



**HAVACILIKTA KULLANILAN FARKLI KESİTLERDEKİ
KOMPOZİT KANAT KİRİŞLERİNİN
SAYISAL VE DENEYSEL ANALİZİ**

Muharrem CAN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

MAYIS 2014

Muharrem CAN tarafından hazırlanan “HAVACILIKTA KULLANILAN FARKLI KESİTLERDEKİ KOMPOZİT KANAT KİRİŞLERİNİN SAYISAL VE DENEYSEL ANALİZİ” adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Gazi Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Öğr. Gör. Dr. Yavuz ZÜMRÜT

Makine Mühendisliği, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu Onaylıyorum

.....

Başkan : Prof. Dr. Bedri TUÇ

Makine Mühendisliği, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu Onaylıyorum

.....

Üye : Prof. Dr. Abbas Tamer ÖZDEMİR

Metaller ve Malzeme Mühendisliği, Gazi Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu Onaylıyorum

.....

Tez Savunma Tarihi: 6/5/2014

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

.....

Prof. Dr. Şeref SAĞIROĞLU

Fen Bilimleri Enstitüsü

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Muharrem CAN

6/5/2014

HAVACILIKTA KULLANILAN FARKLI KESİTLERDEKİ KOMPOZİT KANAT KİRİŞLERİNİN SAYISAL VE DENEYSEL ANALİZİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Muharrem CAN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Mayıs 2014

ÖZET

Bu çalışmada hava aracı kanatlarında kullanılan C şeklindeki kompozit kirişlerin farklı kesit tiplerinin yük taşıma kapasiteleri incelenmiştir. Söz konusu hava aracında kanat kutusu, iki C kiriş, iki kabuk ve kaburgalardan oluşmaktadır. Çalışmada, flanş ve duvar kısımları aynı katman dizilimine sahip; ancak flanştan duvara kompozit katman düşüş formları farklı tipte olan üç ayrı C kiriş ele alınmıştır. Bu farklı kompozit katman düşüşlerinin C kirişlerin yük taşıma kabiliyetine etkilerini araştırmak amacıyla testler gerçekleştirilmiştir. Testler esnasında belirli bölgelerden gerinim ölçerler ile gerinim verileri kaydedilmiştir. Ayrıca bu üç tip kiriş parçasının sonlu elemanlar modelleri de oluşturulmuş ve kırım yükleri, gerinimler ve deformasyonlar hesaplanmıştır. Sonuç olarak C kirişler için flanş-duvar kompozit katman düşüş formunun yük taşıma kapasitesi açısından önemli bir parametre olduğu gösterilmiştir. Ayrıca üç farklı kiriş parçasının kırım yüklerine göre özgül mukavemetleri (kırım yükü/ağırlık) birbirleriyle kıyaslanmıştır.

Bilim Kodu : 914.1.055
Anahtar Kelimeler : Havacılık, kompozit kiriş, sayısal analiz, yapısal test
Sayfa Adedi : 114
Danışman : Öğr. Gör. Dr. Yavuz ZÜMRÜT

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF COMPOSITE WING SPARS
HAVING DIFFERENT CROSS SECTIONS, USED IN AEROSPACE

(M. Sc. Thesis)

Muharrem CAN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

May 2014

ABSTRACT

In this study, load carrying capacity of C type composite spars used in aircraft wing boxes and having different cross sections were examined. The aircraft wingbox consists of two C spars, two skins and ribs. In the study, three different types of C spars which have the same composite ply sequence in cap and web but have different composite ply drop off types from cap to web were investigated. A series of experiments were conducted in order to determine the effects of composite ply drop off types on the load carrying capacity of C spars. During the experiments, strain data were recorded by using strain gauges. Moreover finite element models of these three types of spar parts were created and failure loads, strains and deformations were calculated. As a conclusion it is shown that cap to web composite drop off type is an important parameter on load carrying capacity. Furthermore the specific strengths of three different spar parts (failure load/weight) were compared to each other.

Science Code : 914.1.055

Key Words : Aerospace, composite spar, numerical analysis, structural test

Page Number : 114

Supervisor : Inst. Dr. Yavuz ZÜMRÜT

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca bana her türlü desteği veren Sayın Öğr. Gör. Dr. Yavuz ZÜMRÜT'e teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışmalarımda bilgilerinden yararlandığım arkadaşım ve meslektaşım Sayın Erdoğan Tolga İnsuyu'na yardımlarından dolayı teşekkür ediyorum. Ayrıca bu çalışmaların gerçekleştirilmesi sırasında bana her konuda yardımcı olan TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş'den İHA Sistemleri Yapı Şefi Sayın Gülgün Bahtiyar'a teşekkür ediyorum.

Ayrıca uzun ve yorucu bir çalışmanın emeği olan bu tezimde bana her türlü manevi desteği sağlayan aileme ve arkadaşlarıma da teşekkür ediyorum.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xi
RESİMLERİN LİSTESİ	xvi
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xvii
1. GİRİŞ.....	1
2. ÇALIŞMANIN AMACI, YÖNTEM VE LİTERATÜR TARAMASI ...	3
2.1. Amaç.....	3
2.2. Materyal ve Yöntem	3
2.3. Literatür	4
3. KOMPOZİT MALZEMELER.....	9
3.1. Tanım.....	9
3.2. Kompozit Malzemelerin Özellikleri	10
3.3. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları	10
3.4. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	13
3.4.1. Takviye elemanlarına göre kompozit malzemeler	14
3.4.2. Matris malzemelerine göre kompozit malzemeler	15
3.5. Fiber Takviyeli Kompozitlerde Takviye Elemanlarının Özellikleri.....	16
3.6. Kompozitlerde Matris Malzemelerinin Özellikleri	17
3.6.1. Termoset matrisler.....	18
3.6.2. Termoplastik matrisler	19
3.7. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri.....	20
3.7.1. Termoset matrisli kompozitlerin üretimi.....	21
3.7.2. Termoplastik matrisli kompozitlerin üretimi	26

	Sayfa
3.8. Havacılık Uygulamalarında Kompozit Kirişler.....	26
3.9. Kompozit Yapıların Tasarımı	29
4. KOMPOZİT MALZEMELER MEKANİĞİ.....	33
4.1. Anizotropik Malzemelerde Gerilme-Gerinim Bağlılıları	33
4.2. Ortotropik Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlılıları	36
4.2.1. Ortotropik malzemelerde mühendislik sabitleri.....	36
4.2.2. Ortotropik malzemelerde düzlemsel gerilme durumu.....	39
4.3. Rozet Gerinim Ölçerler İçin Gerinim Transformasyonu.....	41
5. PROBLEMİN TANIMI.....	45
5.1. Giriş	45
5.2. Eğilmeye maruz kalan kirişlerde gerilme bağılılıları.....	46
5.3. Test Parçalarının Tanıtılması	49
5.3.1. Test parçalarının tipleri	49
5.3.2. Test parçalarının malzemesi ve üretim yöntemi	53
5.3.3. Test parçalarının kanat üzerindeki konumu ve test düzeneği için bağılılı özellikleri.....	55
5.4. Test Parçalarının Sınır Koşulları	56
6. TEST PARÇALARININ SONLU ELEMENLAR ANALİZİ.....	59
6.1. Giriş	59
6.2. Yükleme Sınır Koşullarına Göre Yük ve Deformasyon Analizi	60
7. DENEYSEL ÇALIŞMA.....	63
7.1. Giriş	63
7.2. Test Numunelerinin Kalite Muayenesi	63
7.3. Test Numunelerinin Yükleneşmesi	65
7.4. Test Numuneleri Üzerindeki Gerinim Ölçer Yerleşimi.....	67
8. TEST SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRME.....	73
8.1. I Numaralı Test parçası İçin Test Sonuçları	75
8.1.1. I numaralı test parçası, kesit 1	76
8.1.2. I numaralı test parçası, kesit 2	79

	Sayfa
8.1.3. I numaralı test parçası, kesit 3	81
8.2. II Numaralı Test Parçası İçin Test Sonuçları.....	83
8.2.1. II numaralı test parçası, kesit 1	84
8.2.2. II numaralı test parçası, kesit 2.....	86
8.2.3. II numaralı test parçası, kesit 3.....	88
8.3. III Numaralı Test Parçası İçin Test Sonuçları	90
8.3.1. III numaralı test parçası, kesit 1	91
8.3.2. III numaralı test parçası, kesit 2	93
8.3.3. III numaralı test parçası, kesit 3	95
8.4. Test Parçaları Üst Flanş Test Sonuçlarının Değerlendirilmesi.....	97
9. TARTIŞMA VE SONUÇLAR	101
KAYNAKLAR	105
EKLER.....	106
EK-1. Test düzeneğinin fotoğrafı	107
EK-2. Testlerde C kirişin dönmesini engelleyen desteklerin fotoğrafı.....	108
EK-3. Testlerde kullanılan gerinim ölçerlerin teknik özellikleri	109
EK-3. (Devam) Testlerde kullanılan gerinim ölçerlerin teknik özellikleri.....	110
EK-3. (Devam) Testlerde kullanılan gerinim ölçerlerin teknik özellikleri.....	111
EK-4. Test parçasının duvar ve flanş kısımları üzerinde örnek gerinim ölçer yerleşim fotoğrafları (Dış kısım)	112
EK-4. (Devam) Test parçasının duvar ve flanş kısımları üzerinde örnek gerinim ölçer yerleşim fotoğrafları (İç kısım).....	113

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Uçak malzemelerinin mekanik özellikleri	12
Çizelge 3.2. Kompozitlerde kullanılan seramik elyafların mekanik özellikleri	17
Çizelge 4.1. Gerilme ve gerinme notasyonlarının kısaltılmış gösterimi.....	34
Çizelge 6.1. Test parçalarının yükleme noktalarındaki teorik kırım yükü ve bu yük altındaki maksimum yer değiştirmesi	62
Çizelge 7.1. Test parçalarının yükleme adımları	66
Çizelge 9.1. Test parçalarının özgül mukavemet, test kırım yükü, yükleme noktası deformasyonu ve ağırlık değerleri	103

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Kanat kutusunu oluşturan parçalar	3
Şekil 3.1. Elyaf takviyeli kompozit malzeme ve bileşenleri.....	9
Şekil 3.2. Yıllara ve modellere göre Airbus yolcu uçaklarında kullanılan kompozit malzeme oranları.....	13
Şekil 3.3. A400M askeri kargo uçağında kompozit malzeme kullanılan parçalar	13
Şekil 3.4. Takviye elemanlarına göre kompozit malzemeler. (a) Elyaf takviyeli, (b) Parçacık takviyeli, (c) Tabakalı kompozit malzemeler.....	15
Şekil 3.5. Kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinin sınıflandırılması	21
Şekil 3.6. Profil çekme yöntemi.....	22
Şekil 3.7. Püskürtme yöntemi	22
Şekil 3.8. El ile yatırma yöntemi	23
Şekil 3.9. Elyaf sarma yöntemi.	24
Şekil 3.10. Vakum torbalama tekniği	25
Şekil 3.11. Kiriş çeşitleri a) I kesit b) T kesit c) I kesit (web sinüs dalgası) d) C kesit	27
Şekil 3.12. A350 kanat kirişinin otomatik elyaf serme yöntemi ile üretimi	28
Şekil 3.13. Otomatik elyaf serme tezgahının şematik görünüşü.....	28
Şekil 3.14. Çeşitli kanat kiriş kesitleri a) Dikdörtgen kesitli b)İkili I kesitli c)İki adet I kesitli d) Dairesel kesitli	29
Şekil 3.15. Tek ve çift sayıda katmanlardan oluşan simetrik dizilimler.....	30
Şekil 3.16. Simetrik ve balanslı bir yapının dizilimi	31
Şekil 3.17. Balanslı olmayan bir yapının içe kapanması (Spring back)	31
Şekil 4.1. Üç boyutlu gerilme hali	34
Şekil 4.2. Tek yönlü elyaf takviyeli tabaka (1,2 ve 3 eksenlerinin gösterilişi).....	39
Şekil 4.3. Rozet gerinim ölçer tipleri	41
Şekil 4.4. Gerinimler için temel Mohr Dairesi	42
Şekil 4.5. Gerinim transformasyonu için Mohr Dairesi.....	42
Şekil 4.6. Dörtgen rozet yerleşimi	43
Şekil 5.1. Eğilme momenti altında oluşan basma ve çekme yüklemeleri.....	46

Şekil	Sayfa
Şekil 5.2. Eğilme momentine maruz kalan kiriş üzerindeki gerilme ve gerinim dağılımları	47
Şekil 5.3. Ağırlık merkezinden yüklenen C kesitli kiriş	48
Şekil 5.4. C kesitli kirişte kesme yükü akışı	48
Şekil 5.5. C kiriş kesitinin ana ölçüleri	50
Şekil 5.6. I Numaralı test parçasının kesit görünüşü	50
Şekil 5.7. II Numaralı test parçasının kesit görünüşü	51
Şekil 5.8. III Numaralı test parçasının kesit görünüşü	51
Şekil 5.9. I Numaralı test parçasının kompozit katman dağılımı	52
Şekil 5.10. II Numaralı test parçasının kompozit katman dağılımı	52
Şekil 5.11. III Numaralı test parçasının kompozit katman dağılımı	53
Şekil 5.12. Karbon bant ve karbon kumaşın örgü şekilleri	55
Şekil 5.13. Test parçalarının kanat üzerindeki konumu	56
Şekil 5.14. Test parçalarının katı modeli	56
Şekil 5.15. Yükleme ve sabitleme adaptörlerinin test parçalarına montajı	57
Şekil 6.1. Çalışmada kullanılan sonlu elemanlar modeli	60
Şekil 6.2. I Numaralı test parçasının test yükü altındaki deformasyon dağılımı	61
Şekil 6.3. II Numaralı test parçasının test yükü altındaki deformasyon dağılımı	61
Şekil 6.4. III Numaralı test parçasının test yükü altındaki deformasyon dağılımı	62
Şekil 7.1. Osiloskop ve muayene edilen parça	64
Şekil 7.2. Test düzeneğinin yapısı	66
Şekil 7.3. Test numuneleri için dönmeyi engelleyici kılavuz plakalar	67
Şekil 7.4. Test parçaları boyunca gerinim ölçer yerleşim ölçüleri	68
Şekil 7.5. Test parçaları üzerindeki gerinim ölçer yerleşimi	69
Şekil 7.6. Test parçası kesiti üzerinde gerinim ölçer yerleşim ölçüleri	69
Şekil 8.1. I, II ve III numaralı test parçalarının yükleme noktasının deformasyon değerleri	74
Şekil 8.2. I numaralı test parçasının yükleme noktasının deformasyon değerleri	75
Şekil 8.3. I numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı A1 ve B1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	76

Şekil	Sayfa
Şekil 8.4. I numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı E1 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	77
Şekil 8.5. I numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	78
Şekil 8.6. I numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı A2 ve B2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	79
Şekil 8.7. I numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı E2 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	80
Şekil 8.8. I numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı C2 ve D2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	80
Şekil 8.9. I numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı A3 ve B3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	81
Şekil 8.10. I numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı E3 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	82
Şekil 8.11. I numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı C3 ve D3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	82
Şekil 8.12. II numaralı test parçasının yükleme noktasının deformasyon değerleri	83
Şekil 8.13. II numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı A1 ve B1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	84
Şekil 8.14. II numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı E1 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	85

Şekil	Sayfa
Şekil 8.15. II numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	85
Şekil 8.16. II numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı A2 ve B2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	86
Şekil 8.17. II numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı E2 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	87
Şekil 8.18. II numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı C2 ve D2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	87
Şekil 8.19. II numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı A3 ve B3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	88
Şekil 8.20. II numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı E3 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	89
Şekil 8.21. II numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı C3 ve D3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	89
Şekil 8.22. III numaralı test parçası yükleme noktasının deformasyon değerleri.....	90
Şekil 8.23. III numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı A1 ve B1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	91
Şekil 8.24. III numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı E1 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	91
Şekil 8.25. III numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	92

Şekil	Sayfa
Şekil 8.26. III numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı A2 ve B2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	93
Şekil 8.27. III numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı E2 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	94
Şekil 8.28. III numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı C2 ve D2 ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	94
Şekil 8.29. III numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	95
Şekil 8.30. III numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı E3 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması	96
Şekil 8.31. III numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı C3 ve D3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması	96
Şekil 8.32. I numaralı test parçasında yüklemeye karşı A1, A2 ve A3 gerinim ölçerlerinden elde edilen değerleri	97
Şekil 8.33. II numaralı test parçasında yüklemeye karşı A1, A2 ve A3 gerinim ölçerlerinden elde edilen gerinim değerleri	98
Şekil 8.34. III numaralı test parçası üzerindeki ölçer A1, A2 ve A3 gerinim değerleri	98

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 3.1. Kompozit malzemenin mikroyapısı.....	9
Resim 3.2. Otoklav	26
Resim 5.1. Flanş kısmında yerel flambaj oluşmuş metal C kiriş.....	45
Resim 7.1. Koordinat ölçüm makinesi.....	63
Resim 7.2. Ultrasonik muayene cihazı	64

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
A_f	Fiber kesit alanı
A_m	Matris kesit alanı
E	Elastisite modülü
F_N	Normal Kuvvet
G	Kayma modülü
σ	Gerilme
$\sigma_{\max}$	Maksimum Gerilme
$\sigma_{\min}$	Minimum Gerilme
ε	Zorlanma
ε_x	x Yönündeki gerinim
ε_y	y Yönündeki gerinim
ε_z	z Yönündeki gerinim
ν	Poizon oranı
γ	Kayma gerinimi
γ_x	x Yönündeki kayma gerinimi
γ_y	y Yönündeki kayma gerinimi
γ_z	z Yönündeki kayma gerinimi
τ	Kayma gerilmesi
C_{ijk}	Elastik rijitlik tensörü
S_{ijk}	Elastik gevşeklik tensörü
F_x	x yönündeki eksenel çekme kuvveti
k	Hata yönlendirme faktörü
Q	Rijitlik (katılık) dönüşümü
p_{em}	Emniyetli yüzey basıncı

1. GİRİŞ

Günümüzde teknoloji ve insan ihtiyaçları paralel olarak ilerlemektedir. Teknolojinin gelişimi ise yeni malzemelerin gerekliliğini ortaya çıkarmaktadır. Kompozit malzemeler, başta yüksek mukavemetleri ve hafiflikleri olmak üzere diğer birçok özelliklerinden dolayı tercih edilmektedirler. Özellikle havacılık endüstrisi gibi özgül mukavemetin (kırım yükü/ağırlık) kritik olduğu alanlarda karbon takviyeli kompozit malzemelerin kullanımı oldukça yaygınlaşmıştır. Karbon takviyeli kompozitler çoğunlukla sürekli örülmüş karbon elyaflar ve bunlara değişik yöntemlerle emdirilen farklı tipteki reçinelerden oluşurlar.

Kompozit malzemelerin yapılarda kullanılması ile birlikte kazanılan hafifliğin yanısıra parça geometrilerinde de iyileştirmeler yapılarak dayanımın artırılması ve daha fazla hafiflik kazanılması mümkün olmaktadır. Bu amaçla havacılıkta kullanılan yapılarda farklı yükleme koşullarına göre değişik kesitlerde yük taşıyıcı parçalar çoğunlukla kompozit malzemelerden tasarlanmaktadır. Bunlara örnek olarak; I, C ve H kesitli kirişler, üzerlerine güçlendirici çıtalar entegre edilmiş kabuklar ve kaburgalar verilebilir. Bu parçaların farklı yüklemelere maruz kalan bölgelerinin yükleme tipi ve büyüklüğüne göre boyutlandırılması ile ağırlıktan tasarruf etmek mümkün olmaktadır. Örneğin basit eğilmeye maruz kalan I kesitli bir kirişte alt ve üst duvarlara göre daha az yüklenen orta dikmenin kalınlığının azaltılması suretiyle ağırlıktan tasarruf edilebilir. Benzer yaklaşım diğer kesitler için de mümkündür.

Geometrilerde yapılan bu iyileştirmeler ile yeni malzemelerle elde edilen avantajları bir adım daha ileriye götürmek mümkün olmaktadır. Bununla birlikte, söz konusu iyileştirmeleri gerçekleştirirken maliyet, imal edilebilirlik, kolay montaj edilebilirlik ve zaman gibi parametreler göz önünde bulundurulmalıdır.

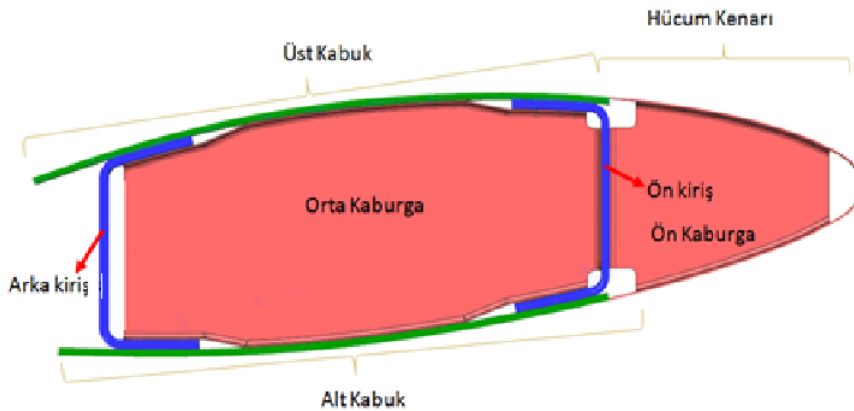
2. ÇALIŞMANIN AMACI, YÖNTEM VE LİTERATÜR TARAMASI

2.1. Amaç

Bu çalışmanın amacı bir hava aracı kanadında kullanılan temel olarak C şeklindeki kompozit kirişlerin farklı kesit tiplerinin yük taşıma kapasitelerinin incelenmesidir. Bu doğrultuda uçuş yükleri göz önünde bulundurularak boyutlandırılmış, aynı kompozit diziliminde fakat farklı flanş-duvar kompozit katman geçişine sahip üç tip C kiriş kesiti üretilerek test edilmiştir. Nihai olarak bu üç tip kesitten özgül mukavemeti en yüksek olanının belirlenmesi hedeflenmiştir.

2.2. Materyal ve Yöntem

Bu çalışmada bir hava aracı kanadında kullanılan temel olarak C şeklindeki kompozit kirişlerin farklı kesit tiplerinin yük taşıma kapasiteleri incelenmiştir. Söz konusu hava aracında kanat kutusu, karşılıklı iki C kesitli kiriş, alt ve üst olmak üzere iki kabuk ve kaburgalardan oluşmaktadır. Kirişler kanat üzerine gelen yüklerin büyük bölümünü taşırlar ve kaldırma kuvvetini doğrudan gövdeye aktarırlar. Dolayısı ile hem en ağır hem de en kritik parçalardandır. Kanat kutusunun kesiti ve kanadı oluşturan parçalar **Hata! Başvuru kaynağı bulunamadı.**'de gösterilmektedir.



Şekil 2.1. Kanat kutusunu oluşturan parçalar

Bu çalışma gerçekleştirilirken izlenen yol aşağıdaki şekilde özetlenebilir:

Önceden uçuş yüklerine göre boyutlandırılması yapılmış olan kompozit kanat kirişleri değişik kesit özelliklerinde üretilmiştir.

Daha sonra test düzeneğinde bir ucu ankastre bir ucu serbest olacak şekilde bağlanıp serbest uçtan eğme yüküne tabi tutulup test edilmişlerdir.

Test parçalarının ölçülendirilmesi esnasında, minimum ağırlık hedefine ulaşmak için, basma ve çekme yüklerine maruz kalan kiriş flanşları ile kayma yüklerine maruz kalan kiriş duvarı farklı kompozit dizilimleri kullanılarak tasarlanmıştır. Flanş kısmından duvar kısmına geçişteki bu kalınlık değişiminin yapının dayanımına etkisi incelenmiştir.

Kirişlerde yük akışı flanşlardan duvara doğru olur. Dolayısı ile bu yol üzerindeki kompozit katman düşüşleri kritik bir öneme sahiptir. Bu katman düşüşlerinin sayısal modele birebir olarak yansıtılması çok zordur. Ayrıca imalat esnasında yapı üzerinde oluşabilecek kusurlar, hava boşlukları ve katman kıvrımları da sayısal modele aktarılamayacak etkilerdir. Bütün bunlar göz önünde bulundurulduğunda sonlu elemanlar analizi ile yapılan çalışmayı test yaparak doğrulamak daha güvenilir sonuçlar elde etmemizi sağlamıştır. Test esnasında numuneler üzerine yerleştirilen gerinim ve deplasman ölçerler ile gerinim ve deplasman verileri alınmıştır.

Sonlu elemanlar modeli MSC.PATRAN[®] kullanılarak gerçekleştirilmiş ve oluşturulan model MSC.NASTRAN[®] kullanılarak çözümlenmiştir.

2.3. Literatür

Bu çalışma süresince kompozit kirişler başta olmak üzere kompozit yapıların tasarımı, boyutlandırılması, test edilmesi ve sayısal olarak modellenmesi ile ilgili daha önce yapılmış çalışmalar araştırılmıştır. Çok sayıda kaynak kitap, yayın ve makale taranarak çalışma için temel oluşturacak bilgi elde edilmiştir. Literatürde yer alan bu çalışmaların ilgili olanları aşağıda verilmiştir.

Kopecki ve arkadaşları [1] yeni bir planör kanadındaki I kesitli kompozit kirişin yorulma testini ve sayısal analizini yapmışlardır. Test esnasında 3 boyutlu tarama kullanılarak deplasmanlar anlık olarak belirlenebilmiştir. Kriter olarak 9.000 uçuş saatinin benzetimini yapacak 10.000 adet yük çevrimi (maksimum ve minimum yük tepe noktaları: $N_{zmax}=-3,7$ $N_{zmin}=5,7$) belirlenmiştir. Test esnasında kirişin burulmaya maruz kalmaması için kiriş, kaburga ve kabuktan oluşan ve kanadı simüle eden bir yapının içine yerleştirilmiştir. Kiriş yapısı tamamen kompozit olup I kesite sahiptir. Gövde bağlantı kısmında sandviç yapı kullanılmıştır. Bu kısımda dolgu (core) malzemesi olarak poliüretan köpük çeşiti olan

DIV-60 kullanılmıştır. Karbon malzeme olarak ise 26 kat SGL KDK 8042 malzemesi kullanılmıştır. Ek olarak kiriş flanşlarında Torayca T700G tek yönlü karbon kullanılmıştır. Ayrıca tüm yapı bir kat 92110 interglass malzemesi ile kaplanmıştır. Tüm yük çevrimleri uygulandıktan sonra yapıda gözle görülür bir hasara rastlanmamıştır. 3 boyutlu tarama kullanıldığı için gerçek zamanlı deformasyon değerlerini elde etmişler ve gerinim ölçer (strain gage) gibi ekipmanlara bağlı kalmamışlardır.

Muşlular [2] çalışmasında kompozit mini bir insansız uçak kanadının statik yük altındaki davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Tamamen kompozit malzeme olan kanat, cam elyafı, karbon elyafı, yüksek mukavemetli havacılık köpüğü (Rohacell®) ve epoksi reçine kullanılarak üretilmiştir. Uçuş yüklerini betimlemek için test düzeneğine bağlanıp üzerine ağırlıklar koyulan kanatta, kiriş üzerine yerleştirilen gerinim ölçerlerden veriler okunmuştur. İlave olarak kanat ucu yer değiştirmesi de kaydedilmiştir. Okunan bu değerler ABAQUS sonlu elemanlar yazılımı ile elde edilen analiz sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırılan bu sonuçlarda sonlu elemanlar modelinden elde edilen gerinim değerlerinin testten elde edilen gerinim değerlerinden daha düşük olduğu görülmüştür. Muşlular bunun muhtemel sebeplerini, bilgisayar betimlemesi ile gerçek imalat arasındaki farklar, ortam sıcaklığı ve nem değerlerinin yapıyı etkilemesi, kupon testlerinden elde edilen mekanik değerlerin komponent seviyesine çıktıkça değişiklik göstermesi olarak açıklamıştır. Ayrıca komponentin detay parçaları arasındaki yapışmanın sayısal modelde mükemmel olduğu ve yükü en iyi şekilde diğer elemanlara aktardığının varsayıldığı; gerçekte ise mükemmel yapışma olmadığından bunun mümkün olmadığını belirtmiştir.

Yong-Bin ve arkadaşları [3] kompozit bir hedef uçağın iniş takımı ve kanadının sonlu elemanlar analizi üzerinde çalışmışlardır. Kanat analizini yaparken +5g (örn: toplam ağırlığın 5 katı) simetrik burun kaldırma ve -1,5g simetrik burun indirme yüklerini kullanmışlardır. İniş takımı analizi için ise 1,4 m/s yaklaşma hızı ve 2g iniş yükü şartını kullanmışlardır. Sonlu elemanlar analizi daha sonra prototip kanadın statik test edilmesi ile doğrulanmıştır. Test için 6g simetrik burun kaldırma koşulu kullanılmıştır. Test sonucunda hesaplanan kanat ucu yer değiştirmesi sonlu elemanlar modelinden %17 daha fazla çıkmıştır. Yong-Bin ve arkadaşları bunun sebebinin imalattan gelen hasarlar ve bozukluklardan kaynaklandığını belirtmişlerdir.

Majumdar ve arkadaşları [4], kompozit takviye kirişli kabukların (stiffened skin) kararlılık analizleri üzerine çalışmışlardır. Güçlendirilmiş kabuk montajlarında iki ince kabuk arasına takviye kirişi (stringer) yapıştırılarak, yapısal kararlılığı arttırılmaktadır. Sadece yapıştırma güvenli olmadığından ek olarak perçinler de kullanılmaktadır. Ancak perçinler bağlantı mukavemetini arttırmalarına rağmen ağırlığı ve stres konsantrasyonunu da arttırmaktadırlar. Majumdar ve arkadaşları bu durumu ortadan kaldırmak için VARTM adı verilen ve tüm montajı tek seferde üretme imkanı veren bir imalat yöntemi kullanmışlardır. Bu yöntemde kalıba serilen kumaşların içinden vakum yardımı ile reçine geçirilir ve kumaşlara reçine emdirilir. Çalışmada güçlendirilmiş panel montajının, düzlemsel basmaya maruz kalması durumundaki kararlılığı hem deneysel hem de sonlu elemanlar metodu ile analiz edilmiştir. Analizler sonucunda flambaj (buckling) için kritik yükler belirlenmiştir. Sonuç olarak sayısal çözümler ve deneysel sonuçlar yakınlık göstermiştir. Beklendiği gibi takviye kirişleri sayesinde yapıda genel flambaj (global buckling) oluşmamış fakat yerel flambaj (local buckling) gözlemlenmiştir. Yerel flambaj kritik yük koşulu yakınlarında kabuğun kırışması şeklinde görülmüştür. Yükleme ile birlikte yerel flambaj devam etmiş ve kritik yüke ulaşıldığında elyaflar kırılmıştır. Nihai durumda takviye kirişi ile kabuk arasında dışarıdan görülen herhangi bir hasar tespit edilmemiştir. Bu durum ise VARTM üretim yönteminin birincil yük taşıyan havacılık yapıları için güvenilir bir yöntem olduğunu göstermektedir .

Kalanchiam ve Chinnasamy [5] kompozit malzemelerin havacılıktaki avantajları üzerine yaptıkları çalışmada, metalden ve kompozit malzemeden üretilmiş güçlendirilmiş panellerin tasarımından ve analizinden bahsetmişlerdir. Bu doğrultuda her iki yapı kalıplama, montaj edilebilme ağırlık ve maliyet açısından da incelenmiştir. Analizler sonucunda aynı parametreler ile tasarlanan güçlendirilmiş kabuk yapısı kompozit malzemede 120,3 kg çıkarken metal malzemede 139,35 kg çıkmıştır. Bunun sonucu olarak metal yapıların daha ucuz ve yüksek mukavemetli olduğunu, kompozit yapıların ise ağırlık açısından daha avantajlı olduğunu göstermişlerdir. Kalanchiam ve Chinnasamy çalışmalarının diğer bir sonucu olarak, kompozit malzemelerin aynı metal malzemeler gibi çarpışma-dayanıklı (crashworthy) olması gerekliliğini belirtmişlerdir. Bunu belirlemek amacıyla kompozit malzemeler için de çarpışma-dayanıklılık üzerine geniş kapsamlı deneyler ve analizler yapılması gerekliliğini belirtmişlerdir.

Pandey ve arkadaşları [6] üzerlerinde kesikler bulunan kompozit kaburgaların stres konsantrasyonu ve kararlılık analizleri üzerine bir çalışma yapmışlardır. Kaburgalar

kompozit kanatlarda kullanılan alt detay parçalardandır. Kaburgalarda hafifletme amaçlı açılan delikler, stres konsantrasyonuna sebep olabilmektedir. Bu durum ise kritik flambaj (buckling) yükünün azalmasına sebep olmaktadır. Pandey ve arkadaşları sözkonusu çalışmalarında kare şeklinde, kesme yükü ile yüklenmiş bir panel ele almışlardır. Bu panel ortasında dairesel bir kesik olan bir kaburgayı temsil etmektedir. Çalışmada çeşitli güçlendirme parametreleri kullanılarak Nastran programı ile analiz yapmışlardır. Düz kesik, kenarları flanşlı kesik, kenarları konveks yuvarlatılmış kesik ve hiç kesiksiz olmak üzere 4 adet konfigürasyonun ele alındığı çalışmada analizler aynı zamanda alüminyum kaburgalardan elde edilen sonuçlar ile de karşılaştırılmıştır. Çalışmadan çıkarılan sonuçlar şu şekilde özetlenebilir: Aynı ağırlık durumu gözetildiğinde kompozit kaburganın flambaj yük faktörü alüminyum kaburgalara göre 2,5 kat fazladır. Kesikte flanş boyunun artması flambaj yük kapasitesinin artmasını sağlamaktadır. Kesik çapının artması ise stres konsantrasyon faktörünün artmasına sebep olmaktadır. Ancak flanş yüksekliği 8 mm’de sabit tutulursa flambaj yük katsayısı bütün kesik çapları için neredeyse aynı kalmaktadır. Kesik flanş kenarlarının konveks yuvarlatılması flambaj yük katsayısının artmasında faydalı olmamıştır.

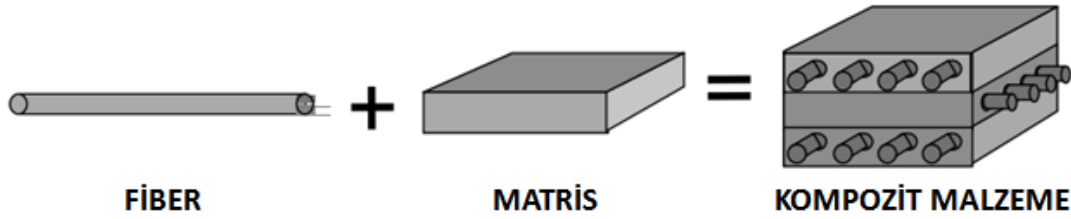
Polagangu ve arkadaşları [7], hafif ticari kargo uçak kanadının kirişler arası kaburgalarının, Brazier etkisine karşı sonlu elemanlar analizi konusunda bir çalışma yapmışlardır. Kaburgalar uçaklarda çeşitli yüklere maruz kalmaktadır. Bunlardan kararlılık problemi yaratanlardan biri de Brazier etkisidir. Brazier etkisi; eğilme yükü altındaki kapalı bir kesitin eğilme yükünün artması sebebiyle kesitin ovalleşmesi ve bunun kesitin alan ataletinin düşmesine sebep olmasıdır. Eğilme yükü arttıkça kritik kesitte yerel flambajın (locak buckling) başlaması bu ovalleşmeye sebep olmaktadır. Çalışmada kaburgaların Brazier etkisine karşı lineer flambaj analizi ele alınmıştır. Kararlılık analizleri için kesikler etrafındaki yuvarlatmalar da hesaba katılmıştır. Çalışmada kesiklerin kenarlarının yuvarlatılması ve dikey köşebentlerin iptal edilmesi, eğilme kuvvetinden dolayı oluşan kesme yükü akışına karşı kaburgalara yeterli kararlılığı vermiştir. Dikey köşebentlerin iptali ile birlikte 2,85 kg ağırlık kazancı sağlanabileceği görülmüştür. Bu ise toplam kirişler arası kaburgaların ağırlığının %15,77’sine denk gelmektedir.

3. KOMPOZİT MALZEMELER

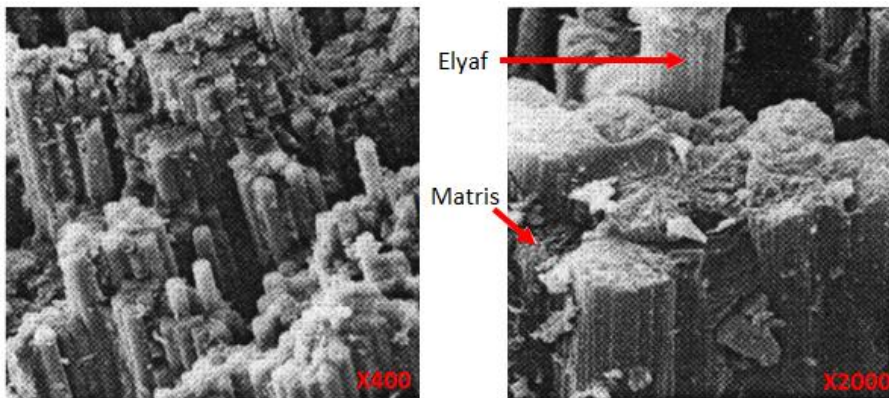
3.1. Tanım

İstenilen amaç için tek başlarına uygun olmayan farklı özelliklerdeki iki ya da daha fazla malzemeyi istenilen özellikleri sağlayacak duruma getirmek için belirli şartlar ve belirli oranlarda fiziksel olarak, makro yapıda bir araya getirerek elde edilen malzemeye “Kompozit Malzeme” denilmektedir[8].

Kompozit malzeme matris içine gömülen takviye malzemesinden oluşur. Takviye malzemesi sürekli veya küçük elyaflar olabileceği gibi, toz granül gibi malzemeler de olabilir. Üretim esnasında veya daha sonradan matris ve elyaflar arasında bir arayüz bağı oluşur. Bu bağ kompozit malzemenin dayanımında önemli bir faktördür.



Şekil 3.1. Elyaf takviyeli kompozit malzeme ve bileşenleri



Resim 3.1. Kompozit malzemenin mikroyapısı

Takviye elemanı kompozit malzeme içerisinde yükün büyük kısmını taşır ve malzemenin mekanik özelliklerini oluşturur. Matris malzemesi ise, takviye elemanlarını bir arada tutar, dış etkilere ve darbelerden korur, yükü takviye elemanlarına iletir. Şekil 3.1’de elyaf

takviyeli kompozit malzeme temsili olarak gösterilmektedir. Resim 3.1’de ise yine bir elyaf takviyeli kompozit malzemenin mikroskop görüntüleri verilmektedir.

3.2. Kompozit Malzemelerin Özellikleri

Kompozit malzemeler, farklı malzemelerin bir araya getirilmelerinden oluştuklarından dolayı, yapılarını oluşturan malzemelerin avantaj ve dezavantajlarını da taşırlar. Bu nedenle son durumdaki karakteristik özelliklerin net bir şekilde belirlenmesi ile kompozit malzemenin doğru kullanım alanı belirlenmiş ve en fazla fayda sağlanmış olur.

Kompozit malzemelerin sağladığı avantajlar aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

- Özgül mukavemetleri yüksektir.
- Yoğunlukları düşüktür.
- Yorulma ömürleri uzundur.
- Aşınma dirençleri yüksektir.
- Korozyon dirençleri yüksektir.
- Yüksek sıcaklıklarda mekanik özelliklerini korurlar.
- Isıl iletkenlikleri yüksektir.
- Radyo dalgalarını geçiren bir yapıları vardır.

Dezavantajları ise aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

- Üretimleri zordur.
- Pahalı malzemelerdir.
- İstenilen yüzey kalitesinde ve toleranslar dahilinde üretim yapmak zordur ve bunlar için pahalı kalıplama yöntemleri gerektirirler.
- Kırılgan malzemelerdir.
- Geri dönüşümleri yoktur.

3.3. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Giriş bölümünde de anlatıldığı gibi kompozit malzemelerin yapılarda kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Özellikle teknolojinin ilerlemesi ile birlikte kompozit malzemeler yapılarda kendilerine daha çok yer bulmuşlardır. Böylece başlarda yalnız askeri amaçlarla kullanılan kompozit malzemeler artık günlük hayatta da karşımıza sıklıkla çıkmaktadır.

Kompozit malzemelerin bu kadar sık kullanılmasının en önemli nedeni istenilen dayanımı sağlayabilmesine rağmen geleneksel malzemelerden daha hafif olmasıdır. Kompozit malzemelerin bazı kullanım alanları:

- Havacılık ve uzay sektörü
- Otomotiv sektörü
- İş makinaları
- Ev aletleri
- Gemicilik sektörü
- İnşaat sektörü

şeklinde sayılabilir. Havacılık ve uzay endüstrisinde tasarlanan parçaların gereken dayanımı sağlaması ve mümkün olabildiğince hafif olması en önemli tasarım parametrelerindendir. Bu nedenle, karbon elyaf takviyeli kompozit malzemeler havacılıkta en sık kullanılan kompozitlerdir. Uçak yapısı için malzeme seçiminde önemli bir kriter olan mekanik özelliğin yoğunluğa oranı ile ifade edilen, özgül mekanik özellik değerleri karşılaştırıldığında bor/epoksi ve karbon/epoksi kompozitlerin konvansiyonel malzemelerden belirgin şekilde üstün oldukları görülmektedir. Çizelge 3.1.'de uçak tasarımında kullanılan bazı metal alaşımları ile kompozit yapıların mekanik özellikleri verilmiştir [9].

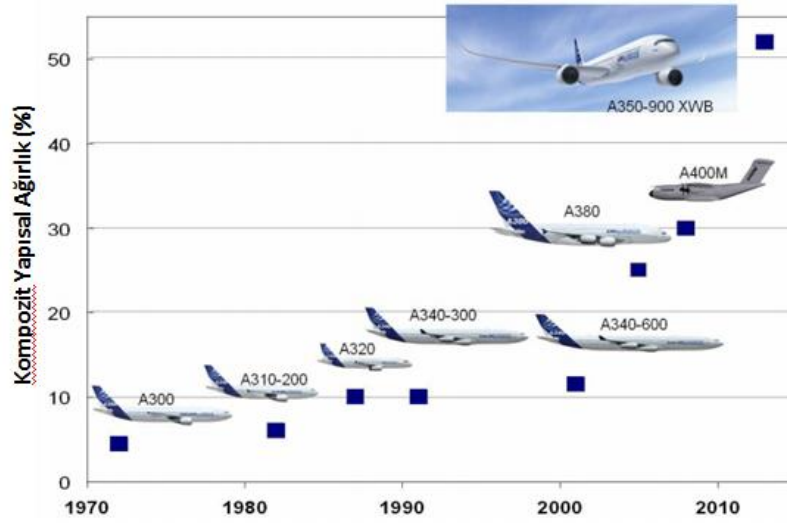
Çizelge 3.1. Uçak malzemelerinin mekanik özellikleri

MALZEME	YOĞUNLUK p (gr/cm ³)	ELASTİK MODÜL (GPa)	ÖZGÜL MODÜL (E/p)	ÇEKME MUK. (GPa) σ	ÖZGÜL ÇEKME MUK. σ/p
ÇELİK (3140)	7,90	200,00	25,00	1,85	0,24
ALÜM. ASG (6061 T6)	2,70	70,00	26,00	0,35	0,13
ALÜM. AU4G1 (2024 T74)	2,80	73,00	26,00	0,29	0,21
ALÜM. A25G4 (7075 T6)	2,80	76,00	27,00	0,45	0,16
TİTANYUM T6V	4,40	119,00	27,00	1,14	0,26
BOR/EPOKSİ	2,10	270,00 *	129*	2,00*	0,95*
BOR/ALÜMİNYUM	2,70	225,00 **	83,00	1,25*	0,46*
GRAFİT/EPOKSİ	1,70	208,00* 10,30 **	122*	1,34* 0,03**	0,79*
KARBON/EPOKSİ	1,50	142,00 * 10,30**	95*	1,60* 0,07**	1,06*
KEVLAR/EPOKSİ	1,35	80,00* 5,50**	59*	1,38* 0,03**	1,02*
CAM/EPOKSİ	2,20	53,00* 12,40**	24*	1,45* 0,04**	0,66*
KARBON/POLYESTER	1,68	127,50* 7,60**	76*	1,52* 0,04**	0,9*
KEVLAR/POLYESTER	1,40	76,00* 5,50**	54*	1,20* 0,02**	0,86*
CAM/POLYESTER	1,80	39,00* 9,60**	22*	1,13* 0,02**	0,63*
*: Elyaf yönünde **: Elyaflara dik yönde					

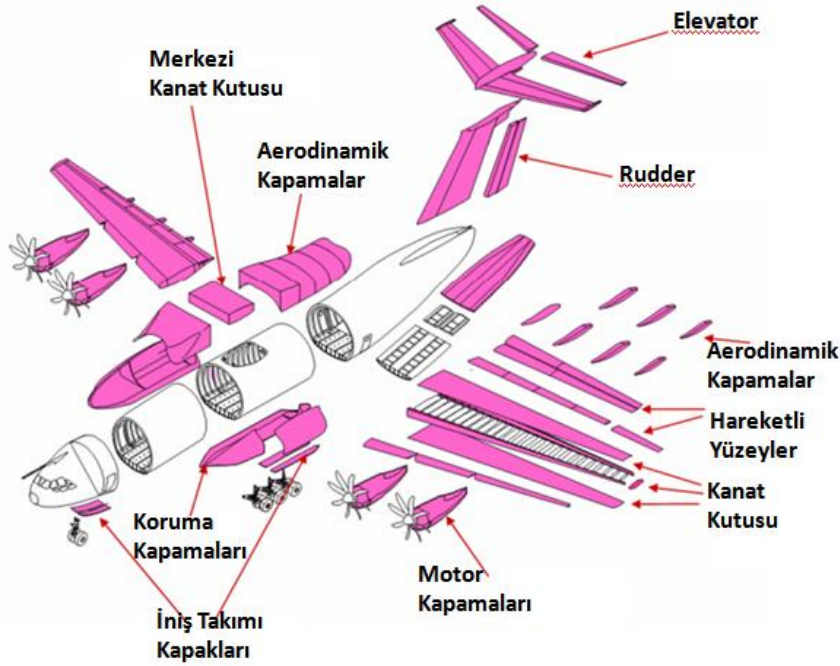
Şekil 3.2.'de yıllara göre Airbus yolcu uçaklarında kullanılan kompozit malzeme oranları gösterilmektedir. Buna göre 1970'li yıllarda %10 civarında olan kompozit malzeme oranı günümüzde %50 seviyelerine çıkmıştır.

Şekil 3.3.'de A400M askeri kargo uçağında kompozit malzemeden üretilen parçalar gösterilmektedir.

F-18 savaş uçağının kanat yüzeyleri, yatay ve dikey ve arka kısımları, kanat ve arka kontrol yüzeyleri, burun kısmı, fren balataları ve kapıları karbon takviyeli plastiklerden yapılmıştır. Bu uçaklarda kompozit malzemeler %50'den fazla yüzeyi oluşturmuş ve yaklaşık %10 hafiflik sağlanmıştır.



Şekil 3.2.Yıllara ve modellere göre Airbus yolcu uçaklarında kullanılan kompozit malzeme oranları



Şekil 3.3. A400M askeri kargo uçağında kompozit malzeme kullanılan parçalar

3.4. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler: aşağıda açıklandığı üzere matris malzemelerine ve takviye elemanlarının şekillerine göre iki şekilde sınıflandırmak mümkündür [10].

3.4.1. Takviye elemanlarına göre kompozit malzemeler

Takviye elemanlarına göre kompozit malzemeler üç kısımda incelenebilir:

Elyaf (Fiber) Kompozit Malzemeler

Matris içerisine yerleştirilen sürekli veya kırılmış iplikçikler şeklinde elyaflar ile oluşturulurlar. Sürekli elyafli kompozit malzemelerde, elyaf yönünde yüksek mukavemet elde edilirken diğer yönlerde mukavemet nispeten düşüktür. Diğer yönlerde de mukavemeti artırmak için elyaflar halı dokumada olduğu gibi birbirleri üzerine örülürler. Bu sayede bir tabakada hem boyuna hem enine eksen boyunca yüksek mukavemet elde edilmiş olur. Matris malzemesi burada elyaflara yükü transfer eder. Karbon elyaftan üretilen otomobil parçaları ve cam elyaftan üretilen su tankları bu malzemelere örnek olarak verilebilir.

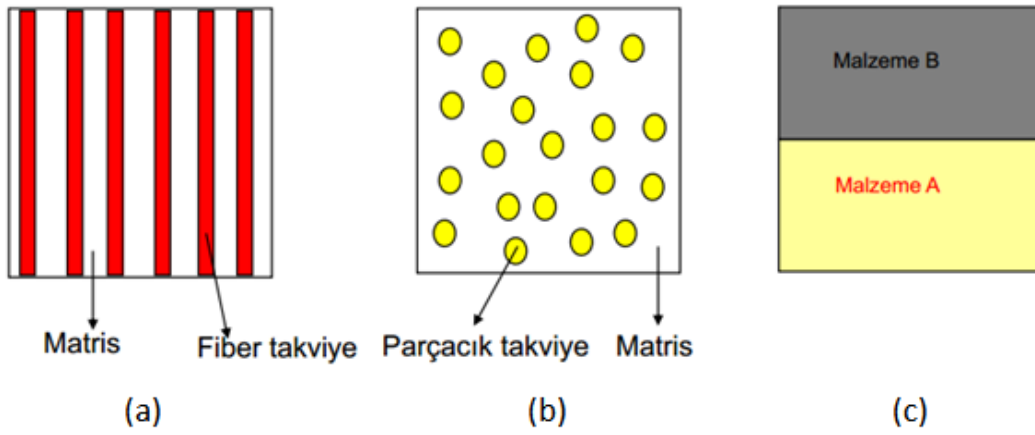
Parçacık takviyeli kompozit malzemeler

Bu kompozit malzemeler, matris yapısına tek veya iki boyutlu parçacıkların katılması ile elde edilir. En çok kullanılan parçacık takviyeli kompozit malzemeler; plastik matris içine eklenen metal tozu ve metal matris içine eklenen seramik tozu ile elde edilirler. Metal ve seramik tozları sayesinde elde edilen yüksek sıcaklık dayanımı bu kompozit malzemelerin motor bölgesi gibi sıcaklığın fazla olduğu yerlerde kullanılmasına imkan vermektedir.

Tabakalı kompozit malzemeler

Tabakalı kompozit malzemeler temel malzeme eksenleri doğrultusunda değişik yönlerdeki tabaka ve katmanların üst üste konularak bir araya getirilmesi ile tabakalı olarak elde edilmektedir. Bal peteği üzerine serilen sandviç şeklinde karbon elyaf kompozit yapılar tabakalı kompozit malzemelere örnek olarak verilebilir. Sandviç yapılar düşük yoğunluklu bir dolgu (çekirdek) malzemesinin yüksek mukavemetli başka bir yapı ile sarılması sayesinde elde edilmektedirler. Bu sayede daha düşük ağırlıklarda daha yüksek dayanımlar elde edilebilmektedir.

Takviye elemanlarına göre kompozit malzemeler sembolik olarak Şekil 3.4'de gösterilmektedir.



Şekil 3.4. Takviye elemanlarına göre kompozit malzemeler. (a) Elyaf takviyeli, (b) Parçacık takviyeli, (c) Tabakalı kompozit malzemeler

3.4.2. Matris malzemelerine göre kompozit malzemeler

Matris malzemelerine göre kompozit malzemeler üç kısımda incelenebilir:

Metal Matrisli Kompozitler

Metal matrisli kompozitler isminden de anlaşıldığı üzere, metal bir matrise sahiptirler. Bu tip kompozitlerin matris örnekleri; alüminyum, magnezyum ve titanyumu içerir. Metaller esasen tasarım ihtiyaçlarına uygun olarak yapısal özelliklerini arttırmak ya da azaltmak için desteklenir. Örneğin; metallerin yüksek termal uzama katsayıları ve termal ve elektrik iletkenlikleri silikon karbür gibi elyafların eklenmesi ile azaltılabilirken, çeşitli boy ve bileşimlerde elyaflar eklenerek katılık ve mukavemetleri artırılabilir [8].

Seramik Matrisli Kompozitler

Bu tip malzemeler; alümina, kalsiyum ve alüminyum silikatları gibi seramik yapıların içine karbon, silikon, karbür gibi takviye elemanları entegre edilerek üretilirler. Yüksek sıcaklıktaki mükemmel mukavemet değerlerine bağlı olarak, uzay roketi motorları, sandviç zırhlar, çeşitli askeri amaçlı parçalar imali ile uzay araçları bu ürünlerin başlıca kullanım yerleridir.

Plastik Matrisli Kompozitler

Plastik matrisli kompozitler elyaf malzemelerine göre çeşitli gruplarda incelenebilir.

Plastik - plastik kompozitler

Bu kompozitlerde hem takviye elemanı hem de matris plastikten oluşmaktadır. Plastik takviye elemanı yük taşıma işlevinin büyük kısmını yaparken, plastik matris ise esneklik verici, darbe emici olarak görev yapar.

Plastik – cam elyaf kompozitler

Takviye elemanı olarak cam elyaf kullanılan bu kompozitlerde, yüksek mukavemet elde edilebilmesine rağmen cam elyafın kırılma eğilimi bazen bir dezavantaj olabilmektedirler. Yine de bir çok durum için metal, asbest ve sentetik elyaflar yerine tercih edilebilirler.

Plastik – metal elyaf kompozitler

Oldukça hafif ve mukavim olduklarından bu tip kompozitler endüstriyel olarak geniş kullanıma sahiptir. Bu tür kompozitlerde takviye elemanı genel olarak bakır, bronz, alüminyum veya çelikten oluşurken, matris yapı ise polietilen ve polipropilen plastiklerden elde edilir.

3.5. Fiber Takviyeli Kompozitlerde Takviye Elemanlarının Özellikleri

Takviye elemanı kompoziti oluşturan en önemli elemanlardan biri olup kompozit üzerine gelen yükün büyük bir kısmını taşımaktadır. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerde yükün yaklaşık %90'ı elyaflar tarafından taşınır. Yükün elyaflara iletilebilmesi için takviye elemanı ve matris arasındaki fiziksel ve kimyasal uyumun iyi olması, ara yüzey bağının güçlü olması gerekir. Takviye elemanı ile matrisin ısıl genleşme katsayıları arasındaki uyum, kalıcı yapısal gerilmelerin oluşmaması bakımından önemlidir [10].

Endüstriyel alanda elyaf takviye elemanlı kompozit malzemeler oldukça yaygın olarak kullanılmaktadır. Takviye elemanının elyaf şeklindeki üretiminde mikroyapıdaki kusurlar önemli bir ölçüde giderilebilirken, yekpare şeklinde genellikle bu mümkün olmamaktadır. Bundan dolayı kompozit malzemelerde takviye elemanının elyaflar halinde kullanılması yapıya fazladan mukavemet kazandırmaktadır. Öyle ki aynı malzemenin elyaf şeklindeki dayanımı yekpare halinden 30-50 kat daha fazla olabilmektedir. Örneğin, karbon elyaf yekpare haldeki grafitten yaklaşık 50 kat daha fazla mukavemete sahiptir.

Fiber takviyeli kompozitlerde elyaf içeriği, üretim tekniği, üretim esnasında elyafların matris tarafından ıslatılabilmesi, elyafların yönlendirilmeleri kompozitin fiziksel ve mekanik özelliklerini belirler. Bu nedenle takviye elemanı seçimi ve özellikleri önemlidir.

Elyaflar; yüksek modül ve dayanım, düşük yoğunluk, kimyasal uyumluluk, üretim kolaylığı ve ısı direnç gibi kriterlere göre incelenip seçilmelidir [10].

Çizelge 3.2. Kompozitlerde kullanılan seramik elyafların mekanik özellikleri

Malzeme Cinsi	Yoğunluk(kg/m ³)	Elyaf Çapı(μm)	Elastik Modülü(Gpa)	Çekme Dayanımı(Gpa)
E-Cam	2500	12	70	1.5-2.0
S-Cam	2600	10	90	4.6
Karbon(PAN)	1800	7-10	400	2-2.8
Karbon(YD)	1700	7-10	200	3-3.5
Karbon(Mesa-Faz)	1900	7-10	220	3.2
Boron	2600	140-160	400	3.4
Silisyum Karbür	3200	1-50	480	7
SiC(Nicalon)	2250	12	200	2.5

Elyaf takviyeli kompozit malzeme üretiminde kullanılan başlıca elyaf çeşitleri şunlardır:

- Cam elyaflar
- Bor elyaflar
- Silisyum karbür elyaflar
- Alümina elyaflar
- Aramid elyaflar
- Grafit (Karbon) elyaflar

Takviye elemanı olarak kullanılan bu malzemelerden karbon elyaflar cam ve aramid tipi elyaflardan daha yüksek çekme dayanımına ve elastik modülüne sahiptirler. Aşınma, yorulma ve sürtünme dayanımları yüksek olup nemden çok az etkilenirler. Özgül mukavemetleri de oldukça yüksek olan karbon elyaflı kompozit malzemeler havacılık uygulamalarında sıklıkla kullanılırlar.

3.6. Kompozitlerde Matris Malzemelerinin Özellikleri

Kompozit malzemeden en fazla avantajı elde edebilmek için matris malzemesi ile takviye elemanı arasındaki ara yüzey bağı çok iyi olmalıdır. Bu ise matrisin takviye elemanını ıslatabilme kapasitesi ile ilgilidir. Buna ek olarak matris ve takviye elemanı arasında zamanla kimyasal etkileşim olmamalı her ikisi de zamanla kararlı kalmalıdır. Üretim sırasında matrisin kimyası nedeniyle elyaflar da herhangi bir fiziksel hasara maruz

kalmamalıdır. Kompozitin sıcaklığa, kimyasal etkileşime ve neme karşı direnci öncelikle matris tarafından belirlenir, ardından takviye elemanı da sıcaklığa karşı kararlı olmalıdır [10].

Matris malzemesinin görevleri şu şekilde özetlenebilir:

- Düzenlenmiş elyafları bir arada tutarak kuvvetleri elyafa iletmek,
- Elyafları çevresel etkilerden ve darbelerden korumak,
- Çatlakları durdurma.

Kullanılan elyaflar genellikle yüksek dayanım ve elastik modülüne sahip olmalarına rağmen tek başlarına oldukça gevreklerdir. Kompozit malzeme içerisinde bir elyaf kırılırsa yük bitişik elyafa geçmeden önce matrise transfer olur. Bu nedenle matrisin ve matris elyaf arasında ara yüzey bağının kompozitin tokluğu üzerinde önemli etkisi bulunmaktadır. Bu gereksinimlerin çoğunu karşılayan en iyi malzemeler ya hafif metaller ve alaşımları ya da termosetlerdir.

Polimer esaslı matrisler detayları aşağıda anlatılan termoset ve termoplastik matrisler olmak üzere iki ana gruba ayrılır.

3.6.1. Termoset matrisler

En çok kullanılan matris çeşididir. Termoset plastikler sıvı reçine halde bulunurlar ve uygulama sonrası ısıtılırlar. Bu ısıtma işlemi ekzotermik bir reaksiyona sebep olur ve matris malzemesi sertleşip mukavemet kazanır. Fakat bu kimyasal reaksiyon tersinir olmadığından termoset matrisler bir defa pişirildikten sonra eski hallerine geri döndürülemezler. Sıcaklık dayanımları yüksek olduğundan yüksek sıcaklıklarda dahi yumuşamamaları bir avantajdır. Ancak depolanmaları zor ve maliyetlidir. Özel olarak soğutulmuş alanlarda bile ömürleri 6-18 ay arasında değişir. Oda sıcaklığında saklandıklarında ömürleri 1-4 hafta civarındadır. Termoset reçineler kimyasal etkiler altında çözülmezler ve olağandışı hava şartlarında dahi uzun ömürlüdürler [10].

Termoset matrislerin en yaygın kullanılanları polyester ve epoksi reçinelerdir.

Polyester reçineler

Polyester reçinelerin çalışma sıcaklıkları yine termoset grubunda olan epoksi reçinelerden daha düşüktür. Ayrıca polyester matris ile takviye elemanı arasındaki bağ mukavemeti

epoksiye göre düşük olduğu için havacılık sanayisinde çok tercih edilmemektedir. Özellikle denizcilik ve inşaat alanında ise en çok kullanılan termoset reçinedir.

Epoksi reçineler

Epoksi reçineler yaygın olarak kullanılan reçinelerdir. Bu reçineler epoksit gruplarını içeren düşük molekül ağırlıklı organik sıvılardır. Epoksit halkasında 3 üye vardır. Bunlardan biri oksijen, diğer ikisi de karbon atomlarıdır. Yüksek sıcaklık ve yüksek performans epoksileri pahalı reçinelerdir. Fakat iyi kimyasal ve korozyon direnci sağlarlar. Epoksiler genellikle gevrektiler. Epoksi reçine diğer polimer matrislerden pahalı olmasına rağmen, en popüler matris malzemesidir [8]. Havacılık uygulamalarında kullanılan polimer matrislerin üçte ikisinden fazlası epoksidir. Epoksinin bu kadar çok kullanılmasının nedenleri aşağıda sıralanmıştır:

- Mukavemetleri yüksektir.
- Düşük viskozite elyafların iyi ıslatılmasını sağlar ve işlem sırasında elyafların hizalanmasını önler.
- Pişirme (cure) sırasında uçuculukları düşüktür.
- Genleşme katsayıları düşüktür.

Bunlar dışında kullanılan bazı termoset matrisler; fenolik, silikon ve amino reçinelerdir.

3.6.2. Termoplastik matrisler

Yeni gereksinimler ve yeni teknolojik gelişmeler ile birlikte, 1960'lerden beri yaygın olarak kullanılan termoset kompozit malzemelerin yanında termoplastik malzemeler de kullanılmaya başlanmıştır. Bazı dezavantajlarına rağmen belirli alanlardaki avantajları havacılık sektöründe termoplastik malzemeleri tercih edilir duruma getirmiştir.

Termoplastik malzemelerin avantajları aşağıdaki şekilde sıralanabilir:

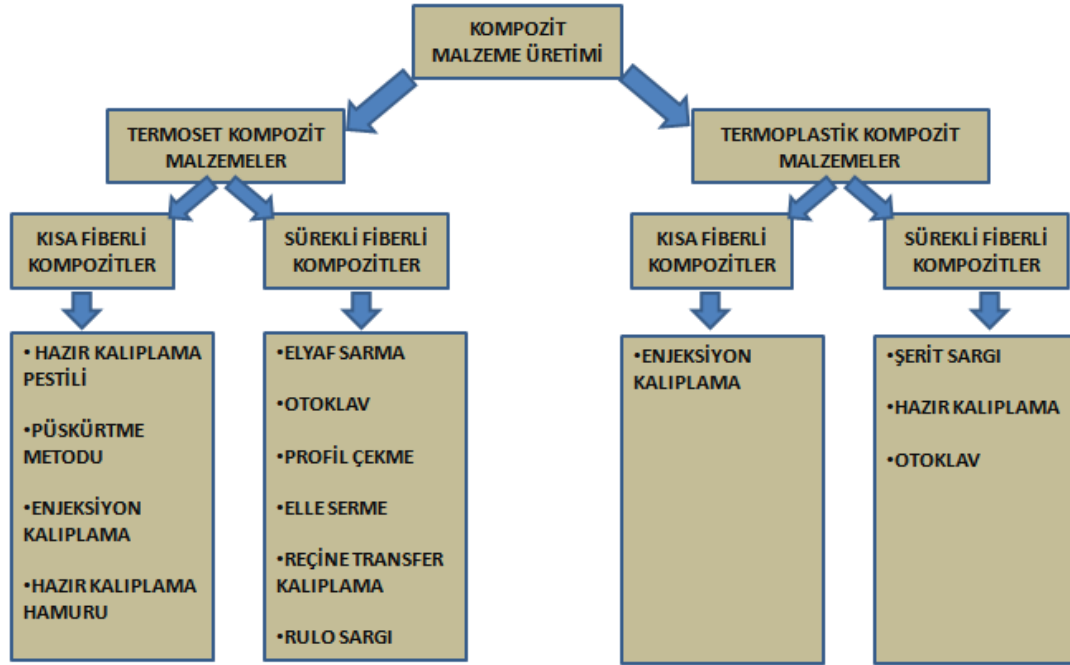
- Darbe dayanımı ve sertliği muadil bir termoset malzemeye göre 4-10 kat fazladır. Yüksek darbe dayanımından dolayı hasar toleransları da oldukça iyidir. Bu nedenle havacılıkta sıklıkla karşılaşılan kuş çarpması, dolu yağışı ve mermi hasarları gibi durumlarda oldukça avantajlıdır.
- Oda sıcaklığında depolanabilirler ve neredeyse sonsuz raf ömürleri vardır. Bu nedenle depolama maliyeti düşüktür.

- Kimyasal malzemelere, yakıt, yağ gibi akışkanlara ve korozyona karşı daha dirençlidir. Yanıcılık, duman çıkarma ve toksisite bakımından da termosetlere göre avantajlıdır. Bu yüzden hidrolik aksamalarda, yakıt deposunda ve uçak iç aksamalarında güvenle kullanılabilirler. Ayrıca insan sağlığına ve doğaya daha az zararlıdır.
- Daha hızlı ısınmaya uygun olduklarından proses süreleri daha kısadır. Termoset bir parça 7-11 saat arasında pişmiş hale gelirken termoplastik bir parça 2 saatte pişmektedir.
- Geri dönüşümleri yapılabilmektedir. Dolayısı ile malzeme israfı termosetlere göre daha azdır.
- Termoplastikler, sıcak ve nemli ortamlardan termosetlere göre daha az etkilenirler. Dolayısı ile bu ortamlarda mukavemet değerleri daha yüksektir.
- Termosetlere göre sıcaklık dayanımları daha yüksektir. Termosetlerin camsı geçiş sıcaklığı, T_g, (polimerlerin sert halden yumuşak hale geçiş sıcaklığı) üzerinde yük taşıma özellikleri düşerken, termoplastikler camsı geçiş sıcaklığı üzerinde de yük taşımaya devam ederler. Bu nedenle özellikle motor bölgesinde kullanıma uygundur.
- Lazer ile kesme, delik delme, kaynak (welding) yöntemlerine uygun bir yapısı olduğundan, montaj süreleri daha kısadır. Bu yöntemler sayesinde yapıştırıcı ve bağlayıcı kullanımı ortadan kalkmaktadır. Böylelikle hem proses süresi kısalmış hem de ağırlık kazancı sağlanır.
- Tamirleri daha çabuk yapılabilmektedir.
- Dezavantajları ise aşağıdaki gibi özetlenebilir:
- Maliyetleri yüksektir.
- Viskoziteleri daha yüksek olduğu için proses edilmeleri daha zordur. Daha yüksek basınç ve daha yüksek enerji gerektirirler. Kalıp maliyeti daha fazladır.
- Termosetler daha yaygın olarak kullanıldığı için mühendislik verileri olgunlaşmıştır ve geniş çaplı bilgi mevcuttur. Termoplastiklerdeki mühendislik verileri henüz yeterince olgunlaşmamıştır.

3.7. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri

Kompozit malzemelerin geleneksel malzemeler karşısında üstün mekanik özellikler taşıması son yıllarda bunların üretim teknikleri üzerinde de yoğun çalışmalar yapılmasına yol açmıştır. Buna rağmen bu kompozitlerin üretim maliyeti hala daha yüksek olup bir takım problemler mevcuttur [10].

Kompozit malzemelerin üretimi reçine malzemesinin tipine göre iki kısımda incelenir: Bunlar termoset reçineli kompozit malzeme ve termoplastik reçineli kompozit malzemelerdir. Şekil 3.5’de kompozit malzemelerin üretim sınıflandırılması gösterilmektedir [11].



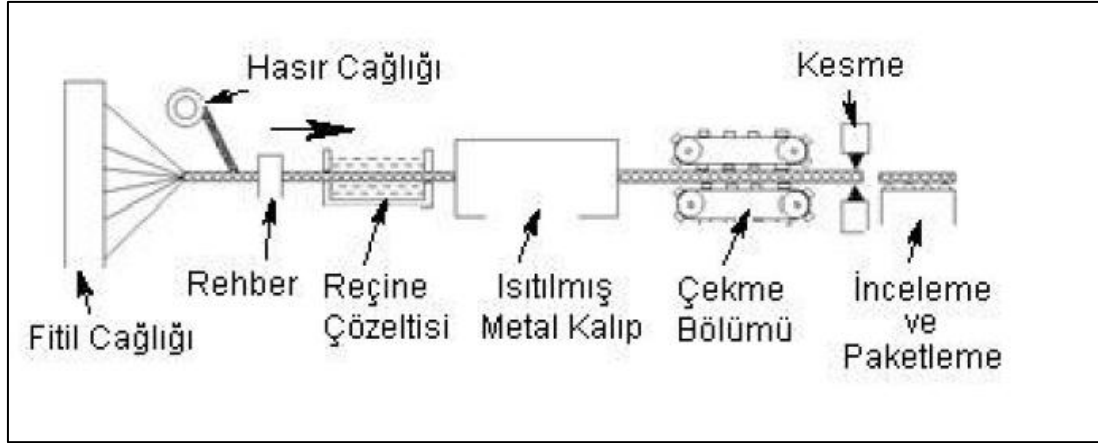
Şekil 3.5. Kompozit malzemelerin üretim yöntemlerinin sınıflandırılması

3.7.1. Termoset matrisli kompozitlerin üretimi

Termoset reçineli kompozitlerin üretim yöntemlerinin başlıcaları aşağıda ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

Profil çekme yöntemi

Bu yöntem de elyaf hacim oranı yaklaşık % 75’e kadar varan kompozit üretimi gerçekleştirilir. Matrise daldırılan elyaf demeti bir ön kalıptan geçirilerek içindeki hava ve fazla matris bertaraf edilir. Sonra ısıtılmış kalıptan geçirilerek fırına gönderilir. Böylece ön biçim verilen malzeme son kalıptan geçirilerek kompozit üretilir. Buna benzer bir yöntem, Pultrüzyon işlemi olup, bu yöntemde uzun elyaf demetleri ile metal alaşımları da birleştirilebilir. Profil çekme metodu Şekil 3.6’te verilmiştir [10].

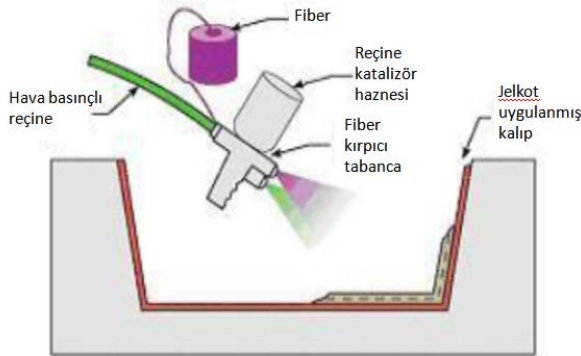


Şekil 3.6. Profil çekme yöntemi

Püskürtme yöntemi

Bu yöntem el ile yatırma yöntemine benzer. Genellikle açık kalıplama yapılır. Yani bir kalıp üzerine işlem yapılır ve ikinci bir kalıp üzerine kapatılmaz. Düşük ve orta hacimdeki tekne kayıkları, tanklar, duş ünitesi ve daha büyük karmaşık şekilli yapıların üretilmesi söz konusu ise bu teknik el yatırmadan yönteminden daha iyidir [10].

Bu sistemde küçük parçalar halinde kırılan elyaflar reçine ile birlikte kalıba püskürtülür. Kalıbın şeklini alan karışım daha sonra pişirilir. Püskürtme metodu Şekil 3.7’de gösterilmiştir.



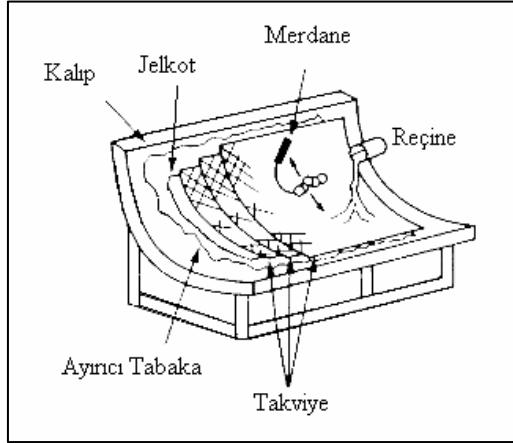
Şekil 3.7. Püskürtme yöntemi

El ile yatırma yöntemi

En çok kullanılan ve en basit üretim yöntemlerindendir. Kalıplama maliyeti düşüktür. Bu yöntemde kuru veya önceden reçine emdirilmiş kumaşlar el ile kalıp üzerine serilirler. Pişirme esnasında kompozit malzemenin kalıba yapışmasını engellemek için jelkot (gel

coat) kullanılır. Pişirmek için fırın veya otoklav kullanılacağı gibi oda sıcaklığında pişebilen reçineler kullanılarak ısıtma olmadan da pişirme yapılabilir.

Bu yöntem Şekil 3.8’te gösterilmiştir.



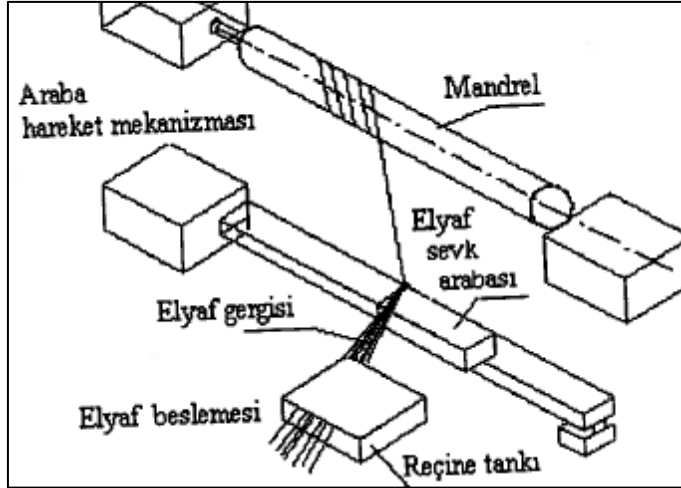
Şekil 3.8. El ile yatırma yöntemi

Reçine transfer kalıplama yöntemi

Bu yöntemde termoset malzemeler enjeksiyon kalıp ünitesine yerleştirilir ve ısıtılmış kalıp içerisine uygun miktarda termoset plastikler enjekte edilir. En kaliteli sonucu elde etmek için uygulanan basınç ve sıcaklık kontrollü şekilde uygulanır. Karmaşık şekilli parçaların üretiminde kullanılan bu yöntemde kalıplama maliyeti yüksek olmasına rağmen elde edilen son ürün kalitesi yüksektir [10].

Elyaf sarma yöntemi

Elyaf sarma yöntemi ile şaftlar, uzun pervaneler, basınçlı kaplar, roket gövdesi ve boru gibi silindirik şekilli parçalar üretilir. Bu işlemde makaradan çıkan elyaflar önce reçine tankının içinden geçirilerek reçine ile ıslatılır. Ardından mandrel veya kalıp pozisyonu ayarlanarak istenilen yönde elyafalar kalıp üzerine sarılır. Sarma sırasında elyafa bir gergi kuvveti uygulanır. Şekil 3.9’da elyaf sarma düzeneği ve yöntemi gösterilmiştir.



Şekil 3.9. Elyaf sarma yöntemi.

Soğuk presleme yöntemi

Bu yöntem, düşük basınç altında ve oda sıcaklığında gerçekleştirilir. Pahalı olmayan ve orta hacimde kalıpların üretilmesinde kullanılan ekonomik bir yöntemdir. Bu yöntemde preform ve mat şeklinde cam elyaflar termoset matris ile birlikte eşleşen kalıplar arasına yerleştirilir. Dayanım için örme elyaflar da ilave edilebilir ve kalıplar jelatinlenebilir. Kalıplar 130-340 kPa basınç altında kapanır ve parça ısıtılmadan katılaşmaya tabi tutulur [10].

Tabakalı birleştirme veya torba kalıplama yöntemi

Bu yöntem ile açık yapılar şekillenmiş kalıp yüzeyi ile ısıtılmış zımba arasında sıcak presleme usulü ile uygun şekilde üretilir. Ön gömülmüş elyaf (prepreg)'ların reçine ile doyurulması ile preslenir veya sarılarak üretim işlemi gerçekleştirilir. Mandrel üzerine veya levha arkasına şerit yerleştirilmelidir. Tabakayı elle tutulabilir hale getirmek için kısmi ısıtma işlemi yapılarak levha arkası daha sonra kaldırılır. Böylece tabakada bütün elyaflar aynı doğrultuda yönlendirilmiş olur ve buna 'Prepreg' adı verilir [10].

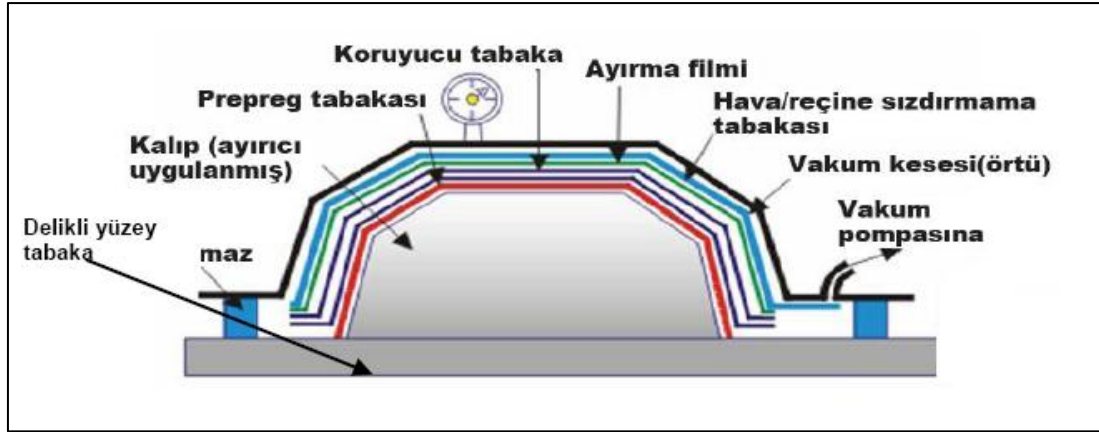
Bu prepregler bilgisayar kontrollü lazer veya su jeti ile kesilerek yaprak şeklinde levhalar oluşturulur, ve bunlar kalıp içerisinde belirli yönde yerleştirilerek istif edilir. Örneğin, 0° , 90° , $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/45^\circ$, $45^\circ/45^\circ$ vb. şeklinde paralel olarak tabakalanır [10].

Termoset polimer matrisli prepreg son kullanım tarihine kadar daha fazla kür sağlamak için soğutma altında depolanır. Prepreg soğutucuda da olsa sınırlı bir raf ömrüne sahiptir.

Prepreg tipik olarak 50 mm den 1500 mm genişliğe kadar rulolar şeklinde mevcuttur. Prepreg katmanlar genellikle 0.06 mm- 0,25 mm kalınlığındadır.

Otoklav içerisinde pişirme, torba kalıplama yönteminin bir alt basamağıdır. Bu yöntemde, kompozit parça üretmek için prepreg soğutucudan çıkarılır ve yavaşça oda sıcaklığına getirilir. Daha sonra prepreg istenen uzunluk ve şekilde kesilir [11].

Özellikle havacılık uygulamalarında bu işlem, nem ve sıcaklığın kontrol edildiği odalarda yapılır. Bu odalar temiz oda olarak adlandırılmaktadır. Parça üretimi, prepreglerin açık kalıbın üstüne yatırılmasıyla yapılır [11]. Bu kalıplama, metal veya diğer çeşitli malzemelerden yapılabilir ancak kurlama sırasında ortamda yüksek sıcaklık olacağı için kalıbın bu sıcaklığa dayanabilmesi gerekmektedir [12].



Şekil 3.10. Vakum torbalama tekniği

Katmanlar serilmeden önce parçanın kalıptan kolayca ayrılabilmesi için ilk olarak kalıp yüzeyine ayırıcı (gel coat) uygulanır. Daha sonra katmanlar belirlenen dizilime göre serilir. Yaklaşık 5-6 katman serildikten sonra sistem vakuma alınıp sıkıştırma yapılır. Bu sayede aradaki hava boşlukları giderilir.

Serim tamamen bittiğinde yapı tamamen vakuma alınır ve otoklav fırına yerleştirilir. Vakum torbalama tekniği olarak isimlendirilen bu yöntem Şekil 3.10'da gösterilmiştir. Resim 3.2'de ise tipik bir otoklav fırını gösterilmektedir.



Resim 3.2. Otoklav

Otoklav bir nevi düdüklü tencere gibi basınçlı bir kaptır. Otoklavda oluşturulan basınç pişme esnasında parçaya ekstra mukavemet kazandırır. Vakumlama ile torba içerisinde oluşturulan negatif iç basınç ise pişme esnasında oluşan zehirli gazları ve havayı dışarı atar. Bu sayede parçaların su geçirgenliğini ve mukavemetini olumsuz olumsuz yönde etkileyen baloncuk oluşumu engellenmiş olur.

3.7.2. Termoplastik matrisli kompozitlerin üretimi

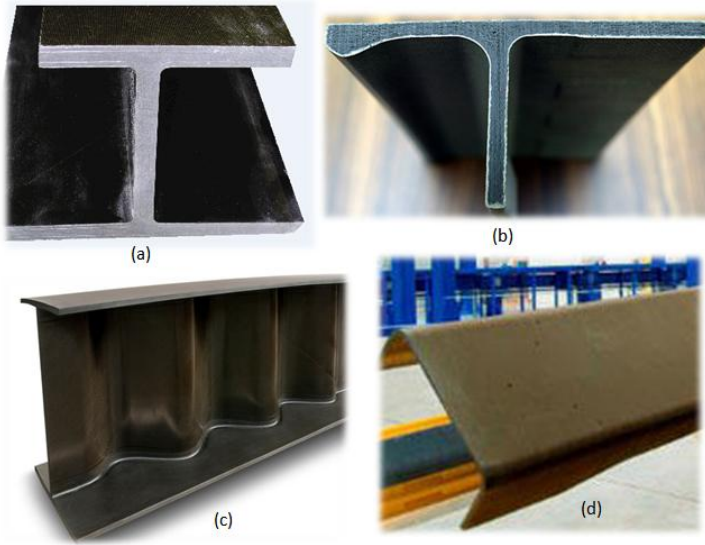
Termoplastik üretim yöntemleri iki ana grupta incelenebilir. Bunlar:

- Enjeksiyon kalıplama
- Termo şekillendirmedir.

Ayrıca termoplastik malzemeler yeni nesil imalat yöntemleri ile de işlenebilmektedir. Termosetlerin aksine özellikle lazer ile kaynak yapma, kesme ve delme işlemlerine uygundur.

3.8. Havacılık Uygulamalarında Kompozit Kirişler

Bu tez çalışmasının ana konusunu oluşturan ve kanatlarda yer alan kompozit kirişler birincil yük taşıyan yapılardır. Şekilleri, sayıları ve kesitleri kanat yapısının tasarımına göre farklılık gösterebilir. Genel olarak C, I, O ve dikdörtgen gibi kesitlerde üretilirler. Kesitlerin belirlenmesinde imalat yöntemi ve yüklemeler belirleyici etken olmaktadır.



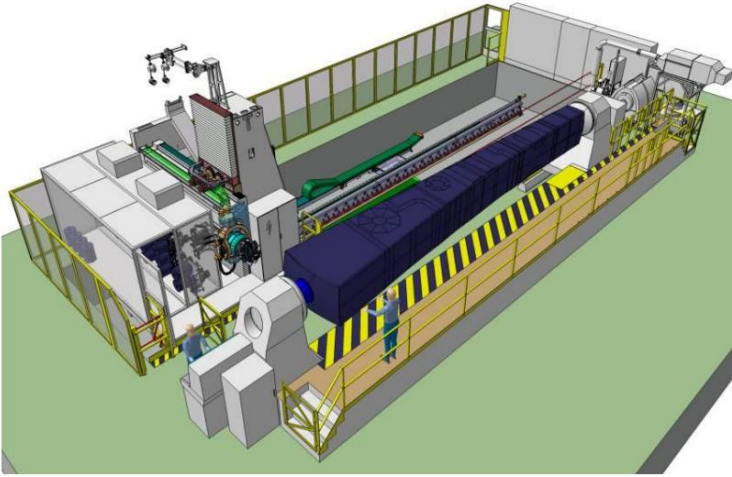
Şekil 3.11. Kiriş çeşitleri a) I kesit b) T kesit c) I kesit (web sinüs dalgası) d) C kesit

Şekil 3.11.'de kompozit malzemelerden üretilmiş ve yaygın olarak kullanılan değişik kiriş kesitleri gösterilmektedir. Bunlardan (c)'de görülen kirişte duvar kısmına sinüs dalgası şekli verilmiştir. Üretim yöntemi olarak yeni bir teknoloji olan Vacuum Assisted Process (VAP) kullanılmıştır. Bu yöntem reçineli kalıplama sistemine çok benzemekle beraber, yapı üzerine yarı geçirgen bir membran serilerek reaksiyon gazlarının daha etkin bir şekilde ortamdan uzaklaşması sağlanmakta ve ürünün daha az gözenekli olarak üretilmesine imkan vermektedir. Ayrıca bu sayede I kesitli yapı herhangi bir civatalı ya da yapıştırımlı bağlantı kullanılmadan tek seferde üretilmektedir. Duvar kısmının sinüs dalgası şeklinde olması sayesinde düşük bir ağırlık artışına karşın yapı burulmalara karşı daha dayanıklı hale gelmektedir. Bu durum ise yapının yaklaşık olarak %10 mertebesinde hafiflemesini sağlamaktadır.

A350 yolcu uçağında kanat kirişleri C kesitli olarak üretilmektedir. Toplam kiriş uzunluğu 27 metredir ve kirişler $\pm 0,3$ mm hassasiyette otomatik elyaf serme yöntemi ile üretilmektedirler. Toplam kiriş ağırlığı her bir uçak için 1230 kg karbon kumaştan oluşmaktadır. Şekil 3.12'de A350 kompozit kirişinin elyaf serme yöntemi ile üretimi; Şekil 3.13'de ise otomatik elyaf serme tezgahının şematik görünüşü verilmiştir.

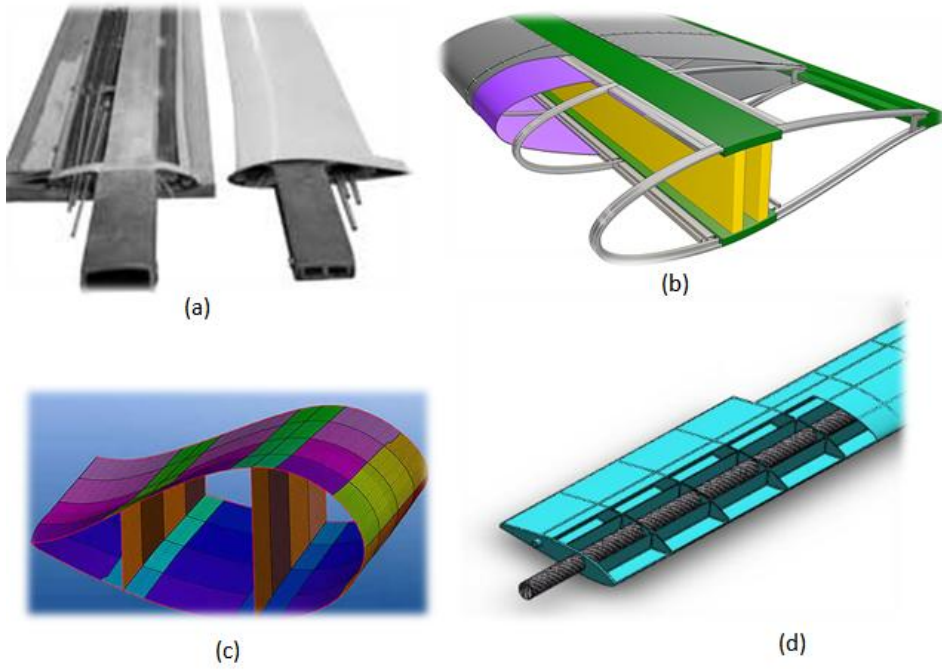


Şekil 3.12. A350 kanat kirişinin otomatik elyaf serme yöntemi ile üretimi



Şekil 3.13. Otomatik elyaf serme tezgahının şematik görünüşü

Şekil 3.14’de farklı kiriş kesitlerinin kanat içindeki yerleşimleri gösterilmektedir.



Şekil 3.14. Çeşitli kanat kiriş kesitleri a) Dikdörtgen kesitli b)İkili I kesitli c)İki adet I kesitli d) Dairesel kesitli

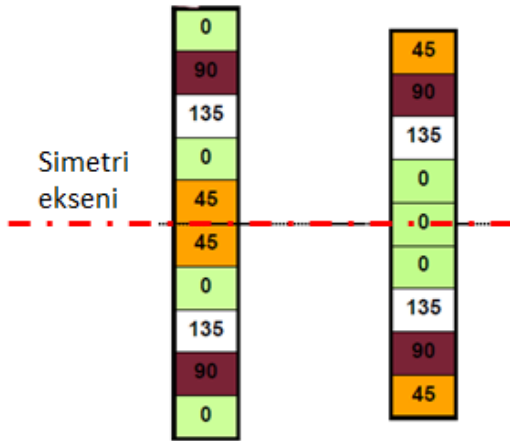
3.9. Kompozit Yapıların Tasarımı

Kompozit yapılar tasarlanırken göz önünde bulundurulması gereken pek çok parametre vardır. Bunlardan en önemlileri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Parçaya gelecek yüklemeler,
- Çalışma sıcaklığı ve ortam koşulları (nemli veya korozyon ortamı vd.),
- İmalat şekli,
- Komşu parçalara bağlantı şekli,
- Hasar darbe dayanımı.

Kompozit yapının dizilimi birincil yük yönü göz önüne alınarak yapılır. Ayrıca kompozit malzemenin mekanik özellikleri belirlenirken çalışma sıcaklığı ve ortam neminden dolayı izin verilen mukavemet değerlerindeki düşüşün etkisi de (knock down) göz önünde bulundurulmalıdır. Ayrıca imalat esnasında oluşabilecek bozulmaların önüne geçmek için parçaların dizilimlerinin simetrik ve dengeli (balanslı) olmasına da dikkat edilmelidir.

Şekil 3.15’de gösterildiği üzere simetrik bir dizilimde kompozit parçanın orta simetri ekseninin üstünde ve altında aynı yönelimli dizilim olur.



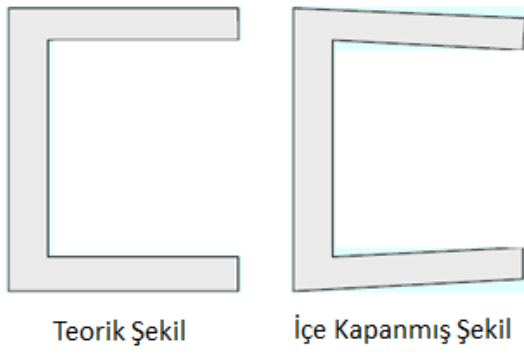
Şekil 3.15. Tek ve çift sayıda katmanlardan oluşan simetrik dizilimler

Eğer bir kompozit parçada her bir $+\alpha$ açısına sahip katman için bir de $-\alpha$ açısına sahip katman varsa bu kompozit parça balanslıdır denir. Şekil 3.16’da simetrik ve balanslı kompozit dizilimler gösterilmektedir. Bu şekilde en üstteki dizilimde simetri ekseninin her iki tarafında aynı dizilim vardır dolayısı ile dizilim simetriktir. Fakat toplamda 4 adet 135° katman varken bunların etkisini sıfırlayacak 45° ’lik katmanlardan sadece 2 tane vardır. Dolayısı ile dizilim dengeli değildir. Ortadaki örnek dizilimde ise 135° ve 90° katmanların sayısı sırasıyla 45° ve 0° katmanların sayısına eşittir. Dolayısı ile kompozit tabaka balanslıdır fakat simetri ekseninin üst ve alt kısımları aynı yönelimde olmadığından tabaka simetrik değildir. En alttaki dizilimde ise tabaka hem simetrik hem balanslıdır.

Bir kompozit yapı balanslı olmazsa Şekil 3.17’de görüldüğü gibi, pişme sonrasında yapıda kapanmalar veya açılmalar görülebilir.



Şekil 3.16. Simetrik ve balanslı bir yapının dizilimi



Şekil 3.17. Balanslı olmayan bir yapının içe kapanması (Spring back)

4. KOMPOZİT MALZEMELER MEKANİĞİ

Elyaf, matris ve lamine tasarımı ve mekanik davranışlarının incelenmesine mikro mekanik, birkaç tabakadan oluşmuş tabakalı kompozit malzemenin tasarımı ve mekanik davranışlarının incelenmesine makro mekanik adı verilmektedir.

Lamine genellikle 0,125 mm mertebesinde kalınlığa sahip olan ince kesitli bir kompozit malzemedir. Katmanlı levha yapıların tasarımı ve analizi, katmanlı levhadaki gerilme ve gerinim değerlerine ihtiyaç duymaktadır. Bununla birlikte, katmanlı levhaları oluşturan yapı blokları tek bir laminedir. Bu yüzden bir katmanın mekanik analizinin anlaşılması katmanlı yapının anlaşılmasına öncü olmaktadır [8].

4.1. Anizotropik Malzemelerde Gerilme-Gerinim Bağlıları

Mekanik özellikleri genel olarak bütün doğrultularda birbirinden farklı olan malzemelere anizotropik malzeme denilmektedir. Anizotropik malzemelerde, gerilme-şekil değiştirme tensörlerinin simetrik olduğu göz önüne alırsa ve kütle kuvvetleri ihmal edilirse genelleştirilmiş Hook kanunu 36 bağımsız elemana indirgenmiş olarak şu şekilde yazılabilir;

$$\sigma_i = C_{ij}\varepsilon_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.1)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Burada C_{ij} elastiklik katsayılarıdır.

Burada σ_i üç boyutlu küpteki gerilme bileşenlerini göstermektedir. Birim uzama şekil değişimi için ε , birim kayma şekil değişimi için ise γ kullanılmaktadır.

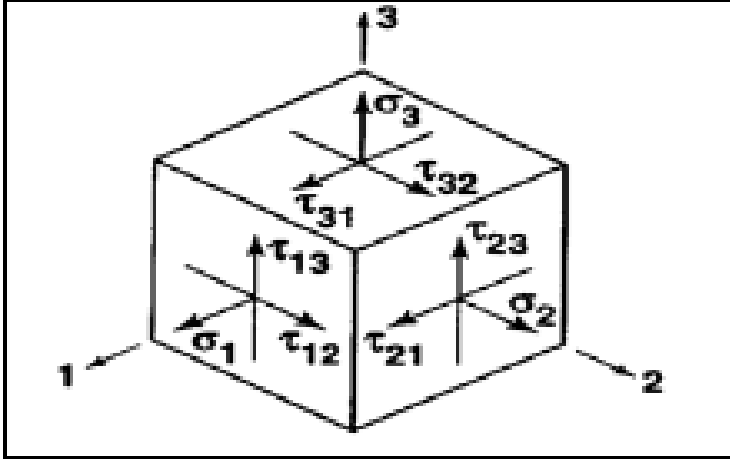
Üç boyutlu zorlama şekil değiştirme ifadeleri birim hacim için

$$\varepsilon_1 = \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \varepsilon_2 = \frac{\partial v}{\partial y}, \quad \varepsilon_3 = \frac{\partial w}{\partial z} \quad (4.3)$$

$$\gamma_{12} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}, \quad \gamma_{23} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}, \quad \gamma_{31} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \quad (4.4)$$

Burada u,v,w sırasıyla x,y,z veya 1, 2, 3 yönlerindeki uzamaları göstermektedir.

Şekil 4.1’de birim eleman üzerinde oluşan üç boyutlu gerilme bileşenleri gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Üç boyutlu gerilme hali

Gerilme notasyonunun kısaltılmış hali Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Gerilme ve gerinme notasyonlarının kısaltılmış gösterimi

Gerilme		Gerinme	
Tensör Notasyonu	Kısaltılmış Notasyon	Tensör Notasyonu	Kısaltılmış Notasyon
$\sigma_{11}(\sigma_1)$	σ_1	ϵ_{11}	ϵ_1
$\sigma_{22}(\sigma_2)$	σ_2	ϵ_{22}	ϵ_2
$\sigma_{33}(\sigma_3)$	σ_3	ϵ_{33}	ϵ_3
$\tau_{23} = \sigma_{23} = \sigma_{32}$	σ_4	$\gamma_{23} = \gamma_{23} = 2\epsilon_{32}$	ϵ_4
$\tau_{32} = \sigma_{32} = \sigma_{23}$	σ_5	$\gamma_{13} = \gamma_{31} = 2\epsilon_{13}$	ϵ_5
$\tau_{12} = \sigma_{12} = \sigma_{21}$	σ_6	$\gamma_{12} = \gamma_{21} = 2\epsilon_{12}$	ϵ_6

Bir elastik malzemeye etkiyen σ_i gibi bir gerilmenin, bu malzemede $d\epsilon_1$ kadar şekil değişimi meydana getirdiği kabul edilirse, bu şekil değişimi elastik malzemenin birim hacimde dW kadar zorlama enerjisi meydana getirir. dW ile tanımlanan enerji,

$$dW = \sigma_i d\epsilon_i \quad (4.5)$$

şeklinde ifade edilir.

Eş. 4.1 de belirtilen gerilme eşitliği, Eş. 4.4’de yerine koyulup çözülürse genel şekil değiştirme ifadesi,

$$W = \frac{1}{2} C_{ij} \varepsilon_i \varepsilon_j \quad (4.6)$$

olarak ifade edilir.

Zorlanma enerjisinin ε_j ve ε_j ‘ ye göre kısmi türevleri alınır,

$$\frac{\partial^2 W}{\partial \varepsilon_i \partial \varepsilon_j} = C_{ij} \quad (4.7)$$

eşitliği elde edilir.

Türev alma sırası sonucu değiştirmedikten,

$$C_{ij} = C_{ji} \quad i,j=1,.....6 \quad (4.8)$$

Bu durumda bağımsız eleman sayısı 36 dan 21’e düşmektedir. Bu durumdaki genelleştirilmiş Hook kanunu,

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

şeklinde ifade edilir.

Anizotropik malzeme için şekil değiştirme gerilme bağıntısı şu şekilde yazılmaktadır:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

4.2. Ortotropik Malzemeler İçin Gerilme-Gerinim Bağlıları

Bir malzemenin üç tane dik simetri eksenine sahip olduğu kabul edilirse bu malzeme ortotropik malzeme olarak tanımlanabilir [13].

Genel olarak kompozit malzemeler ortotropik davranış göstermektedirler. Bu tip malzemeler için gerilme-şekil değiştirme ilişkisi aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Burada $[C]$ katılık matrisini ifade etmektedir.

$\epsilon_{ij} = S_{ij}\sigma_j$ ifadesi kullanılarak ortotropik malzeme için şekil değiştirme – gerilim ilişkisi

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

şeklinde yazılır.

Burada S_{ij} uygunluk matrisi olarak tanımlanmaktadır.

4.2.1. Ortotropik malzemelerde mühendislik sabitleri

Ortotropik malzeme için uygunluk matrisi mühendislik sabitleri cinsinden ifade edilebilir [13].

E_i i yönündeki elastisite modülü olmak üzere elastik cisim 1 yönünde çekildiğinde

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad (4.13)$$

$$S_{21} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} \quad (4.14)$$

$$S_{31} = -\frac{v_{13}}{E_1} \quad (4.15)$$

Elastik cisim 2 yönünde çekildiğinde,

$$S_{12} = -\frac{v_{21}}{E_2} \quad (4.16)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad (4.17)$$

$$S_{32} = -\frac{v_{23}}{E_2} \quad (4.18)$$

Elastik cisim 3 yönünde çekildiğinde,

$$S_{13} = -\frac{v_{31}}{E_3} \quad (4.19)$$

$$S_{23} = -\frac{v_{32}}{E_3} \quad (4.20)$$

$$S_{33} = \frac{1}{E_3} \quad (4.21)$$

$S_{ij} = S_{ji}$ olduğundan $\frac{v_{ij}}{E_i} = \frac{v_{ji}}{E_j}$ olarak ifade edilir.

Elastik cisim üzerine kayma gerilmesi uygulandığında,

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}} = \frac{1}{G_{21}} \quad (4.22)$$

$$S_{44} = \frac{1}{G_{23}} \quad (4.23)$$

$$S_{55} = \frac{1}{G_{13}} \quad (4.24)$$

Katılık matrisi ile uygunluk matrisi arasında aşağıdaki gibi bağıntı oluşur.

$$C_{11} = \frac{S_{22}S_{33} - S_{23}^2}{S} \quad (4.25)$$

$$C_{12} = \frac{S_{13}S_{23} - S_{12}S_{32}}{S} \quad (4.26)$$

$$C_{13} = \frac{S_{12}S_{23} - S_{13}S_{22}}{S} \quad (4.27)$$

$$C_{22} = \frac{S_{33}S_{11} - S_{13}^2}{\Delta E_1 E_3} \quad (4.28)$$

$$C_{23} = \frac{S_{12}S_{13} - S_{23}S_{11}}{S} C_{33} = \frac{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}{S} \quad (4.29)$$

$$C_{44} = \frac{1}{S_{44}}, C_{55} = \frac{1}{S_{55}}, C_{66} = \frac{1}{S_{66}} \quad (4.30)$$

$$S = S_{11}S_{22}S_{33} - S_{11}S_{23}^2 - S_{22}S_{13}^2 - S_{33}S_{12}^2 - 2S_{12}S_{23}S_{13} \quad (4.31)$$

Katılık matrisi C_{ij} şu şekilde tanımlanır;

$$c_{11} = \frac{1 - v_{23}v_{32}}{\Delta E_2 E_3} \quad (4.32)$$

$$c_{12} = \frac{v_{21} + v_{31}v_{23}}{\Delta E_2 E_3} = \frac{v_{12} + v_{32}v_{13}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.33)$$

$$c_{13} = \frac{v_{31} + v_{21}v_{32}}{\Delta E_2 E_3} = \frac{v_{13} + v_{12}v_{23}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.34)$$

$$c_{22} = \frac{1 - v_{13}v_{31}}{\Delta E_1 E_3} \quad (4.35)$$

$$c_{13} = \frac{v_{32} + v_{12}v_{31}}{\Delta E_1 E_2} = \frac{v_{23} + v_{21}v_{13}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.36)$$

$$c_{33} = \frac{1 - v_{12}v_{21}}{\Delta E_1 E_2} \quad (4.37)$$

$$C_{44} = G_{23} \quad C_{55} = G_{13} \quad C_{66} = G_{12} \quad (4.38)$$

$$\Delta = \frac{1 - v_{12}v_{21} - v_{23}v_{32} - 2v_{21}v_{32}v_{13}}{E_1 E_2 E_3} \quad (4.39)$$

bu durumda uygunluk matrisi,

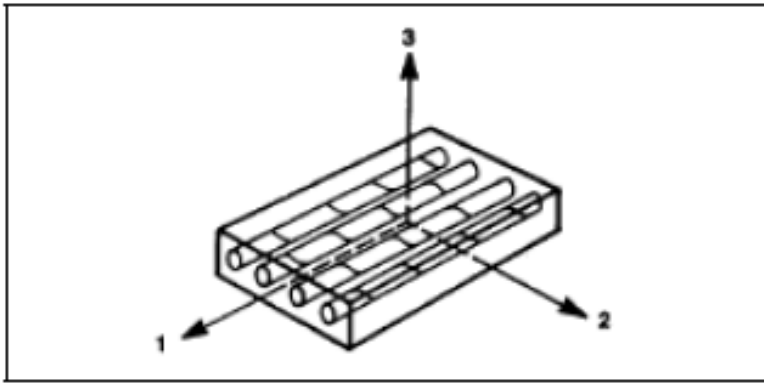
$$[S_{ij}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (4.40)$$

olarak ifade edilir.

4.2.2. Ortotropik malzemelerde düzlemsel gerilme durumu

Düzlemsel gerilme durumunda Şekil 4.2'deki gibi 3 yönündeki gerilmelerin sıfır olduğu kabul edilir.

Tez çalışmasında test ve analizleri yapılan kompozit kirişlerde bu kısımda anlatıldığı gibi 2 boyutlu ortotropik gerilme durumu olduğu kabul edilerek analizler ve hesaplamalar yapılmıştır.



Şekil 4.2. Tek yönlü elyaf takviyeli tabaka (1,2 ve 3 eksenlerinin gösterilişi)

Bu durumda uygunluk matrisi ve gerilme elemanları;

$$\sigma_3 = 0 \quad \tau_{23} = 0 \quad \tau_{31} = 0$$

$$\sigma_1 \neq 0 \quad \sigma_2 \neq 0 \quad \tau_{12} \neq 0$$

$$\varepsilon_{13} = S_{13}\sigma_1 + S_{23}\sigma_2 \quad \gamma_{23} = 0 \quad \gamma_{31} = 0$$

$$S_{13} = -\frac{v_{13}}{E_1} = -\frac{v_{31}}{E_3} \quad S_{23} = -\frac{v_{23}}{E_2} = -\frac{v_{32}}{E_3} \quad (4.41)$$

şeklinde yazılır.

Şekil değiştirme-gerilme bağıntısı düzlemsel gerilme hali için

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.42)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Uygunluk matrisinin elemanları,

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad (4.43)$$

$$S_{12} = -\frac{v_{21}}{E_1} = -\frac{v_{12}}{E_1} \quad (4.44)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad (4.45)$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (4.46)$$

Şekil değiştirme – gerilme bağıntısı, gerilme şekil değiştirme bağıntısı

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.47)$$

olarak yazılır. Q_{ij} indirgenmiş elastisite matrisi olarak tanımlanır. Buradaki elemanlar,

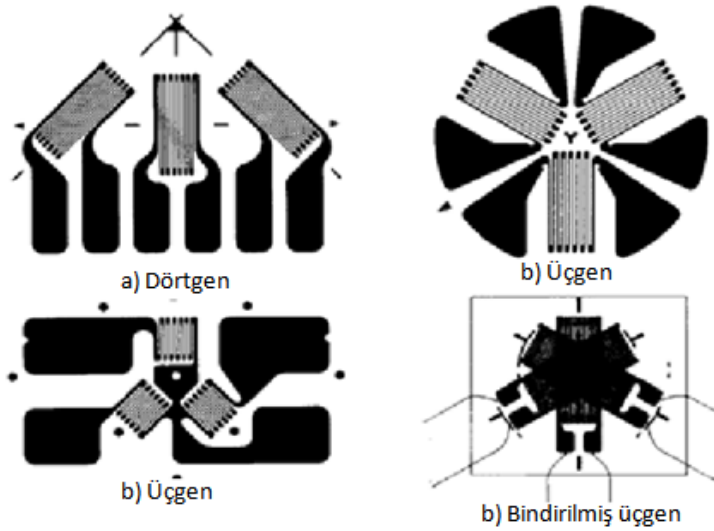
$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - v_{21}v_{12}}, Q_{22} = \frac{E_2}{1 - v_{21}v_{12}}, Q_{21} = \frac{v_{21}E_2}{1 - v_{21}v_{12}}, Q_{66} = G_{12} \quad (4.48)$$

şeklinde ifade edilir.

4.3. Rozet Gerinim Ölçerler İçin Gerinim Transformasyonu

Cisimlerin ölçüm yapılacak dış yüzeylerinde, bu yüzeylere dik doğrultudaki gerilme ve gerinme bileşenlerinin ihmal edildiği duruma düzlemsel gerilme durumu denir. Böyle bir durumda düzlem üzerinde, belirlenen bir x-y eksen takımına göre ϵ_x , ϵ_y ve γ_{xy} gerinim bileşenleri vardır. Bu gerinimlerin belirlenmesi için yüzey üzerinden üç farklı açıda gerinim değeri ölçülür ve transformasyon eşitlikleri ile ölçüm yapılan noktadaki asal gerinimler hesaplanır.

Tek noktadan 3 veya daha fazla açıda gerinim ölçümü yapan gerinim ölçerlere rozet gerinim ölçer denir. Bunların yerleşimlerine göre birincil gerinim hesaplamaları değişiklik göstermektedir. Şekil 4.3’de rozet gerinim ölçer tipleri gösterilmektedir. Testte kullanılan rozetler dörtgen tip (a) rozettir.



Şekil 4.3. Rozet gerinim ölçer tipleri

Aşağıda dikdörtgen tip rozet için asal gerinimlerin hesaplanması açıklanmaktadır.

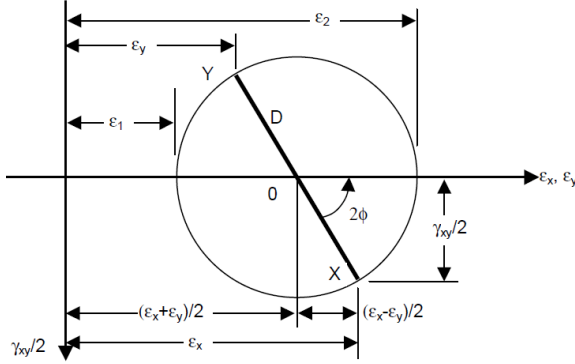
2 boyutlu gerinim transformasyon eşitlikleri şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{aligned}\epsilon_{x'} &= \epsilon_x \cos^2 \theta + \epsilon_y \sin^2 \theta + \gamma_{xy} \sin \theta \cos \theta \\ \epsilon_{y'} &= \epsilon_x \sin^2 \theta + \epsilon_y \cos^2 \theta - \gamma_{xy} \sin \theta \cos \theta \\ \gamma_{x'y'} &= 2(\epsilon_y - \epsilon_x) \sin \theta \cos \theta + \gamma_{xy} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta)\end{aligned}\tag{4.51}$$

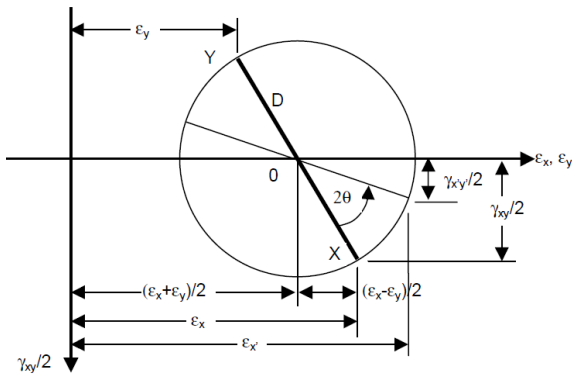
Eşitliklerin trigonometrik dönüşüm formülleri uygulanmış hali:

$$\begin{aligned}
\varepsilon_{x'} &= \frac{1}{2}(\varepsilon_x + \varepsilon_y) + \frac{1}{2}(\varepsilon_x - \varepsilon_y) \cos 2\theta + \frac{\gamma_{xy}}{2} \sin 2\theta \\
\varepsilon_{y'} &= \frac{1}{2}(\varepsilon_x + \varepsilon_y) - \frac{1}{2}(\varepsilon_x - \varepsilon_y) \cos 2\theta - \frac{\gamma_{xy}}{2} \sin 2\theta \\
\gamma_{x'y'} &= -(\varepsilon_x - \varepsilon_y) \sin 2\theta + \gamma_{xy} \cos 2\theta
\end{aligned}
\tag{4.52}$$

şeklinde. Gerilme bağıntılarında olduğu gibi, yukarıda Denk. 4.51 ve Denk. 4.52 ile verilen gerinim bağıntıları için de Mohr Dairesinin çizilmesi mümkündür. Şekil 4.4'de gerinimler için temel Mohr Dairesi, Şekil 4.5'de ise gerinimlerin transformasyonu için Mohr Dairesi gösterilmektedir.

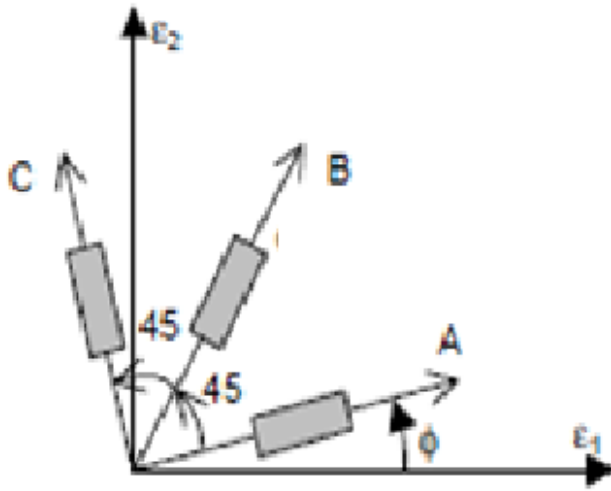


Şekil 4.4. Gerinimler için temel Mohr Dairesi



Şekil 4.5. Gerinim transformasyonu için Mohr Dairesi

Şekil 4.6'daki gibi bir rozet yerleşimi olduğunu ve rozet ile asal gerinim arasındaki açının θ kadar olduğunu varsayalım.



Şekil 4.6. Dörtgen rozet yerleşimi

Eşitlik 4.52’de $\epsilon_x = \epsilon_1$, $\epsilon_y = \epsilon_2$ yazarak eşitliği, 2ϕ , $\phi+45^\circ$ ve $\phi+90^\circ$ açıları için çözersek

$$\begin{aligned}\epsilon_A &= \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2}{2} + \frac{\epsilon_1 - \epsilon_2}{2} \cos 2\phi \\ \epsilon_B &= \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2}{2} + \frac{\epsilon_1 - \epsilon_2}{2} \cos 2(\phi + 45^\circ) \\ \epsilon_C &= \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2}{2} + \frac{\epsilon_1 - \epsilon_2}{2} \cos 2(\phi + 90^\circ)\end{aligned}\quad (4.53)$$

elde ederiz. Bu eşitlikleri de ϵ_1 , ϵ_2 ve ϕ için çözersek;

$$\epsilon_{1,2} = \frac{\epsilon_A + \epsilon_C}{2} \pm \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\epsilon_A - \epsilon_B)^2 + (\epsilon_B - \epsilon_C)^2} \quad (4.54)$$

$$\phi = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left(\frac{\epsilon_A - 2\epsilon_B + \epsilon_C}{\epsilon_A - \epsilon_C} \right) \quad (4.55)$$

bulunur. Bu eşitlikler kullanılarak birincil gerinimler ve yönleri hesaplanabilir. A gerinim ölçerinin X eksenini boyunca ve B gerinim ölçerinin Y eksenini boyunca yerleştirilmesi durumunda transformasyon eşitlikleri nihai olarak aşağıdaki gibi olacaktır.

$$\begin{aligned}\epsilon_A &= \frac{1}{2}(\epsilon_x + \epsilon_y) + \frac{1}{2}(\epsilon_x - \epsilon_y) \cos(2 \times 0^\circ) + \frac{1}{2}\gamma_{xy} \sin(2 \times 0^\circ) = \epsilon_x \\ \epsilon_B &= \frac{1}{2}(\epsilon_x + \epsilon_y) + \frac{1}{2}(\epsilon_x - \epsilon_y) \cos(2 \times 45^\circ) + \frac{1}{2}\gamma_{xy} \sin(2 \times 45^\circ) = \frac{1}{2}(\epsilon_x + \epsilon_y) + \frac{1}{2}\gamma_{xy} \\ \epsilon_C &= \frac{1}{2}(\epsilon_x + \epsilon_y) + \frac{1}{2}(\epsilon_x - \epsilon_y) \cos(2 \times 90^\circ) + \frac{1}{2}\gamma_{xy} \sin(2 \times 90^\circ) = \epsilon_y\end{aligned}\quad (4.56)$$

ve

$$\varepsilon_x = \varepsilon_A$$

$$\varepsilon_y = \varepsilon_C$$

$$\gamma_{xy} = 2\varepsilon_B - \varepsilon_A - \varepsilon_C \tag{4.57}$$

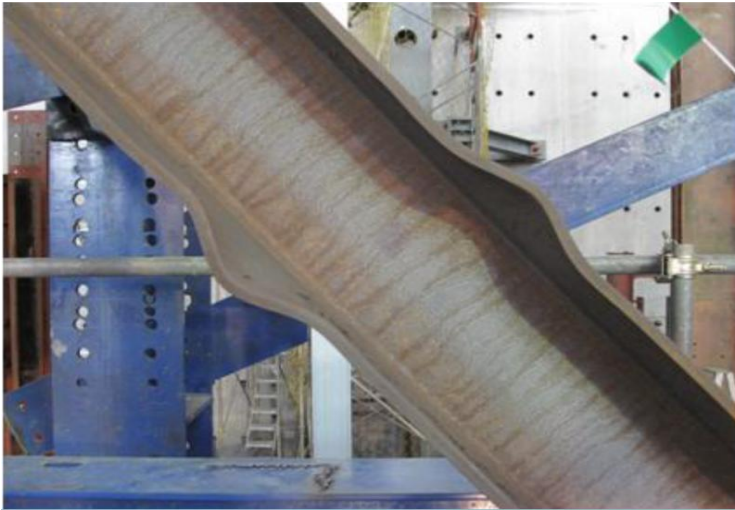
5. PROBLEMİN TANIMI

5.1. Giriş

Basit eğilmeye maruz kalan bir kirişin üst ve alt flanşlarında basma ve çekme gerilmeleri duvar kısmında ise kayma gerilmeleri oluşur. Bu şekilde yüklenen kompozit bir kirişte eğilme momenti arttıkça kompozit katmanlar arasında kaymalar, basma ve kesme kuvvetinin olduğu bölgelerde ise yerel flambaj şeklinde yapı hasarları görülmeye başlar.

Söz konusu yapı hasarları, çekme bölgesinde parça üzerinde küçük çatlaklar, sünme, katmanların ve liflerin kırılması şeklinde kendini gösterirken basma bölgesinde yerel flambaj şeklinde kırım modu görülür.

Resim 5.1’de flanş kısmında yerel flambaj oluşmuş metal bir C kiriş gösterilmektedir. Yerel flambaj basma kuvvetinin artması ile bölgesel olarak başlayan bir hasardır. Başlangıç aşamasında yapı hala yük taşımaya devam eder. Yükleme arttıkça gerilme ve gerinim değerleri doğrusallıktan sapar. Ardından da katmanlar kırılmaya ve birbirine içine geçmeye başlar. Bu durumda yapı artık yük taşıyamaz ve kırım olur.



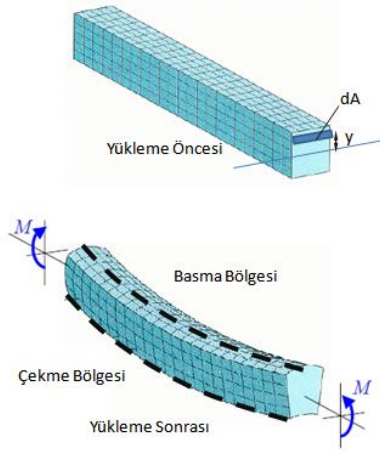
Resim 5.1. Flanş kısmında yerel flambaj oluşmuş metal C kiriş

Yukarıda bahsedilen gerilmelerin kiriş üzerindeki dağılımı ve şiddeti kirişin en önemli tasarım parametrelerinden olup bu parametreleri belirlemek için analitik, sayısal veya deneysel yöntemler kullanılabilir.

Analitik yöntem izotropik malzemeler için nispeten kolay olsa da, kompozit malzemelerin ortotropik davranışları sebebiyle daha karmaşık bir hal almaktadır. Sayısal çözümleme ise sonlu elemanlar modelinin bilgisayar ortamında oluşturulması ve çözülebilmesi sebebiyle daha kolaydır. Buradaki dezavantaj ise genellikle kompozit malzemelerin pratikteki durumlarının bire bir şekilde bilgisayar ortamına aktarılmasındaki zorluklardır. Özellikle çok kıvrımlı ve karmaşık geometriye sahip olan kompozit yapıların sayısal ortama aktarılması çok zordur. Dolayısı ile hesapların karmaşıklığı, sonuçların belli bir miktarda hata içermesi sebebiyle, güvenilir bir sonuç elde etmek için test yapılması gereklidir. Sayısal ve analitik sonuçlar ise test verileri ile karşılaştırılarak yorumlar yapılabilir.

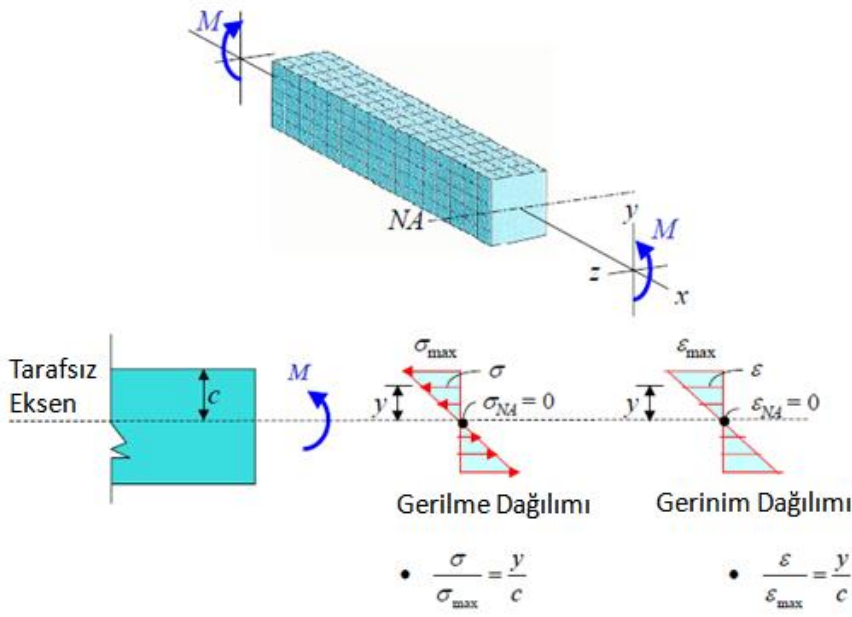
5.2. Eğilmeye maruz kalan kirişlerde gerilme bağıntıları

Yukarıda da bahsedildiği üzere basit eğilme esnasında parça üzerinde çekme ve basma gerilmeleri oluşur. Şekil 5.1 ve Şekil 5.2’de eğilme momentine maruz kalan bir kesitte oluşan gerilmeler gösterilmektedir.



Şekil 5.1. Eğilme momenti altında oluşan basma ve çekme yüklemeleri

Şekil 5.2’de eğilme momenti altındaki bir kirişin kesiti üzerindeki gerilme ve gerinme dağılımları gösterilmektedir. Burada gerilme ve gerinmeler dış yüzeye doğru doğrusal bir artış gösterirler.



Şekil 5.2. Eğilme momentine maruz kalan kiriş üzerindeki gerilme ve gerinim dağılımları

Şekil 5.1’de gösterilen tarafsız eksenden y kadar uzaklıktaki dA elemanının oluşturduğu moment:

$$dM = ydF = y(\sigma dA) \quad (4.58)$$

$$M = \int_A y \left(-\frac{y}{c} \sigma_{max} \right) dA \quad (4.59)$$

$$M = -\frac{\sigma_{max}}{c} \int_A y^2 dA \quad (4.60)$$

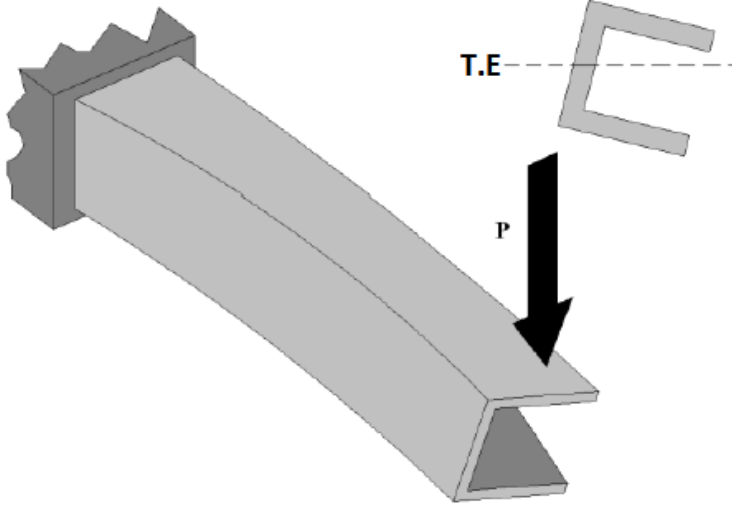
$y^2 dA$ değerinin alan boyunca integrali atalet momentine (I_x) eşittir. Dolayısı I_x ’i yerine yazıp σ ’yı yalnız bırakırsak:

$$\sigma = -\frac{Mc}{I} \quad (4.61)$$

Burada c değeri tarafsız eksenden en dış çepere olan uzaklıktır. Moment değeri pozitif olursa basma gerilmesi oluşur. Bu yüzden negatif işaret gelmiştir.

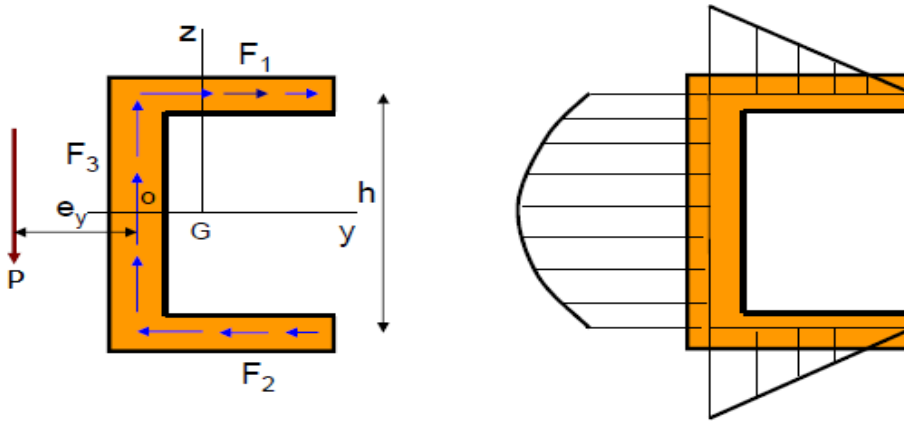
Şekil 5.3’deki gibi yalnızca tek bir simetri ekseni olan ince cidarlı C kesitli bir kiriş eğilme kuvvetine maruz kaldığında bu kesit düşey eksendeki asimetriden kaynaklı olarak

dönecektir (twist). Bunu engellemek için parça kesme merkezinden (shear center) yüklenmelidir. Bu durumda parça yükleme esnasında dönmeyecektir.



Şekil 5.3. Ağırlık merkezinden yüklenen C kesitli kiriş

Test parçaları C şeklinde kesite sahiptirler. Bu kesite sahip olan basit eğilmeye maruz kalan kirişlerin üzerinde oluşan kesme yükü akışı Şekil 5.4’de gösterilmektedir. Yukarıda da belirtildiği gibi bu tür kesitler düşey eksende simetrik olmadıklarından, kesme merkezinden yüklenmezlerse dönerler. Kesme merkezinin yerinin bulunması aşağıda açıklanmıştır.



Şekil 5.4. C kesitli kirişte kesme yükü akışı

Şekil 5.4’de gösterilen C kesitli bir kirişe uygulanan P yükü sebebiyle flanşlarda F_1 , F_2 ve duvar kısmında F_3 kesme akışı (shear flow) oluşmaktadır. Bu yük dengesinde burulma

olmaması için P kuvvetinin e_y gibi bir mesafeden uygulanması gerekir. Bu mesafe kuvvetler dengesi ve moment eşitlikleri kullanılarak bulunabilir:

$$Z \text{ yönündeki denge: } P = F_3 \quad (4.62)$$

$$Y \text{ yönündeki denge: } F_1 - F_2 = 0 \quad (4.63)$$

O noktasına göre moment eşitliği:

$$P \cdot e_y - F_1 \cdot \frac{h}{2} - F_2 \cdot \frac{h}{2} = 0 \quad (4.64)$$

Burada e_y yalnız bırakılırsa

$$e_y = \frac{F_1}{P} \cdot h \quad (4.65)$$

olarak bulunur.

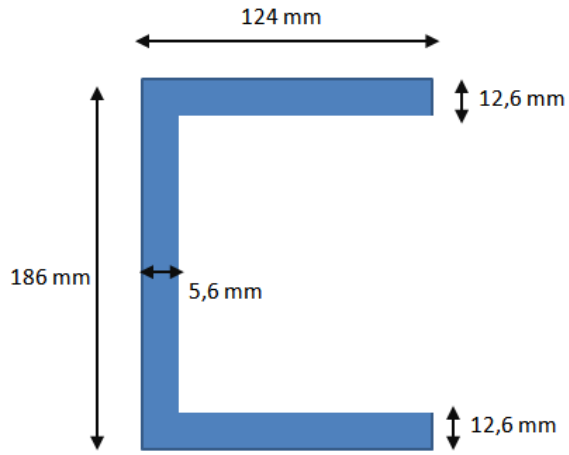
Test parçalarının her birinin kesme merkezleri farklı konumda olduğundan, her test parçasının kesme merkezinden yüklenebilmesi için farklı yükleme adaptörü gereklidir. Ayrıca test esnasında kesme merkezinden hassas bir şekilde yükleme yapılamaması (kaçıklık olması) durumunda test parçalarına istenmeyen ek burulma yükü de gelecektir. Bu sebeplerden dolayı test parçalarının kesme merkezlerinden yüklenilmesi tercih edilmemiştir. Bunun yerine test parçaları düşey ekseninde hareketlerini engellemeyen fakat burulmalarını engelleyen kılavuz plakalar arasına alınmak suretiyle testler gerçekleştirilmiştir (bkz. Şekil 7.3).

5.3. Test Parçalarının Tanıtılması

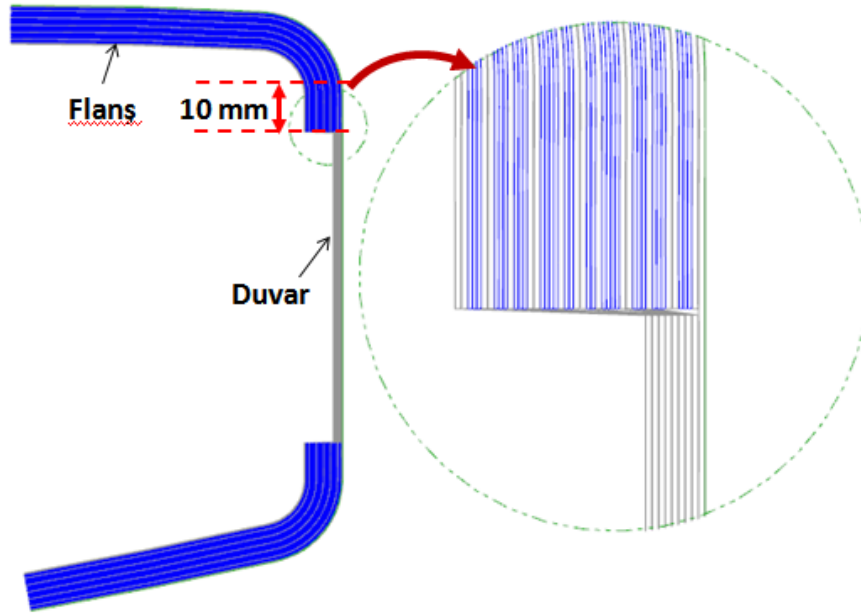
5.3.1. Test parçalarının tipleri

Test parçaları, kesitleri temel olarak C şeklinde ve uzunluğu 1400 mm olan kompozit kirişlerdir. C şeklindeki bu kiriş kesitlerinin ana ölçüleri Şekil 5.5’de verilmektedir. Bu kirişlerde flanş kısmından duvar kısmına üç farklı katman geçişi uygulanarak birbirinden farklı üç test parçası tipi elde edilmiştir. Şekil 5.6, Şekil 5.7 ve Şekil 5.8’de bu test parçası tiplerinin katman geçiş formlarındaki farklılıklar gösterilmektedir.

Her bir test parçasından dörder adet olmak üzere oniki adet test numunesi üretilmiş ve bunlar basit eğilmeye tabi tutulmuşlardır.

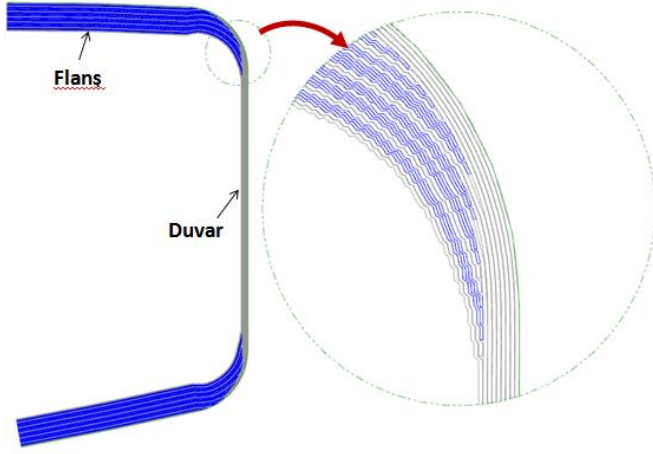


Şekil 5.5. C kiriş kesitinin ana ölçüleri



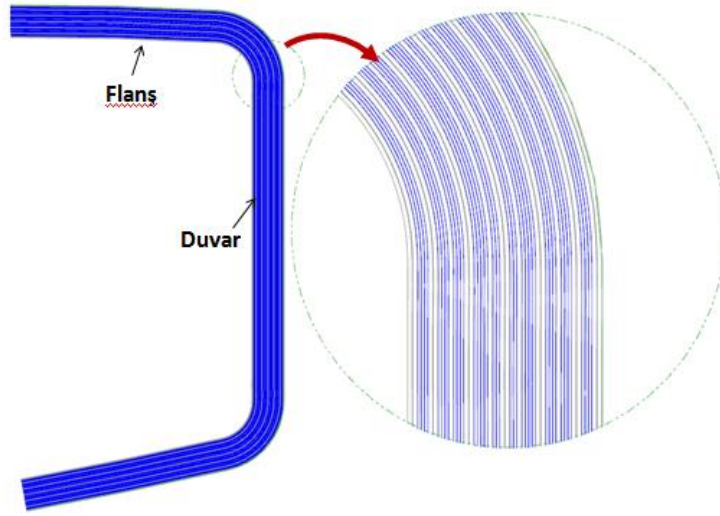
Şekil 5.6. I Numaralı test parçasının kesit görünüşü

Şekil 5.6’da gösterildiği üzere I numaralı test parçasında, flanş kısmından duvar kısmına geçiş tamamlandıktan 10 mm sonra kompozit katman düşüşü yapılmıştır.



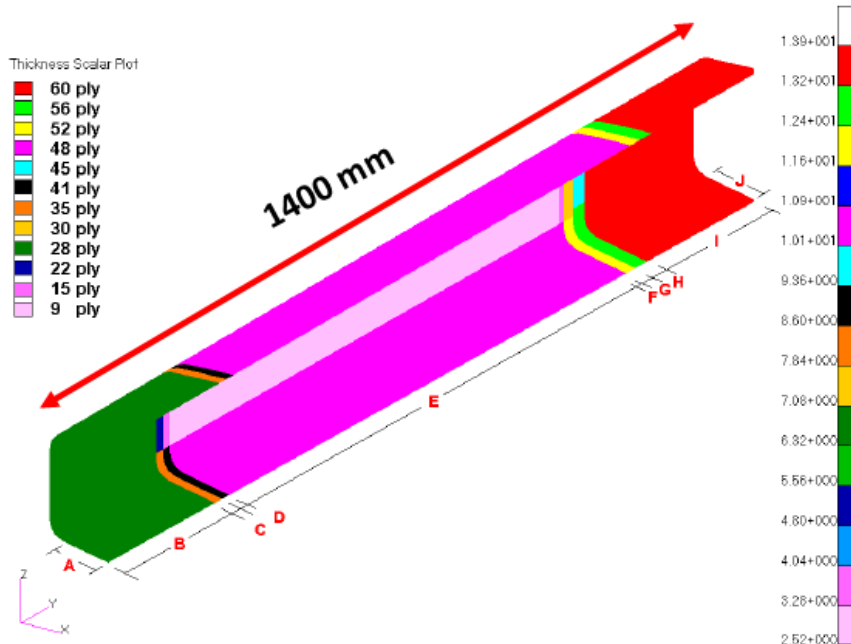
Şekil 5.7. II Numaralı test parçasının kesit görünüşü

Şekil 5.7’de gösterilen II numaralı test parçasında flanş kısmından duvar kısmına geçişte arakesit bölgesinde yuvarlatma şeklinde kompozit katman düşüşü yapılmıştır.

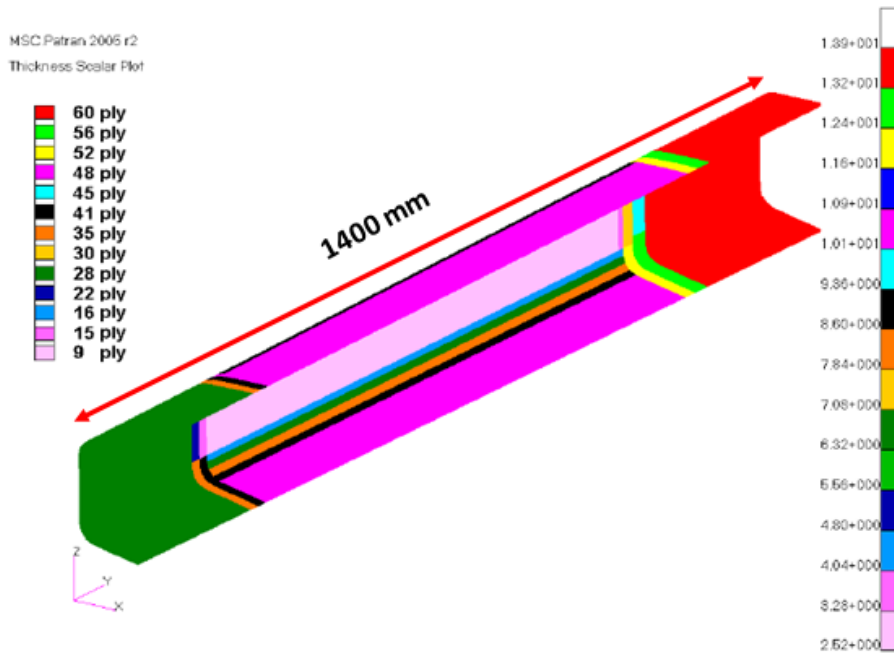


Şekil 5.8. III Numaralı test parçasının kesit görünüşü

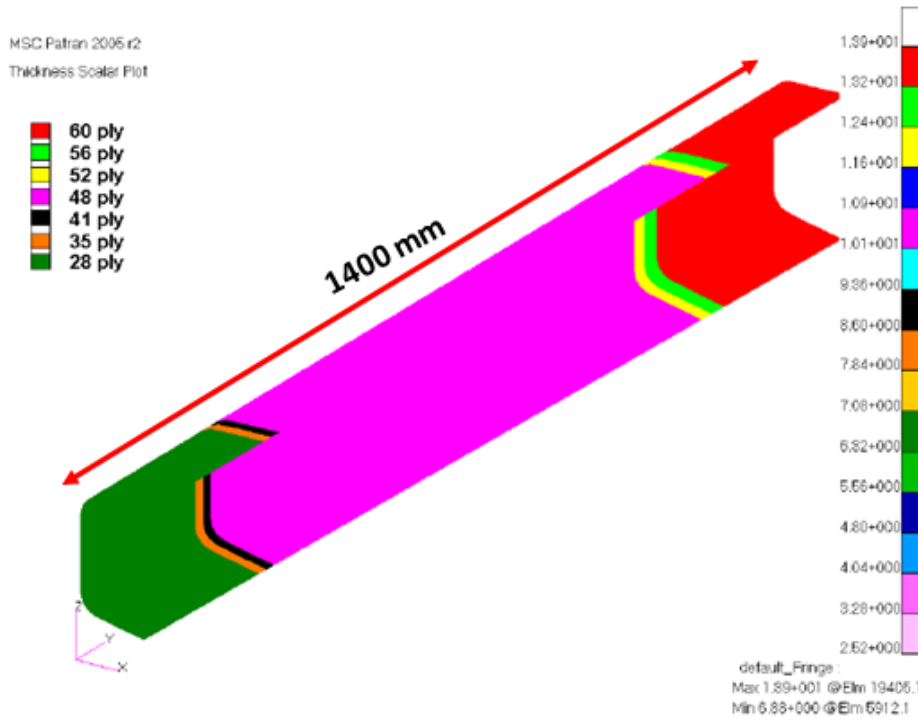
Şekil 5.8’de gösterilen III numaralı test parçasında ise flanş ve duvar arasında herhangi bir kompozit katman düşüşü yapılmamıştır.



Şekil 5.9. I Numaralı test parçasının kompozit katman dağılımı



Şekil 5.10. II Numaralı test parçasının kompozit katman dağılımı



Şekil 5.11. III Numaralı test parçasının kompozit katman dağılımı

Üç farklı test parçası için kompozit katman sayılarının dağılımları Şekil 5.9, Şekil 5.10 ve Şekil 5.11’de gösterilmiştir. I ve II numaralı test parçalarında kompozit katman sayıları hem flanş-duvar bölgelerinde hem de kirişin uzunluğu boyunca (kökten uca azalan sayıda) değişmekte iken III numaralı test parçasında yalnızca kirişin uzunluğu boyunca (kökten uca azalan sayıda) değişmektedir. Belirtilen bu katman sayılarına göre üretilen test parçalarının ağırlıkları I numaralı test parçası için 5,82 kg, II numaralı test parçası için 5,51 kg ve III numaralı test parçası için 6,77 kg olarak ölçülmüştür.

5.3.2. Test parçalarının malzemesi ve üretim yöntemi

Testlerde kullanılan kompozit kirişler, HEXCEL firması tarafından üretilen 5’li örgülü karbon kumaş (Five harness, 5HS, satin fabric) ve tek yönlü karbon bant (Unidirectional tape) kumaşlarından üretilmişlerdir. Bu kumaşlar hazır reçine emdirilmiş olup tek bir katman %60 oranında elyaf içermektedir. Şekil 5.12’de bu kumaşlarda karbon demetlerinin birbirleri üzerinden geçişleri gösterilmektedir. Söz konusu karbon kompozit malzemelerin özellikleri aşağıda anlatılmıştır.

5'li örgülü karbon kumaş (Five-harness, 5HS, satin fabric): Otoklavda 180 °C'de pişirilen bu malzemenin alansal ağırlığı 445 g/m²'dir. Her bir kompozit katmanın kalınlığı 0,28 mm'dir.

Tek yönlü karbon bant (Unidirectional tape): Bu malzeme de otoklavda 180 °C'de pişirilmektedir. Alansal ağırlığı 194 g/m² ve kalınlığı 0,184 mm'dir. Bu malzemede karbon elyaf demetleri boyu boyunca uzar. Herhangi bir örgü yoktur. (Şekil 5.12)

Her iki malzeme de prepreg (önceden termoset epoksi reçine emdirilmiş kumaş) halindedir. Test parçaları el ile serme yöntemi (hand lay up) kullanılarak metal kalıplara serilmiştir.

Kirişlerde birincil yükleme yönü, kiriş boyunca giden eksen olduğu için bu eksen 0° eksen olarak belirlenmiştir. 45° ve 90° eksenleri ise 0° eksenine göre belirlenmiştir. Şekil 5.14'de test parçalarının kompozit elyafların yönelimlerini belirleyen eksenleri gösterilmektedir. Serim yapılırken 0°, 45° ve 90° derece eksenleri boyunca serim yapılmıştır. Katmanlar arasındaki etkileşim kuvvetini arttırmak amacıyla iki katman arasındaki yönelim açısı farkı en fazla 45° olacak şekilde serim yapılmıştır.

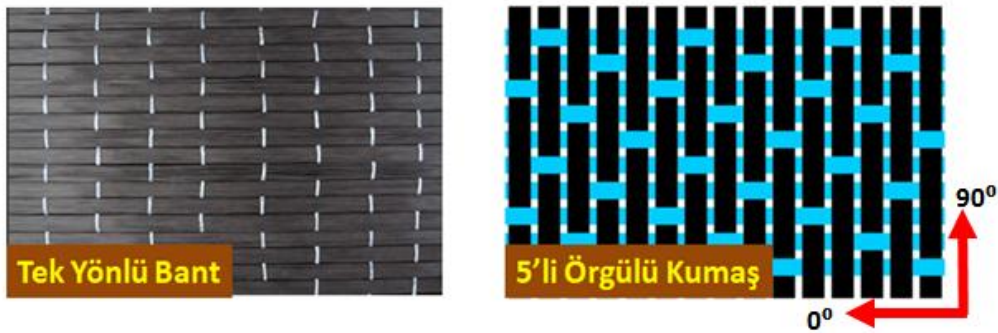
Test parçalarının boyutlandırılmaları yapılırken, minimum ağırlık hedefine ulaşmak için yükleme tipine göre boyutlandırma yapılmıştır. Örneğin basma ve çekme yüklerine maruz kalan kiriş flanşlarında tek yönlü karbon bant daha çok kullanılmıştır. Ek olarak kiriş flanşları duvara göre daha yüksek mertebeye yüke maruz kaldığı için buralarda daha çok kompozit katman bulunmaktadır. Kiriş duvarları ise kayma yüklerine maruz kaldıkları için bu bölgelerde 45° ve 90° derece yönelimli kumaşlar daha çok kullanılmıştır.

Test parçaları için serilen katman sayısı ve katman sayılarının kiriş üzerindeki dağılımları Şekil 5.9, Şekil 5.10, Şekil 5.11'de gösterilmektedir.

Test parçalarının dizilimleri belirlenirken parçaların Bölüm 3.9'da anlatıldığı gibi simetrik ve balanslı olmasına dikkat edilmiştir. Bu sayede pişirme sonrasında parçalarda kalıcı gerilmeler ve şekil bozuklukları en alt seviyeye indirgenmiştir.

Pişirme aşamasında test parçaları vakum torbası içine alınıp torba içine vakum uygulanmıştır. Ardından otoklavda 7 bar dış basınç ve 180 °C sıcaklıkta pişirilmiştir. Pişirme işlemi, ısıtma-soğutma süresi de dahil olmak üzere 6 saat sürmüştür. Parçalar üzerinde kalıcı gerilmeler oluşmaması için ısıtma ve soğutma işlemleri 3 °C/dakika hızında

yapılmıştır. 180 °C sıcaklık üretici firmanın belirlediği ve malzemelerin en yüksek mekanik özelliğe ulaştığı pişirme sıcaklığıdır. Torba içerisine uygulanan vakum ile pişirme esnasında açığa çıkan gazların ortamdaki uzaklaştırılması sağlanarak kompozit malzeme içerisinde gözenekli bir yapının oluşması engellenir. Böylece kompozit malzemenin daha dayanıklı olması sağlanmaktadır. Otoklav içerisinde uygulanan ve test parçalarının dış yüzeyine etkiyen 7 bar basınç ise kompozit katmanların birbirine daha çok kaynaşmasını ve katmanlar arası ara yüzey bağının daha da artmasını sağlar. Bu sayede hem yapının tokluğuna büyük katkı sağlanmakta hem de su geçirgenliği azaltılarak malzemenin ömrü uzatılmaktadır.



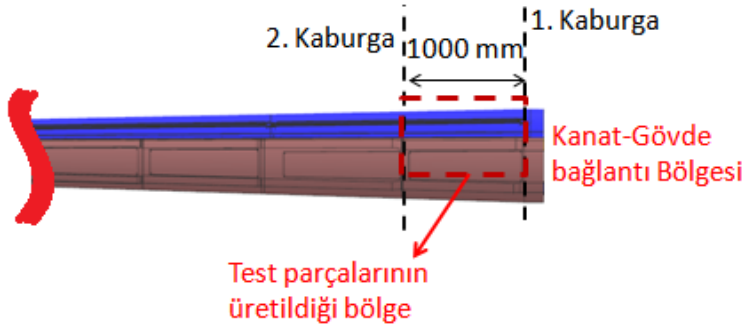
Şekil 5.12. Karbon bant ve karbon kumaşın örgü şekilleri

5.3.3. Test parçalarının kanat üzerindeki konumu ve test düzeneği için bağlantı özellikleri

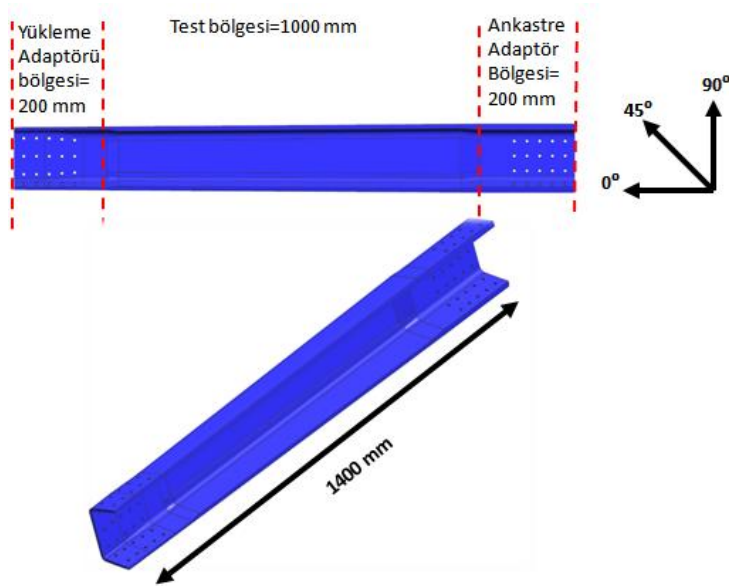
Kanatta bulunan C kiriş yekpare olarak yaklaşık 9 metre uzunluğa sahiptir. Bu kadar uzun bir kirişin test tabii tutulması hem gereksiz hem de çok zordur. Bunun yerine kirişin en fazla yüke maruz kalan kök kısmındaki 1. ve 2. kaburgalar arasındaki kısmının test edilmesi yeterli görülmüştür. (Bkz. Şekil 5.13) Kirişin bu kısmı 1000 mm'lik bir uzunluğa sahiptir. Test parçası olarak bu kısım ele alınmış, ancak yükleme ve sabitleme adaptörlerinin bağlanabilmesi amacıyla her iki uçtan yaklaşık 200 mm daha uzun üretilerek toplam 1400 mm boyunda olan test parçaları elde edilmiştir. (Bkz. Şekil 5.14) Adaptörlerin test parçalarına bağlantısı civata-somun kullanılarak yapıldığından 200 mm uzunluğundaki bu kısımlara delikler delinmiştir.

Test esnasında adaptör bölgelerinden kırım yaşanmaması için bu bölgelerin kompozit yapısı ve civata bağlantıları kırım yüküne göre en az 5 kat daha güvenli tasarlanmıştır (Bkz. Şekil 5.15).

Ayrıca Şekil 5.14’de gösterildiği üzere 0° kompozit katmanlar kiriş eksenine boyunca serilmiştir. Diğer açılarda serilen katmanların kiriş eksenine göre yönelimi de şekilde gösterilmektedir.



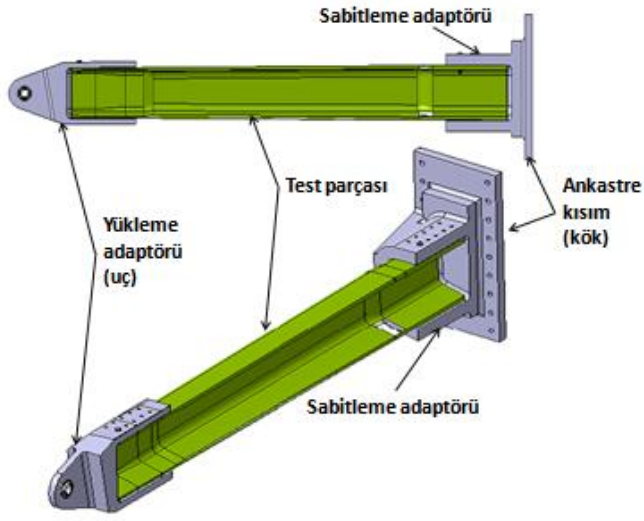
Şekil 5.13. Test parçalarının kanat üzerindeki konumu



Şekil 5.14. Test parçalarının katı modeli

5.4. Test Parçalarının Sınır Koşulları

Testler yapılırken test parçaları bir uçlarından ankastre olarak sabitlenip, diğer uçlarından yüklemeye tabi tutulmuşlardır. Bu sabitleme ve yüklemeler için test parçalarının uç ve kök kısımlarına metal adaptörler montaj edilmiş ve bu adaptörler üzerinden yükleme ve sabitleme yapılmıştır. Şekil 5.15’de test parçalarına adaptör montajı gösterilmektedir.



Şekil 5.15. Yükleme ve sabitleme adaptörlerinin test parçalarına montajı

6. TEST PARÇALARININ SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

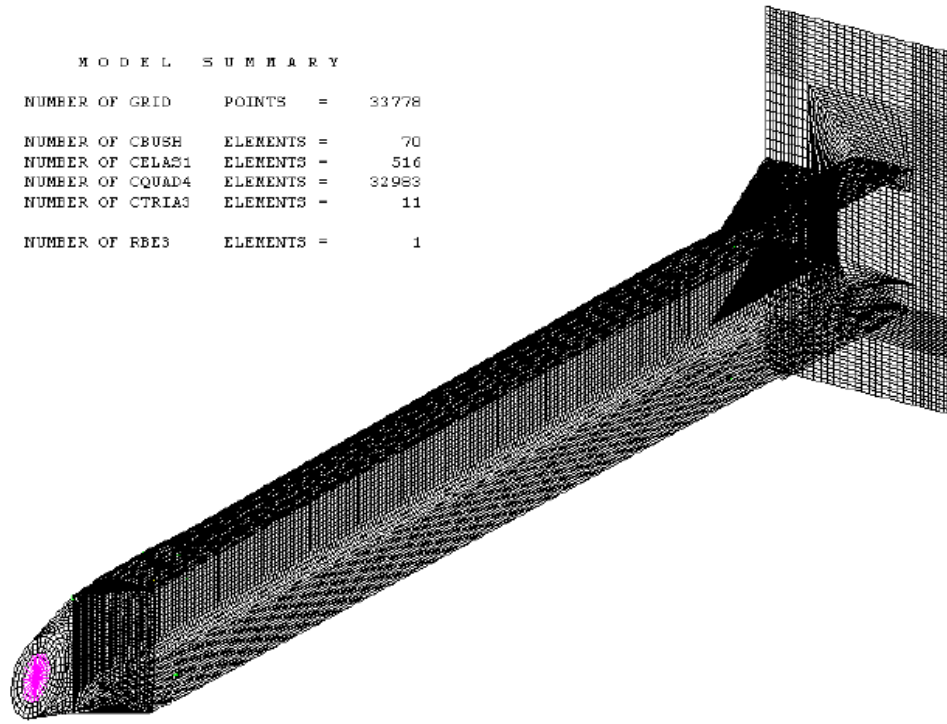
6.1. Giriş

Bu bölümde daha önceden uçuş yükleri göz önünde bulundurularak boyutlandırılmış test parçalarının, sayısal olarak modellenmesi ve kırılma yüklerinin sayısal model ile teorik olarak belirlenmesi anlatılmıştır. Ayrıca test düzeneği üzerindeki yükleme koşulları ve bu koşullara göre beklenen deformasyon değerleri gösterilmiştir.

Şekil 5.15’de gösterilen test parçasının ve parçaya entegre edilen adaptörlerin sayısal modeli Nastran/Patran programında oluşturulmuştur. (Bkz. Şekil 6.1)

Test parçası ve adaptörler Nastran/Patran analiz programında 2 boyutlu yüzey (surface) modeli olarak modellenmiştir. Bu sayısal modelde toplam 32 983 adet dörtgen ve 11 adet üçgen ağ (mesh) elemanı kullanılmıştır. Sayısal modelin sağlıklı sonuç vermesi için çoğunlukla dörtgen elemanlar kullanılmıştır. Ancak karmaşık geometriden dolayı sayısal analiz programının dörtgen elemanlar tanımlayamadığı bölgelerde üçgen elemanlar kullanılmıştır.

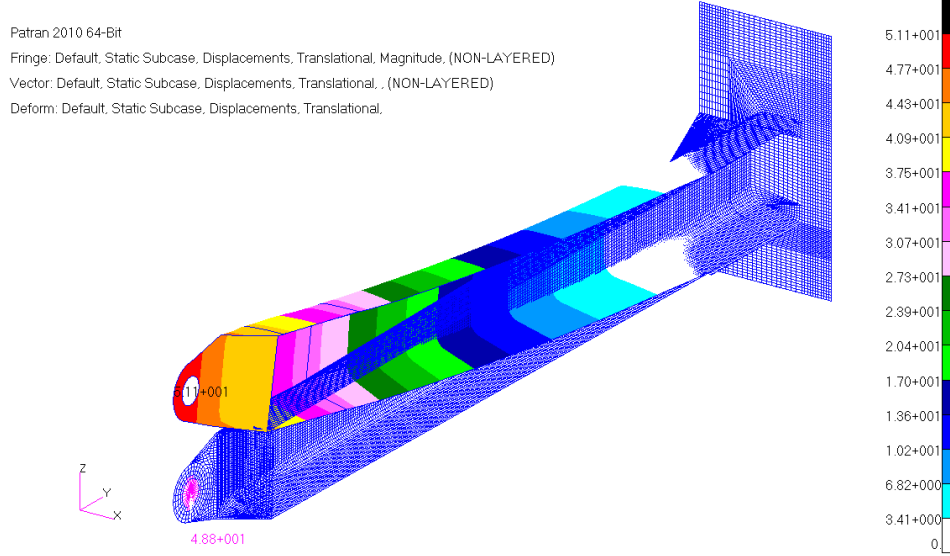
Sayısal modelde ankastre adaptör ve yükleme adaptörü 4140 kodlu çelik malzeme, test parçaları ise Bölüm 5.3’de belirtilen malzeme ve kalınlıklar esas alınarak analiz programına tanımlanmıştır.



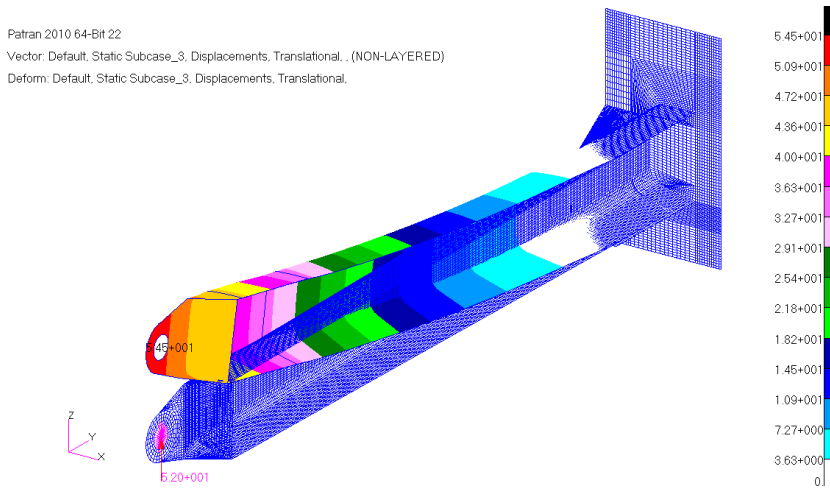
Şekil 6.1. Çalışmada kullanılan sonlu elemanlar modeli

6.2. Yükleme Sınır Koşullarına Göre Yük ve Deformasyon Analizi

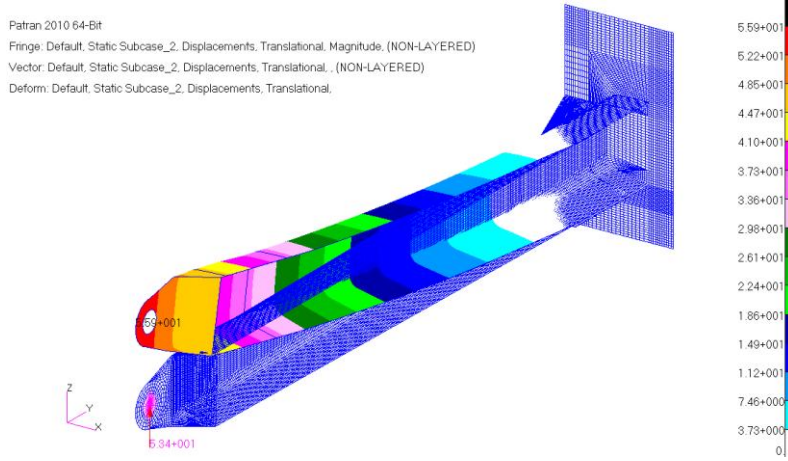
Bölüm 5.4’de belirtilen sınır koşulları kullanılarak oluşturulan sonlu elemanlar modelinde test parçaları, analiz edilerek güvenlik katsayısının 1 olduğu yük tespit edilmiştir. Bu değer yapının teorik kırım yüküne denk gelen yük olup aynı zamanda testte uygulanacak yük için yaklaşık bir değer vermektedir. Güvenlik katsayısının 1 olduğu bu teorik yüklerin, test parçalarının sonlu elemanlar modellerine uygulanmasından sonra oluşan deformasyonlar Şekil 6.2, Şekil 6.3 ve Şekil 6.4’de verilmiştir.



Şekil 6.2. I Numaralı test parçasının test yükü altındaki deformasyon dağılımı



Şekil 6.3. II Numaralı test parçasının test yükü altındaki deformasyon dağılımı



Şekil 6.4. III Numaralı test parçasının test yükü altındaki deformasyon dağılımı

Sayısal modelde güvenlik katsayısının 1 olduğu kırım yükü deneme-yanılma yolu analiz yapılarak elde edilmiştir. Yapı lineer olarak çözüldüğü için iki deneme yeterli olmaktadır. Örneğin I numaralı test parçasında ilk aşamada rastgele olarak verilen rasgele 20 kN'luk bir yükleme değerine karşı sayısal modelden elde edilen maksimum gerilme değeri kullanılarak bu kuvvet için parçanın emniyet katsayısı belirlenir. ($s = \sigma_{iz} / \sigma_{uyg}$, burada s; emniyet katsayısı, σ_{iz} malzemenin izin verilen mukavemet değeri; σ_{uyg} ise sayısal modelden okunan parça üzerine etkiyen maksimum gerilme değeridir). 20 kN'luk bu kuvvet için belirlenen emniyet katsayısı yaklaşık 1,6'dır. Emniyet katsayısı 1 (bir) yapan yük teorik kırım yüküdür. Bu nedenle teorik kırım yükü 20 kN değerinden 1,6 kat daha fazla yani 32 kN olacaktır. İkinci aşamada 32 kN'luk bu kuvvet test parçasına uygulanarak sayısal model ile sağlaması yapılır. Bu durumda teorik kırım yükü 20 kN değerinden 1,6 kat daha fazla olacaktır. Her üç test parçası için belirlenen teorik kırım yükleri ve bunlara karşılık gelen maksimum yer değiştirmeler Çizelge 6.1'de verilmiştir.

Çizelge 6.1. Test parçalarının yükleme noktalarındaki teorik kırım yükü ve bu yük altındaki maksimum yer değiştirmesi

Test Parçası	Teorik kırım yükü (N)	Maksimum yer değiştirme (mm)
I	32 000	51,1
II	31 900	54,5
III	37 750	55,9

7. DENEYSEL ÇALIŞMA

7.1. Giriş

Deneysel çalışma aşamasında, üretilen numunelerin üretimden kaynaklanan hasar ve kusurlarının olup olmadığının ve istenilen boyutsal toleranslar dahilinde olup olmadığının anlaşılması amacıyla tahribatsız muayeneleri yapılmıştır.

7.2. Test Numunelerinin Kalite Muayenesi

Test numunelerinin istenilen boyutsal tolerans sınırları içinde olup olmadıklarının belirlenmesi amacıyla, boyutları hassas ölçüm yapabilen koordinat ölçüm makinesi (CMM) ile ölçülmüştür. Toleransları sağlamayan numuneler teste tabi tutulmamışlardır. Testlerde verilen tolerans sınırları içinde olan numuneler kullanılmıştır. Tipik bir koordinat ölçüm makinesi Resim 7.1’de gösterilmektedir. Numunelerin tasarlanan CAD modeline göre ± 1 mm boyutsal tolerans içinde olması beklenmektedir.

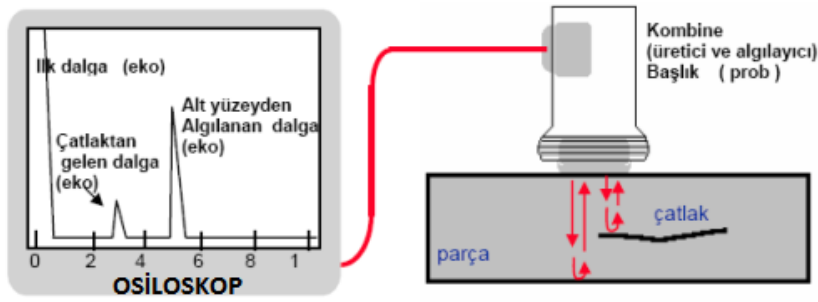
Kompozit parçalarda pişirme sonrası kalınlık farkı oluşması olağandır. Vakumlama, dış basınç ve reçine oranı gibi parametreler pişirme sonrası kalınlığı etkilemektedir. Test numunelerindeki kalınlık toleransı $\pm \%10$ ’dur. Yani ölçülen kalınlık teorik kalınlıktan $\%10$ kalın veya ince olabilir.



Resim 7.1. Koordinat ölçüm makinesi

Kompozit malzemelerde üretimden kaynaklanabilecek hatalardan birisi delaminasyondur. Delaminasyon, kompozit malzeme katmanları arasındaki boşluk, katman kırılması veya reçine birikmesidir. Delaminasyonlar kompozit malzemenin mekanik değerlerini doğrudan etkilediklerinden kalite kontrol aşamasında tespit edilmelidirler.

Tüm numuneler hem delaminasyon hem de farklı hata türlerinin belirlenebilmesi amacıyla bir tahribatsız muayene yöntemi olan ultrasonik muayene yöntemi ile kontrol edilmiştir. Bu yöntemde, muayene yapılacak parça yüzeyine bir noktadan ultrasonik ses dalgaları yollar. Yapıda bir hata mevcut ise ses dalgalarının boyundan bu hatanın büyüklüğü ve konumu tespit edilebilir. Yöntem, şematik olarak Şekil 7.1’de gösterilmektedir. Resim 7.2’de ise numunelerin kalite kontrolünde kullanılan ultrasonik muayene cihazının resmi verilmektedir.



Şekil 7.1. Osiloskop ve muayene edilen parça



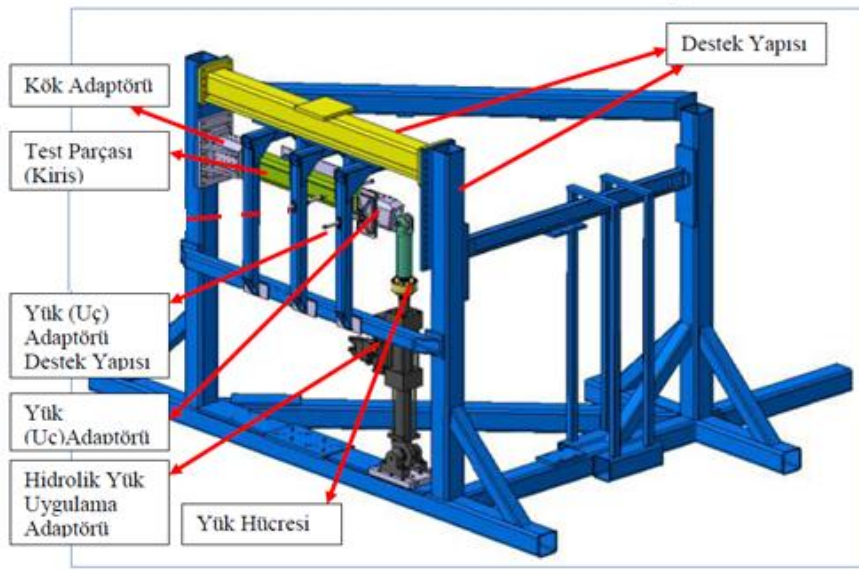
Resim 7.2. Ultrasonik muayene cihazı

7.3. Test Numunelerinin Yükleneşmesi

Şekil 5.15’de gösterilen adaptörlerin, test numunelerine entegre edilmesinin ardından, test numuneleri Şekil 7.2’de gösterilen test düzeneğine sabitlenir. Test düzeneğinin fotoğrafı Ek-1’de verilmiştir. Test numuneleri daha önce Bölüm 6.2’de sonlu elemanlar yöntemi ile belirlenen teorik kırım yüklerine göre yüklemeye tabi tutulurlar. Sonlu elemanlar yöntemi ile hesaplanan bu teorik kırım yükleri, deneylerle belirlenecek gerçek kırım yüklerinin yaklaşık değerlerinin öngörülmesi açısından oldukça önemlidir. Bu yük değerleri ayrıca test düzeneğinin tasarımında da kullanılmıştır. Yapılan testler yapının yük taşıma kapasitesini bulmayı amaçladığından, teorik test yüklerinde kırım gerçekleşmese bile, yapı kırılıncaya kadar yüklemeye devam edilmiştir. Çizelge 7.1’de yükleme adımlarının nasıl gerçekleştirildiği gösterilmektedir.

Çizelge 7.1’de gösterildiği üzere yapı %100 yük oranına kadar olan yüklerde 10’ar saniye, %100-%125 arası yüklerde 5’er saniye ve sonrasındaki yüklerde yine 5’er saniye yüke maruz bırakılmaktadır. FAA’nın (Federal Havacılık İşletmesi) küçük uçaklar için hazırlanan 23 numaralı düzenlemesinin 302 nolu maddesine göre uçak yapıları nihai yük mertebesinde bütünlüğünü 3 saniye boyunca korumalıdır. Bu kriter göz önünde bulundurularak %100 yük oranından sonraki yüklerde yükleme süreleri 5’er saniye olarak belirlenmiştir.

Test numunelerine yük uygulamak için hidrolik silindir kullanılmıştır. Kapasitesi 100 kN ve hareket aralığı 250 mm’dir. Yük uygulama noktasının yer değiştirmesini ölçmek amacıyla yine 100 kN kapasiteli tek devreli yük ölçer (load cell) kullanılmıştır. Kontrol sistemi olarak da Aero St markalı kapalı çevrim kontrollü kontrol sistemi kullanılmıştır. Kontrol ünitesinden geri besleme olarak alınan veriler; yük hücresinin sağladığı yük verisi (2 kanal) ve deplasman ölçerin verdiği yük uygulama noktasının deplasman verisidir (1 kanal). Kontrol ünitesi toplamda 60 veri girişı ve 30 kontrol kanalı kapasitesindedir.



Şekil 7.2. Test düzeneğinin yapısı

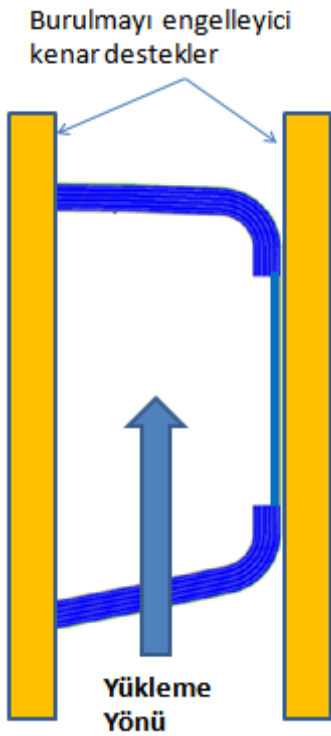
Çizelge 7.1. Test parçalarının yükleme adımları

Yük Adımı	Yüke Maruz Kalma Süresi (Sn)	Yük (Test yükünün yüzdesi olarak)
1	10	10
2	10	20
3	10	30
4	10	40
5	10	50
6	10	60
7	10	70
8	10	80
9	10	90
10	10	100
11	5	105
12	5	110
13	5	115
14	5	120
15	5	125
16	5	135
17	5	145
18	5	155
⋮	⋮	⋮

Kompozit kiriş parçaları düşey ekseninde simetrik bir kesite sahip olmadıklarından, Bölüm 5.2’de de anlatıldığı üzere yükleme esnasında burulmalar meydana gelecektir. Bu ise

ölçülen yük ve deformasyon sonuçlarında hatalara sebebiyet verecektir. Bunu önlemek için test parçasının her iki yanını kılavuz plakalar ile desteklenmiştir. Bu şekilde yapılan yükleme Şekil 7.3’de şematik olarak gösterilmiştir. Fotoğrafi ise Ek-2’de verilmiştir. Kılavuz plakaların kullanılması test sonuçlarında burulmadan dolayı oluşacak hataların en düşük seviyede olmasını sağlayacaktır.

Söz konusu burulmayı önlemenin diğer bir yolu ise yüklemenin kesme merkezinden (shear center) yapılmasıdır. Kesme merkezi konusu ve test yüklemelerinin kesme merkezinden yapılmamasının gerekçeleri Bölüm 5.2’de ayrıntılarıyla anlatılmıştır.



Şekil 7.3. Test numuneleri için dönmeyi engelleyici kılavuz plakalar

7.4. Test Numuneleri Üzerindeki Gerinim Ölçer Yerleşimi

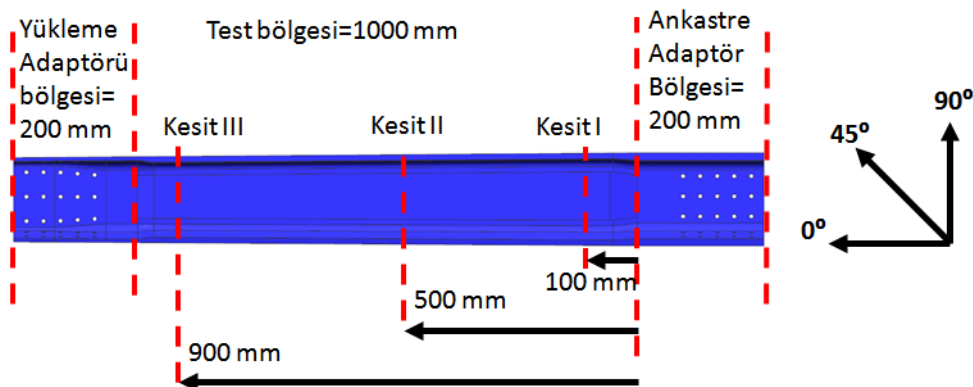
Yüklemeye tabi tutulan test parçalarının dış ve iç yüzeylerinde gerinimler oluşacaktır. 2 boyutlu düzlemsel gerinimler olduğu varsayılan bu gerinimlerin ölçülebilmesi için test parçalarının gerekli görülen bölgelerine gerinim ölçerler yapıştırılmıştır. Yapıştırma esnasında yüzeyin temizliğine ve yapıştırıldıkları pozisyonun doğruluğuna özellikle dikkat edilmiştir. Gerinim ölçerler Vishay gerinim ölçer yapıştırıcısı kullanılarak yapıştırılmıştır.

Gerinim ölçerler test parçalarında Şekil 7.4’de test bölgesi olarak adlandırılan bölgede uç, orta ve kök olmak üzere 3 kesite yapıştırılmışlardır. Şekil 7.5’de gösterildiği üzere üst ve alt flanşlar üzerindeki yük akışı basma ve çekme şeklinde olduğundan bu kısımlara eksenel gerinim ölçerler duvar, kısmına ise basma ve çekmenin yanında kesme kuvvetleri de bulunduğundan rozet şeklindeki gerinim ölçerler yerleştirilmiştir. Rozetler sayesinde duvar kısmında her iki eksendeki asal gerilmelerin hesaplanabilmesi mümkün olmaktadır.

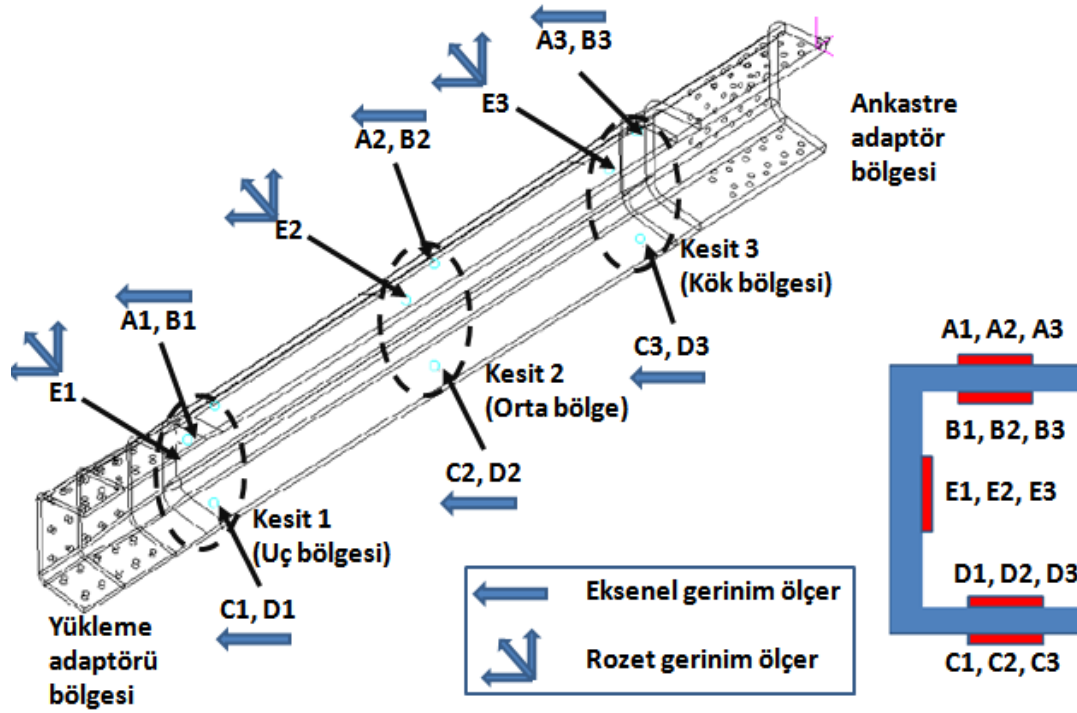
Şekil 7.5’de gösterildiği üzere aynı flanş üzerinde hem iç kısma hem de dış kısma gerinim ölçerler yerleştirilmiştir. Bunun sebebi ise testler esnasında iç ve dış gerinimler arasındaki farkın görülmek istenmesidir. Bu sayede yerel flambajın içten mi yoksa dıştan mı başladığı anlaşılabilecektir.

Kirişler üzerinde kullanılan gerinim ölçerler Vishay firmasından temin edilmiştir. Kullanılan eksenel gerinim ölçerin kodu: EA-00-250BG-120 ve rozet gerinim ölçerin kodu: CEA-00-125UR-120’dir. Bu gerinim ölçerler doğrudan kompozit malzemenin üzerine uygulandıklarından ve testler oda sıcaklığında gerçekleştirildiğinden sıcaklık etkisini giderici gerinim ölçer kullanılmamıştır. Her iki gerinim ölçerin de iç direnci 120 ohm ve ölçüm aralığı %5 uzamadır (5000 μ strain). Eksenel gerinim ölçerlerin gage uzunluğu (bkz. EK-3) 6,35 mm, rozet gerinim ölçerlerin ölçüm uzunluğu 3,175 mm’dir. Gerinim ölçerlere ait detaylı bilgi ve teknik özellikleri EK-3’de verilmiştir.

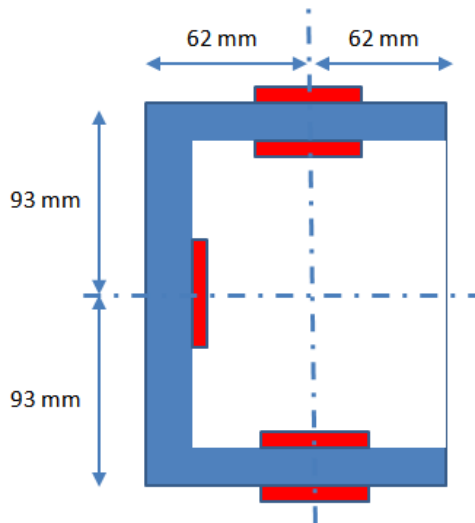
Gerinim ölçerlerden alınan veriler veri toplama cihazında işlenmektedir. Her bir eksenel gerinim ölçer 1, rozet gerinim ölçer ise 3 kanal kullanmaktadır. Veri toplama sistemi HMB MGCPlus markalı 128 kanal kapasiteli bir cihazdır. Bu cihazla çeyrek, yarım ve tam köprü (Wheatstone köprüsü) dirençleri okunarak veri toplanabilmektedir.



Şekil 7.4. Test parçaları boyunca gerinim ölçer yerleşim ölçüleri



Şekil 7.5. Test parçaları üzerindeki gerinim ölçer yerleşimi



Şekil 7.6. Test parçası kesiti üzerinde gerinim ölçer yerleşim ölçüleri

Şekil 7.5 ve 7.6'da gösterildiği üzere Kesit 1, 2 ve 3'e yerleştirilen gerinim ölçerlerin tipleri ve yerleşim bölgeleri şu şekildedir: A1, A2, A3 ve C1, C2, C3 kodlu gerinim ölçerler; 1., 2. ve 3. kesitte sırasıyla kirişin üst ve alt flanşının dış kısımlarına yapıştırılan eksenel gerinim ölçerlerdir. B1, B2, B3 ve D1, D2, D3 kodlu gerinim ölçerler; 1., 2. ve 3. kesitte kirişin üst ve alt flanşının iç kısımlarına yapıştırılan eksenel gerinim ölçerlerdir. E1,

E2, E3 kodlu gerinim ölçerler ise; 1., 2. ve 3. kesitte kiriş duvarının iç kısmına yapıştırılan rozet tipi gerinim ölçerlerdir. Ek-4’de test parçaları üzerine yerleşimi yapılmış gerinim ölçerlerin fotoğrafı verilmiştir. Rozet tipi gerinim ölçerler Şekil 7.5’de gösterildiği üzere duvar kısmının ortasına yerleştirilmişlerdir. Bu bölgede basma ve çekme bileşenleri birbirlerini sıfırlama eğiliminde olmasına rağmen kesme kuvveti en yüksek mertebeye ulaşmaktadır. Dolayısı ile duvar kısmındaki gerilmeler basma, çekme ve kesme gerilmelerinin bileşimi şeklindedir. Bu nedenle rozet tipte gerinim ölçerler kullanılmıştır. Buradaki asal gerinimleri hesaplamak için yatay ve düşey eksendeki gerinimleri eş zamanlı olarak ölçmek gereklidir. Rozet gerinim ölçerler şematik olarak Şekil 4.3’de gösterilmektedir.

Rozet gerinim ölçerlerden elde edilen ε_A , ε_B ve ε_C gerinim verileri aşağıda yeniden gösterilen Eşitlik 4.54’de yerine koyularak asal gerinimler hesaplanmıştır.

$$\varepsilon_{1,2} = \frac{\varepsilon_A + \varepsilon_C}{2} \pm \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\varepsilon_A - \varepsilon_B)^2 + (\varepsilon_B - \varepsilon_C)^2} \quad (4.54)$$

Burada A gerinim ölçeri kiriş boyunca uzanan eksen üzerinde, C gerinim ölçeri buna dik olan eksen boyunca ve B gerinim ölçeri ise bu ikisinin açıortayı olacak şekilde yerleştirilmiştir.

Örnek olarak I numaralı test parçasının numunelerinden birisi için Kesit 1’deki %100 teorik kırım yüküne denk gelen yükleme anında E1 rozet gerinim ölçerlerden elde edilen A, B ve C gerinimleri sırasıyla; $\varepsilon_A = 439,4 \mu s$, $\varepsilon_B = 5609,3 \mu s$ ve $\varepsilon_C = 809,3 \mu s$ olarak ölçülmüştür. ($\mu s = \text{microstrain}$) Bu değerlerden yola çıkarak %100 teorik yük mertebesi için E1 rozet gerinim ölçerinin yerleştirildiği noktanın asal gerinimleri aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\varepsilon_1 = \frac{439,4 + 809,37}{2} + \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(439,4 - 5609,3)^2 + (5609,3 - 809,3)^2} = 5613 \mu s$$

$$\varepsilon_2 = \frac{439,4 + 809,37}{2} - \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(439,4 - 5609,3)^2 + (5609,3 - 809,3)^2} = -4364 \mu s$$

Burada ε_1 maksimum asal gerinim ve ε_2 minimum asal gerinim değerleridir. Bu hesaplama test numunelerinin 3 ayrı kesitindeki bütün yüklemeler için tekrarlanır.

Bu şekilde bulunan asal gerinimler her üç test parçasının üç kesiti için de ayrı ayrı Şekil 8.4, Şekil 8.7, Şekil 8.10, Şekil 8.14, Şekil 8.17, Şekil 8.20, Şekil 8.24, Şekil 8.27 ve Şekil 8.30'da grafik olarak gösterilmektedir.

Gerinim ölçerlerin dışında test parçalarına yük uygulamak için kullanılan hidrolik silindir üzerine bir adet yük hücresi yerleştirilmiştir. Bu yük hücresi test parçalarına uygulanan yükü ve yük uygulama noktasının deformasyonunu ölçmektedir. Buradan elde edilen değerler Bölüm 8'de Şekil 8.1, Şekil 8.2, Şekil 8.12 ve Şekil 8.22'de grafik halinde gösterilmiştir.

8. TEST SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRME

Bölüm 5.3.1’de anlatılan ve 3 farklı C kesit tipi tanımlanan test parçalarının her birinden 4’er adet olmak üzere toplam 12 adet test numunesinin testi gerçekleştirilmiştir. Her bir numune kırılıncaya kadar yüklemeye devam edilmiştir. Test esnasında Çizelge 7.1’de belirtilen her bir yükleme adımındaki gerinim değerleri kaydedilmiştir.

Her üç C kesit tipine ait deneysel gerinim değerleri, dörder numunenin ölçülen gerinim değerlerinin ortalaması hesaplanarak oluşturulmuştur. Her üç C kesit tipi için bu şekilde oluşturulan bütün deneysel gerinim değerleri aşağıdaki bölümlerde grafikler halinde sunulmuştur. Bölüm 7.4’de ayrıntılı bir şekilde anlatıldığı üzere kirişlerin uç, orta ve kök olmak üzere üç farklı kesit bölgesindeki gerinim değerleri ölçülmüştür. Aynı kesitin iç ve dış kısmında yerleştirilen eksenel gerinim ölçerlerin verileri ise aynı grafik üzerinde gösterilmiştir.

Şekil 7.3 ve Şekil 7.5’de gösterildiği gibi basit eğilmeye maruz kalan test parçalarında üst flanşa basma gerilmesi, alt flanşa ise çekme gerilmesi olması beklenmektedir. Buna göre A1, B1, A2, B2, A3, B3 gerinim ölçerlerinde negatif gerinim, C1, D1, C2, D2, C3, D3 gerinim ölçerlerinde ise pozitif gerinim değerleri ölçülmelidir. Test sonuçlarından alınan gerinim verileri de bu doğrultuda gerçekleşmiştir.

Aşağıda sunulan grafiklerdeki gerinim değerlerinin tamamı sabit bir sayıya bölünerek sadeleştirilmiş ve tüm grafiklerde karşılaştırılabilir hale getirilmiştir. Yük eksenine ise Bölüm 6.2’de belirtilen test yükü 1 birim (%100) kabul edilerek bunun yüzde oranları şeklinde verilmiştir.

Sayısal analiz lineer olarak çözüldüğü için sayısal modelden elde edilen gerinim değerleri tüm grafiklerde lineer davranıştır.

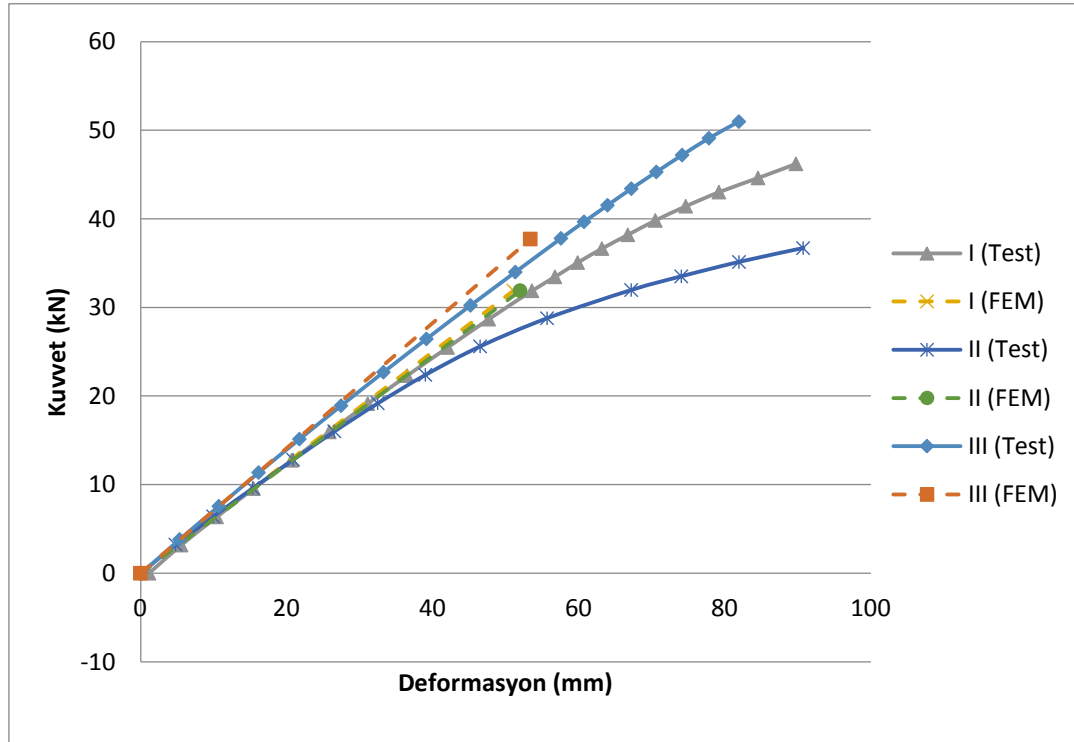
Her üç C kesit tipine ait sayısal model ve testten elde edilen yükleme noktasına ait deformasyon değerleri Şekil 8.1’de toplu halde gösterilmektedir. Bu deformasyon değerleri her bir C kesit tipi için ayrı ayrı grafikler halinde Şekil 8.2, Şekil 8.12 ve Şekil 8.22’de gösterilmiştir.

Şekil 8.1.’de gösterildiği üzere test parçaları kırılma uğradığı anda yük uygulama noktasının yer değiştirmesi: I numaralı test parçası için 89,8 mm, II numaralı test parçası için 90,7 mm ve III numaralı test parçası için 85,4 mm olarak ölçülmüştür. Sıralama

III<I<II şeklindedir. Diğer taraftan sayısal modelden kırım yükü için hesaplanan maksimum yer değiştirme değerleri I<II<III şeklindedir. Burada I ve II numaralı test parçalarının test verileri çok yakın olduğu için eşit kabul edilebilir. Fakat III numaralı test parçası sayısal modelde en yüksek yer değiştirmeye sahip olduğu halde test sonucunda en düşük yer değiştirmeye uğramıştır.

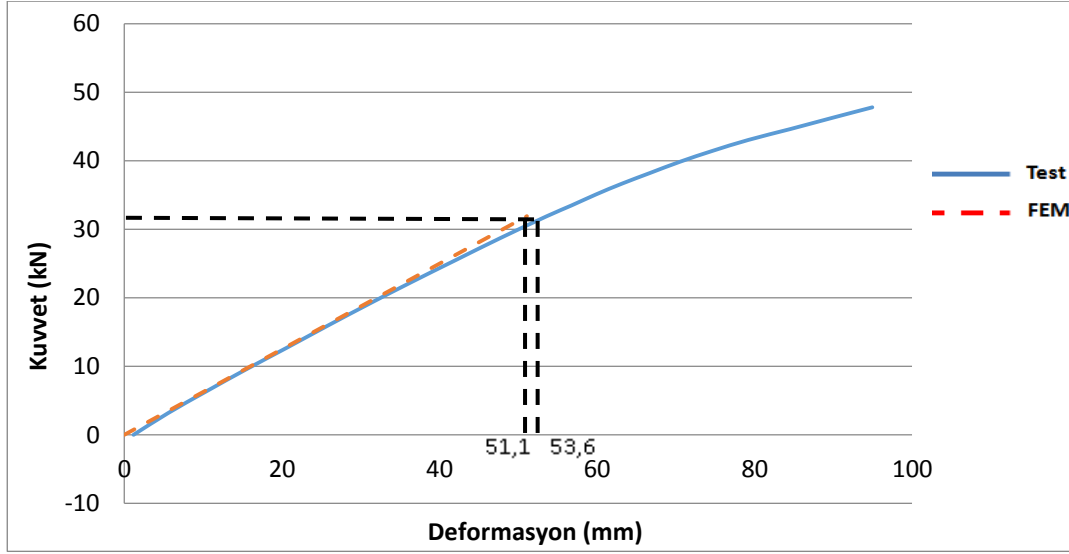
Hem sayısal modelden hesaplanan kırım yükleri hem de testten elde edilen kırım yükleri sıralaması II<I<III şeklindedir.

I ve II numaralı test parçalarının flanş-duvar kompozit katman geçiş biçiminin sayısal analiz programında tam olarak modellenememesi, sayısal model kırım yüklerinin birbirlerine çok yakın çıkmasına sebep olmuştur. Ancak test parçalarındaki kompozit katman geçiş biçiminin farkı testte ortaya çıkmış ve I numaralı numune teorik kırım yükünün 1,4 katında kırıma uğrarken, II numaralı numune teorik kırım yükünün 1,15 katında kırıma uğramıştır.



Şekil 8.1. I, II ve III numaralı test parçalarının yükleme noktasının deformasyon değerleri

8.1. I Numaralı Test parçası İçin Test Sonuçları



Şekil 8.2. I numaralı test parçasının yükleme noktasının deformasyon değerleri

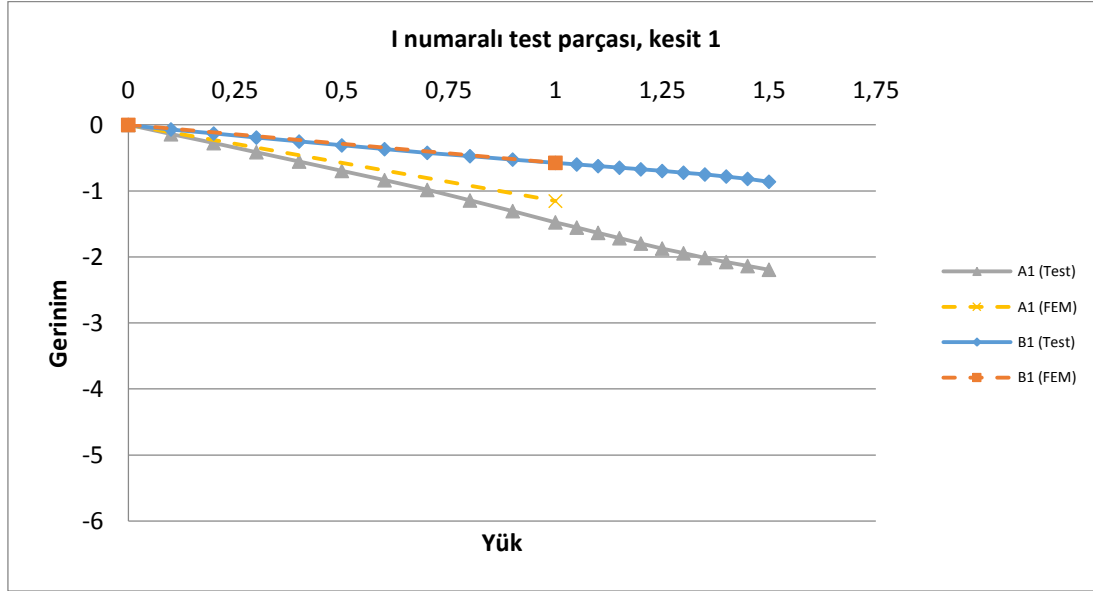
Şekil 8.2’de I numaralı test parçası için yük uygulama noktasının yer değiştirmesine ait sayısal model (FEM) ve test sonuçları bir arada gösterilmektedir. Sayısal analizde teorik kırım yükü 32 kN ve bu yüke karşılık gelen yük uygulama noktası yer değiştirmesi 51,1 mm olarak bulunmuştur. Yapılan test sonucunda ise kırım yükü ~46 kN ve bu yüke karşılık gelen yük uygulama noktası yer değiştirme değeri 95 mm olarak bulunmuştur.

Yukarıda her bir numunenin testlerde kırılıncaya kadar yüklendiği ifade edilmişti. Teorik (sayısal) kırım yükünün test kırım yükünden daha az olduğu tüm testlerde; teorik ve test sonuçlarının teorik kırım yükü değerine kadar karşılaştırılabileceği gayet açıktır. Teorik ve test sonuçlarının uyumluluğunu değerlendirirken bu husus daima göz önünde bulundurulmalıdır. Buna göre sayısal analiz ile belirlenen 32 kN’luk teorik kırım yüküne kadar karşılaştırma yapıldığında sayısal analiz ve test değerlerinin birbirine yakın olduğu Şekil 8.2’den görülmektedir. Teorik kırım yükünde, teorik deformasyon değeri 51,1 mm iken; bu yük için testte ölçülen deformasyon değeri 53,6 mm olmuştur. Deformasyon değerleri arasındaki fark yaklaşık 2,5 mm’dir.

Şekil 8.2, Şekil 8.12 ve Şekil 8.22’de gösterildiği üzere test kırım yükleri teorik kırım yüklerinden daima daha yüksek çıkmıştır. Sayısal analiz teorik kırım yükleri ile test kırım yüklerinin birbirlerinden farklı çıkmasının en önemli iki sebebinin test parçalarındaki

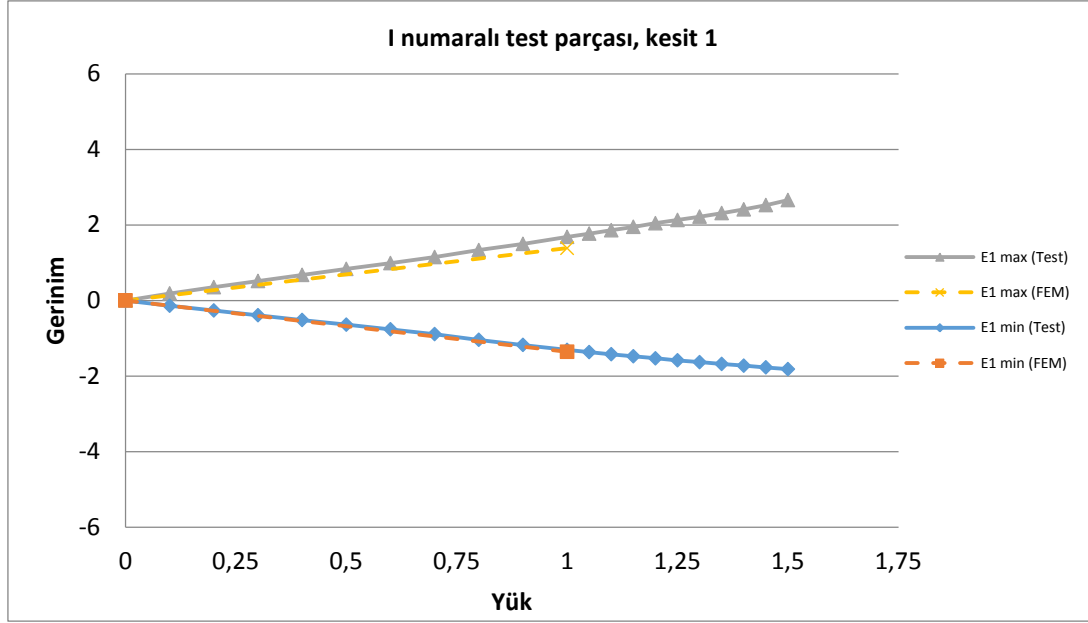
kompozit katman düşüşlerinin ve flanş-duvar ara yüz kompozit geçiş biçimlerinin sayısal modelde birebir tanımlanamamasının olduğu düşünülmektedir.

8.1.1. I numaralı test parçası, kesit 1



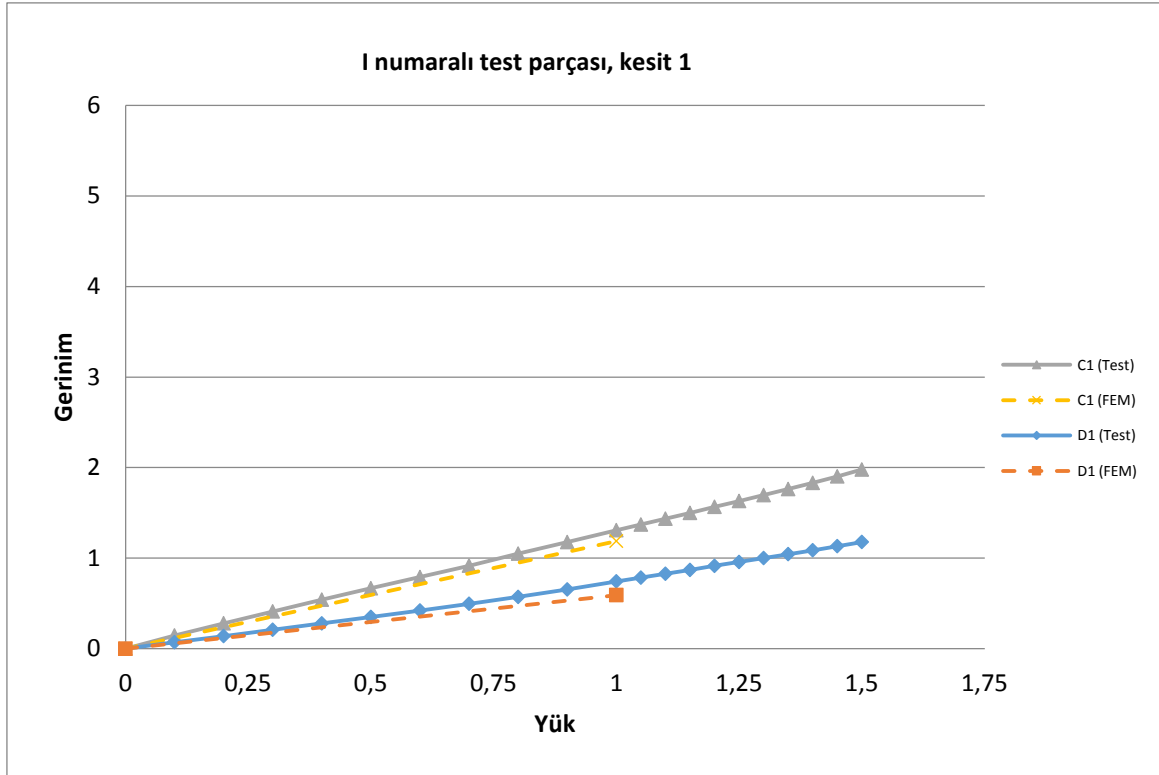
Şekil 8.3. I numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı A1 ve B1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kiriş üzerinde bulunan A1 ve B1 kodlu gerinim ölçerler kesit 1'de kirişin üst flanşının sırasıyla dış ve iç kısmına yapıştırılmış eksenel gerinim ölçerlerdir. (Bkz. Şekil 7.4 ve Şekil 7.5) Bu gerinim ölçerlere ait test gerinim değerleri ile sayısal model gerinim değerleri karşılaştırmalı olarak Şekil 8.3'de gösterilmektedir. Bu gerinim ölçerler yük uygulama noktasına en yakın kesit üzerinde bulunduklarından, eğilme momentinden kaynaklanan eğilme gerilmeleri kesit 1 ve kesit 2'dekilere kıyasla daha azdır. Eğilme momentinden kaynaklı gerilmelerin az olması ise, yüklemenin gerilme-gerinim grafiğindeki lineer bölgeye daha yakın olmasını sağlar. Bu yüzden bu grafikler lineer özellik göstermiştir. İleride kesit 2 ve kesit 3'e ait grafiklerde test parçalarında lineer olmayan bölgeye (non-linear zone) geçiş açıkça görülebilmektedir.



Şekil 8.4. I numaralı test parçası, kesit 1’deki yüklemeye karşı E1 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

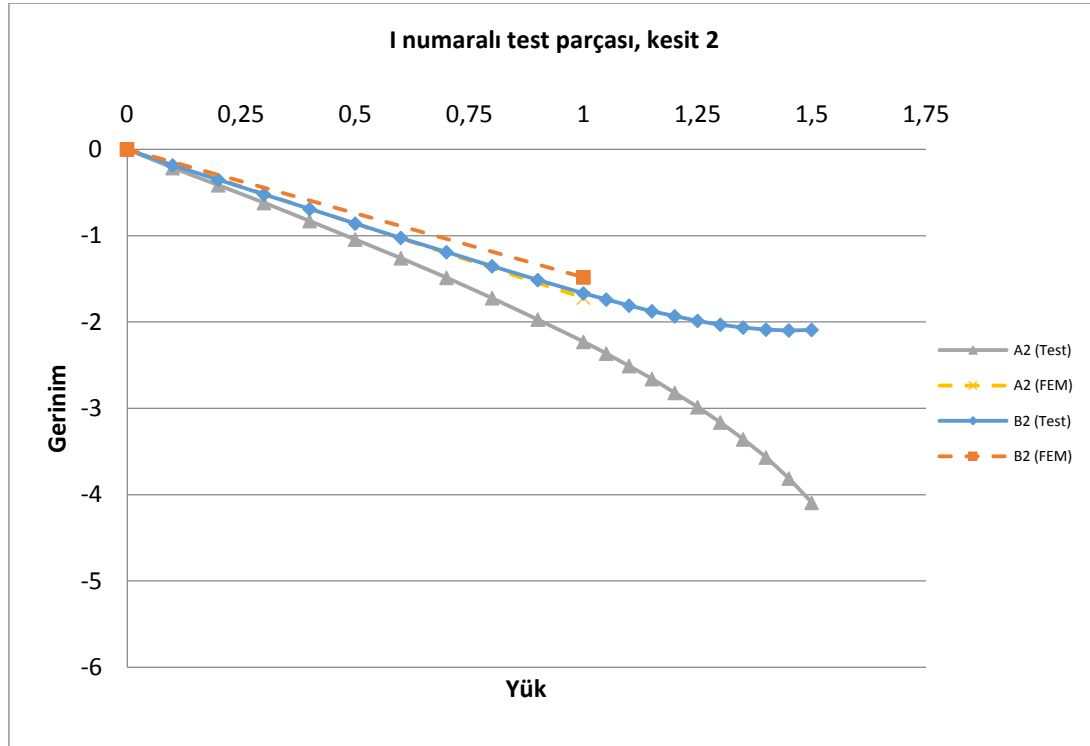
Kiriş üzerinde bulunan E1 kodlu gerinim ölçer kesit1’de kiriş duvarının iç kısmına yapıştırılan rozet gerinim ölçerdir. (Bkz. Şekil 7.4 ve Şekil 7.5) Bu gerinim ölçere ait maksimum ve minimum asal gerinim test değerleri ile sayısal model gerinim değerleri karşılaştırmalı olarak Şekil 8.4’de gösterilmektedir. Testlerden elde edilen bu maksimum ve minimum asal gerinim değerleri şekilde de görüldüğü gibi lineer ve sayısal model değerlerine yakın bir davranış göstermişlerdir.



Şekil 8.5. I numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

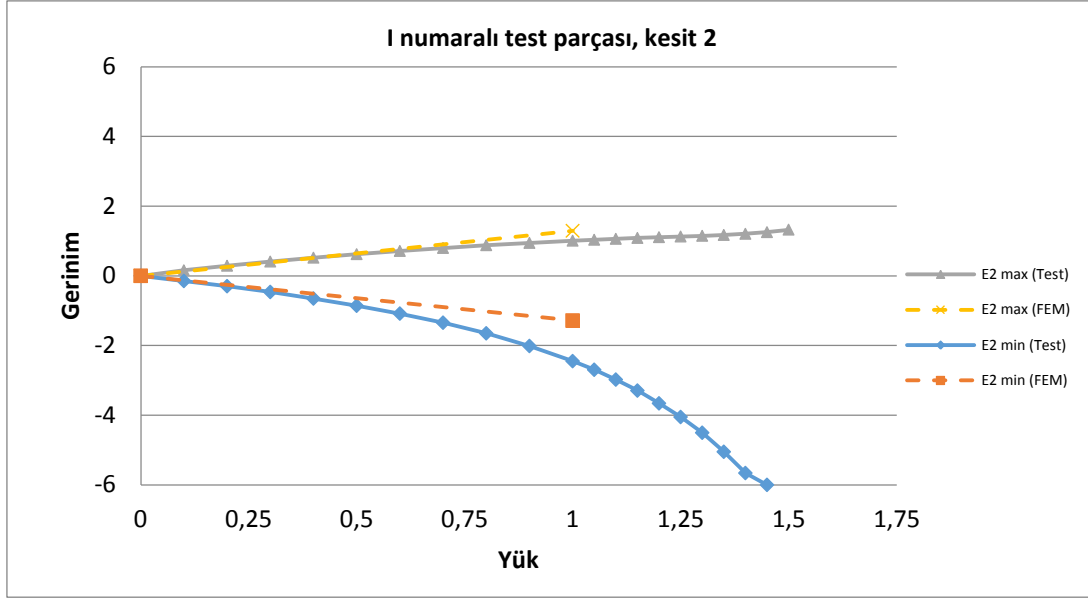
Kiriş üzerinde bulunan C1 ve D1 kodlu gerinim ölçerler kesit 1'de kirişin alt flanşının sırasıyla dış ve iç kısımlarına yapıştırılmış eksenel gerinim ölçerlerdir. (Bkz. Şekil 7.4 ve Şekil 7.5). Bu gerinim ölçerlere ait test gerinim değerleri ile sayısal model gerinim değerleri karşılaştırmalı olarak Şekil 8.5'de gösterilmektedir. Kirişin alt flanşı çekiye maruz kaldığından buradaki gerinim değerleri de doğal olarak pozitiftir. Lineer davranış gösteren test değerleri, sayısal model değerlerine oldukça yakındır. Aynı kesit içinde Şekil 8.3 ve Şekil 8.5'in karşılaştırılmasından her ikisinin de yaklaşık olarak aynı oranda sayısal modelden sapma eğilimi gösterdiği görülmektedir. Bu ise hem testin hem de sayısal modelin kendi içerisinde tutarlı olduğunun bir göstergesidir. Daha önce de belirtildiği gibi kesit 1 gerilme açısından en az yüklenen bölge olduğundan bu kısmın diğer bölgelere kıyasla daha çok lineer bölge içinde kalması bu değerleri karşılaştırılabilir kılmıştır.

8.1.2. I numaralı test parçası, kesit 2



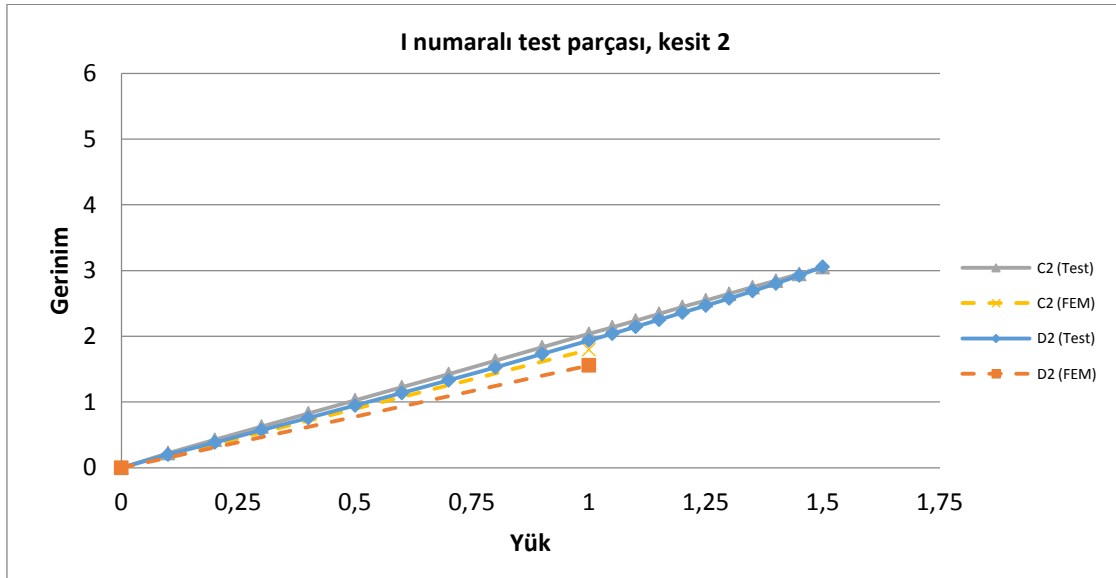
Şekil 8.6. I numaralı test parçası, kesit 2’deki yüklemeye karşı A2 ve B2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Şekil 8.6’nın incelenmesinden, kesit 2’de A2 ve B2 pozisyonları için ölçülen test gerinim değerleri kırım yükünün yaklaşık 1,25 katına kadar lineer davranış göstermişler ve bu yükten sonra lineerlikten uzaklaşmışlardır. Bunun en önemli sebebinin kırım yükünün yaklaşık 1,25 katından itibaren yerel flambajın başlamasının olduğu düşünülmektedir.



Şekil 8.7. I numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı E2 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

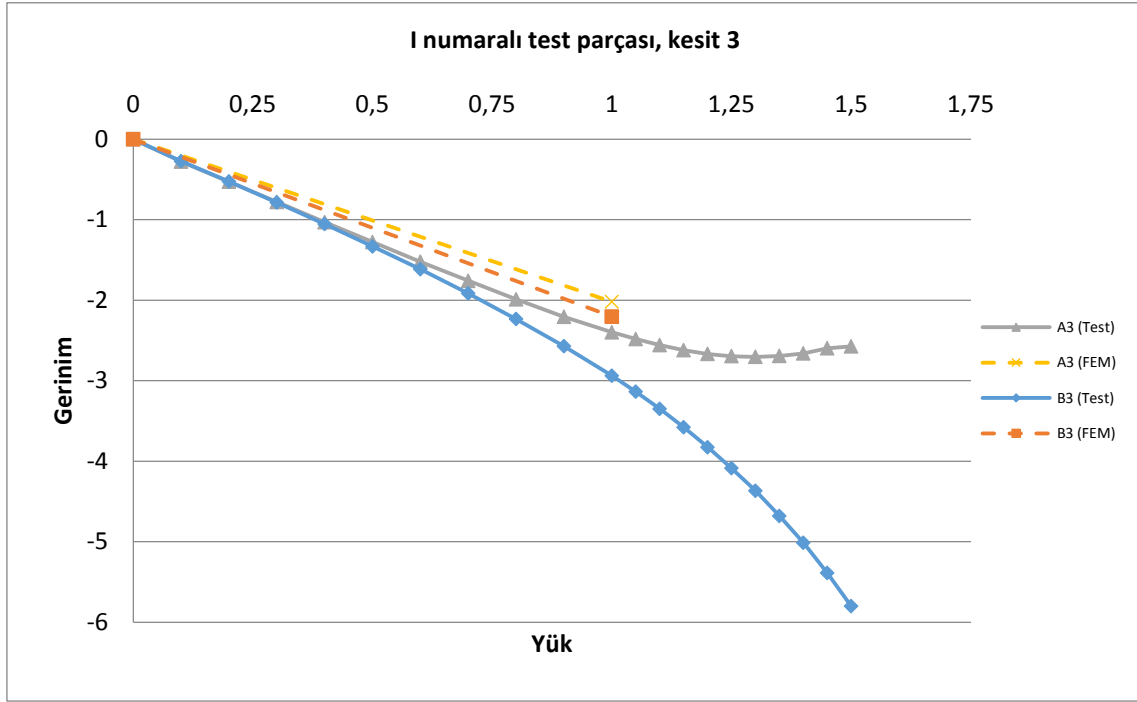
Kesit 2'de duvar iç kısmında bulunan E2 kodlu gerinim ölçerden elde edilen asal gerinimler sayısal modele yakın değerdedir (Bkz. Şekil 8.7). Bunlardan pozitif bileşen tamamen lineer özellik göstermiştir. Negatif bileşenin ise kırım yükünden sonra doğrusallığı bozulmuştur. Bunun nedeninin duvar bölgesinde kırım yükü civarında başlayan yerel flambaj olduğu düşünülmektedir.



Şekil 8.8. I numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı C2 ve D2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

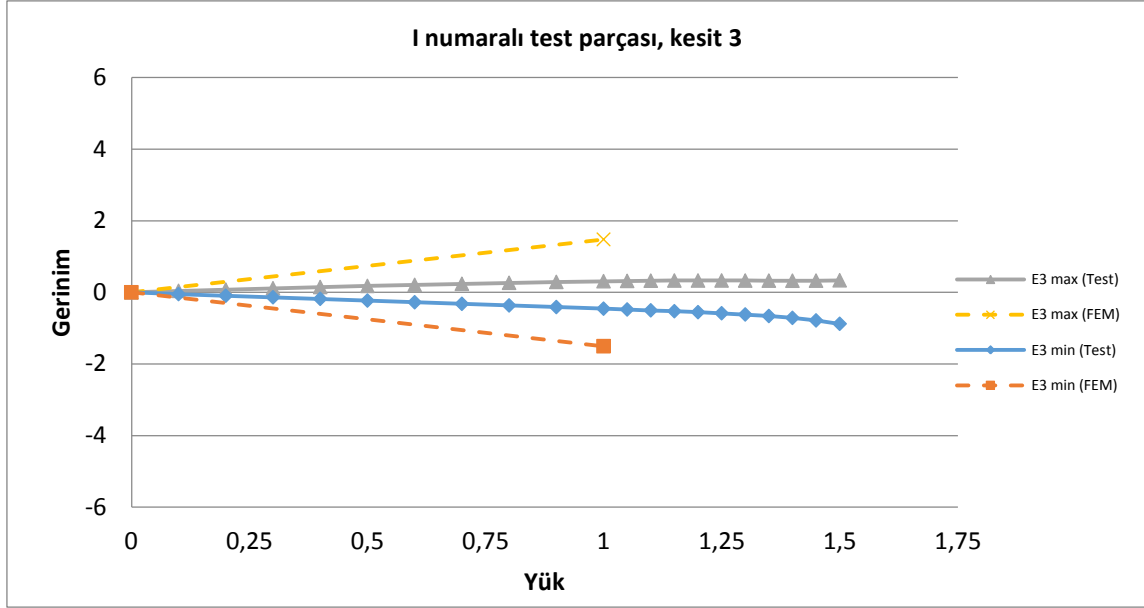
Kesit 2’de alt flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan C2 ve D2 kodlu gerinim ölçerler çeki gerilmesine maruz kalmışlardır (Bkz. Şekil 8.8). Sonuçlar lineer ve sayısal modele yakın özellik göstermiştir.

8.1.3. I numaralı test parçası, kesit 3



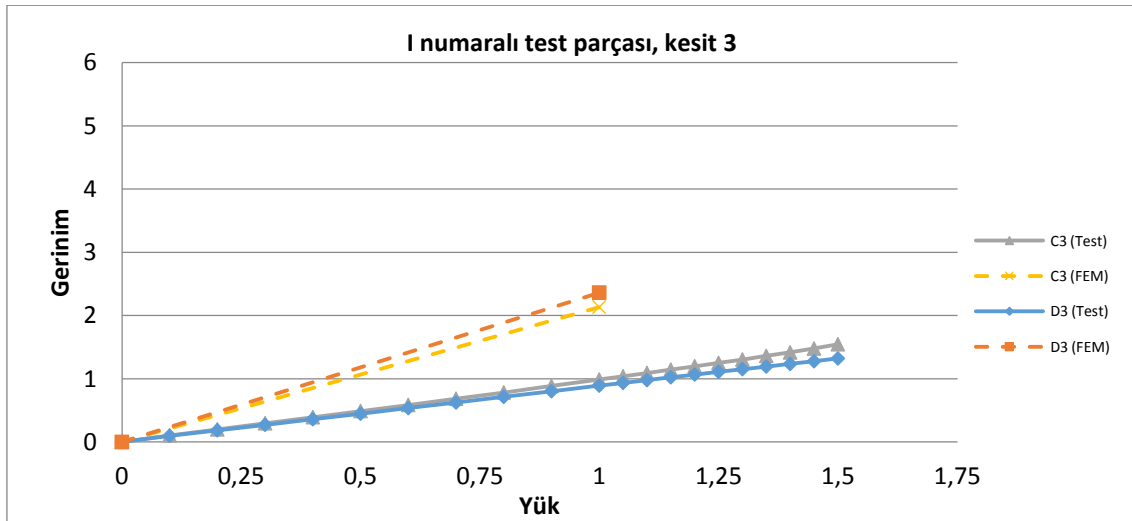
Şekil 8.9. I numaralı test parçası, kesit 3’deki yüklemeye karşı A3 ve B3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 3’de üst flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan A3 ve B3 kodlu gerinim ölçerler bası gerilmesine maruz kalmışlardır (Bkz. Şekil 8.9). Test sonuçları lineer ve sayısal modele yakın özellik göstermiştir. Kırım yükünün 1,25 katı mertebesinde az miktarda doğrusallıktan ayrılma görülmüştür.



Şekil 8.10. I numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı E3 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

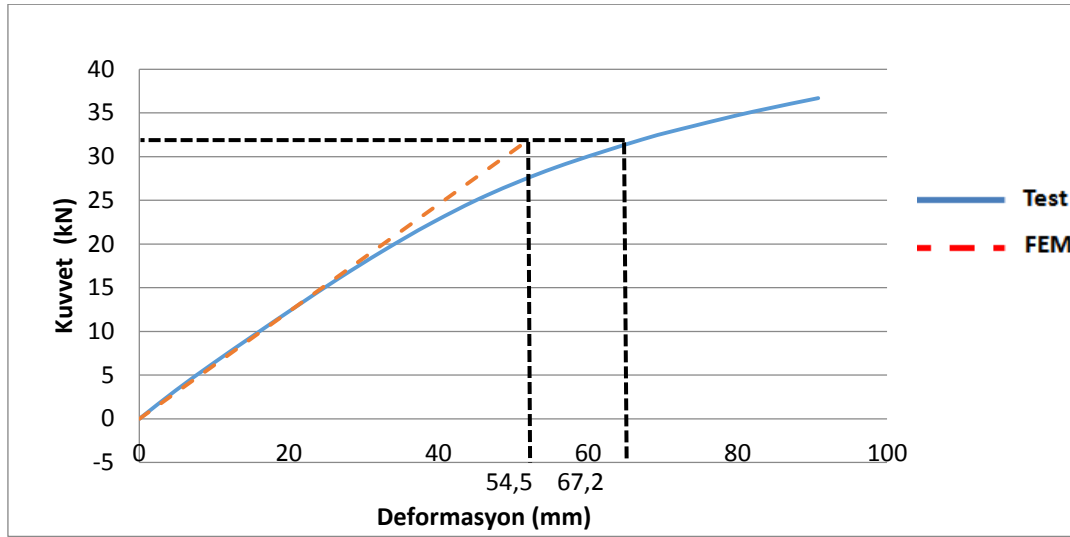
Kesit 3'de duvar iç kısmına yerleştirilen E3 kodlu rozet gerinim ölçerden elde edilen sonuçlar lineer özellik göstermekle beraber hem çekme hem basma bileşenleri sayısal model değerlerinden başlangıçtan itibaren belirgin farklılık göstermişlerdir (Bkz. Şekil 8.10). Bunun muhtemel sebebi sayısal modelde kök kısımda adaptör-kiriş arasındaki etkileşimin gerçek test parçasındakinden daha farklı olmasıdır.



Şekil 8.11. I numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı C3 ve D3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 3’de alt flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan C3, D3 numaralı gerinim ölçerlerden elde edilen değerler lineer özellik göstermekle beraber sayısal modelden elde edilen değerlerden başlangıçtan itibaren farklılık göstermişlerdir (Bkz. Şekil 8.11). Bunun muhtemel sebebi sayısal modelde kök kısımda adaptör-kiriş arasındaki etkileşimin gerçek test parçasındakinden daha farklı olmasıdır.

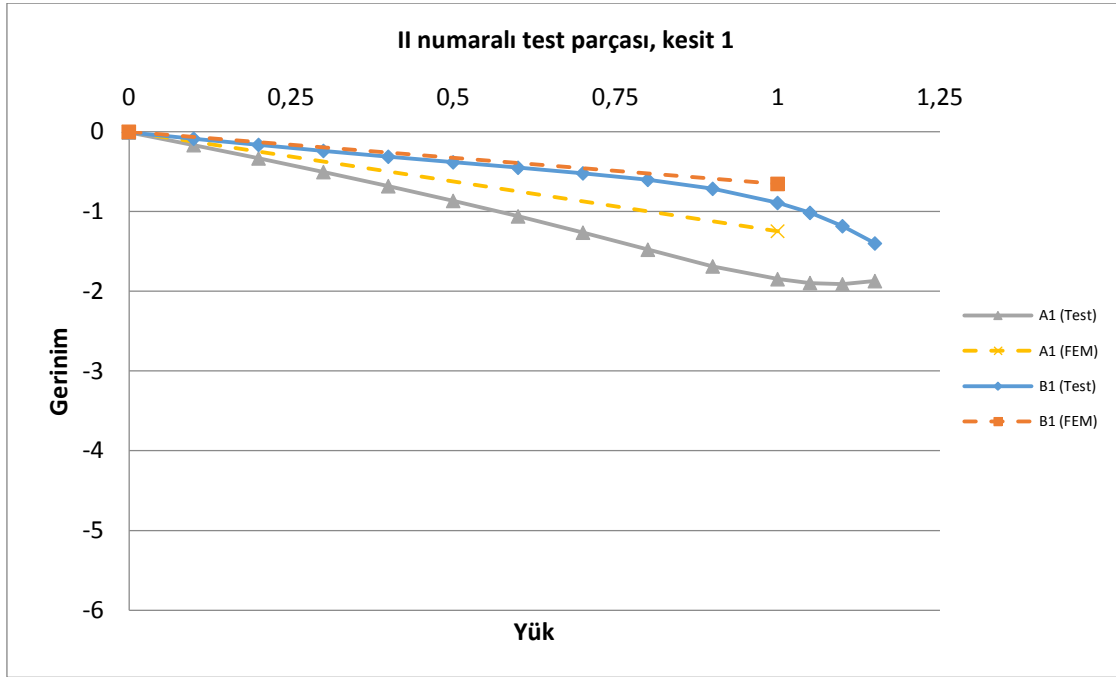
8.2. II Numaralı Test Parçası İçin Test Sonuçları



Şekil 8.12. II numaralı test parçasının yükleme noktasının deformasyon değerleri

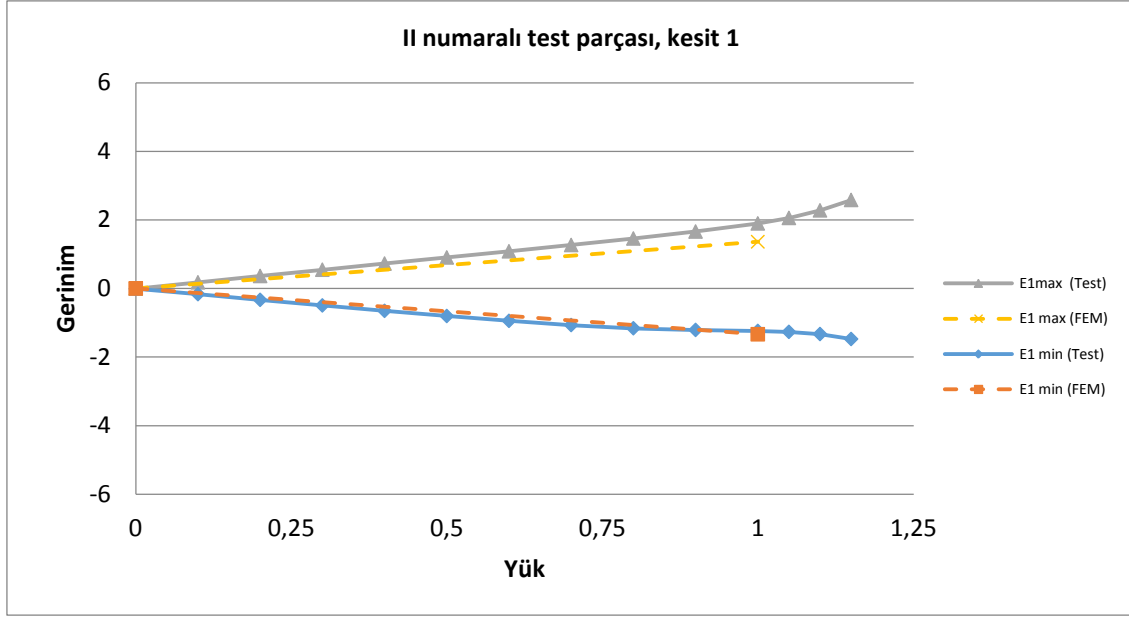
Test parçası II’de yük uygulama noktasının yer değiştirmesine ait test ve sayısal model değerleri birbirine yakın çıkmıştır (Bkz. Şekil 8.12). Yine de bu fark I numaralı test parçasından daha fazladır. Bunun sayısal analiz programının flanş-duvar etkileşimini tam olarak hesaplayamamasından kaynaklandığı söylenebilir. Kırım yükünde sayısal model deformasyonu 54,5 mm iken test deformasyonu 67,2 mm’dir. Deformasyonlar arasındaki fark yaklaşık 13 mm’dir.

8.2.1. II numaralı test parçası, kesit 1



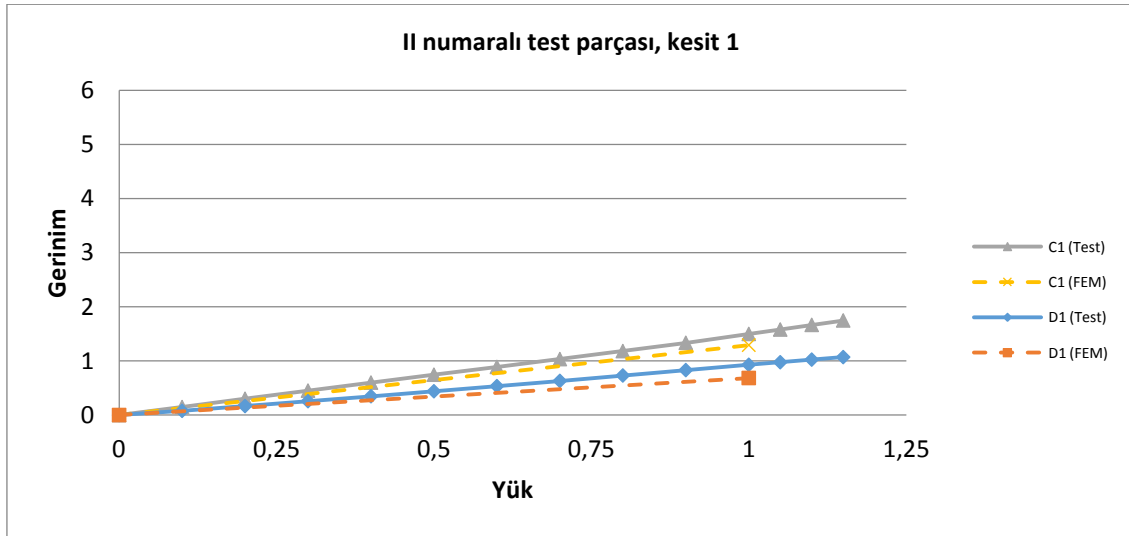
Şekil 8.13. II numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı A1 ve B1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 1'de sırasıyla dışta ve içte bulunan A1 ve B1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test değerleri yaklaşık olarak kırım yükünün 0,9 katı civarına kadar lineer özellik göstermişler (Bkz. Şekil 8.13). Bu yükten sonra ise doğrusallıktan uzaklaşmaya başlamışlardır. Bunun sebebinin bu yük mertebesinde gelen bu bölgede basma gerilmesi ile başlayan yerel flambaj olduğu düşünülmektedir.



Şekil 8.14. II numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı E1 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

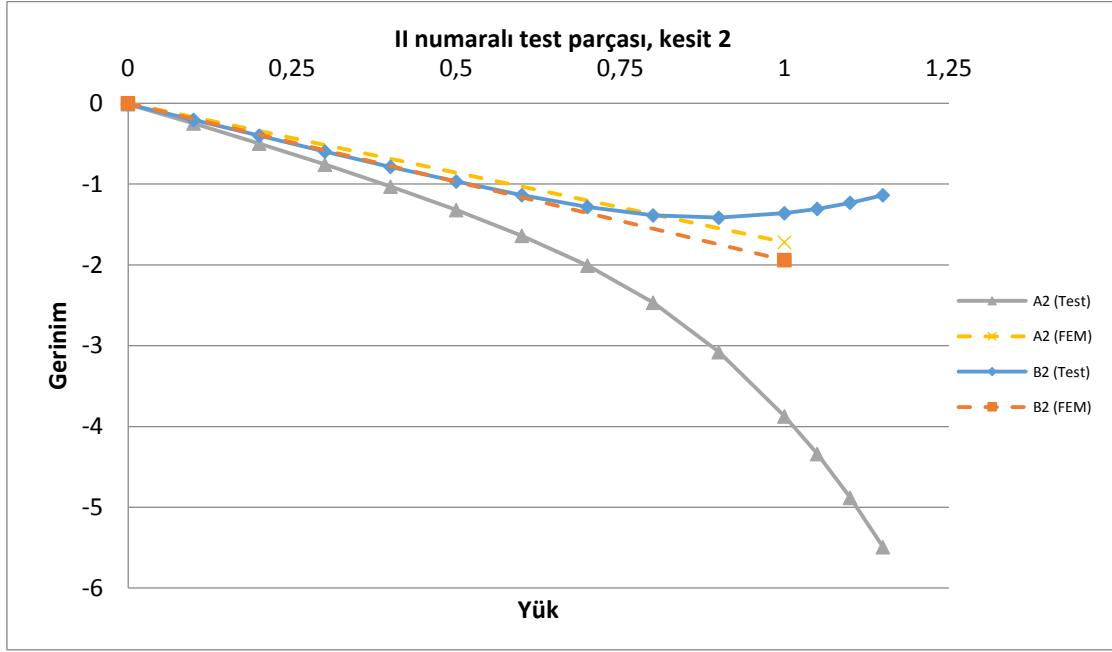
Kesit 1'de duvar iç kısmına yerleştirilen E1 kodlu rozet gerinim ölçerden elde edilen sonuçlar sayısal modele yakın ve lineer özellik göstermişlerdir (Bkz. Şekil 8.14). Kırım yükünden sonra doğrusallıktan bozulmalar görülmektedir. Özellikle negatif (basma) bileşeninin 0,9 kırım yükü mertebelerinde doğrusallığının bozulması bu bölgede yerel flambajın başladığını göstermektedir.



Şekil 8.15. II numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

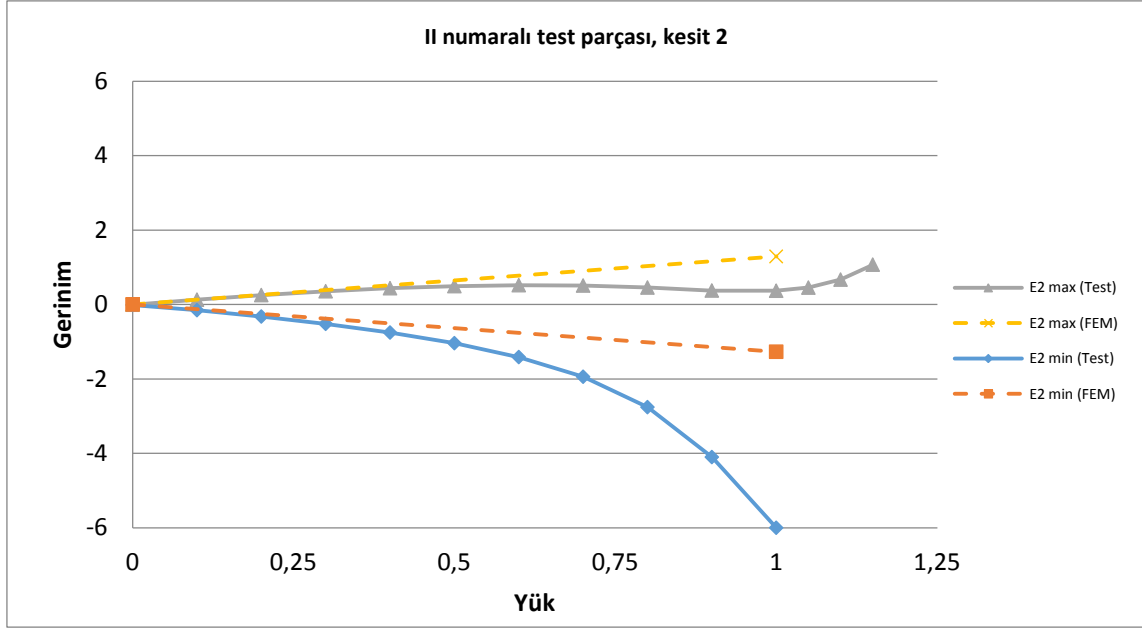
Kesit 1’de sırasıyla dışta ve içte bulunan C1 ve D1 numaralı gerinim ölçerlerden elde edilen değerler sayısal modele yakın ve lineer özellik göstermişlerdir (Bkz. Şekil 8.15).

8.2.2. II numaralı test parçası, kesit 2



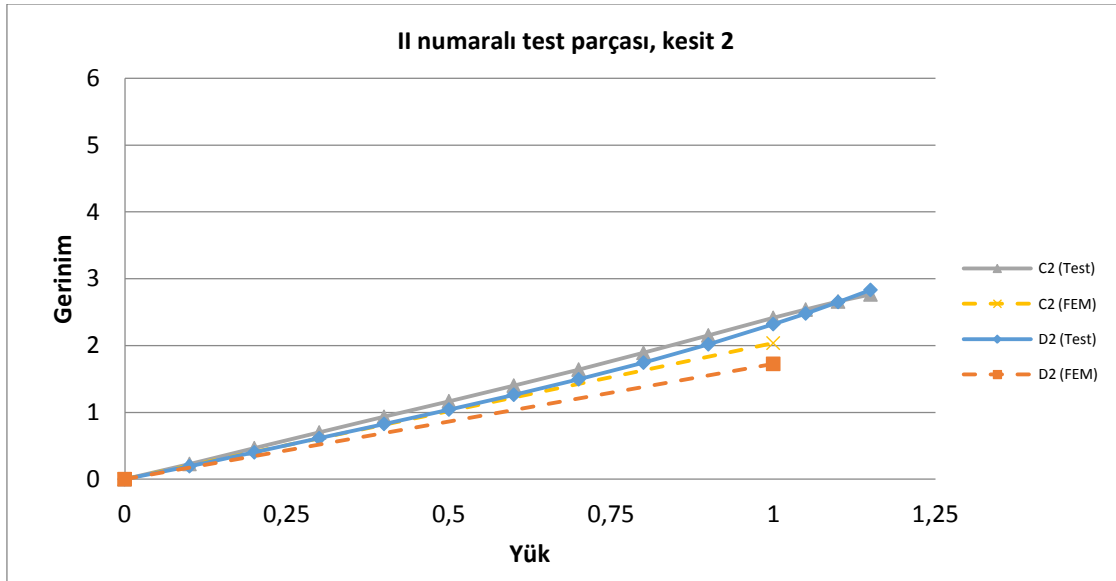
Şekil 8.16. II numaralı test parçası, kesit 2’deki yüklemeye karşı A2 ve B2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 2’de sırasıyla dışta ve içte bulunan A2 ve B2 numaralı gerinim ölçerlerden elde edilen değerler sayısal modele yakın ve lineer özellik göstermişlerdir (Bkz. Şekil 8.16). B2 numaralı gerinim ölçer değerleri sayısal değerler ile çakışık halde ilerlerken kırım yükünün %80 mertebesinde doğrusallığı bozulmuştur. A2 numaralı gerinim ölçer değerleri B2’ye göre sayısal model değerlerinden daha fazla kaçıklık göstermiştir. Benzer şekilde %75 mertebesinde doğrusallıktan sapma göstermiştir.



Şekil 8.17. II numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı E2 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

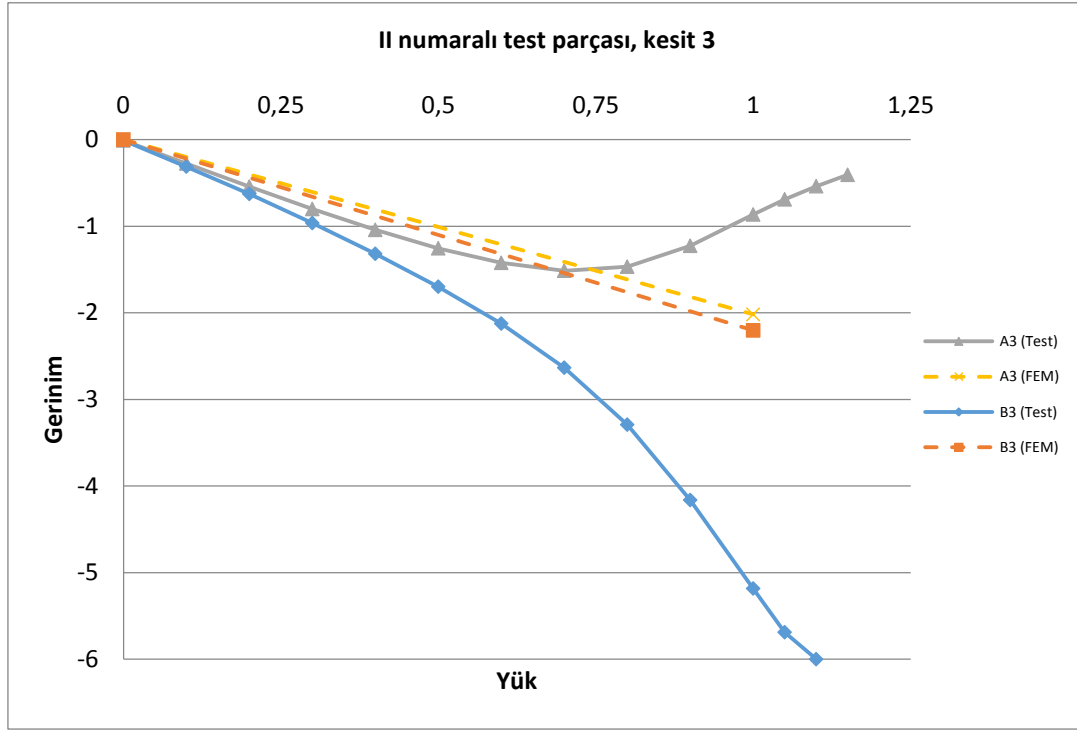
Kesit 2'de duvar iç kısmında bulunan E2 kodlu rozet gerinim ölçerinden elde edilen değerler sayısal model değerleri ile yakın çıkmıştır (Bkz. Şekil 8.17). Minimum asal gerilme bileşeninin %75 yük mertebelerinde doğrusallığı bozulmuştur. Sebebinin duvar kısmında başlayan yerel flambaj olduğu düşünülmektedir.



Şekil 8.18. II numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı C2 ve D2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

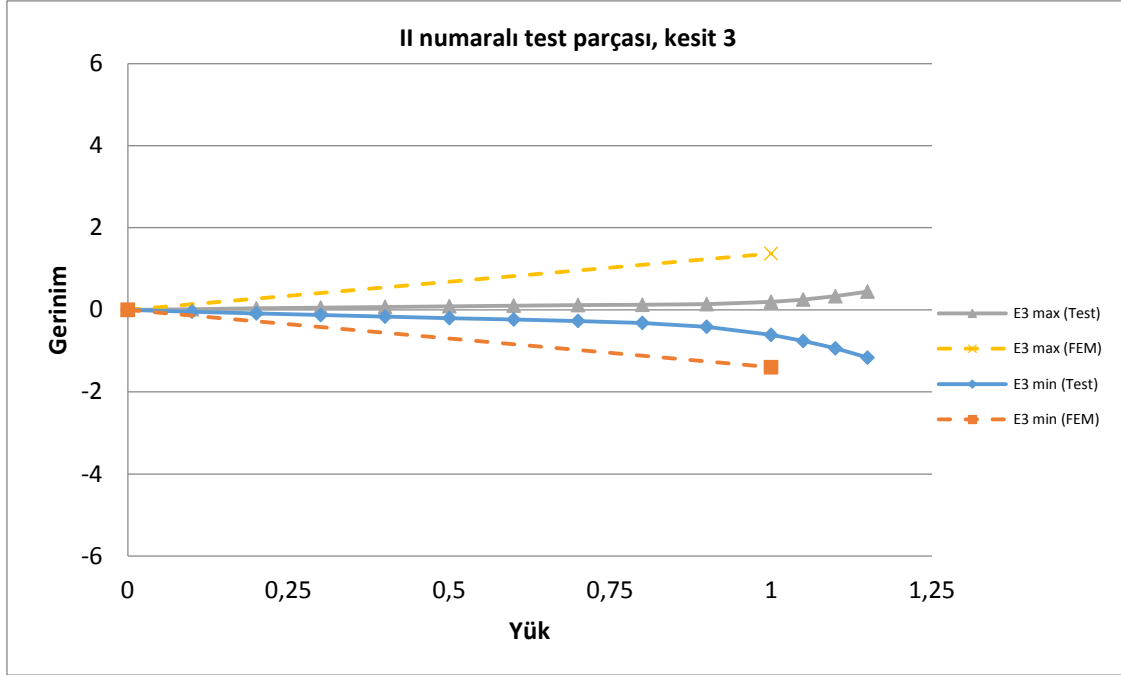
Kesit 2’de alt flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan C2 ve D2 numaralı gerinim ölçerlerden elde edilen değerler sayısal model değerleri ile yakın ve doğrusal çıkmıştır (Bkz. Şekil 8.18).

8.2.3. II numaralı test parçası, kesit 3



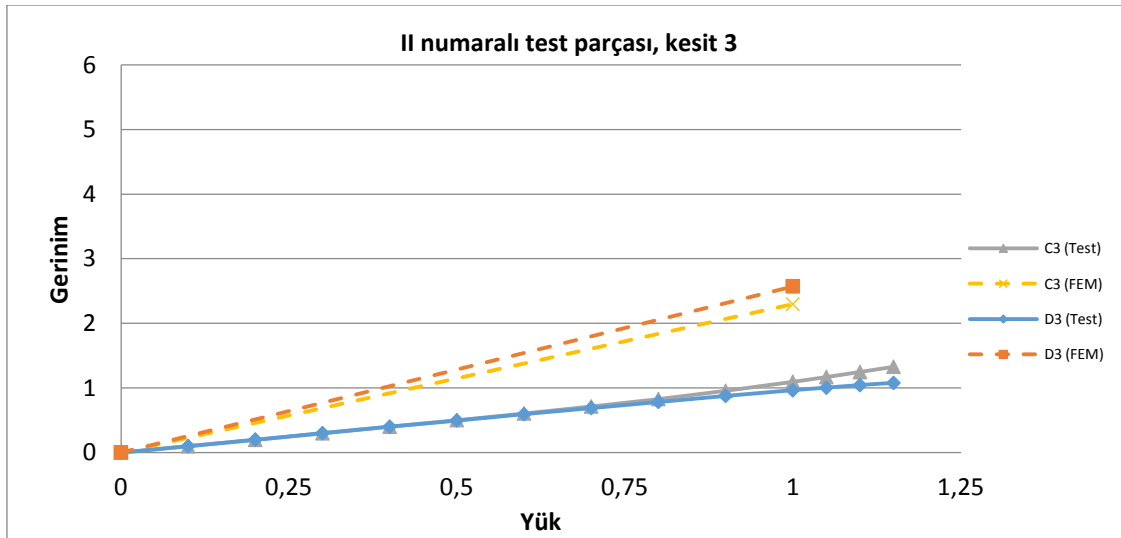
Şekil 8.19. II numaralı test parçası, kesit 3’deki yüklemeye karşı A3 ve B3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 3’de üst flanş üzerinde dışta bulunan A3 kodlu gerinim ölçerden elde edilen değerler sayısal model değerlerine çok yakın çıkmıştır ve %75 mertebesine kadar doğrusal ilerlemiştir (Bkz. Şekil 8.19). İç kısımda bulunan B3 numaralı gerinim ölçerden elde edilen değerler ise sayısal model değerlerinden nispeten daha farklı çıkmıştır ve %75 yük mertebesine kadar doğrusal ilerlemiştir.



Şekil 8.20. II numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı E3 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

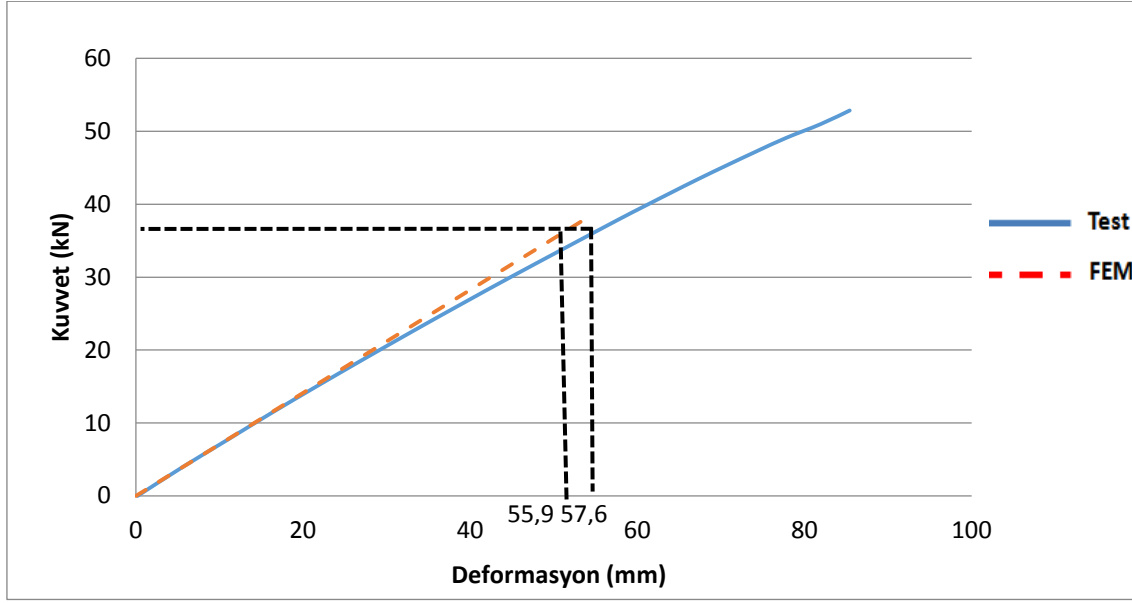
Kesit 3'de duvar iç kısmında bulunan E3 kodlu rozet gerinim ölçerden elde edilen değerler doğrusal özellik göstermiştir (Bkz. Şekil 8.20). Değerler sayısal modelden belirgin bir kaçıklık göstermektedir. Bunun muhtemel sebebi sayısal modelde kök kısımda adaptör-kiriş arasındaki etkileşimin gerçek test parçasındakinden daha farklı olmasıdır.



Şekil 8.21. II numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı C3 ve D3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 3’de alt flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan C3 ve D3 numaralı gerinim ölçerlerden elde edilen değerler doğrusal özellik göstermekle beraber sayısal model değerlerinden büyük oranda kaçıklık göstermektedir (Bkz. Şekil 8.21). Bunun muhtemel sebebi sayısal modelde kök kısımda adaptör-kiriş arasındaki etkileşimin gerçek test parçasındakinden daha farklı olmasıdır.

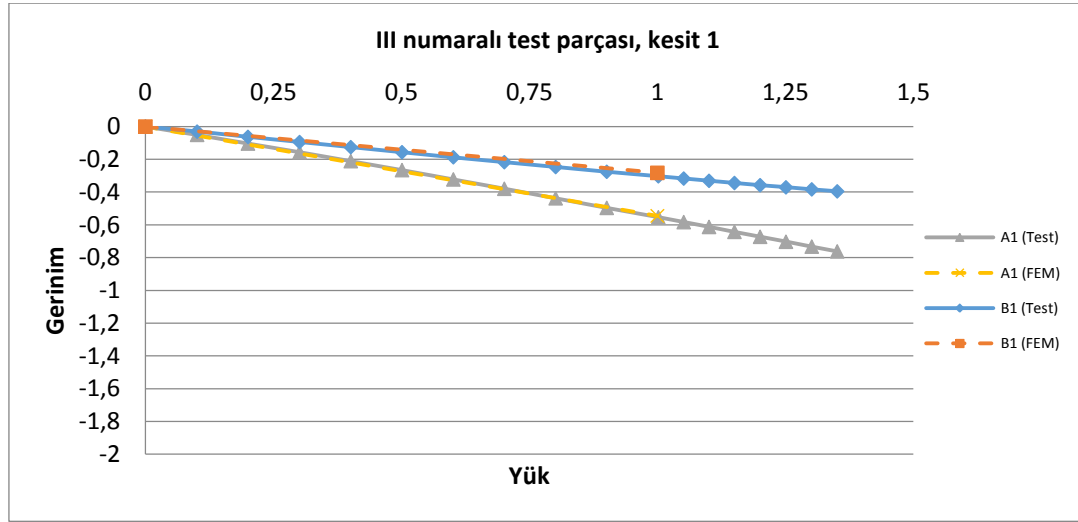
8.3. III Numaralı Test Parçası İçin Test Sonuçları



Şekil 8.22. III numaralı test parçası yükleme noktasının deformasyon değerleri

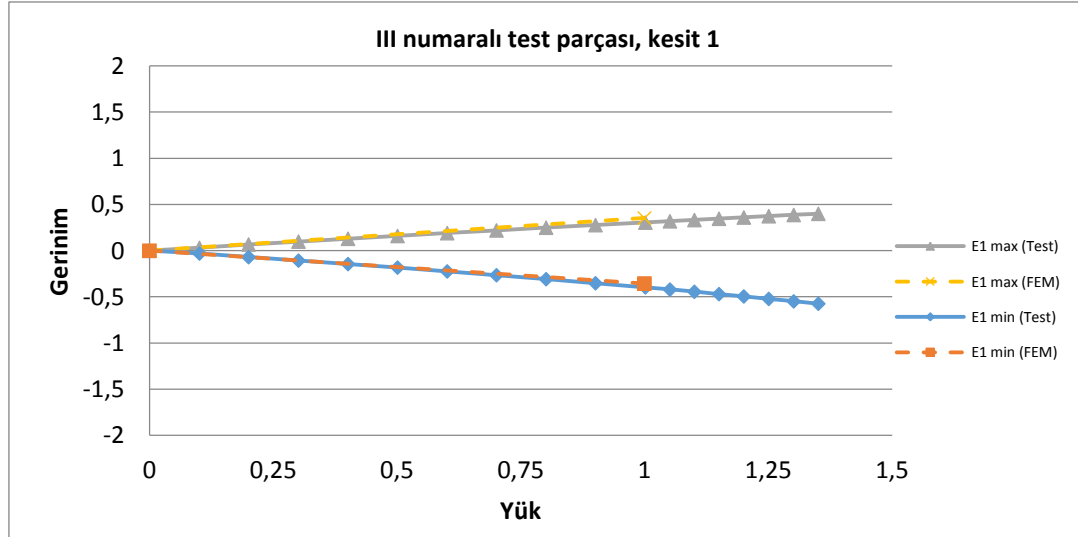
III numaralı test parçasında yük uygulama noktasının yer değiştirmesine ait test ve sayısal model değerleri birbirine yakın çıkmıştır (Bkz. Şekil 8.22). Kırım yükünde sayısal model deformasyonu 55,9 mm iken aynı yükte testten elde edilen deformasyon 57,6 mm’dir. Deformasyon değerleri arasındaki fark yaklaşık 1,7 mm’dir.

8.3.1. III numaralı test parçası, kesit 1



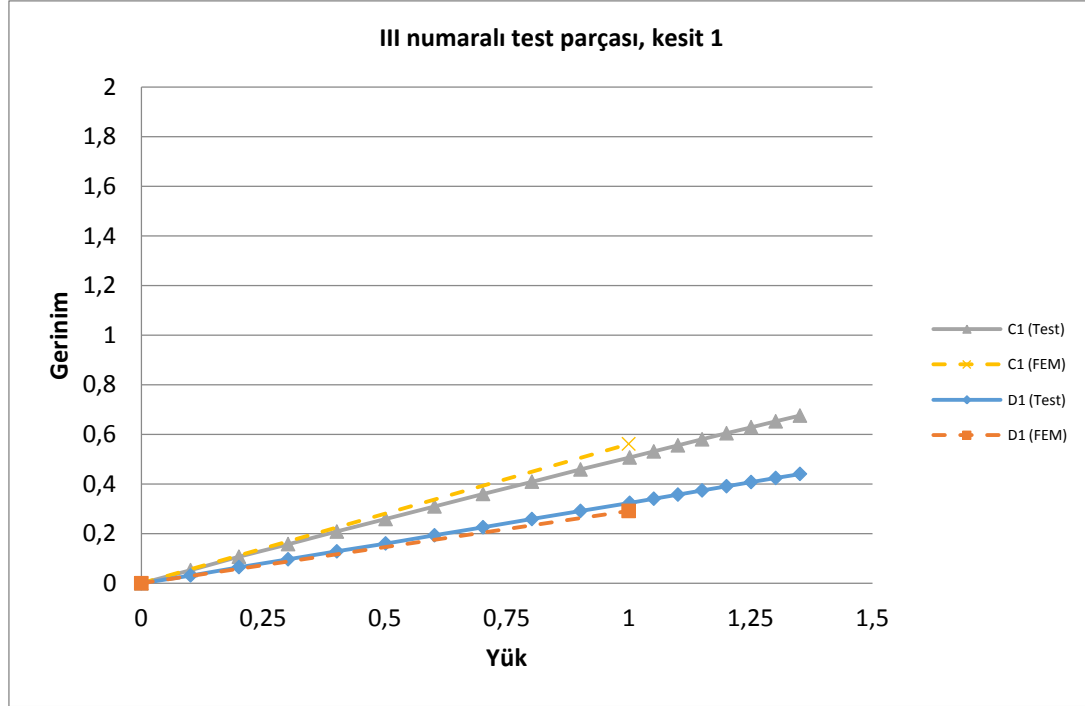
Şekil 8.23. III numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı A1 ve B1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 1'de üst flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan A1 ve B1 kodlu gerinim ölçerlerden elde edilen değerler sayısal model değerlerine çok yakındırlar ve doğrusal özellik göstermişlerdir (Bkz. Şekil 8.23).



Şekil 8.24. III numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı E1 gerinim ölçerinden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

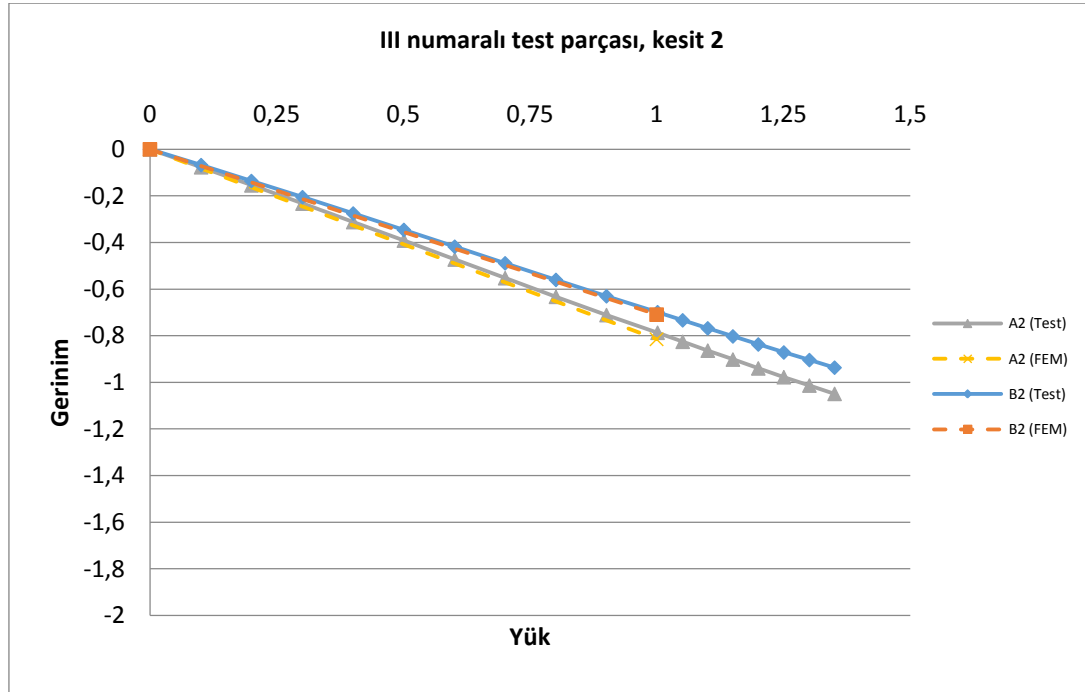
Kesit 1'de duvar iç kısmında bulunan E1 kodlu rozet gerinim ölçerinden elde edilen değerler sayısal model değerleri ile tamamen örtüşmüştür (Bkz. Şekil 8.24).



Şekil 8.25. III numaralı test parçası, kesit 1'deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

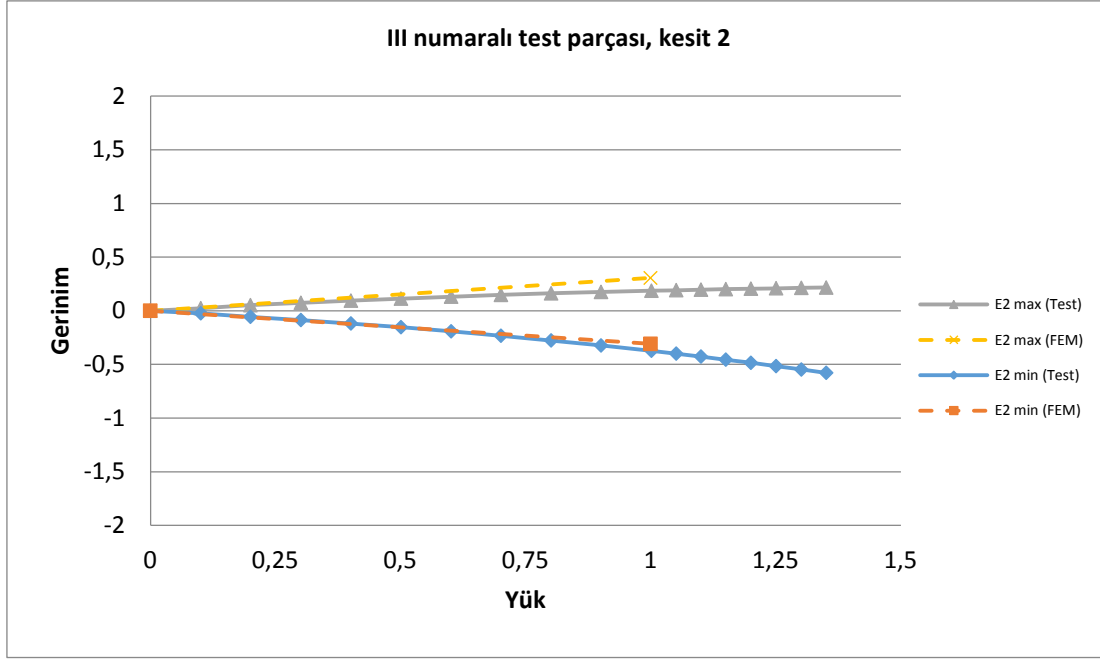
Kesit 1'de alt flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan C1 ve D1 kodlu gerinim ölçerlerden elde edilen değerler sayısal model değerleri ile yakınlık göstermektedir (Bkz. Şekil 8.25).

8.3.2. III numaralı test parçası, kesit 2



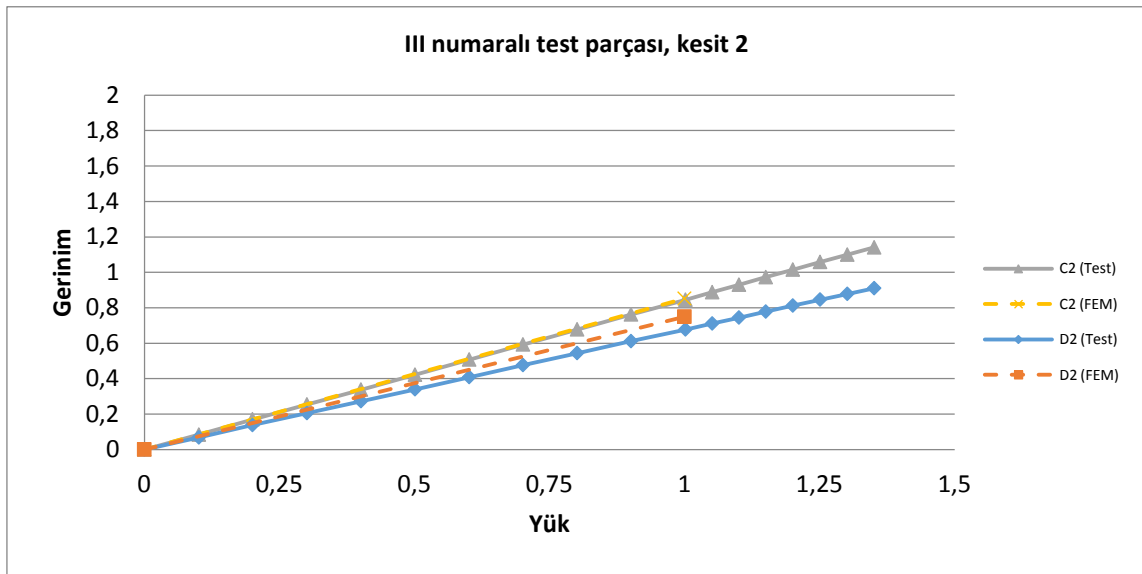
Şekil 8.26. III numaralı test parçası, kesit 2’deki yüklemeye karşı A2 ve B2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 2’de üst flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan A2 ve B2 kodlu gerinim ölçerlerden elde edilen değerler doğrusal özelliktedir (Bkz. Şekil 8.26). Test değerleri sayısal model değerlerine yakınlık göstermektedir.



Şekil 8.27. III numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı E2 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

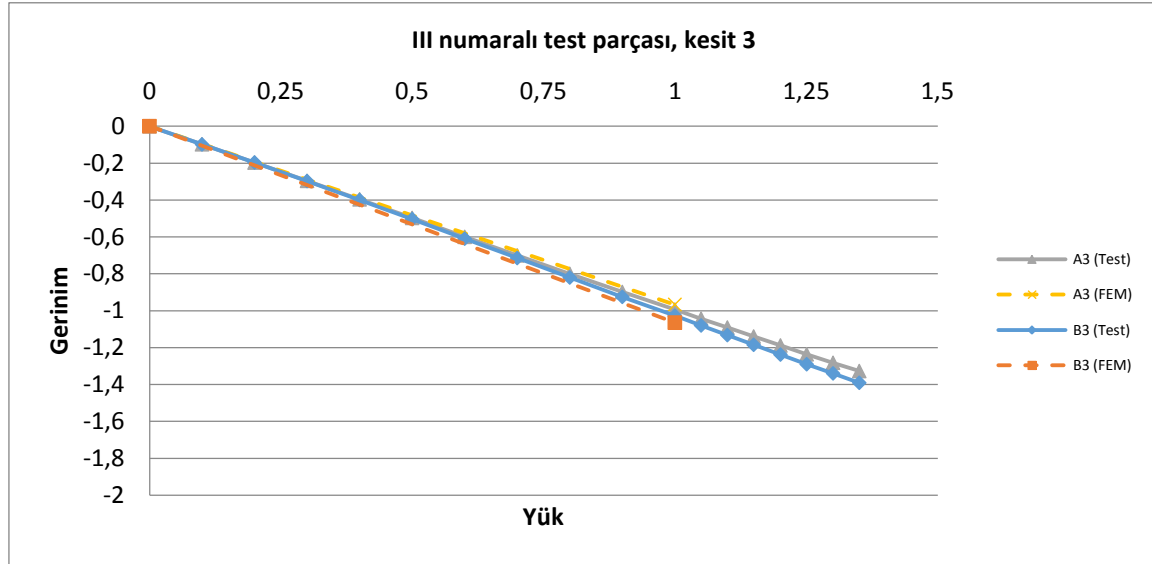
Kesit 2'de duvar iç kısmında bulunan E2 kodlu rozet gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim bileşenleri sayısal model değerleri ile yakın ve doğrusaldır (Bkz. Şekil 8.27). Özellikle basma bileşeninden gelen gerinimler sayısal model ile örtüşmektedir.



Şekil 8.28. III numaralı test parçası, kesit 2'deki yüklemeye karşı C2 ve D2 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

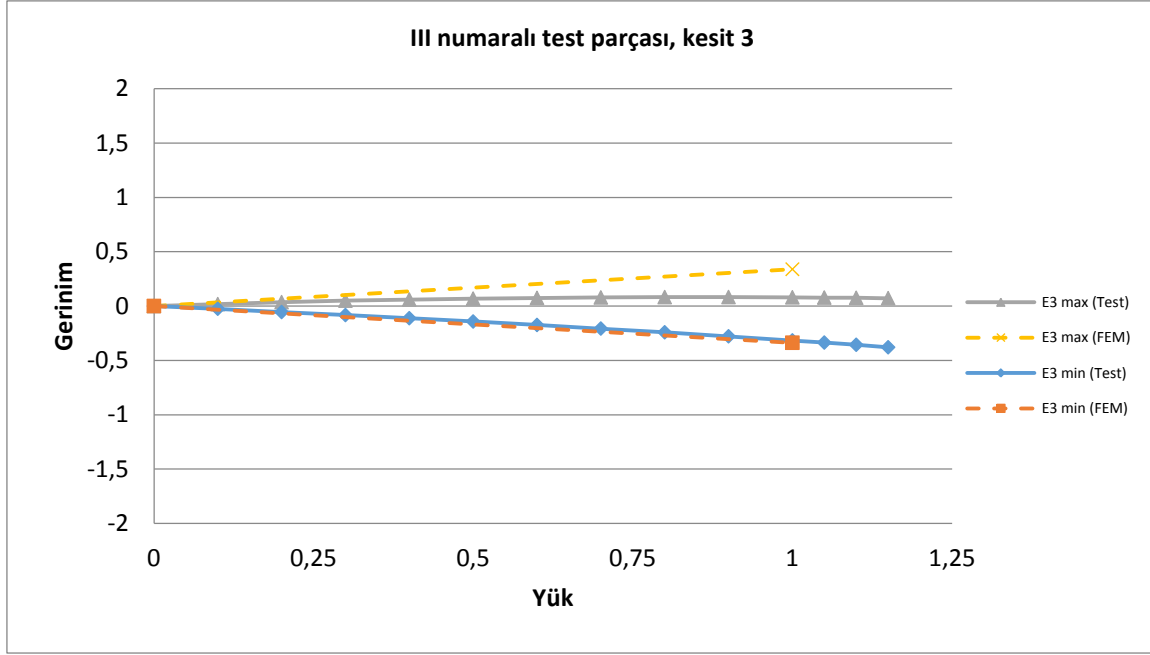
Kesit 3’de alt flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan C2 ve D2 kodlu gerinim ölçerlerden elde edilen gerinim değerleri doğrusal ve sayısal model verilerine yakın çıkmıştır (Bkz. Şekil 8.28).

8.3.3. III numaralı test parçası, kesit 3



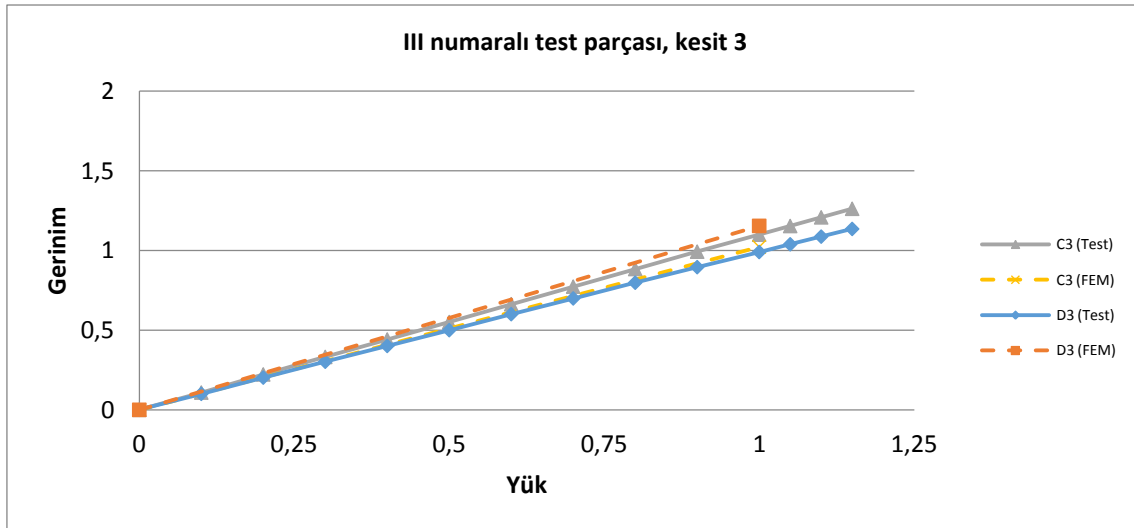
Şekil 8.29. III numaralı test parçası, kesit 3’deki yüklemeye karşı C1 ve D1 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 3’de üst flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan A3 ve B3 kodlu gerinim ölçerlerden elde edilen değerler doğrusal özellik gösterip sayısal model değerlerine yakın çıkmıştır (Bkz. Şekil 8.29).



Şekil 8.30. III numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı E3 gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum asal gerinim değerleri ve sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 3'de duvar iç kısmında bulunan E3 kodlu rozet gerinim ölçerden elde edilen maksimum ve minimum gerinim bileşenleri doğrusal özellik göstermişlerdir (Bkz. Şekil 8.30). Ancak basma bileşeni sayısal model değerlerine çok yakinken, çekme bileşeni belirgin farklılık göstermiştir.

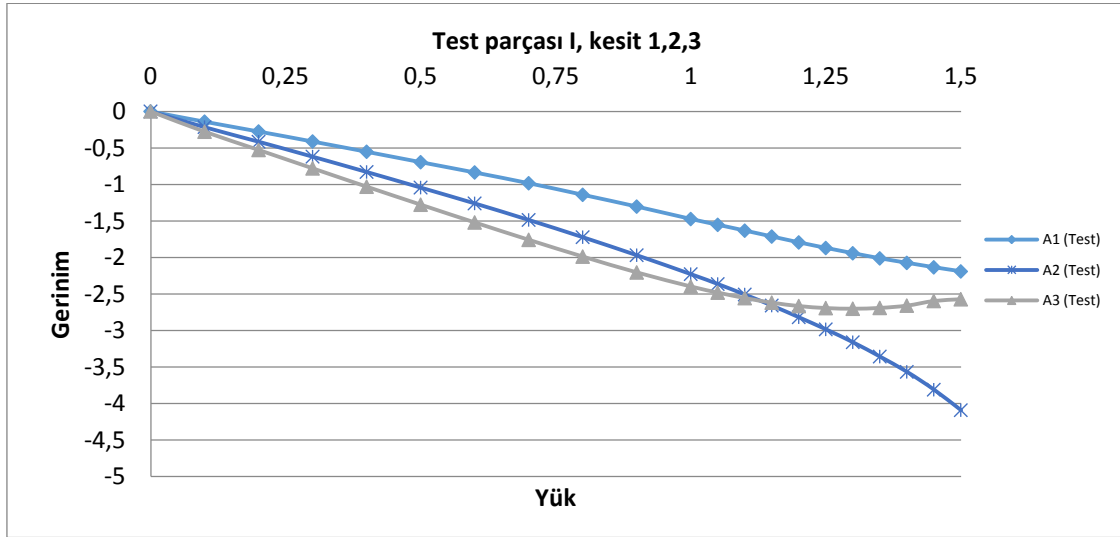


Şekil 8.31. III numaralı test parçası, kesit 3'deki yüklemeye karşı C3 ve D3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test gerinim değerleri ile sayısal model değerlerinin karşılaştırması

Kesit 3’de alt flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan C3 ve D3 gerinim ölçerlerinden elde edilen değerler sayısal model değerleri ile yakın ve doğrusal çıkmıştır.

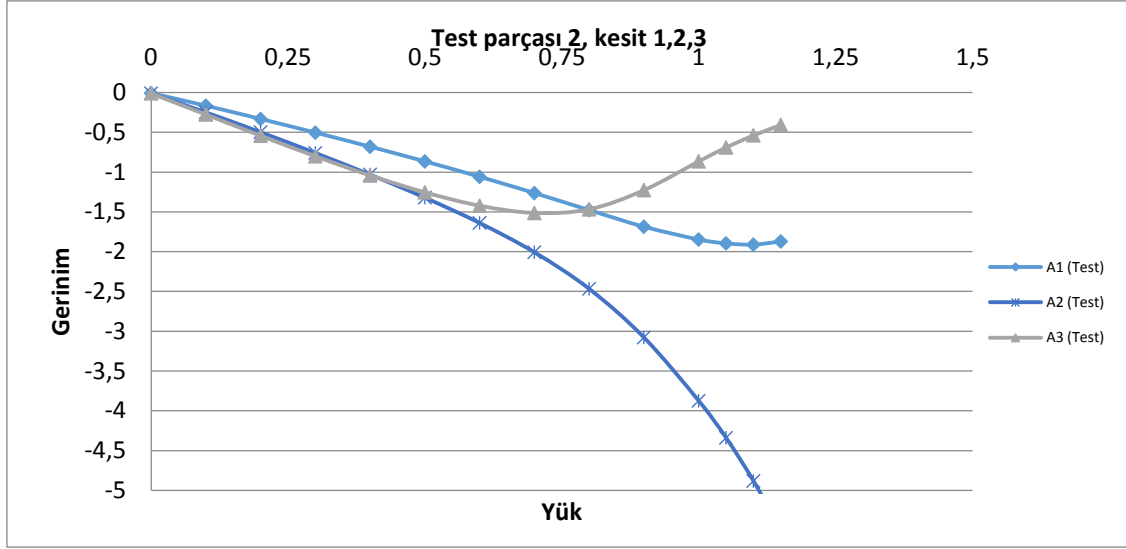
8.4. Test Parçaları Üst Flanş Test Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Test parçalarının yüklenmesinde üst flanşlar daima basma gerilmesine maruz kalmaktadır. Bu nedenle üst flanşlarda yerel flambajlar oluşmaktadır. Her üç test parçasında söz konusu yerel flambajların başlangıcını ve karakteristiğini karşılaştırmalı olarak görebilmek amacıyla üst flanşlarda kesit 1, 2 ve 3’de dışta bulunan sırasıyla A1, A2 ve A3 gerinim ölçerlerinden elde edilen test değerleri Şekil 8.32, Şekil 8.33 ve Şekil 8.34’de sunulmuştur.



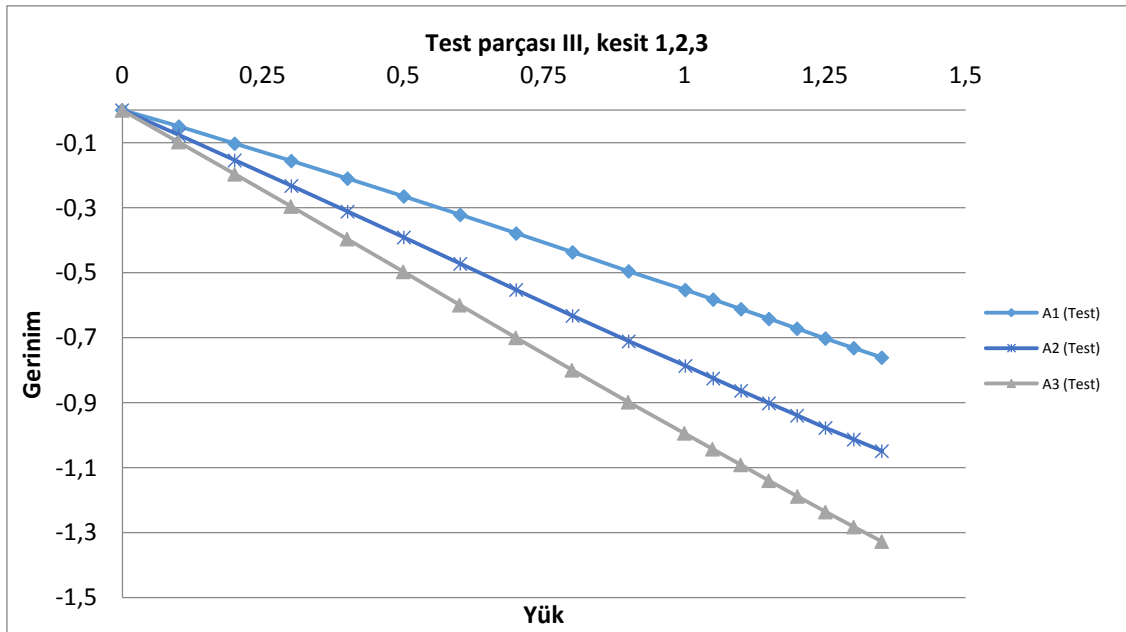
Şekil 8.32. I numaralı test parçasında yüklemeye karşı A1, A2 ve A3 gerinim ölçerlerinden elde edilen değerleri

Şekil 8.32’de gösterildiği üzere A1 ve A2 kodlu gerinim ölçerlerinin değerleri kırım yüküne kadar doğrusal özellik gösterirken A3 gerinim ölçerine ait değerlerin doğrusallığı teorik kırım yükünün yaklaşık % 110’u mertebelerinden itibaren bozulmuştur. Bunun sebebi A3 gerinim ölçerinin eğilme momentinin en yüksek olduğu 3 numaralı kesitte bulunmasıdır. Dolayısı ile eğilme momentinden kaynaklı basma gerilmesi de bu bölgede en yüksek mertebededir. Basma kuvveti kritik yükü aştığı anda yerel flambaj başlamaktadır.



Şekil 8.33. II numaralı test parçasında yüklemeye karşı A1, A2 ve A3 gerinim ölçerlerinden elde edilen gerinim değerleri

Şekil 8.33’de gösterildiği üzere A1 ve A2 kodlu gerinim ölçerlerinden elde edilen gerinim değerleridoğrusal ilerlerken A3 kodlu gerinim ölçerine ait gerinim değerlerinin doğrusallığı teorik kırım yükünün yaklaşık % 80’i mertebelerinde bozulmuştur. Ardından gerinim değeri kayda değer biçimde düşmeye devam etmiştir. Bunun sebebi A3 gerinim ölçerinin eğilme momentinin en yüksek olduğu 3 numaralı kesitte bulunmasıdır. Dolayısı ile eğilme momentinden kaynaklı basma gerilmesi de bu bölgede en yüksek mertebededir. Basma kuvveti kritik yükü aştığı anda yerel flambaj başlamaktadır.



Şekil 8.34. III numaralı test parçası üzerindeki ölçer A1, A2 ve A3 gerinim değerleri

Şekil 8.34’de gösterildiği üzere A1, A2 ve A3 kodlugerinin ölçerlerinin verdiği değerler gerçek kırım yüküne kadar doğrusal ilerlemiştir. III numaralı test parçasında flanştan duvara bir katman geçişi olmadığından flanş-duvar arayüz bölgesinde gerilme yığılması diğer numunelere kıyasla daha az olmuştur. Ayrıca flanş-duvar geçişinin olmaması ve flanş ve duvar kalınlıklarının aynı olması test parçasının diğer numunelere kıyasla daha mukavim olmasını sağlamıştır. Bunlardan dolayı III numaralı test parçasının sonuçları lineer davranış göstermiştir.

9. TARTIŞMA VE SONUÇLAR

Çalışmada kırımı gerçekleştirilen 12 test numunesinden ölçülen gerinim değerleri incelenerek aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır:

Genel olarak numunelerden elde edilen gerinim değerleri lineer özellik göstermiştir. Özellikle III numaralı test parçasından elde edilen değerler, I ve II numaralı numunelerden elde edilen değerlere göre hem sayısal model sonuçlarına yakın çıkmış, hem de kendi içlerinde daha lineer özellik göstermişlerdir. III numaralı test parçası değerlerinin bu karakteristiği flanştan duvara geçiş bölgesinde herhangi bir katman düşüşünün olmamasına ve bu nedenle bu bölgede diğer test parçalarına göre daha az gerilme yığılmasının olmasına bağlanabilir. Sayısal analiz programı da aynı nedenden dolayı III numaralı test parçası için gerinim sonuçlarını test değerlerine yakın hesaplanmıştır.

Ayrıca aynı test parçası için 1., 2., ve 3. kesitlerin yük-gerinim grafikleri incelendiğinde, eğilme momenti azaldıkça (kökten kanat ucuna doğru ilerledikçe) sayısal model ve test sonuçlarının birbirine yaklaştığı görülmektedir. Bu da sayısal çözümün kanat ucuna doğru iyileştiği anlamına gelmektedir. Sayısal çözüm yöntemi ile kök kısımlarında test değerlerine yakın sonuçlar elde edebilmek için doğrusal olmayan (non-lineer) analiz uygulanması gereklidir.

Bütün numuneler sayısal modelde belirlenen kırım yükünden daha yüksek bir yükte kırıma uğramıştır. I numaralı test parçası kırım yükünün ortalama 1,4 katında, II numaralı test parçası ortalama 1,15 katında, III numaralı test parçası ise ortalama 1,35 katında kırıma uğramıştır. Bazı test numunelerinde kırım yükünün %90'ı seviyelerinde çitirtı şeklinde sesler duyulmuş, fakat gerinim ölçerlerde kırım olduğuna dair belirgin bir değişiklik gözlemlenmemiştir. Bunun iki farklı sebepten kaynakladığı düşünülmektedir: Birincisi, yapı yüzeyinde ve kıvrımlarında biriken reçinenin deformasyon farkı sebebi ile çatlaması, ikincisi ise yerel flambajın başlangıç aşamasında, kompozit katmanların birbiri üzerinde kaymasıdır. Yerel flambajın başlangıç aşamasında yapı hala bütünlüğünü korumakta ve yük taşımaya devam etmektedir. Flambaj ilerledikçe yapının elastik modülü değişir ve yapının yük taşıma kapasitesi düşer.

Birkaç istisna haricinde aynı yük değerlerine karşılık testlerden ölçülen gerinim değerleri sonlu elemanlar analizinden belirlenen gerinim değerlerinden bir miktar fazla olmuştur (Bkz. Bölüm 8.1, 8.2 ve 8.3). Bu farkın en önemli nedeni, imalat kusurları, pişirme ve

serim esnasında oluşan hava boşlukları gibi faktörlerin yapının elastik modülünü kötü yönde etkilemesinin sayısal modelde göz ardı edilmesidir.

İstisnai kısım ise ankastre adaptörüne yakın üst flanş üzerinde sırasıyla dışta ve içte bulunan A3 ve B3 kodlu gerinim ölçerlerin olduğu kesit 3 bölgesidir. (Bkz. Şekil 5.14, Şekil 5.15, Şekil 7.4 ve Şekil 7.5) Bu kesitte test gerinim değerleri sayısal modelden oldukça fazla olmuştur. Bunun sebebi şu şekilde açıklanabilir: Diğer kesitlere göre basma gerilmesi en fazla bu kesitte oluşmaktadır. Bu nedenle yerel flambaj ilk olarak bu bölgede başlamaktadır. Ayrıca ankastre adaptör yapısı bu bölgede sınır koşullarını etkilemektedir. Bunun muhtemel sebebi adaptör ve kirişin civata somun bağlantısı ile bağlanmasıdır. Bu durumda kirişten adaptöre yük akışında gerilme yığılmaları ciddi boyutlara ulaşmaktadır. Oluşan bu gerilme yığılmaları da yapının doğrusal olmayan davranış göstermesine sebep olmaktadır. Bu etkilerden dolayı sayısal model bu kesitteki gerinim değerlerini test değerlerinden oldukça az hesaplamıştır.

Özgül mukavemet, havacılık uygulamalarında yapının hafiflik ve yük taşıma kabiliyetini en iyi tanımlayan kritik bir parametredir. Kırım yükünün ağırlığa oranı olarak tanımlanan özgül mukavemet değerinin artması aynı yükün daha hafif bir yapıyla taşınabilmesi anlamına gelir. Bu bağlamda Çizelge 9.1’de gösterildiği üzere özgül mukavemet bakımından en iyi kesit I numaralı test parçasıdır. Bunu sırasıyla III ve II numaralı test parçaları takip etmektedir. Büyük ve uzun kanatlarda ağırlığın azaltılması bakımından elbette I numaralı test parçası kesitinin kullanılması tercih edilmelidir. Özgül mukavemet değerlerinin test parçalarının kesit biçimlerine göre farklı değerlerde çıkmasının sebepleri aşağıdaki şekilde açıklanabilir: I numaralı test parçasında kompozit katmanlar kiriş flanşından kiriş duvarına geçiş tamamlandıktan sonra kesildiği için yük akışı daha homojen ve düşük yoğunlukta gerçekleşebilmektedir (Bkz. Şekil 5.6). III numaralı test parçasında ise hiç kompozit katman düşüşü olmadığından yük akışı I numaralı test parçasından daha homojen olmaktadır. Ancak flanş ve duvar aynı kalınlıkta olduğundan III numaralı test parçası I numaralı test parçasına göre daha ağırdır (Bkz.Şekil 5.8). Bu durum ise özgül mukavemette düşüşe sebep olmaktadır. Buna rağmen III numaralı test parçası II numaralı test parçasından daha iyi bir özgül mukavemet oranına sahiptir. II numaralı test parçasının en düşük özgül mukavemete sahip olmasının sebebi ise flanş ve duvar ara geçişinde kesilen kompozit katmanlar yüzünden yük akışının en yoğun olduğu bölgede gerilme yığılması oluşmasıdır (Bkz. Şekil 5.7).

Çizelge 9.1. Test parçalarının özgül mukavemet, test kırım yükü, yükleme noktası deformasyonu ve ağırlık değerleri

Test parçası	Ağırlık	Kırım Anında Yükleme Noktası (Uç) Deformasyonu (mm)	Test Kırım Yükü	Özgül Mukavemet (kN/kg)
I	5,82	89,8	47,7	8,2
II	5,51	90,7	36,7	6,7
III	6,77	84,6	50,9	7,5

Kompozit C kirişlerin kesitleri ile ilgili yapılan bu çalışmaya ek olarak ilerde aşağıda sıralanan çalışmaların yapılması önerilir:

İlk olarak aynı test parçaları dinamik yük rejimi altında teste tabi tutularak bu kesitlerin yorulma karakteristikleri incelenebilir. Bu sayede kesit tiplerine göre çatlak oluşumlarının hangi ömür mertebesinde ve nerelerden başladığı ve ilerleme karakteristiği incelenebilir. Böylece istenilen yorulma ömrüne göre tasarım yapabilmek için gerekli parametreler elde edilebilir.

İleride yapılabilecek diğer bir çalışma ise farklı imalat yöntemleri ile imal edilecek kirişlerin karşılaştırılması olabilir. Örneğin insan faktörünün en fazla olduğu elle yatırma yöntemi ile insan faktörünün nispeten az olduğu reçine geçişli kalıplama ve otomatik serim gibi üretim yöntemleri ile imal edilecek kirişler birbirleriyle karşılaştırılabilir.

Son olarak bu çalışmada yapılan ve yukarıda önerilen tüm çalışmaların termoplastik malzeme ile tekrarlanması ve termoset malzeme çalışma sonuçları ile karşılaştırılması önerilir.

KAYNAKLAR

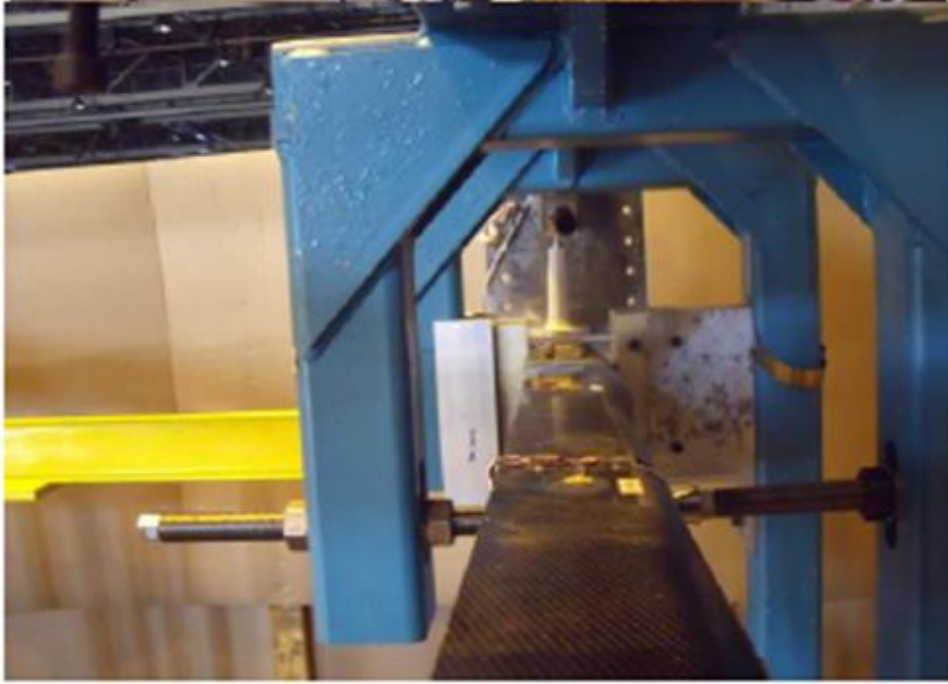
1. Kopecki, H., Swiech, L. ve Zacharzewski, J. (2011, 20-21 Eylül). *Experimental and Numerical Fatigue Tests of Composite Wing Spar*. 4th International Conference of Modelling of Mechanical and Mechatronic Systems, Herlany.
2. Muşlular, F. (2009). *Bir İnsansız Hava Aracının Kanadının Statik Yapısal Davranışının İncelenmesi*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1-3, 53,54.
3. Park, Y., Nguyen K., Kweon, J. ve Choi J. (2011). Structural Analysis of a Composite Target Drone. *Int. Journal of Aeronautical and Space Science*, 12(1), 84-91.
4. Majumdar, P., Mahfuz, H., Saha, M., Shamery, F., Jeelani, S., and Thomas, M., “Composite Skin-Stringer Assembly: Innovative Manufacturing and Stability Analysis” *Boeing Company* Contract Number: WP-PW-1437-2002.
5. Kalanchiam, M. ve Chinnasamy, M. (2012). Advantages of Composite Materials in Aircraft Structures. *World Academy of Science-Engineering and Technology*, (71), 597-601.
6. Pandey, R., Thakur, S. ve Ramanath, K. (2001, 24-26 Eylül). *Stress Concentration and Stability Studies in Composite Ribs with Flanged Cutouts*. World MSC. Aerospace Conference, Toulouse.
7. Polagangu, J., Murali, K., Gaddikeri, K. ve Byji, V. (2009, 14-16 Nisan). *Finite Element Analysis of Inter Spar Ribs of Composite Wing of Light Transport Aircraft Against Brazier Load*. National Conference on Scientific Achievements, Bangalore.
8. Kaw, A.K. (1997). *Mechanics of Composite Materials*.(2). New York/Amerika: CRC Press, 30-120.
9. Kayrak, M. A. (1999). *Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri*.(1). Eskişehir/Türkiye: Anadolu Üniversitesi Yayınları, 1-39.
10. Şahin, Y. (1999). *Kompozit Malzemelere Giriş*.(2). Ankara/Türkiye: Seçkin Yayınevi, 30-150.
11. Mazumdar, S. K. (2002). *Composite manufacturing-materials-product and process engineering*.(1). Florida/Amerika: CRC Press, 30-173.
12. Swanson, S. R. (1997). *Introduction to design analysis with advanced composite materials*.(1). New Jersey/Amerika: Prentice Hall Inc., 8-14.
13. Jones, R. M. (1998). *Mechanics of Composite Materials*.(2). Virginia/Amerika: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2-66.
14. MSC MD NASTRAN-“Quick Reference Guide”, *MSC.Software*, (2006)
15. MSC.Patran-“Reference Manual”, *MSC.Software*, (2007)

EKLER

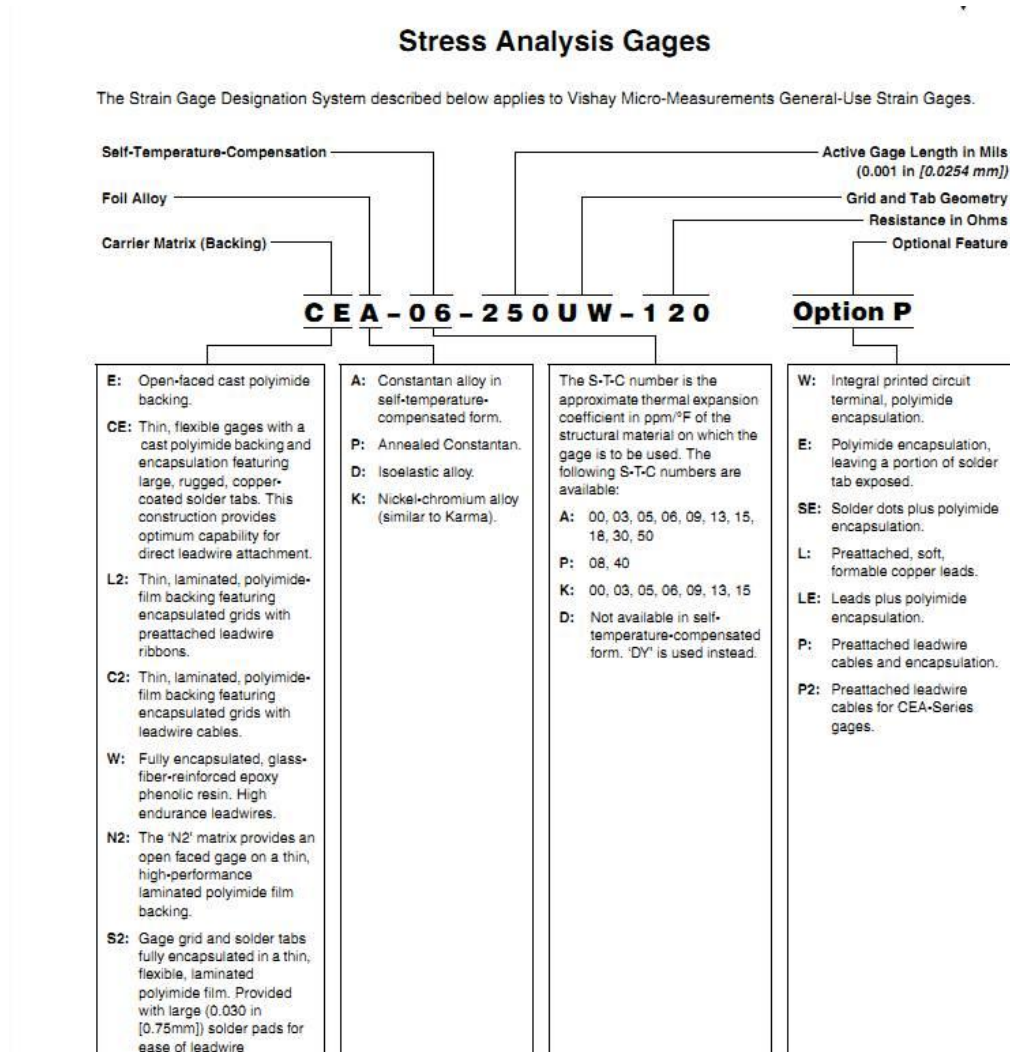
EK-1. Test düzeneğinin fotoğrafı



EK-2. Testlerde C kirişin dönmesini engelleyen desteklerin fotoğrafı



EK-3. Testlerde kullanılan gerinim ölçerlerin teknik özellikleri



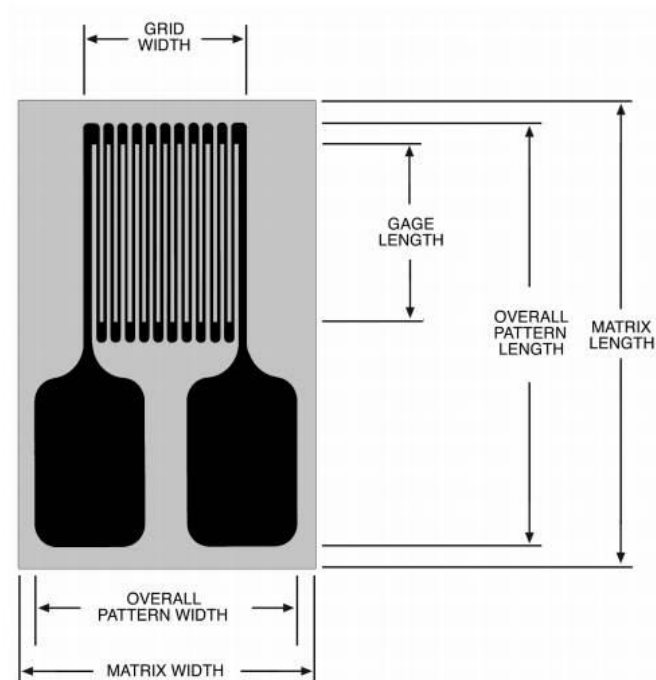
EK-3. (Devam) Testlerde kullanılan gerinim ölçerlerin teknik özellikleri

Gage Dimensions

Gage length is an important consideration in strain gage selection, and is usually the first parameter to be defined.

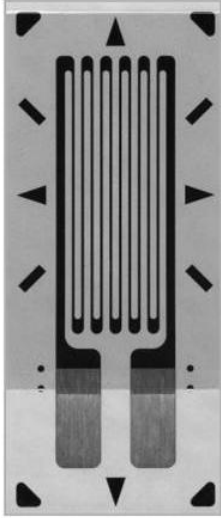
Dimensions listed for gage length (as measured inside the grid endloops) and grid width refer to active grid dimensions. Overall length and width refer to the actual foil pattern, not including alignment marks or backing.

The matrix size represents the approximate dimensions of the backing/matrix of the gage as shipped. Matrix dimensions are nominal, with a usual tolerance of ± 0.015 in (± 0.4 mm). If the gages are encapsulated, the matrix may be smaller by as much as 0.01 in (0.25 mm). Most patterns also include trim marks, and, for use in a restricted area, the backing/matrix may be field-trimmed on all sides to within 0.01 in (0.25 mm) of the foil pattern without affecting gage performance.



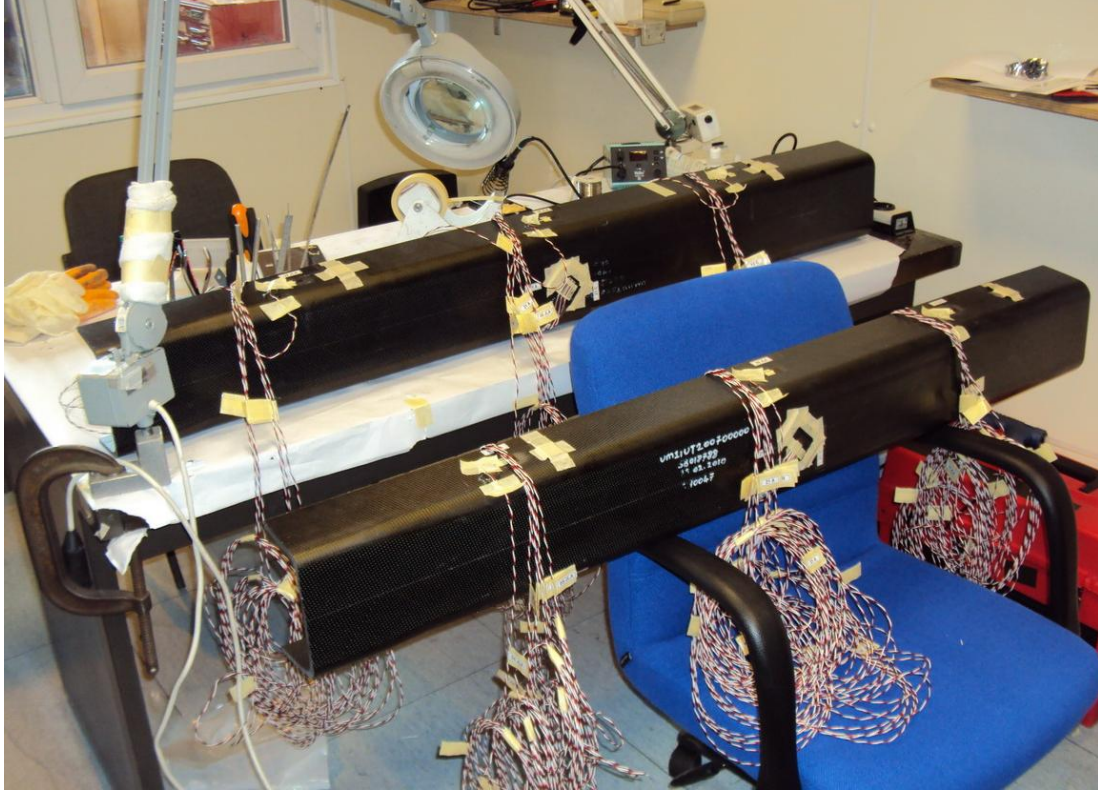
EK-3. (Devam) Testlerde kullanılan gerinim ölçerlerin teknik özellikleri

General Purpose Strain Gages - Linear Pattern

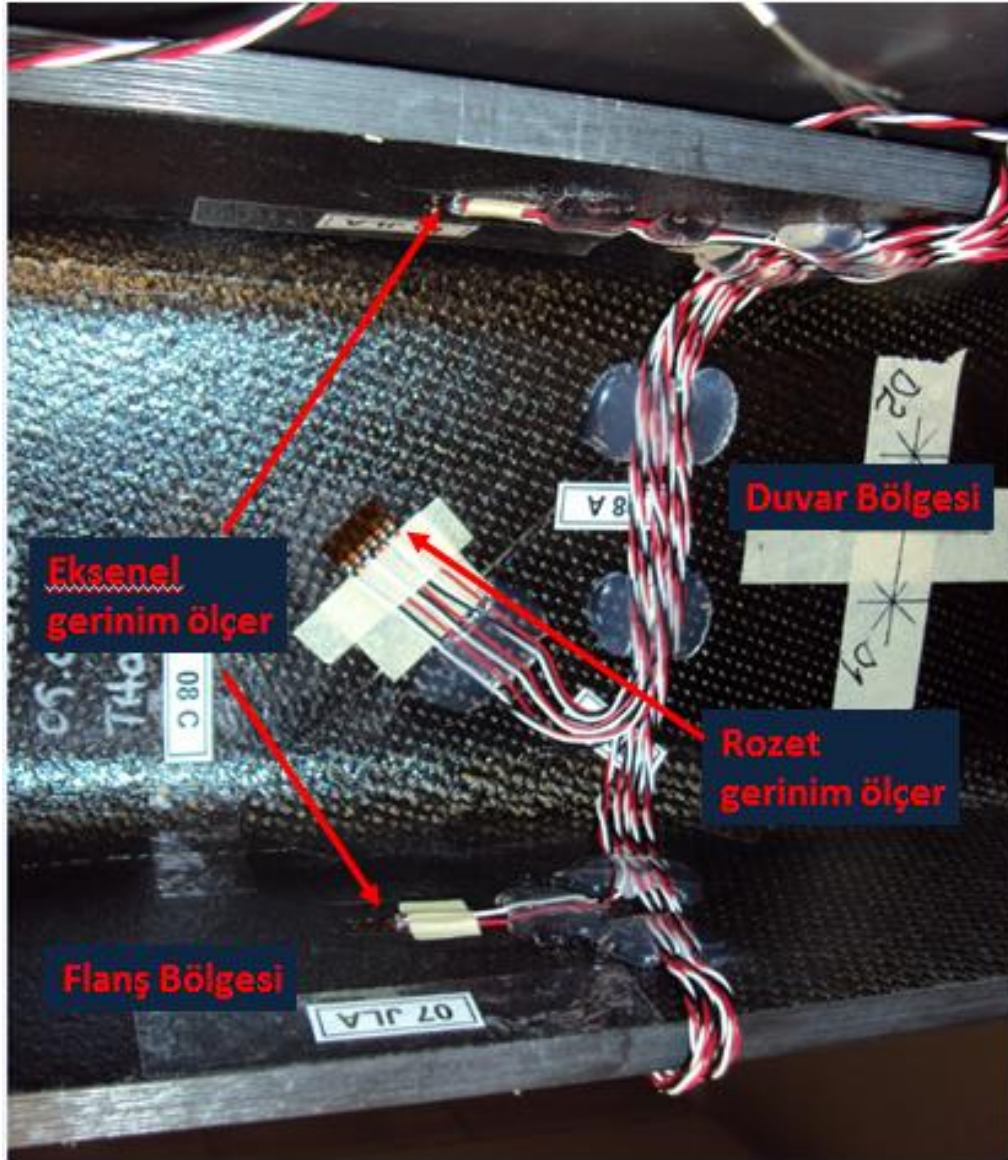
GAGE PATTERN DATA					
 actual size			GAGE DESIGNATION See Note 1	RESISTANCE (OHMS)	OPTIONS AVAILABLE See Note 2
			CEA-XX-250UN-120 CEA-XX-250UN-350	120 ± 0.3% 350 ± 0.3%	P2 P2
DESCRIPTION General-purpose gage with narrow geometry. Exposed solder tab area 0.08 x 0.05 in [2.0 x 1.1 mm]. See also 250UW pattern.					
GAGE DIMENSIONS			Legend: ES = Each Section S = Section (S1 = Sec 1)	CP = Complete Pattern M = Matrix	inch millimeter
Gage Length	Overall Length	Grid Width	Overall Width	Matrix Length	Matrix Width
0.250	0.415	0.120	0.120	0.52	0.22
6.35	10.54	3.05	3.05	13.2	5.6

GAGE SERIES DATA			
See Gage Series data sheet for complete specifications.			
Series	Description	Strain Range	Temperature Range
CEA	Universal general-purpose strain gages.	±5%	-100° to +350°F [-75° to +175°C]

EK-4. (Devam) Test parçasının duvar ve flanş kısımları üzerinde örnek gerinim ölçer yerleşim fotoğrafları (Dış kısım)



EK-4. (Devam) Test parçasının duvar ve flanş kısımları üzerinde örnek gerinim ölçer yerleşim fotoğrafları (İç kısım)



ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : Can, Muharrem
 Uyruğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 13.10.1983, Konya
 Medeni hali : Bekar
 Telefon : 0 (312) 4769287
 E-Posta : canmh@hotmail.com



Eğitim

Derece	Okul/Program	Mezuniyet tarihi
Lisans	Gazi Üniversitesi/Makine Mühendisliği	2005
Lise	İsmail Kaya Lisesi	1999

İş Deneyimi

Yıl	Çalıştığı Yer	Görev
2005-2007	İleri Makine A.Ş	Proje Tasarım
2008-Halen	TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayi	Yapısal Tasarım

Yabancı Dil

İngilizce

Hobiler

Model uçaklar, Trekking, Orientring