu kabul edilir ve ilk olarak 4.26'dan ilk dağılım hesaplanır daha sonra gerçek hata sınırı dağılımı denklem 4.25'e uygulanır.

Hata sınırını (b_e) Bayes güncellemesine sonradan uygulamak daha kullanışlıdır, çünkü güncellemeden elde edilen ortalama kırılma tokluğu değerine uydurulmak istenen dağılımları (Ör. Johnson dağılımı) elde etmek daha kolaydır. Eğer hata sınırı (b_e) başta uygulanırsa denklem 4.25'den elde edilen dağılım kesikli olacağı için bu

duruma uygun bir dağılım uygulamak zorlaşacaktır. Hâlbuki güncelleme sonrası elde edilen değerlerin sürekliliği olacağı için bu değerlere uygun bir dağılım uygulanabilir.

Bu çalışma için uygulanan prosedüre bütünüyle bakıldığında uygulanan adımlar şu şekildedir; ilk olarak bir MCS döngüsü içerisinde kupon testleri sonucundan elde edilen kırılma tokluğu değeri için ortalama ve standart sapma elde edilir. Daha sonra, geniş hata sınırlarını b_e belirlemek için denklem 4.26 uygulanır ve eleman testi seviyesinde simülasyon yapılarak ortalama kırılma tokluğunun dağılımını elde etmek için denklem 4.25 çözülür. Son olarak; bu dağılımda Johnson parametreleri hesaplanır ve ortalaması ile standart sapması elde edilir ve normal dağılıma göre modellenir. Johnson parametreleri için kırılma tokluğuna karşılık gelen CDF değeri [0.067, 0.309, 0.691, 0.933]'dir.

Güncellemede kullanılan Johnson parametreleri; kupon testi adeti n_c , eleman testi adeti n_e ve kırılma tokluğu tahminindeki hata e_{ef} değerinin birer fonksiyonudur. Çizelge 4.8'e bakıldığında kupon test adetinin etkisinin büyük miktarda olmadığı görülmüştür. Hatanın etkisi ise Johnson parametrelerini $(1-e_{ef})$ değeri ile çarpıldığı takdirde etkili olduğu görülmüştür. Çizelge 4.8'de normal dağılıma sahip olan Johnson parametrelerinin ortalama ve standart sapma değerleri bulunmaktadır. Test miktarı artıkça, ortalama değerler 1'e yaklaşmış, standart sapma değerleri ise düşmeye başlamıştır.

Johnson parametrelerinin ortalama değer ve standart sapma değerleri, ortalama kırılma tokluğunun dağılımını elde etmek için kullanılır. Hata sınırları b_e , elde edilen bu dağılıma uygulanarak eleman testi seviyesinde rastgele sayılar elde edilir. Gaussian copula yöntemi kullanılarak elde edilen bu parametreler arasındaki korelasyon, MCS döngüsünde rastgele sayılar üretmek için kullanılır.

Çizelge 4.8. Johnson parametrelerinin ortalama ve standart sapma değerleri.

Ortalama (Q_{1-4})				
	\bar{Q}_1	\bar{Q}_2	\bar{Q}_3	\bar{Q}_4
test1	0.897	0.966	1.047	1.143
test2	0.924	0.975	1.032	1.095
test3	0.937	0.979	1.025	1.075
test4	0.944	0.981	1.021	1.064
test5	0.95	0.983	1.019	1.057
Standart Sapma (Q_{1-4})				
	$std(Q_1)$	$std(Q_2)$	$std(Q_3)$	$std(Q_4)$
test1	0.073	0.078	0.084	0.093
test2	0.053	0.055	0.058	0.063
test3	0.044	0.045	0.047	0.05
test4	0.038	0.039	0.041	0.043
test5	0.035	0.035	0.037	0.039

4.2.9. Varyasyon

Belirsizlikleri azaltan koşullar arasında bir önceki bölümde, karşımıza çıkabilecek birçok hata durumu için analizler yapılmıştır. Bu hata değerleri tasarım, konstrüksiyon aşamaları ve geometri parametrelerinde oluşabilecek hatalardır. Bu tasarımda var olan parametreler için üretim ya da kullanılan takımlar sonucunda hataların yanı sıra varyasyonlarda oluşacaktır. Çizelge 4.9'da bu çalışma için kullanılan parametrelerin varyasyonlarının olasılık dağılımları hakkında bilgiler verilmiştir.

Çizelge 4.9. Varyasyonların olasılıksal karakteristikleri.

Değişken	Olasılık dağılımı	Ortalama	Saçılım
Takviye çıtası kesit alanı (mm^2), $(A_s)_{\text{built-var}}$	Üniform	$(A_s)_{\text{built-av}}$	$0.03(A_s)_{\text{built-av}}$
Panel kalınlığı (mm), $(t_p)_{\text{built-var}}$	Üniform	$(t_p)_{\text{built-av}}$	$0.03(t_p)_{\text{built-av}}$
Panel genişliği (mm), $w_{\text{built-var}}$	Üniform	$w_{\text{built-av}}$	$0.01w_{\text{built-av}}$
Gövde yarıçapı (m), $r_{\text{built-var}}$	Üniform	$r_{\text{built-av}}$	$0.01r_{\text{built-av}}$
Yükleme (MPa)	Üniform	P_d	$0.05 p$
Kırılma Tokluğu ($\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$), K_{IC}	Normal	30.5	3.05*

*Standart Sapma

Geometrideki varyasyonlardan dolayı takviyeli panel, tasarım parametrelerine sadık kalınarak üretilemez. $(t_p)_{\text{built-av}}$ ve $(A_s)_{\text{built-av}}$ 'nin gerçek değerleri, ortalama filo değerlerinde farklı olacaktır. Geometri parametrelerinin olasılık dağılımları düzgün dağılım olarak alınır, bu değerlerin varyasyonları denklem 4.27 ve 4.28'de gösterildiği gibi hesaplanır.

$$(t_p)_{\text{act}} = (1 + v_t)(t_p)_{\text{built-av}} \quad (4.27)$$

$$(A_s)_{\text{act}} = (1 + v_A)(A_s)_{\text{built-av}} \quad (4.28)$$

4.2.10. Sertifikasyon Testi

Belirsizlikleri azaltmak için uygulanan hata ve varyasyonların hepsi modellendikten sonra, yapısal parça üzerine $(S_F \cdot P_{\text{calc}})$ yüklemesi yapılır. Eğer gerilme şiddeti faktörü K , yapının kırılma tokluğu değerini K_{IC} aşar ise, yapıda hasar oluşumu

gerçekleşir ve tasarım sertifikasyon testini geçemez. Tam tersi durum gerçekleştiği zaman (denklem 4.29) tasarım sertifikasyon testinde başarılı olur.

$$K_{calc} \left[(t_p)_{built-var}, (A_s)_{built-var}, S_F P_{calc} \right] - K_{IC} \leq 0 \quad (4.29)$$

Denklem 4.29'da yer alan K_{IC} değeri hesaplanırken, K_{IC} 'nin ortalama değerine yapının kırılma tokluğundaki hata dahil edilir. Bu durumda, güvenilirlik indisi β denklem 4.30 kullanılarak hesaplanabilir.

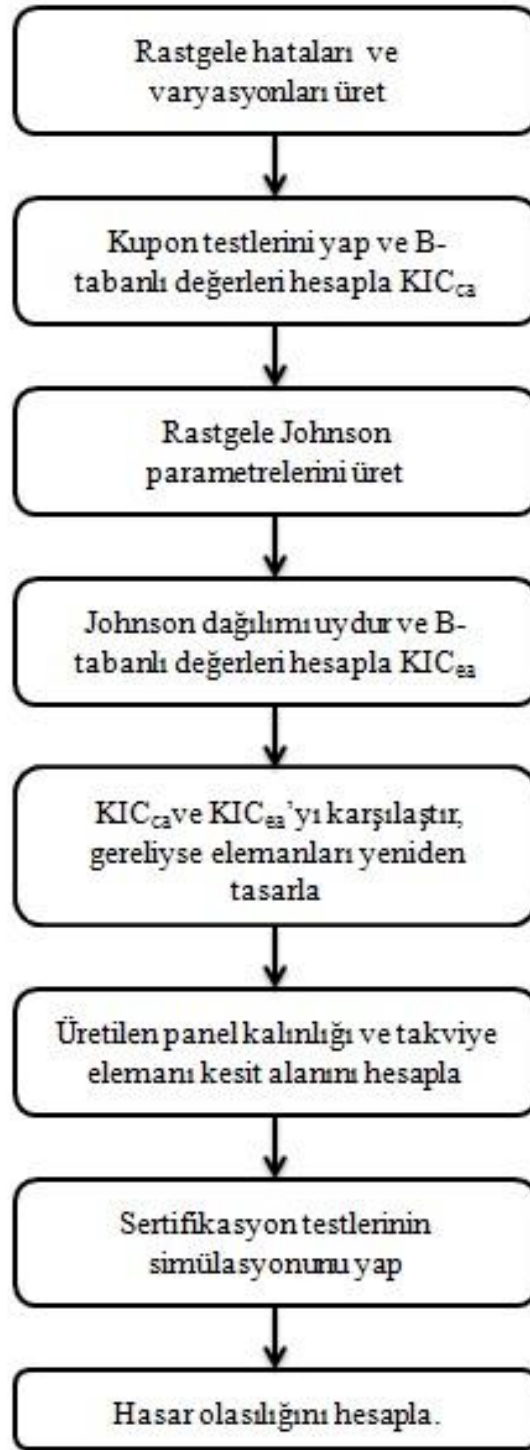
$$\beta = \frac{(1 + e_f)(K_{IC})_{mean} - K_{calc}}{(K_{IC})_{std}} \quad (4.30)$$

Panelin sertifikasyon testini geçme olasılığı hesaplanırken kırılma tokluğunun normal dağılıma sahip olduğu varsayımı kullanılmıştır.

Sertifikasyon testlerinin hesaplanmasında, sertifikasyon testini geçen firmaların üretilmiş kesit alanı olan $(A_s)_{cert}$ değeri, ortalama üretilmiş alan olan $(A_s)_{built-av}$ yerine geçer. Aynı şekilde sertifikasyon testini geçen firmaların üretilmiş panel kalınlığı $(t_p)_{cert}$ değeri, ortalama üretilmiş panel kalınlığı $(t_p)_{built-av}$ değerinin yerine geçer. Panelin sertifikasyon testini geçme olasılığı denklem 4.31 ile hesaplanabilir.

$$STGO = 1 - F_{KIC}(K_{calc}) \quad (4.31)$$

Bu denklemde yer alan F_{KIC} değeri K_{IC} 'nin kümülatif dağılım fonksiyonudur. Yukarıda da not edildiği üzere, K_{IC} 'nin olasılık dağılımı normal dağılım olarak varsayılmıştır.



Şekil 4.5. MCS yöntemi akış şeması [23].

Çizelge 4.10. MCS döngüsünün aşamaları.

1. Malzeme kupon testlerine bağlı olarak müsaade edilebilir kırılma tokluğu hesaplanır, $(K_{IC})_{ca}$.

2. Kupon testlerinin sonucu kullanılarak ortalama panel kalınlığı (t_p) ve takviye alanı (A_s) deterministik optimizasyon yöntemi ile hesaplanır;

$$\begin{aligned} \text{Bul} & \quad (t_p)_{\text{design}}, (A_s)_{\text{design}} \\ \text{Min} & \quad A_{\text{total}} = (t_p)_{\text{design}} w + N_s (A_s)_{\text{design}} \\ \text{Öyle ki} & \quad K_{\text{calc}} \leq KIC_a \end{aligned}$$

3. Panel kalınlığı ve takviye alanının üretilmiş ortalama değerleri hesaplanır;

$$(t_p)_{\text{built-av-c}} = (1 + e_t)(t_p)_{\text{design}} ; \quad (A_s)_{\text{built-av-c}} = (1 + e_A)(A_s)_{\text{design}}$$

4. Güncellenen ortalama kırılma tokluğu değerinin Johnson parametreleri için rastgele sayılar üretilir. (Burada yer alan Johnson parametrelerinin ortalama, standart sapma ve korelasyon katsayısı ayrı bir MCS döngüsünde hesaplanmaktadır.)

5. Dağılımları kullanarak B tabanlı değer hesaplanır, $(K_{IC})_{ea}$.

a. Ortalama kırılma tokluğu için sınırlar hesaplanır.

$$lb = \frac{1 - be_{ef} - 2c_f / \sqrt{n_c}}{(1 - e_{ef})} \quad \text{ve} \quad ub = \frac{1 + be_{ef} + 2c_f / \sqrt{n_c}}{(1 - e_{ef})}$$

b. Ortalama kırılma tokluğunun olasılık yoğunluk fonksiyonunu Johnson dağılımıyla dördüncü adımda bulunan parametreler kullanılarak hesaplanır ve $(\overline{KIC}_{ef})_{\text{calc}}^{\text{updated}}$ sınırları içerisinde maksimum olasılık yoğunluk fonksiyonuna sahip değer seçilir.

c. B tabanlı değer hesaplanır, $KIC_{ea} = \left[1 - k_B (\text{cov}(KIC_c)_{\text{calc}}) \right] (\overline{KIC}_{ef})_{\text{calc}}^{\text{updated}}$

6. B tabanlı değer için bir düzeltme faktörü hesaplanır, $r_K = \frac{KIC_{ea}}{KIC_{ca}}$. (r_K) 'nin limit değeri [0.9, 1.1]. Yani $r_K < 0.9$ ise $r_K = 0.9$ 'dur, eğer $r_K > 1.1$ ise $r_K = 1.1$ 'dir.

7. Panel kalınlığını ve takviye alanını (r_K) değerini baz alarak revize edilir.

a. Eğer $0.98 < CF < 1.05$ yeniden tasarıma gerek yoktur. Panel kalınlığı

$(t_p)_{built-av} = (t_p)_{built-av-c}$ ve takviye alanı $(A_s)_{built-av} = (A_s)_{built-av-c}$ olarak alınır.

b. Bu koşulların dışında ise panel kalınlığı ve takviye alanı için yeniden tasarım durumu söz konusudur. Bu değerler (r_K) 'ya bağlı olarak denklem (4.20-4.23) kullanılarak güncellenir.

8. (t_p) ve (A_s) 'nin gerçek ortalama değerlerini elde etmek için varyasyonlar modellenir.

$$(t_p)_{act} = (1 + v_t)(t_p)_{built-av} ; \quad (A_s)_{act} = (1 + v_A)(A_s)_{built-av}$$

9. Sertifikasyon testini geçme olasılığını hesapla (STGO).

5. MİNİMUM MALİYET İÇİN OPTİMİZASYON

5.1. Giriş

Ürün tasarımı, fikirlerin oluşturulup, kavramların formüllerinin düzenlendiği bir süreçtir. Çözümün bulunması için gerekli süreç iteratif olarak yapılabilen bir optimizasyon sürecidir. Deney yapılması ve test edilmesi gibi eski süreçler artık yerini benzetim modellerine bırakmıştır. Havacılık alanında, bu modeller akış, maliyet, yapısal, uçuş (dinamik) ve malzeme özellikleri modelleri gibi birçok çeşidi bulunmaktadır. Farklı çalışma disiplinlerine sahip olan bu çeşitli modeller tasarımların yeterince doğru davranış ve özelliklerinin temsili şeklinde ifade eder. Bu çalışma için maliyet ve yapısal modeller kullanılarak takviyeli uçak gövdesinin tasarımı yapılmıştır.

5.2. Güvenilirlik Tabanlı Tasarım (Reliability Based Optimization)

Mühendislik tasarımlarında ilk olarak hedeflenen sistemden ya da üründen maksimum miktarda fayda sağlamak, üretim geliştirme ve sistemlerin bakımı gibi ömür devri maliyetinin azaltılmasını sağlamaktır. Havacılık sistemleri için yapılan tasarımlarda öncelikle sağlamlık ve güvenilirlik göz önüne alınarak çalışmalar yapılmaktadır [47].

Havacılık sistemleri çalışma ortamlarının belirsizliklerinden kaynaklı aşırı değişken ortamlarda faaliyet gösterirler. Havacılıkta kullanılan parçalar ve sistemler için sağlanan güvenilirlik şartlarındaki başarısızlıkların sonucu, genelde pahalı ve ölümcül olarak sonuçlanır [47]. Bu nedenle bu sistemlerin tasarlanmasında belirsizlikler tasarım öncesinde ve sonrasında dikkate alınır ve belirsizlikleri azaltma yöntemleri kullanılarak daha güvenilir tasarımlar elde edilir [21,48]. Yapılan bu çalışmada, yapısal testlerin belirsizlikleri azaltmadaki etkinliği incelenmiş ve uçak yapısal parçalarının maliyet ve güvenilirlik analizleri yapılmıştır.

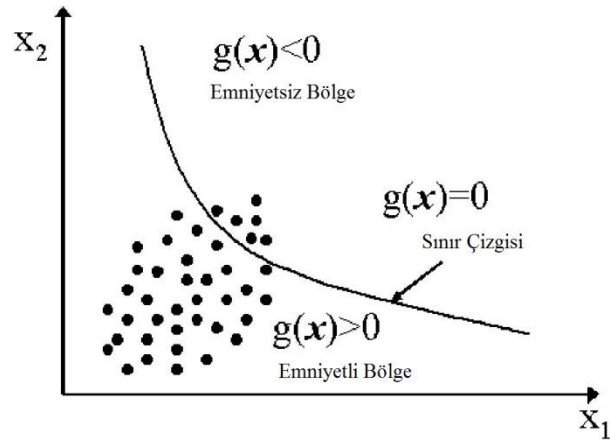
Tasarlanan sistemlerin güvenilirliklerini hesaplayabilmek için olasılıksal yöntemler kullanılarak, eleman test adeti ve kupon test adeti belirlenebilir. Tasarlanan sistemlerin emniyetini tehlikeye atmadan ve maliyeti yükseltmeden yapısal test adetlerinin belirlenmesi önemlidir. Eleman testinin pahalı olması nedeniyle daha az miktarda, maliyeti düşük olan kupon testlerinin ise daha fazla miktarda yapılması tercih edilir. Bu test sayıları belirlenirken sistemin güvenilirliğini tehlikeye atmadan yapılması gerekmektedir. Bunun için daha önceden yapılmış olan başarılı örnek modeller dikkate alınır ve bu testlerin uçağın emniyeti üzerindeki etkileri incelenir.

Yaygın olarak kullanılan olasılıksal analiz yöntemleri birinci derece güvenilirlik yöntemi (first-order-reliability-method, FORM), ikinci derece güvenilirlik yöntemi (second-order-reliability-method, SORM) ve Monte Carlo simülasyonudur (MCS) [49]. Monte Carlo simülasyonu testlerin yapısal güvenilirlik üzerindeki etkilerini incelemek açısından en verimli yöntemlerden biridir. Yapılan bu çalışmada Monte Carlo simülasyonu kullanılarak yapısal testlerin yapısal emniyet üzerine etkisi incelenmiştir.

Monte Carlo simülasyonu yönteminde, öncelikle rassal değişkenlerin olasılık dağılımları dikkate alınarak rastgele örnekleme noktaları belirlenir. Sonra, belirlenen noktalarda sınır durum fonksiyonu (performans fonksiyonu) hesabı yapılır. Son olarak, sınır-durum fonksiyonu değerlerinin istatistiksel analizinden hasar ihtimali hesaplanır. Şekil 5.1'de iki değişkenli bir problem için Monte Carlo simülasyonu gösterilmektedir. Şekilde iki değişkenli uygulama probleminin hasar uğrama ihtimali, emniyetsiz bölgedeki örnek sayısının toplam örnek sayısına olan oranı hesaplanarak gösterilmiştir [49].

Yapılan bu çalışmada, yapısal testlerin etkileri de göz önüne alınarak, takviyeli bir uçak gövde panelinin güvenilirliği Monte Carlo Simülasyonu ile hesaplanmıştır. Güvenilirlik hesabı için, bir MCS döngüsü içerisinde test piramidindeki adımlar ve bununla alakalı belirsizliklere uygun olasılık dağılımlar kullanılarak modellenir. İlk aşamada malzeme kupon testleri ile test sayısının sınırlı sayıda olması sonucu oluşan belirsizlikler modellenir. Yapısal eleman testleri seviyesinde, kupon testlerinin

sonucunu kullanarak elde edilen ortalama kırılma tokluğu değeriindeki hatalar modellenir. Sertifikasyon testi aşamasında ise yük, gerilme ve geometrideki hatalar uygun olasılık dağılımları kullanılarak yeniden modellenir. Takviyeli bir uçak gövde panelinin güvenilirliği MCS yöntemi ile tüm belirsizlikler modellendikten sonra hesaplanabilir.



Şekil 5.1. İki değişkenli problemin Monte Carlo Simülasyonu [49].

Çalışmada uygulanan yöntemlerden biri de hata ve varyasyon analizinin MCS döngüsü içerisinde yapılmasıdır. Öncelikle, yük ve gerilme tahminindeki ve geometrideki hatalar düzgün bir dağılımdan rastgele olarak belirlenir. Sonraki aşamada ise üretim ve uçuş koşulları arasındaki farklılıkların sonucu olan geometri ve yükteki varyasyonların modellenmesi yapılır. Bu aşamaların sonucunda farklı firmalar tarafından üretilen takviyeli panellerin güvenilirlikleri hesaplanarak ortalaması alınır.

Bayes güncellemesi ile hata ve varyasyon analizi yapılmıştır. Malzeme kupon testleri kullanılarak yapının ortalama hatasız kırılma tokluğu dağılımı elde edilir, bu sonuçlar kullanılarak rastgele yapısal eleman testi sonuçları oluşturulur. Daha sonra Bayes teorisi kullanılarak ortalama kırılma tokluğunun olasılık dağılımı güncellenir, güncellenen dağılıma Johnson dağılımı uydurularak, Johnson parametreleri

hesaplanır. Son olarak bu parametrelerin ortalama değerleri, standart sapmaları ve aralarındaki korelasyon hesaplanır.

Tasarlanan uçak yapısının güvenilirlik hesabı için oluşturulan MCS döngüsünde müsaade edilebilir kırılma tokluğu değeri $(K_{IC})_{ca}$ malzeme kupon testlerinden elde edilir. Takviye çitasının kesit alanı ve takviyeli panelin kalınlığı minimum ağırlık amacıyla ve kırılma tokluğunun kısıtlarını sağlayacak şekilde tasarlanır. Elde edilen Johnson parametrelerinin olasılıksal özellikleri kullanılarak müsaade edilebilir kırılma tokluk değeri hesaplanır $(K_{IC})_{ea}$. Son olarak da tasarlanan kesit alanına göre belirsizlikler dikkate alınarak tasarlanan uçak yapısının güvenilirlik hesabı yapılır.

Bu çalışmada MCS ile yapılan yapısal tasarımda emniyetin sistem üzerine etkisi elde edildikten sonra, takviye çitasının kesit alanı, takviyeli panelin kalınlığı ve yapısal test adetlerinin minimum maliyeti için optimizasyonu yapılır. İlk aşamada yapılan MCS simülasyonu ile elde edilen veriler daha sonra olasılıksal tasarım optimizasyonu probleminin içine dahil edilir. Bunun nedeni optimizasyon probleminin içinde MCS direkt olarak eklenirse sonuçların elde edilmesi çok uzun zaman alır. Bu duruma alternatif olarak, yapılan bu çalışmada takviye çitasının kesit alanı, takviyeli panelin kalınlığı ve güvenilirlik indisi için tasarım değişkenleri cinsinden yanıt yüzeyler (responce surface, RS) elde edilmiştir. Yanıt yüzey yöntemi ile ilgili ayrıntılı bilgi Ek 2'de bulunmaktadır.

5.3. Minimum Maliyet İçin Optimizasyon Probleminin Tanımlanması

Takviyeli uçak panelinin güvenilirlik analizinden sonra, çalışmanın devamında minimum maliyet elde etmek için optimizasyon problemi geliştirilmiştir. Bu problemde, MATLAB programı kullanılarak *fmincon* fonksiyonu yardımı ile optimum k_f , n_c ve n_e değerleri elde edilmiştir. MATLAB programında optimizasyon yapılırken girilmesi gereken bazı parametreler vardır ve bunların sonucu olarak çıktı parametreleri elde edilir (Çizelge 5.1)

Çizelge 5.1. *fmincon* komutunun parametre anlamları [50].

Parametre	Anlamı
Girdi Parametreleri	
Fun	Hedef fonksiyonu içeren m-dosyasının ismi
X ₀	Tasarım değişkenlerinin başlangıç değerleri
A, b	Lineer eşitlik kısıtlayıcı fonksiyonun katsayıları ($Ax \leq b$)
A _{eq} , b _{eq}	Lineer eşitlik kısıtlayıcı fonksiyonun katsayıları ($A_{eq}x = b_{eq}$)
lb	Dizayn değişkenlerin alt sınırı
ub	Dizayn değişkenlerin üst sınırı
options	Optimizasyon algoritmasını kontrol eden seçenekler
Çıktı Parametreleri	
x	Optimum tasarım değişkenlerinin atandığı vektör
Fval	Optimum noktada hedef fonksiyonun değeri
output	Optimizasyon çözümü hakkında daha detaylı bilgi verir
Lambda	Lagrange çarpanlarının değerleri
hessian	Optimum noktada hessian matrisinin değerini verir

Daha öncede bahsedildiği üzere, takviyesiz uçak panelinin olasılıksal tasarımı için üç adet tasarım değişkeni belirlenmiştir: (1) uçak firması tarafından belirlenen mukavemet indirgeme faktörü k_f , (2) malzeme kupon testi adeti n_c , (3) yapısal eleman testi adeti n_e . Toplam minimum maliyet (direct operating cost, *DOC*) için olasılıksal tasarım problemi, denklem 5.1'de verilen optimizasyon problemi çözülerek gerçekleştirilebilir.

$$\begin{array}{ll}
\text{Bul} & k_f, n_c, n_e \\
\text{Minimum} & \text{DOC}(k_f, n_c, n_e) \\
\text{Kısıt} & \text{STGO}(k_f, n_c, n_e) \geq \text{STGO}_{\text{nom}}
\end{array}$$

$$0.8 \leq k_f \leq 1.0, \quad 30 \leq n_c \leq 90, \quad 2 \leq n_e \leq 5 \quad (5.1)$$

Denklem 5.1’de oluşturulan optimizasyon probleminde yer alan ve MCS yöntemi ile hesaplanan sertifikasyon testini geçme olasılığı $(\text{STGO})_{\text{nom}}$ değeri, tasarım değişkenlerinin nominal değerlerini aldıkları zaman ($k_f=0.95$), ($n_c=50$), ($n_e=3$) elde edilen değerdir. Toplam maliyet hesaplaması aşağıda açıklandığı gibi elde edilir.

Bu çalışmada kullanılan maliyet modeli Kaufmann vd. [26]’nin çalışmasını temel almaktadır. Kaufmann vd. toplam maliyeti denklem 5.2’de verildiği gibi tanımlar.

$$\text{DOC} = C_{\text{man}} + p_0 W \quad (5.2)$$

Burada, C_{man} üretim maliyeti, p_0 ise ağırlık için penaltı parametresidir. Bu çalışmada, yapısal testlerin maliyetlerini hesaba katabilmek için toplam maliyet formülasyonu değiştirilmiştir. Ayrıca, üretim maliyetleri de ağırlık penaltı parametresi içine katılmıştır. Bu çalışmada kullanılan toplam maliyet fonksiyonu denklem 5.3’te verildiği gibidir.

$$\text{DOC} = pW + C_{\text{test}} + C_o \quad (5.3)$$

Burada, p uçağın yapısal ağırlığı, W bir birim azaltıldığında elde edilecek toplam maliyet kazancıdır (üretim maliyeti, yakıt maliyeti gibi tüm maliyetler dahil). C_{test} testler için yapılan harcamaları, C_o tasarım değişkenlerinden bağımsız diğer harcamaları göstermektedir. C_o terimi tasarım değişkenlerinden bağımsız olduğu için optimizasyon sonuçlarını etkilemez. Ayrıca, bu çalışmada sadece malzeme kupon

testleri ve yapısal eleman testleri ele alındığından, optimizasyonda kullanılacak toplam maliyet fonksiyonu denklem 5.4’de verildiği gibi değiştirilebilir.

$$\text{DOC}(k_f, n_c, n_e) = p W(k_f, n_c, n_e) + C_c(n_c) + C_e(n_e) \quad (5.4)$$

Burada, C_c ve C_e sırasıyla malzeme kupon testi ve yapısal eleman testi maliyetleridir. Denklem 5.4’deki tüm terimlerle ilgili detaylar Bölüm 5.4, 5.5 ve 5.6’da verilmiştir.

5.4. Yapısal Ağırlığın Birim Maliyeti

Uçağın yapısal ağırlığının (weight penalty, p) belirlenmesi tahmin edildiği kadar kolay değildir. Uçağın tipine, uçağın kullanılmasına ve optimizasyonu yapan kişiye bağlı olabilir, hatta bu değer uçağın hangi bölümünün incelenmiş olduğuna göre bile değişebilir.

Curran vd. [26] yapısal ağırlıkta yapılan tasarrufun ekonomik değerini 300 \$/kg (yaklaşık olarak 136\$/lb) olarak önermişlerdir. ABD Ulusal Malzeme Danışma Kurulunda (US National Advisory Board) [51] yayınlanan son rapora göre, bir sivil nakliye uçağında yapılan 1 lb ağırlık azaltılması sonucu 200\$ değerinde tasarruf elde edildiğidir. Bu çalışma da, yapısal birim ağırlığın maliyeti için farklı değerler kullanılarak tasarım değişkenlerinin optimum değerleri üzerindeki etkisine bakılmıştır. Yapısal birim maliyeti değeri 100 \$/lb ile 500\$/lb arasında değiştirilerek hesaplamalar yapılmıştır.

5.5. Yapısal Ağırlık

Tasarlanan problem bir sivil uçak gövde paneli olarak düşünülmüştür. Oluşturulan optimizasyon probleminin amaç fonksiyonunda bulunan yapısal ağırlık, bir uçak filosunun toplam yapısal ağırlığıdır. Uygulanan yapısal testlerin maliyeti, tek bir uçak için olarak değil, uçak filosunda bulunan tüm uçaklara paylaştırılması gerekmektedir. Denklem 5.5’de yapısal ağırlığın hesaplanması gösterilmektedir.

$$W(k_f, n_c, n_e) = \frac{W_p(k_f, n_c, n_e)}{(W_p)_{nom}} \times N_a \times n_{panel} \quad (5.5)$$

Bu denklemde yer alan W_p panel ağırlığı, tasarım değişkenlerinin nominal değerlere sahip olduğu zaman elde edilen panel ağırlığı $(W_p)_{nom}$. Filoda bulunan toplam uçak sayısı N_a ve bu çalışma için üretim bandında bulunan toplam sivil uçak adeti 1000 olarak kabul edilmiştir. Toplam panel adeti ise 1350 olarak Kale'nin [39] çalışmasından alınmıştır.

5.6. Test Maliyetleri

Belirsizlikleri azaltmak için kullanılan yapısal testler oldukça maliyetli testlerdir. Tasarlanan takviyeli panelin emniyeti üzerinde büyük etkiye sahip olan bu yapısal testlerden, kupon testi eleman testine nazaran daha ucuz maliyete sahiptir. Türk Havacılık ve Uzay Sanayi (Turkish Aerospace Industries, TAI), Boeing ve NASA'da çalışan yapısal test mühendisleri ile iletişime geçilerek kupon testi ve eleman testinin maliyetleri hakkında bilgi edinilmiştir. Bir numune için bir adet kupon testi maliyeti 300\$, eleman testi 150,000\$ olarak alınmıştır. Bu değerlere göre test maliyetleri;

$$C_c(n_c) = 300 \times N_{mat} \times n_c \quad (\$) \quad (5.6)$$

$$C_e(n_e) = 150000 \times N_{elem} \times n_e \quad (\$) \quad (5.7)$$

Denklem 5.6'da yer alan N_{mat} değeri tek bir uçak modeli için test edilen farklı malzemelerin miktarıdır, denklem 5.7'de yer alan N_{elem} ise test edilen farklı yapısal eleman tiplerinin miktarıdır. Bu denklemler ile hesaplanan test maliyetleri için $N_{mat}=80$, $N_{elem}=100$ olarak belirlenmiştir.

6. BULGULAR

6.1. Malzeme Kupon Testi Adetinin Sonuçlar Üzerindeki Etkisi

Malzeme kupon testleri, bu çalışmada kullanılan üç aşamalı yapısal test piramidinin (Şekil 2.5) ilk basamağında yer almaktadır. Bu testlerin sonuçlara olan etkisini incelemek için, eleman testi adetinin nominal değeri $n_e=3$, ek mukavemet indirgeme faktörünün nominal değerini $k_f = 0.95$ olarak kabul edelim.

Denklem 4.1’de verilen performans fonksiyonunda gerilme şiddeti faktörü olan K değerini etkileyen t_p ve A_s değişkenleri için, malzeme kupon testi sonucunda üretilen bir panelin ortalama kesit alanı $(A_s)_{ort}$, takviye elemanının ortalama kalınlık değeri $(t_p)_{ort}$ ve panelin güvenilirliği üzerine olan etkileri çizelge 6.1’de yer almaktadır.

Çizelge 6.1. Malzeme kupon testi adetinin sonuçlar üzerindeki etkisi.

n_c	n_e	k_f	$(t_p)_{ort}$ (mm)	$(t_p)_{cov}$	$(A_s)_{ort} * 10^{-3}$ (mm ²)	$(A_s)_{cov}$	STGO
30	3	0,95	4,84	0,556	2.00	0,055	0,915
50	3	0,95	4,73	0,502	2.00	0,052	0,905
70	3	0,95	4,66	0,479	2.00	0,051	0,898
90	3	0,95	4,63	0,467	2.00	0,053	0,895

Sonuçlara bakıldığında, malzeme kupon test adeti artarken, plaka kalınlığının ortalama değeri azalmaktadır. Plaka kalınlığının ve takviye çitası kesit alanının varyasyon katsayısı incelendiğinde, her ikisinde de azalma bulunmaktadır. Dolayısıyla, malzeme kupon testlerinin güvenilirlik üzerine etkisi iki yönlüdür: (i) kupon testi adeti arttıkça belirsizlikler azalır ve böylece tasarımın güvenilirliği artar; (ii) kupon testi adeti arttıkça, müsaade edilebilir kırılma tokluğu değerleri artar ve güvenilirlik azalır. Çizelge 6.1’in son kolonunda bulunan toplam etkiye bakıldığında,

güvenilirlik üzerine müsaade edilebilir değerlerin artmasının etkisinin belirsizliğin azalmasının etkisinden daha baskın olduğu gözlenmektedir.

6.2. Eleman Test Adetinin Sonuçlar Üzerindeki Etkisi

Eleman testlerinin güvenilirlik üzerine etkilerini incelemek için yapılan çalışma daha önce yapılan malzeme kupon testlerinin etkisini incelemek için yapılan çalışmanın bir benzeridir. Bu analizde alınan nominal değerler $k_f=0,95$ ve $n_c=50$ 'dir, eleman test adeti ise 2 ile 5 arasında değiştirilerek yapısal test piramidinin ikinci basamağı tamamlanmıştır.

Çizelge 6.2. Eleman test adetinin sonuçlar üzerindeki etkisi.

n_e	n_c	k_f	$(t_p)_{ort}$ (mm)	$(t_p)_{cov}$	$(A_s)_{ort} * 10^{-3}$ (mm ²)	$(A_s)_{cov}$	STGO
2	50	0,95	4,72	0,562	2,00	0,062	0,899
3	50	0,95	4,72	0,501	2,00	0,052	0,905
4	50	0,95	4,73	0,471	2,00	0,046	0,909
5	50	0,95	4,73	0,449	2,00	0,043	0,912

Çizelge 6.2'de elde edilen bulgular artan eleman test adetinin güvenilirlik üzerine olan etkisini göstermektedir. Eleman testi sayısı arttıkça plaka kalınlığının ortalama değerinin arttığı gözlenmiştir. Eleman testi adetinin varyasyon katsayıları üzerine etkisi incelendiğinde, eleman testi sayısı arttıkça plaka kalınlığının ve takviye çitası kesit alanının varyasyon katsayılarının azalmakta olduğu gözlenmektedir. Sonuçlar incelendiğinde varyasyon katsayısındaki bu azalma durumu, tasarlanan sistemdeki belirsizliklerin azaldığını göstermektedir. Belirsizliklerin azalması durumunda takviyeli uçak panelinin güvenilirliği yükseltmektedir (bkz. Çizelge 6.2, kolon 8).

6.3. Ek Mukavemet İndirgeme Faktörü

Tasarlanan uçak yapısında, yükmeden kaynaklı oluşacak belirsizliklerin giderilmesi için emniyet faktörü (1.5) kullanılırken, uçağın yapısının üretiminde kullanılacak olan malzemenin özelliklerinden kaynaklı oluşacak belirsizliklerin önüne geçmek amacı ile müsaade edilebilir değerler (B-tabanlı değerler) kullanılmaktadır. Bu tedbirlere ek olarak, uçak üretimi yapan firmalar tarafından belirlenen ek mukavemet indirgeme faktörü k_f , beklenmedik durumlara karşı (örneğin, hesaba katılmayan bir hasar modu) güvence sağlamak için sisteme uygulanır ve belirsizliklere karşı koruma sağlanmaya çalışılır.

Çizelge 6.3'deki bulgular test adetlerinin nominal değerleri ($n_c=50$, $n_e=3$) kullanılarak mukavemet indirgeme faktörünün 0.80 ile 1 arasındaki değişimi sonucu yapılan MCS döngüsü sonucu elde edilmiştir. Mukavemet indirgeme faktörü arttıkça, plakanın ortalama kalınlık değeri azalmaktadır. Aynı şekilde, plaka kalınlığının ve takviye çitası kesit alanının varyasyon katsayıları da azalmaktadır. Çizelge 6.3'ün son kolunu göstermektedir ki; ek mukavemet indirgeme faktörü arttıkça güvenilirlik azalmaktadır.

Çizelge 6.3. Ek Mukavemet indirgeme faktörünün sonuçlar üzerindeki etkisi.

k_f	n_c	n_e	$(t_p)_{ort}$ (mm)	$(t_p)_{cov}$	$(A_s)_{ort} * 10^{-3}$ (mm ²)	$(A_s)_{cov}$	STGO
0,80	50	3	6,33	0,956	2,00	0,072	0,985
0,85	50	3	5,73	0,769	1,99	0,064	0,971
0,90	50	3	5,21	0,625	1,99	0,058	0,946
0,95	50	3	4,72	0,501	2,00	0,052	0,905
1,00	50	3	4,29	0,403	2,00	0,047	0,846

Burada dikkat edilmelidir ki çizelge 6.1 ile 6.3'de verilen plaka kalınlığı değerleri oldukça yüksektir. Bu durumun nedeni şöyle açıklanabilir: Paneller gerçek çalışma

koşullarında kullanılmaya başlandıktan sonra, muayene ve bakım faaliyetleri ile güvenilirlikleri artırılabilir. Bu tür faaliyetlerle artırılan güvenilirlik, ağırlık azalması ile takas edilebilir. Bu nedenle, gerçek bir uçak gövdesindeki bir panelin kalınlığı yukarıda sunulan değerlerden daha küçüktür.

6.4. Takviyeli Panelin Güvenilirliğinin Hızlı Tahmini için Yanıt Yüzey Oluşturulması

Yanıt yüzey yöntemi, bir sistemin performansını etkileyen "bağımsız değişkenler" ile sistemin performansının göstergesi olan "yanıtlar" arasında matematiksel bir ilişki kurulması esasına dayanır [50].

Bu çalışmada, bağımsız değişkenler yapısal test adetleri ve uçak firmalarının ek mukavemet indirgeme faktörü, yanıtlar ise, panelin ağırlığı ve güvenilirliği olarak belirlenmiştir. Panelin ve yapısal test adetlerinin optimizasyonu problemi çözümünde güvenilirlik hesaplamaları direkt olarak kullanılırsa sonuçların elde edilmesi uzun zaman alacaktır. Bu sorunu çözmek için, MCS tabanlı güvenilirlik analizi yapılan plakanın kütlesi ve panelin sertifikasyon testini geçme olasılığının güvenilirlik indisi için tasarım değişkenleri cinsinden ikinci derece polinom yanıt yüzeyler oluşturulmuştur [51]. Oluşturulan bu yanıt yüzeyler, toplam maliyet (amaç fonksiyonu) ve hasar olasılığı (kısıt fonksiyonu) hesabında kullanılacaklardır. Güvenilirlik indisi (β) ile panelin sertifikasyon testini geçme olasılığı (STGO) arasındaki bağıntı denklem 6.1'de verilmiştir. Bu denklemde, (Φ) standart normal dağılımın olasılık dağılım fonksiyonudur.

$$\beta = \Phi^{-1}(\text{STGO}) \quad (6.1.)$$

Yanıt yüzey modelini oluştururken kullanılan girdi değişkenleri (tasarım değişkenleri) ve bu değişkenlerin sınırları çizelge 6.4'de yer verilmiştir. Tasarım değişkenleri için tanımlanan sınırlar dahilinde Latin hypercube örnekleme kullanılmış 50 adet veri noktası oluşturularak, bu veri noktaları için güvenilirlik

analizi yapılmıştır. Tanımlanan bu veri noktaları için yanıt yüzeyler oluşturulmuş, oluşturulan yüzeylerin doğruluk derecelerini çapraz doğrulama yöntemi ile hesaplanmıştır. Çapraz doğrulama yönteminde tüm veriler kullanılarak modeller kurulur. İlk olarak elimizdeki veri havuzundan her bir nokta geçici olarak silinmiş, bir yanıt yüzey oluşturulmuş ve bu yanıt yüzey ile silinen veri noktasında tahmin yapılarak hata değerleri hesaplanmıştır. Veri havuzundaki tüm veri noktaları için bu işlem yapıldıktan sonra, çapraz doğrulama hatalarının karekök ortalama hata karesi (KOHK), ortalama mutlak hata (OMH) ve maksimum mutlak hata (MMH) değerleri hesaplanmıştır. Bu hata metrikleri hesaplanan yanıtın ortalama değeriyle karşılaştırıldığında elde edilen veriler çizelge 6.5'te bulunmaktadır. Çapraz doğrulama metodu sonucunda, yanıt yüzey yöntemi ile oluşturulan yüzeylerin yeterli derecede doğru olduğu görülmektedir.

Çizelge 6.4. Yanıt yüzey yöntemi için tasarım değişkenleri ve sınırları.

Tasarım Değişkenleri	k_f	n_c	n_e
Alt Limit	0,80	30	2
Üst Limit	1,00	90	5

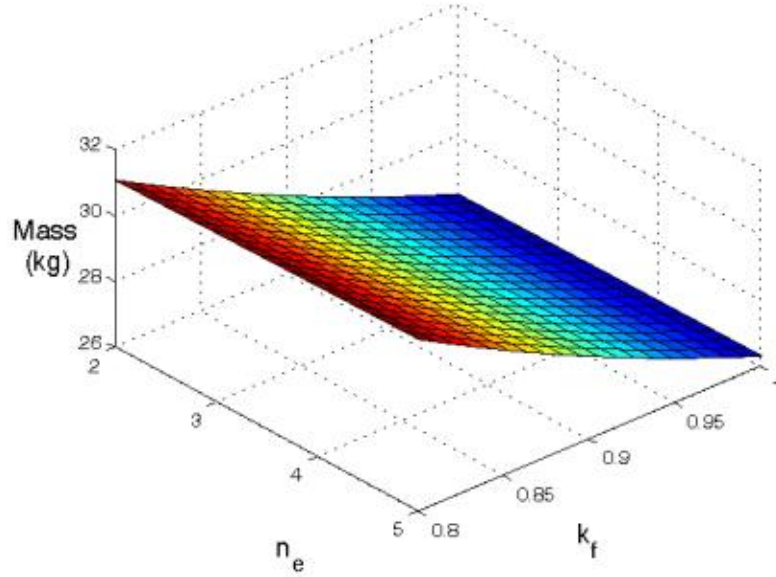
Çizelge 6.5. Oluşturulan yanıt yüzey modellerinin çapraz doğrulama hatası ile doğruluk tespiti.

Yanıt	Ortalama Değer	KOHK ^(a)	OMH ^(b)	MMH ^(c)
Kütle, M (kg)	28,65	0,045	0,035	0,124
Güvenirlilik İndisi, β	2,51	0,082	0,052	0,378

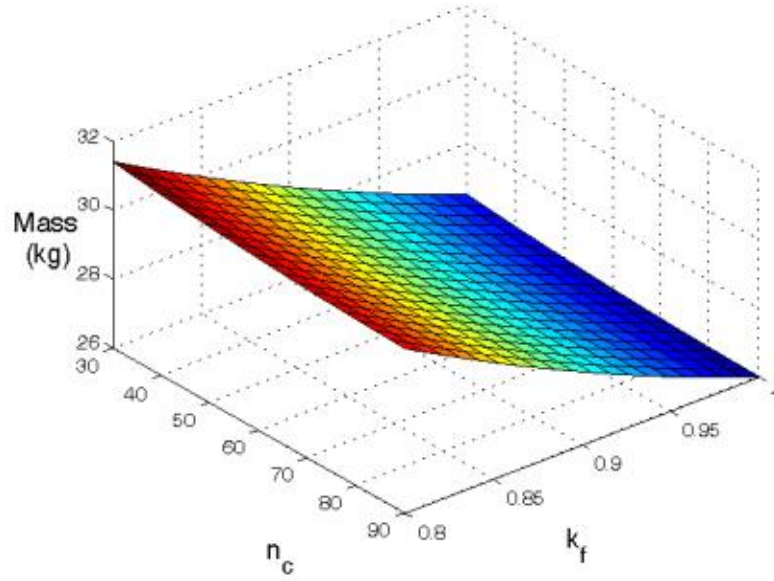
^(a) KOHK: Karekök Ortalama Hata Karesi; ^(b) OMH: Ortalama Mutlak Hata; ^(c) MMH: Maksimum Mutlak Hata

Bu çalışmadaki incelenen problemin değişkenlerine bağlı olarak elde edilen sonuçlar için yanıt yüzey oluşturulmak istendiğinde elimizdeki tüm değişkenleri değiştirerek yanıt yüzeylerin grafiksel gösterimini yapmak mümkün değildir. Bunun yerine, tasarım değişkenlerinin biri için nominal değerleri kullanılarak, diğer iki tasarım değişkeni için yanıt yüzeyler elde edilebilir. Şekil 6.1 6.2 ve 6.3'de kütle için

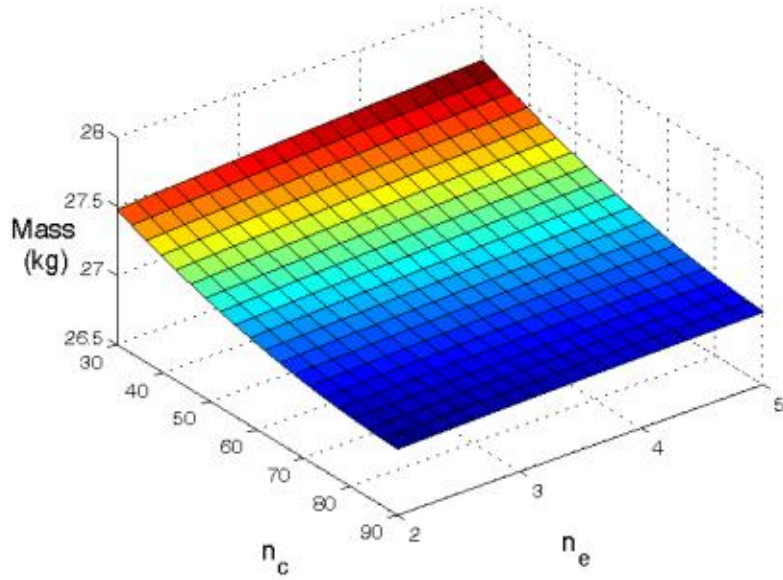
oluşturulan yanıt yüzeylerin grafiksel gösterimi bulunmaktadır. Elde edilen bu yanıt yüzeyler incelendiğinde takviyeli panelin ağrılığının azaltılması için kullanılan tüm tasarım değişkenlerinin artırılması gerektiği anlaşılmaktadır. Şekil 6.4, 6.5 ve 6.6 tasarlanan yapının güvenilirlik indeksi olan β değerinin tasarım değişkenleri ile olan ilişkisini göstermektedir. Yapının güvenilirliğinin artırılması için tasarım değişkenlerinden k_f ve n_c değerlerinin azaltılması, n_e 'nin artırılması gerektiği gözlemlenmiştir. Panel kütlesinin ve güvenilirlik indisinin k_f ile değişimleri doğrusala yakın, n_c ve n_e ile değişimleri ise doğrusallıktan uzaktır.



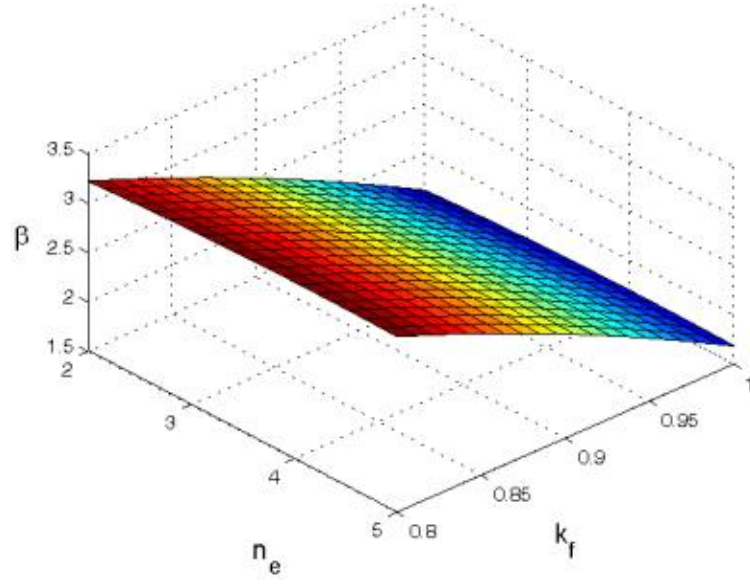
Şekil 6.1. Panel kütlesinin n_e ve k_f ile değişimi. ($n_c=50$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)



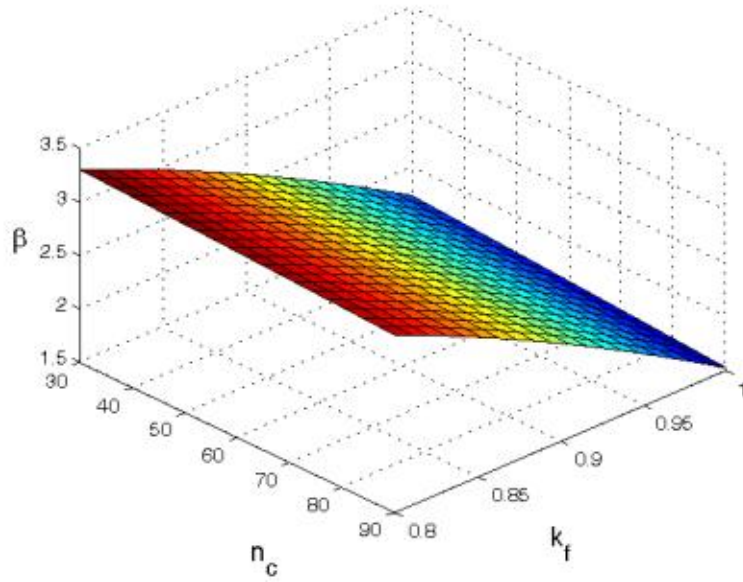
Şekil 6.2. Panel kütlesinin n_c ve k_f ile değişimi. ($n_e = 3$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)



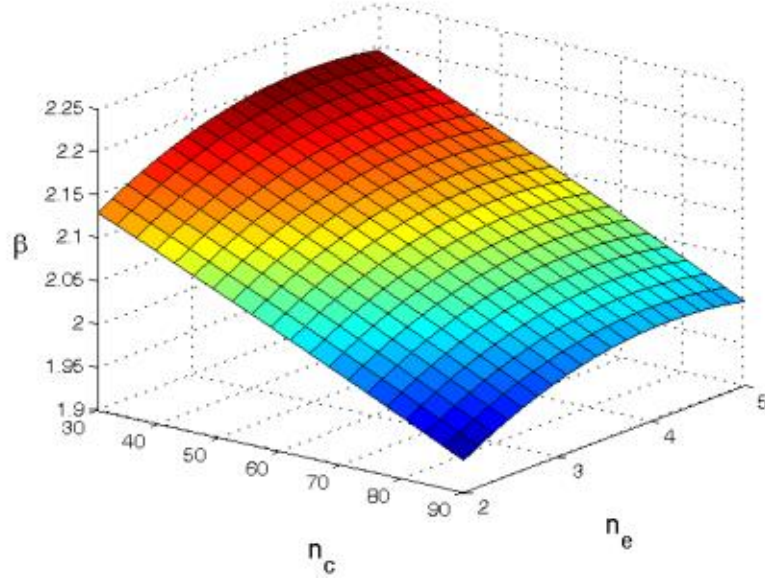
Şekil 6.3. Panel kütlesinin n_c ve n_e ile değişimi. ($k_f = 0.95$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)



Şekil 6.4. Güvenilirlik indisinin n_e ve k_f ile değişimi. ($n_c = 50$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)



Şekil 6.5. Güvenilirlik indisinin n_c ve k_f ile değişimi. ($n_e = 3$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)



Şekil 6.6. Güvenilirlik indisinin n_e ve n_c ile değişimi. ($k_f=0.95$ nominal değerinde sabit tutularak elde edilmiştir.)

6.5. Minimum Maliyet İçin Optimizasyon Probleminin Tanımlanması

Takviyeli uçak panelinin yanıt yüzey yöntemi kullanılarak yapılan güvenilirlik tabanlı tasarımında denklem 5.1'deki formülasyon kullanılarak en iyileştirme yapılmıştır. Bu denklemdeki problemi çözmek için MATLAB® programının içine gömülü fonksiyonlardan *fmincon* komutu kullanılmıştır. Elde edilen değerlerin genel en iyileştirilmiş (global optimum) değer olması için farklı başlangıç noktası (multiple starting point) yöntemi kullanılmıştır.

Oluşturulan yanıt yüzeyler kullanılarak optimizasyon yapıldığında, tüm tasarım değişkenleri için reel sayılar elde edilir, ancak test sayılarının tamsayı olması gerekmektedir. Bu sorunu çözmek için aşağıda anlatılan yöntem kullanılabilir. Kupon testi için elde edilen reel sayı en yakın tam sayıya yuvarlanır. Eleman testi için elde edilen reel sayıya en yakın olan iki adet tamsayı belirlenir. Denklem 6.2'deki optimizasyon problemi, k_f cinsinden tek değişkenli bir probleme dönüştürülür. Bu yeni problem eleman testi için belirlenen iki tam sayı için çözümlenir.

iki farklı sonuç elde edilir. Bu sonuçlar arasından minimum toplam maliyet miktarı veren sonuç optimum olarak belirlenir.

Birim ağırlık maliyeti 100\$/lb ile 500\$/lb arasında değiştirilerek optimizasyon sonucu üzerindeki etkisi incelenmiştir. Elde edilen bu sonuçlar çizelge 6.6'da yer almaktadır.

Çizelge 6.6 incelendiğinde farklı birim ağırlık değerleri için ($p=100$ \$/lb ve $p=500$ \$/lb aralığı) elde edilen kupon test adeti 62 ile 64 arasında değişim göstermektedir. Diğer yandan birim ağırlık değeri $p=100$ \$/lb ve $p=300$ \$/lb değerleri arasında iken; mukavemet indirgeme faktörünün $k_f=0,945$, eleman test adetinin $n_e=3$ olduğu görülmüştür. Sonuçların devamında ise $p=400$ \$/lb ve $p=500$ \$/lb olduğunda $k_f=0,947$ ve $n_e=4$ değerini almıştır. Bu sonuçlardan anlaşılıyor ki; birim ağırlık parametresi arttıkça ek mukavemet faktörü artmakta (çünkü ağırlıktan tasarruf daha önemli olmakta), bunu telafi etmek için de eleman testi adeti artmaktadır.

Dikkat edilmelidir ki; elde edilen sonuçlardaki panel ağırlığı, gerçek hayattaki bir uçak panelinin normal ağırlığına oranla biraz daha fazladır. Yapılan bu çalışmada, bazı durumlar dikkate alınmadan tasarım yapılmıştır. Tasarlanan bu takviyeli paneller, ileriki süreçlerde servis sırasında, bakım ve muayene gibi durumlar söz konusu olduğu takdirde güvenilirlik derecesi daha da artacaktır ve böylece ağırlık değerinde azalmalar söz konusu olacaktır.

Çizelge 6.6. Farklı birim ağırlık parametresi değerleri kullanılarak tasarım değişkenlerinin en iyileştirme sonuçları.

	k_f	n_c	n_e	Ağırlık (kg) [panel]	p W (\$M) [filo]	C_c (\$M) [filo]	C_e (\$M) [filo]	DOC (\$M) [filo]	Maliyet Kazancı (\$M)
p=100\$/Ib									
Nominal	0,950	50	3	27,25	8.111,5	1,2	45	8.157,7	3,7
Optimum	0,945	62	3	27,24	8.107,5	1,5	45	8.154,0	
p=200\$/Ib									
Nominal	0,950	50	3	27,25	16.223,0	1,2	45	16.269,2	7,8
Optimum	0,945	63	3	27,24	16.214,9	1,5	45	16.261,4	
p=300\$/Ib									
Nominal	0,950	50	3	27,25	24.334,6	1,2	45	24.380,8	11,8
Optimum	0,945	64	3	27,24	24.322,5	1,5	45	24.369,0	
p=400\$/Ib									
Nominal	0,950	50	3	27,25	32.446,1	1,2	45	32.492,3	18,6
Optimum	0,947	64	4	27,23	32.412,2	1,5	60	32.473,7	
p=500\$/Ib									
Nominal	0,950	50	3	27,25	40.557,6	1,2	45	40.603,8	27,0
Optimum	0,947	64	4	27,23	40.515,3	1,5	60	40.576,8	

7. SONUÇLAR VE YORUMLANMASI

7.1. Sonuçların Yorumlanması

Yapısal güvenilirlik teorisi, çeşitli mühendislik alanlarındaki yaygın kullanımı sayesinde çok gelişmiştir. Bileşenlerin güvenilirliği ve sistemlerin birçok belirsizliklerinin hesaplanması sayısal doğruluk ve verimli yöntemlerle değerlendirilir. Bu teknikler birçok pratik mühendislik problemlerinde güvenilirlik analizini hesaplamak için uygulanır. Güvenilirlik tabanlı optimizasyon tasarımı, sistemlerin hem tasarım esnasında, hem de servis ömrü boyunca oluşabilecek belirsizliklerin olasılıklarını tahmin edilmesini ve bunlara karşı önlem alınması için kullanılır.

Bu çalışma için sivil bir uçağın takviyeli gövde panelinin olasılıksal tasarımı yapılarak, yapısal test adetlerinin belirlenmesi üzerine çalışılmıştır. Takviyeli uçak panelinin güvenilirlik tabanlı optimizasyonunda kırılmaya ve sertifikasyon testini geçme olasılığına karşı tasarımı yapılmıştır. Sistemdeki belirsizlik mekanizmalarını en aza indirmek için kullanılan yapısal testler, aynı zamanda sistemin emniyetini de artırmaktadır. "İki bölmede çatlak" ile merkezdeki takviye elemanı mevcut yüklemeler altında iken sertifikasyon testini geçme olasılığı hesaplanmıştır. Kırılma tokluğunun tahmininde bulunan belirsizlikler, sınırlı sayıda kupon testinin varyasyonları, geometrideki belirsizlikler, yükleme koşulları ve minimum maliyet için optimizasyon bu tez içerisinde çalışılmıştır.

Tez çalışması için seçilen uygulama probleminde, bir takviyeli sivil uçak gövde panelinin tasarımı ele alınarak, tasarım değişkenleri için, plaka kalınlığı t_p ve takviye çitası kesit alanı A_s tercih edilmiştir. Panel tasarımı yapılırken belirsizlikleri azaltmak için kullanılan yapısal testlerden malzeme kupon testi adetinin n_c , yapısal eleman testi adetinin n_e ve mukavemet indirgeme faktörünün k_f plakanın güvenilirliği üzerindeki etkisi üzerine çalışmalar yapılmıştır. Bunlara ek olarak, belirsizliklere karşı koruma amaçlı alınan diğer tedbirler ise yük için emniyet faktörü 1.5 olarak kabul edilmiş, tasarım için tercih edilen malzeme içinde müsaade edilebilir malzeme

özellikleri kullanılmıştır. Yapısal testlerin güvenilirlik üzerine etkisini incelerken, kırılma tokluğu dağılımı Bayes güncellemesi kullanılarak hesaplanmıştır.

Uygulama problemi için tanımlanan bütün bu varsayımlar altında, ilk olarak malzeme kupon testlerinin takviyeli panelin güvenilirliği üzerine etkisine bakılmıştır.

Bu etkinin iki yönlü olduğu gözlenmiştir;

- ✓ Kupon testi adeti arttıkça belirsizlikler azalmaktadır. Bu artış tasarımın emniyetini olumlu yönde etkileyerek güvenilirliği artırmaktadır.
- ✓ Kupon testi adeti arttıkça, müsaade edilen mukavemet ve tokluk değerleri artmakta ve güvenilirliği azalmaktadır.

Bu iki etkinin toplamı göz önüne alındığında, müsaade edilebilir değerlerin artmasının etkisi, belirsizliğin azalmasının etkisinden daha baskın olduğu görülmüştür. Eleman testi adeti arttıkça, plaka kalınlığı ve takviye çitası kesit alanındaki belirsizliklerin azaldığı, böylelikle takviyeli plakanın güvenilirliğinin arttığı tespit edilmiştir. Son olarak, uçak firmaları tarafından uygulanan ek mukavemet indirgeme faktörünün, güvenilirlik üzerine etkisi incelenmiştir. Ek mukavemet indirgeme faktörü arttıkça, plaka kalınlığının azaldığı ve dolayısıyla güvenilirliğin azaldığı gözlenmiştir.

Yapısal testlerin güvenilirlik üzerine etkisi incelendikten sonra, takviyeli plaka ağırlığının ve emniyetinin hızlı tahmini için vekil modeller (meta modeller) oluşturulmuştur. Bu oluşturulan yanıt yüzeylerin doğruluk dereceleri incelemek için çapraz doğrulama hataları kullanılmıştır. Bu yöntemde karekök ortalama hata karesi, ortalama mutlak hata ve maksimum mutlak hata değerleri hesaplanarak, ilgilenilen yanıtın ortalama değeri ile karşılaştırılmıştır. Yapılan bu kıyaslama sonucunda oluşturulan yanıt yüzeylerin yeterli derecede doğru olduğu gözlenmiştir.

Takviyeli uçak paneli için oluşturulan olasılıksal yapısal tasarım optimizasyonu problemi farklı değerlerdeki birim ağırlık maliyeti kullanılarak hesaplanmıştır.

Yapısal test adetlerinin optimum değerleri, yapısal ağırlığın optimum değeri ve toplam maliyetin birim ağırlık maliyetine olan etkileri incelenmiştir.

Elde edilen sonuçlar doğrultusunda aşağıdaki gözlemler yapılabilir,

- ✓ Birim ağırlık maliyeti 100\$/lb ile 500\$/lb arasında farklı değerler aldığı zaman elde edilen optimum kupon test adeti 62 ile 64 arasındadır.
- ✓ Birim ağırlık parametresinin tasarım değişkenlerinden kupon testi üzerine olan etkisi, eleman testi ve mukavemet indirgeme faktörü üzerine olan etkisinden daha fazladır.
- ✓ Eğer birim ağırlık maliyet değeri artarsa, ek mukavemet indirgeme faktörü ağırlığın azalması için artacaktır, bunun yanı sıra mukavemet indirgeme faktöründeki artışı dengelemek için eleman test adeti artacaktır.
- ✓ Birim ağırlık maliyeti arttıkça buna bağlı olarak maliyet kazancı da artar. Örneğin, $p=100\$/lb$ iken maliyet kazancı 3,7\$M iken, $p=500\$/lb$ iken maliyet kazancınının 27,0\$M seviyesine ulaştığı görülmüştür.

7.2. İleriye Yönelik Çalışmalar

Bu tez çalışmasında sivil bir uçağın gövdesinde bulunan takviyeli panel için tasarım yapılmıştır. En başta belirsizliklilerin azaltılması için ne gibi önlemler alınması gerektiği belirlenmiş ve daha sonra belirlenen tasarım değişkenleri için güvenilirlik tabanlı optimizasyon problemi çözülmüştür. Bu çalışma sonucunda elde edilen sonuçlar sivil uçak tasarımı yapan firmalar açısından faydalı olacaktır. Bu çalışma ile uçak yapılarının tasarımının ve yapısal test adetlerinin eş zamanlı optimizasyonu konusunda literatürde bulunan boşluğun doldurulması hedeflenmiştir. Bu nedenle yapısal test adetleri belirlenirken, maliyeti az olan kupon test adetinin ve yüksek maliyetli eleman test adetinin belirlenmesi açısından örnek bir çalışma olarak literatürde yer alacaktır. Minimum maliyet için hesaplanan optimizasyon probleminin farklı versiyonları çözülerek uçak üretici firmalar yarar sağlayabilirler. Diğer yandan bu çalışma için alınan emniyet tedbirlerine yedekleme gibi farklı emniyet tedbirleri dahil edilerek yapısal test adetlerinin belirlenmesi sağlanabilir.

Çalışmada güvenilirlik metriği olarak panelin iki bölmede çatlak sertifikasyon testini geçme olasılığı kullanıldı. İleriye yönelik çalışmalarda kullanılacak bir diğer metrik ise, panelin uçuş koşulları altında hasara uğramama ihtimalidir. Bu ihtimalin hesaplanması için ise, panelin kırılmaya karşı performansının yanında yorulmaya karşı performansının da incelenmesi gerekir. Yorulma performansı incelenirken de, uçağın ömür devri boyunca gerçekleştirilen denetimlerin (inspection) hesaba katılması gerekir.

Tüm bu etkiler hesaba katıldığında, panelin geometrik özellikleri ve yapısal test adetleriyle birlikte denetim aralıklarının ve denetim tiplerinin de eşzamanlı optimizasyonu gerçekleştirilebilir.

Ayrıca, çalışma da sezgisel olarak belirlenen yeniden tasarım kriterlerini, ileriye yönelik çalışmalarda optimizasyon yöntemi ile belirlenebilir.

KAYNAKLAR

- [1] Munroe J., Wilkins, K., Gruber, M., Integral Airframe Structures (IAS) Validated Feasibility Study of Integrally Stiffened Metallic Fuselage Panels for Reducing Manufacturing Costs, *Boeing Commercial Airplane Group*, Seattle, Washington, 209337, Mayıs 2000.
- [2] Alper, M., 2000, Uçak Bakım Planlamasında Güvenilirlik Analizi İçin Bir Yöntem Geliştirilmesi, *Doktora Tezi*, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir.
- [3] O'Connor, P.D., Practical Reliability Engineering, *Wiley&Sons*, A.B.D., 2002.
- [4] Gökdeniz, S., Havacılık Güvenilirlik Analizi Teknikleri Ve Otomotiv Tasarımlarında Kullanılabilirliği , *Yüksek Lisans Tezi* , Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2006.
- [5] Aktaş, E., "Yapısal Güvenilirlik", erişim adres,: www.imoizmir.org.tr/UserContent/Document/Etkinlik%20Notlari/seminer-0100513-YapısalGüvenilirlik.pps, erişim tarihi: 03 Ocak 2013
- [6] Türkan, A.H., 2007 Güvenilirlik Analizinde Kullanılan İstatistiksel Dağılım Modelleri, *Yüksek Lisans Tezi*, Çukurova Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Adana
- [7] Aloha Airlines Flight 243 Boeing 737 200 737- April 28,1988 Honolulu, HI, erişim adresi: <http://www.systemsafety.com/PPT%20Files/Aloha%20Airlines%20Flight%20243%20V2%20PPT.pdf> , erişim tarihi: 8 Mart 2012
- [8] National Resource Specialist. Fracture Mechanics Metallurgy, *Federal Aviation Administration*, 4344 Donald Douglas Drive, Long Beach, CA 90808
- [9] Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, *Federal Aviation Regulations*, Part 25, Sec. 25.303, Factor of Safety, sf.35.
- [10] Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, *Federal Aviation Regulations*, Part 25, Sec. 25.613, Material Strength Properties and Material Design Values.
- [11] Composite Materials Handbook MIL-HDBK-17, 2002, "Guidelines for Property Testing of Composites," ASTM Publications

- [12] Öchsner, A., F. M. da Silva, L., Altenbach, H., *Materials with Complex Behavior II: Properties, Non-Classical Materials and New Technologies*, Volume 2, Springer, sf.273-274, Jan 4, 2012
- [13] Composite Materials Handbook: Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials, *Department of Defense Handbook*, USA, MIL-HDBK-17-1F, Volume 1 of 5, 17 Haziran 2002.
- [14] Acar, E., 2006, Aircraft Structural Safety: Effects of explicit and implicit safety measures and uncertainty reduction mechanics, *Doktora Tezi*, University of Florida, USA.
- [15] Rouchon, J., "Certification of Large Aircraft Composite Structures, Recent Progress and New Trends in Compliance Philosophy," *the 17th ICAS*, Stockholm, Sweden, 1990.
- [16] Qu, X., Haftka, R.T., Venkataraman, S., and Johnson, T.F., "Deterministic and Reliability-Based Optimization of Composite Laminates for Cryogenic Environments," *AIAA Journal*, 41(10), 2029-2036, 2003.
- [17] Acar, E., Haftka, R.T. and Johnson, T.F., "Tradeoff of Uncertainty Reduction Mechanisms for Reducing Structural Weight," *Journal of Mechanical Design*, 129(3), sf. 266-274, 2007.
- [18] Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, *Federal Aviation Regulations*, Part 25, Sec. 25.307, Proof of Structure.
- [19] Papadimitriou, C., Beck, J.L., and Katafygiotis, L.S., Updating Robust Reliability Using Structural Test Data, *Probabilistic Engineering Mechanics*, 16(2), sf. 103-113, 2001.
- [20] Beck, J.L., and Katafygiotis, L.S., Updating models and their uncertainties: Bayesian Statistical Framework, *Journal of Engineering Mechanics*, 124(4), sf. 455-461, 1998.
- [21] Acar, E., Kale, A., and Haftka, R.T., "Comparing Effectiveness of Measures that Improve Aircraft Structural Safety," *Journal of Aerospace Engineering*, 20(3), sf.186-199, 2007
- [22] Beck, J.L., Au, S., "Bayesian Updating of Structural Models and Reliability using Markov Chain Monte Carlo Simulation", *Journal of Engineering Mechanics*, sf.380-391, Nisan 2002.

- [23] Acar, E., Haftka, R., ve Kim, N, Effects of Structural Test on Aircraft Safety, *AIAA journal*, Vol.48, No.10, Ekim 2010
- [24] Jiao, G., and Moan, T., 1990, Methods of reliability model updating through additional events, *ASCE, Structural Safety*, Vol. 9, No. 2, sf 139-153, 1996.
- [25] Jiao, G., and Eide, O.I., 1996, "Effects of Testing, Inspection and Repair on the Reliability of Offshore Structures," *Proceedings of the Seventh Specialty Conference*, Worcester, Massachusetts, Ağustos 7-9, sf. 154-157.
- [26] Curran, R. Rotwell, A., ve Castagne, S., Numerical Method for Cost-Weight Optimization of Stringer–Skin Panels, *Journal of Aircraft*, 43(1), sf. 264-274, 2004.
- [27] Kaufmann, M., Zenkert, D., Wennhage, P., Integrated cost/weight optimization of aircraft structures, *Springer-Verlag, Structural and Multidisciplinary Optimization* (2010) 41: sf.325–334, 2009.
- [28] Kaufmann, M., Zenkert, D., Christophe, M., Cost optimization of composite aircraft structures including variable laminate qualities, *Composites Science and Technology* ,68, 13 (2010) 2748.
- [29] Swift, T., "Fracture Analysis of Stiffened Structure," National resource specialist, Fracture Mechanics Metallurgy, *Federal Aviation Administration*, 4344 Donald Douglas Drive, Long Beach, CA 90808.
- [30] Türinay, M., 2010, Bir Takviyesiz Uçak Panelinin Ve Yapısal Test Adetlerinin Olasılıksal Yöntemler Kullanarak Eşzamanlı En iyileştirilmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [31] Rao, S.S., Reliability-based Design, *McGraw-Hill*, New York, 1992.
- [32] Melchers, R.E., Structural Reliability Analysis and Prediction, *Ellis Horwood Limited*, Newcastle, Australia, 1987.
- [33] "Raphael Haftka ders notları" erişim adresi: <http://www2.mae.ufl.edu/haftka/stropt/Lectures/FORM.pdf> , en son 22.02.2013 tarihinde ziyaret edilmiştir.
- [34] 2011-2012 Akademik yılı Güz Dönemi, MAK 405 Güvenilirlik ders notları, TOBB ETÜ.
- [35] Ayyub, B.M., McCuen, R.H., Probability, Statistics, and Reliability for Engineers and Scientists, *Chapman & Hall/CRS*, United States of America, 2003, sf 221-222.

- [36] Melchers, R.E., Structural Reliability Analysis and Prediction, *Ellis Horwood Limited*, Newcastle, Australia, 1987.
- [37] Mann, N.R., Schafer, R.E., Singpurwalla, N.D., Methods for Statistical Analysis of Reliability and Life Data, *John Wiley*, New York, 1974.
- [38] Smarslok, B., Haftka, R.T., and Kim, N-H, "Comparison and Efficiency Analysis of Crude and Separable Monte Carlo Simulation Methods," 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics and Materials Conference*, Newport, RI, AIAA Paper 2006-1632, Nisan 2006.
- [38] H.-J. Schmidt, B. Schmidt-Brandecker, G. Tober, "Design of Modern Aircraft Structure and the Role of NDI," erişim adresi: <http://www.ndt.net/article/ecndt98/aero/001/001.html>, en son 16 Aralık 2011 tarihinde ziyaret edilmiştir.
- [39] Kale, A. Amit, "Interaction of Conservative Design Practices, Tests and Inspections In Safety of Structural Components", *The Degree Of Doctor Of Philosophy*, University Of Florida, 2005.
- [40] Oberkampf, W.L., Deland, S.M., Rutherford, B.M., Diegert, K.V., and Alvin, K.F., "Estimation of Total Uncertainty in Modeling and Simulation," Sandia Report, SAND2000-0824, 2000, Albuquerque, NM
- [41] Antonsson, E. K., and Otto, K. N., 1995, "Imprecision in Engineering Design," ASME J. Mech. Des. 117 pp. 25–32.
- [42] Nikolaidis, E., Chen, S., Cudney, H., Haftka, R. T., and Rosca, R., 2004, "Comparison of Probability and Possibility for Design Against Catastrophic Failure Under Uncertainty," ASME J. Mech. Des. 126, pp. 386–394.
- [43] The Damage Tolerant Design Handbook, "University of Dayton Research Institute", Table 8.9.1.1.
- [44] Acar, E., Haftka, R.T., Kim, N.H., Turinay, M., Park, C., 2010, "Reliability-Based Structural Design of Aircraft Together with Future Tests," 51th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando, FL, April.
- [45] Acar, E., Haftka, R.T., Kim, N.H., Türinay, M., and Park, C., "Reliability-Based Structural Design of Aircraft Together with Future Tests," 51th

AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando, FL, 12-15 April 2010.

[46] Acar, E., "Reliability-Based Design of Representative Wing and Tail System Together with Structural Tests," *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 6, 2011, pp. 2130-2144.

[47] Frangopol, D. M., Maute, K., Life-cycle reliability-based optimization of civil and aerospace structures, *Computer and Structures* 81, pp.397-410, 2003

[48] Lin, K.Y., and Styuart, A.V., "Probabilistic Approach to Damage Tolerance Design of Aircraft Composite Structures," *Journal of Aircraft*, 44(4), Temmuz-Ağustos 2007.

[49] Qu, X., Haftka, R.T., Reliability-based design optimization using probabilistic sufficiency factor, *Structural and Multidisciplinary Optimization* 27, 314–325, 2004.

[50] Kaymaz, İ., "Matlab Optimizasyon Araç Kutusunun Kullanımı", erişim adresi: <http://194.27.49.11/makine/ikaymaz/optimizasyon/dosyalar/MatlabOptim.pdf>, erişim tarihi: 13 Aralık 2011.

[51] Anon., "Materials Research to Meet 21st Century Defense Needs," Committee on Materials Research for Defense After Next, National Research Council, ISBN: 0-309-50572-0, 2003. Erişim adresi: <http://www.nap.edu/catalog/10631.html>

[52] Westergaard, H.M, 1939, "Bearing Pressures and Cracks," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 6, No. 1, p. A49.

[53] Love, A.E.H., 1944, "Treatise on the Mathematical Theory of Elasticity," Fourth Edition, Dover Publications, p. 209.

[54] Irwin, G.R., 1957, "Analysis of Stresses and Strains Near the End of a Crack Traversing a Plate," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 24, pp. 361-364.

[55] Myers, H. R., Montgomery, C. D., *Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments*, 3rd Edition, , Wiley, January 2009

[56] Koç, B. , Ertekin, F., "Yanıt Yüzey Yöntemi ve Gıda İşleme Uygulamaları", *Gıda Dergi*, 2009.

[57] "Response Surface Methodology and Its application to automotive suspension designs", erişim adresi:

http://www-personal.umich.edu/~kikuchi/Research/rsm_amago.pdf, erişim tarihi:
01.04.2013

[58] Khuri A. I., Mukhopadhyay S., Response surface methodology, *WIREs Comp Stat* 2010, 2: 128-149. doi: 10.1002/wics.73

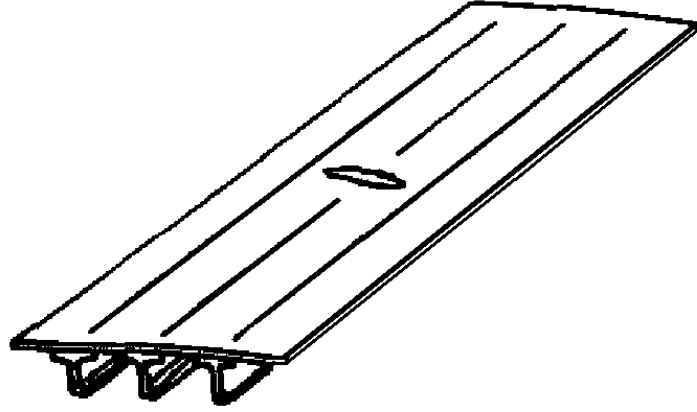
[59] Brown, S.H., Multiple Linear Regression Analysis: A Matrix Approach with MATLAB, Alabama Journal of Mathematics, 2009

EK-1 TAKVİYELİ UÇAK PANELİNDE YER DEĞİŞTİRME UYGUNLUK YÖNTEMİ İLE KIRILMA ANALİZİ

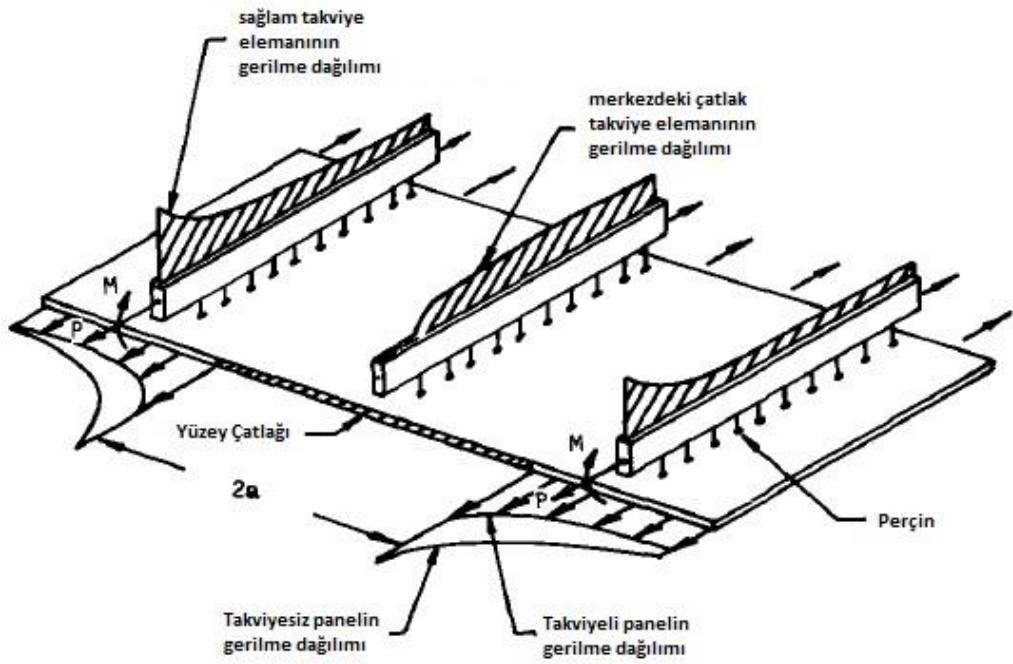
E.1. Bir Takviyeli Panelin Kırılma Analizi

Bu bölümde bir takviyeli panelin “Yer Değiştirme Uygunluk Yöntemi [29]” ile kırılma analizi açıklanmaktadır. Takviyeli bir panel, bir plaka ile plakaya perçinlenen takviye çıtalardan oluşan bir sistemdir. Yer değiştirme uygunluk yönteminin temel prensibi, plakanın yer değiştirmesinin takviye çıtasındaki yer değiştirmeler ile perçinlerdeki yer değiştirmelerin toplamına eşit olması gerekliliğidir.

Uçak yapısal tasarımında kullanılan kriterlerden birisi, uçak gövde ve kanatlarındaki takviyeli panellerin Şekil E.1’de gösterilen iki-bölmede çatlak (two-bay crack) durumunda üzerlerindeki yükleri taşıyabilmeleridir. Takviyeli bir paneldeki çatlak, üzerinde bulunan mevcut yüklemeler sonucu genişlemek ister. Takviye çıtalardaki perçinler sayesinde mevcut yüklemeler hasarsız olan kısımlara iletilir. Şekil E.2’de hasara uğramış merkezi takviye çıtası, sağındaki ve solundaki hasarsız takviye çıtalari ile plaka ve takviye çıtalari üzerindeki gerilme dağılımlari gösterilmiştir. Yer değiştirme uygunluk yönteminde, hasara uğramış plakadaki yer değiştirmeler ile takviye çıtasında eğilme momenti, kesme kuvveti ve uygulanan dış gerilme sonucu oluşan yer değiştirmeler ve perçinlerde kesme kuvveti, uygulanan dış gerilme sonucu oluşan yer değiştirmelerin uygunluğu sağlanarak, problemdeki bilinmeyen perçin kuvvetleri hesaplanacaktır. Bilinmeyen perçin kuvvetleri hesaplandıktan sonra, perçin kuvvetlerinin ve uygulanan dış gerilmenin oluşturacağı gerilme şiddet faktörlerinin süper pozisyonu yapılarak kırılma analizi tamamlanmış olacaktır.



Şekil E. 1. İki-bölmede çatlak (two-bay crack) [29].



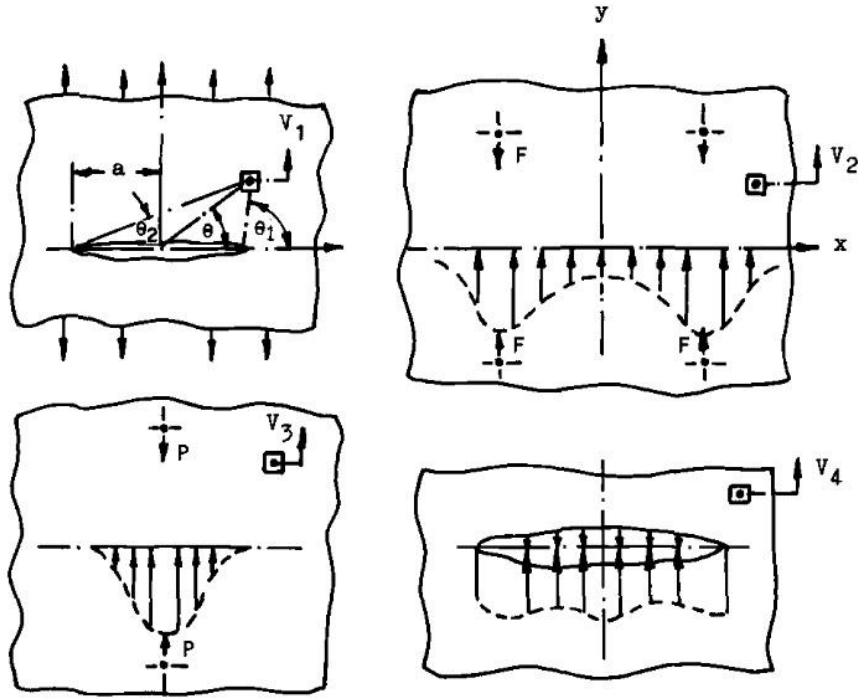
Şekil E. 2. Takviyeli panel gerilme dağılımı (Swift [29]'ten uyarlanmıştır).

E.2. Plakadaki Yer Değiştirmeler

Şekil E.2'deki takviyeli panelde düzlem gerilme durumu olduğu varsayılır. Sağ ve soldaki takviye elemanları, hasara uğramış merkezi takviye elemanına simetrik

olarak yerleştirilmiştir. Takviyeli paneldeki yer değiştirmelerin hesabında, Şekil E.3'te gösterilen dört farklı durumun süper pozisyonu ele alınmaktadır. Bu durumlar;

- (1) V_1 : uygulanan dış gerilmeden kaynaklanan çatlaklı plakadaki yer değiştirmeler,
- (2) V_2 : sağ ve soldaki takviye elemanlarındaki yüklerinden dolayı çatlaksız plakadaki yer değiştirmeler,
- (3) V_3 : merkezdeki hasarlı takviye elemanındaki yükten dolayı çatlaksız plakadaki yer değiştirmeler,
- (4) V_4 : perçin yüklerinin neden olduğu gerilmelere eşit ve zıt yöndeki gerilmelerin, çatlaklı plakada oluşturacağı yer değiştirmeler.



Şekil E. 3. Takviyeli paneldeki yer değiştirmelerin dört farklı durumun süper pozisyonu ile hesabı (Swift [29]'ten uyarlanmıştır).

a) V_1 Yer Değiştirmesi

Westergaard [52] gerilme fonksiyonu kullanarak, çatlaklı plaka üzerinde herhangi bir yerde uygulanan dış gerilmeden kaynaklanan yer değiştirmenin hesabı yapılabilir. Kullanılan karmaşık gerilme fonksiyonu ve elde edilen yer değiştirme denklem E.1'de verilmiştir.

$$Z = \frac{\sigma z}{\sqrt{z^2 - a^2}}; \quad z = x + iy$$
$$V_1 = \frac{\sigma}{E} \left[2\sqrt{r_1 r_2} \sin\left(\frac{\Theta_1 \Theta_2}{2}\right) - \frac{(1 + \nu)yr[\cos(\Theta - \frac{\Theta_1}{2} - \frac{\Theta_2}{2})]}{\sqrt{r_1 r_2}} + \nu y \right] \quad (E.1)$$

Burada, σ uygulanan dış gerilme, E elastisite modülü, ν Poisson oranı olup, Şekil E.3'teki koordinat sistemi kullanılmıştır.

b) V_2 Yer Değiştirmesi

Sonsuz bir plakaya uygulanan F kuvveti sonucunda, plakanın herhangi bir noktasındaki yer değiştirme denklem E.2 ile hesaplanabilir [53].

$$V_F = \frac{F(1 + \nu)}{4\pi BE} \left[\frac{3 - \nu}{2} \log(x^2 + y^2) + \frac{(1 + \nu)x^2}{(x^2 + y^2)} \right] + C \quad (E.2)$$

Burada, C değeri sınır koşullarından hesaplanacak olan bir entegrasyon sabiti olup, B levhanın kalınlığıdır. V_2 yer değiştirmesi, bağlantı elemanlarının üzerindeki yüklemeler sonucu çatlaksız plaka üzerinde oluşacak yer değiştirme miktarıdır. Bu yer değiştirme hesaplanırken, çatlak etrafına simetrik olarak yerleştirilmiş olan perçin yükleri hesaba katılır. Oluşan bu yer değiştirmeler, denklem E.3'deki gibi süper pozisyon yöntemi ile hesaplanabilir.

$$V_2(x_i, y_i, x_j, y_j) = \frac{F(1+\nu)(3-\nu)}{16\pi EB} \left\{ \begin{array}{l} (X_A+1) \log \left[\frac{(X_A+1)^2 + Y_A^2}{(X_A+1)^2 + Y_B^2} \right] - \dots \\ (X_A-1) \log \left[\frac{(X_A-1)^2 + Y_A^2}{(X_A-1)^2 + Y_B^2} \right] + \dots \\ (X_B+1) \log \left[\frac{(X_B+1)^2 + Y_A^2}{(X_B+1)^2 + Y_B^2} \right] - \dots \\ (X_B-1) \log \left[\frac{(X_B-1)^2 + Y_A^2}{(X_B-1)^2 + Y_B^2} \right] + \dots \\ 4 \left(\frac{1-\nu}{3-\nu} \right) \left[\begin{array}{l} Y_A \tan^{-1} \left(\frac{2Y_A}{Y_A^2 + X_A^2 - 1} \right) + \dots \\ Y_A \tan^{-1} \left(\frac{2Y_A}{Y_A^2 + X_B^2 - 1} \right) - \dots \\ Y_B \tan^{-1} \left(\frac{2Y_B}{Y_B^2 + X_B^2 - 1} \right) - \dots \\ Y_B \tan^{-1} \left(\frac{2Y_B}{Y_B^2 + X_A^2 - 1} \right) \end{array} \right] \end{array} \right\} \quad (E.3)$$

c) V_3 Yer Değiştirmesi

Şekil E.3'te g3r3len V_3 yer değiştirmesi, hasara uğramış takviye elemanındaki kuvvetlerin çatlaksız plaka 3zerindeki yer değiştirme miktarıdır. Denklem E.3'dekine benzeyen bir yol ile V_3 hesaplanması yapılabilir. Bu denklemde i inci terim yer değiştirme noktasını işaret eder, j inci terim ise kuvvetin uygulandığı noktanın koordinatını işaret eder.

$$V_3(x_i, y_i, y_j) = \frac{P(1+\nu)(3-\nu)}{16\pi EB} \left\{ \begin{aligned} & \left(\frac{2x_i}{D} + 1 \right) \log \left[\frac{\left(\frac{2x_i}{D} + 1 \right)^2 + Y_A^2}{\left(\frac{2x_i}{D} + 1 \right)^2 + Y_B^2} \right] \dots \\ & - \left(\frac{2x_i}{D} - 1 \right) \log \left[\frac{\left(\frac{2x_i}{D} - 1 \right)^2 + Y_A^2}{\left(\frac{2x_i}{D} - 1 \right)^2 + Y_B^2} \right] + \dots \\ & 4 \left(\frac{1-\nu}{3-\nu} \right) \left[\begin{aligned} & Y_A \tan^{-1} \left(\frac{2Y_A}{Y_A^2 + \frac{4x_i^2}{D^2} - 1} \right) - \dots \\ & Y_B \tan^{-1} \left(\frac{2Y_B}{Y_B^2 + \frac{4x_i^2}{D^2} - 1} \right) \end{aligned} \right] \end{aligned} \right\} \quad (\text{E.4})$$

Denklem E.4'teki

$$X_A = \left(\frac{2}{D} \right) (x_i - x_j) \quad (\text{E.5})$$

$$X_B = \left(\frac{2}{D} \right) (x_i + x_j) \quad (\text{E.6})$$

$$Y_A = \left(\frac{2}{D} \right) (y_i - y_j) \quad (\text{E.7})$$

$$Y_B = \left(\frac{2}{D} \right) (y_i + y_j) \quad (\text{E.8})$$

d) V_4 Yer Değiştirmesi

Perçin yüklerinin neden olduğu gerilmelere eşit ve zıt yönde uygulanan dış gerilmelerin çatlaklı plaka üzerindeki etkisi hesaba katılarak V_4 yer değiştirmesi hesaplanır. Şekil E.4'te görüldüğu gibi çatlak düzlemi üzerinde oluşan gerilmeler simetriktir. Bu durum, merkezdeki takviyeli panel üzerinde bulunan perçinlerin simetrik olarak yerleştirilmesi sonucunda oluşmuştur. Perçin üzerindeki kuvvetlerin sağ ve sol taraftaki hasarsız takviye elemanlarına iletilmesi sonucu F ve P kuvvetleri oluşur.

Çatlak etrafındaki gerilme dağılımı sonucu oluşan yer değiştirme miktarı ve perçin kuvvetlerinin etkisi, Irwin [54] tarafından geliştirilen karmaşık gerilme fonksiyonu kullanılarak aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$\alpha(x_i, y_i, b) = \left[\frac{(3+\nu)}{(1+\nu)} \right] \left[\frac{1}{(b-x_j)^2 + y_j^2} + \frac{1}{(b+x_j)^2 + y_j^2} \right] - \dots$$

$$\frac{2(b-x_j)^2}{[(b-x_j)^2 + y_j^2]^2} - \frac{2(b+x_j)^2}{[(b+x_j)^2 + y_j^2]^2} \quad (E.9)$$

$$\beta(y_i, b) = \left[\frac{(3+\nu)}{(1+\nu)} \right] \left(\frac{1}{b^2 + y_j^2} \right) - \left[\frac{2b^2}{(b^2 + y_j^2)^2} \right] \quad (E.10)$$

$$\varepsilon(x_i, y_i, b) = \log \left[\frac{(a^2 - b^2) + (a^2 - b^2)^{0.5} (BC + AD) + r_1 r_2}{(a^2 - b^2) + (a^2 - b^2)^{0.5} (BC + AD) + r_1 r_2} \right] \dots$$

$$- \frac{y_i(1+\nu)(a^2 - b^2)^{0.5}}{r_1 r_2 r_3^2 r_4^2} (x_i^2 - b^2 - y_i^2) [x_i(AC + BD) + y_i(BC + AD)] \dots$$

$$- 2x_i y_i [x_i(BC + AD) - y_i(AC + BD)] \quad (E.11)$$

Denklem E.11'deki A, B, C ve D değişkenleri şu şekilde hesaplanmaktadır.

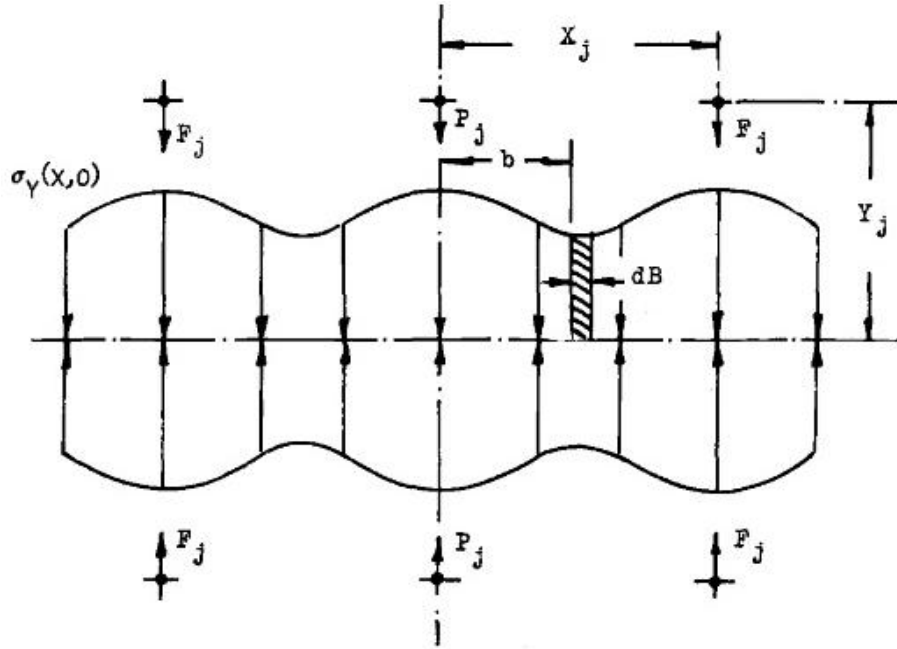
$$A = (r_1 + x_i - a)^{0.5} \quad (\text{E.12})$$

$$B = (r_1 - x_i + a)^{0.5} \quad (\text{E.13})$$

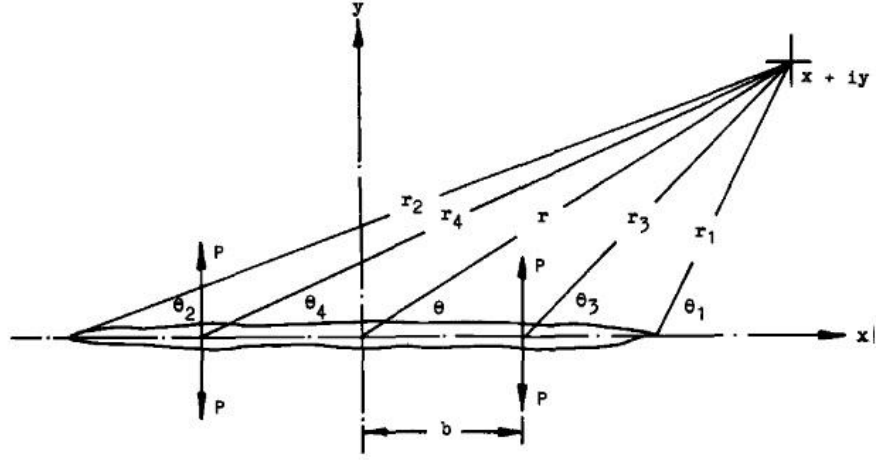
$$C = (r_2 + x_i + a)^{0.5} \quad (\text{E.14})$$

$$D = (r_2 - x_i - a)^{0.5} \quad (\text{E.15})$$

Burada, şekil E.5'te gösterilen koordinat sistemi kullanılmaktadır.



Şekil E. 4. Kuvvetlerin uygulandığı konumlar ve çatlak uzunluğuna bağlı gerilme dağılımı [29].



Şekil E. 5. Çatlak yüzeyine etkiyen toplam kuvvet [29].

e) Plakadaki Toplam Yer Değiştirme

Plakadaki toplam yer değiştirme Denklem E.16 ile hesaplanmaktadır.

$$V_{total} = V_1 + V_2 + V_3 + V_4 \quad (E.16)$$

E.3. Takviye Çıtalari ve Pimlerdeki Yer Değiştirmeler

a) Sağ ve Solda Bulunan Hasarsız Takviye Çıtalarındaki Yer Değiştirmeler

Takviye elemanları; eğilme momenti, aksenal kuvvet ve uygulanan dış gerilme σ altında yer değiştirmeye uğramaktadır. Elemanlar üzerindeki eğilme momenti, Denklem E.17 ile elde edilebilir.

$$M_{Ai} = \sum_{j=i}^{j=2n} CF_j - \left[\frac{3C}{2L^3} \sum_{j=i}^{j=2n} F_j (2Ly_j - y_j^2) \right] \left[L - \frac{y_{(i-1)} - y_i}{2} \right] \quad (E.17)$$

Bu eğilme momenti neticesinde takviye elemanında oluşan yer değiştirme;

$$\delta_{Mi} = \left(\frac{C}{EI} \right) \sum_{i=n+1}^{i=i} M_{Ai} [Y_i - Y_{(i-1)}] \quad (\text{E.18})$$

Eksenel yükleme sonucu oluşan takviye elemanındaki yer değiştirme;

$$\delta_{Di} = \left(\frac{1}{AE} \right) \sum_{j=n+1}^{j=i} F_j Y_j + \left(\frac{y_i}{AE} \right) \sum_{j=i+1}^{j=2n} F_j \quad (\text{E.19})$$

Uygulanan dış gerilmenin oluşturduğu yer değiştirme;

$$\delta_{Gi} = \left(\frac{\sigma y_i}{E} \right) \quad (\text{E.20})$$

Denklemleri ile kolayca hesaplanabilir.

b) Hasara Uğramış Merkezi Takviye Çıtasının Yer Değiştirmesi

Merkezi takviye çitasına etkiyen eğilme momenti;

$$M_{Ai} = \sum_{j=i}^{j=i} CP_j - \left[\frac{C}{L} \sum_{j=i}^{j=n} P_j \left(\frac{5}{4} - \frac{3y_j^2}{4L^2} \right) \right] \left[\frac{y_{(i+1)} + y_i}{2} \right] \quad (\text{E.21})$$

Eğilme momentinin takviye elemanında oluşturacağı yer değiştirme;

$$\delta_{Mi} = \left(\frac{C}{EI} \right) \sum_{i=1}^{i=n-1} M_{Ai} [y_{(i+1)} - y_i] \quad (\text{E.22})$$

Eksenel yükleme sonucu oluşan yer değiştirme;

$$\delta_{Di} = \left(\frac{1}{AE} \right) (y_n - y_i) \sum_{j=1}^{j=i} P_j + \left(\frac{1}{AE} \right) \sum_{j=i+1}^{j=n-1} P_j (y_n - y_j) \quad (\text{E.23})$$

Denklemleri ile kolayca hesaplanabilir.

c) Pimlerin Yer Değiştirmesi:

Pimlerin yer değiştirmesi testler sonucunda elde edilen ilişkiler ile aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$\delta_R = \frac{F}{ED} \left[A + C \left(\frac{D}{B_1} + \frac{D}{B_2} \right) \right] \quad (E.24)$$

Burada, F pime uygulanan kesme kuvveti, E elastik modül, D perçin çapı, B_1 ve B_2 birleşen parçaların kalınlıklarıdır. A ve C parametreleri alüminyum ve çelik malzemeleri için aşağıdaki değerleri almaktadır.

A = Alüminyum için 5,0, çelik için 1,666

C = Alüminyum için 0,8, çelik için 0,86

E.4. Yer Değiştirme Uygunluğu

Daha önce de bahsedildiği gibi, yer değiştirme uygunluk yönteminin temel prensibi, plakadaki yer değiştirmenin takviye çıtasındaki yer değiştirmeler ile perçinlerdeki yer değiştirmelerin toplamına eşit olması gerekliliğidir. Yöntemin uygulaması ise şu şekilde yapılmaktadır.

Bir takviye çıtasında toplam n adet perçin olsun. Swift [29] $n=15$ değerinin genellikle iyi sonuçlar verdiğini belirtmiştir. Bu çalışmada da bir takviye çıtasında $n=15$ adet perçin olduğu varsayılmıştır. Problemdeki simetriden dolayı panelin sadece dörtte birini modellemek yeterlidir. Hasara uğrayan merkezi takviye çıtasındaki perçinler $1'den$ $n'ye$ kadar numaralandırılır. Sağ veya soldaki hasara uğramayan takviye çıtalarındaki perçinler ise $n+1'den$ $2n'ye$ kadar numaralandırılır.

Problemdaki bilinmeyenler, hasarlı ve hasarsız takviye çıtalarının toplam $2n$ adet perçin bağlantı noktalarındaki kuvvetlerdir.

Bilinmeyen perçin kuvvetlerini hesaplayabilmek için, perçinlerin bulunduğu noktalarda plakada oluşan yer değiştirmeler, bu noktalardaki pimlerde ve takviye çıtalarının yer değiştirmelerin toplamına eşitlenerek yer değiştirme uyumluluk denklemleri uygulanabilir. Böylelikle, $2n \times 2n$ 'lik bir matris denklemi elde edilir.

Merkezdeki hasarlı takviye çıtasının uyumluluk denklemi aşağıdaki gibidir;

$$\begin{aligned}
& \sum_{j=n+1}^{j=2n} F_j \left[v_2(x_n, y_n, x_j, y_j) - \frac{(1+\nu)y_j}{2\pi^2 EB} \int_0^a \alpha(x_j, y_j, b) \varepsilon(x_n, y_n, b) db \right] \dots \\
& - \sum_{j=1}^{j=n} P_j \left[v_3(x_n, y_n, y_j) - \frac{(1+\nu)y_j}{2\pi^2 EB} \int_0^a \beta(y_i, b) \varepsilon(x_n, y_n, b) db \right] \dots \\
& + \delta_{Rn} - \delta_{Di} - \delta_{Mi} - \delta_{Ri} \dots \\
& - \sum_{j=n+1}^{j=2n} F_j \left[v_2(x_i, y_i, x_j, y_j) - \frac{(1+\nu)y_j}{2\pi^2 EB} \int_0^a \alpha(x_j, y_j, b) \varepsilon(x_i, y_i, b) db \right] \dots \\
& - \sum_{j=1}^{j=n} P_j \left[v_3(x_i, y_i, y_j) - \frac{(1+\nu)y_j}{2\pi^2 EB} \int_0^a \beta(y_i, b) \varepsilon(x_i, y_i, b) db \right] \dots \\
& = \sigma v_1(x_i y_i) - \sigma v_1(x_n y_n)
\end{aligned} \tag{E.25}$$

Bu denklemde; çatlaklı plakadaki perçin noktalarındaki toplam kuvvet denklem (E.26)'daki gösterildiği gibi uygulanan dış gerilme ile bu plakanın alanı çarpılarak elde edilir.

$$\sum_{i=1}^n P_i = \sigma A_s \tag{E.26}$$

Dış kısmındaki hasarsız takviye çıtalarının uyumluluk denklemi ise aşağıdaki gibidir;

$$\begin{aligned}
& \delta_{Di} - \delta_{Mi} - \delta_{Ri} \\
& - \sum_{j=n+1}^{j=2n} F_j \left[v_2(x_i, y_i, x_j, y_j) - \frac{(1+\nu)y_j}{2\pi^2 EB} \int_0^a \alpha(x_j, y_j, b) \varepsilon(x_i, y_i, b) db \right] \dots \\
& + \sum_{j=1}^{j=n} P_j \left[v_3(x_i, y_i, y_j) - \frac{(1+\nu)y_j}{2\pi^2 EB} \int_0^a \beta(y_i, b) \varepsilon(x_i, y_i, b) db \right] \dots \\
& = \sigma \nu_1 (x_i y_i) - \delta G_i
\end{aligned} \tag{E.27}$$

E.5. Çatlak Ucu Gerilme Şiddeti Faktörü

Bilinmeyen perçin kuvvetleri hesaplandıktan sonra, çatlak ucundaki gerilme şiddeti faktörü şu şekilde elde edilir. Merkezdeki hasara uğramış takviye çitasındaki perçin yüklerinden dolayı (Şekil E.6a) oluşan gerilme şiddet faktörü denklem E.28 ile hesaplanır.

$$K_{cs} = \frac{\sqrt{a}P}{2B\sqrt{\pi}} \left[\frac{2a^2 + (3+\nu)Y_1^2}{(a^2 + Y_1^2)^{3/2}} \right] \tag{E.28}$$

Dış kısımdaki sağlam takviye çıtalarının perçin yüklerinden dolayı (Şekil 6b) oluşan gerilme şiddet faktörü denklem E.29 ile hesaplanır.

$$K = \frac{2\pi Y_1 \sqrt{\pi a}}{\pi B} \left[\left(\frac{3+\nu}{2} \right) I_1 - (1+\nu) I_2 \right] \tag{E.29}$$

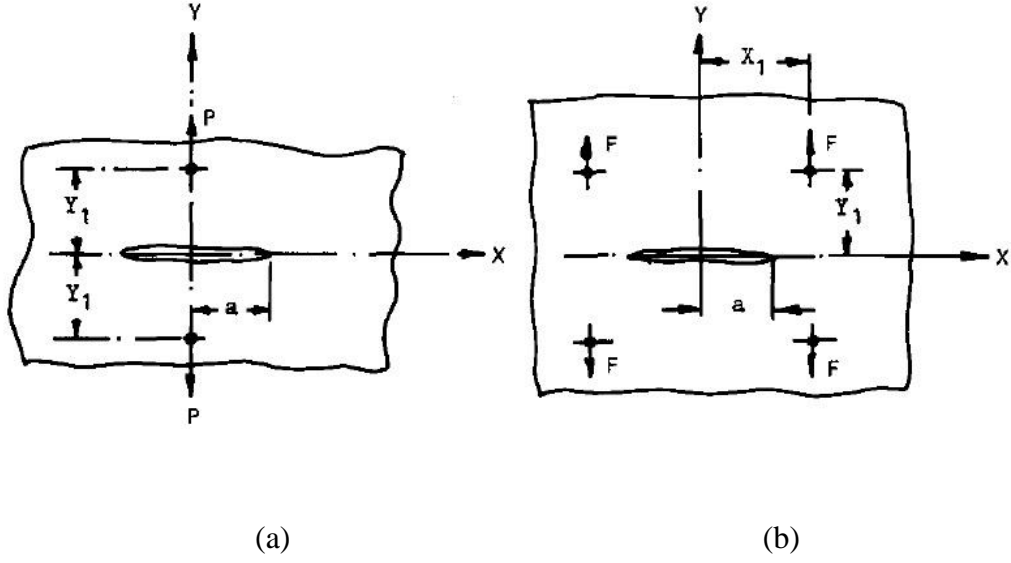
Burada,

$$I_1 = \frac{\beta}{Y_1} \sqrt{(Y_1^2 + a^2 - x_1^2) + 4x_1^2 Y_1^2} \tag{E.30}$$

$$I_2 = \frac{\left[(a^2 + x_1^2) Y_1^2 + (a^2 - x_1^2)^2 \right] \beta^2 + x_1^2 Y_1^2 (Y_1^2 - a^2 + x_1^2)}{2Y_1 \beta \left[(Y_1^2 - a^2 + x_1^2)^2 + 4x_1^2 Y_1^2 \right]^{3/2}} \tag{E.31}$$

$$\beta = \frac{1}{\sqrt{2}} \left[\left(Y_1^2 + a^2 - x_1^2 \right)^2 + \sqrt{\left(Y_1^2 + a^2 - x_1^2 \right)^2 + 4x_1^2 Y_1^2} \right]^2 \quad (\text{E.32})$$

Toplam gerilme şiddeti faktörü, süper pozisyon yöntemi kullanılarak hesaplanır. Bu işlem sırasında yükleme yönleri ve toplam gerilmenin etkileri dikkate alınır.



Şekil E. 6. Perçin kuvvetleri [29].

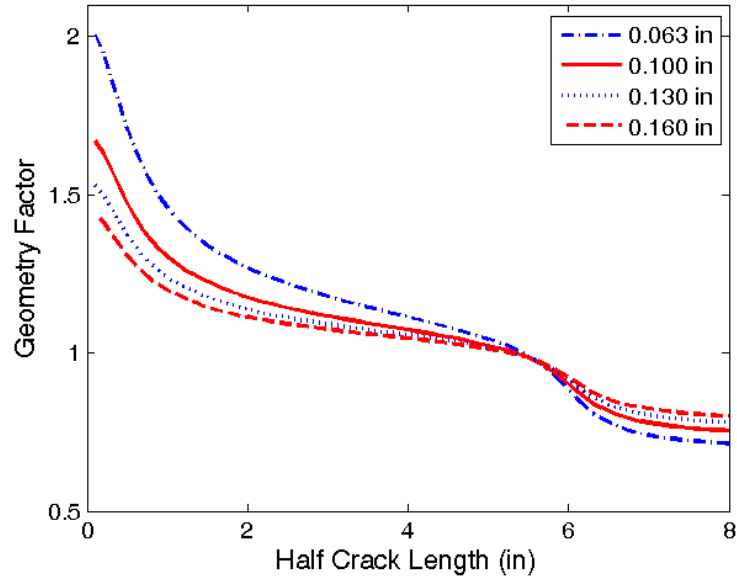
E.6. Parametrik Çalışma

Bu bölümde, daha önceden tanımlaması yapılan (bölüm 4.1) problem için parametrik bir çalışma yapılmış ve sonuçları incelenmiştir. Ele alınan bu problem, gövdedeki panellerde sıklıkla karşılaşılan çevresel çatlaklar (circumferential cracks) için temsili bir problemdir. Bu problem, Swift'in makalesinden [29] alınmıştır.

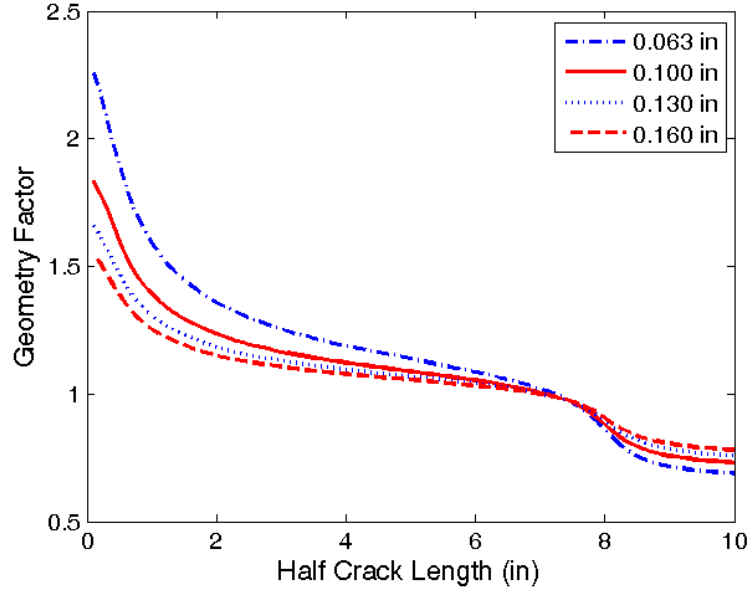
E.6.1. Plaka Kalınlığının Geometri Faktörü Üzerine Etkisi

Plaka kalınlığının takviyeli panelin geometri faktörü üzerine etkisini incelemek için bir parametrik çalışma gerçekleştirilmiştir. Öncelikle, takviye çitası kesit alanı $A_s=0,1890 \text{ in}^2$ ve takviye çitaları arası uzaklık $SS=6 \text{ in}$ olarak alınmış ve plaka kalınlığının farklı değerleri için geometri faktörü hesaplanmıştır. Sonuçlar Şekil

E.7.a'da gösterilmiştir. Aynı şekilde, takviye çitası kesit alanı $A_s=0,2538 \text{ in}^2$ ve takviye çitaları arası uzaklık $SS=8 \text{ in}$ olarak alınmış ve analizler tekrarlanarak Şekil E.9.b oluşturulmuştur. Çatlak hasarsız takviye çitalarına ulaşmadan önce, kalınlık arttıkça geometri faktörünün azaldığı gözlenmektedir. Çatlak hasarsız takviye çitalarını geçtikten sonra ise, kalınlık arttıkça geometri faktörü artmaktadır. Bir diğer gözlem ise, çatlak hasarsız takviye çitalarına ulaşmadan önce, geometri faktörünün takviyesiz panele kıyasla daha yüksek olduğu, çatlak hasarsız takviye çitalarını geçtikten sonra ise geometri faktörünün takviyesiz panele kıyasla daha düşük olduğudur. Bu bulgu, hasarsız takviye çitalarının çatlak durdurma özelliğini göstermektedir.



(a) $A_s=0,1890 \text{ in}^2$; $SS=6 \text{ in}$

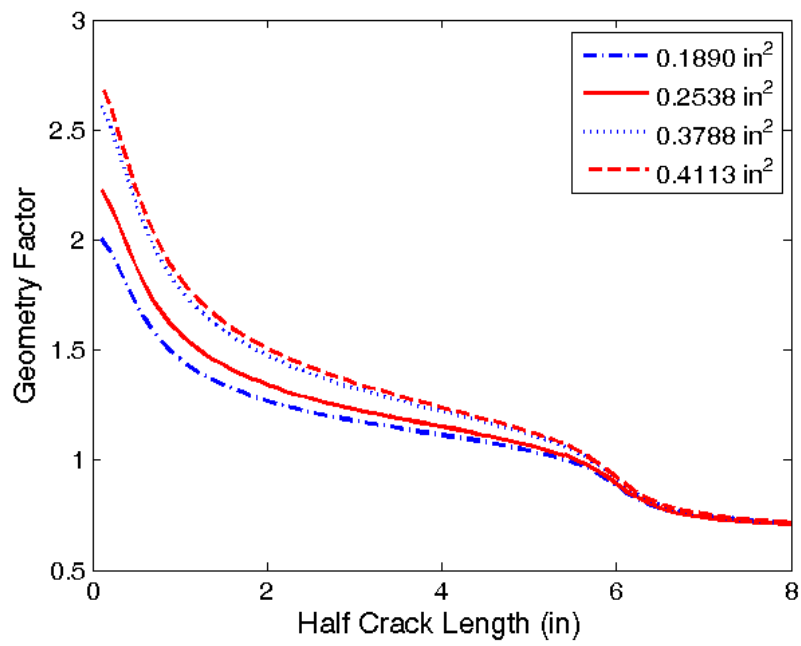


(b) $A_s=0,2538 \text{ in}^2$; $SS=8 \text{ in}$

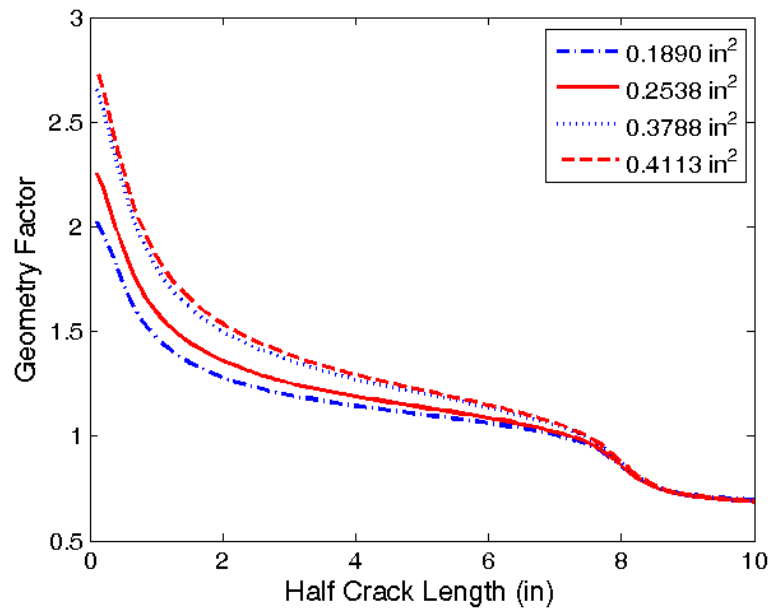
Şekil E. 7. Plaka kalınlığının geometrik faktör üzerine etkisi (A_s : takviye çıtalarının kesit alanı, SS : takviye çıtaları arası uzaklık)

E.6.2. Takviye Çıtası Kesit Alanının Geometri Faktörü Üzerine Etkisi

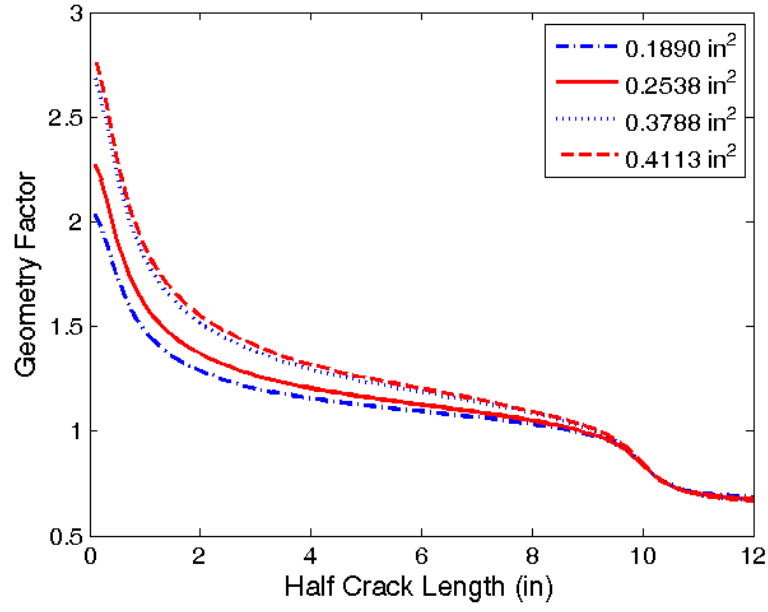
Takviye çıtası kesit alanının geometri faktörü üzerine etkisini incelemek için bir parametrik çalışma gerçekleştirilmiştir. Plakanın kalınlığı $t_p=0,063$ olarak alınmıştır. Takviye çıtaları arası uzaklık için dört farklı değer $SS=6 \text{ in}$, $SS=8 \text{ in}$, $SS=10 \text{ in}$ ve $SS=12 \text{ in}$ belirlenmiş ve geometri faktörü hesaplanmıştır. Sonuçlar Şekil E.8'de gösterilmiştir. Çatlak hasarsız takviye çıtalarına ulaşmadan önce, takviye çıtası kesit alanı arttıkça geometri faktörünün arttığı gözlenmektedir. Çatlak hasarsız takviye çıtalarını geçtikten sonra ise, geometri faktörünün takviye çıtası kesit alanına duyarlılığı azalmaktadır. Bir önceki kısımda da gözlemlendiği üzere, çatlak hasarsız takviye çıtalarına ulaşmadan önce, geometri faktörünün takviyesiz panele kıyasla daha yüksek, çatlak hasarsız takviye çıtalarını geçtikten sonra ise geometri faktörünün takviyesiz panele kıyasla daha düşüktür.



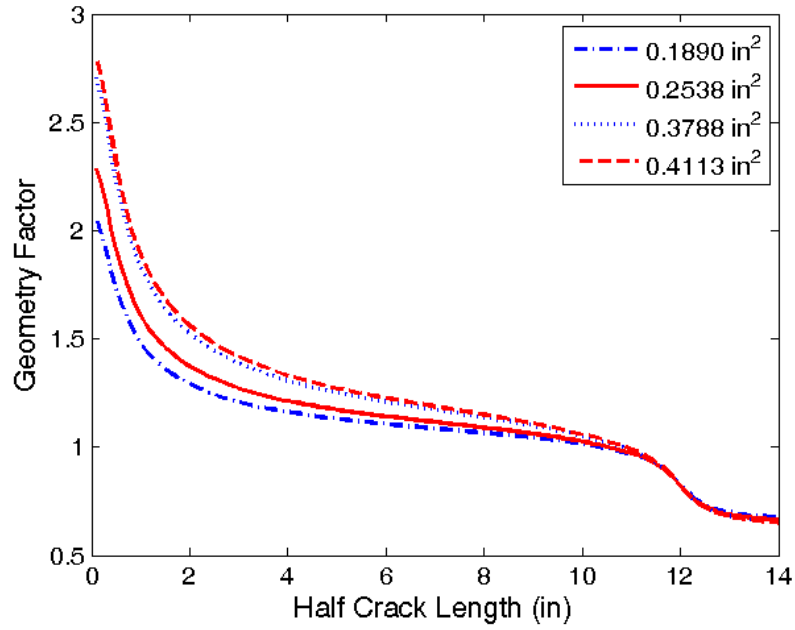
(a) $t_p = 0,063$ in; $SS = 6$ in



(b) $t_p = 0,063$ in²; $SS = 8$ in



(c) $t_p=0,063$ in; SS=10 in

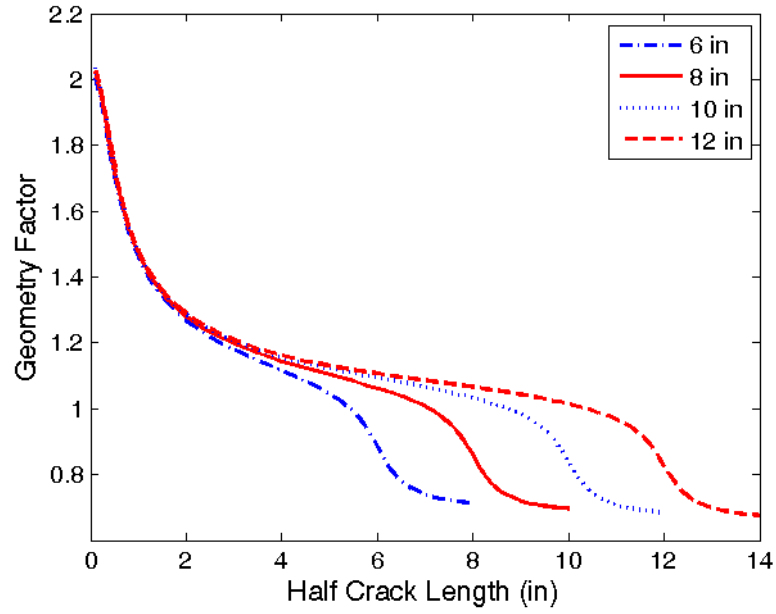


(d) $t_p=0,063$ in²; SS=12 in

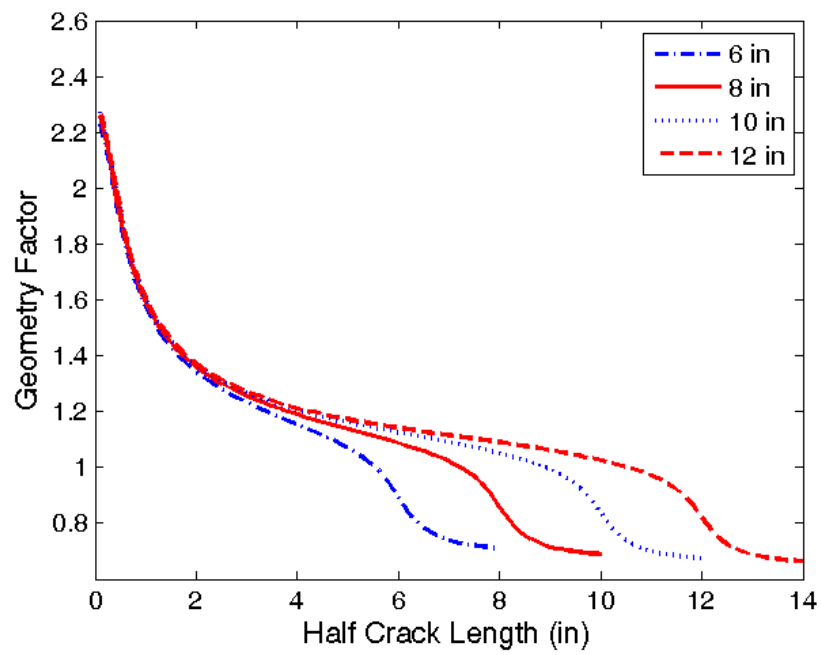
Şekil E. 8. Takviye çıtası kesit alanının geometrik faktör üzerine etkisi (t_p : plaka kalınlığı, SS: takviye çıtaları arası uzaklık)

E.6.3. Takviyeli çıtalar arasındaki mesafenin geometri faktörü üzerine etkisi

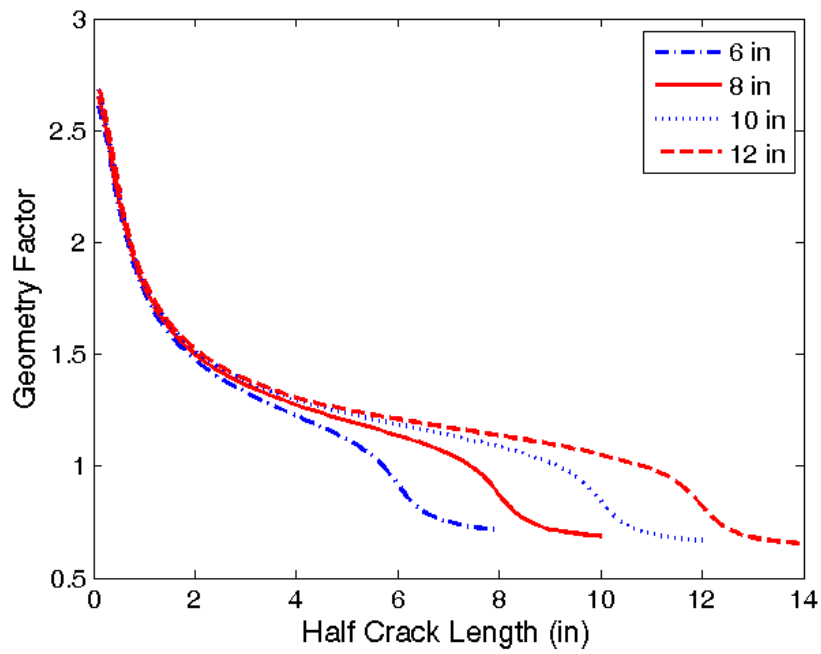
Takviye çıtası kesit alanının geometri faktörü üzerine etkisini incelemek için bir parametrik çalışma gerçekleştirilmiştir. Plakanın kalınlığı $t_p=0,063$ olarak alınmıştır. Takviye çıtası kesit alanı için dört farklı değer $A_s=0,1890 \text{ in}^2$, $A_s=0,2538 \text{ in}^2$, $A_s=0,3788 \text{ in}^2$ ve $A_s=0,4113 \text{ in}^2$ belirlenmiş ve geometri faktörü hesaplanmıştır. Sonuçlar Şekil E.9'da gösterilmiştir. Takviye çıtaları arası mesafe azaldıkça, takviye çıtalarının daha etkin bir çatlak durdurma özelliğine sahip olduğu gözlenmektedir.



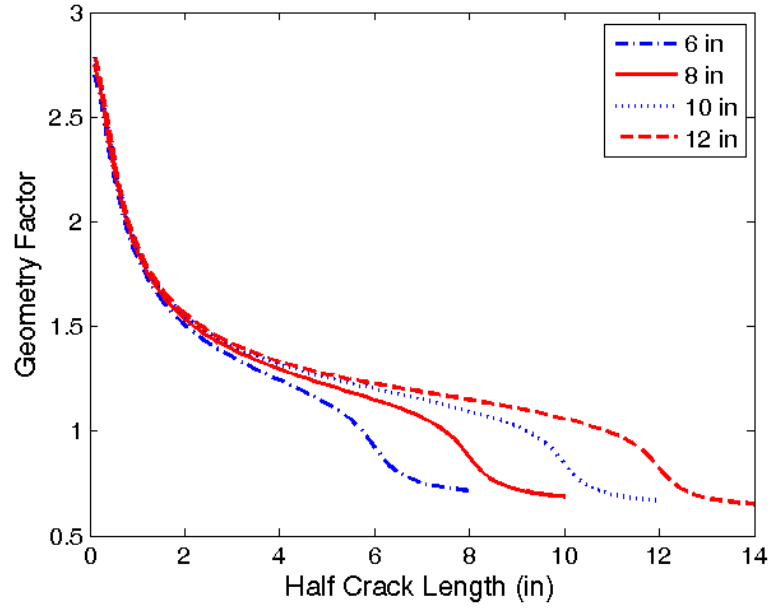
(a) $t_p=0,063 \text{ in}$; $A_s=0,1890 \text{ in}^2$



(b) $t_p=0,063 \text{ in}^2$; $A_s=0,2538 \text{ in}^2$



(c) $t_p=0,063 \text{ in}$; $A_s=0,3788 \text{ in}^2$



(d) $t_p=0,063 \text{ in}^2$; $A_s=0,4113 \text{ in}^2$

Şekil E. 9. Takviye çıtalrı arası mesafenin geometrik faktör üzerine etkisi (t_p : plaka kalınlığı, A_s : takviye çıtası kesit alanı).

EK-2 YANIT YÜZEY YÖNTEMİ

Yanıt yüzey yöntemi (Response Surface, RS) süreçleri geliştiren, iyileştiren ve optimize eden istatistiksel ve matematiksel teknikler topluluğudur. Aynı zaman da tasarım, geliştirme, yeni ürün formülasyonu veya mevcut olan ürün için tasarımın geliştirilmesinde önemli uygulamalara sahiptir [55].

Endüstriyel dünyada yanıt yüzey yönteminin en yaygın uygulamaları, çeşitli girdi değişkenlerinin üretilen bir ürün veya bir sürecin kalite özelliklerini veya performans ölçüsünü inceler. Burada bahsedilen kalite özellikleri ve performans ölçüsü *yanıt* olarak adlandırılır [55].

Yanıt yüzey yöntemi geçmişte ilk olarak 1951 yılında Box ve Wilson tarafından "Denemelerin Optimum Koşullara Ulaşması" adlı çalışması ile tanımlanmıştır [56]. Haftka 1995 yılında kompozit kanatların yapısal optimizasyonu üzerine nümerik bir çalışma yapmıştır [57]. Yanıt yüzey yöntemi eleme denemeleri, bölge araştırması ve ürünün optimizasyonu olarak üç aşamadan oluşmaktadır. İlk aşamada az sayıda verimli denemelerin yapılması amaçlanmıştır. İkinci aşama, eleme denemeleri ile oluşturulan bağımsız değişkenlerden elde edilen yanıt yüzeylerin hesaplanması sonucu oluşan değerlerin ne kadar optimum olup olmadığı incelenir. Son aşamadaki amaç ise, optimum sonuçlara ulaşıldığında elde edilen eğriliğin farklı matematiksel yöntemler (Örneğin polinomial modeller, üssel veya eksponensiyel modeller) kullanılarak modellenir. Uygun model seçildikten sonra optimum değer elde edilmesinde kullanılır.

Bu yöntemde yer alan bağımsız değişkenlerin arasındaki fonksiyon matematiksel formu tahmin edilerek belirlenir. Eğer bağımsız değişkenin lineer fonksiyonu yanıt ile uyum sağlıyor ise, tasarlanan model birinci derece polinomial olur. Fakat elde edilen yanıt yüzeyde eğrilik var ise ikinci derece veya daha yüksek dereceli polinomial denklemler tercih edilerek modelleme yapılır. Optimizasyon problemi ikinci derece denklemler kullanılarak çözüldüğünde sadece bir adet bölgesel minimum ve bir adet bölgesel maksimum nokta vardır. Bu durum problemin

çözümünü oldukça kolaylaştırır. Genellikle paket programlarının içinde ikinci dereceden polinomiyal bir model kullanılır.

$$y = f(x_1, \dots, x_n) \beta + \varepsilon \quad (\text{E.33})$$

Denklem E.33 'de yer alan x değerleri tasarım değişkenleri, ε deneysel hatalar, β ise sabit katsayıdır [58].

Modelleme yapılırken üssel (power) modellerde kullanılabilir. Bu modelde polinomiyal modelin ilgili olumsuzlukları ortadan kaldırılır. Denklem E.34 ve E.35 üssel modellerde kullanılan modelleme yöntemlerinin denklemleridir.

$$y_i = \beta_0 + \sum_{i=1}^m \beta_i x_i^{r_i} + \varepsilon \quad (\text{E.34})$$

$$y_i = \beta_0 + \sum_{i=1}^m \beta_i (x_i - x_{0,i})^{r_i} + \varepsilon \quad (\text{E.35})$$

Yanıt yüzey tahmini yapılırken kullanılan ikinci derece polinomiyal denklemlerde en küçük kareler yöntemi kullanılır (denklem E.36). Burada beklenen değer ($E[\varepsilon]=0$) ve varyansının (σ^2) sabit ($Var[\varepsilon]=\sigma^2$), ($\varepsilon \sim N(0, \sigma^2)$) olduğu kabul edilmiştir. Rastgele hata (ε) birbirinden bağımsız normal dağılış gösterir.

$$y_i = \beta_0 + \sum_{1 \leq j \leq m} \beta_j x_j + \sum_{1 \leq j \leq k \leq m} \beta_{jk} x_{ij} x_{ik} + \varepsilon_i \quad (\text{E.36})$$

Denklem E.36'da, n gözlem sayısını, m bağımsız değişken sayısını, y_i bağımlı değişkenin i 'inci gözlem değerini, x_{ij} i 'inci gözlemin j 'inci bağımsız değişkenini, β 'lar tahmini yapılacak model katsayılarını, ε_i ise i 'inci gözlemdaki rastgele hatayı ifade etmektedir [56].

Yanıt yüzey sistemindeki sabit katsayıların elde edilmesi için çoklu lineer regresyon analizinde (multiple linear regression analysis) en küçük kareler yöntemi kullanılarak bu katsayıların tahmini yapılır. Denklem E.33 deki formül matris notasyonu ile yazıldığında ;

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ y_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & \cdot & \cdot & \cdot & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & \cdot & \cdot & \cdot & x_{2k} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & x_{n1} & \cdot & \cdot & \cdot & x_{nk} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \beta_{n1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \varepsilon_n \end{bmatrix} \quad (\text{E.36})$$

Burada yer alan Y değeri $nx1$ boyutu vektör, X lineer bağımsız olan değerler $nx(kx1)$ boyutlu, β $(k+1)x1$ vektörü bilinmeyen parametreler ve ε $nx1$ boyutlu rastgele hatalardır. [59]

Çoklu lineer regresyon analizinin en başında en küçük kareler tahmin edicileri olan $\hat{\beta}$ belirlenir. Çoklu lineer regresyon analizindeki en önemli şart x_1, x_2, \dots, x_n değerlerinin lineer bağımsız olmasıdır, bu x_i değerleri arasındaki korelasyonun küçük olduğunu ifade eder. En küçük kareler yönteminin normal denklemi çözülerek karesi alınan hataların toplam değeri minimize edilir (Denklem E.37). [59]

$$X^T X \hat{\beta} = X^T Y \quad (\text{E.37})$$

Bu denklemin her iki tarafı $(X^T X)^{-1}$ ile çoğaltılarak $\hat{\beta}$ değeri hesaplanır (Denklem E.38). [59]

$$\hat{\beta} = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (\text{E.38})$$

Bu denklem sistemi Matlab programına aktararak katsayıların hesaplanması kolayca elde edilir.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, Adı : USTA, Rabia Çiğdem
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 10.10.1986, Ankara
Medeni hali : Bekar
Telefon : 0 (530) 211 33 63
e-mail : rcusta@etu.edu.tr

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Yüksek Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	2013
Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	2010
Lise	Çankaya Yabancı Dil Ağırlıklı Lise	2004

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2011–2013	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi / Makine Mühendisliği Bölümü	Araştırma Görevlisi
2010	Merih Asansör A.Ş.	Stajyer
2009	Telmek Telekomünikasyon Mek. San. ve Tic. A.Ş.	Stajyer
2008	Gürgenler A.Ş.	Stajyer

Yabancı Dil

İngilizce (ileri düzeyde), Almanca (temel düzeyde)

Uluslararası Kongre Bildirileri:

1. Acar, E., **USTA, R.C.**, "Simultaneous Design of a Stiffened Fuselage Panel and Number of Structural Tests", 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013, USA.

Ulusal Kongre Bildirileri:

1. **USTA, R. C.**, Acar, E., "Yapısal Testlerin Bir Uçak Gövdesi Takviyeli Panelinin Güvenilirliği Üzerine Etkisi", IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 2012, İstanbul, Türkiye.

Workshop:

1. **Usta, R. C.**, Acar, E., "Probabilistic Optimization of a Stiffened Fuselage Panel Under Fracture Constraints", 2. International Workshop on Physics Based Modelling of Material Properties & Experimental Observations. 15-17 Mayıs 2013 Antalya / Türkiye