
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

SANDVİÇ YAPILARDA HÜCRE BOYUTUNUN ÇEKİRDEK- YÜZEY YAPIŞMASINA ETKİSİNİN İNCELENMESİ

Lütfullah ÇAKALLI

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MART 2025

ETİK BEYAN

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

- 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 çalışmasında 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.

Lütfullah ÇAKALLI

27/03/2025

SANDVİÇ YAPILARDA HÜCRE BOYUTUNUN ÇEKİRDEK- YÜZEY YAPIŞMASINA ETKİSİNİN İNCELENMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Lütfullah ÇAKALLI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Mart 2025

ÖZET

Yüksek performanslı kompozit sandviç yapılar günümüz havacılık ve uzay mühendisliğinde sıklıkla kullanılmaktadır. Hafiflik, dayanım, sertlik gibi yapısal avantajları bu yapıların zorlu mühendislik uygulamalarında tercih edilmesini cazip hale getirmiştir. Çekirdek ve yüzey elemanı gibi birden fazla bileşenin bir araya gelmesiyle kompozit bir yapı oluşturulmaktadır. Bileşenler arasındaki bu bağlantı, mekanik bir bağlayıcı yardımıyla ya da yapışma ile sağlanabilir. Yapıştırılarak bağlama, üretim verimliliği ve yapısal dayanımın homojen dağılımı açısından daha verimli olmasına karşın, montaj esnasında öngörülemeyen ve yapışma performansını önemli ölçüde düşürecek etkenlere karşı hassastır. Bu sebeple ilgili havacılık otoriteleri yapışma bağlantılarını ayrı bir başlık altında değerlendirmekte ve üzerinde durmaktadır. Bağlantının güvenilirliği birinci önceliktir ve gerek testlerle gerekse yapılacak simülasyon çalışmaları ile yapışma dayanımı kanıtlanmak zorundadır. Yapıştırıcı davranışı genellikle non-lineer ilerler ve bu analiz sürecini kompleks hale getirir. Simülasyonlar üzerinden yapışma davranışına yaklaşım sağlamak amacıyla literatürde çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Bu yöntemler arasında en sık rastlananlardan bir tanesi de yapışma bölgesi için Kohezif Bölge Modellemesi yöntemidir. Kohezif Bölge Modellemesi, hem statik hem de dinamik yükler altında katmanlar arasındaki yapıştırıcı bağını ve arayüz davranışını simüle etmek için çekiş ayrılma yasasını temel alan bir yaklaşımdır. Bu çalışma kapsamında, havacılık endüstrisinde sıklıkta tercih edilen polimer matrisli karbon fiber yüzey malzemesi ve aramid çekirdek malzemesinden oluşan sandviç yapıların yapışma performansını etkileyen parametreler simülasyonlarla incelenmiştir. Farklı hücre boyutlarındaki ve kalınlıklarındaki bal peteği çekirdek yapısının yapışmaya olan etkisi analizlerle incelenmiştir. Modelleme, ilgili ASTM standartlarında soyulma testine uygun olarak gerçekleştirilmiş ve her bir konfigürasyon için birim soyulma torku değerleri elde edilmiştir. Sonlu elemanlar modelini doğrulamak amacıyla ilgili standartlarda test yapılarak modelleme ve test çıktıları karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucunda, sandviç yapılarda yapışma performansını etkileyen parametreler ve bunların ağırlık artışına etkisi net bir şekilde gözlemlenmiştir.

Bilim Kodu	:	91417
Anahtar Kelimeler	:	Sandviç yapı, bal peteği, soyulma, Kohezif Bölge Modellemesi
Sayfa Adedi	:	93
Danışman	:	Doç. Dr. Elmas SALAMCI

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF CELL SIZE ON CORE-SURFACE ADHESION IN SANDWICH STRUCTURES

(M. Sc. Thesis)

Lütfullah ÇAKALLI

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

March 2025

ABSTRACT

High-performance composite sandwich structures are frequently employed in modern aerospace engineering. Their structural advantages, such as lightweight, strength, and stiffness, make them highly desirable for demanding engineering applications. These structures are composed of multiple components, including a core and face sheets, forming a composite system. The bond between these components can be established through mechanical fasteners or adhesive bonding. Adhesive bonding, despite being more efficient in terms of manufacturing productivity and uniform structural strength distribution, is sensitive to unforeseen factors during assembly that can significantly degrade adhesion performance. Therefore, relevant aviation authorities prioritize the evaluation of adhesive joints and emphasize their reliability. The joint's dependability is of paramount importance, and adhesion strength must be validated through both testing and simulation studies. The behavior of adhesives typically follows a non-linear progression, adding complexity to the analysis process. Various studies in the literature have addressed adhesive behavior through simulations, with Cohesive Zone Modeling (CZM) being among the most widely used methods. CZM is a Traction-Separation Law (TSL)-based approach designed to simulate adhesive bonding and interfacial behavior under static and dynamic loads. This study examines the parameters affecting the adhesion performance of sandwich structures commonly used in the aerospace industry, consisting of CFRP face sheets and aramid core materials. The influence of honeycomb core structures with varying cell sizes and thicknesses on adhesion was analyzed through simulations. The modeling process was conducted in accordance with ASTM standards for peel testing, and unit peel torque values were obtained for each configuration. To validate the finite element model, tests were performed on relevant standards and modeling and test outputs were compared. The results demonstrated the key parameters influencing adhesion performance in sandwich structures and their impact on weight increase, providing clear insights into optimizing these systems.

Science Code	:	91417
Key Words	:	Sandwich structure, honeycomb, peeling, Cohesive Zone Modelling
Page Number	:	93
Supervisor	:	Assoc. Prof. Elmas SALAMCI

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım süresince; rehberliği, sabrı ve sarsılmaz desteğiyle beni yönlendiren ve motive eden değerli danışman hocam Doç. Dr. Elmas SALAMCI'ya teşekkürlerimi sunarım.

Süreç boyunca desteğini hiç esirgemeyen ve teşvik eden değerli yöneticim Anıl KAHYA'ya ve değerli iş arkadaşım Erdem TUTUGAN'a teşekkür ederim. Ayrıca çalışmamı destekleyen tüm Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş ailesine teşekkür ederim.

Çalışmamı; hayatın karşıma çıkardığı her zorlukta ve ihtiyaç duyduğum her anda yanımda olan, kıymetli eşim Büşra ÇAKALLI ve oğlum Yusuf Efe ÇAKALLI'ya, biricik aileme armağan ediyorum.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ ix

ŞEKİLLERİN LİSTESİ xii

SİMGELER VE KISALTMALAR xvi

1. GİRİŞ 1

2. LİTERATÜR TARAMASI 7

2.1. Sandviç Yapılar 7

2.2. Yapıştırıcı ile Yapıştırma 9

2.3. Kompozit Yapıların Yapıştırma Metotları 12

2.4. Yapıştırma İşleminde Yüzey Hazırlığı 14

2.5. Sandviç Yapıların Havacılıkta Kabul Kriterleri 15

2.6. Yapıştırma Bağlantılarında Sonlu Elemanlar Yaklaşımı 18

2.6.1. Yapıştırıcının modellenmesi 20

2.7. Sandviç Yapılarda Standart Testlerle Ölçüm 29

2.8. Klasik Lamine Teorisi 31

3. MALZEME VE YÖNTEM 33

3.1. Malzeme 33

3.1.1. Yüzey malzemesi 33

3.1.2. Çekirdek malzemesi 34

3.1.3. Yapıştırıcı malzeme 35

3.1.4. Soyma kumaşı malzemesi 36

Sayfa

3.2. Yöntem 37
3.2.1. Sandviç konfigürasyonu 37
3.2.2. Sandviç kupon üretimi 38
3.2.3. Soyulma dayanım testi 49
3.2.4. Sonlu elemanlar yöntemi 58
3.2.5. Bileşenlerin modellenmesi 59
3.2.6. Sonlu elemanlar sınır koşulları 64
3.2.7. Eleman boyutlandırma çalışması 68
4. BULGULAR 69
4.1. Deneysel Sonuçlar 69
4.2. Sonlu Elemanlar Analizi Çıktıları 70
4.3. Sonuçların Karşılaştırılması 76
4.3.1. Hücre genişliğinin çekirdek-yüzey yapışma dayanımına etkisi 77
4.3.2. Duvar kalınlığının çekirdek-yüzey yapışma dayanımına etkisi 78
5. SONUÇ VE ÖNERİLER 81
KAYNAKLAR 83
EKLER 89
ÖZGEÇMİŞ 93

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 2.1. Mekanik bağlama ve yapıştırma yöntemlerinin karşılaştırılması 11

Çizelge 2.2. Sandviç yapılarda çekirdek-yüzey dayanımı için önerilen testler 31

Çizelge 3.1. Yüzey malzemesi (M91) mekanik özellikleri 34

Çizelge 3.2. Çekirdek malzemesi (Aramid) mekanik özellikleri 35

Çizelge 3.3. Film yapıştırıcı (FM-300K) mekanik özellikleri 36

Çizelge 3.4. Panel konfigürasyonu 37

Çizelge 3.5. Panel eşdeğer dayanım değerleri 37

Çizelge 3.6. Çekirdek konfigürasyonları 38

Çizelge 4.1. Test edilen kuponların çıktıları 69

Çizelge 4.2. Birim soyulma torku hesabı 70

Çizelge 4.3. Konfigürasyon 1 soyulma torku hesabı 74

Çizelge 4.4. Konfigürasyon 2 soyulma torku hesabı 74

Çizelge 4.5. Konfigürasyon 3 soyulma torku hesabı 75

Çizelge 4.6. Konfigürasyon 4 soyulma torku hesabı 76

Çizelge 4.7. Konfigürasyon 5 soyulma torku hesabı 76

Çizelge 4.8. Deneysel ve SEA sonuçlarının karşılaştırılması 77

Çizelge 4.9. Farklı hücre boyutuna sahip konfigürasyonların soyulma torku değeri 77

Çizelge 4.10. Farklı duvar kalınlığına sahip konfigürasyonların soyulma torku değeri. 78

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 1.1. Sandviç yapı elemanları 1

Şekil 1.2. ATR-72 uçağında kullanılan sandviç yapılar 4

Şekil 2.1. Sandviç yapıyı oluşturan bileşenler 7

Şekil 2.2. Sandviç kirişlerde karşılaştırılmalı eğilme hesabı 8

Şekil 2.3. a) A380, b) A350 ve B787-8 uçaklarındaki sandviç kompozit yapılar 8

Şekil 2.4. Yapışma mekanizmaları ve fenomenolojisi 10

Şekil 2.5. Kompozit yapıların birleştirme yöntemleri 13

Şekil 2.6. Endüstride kompozit malzemeleri birleştirmek için kullanılan yöntemler 14

Şekil 2.7. Yüzey hazırlığı sonrası kompozit yüzeylerin SEM görüntüleri 15

Şekil 2.8. Çekirdek yüzey ayrılması hata modu 16

Şekil 2.9. Yer-Hava-Yer fenomeni 16

Şekil 2.10. Airbus A310 air transatlantik yüzey/çekirdek ayrılması kazası 17

Şekil 2.11. Yapışma bölgelerindeki gerilme dağılımı a) çentik açılmış b) düz 19

Şekil 2.12. Kırılma modları 20

Şekil 2.13. Yaklaşım metodu olarak kohezif eleman kullanım yöntemleri 22

Şekil 2.14. Çekme ayrılma yasaları; a) üstel b) bilineer c) yamuk 23

Şekil 2.15. Bilineer çekme ayrılma yasasının çizimi ve grafiği 23

Şekil 2.16. Bilineer çekme ayrılma davranışının grafiksel gösterimi 24

Şekil 2.17. Karışık mod bilineer çekme ayrılma yasası 25

Şekil 2.18. Havacılık ve uzay mühendisliğinde yapı taşı yaklaşımı 30

Şekil 3.1. Sandviç konfigürasyonları 33

Şekil 3.2. Sandviç yapı alt ve üst panel boyutları 38

Şekil **Sayfa**

Şekil 3.3. Panel serim aşamaları 39

Şekil 3.4. Serim aşamasında ara vakumlama işlemi 39

Şekil 3.5. Kumaşların otoklav öncesi kalıba yerleştirilmesi 40

Şekil 3.6. Vakumlama işleminin şematik olarak gösterimi 41

Şekil 3.7. Lamine kür çevrimi 42

Şekil 3.8. Soyma kumaşının kaldırılması 43

Şekil 3.9. Kurutma işlemi sonrası çekirdek malzemesi 44

Şekil 3.10. Çekirdek malzemesinin panel üzerine yerleştirilmesi 44

Şekil 3.11. Çekirdek-alt panel vakumlama prosesi 45

Şekil 3.12. Yapıştırıcının çekirdek üzerine yerleştirilmesi 46

Şekil 3.13. Üst panelin yerleştirilmesi 46

Şekil 3.14. Sandviç yapının kalıba yerleştirilmesi 47

Şekil 3.15. Sandviç yapının otoklav prosesine hazırlanması 48

Şekil 3.16. Sandviç kürleme prosesi 49

Şekil 3.17. Tamburla soyma testi deney düzeni ve ekipmanlar 50

Şekil 3.18. Numune boyutları 51

Şekil 3.19. Instron 68TM-10 test cihazı 53

Şekil 3.20. Tırmanma tamburunun test cihazına monte edilmesi 54

Şekil 3.21. Numunelerin test cihazına bağlanması 55

Şekil 3.22. Tamburun test esnasında ilerleyişi 56

Şekil 3.23. Referans panel testi 56

Şekil 3.24. Test esnasında yapışma arayüzü 57

Şekil 3.25. Test sonrası yapışma arayüzü 57

Şekil 3.26. Soyma tamburunun modellenmesi 59

Şekil **Sayfa**

Şekil 3.27. Üst panelin modellenmesi 60

Şekil 3.28. Alt panelin modellenmesi 60

Şekil 3.29. Yapıştırıcının modellenmesi 61

Şekil 3.30. 3.2mm hücre genişliğinde çekirdek modellemesi 61

Şekil 3.31. 4.0mm hücre genişliğinde çekirdek modellemesi 62

Şekil 3.32. 4.8mm hücre genişliğinde çekirdek modellemesi 63

Şekil 3.33. Panel soyulma direnci test düzeneğinin modellenmesi 63

Şekil 3.34. Sandviç soyulma direnci test düzeneğinin modellenmesi 64

Şekil 3.35. Soyma tamburu ile panel arasındaki bağlantının tanımlanması 65

Şekil 3.36. Yapıştırıcı ile bileşenler arasındaki bağlantının tanımlanması 65

Şekil 3.37. Çekirdek ile panel arasındaki bağlantının tanımlanması 66

Şekil 3.38. Mesnet yüzeyinin tanımlanması 66

Şekil 3.39. Soyma tamburuna hareketin tanımlanması 67

Şekil 3.40. Sınır şartlarının şematik gösterimi 67

Şekil 3.41. Mesh geometrilerinin tanımlanması 68

Şekil 4.1. Deneysel sonuçlar 69

Şekil 4.2. Simülasyon esnasında meydana gelen soyulma 71

Şekil 4.3. Yapıştırıcıda meydana gelen kopmalar 72

Şekil 4.4. Panel soyulma momenti (M91) 73

Şekil 4.5. Sandviç yapı soyulma momenti (FM300K/3.2-51) 73

Şekil 4.6. Sandviç yapı soyulma momenti (FM300K/4.0-51) 74

Şekil 4.7. Sandviç yapı soyulma momenti (FM300K/4.8-51) 75

Şekil 4.8. Sandviç yapı soyulma momenti (FM300K/4.8-102) 75

Şekil 4.9. Sandviç yapı soyulma momenti (FM300K/4.8-153) 76

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.10. Soyulma torku-hücre genişliği ilişkisi 78

Şekil 4.11. Soyulma torku-duvar kalınlığı ilişkisi 79

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	**Açıklamalar**
mm	Milimetre
MPa	Megapaskal
m²	Metrekare
µm	Mikrometre
N	Newton
°C	Santigrat
°F	Fahrenhayt

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
ASTM	Amerikan Test Malzeme Derneği **(**American Society for Testing Materials)
CFRP	Karbon Fiber Takviyeli Polimer (Carbon Fiber Reinforced Polymer)
CLT	Klasik Lamine Teorisi (Classical Laminate Theory)
CMH	Kompozit Malzemeler El Kitabı (Composite Material Handbook)
NDT	Tahribatsız Muayene (Non-Destructive Testing)
SEM	Taramalı Elektron Mikroskobu (Scanning Electron Microscope)
TSL	Çekme Ayrılma Yasası (Traction Seperation Law)

1. GİRİŞ

Kompozit sandviç yapılar, çeşitli mühendislik uygulamalarında sıkça tercih edilen, üç ayrı tabakanın birleştirilmesiyle oluşturulan özel bir malzeme sistemidir. Bu tabakalar genellikle iki ince yüzey tabakası (üst ve alt yüzeyler) ile bu yüzeyler arasında yer alan ve çekirdek adı verilen daha kalın bir orta tabakadan oluşur. Yüzey tabakaları, genellikle yüksek mukavemet ve sertlik sağlayan kompozit malzemelerden üretilirken, çekirdek tabaka ise genellikle hafif ancak rijit bir yapı sunarak genel performansa katkıda bulunur.

Bu yapı sistemi, hafiflik, yüksek mukavemet/ağırlık oranı, ısı ve ses yalıtımı, darbe direnci gibi bir dizi üstün özelliği bir araya getirir. Özellikle havacılık, otomotiv, denizcilik ve inşaat sektörlerinde, yük taşıma kapasitesini artırırken yapının toplam ağırlığını minimize etmek amacıyla yaygın olarak kullanılır. Kompozit sandviç yapıların temel bileşenleri ve bu bileşenlerin yerleşimi Şekil 1.1.'de sunulmuştur.



Şekil 1.1. Sandviç yapı elemanları

Üst Yüzey (Skin): Kompozit sandviç yapıların dış katmanlarından biri olan üst yüzey, çekirdek tabakayı çevreleyerek yapısal bütünlüğü sağlar. Bu katmanlar genellikle yüksek mukavemet ve rijitlik sunan fiber takviyeli polimer malzemelerden üretilir. Karbon fiber takviyeli epoksi, cam fiber takviyeli polimer veya aramid fiber takviyeli plastik gibi gelişmiş kompozit malzemeler bu katmanlar için yaygın olarak tercih edilir. Üst yüzeyin temel görevleri arasında mekanik yükleri taşımak, darbe direncini artırmak ve yapıyı dış çevresel etkilere (nem, sıcaklık değişimleri, kimyasal etkileşimler) karşı korumak yer alır. Ayrıca, bu katmanlar yapıya aerodinamik yüzeyler veya estetik görünümler kazandıracak şekilde

tasarlanabilir. Bu sayede, sandviç yapıların performansı hem işlevsel hem de görsel açıdan optimize edilir.

Çekirdek (Core): Sandviç yapıların iç kısmında yer alan çekirdek tabaka, üst ve alt yüzeyleri birbirine bağlayan, hafif ve düşük yoğunluklu bir malzeme katmanıdır. Çekirdek, yapının toplam ağırlığını azaltırken aynı zamanda mukavemet ve rijitlik özelliklerini artırır. Bu tabaka genellikle hafif köpük malzemeler (örneğin PVC veya polietilen köpük), balsa ahşap, aramid bal peteği (örneğin Kevlar) veya alüminyum bal peteği gibi çeşitli hafif malzemelerden üretilir. Çekirdek malzeme seçimi, uygulamanın gerektirdiği mekanik özelliklere, maliyet faktörlerine ve çevresel dayanıklılık gereksinimlerine bağlıdır. Çekirdek tabakasının en önemli işlevlerinden biri, yüzey tabakaları arasında yük dağılımını sağlayarak yapının burulma ve eğilme dayanımını artırmaktır. Ayrıca, ses ve ısı yalıtımı gibi ek avantajlar sunarak yapıların termal ve akustik performansını iyileştirir. Bu özellikleri sayesinde çekirdek tabakası, sandviç yapıların hem hafif hem de yüksek dayanımlı bir sistem olarak işlev görmesini sağlar.

Alt Yüzey (Skin): Sandviç yapıların dış katmanlarından bir diğeri olan alt yüzey, yapının tamamlayıcı bileşenlerinden biridir ve genellikle üst yüzey ile aynı malzeme ve özelliklere sahiptir. Bu katman, çekirdek tabakanın alt kısmını kaplayarak yapısal denge sağlar ve üst yüzeyle birlikte mekanik yükleri taşır. Alt ve üst yüzey birlikte çalışarak yapının yük taşıma kapasitesini ve uzun süreli dayanıklılığını optimize eder.

Kompozit sandviç yapılar, üç temel tabakanın bir araya getirilmesiyle oluşturulan özel bir malzeme sistemidir. Yüksek mukavemet-ağırlık oranı ve hafiflik gibi avantajları sayesinde, bu yapılar birçok endüstriyel ve teknolojik uygulamada tercih edilmektedir. Özellikle havacılık, otomotiv, denizcilik, rüzgâr enerjisi ve inşaat gibi sektörlerde, yapısal dayanımın kritik öneme sahip olduğu alanlarda yaygın olarak kullanılır.

Bu yapılar, mekanik yük taşıma kapasitesini artırırken toplam ağırlığı azaltmayı mümkün kılar. Ayrıca, titreşim sönümleme, ısı ve ses yalıtımı gibi ek özellikler sunarak performans odaklı uygulamalarda etkili çözümler sunarlar. Bu özellikler, kompozit sandviç yapıların hem fonksiyonel hem de ekonomik açıdan avantajlı olmasını sağlamaktadır [1].

Havacılık endüstrisi, uçakların hafiflik, mukavemet ve aerodinamik performans gereksinimlerini karşılamak amacıyla sürekli olarak yenilikçi malzeme ve teknolojilere yönelmektedir. Bu ihtiyaçlar doğrultusunda, sandviç paneller havacılık sektöründe kritik bir bileşen haline gelmiştir.

Sandviç paneller, düşük ağırlıklarına rağmen yüksek dayanıklılık sunan yapı elemanları olarak tasarlanır ve geniş bir kullanım yelpazesine sahiptir. Uçak gövdelerinin yapısal elemanları, kanat ve kuyruk kontrol yüzeyleri, iç kabin panelleri, zemin plakaları ve diğer önemli bileşenlerin üretiminde bu paneller sıklıkla tercih edilmektedir. Hafiflik ve dayanıklılık özelliklerinin yanı sıra, ses ve ısı yalıtımı sağlamaları, darbe dayanımı ve titreşim sönümleme kabiliyetleri, sandviç panelleri havacılık endüstrisinin vazgeçilmez bir unsuru haline getirmektedir [2].

Havacılık endüstrisinde sandviç panellerin kullanımı bir dizi avantaj sunar [2]:

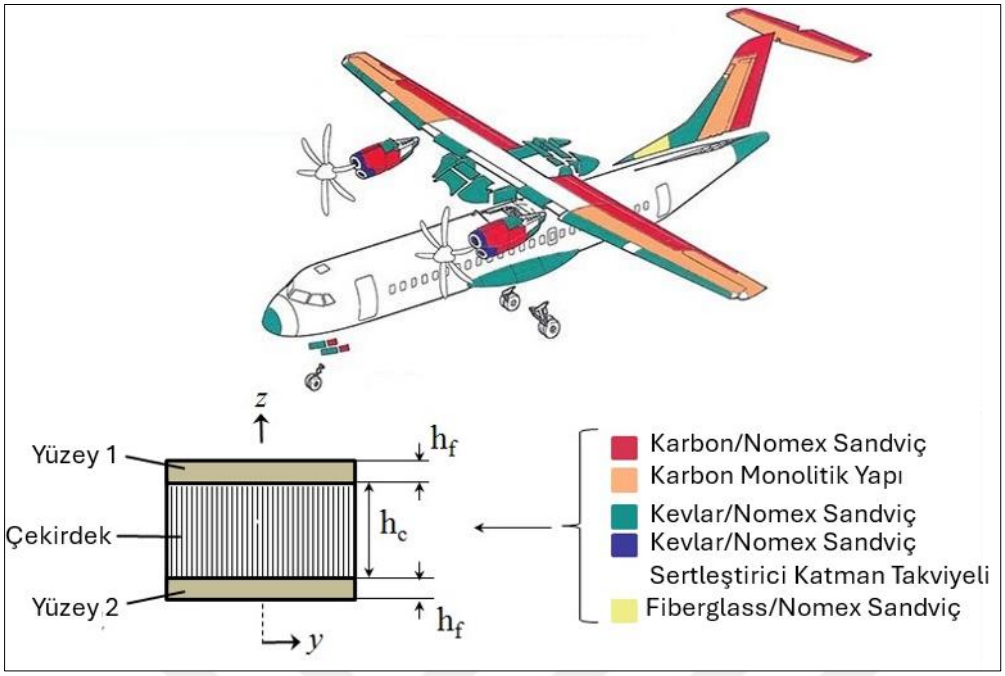
Hafiflik: Sandviç paneller, düşük yoğunluğa sahip çekirdek malzemeleri ve güçlü kompozit dış katmanlar sayesinde hafiftir. Bu, uçakların yakıt verimliliğini artırır ve daha uzun menzillerle uçuş yapmalarını sağlar.

Yüksek Mukavemet: Kompozit malzemelerin kullanımı, sandviç panellerin yüksek mukavemet/ağırlık oranına sahip olmasını sağlar. Bu da uçakların dayanıklılığını artırır ve daha güvenli uçuşlar sağlar.

Şekillendirme Esnekliği: Sandviç panellerin yapısı, çeşitli şekil ve boyutlarda kolayca üretilebilmesini sağlar. Bu, tasarımcılara daha karmaşık ve aerodinamik olarak optimize edilmiş yapılar oluşturma esnekliği sunar.

Korozyon Direnci: Kompozit malzemeler, metallerin aksine korozyona karşı direnç gösterir. Bu da uçakların bakım ihtiyaçlarını azaltarak, hizmet ömrünü uzatır ve uzun vadede maliyetleri düşürür.

Havacılık endüstrisinde sandviç paneller, günümüz endüstrisinde uygulama alanlarında karşımıza çıkmaktadır. Uygulama alanlarına somut bir örnek olarak, Şekil 1.2'de görüldüğü üzere ATR-72 uçağının birçok komponentinde çeşitli sandviç malzemeler kullanılmaktadır.



Şekil 1.2. ATR-72 uçağında kullanılan sandviç yapılar [3]

Uçak Gövdeleri ve Kanatları: Sandviç paneller, uçak gövdeleri ve kanatları için ideal yapı elemanlarıdır. Hafiflikleri ve mukavemetleri, uçak performansını artırır ve yakıt tüketimini azaltır.

İç Kabin Parçaları: Yolcu kabinlerinde kullanılan iç parçalar, genellikle sandviç panellerden yapılmıştır. Bu parçalar, hafiflikleri ve estetik görünümleri nedeniyle tercih edilir.

Kontrol Yüzeyleri: Uçağın stabilitesini sağlamak için kullanılan kontrol yüzeyleri de genellikle sandviç panellerden üretilir. Böylece yüzeyin sertliği, mukavemeti ve hafifliği aynı anda sağlanır, kontrol yüzeyinin etkinliği artar.

Diğer Yapısal Bileşenler: Kokpit parçaları, iniş takımları, hava girişleri ve diğer yapısal bileşenlerde de sandviç panellerin kullanımı yaygındır.

Havacılık endüstrisinde sandviç panellerin kullanımı, hafiflik ve mukavemet gibi önemli gereksinimleri karşılamak için ideal bir çözümdür. Bu paneller, uçakların performansını artırır, yakıt tüketimini azaltır ve daha güvenli ve ekonomik uçuşlar sağlar. Sürekli olarak gelişen malzeme teknolojileriyle birlikte, sandviç panellerin havacılık endüstrisindeki önemi ve kullanım alanı daha da genişlemeye devam edecektir.

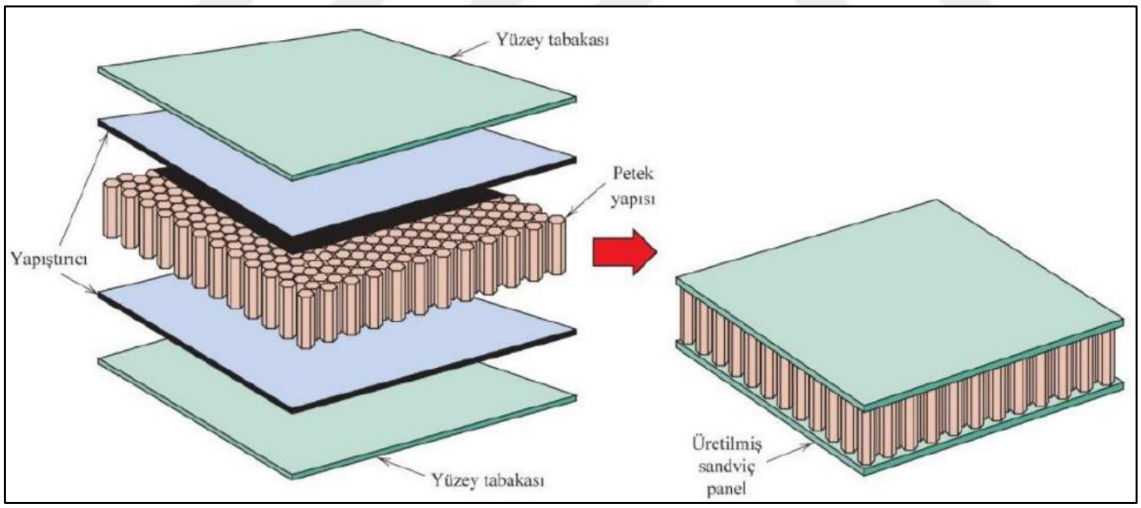
Polimer matrisli kompozitler, mükemmel spesifik mukavemetleri, toklukları ve fiber yönü boyunca sertlikleri nedeniyle yüksek performanslı havacılık yapılarında en sık rastlanan kompozit malzemelerdendir [4]. Kompozitlerin optimum düzeyde performans avantajlarından yararlanmak için karmaşık, yerleşik yapıların yapıştırıcılar kullanılarak birleştirilmesi gerekir; Bununla birlikte, yapışkan bağlar, üretim sırasında biriken ve öngörülemeyen, zayıf bağlara yol açabilecek çok küçük seviyelerdeki kirlenmeye karşı hassastır. Ayrıca bağ mukavemetini ölçecek tahribatsız teknikler yoktur. Bu nedenlerden dolayı, Federal Havacılık İdaresi (FAA) gibi düzenleyici kuruluşlar, sivil taşıma uçaklarının sertifikasyonu için sıklıkla yedek yük yollarına ihtiyaç duyar [5].

Bu çalışma kapsamında havacılıkta tercih edilen aramid çekirdek, CFRP yüzey sandviç malzemelerin yapışma performansına etki eden çekirdek geometrisindeki boyutsal parametreler incelenecektir. Çekirdek hücre boyutu; yapışma yüzey alanını etkilediği ve farklı yapışma geometrileri ortaya çıkardığı için üç farklı hücre boyutunun yapışmaya olan etkisi incelenecektir. Hücre duvar kalınlığı; çekirdek yapısı çok ince kağıtların belirli bir geometride şekil almasıyla oluşur. Bu kâğıt kalınlığının etkisini gözlemlemek amacıyla üç farklı kalınlığın yapışmaya olan etkisi incelenecektir

2. LİTERATÜR TARAMASI

2.1. Sandviç Yapılar

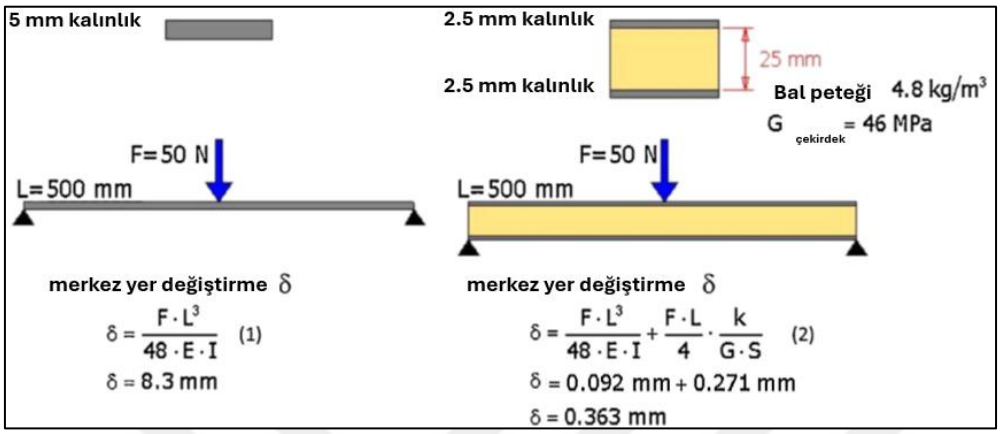
Hoffand Mautner tarafından 1944 yılında yayınlanan ve sandviç yapı hakkındaki ilk makalelerden biri olan yayında sandviç yapılar; "Sandviç yapının karakteristik özelliği, bir veya daha fazla yüksek mukavemetli dış katmandan ve en az bir tane düşük yoğunluklu iç katmandan (çekirdek) oluşan çok katmanlı bir kabuğun kullanılmasıdır." şeklinde tanımlanmıştır [6]. Günümüz endüstriyel uygulamalarına bakıldığında ise çeşitli çekirdek ve yüzey kombinasyonları oluşturularak çok farklı türde sandviç yapılar oluşturulabilmektedir [7]. Ancak havacılık endüstrisindeki uygulamalarda sertifikasyon ve güvenilirlik ilkesinden kaynaklı birtakım kısıtlamalar bulunmaktadır. Havacılık yapılarında çekirdek malzemesi olarak sadece bazı aramid türleri, alüminyum alaşımı ve çok iyi kalitede olduğu kanıtlamış teknik köpükler çekirdek malzemesi olarak kullanılır. Temelde sandviç yapıyı oluşturan bileşenler şekil 2.1.'de gösterilmiştir.



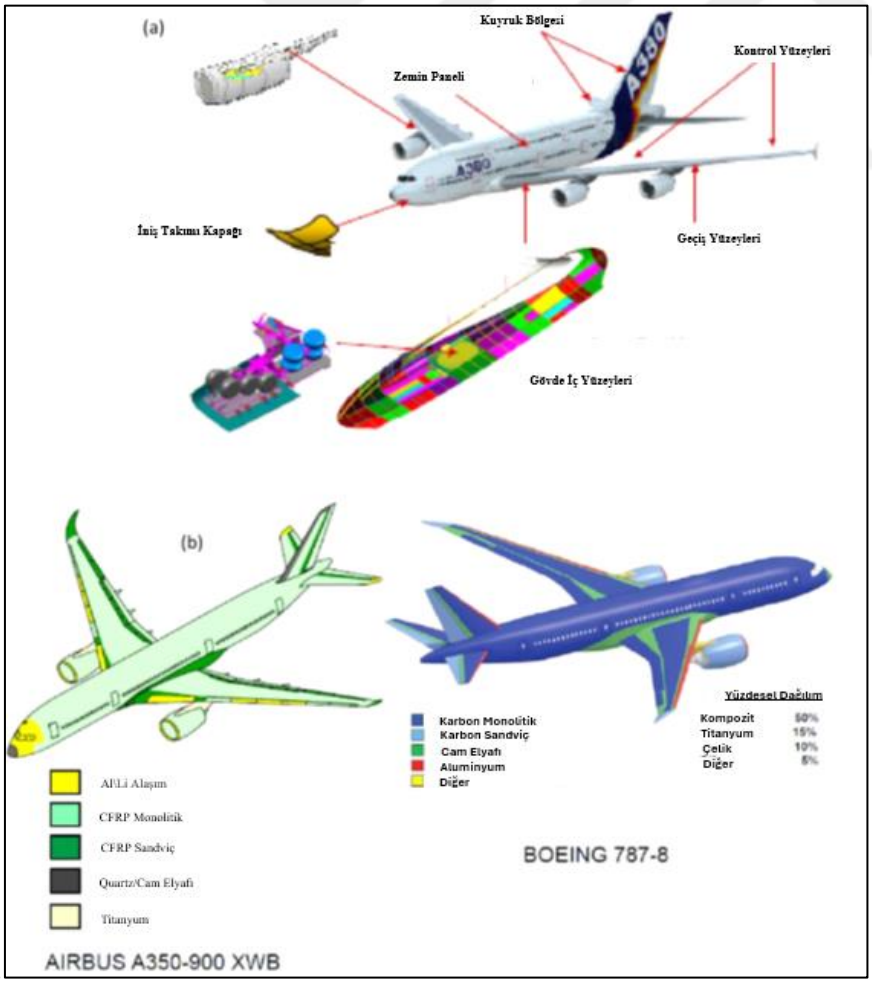
Şekil 2.1. Sandviç Yapıyı Oluşturan Bileşenler [8]

Sandviç yapıların en önemli avantajlarından biri de yapıya sertlik katması ve böylece gelen yükler altında esnemenin çok düşük seviyelere indirilmesidir. Yapılan bir çalışmada, paslanmaz çelik bir kiriş ile yine kütleyi %20 artırarak bal peteği formunda bir çekirdekle kullanılması karşılaştırılmıştır [9].

3 noktalı eğilmenin basit bir sayısal uygulaması ile kütleyi çok fazla artırmadan fleksiyon ataleti artırılmış ve eğilme altındaki yer değiştirmenin yaklaşık olarak %95 oranında azaldığı görülmüştür (Şekil 2.2.).



Şekil 2.2. Sandviç kirişlerde karşılaştırılmalı eğilme hesabı [3]



Şekil 2.3. a) A380, b) A350 ve B787-8 uçaklarındaki sandviç kompozit yapılar [11].

Günümüz havacılık sektöründe, sandviç yapılar, uçakların hem birincil hem de ikincil yapısal bileşenlerinde geniş bir kullanım alanına sahiptir. Bu yapılar, özellikle hafiflik, yüksek mukavemet ve dayanıklılık gibi avantajlar sunduğu için uçakların performansını ve güvenliğini artırmada önemli bir rol oynamaktadır. Sandviç yapıların kullanımı, uçak tasarımında maliyetleri azaltmak ve verimliliği artırmak için kritik bir strateji haline gelmiştir.

Havacılık endüstrisinin lider iki üreticisi olan Airbus ve Boeing, uçaklarının farklı bölümlerinde sandviç yapıları aktif olarak kullanmaktadır. Bu yapılar, özellikle kanat yapılarını, uçak gövdelerini, kontrol yüzeylerini ve iç kabin elemanlarını kapsayan bir dizi bileşende yer almaktadır. Airbus ve Boeing'in uçaklarında kullanılan sandviç yapıların detayları, performans gereksinimlerine göre şekillendirilmiş ve optimize edilmiştir.

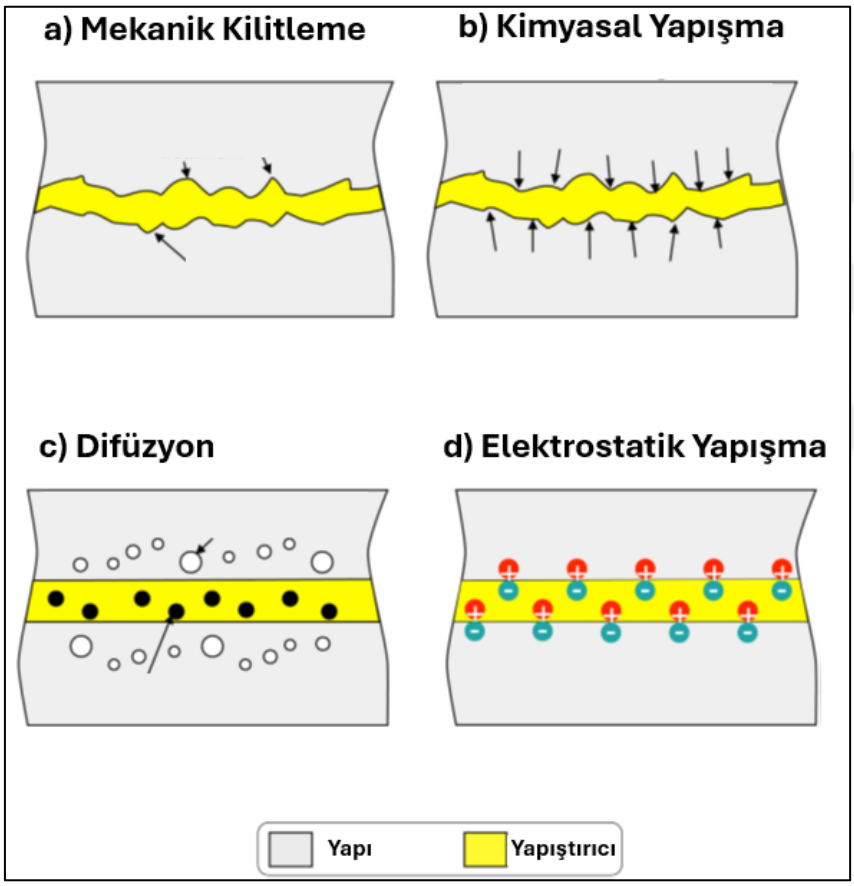
Şekil 2.3., bu iki büyük üreticinin uçak platformlarında yer alan sandviç yapıları ve bu yapıların nasıl konumlandırıldığını görsel olarak sunmaktadır. Bu yapılar, uçakların aerodinamik özelliklerine, dayanıklılık gereksinimlerine ve operasyonel şartlara uygun şekilde tasarlanarak uçuş güvenliğini ve verimliliğini artırmaktadır.

2.2. Yapıştırıcı ile Yapıştırma

Yapıştırma; yüzeyler arasında bir bağ oluşturan yapıştırıcı bir malzeme vasıtasıyla, yapıştırıcılar olarak bilinen alt tabakaların birleştirilmesi olarak açıklanabilir [12]. Yapıştırma, birden fazla parça arasında kuvvetin aktarılmasını sağlar ve bu durum bağlayıcı ile bağlamanın oluşturacağı deliklerdeki gerilme yığılması dezavantajını ortadan kaldırır; bu nedenle, kuvvetin bağlantı üzerinde eşit şekilde yayılmasını sağlar, yapıştırmayı cıvatalama ve perçinleme gibi mekanik bağlantı elemanlarına göre oldukça üstün hale getirir [13]. Kaynakta olduğu gibi parçaların eritilmesine ve kaynaştırılmasına güvenmek yerine, iki veya daha fazla yapıyı birbirine bağlamak için bir yapıştırıcı malzeme kullanır.

Yapışma olayı için en çok bilinen 4 temel bağlanma mekanizması şunlardır; Mekanik Kilitleme, Adsorpsiyon/Kimyasal Bağlanma, Difüzyon ve Elektrostatik Mekanizma. Bu mekanizmalar Şekil 2.4.'te gösterilmiştir. Mekanik kilitleme, yapıştırıcının pürüzlü veya gözenekli yapışma yüzeyine nüfuz etmesiyle meydana gelir ve yapıştırıcı ile yapışan arasında fiziksel kilitleme (''keying'') olanak tanır [14].

Adsorpsiyon/kimyasal bağlama, yapıştırıcıdaki moleküllerin atomları ile yapışan maddelerdeki moleküllerin atomları arasındaki çekim kuvvetlerinin neden olduğu moleküller arası bağlanmanın oluşumudur. Difüzyon, yüzeylerden gelen atomların veya moleküllerin karşılıklı olarak yayılmasıyla meydana gelir. Bu sayede, arayüzdeki ilk sınır yeni bir interdifüzyonel sınırla veya ara faz ile değiştirilir [15, 16]. Difüzyon boyunca uzun zincirli moleküllerin dolanması gerçekleşir. Elektrostatik yapışma, temas halindeki bir yüzeyden diğerine elektron transferi ile gerçekleşir ve çekim kuvvetlerini oluşturan pozitif ve negatif yüklü katmanlar oluşur [17].



Şekil 2.4. Yapışma mekanizmaları ve fenomenolojisi [14]

Yapıştırma yönteminin, mekanik bağlama ile birleştirmeye göre çeşitli avantajları ve dezavantajları vardır. Yapıştırma yönteminde bağlayıcı ve bağlantı elemanlarının sayısının azalması sağlanabilir; bu sebeple yapıştırma yöntemi karbon fiber takviyeli plastikler (CFRP), plastik, çelik, magnezyum, alüminyum gibi hem benzer hem de farklı metalleri ve kompozitleri birleştirebilir [18]. Bağlayıcı kullanılmaması ağırlık azaltmak için çok önemli

bir fırsat sunacaktır. Bu iki temel bağlantı kurma yönteminin birbirine göre avantajlarının ve dezavantajlarının karşılaştırılması Çizelge 2.1.'de verilmiştir.

Çizelge 2.1. Mekanik bağlama ve yapıştırma yöntemlerinin karşılaştırılması [19]

	AVANTAJLARI	DEZAVANTAJLARI
Bağlayıcı Kullanımı	• Özel bir yüzey hazırlığı veya ultra temiz elleçleme işlemi gerekmez. • Dayanıklılık, termal döngü veya yüksek sıcaklıklardan olumsuz veya geri döndürülemez şekilde etkilenmez • Derz kalitesi açısından olağandışı muayene sorunlarına yol açmaz. • Yapışan parçaları tahrip etmeden kolayca sökülebilir.	• Kompozitte delikler açılarak parçanın zayıflaması. • Yatak yüzeylerinde stresi yoğunlaştırarak, arızaya yol açabilecek 'stres yükselticilere' neden olur. • Kalın laminelerin birleştirilmesi haricinde, genellikle yapıştırılmış birleştirmeler kadar güçlü değildir. • Montaj yapılan yapının ağırlığını arttırarak birleştirme verimliliğini azaltır. • Petek seçimi genellikle bağlantı elemanlarının boyutlarına göre belirlenir. • Çıkıntılı bağlantı elemanları aerodinamik yüzeyleri bozabilir.
Yapıştırıcı ile Yapıştırma	• Mekanik bağlantılara göre yükü daha geniş bir alana dağıtır, böylece ortalama stresi ve stres konsantrasyonunu azaltır. • Birleştirme bölgesinde talaş kaldırma işlemi yapılmaz, böylece yapışan parçalar zayıflatılmaz. • Yapıya eklenen ağırlığı en aza indirir. • İlk yüklemeden sonra, yapıştırılmış derzler eşdeğer mekanik derzlere göre daha az kalıcı set gösterir. • Doğru yapıştırıcı seçimi ile yüksek sıcaklıklara karşı iyi sürünme direnci. • Pürüzsüz dış (aerodinamik) yüzeylerin tasarlanmasına olanak sağlar. • Çatlak ilerlemesine karşı düşük hassasiyetle, bütünleşik olarak kapatılmış birleşim yerleri oluşturur. • Geniş alanlardaki yapıştırılmış birleştirmeler genellikle mekanik birleştirmelerden daha az maliyetlidir. • Galvanik korozyona eğilimli farklı malzemelerin, termal genleşmedeki (termal gerilimler) farklılıklar dikkate alınarak birleştirilmesine olanak sağlar.	• Tahribatsız muayene (NDT) ile tamamen incelenmesi daha zordur. • Soyulma yüklerini ortadan kaldırmak için dikkatli tasarıma ihtiyaç vardır. Verimli yapısal bağlar elde etmek için yapıştırılan parçaların doğru bir şekilde birleştirilmesi gerekir. • Kalıcıdır, kolayca sökülmez. Isıl çevrim ve yüksek nem mukavemetini etkileyebilir. • Yapıştırmadan önce özel yüzey hazırlığı ve temiz kullanım gereklidir.

2.3. Kompozit Yapıların Yapıştırma Metotları

Kompozit malzemelerin üretiminde günümüzde yaygın olarak kullanılan üç temel birleşim yöntemi bulunmaktadır. Bunlar; Eş-kürleme (co-curing), Eş-bağlama (co-bonding) ve İkincil bağlama (secondary-bonding) yöntemleridir (Şekil 2.5.) [20]. Bu yöntemler arasındaki en önemli fark, bileşenlerin ve yapıştırıcı malzemenin kürlenme süreçlerindeki farklılıklardır.

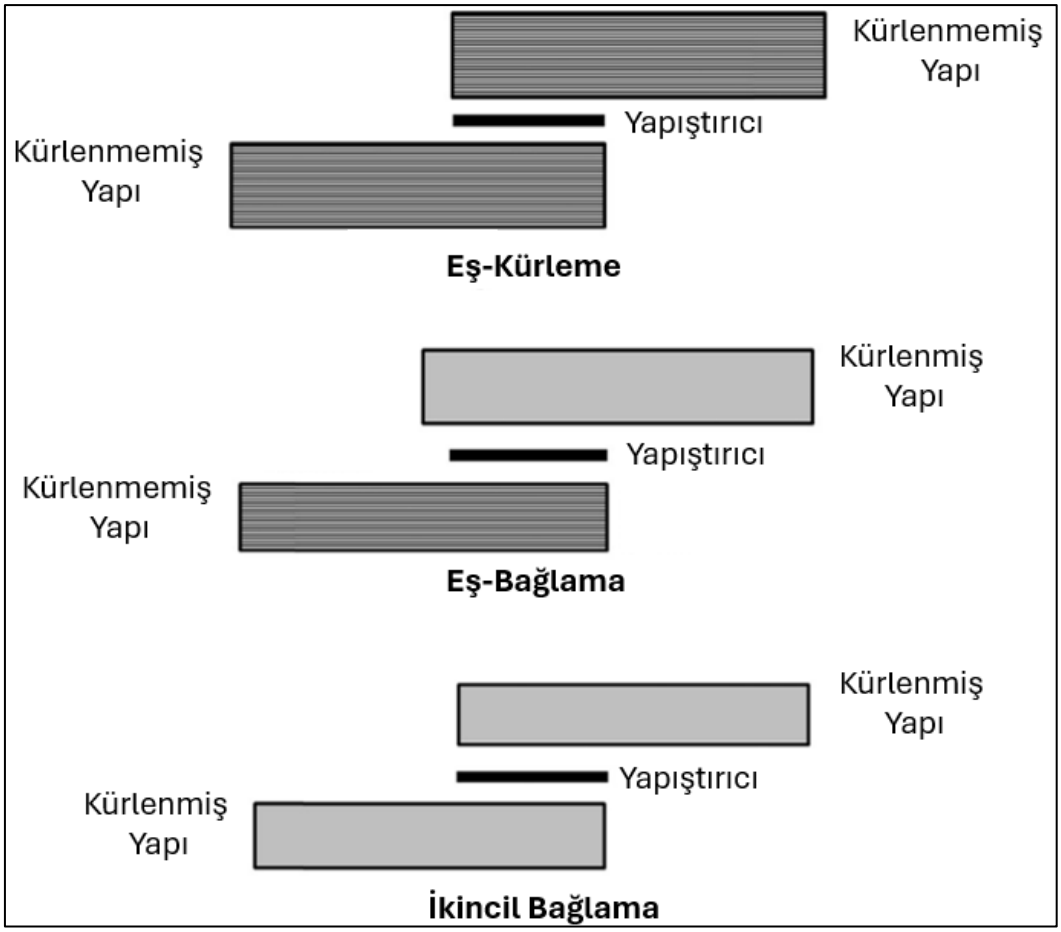
Eş-kürleme (Co-curing) yöntemi, iki kompozit parçanın kürlenmemiş haldeyken ve yapıştırıcı malzemenin de aynı anda kürlendiği bir süreçtir. Bu yöntemde, yapıştırıcı kullanımı isteğe bağlıdır, çünkü iki kompozit malzeme, doğrudan kürlenerek birbirine bağlanabilir [21]. Eş-kürlemenin bazı önemli avantajları vardır. Özellikle, tek bir kürleme döngüsüyle farklı kompozit geometrilerinin üretilebilmesi ve üretim süresinin kısalması gibi faydalar sağlar. Ayrıca, yapıların aynı anda kürlenmesi, birleşim yerinde homojen bir yapı oluşturur ve bu da yapının genel performansını optimize eder. Ancak, bu yöntemin bazı dezavantajları da vardır. Kürlenmemiş yapılar ve belirli bir şekli olmayan malzemelerle çalışıldığından, karmaşık üretim araçlarına ihtiyaç duyulabilir ve daha sıkı toleranslar gerektirebilir. Bu da üretim sürecini zorlaştırabilir.

Bir diğer yöntemde yapılardan biri kürlenmişken diğer yapı kürlenmemiştir ve bir yapıştırıcı yardımıyla yapılar kürlenme işlemine sokulur ve bu yönteme eş-bağlama denir [20]. Bu işlem için daha basit tutma araçlarına ihtiyaç duyulur, tolerans ihtiyaçları daha azdır ve görece iyi bir yapısal dayanım elde edilir. Bunlara karşın, yapışma yüzeyi için bir yüzey hazırlığına ihtiyaç duyulur ve iki aşamalı kürleme prosesi yapılır.

İkincil Bağlama Yöntemi, endüstride en yaygın ve en basit olarak kabul edilen bir birleşim yöntemidir. Bu yöntemde, daha önce kürlenmiş iki kompozit malzeme bir araya getirilir ve aralarındaki yapıştırıcı malzeme kürlenerek birleşim sağlanır [20]. Kompozit malzemelerin önceden kürlenmiş olması, birleşim işlemi için yalnızca temel tutma araçlarının kullanılabilmesini sağlar, bu da üretim sürecini kolaylaştırır ve maliyetleri önemli ölçüde düşürür. Ancak bu işlem, iki farklı kürleme döngüsü gerektirir.

Yapışma prosesinin diğer yöntemlere göre daha hassas olmasından ötürü, havacılık otoriteleri, FAA ve AESA gibi kurumlar, bu yöntemin birincil yapılarda doğrudan

kullanılmasına onay vermemektedir. Bu tür yapılar için ek bağlayıcı malzemelerin kullanılması zorunlu kılınmaktadır. Buna rağmen, ikincil bağlama yöntemi hem endüstride hem de literatürde en yaygın kullanılan birleşim tekniği olarak öne çıkmaktadır [22, 23]. Temelde, bu yöntem, önceden kürlenmiş kompozit malzemelerin sadece aralarına bir yapıştırıcı eklenerek birleştirilmesini içerir.

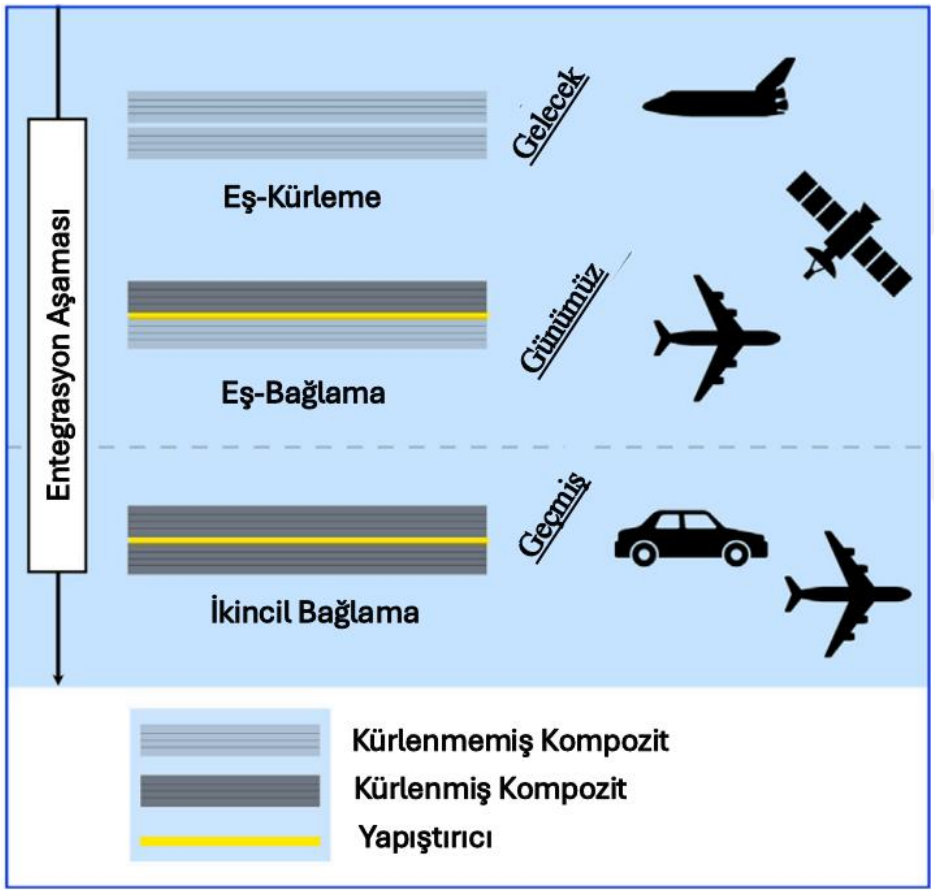


Şekil 2.5. Kompozit Yapıların Birleştirme Yöntemleri [20]

Tarihsel geçmişe bakıldığında ikincil bağlama yöntemi ilk olarak metalik parçaların bağlanması için ortaya çıkmış bir yöntemdir [24], buna örnek olarak MX uzay aracının roket nozulunu verilebilir. Modern uçaklarda yaygın kompozit malzeme kullanımıyla birlikte ikincil bağlamaya örnek olarak, Airbus A380 uçağının yatay ve dikey kuyruklarında sertleştirici-kaburga bağlantısının üretimi verilebilir [25].

Bakım ve onarım işlemleri için hasarlı parçaların onarımı için ikincil bağlama yöntemi çok yaygın olarak kullanılmaktadır, çünkü ikincil bağlanmış parça birlikte kürlenmiş veya birlikte bağlanmış bir yapıya benzer bir mukavemet sergiler [26]. Avantajlarının

bulunmasına rağmen proses çok sayıda faktöre bağlıdır ve sağlıklı bir proses gerçekleşmesi için bu işlemler titizlikle yapılmadır. Bunlar; yüzeylerin yapışma için hazır ve temiz olması, yapıştırılan malzemelerin uygunluğu, uygun yapıştırıcı türü kullanımı, birleştirme geometrisi, çevresel faktörler ve kürleme işlemidir [27]. Tarihsel sürece bakıldığında ikincil bağlamanın yerini sonraki uygulamalarda eş bağlama yönteminin alması ve ileri uygulamalarda ise eş-kürleme yönteminin alacağı görülmektedir (Şekil 2.6).

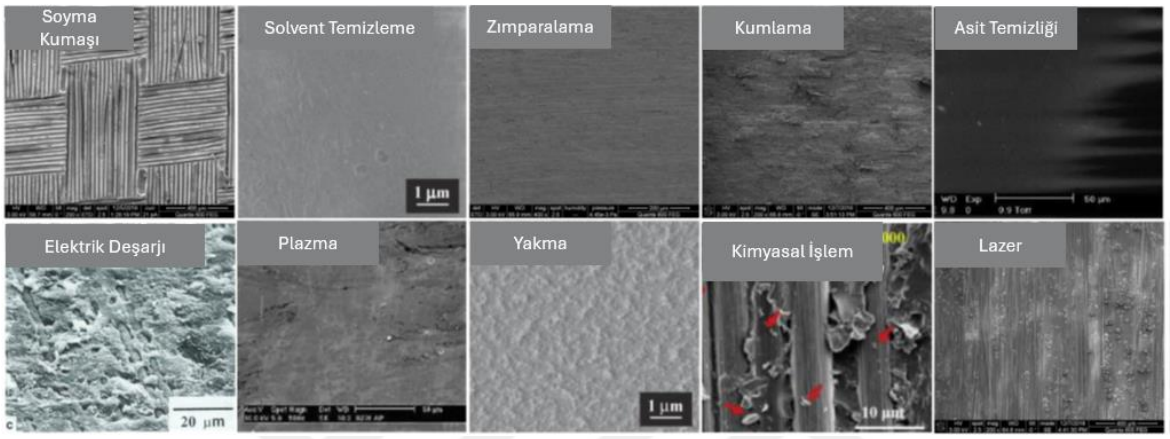


Şekil 2.6. Endüstride kompozit malzemeleri birleştirmek için kullanılan yöntemler [14]

2.4. Yapıştırma İşlemlerinde Yüzey Hazırlığı

Yapıştırıcı ile bağlanmış yapıların imalatının en önemli adımlarından biri de, birleştirme öncesi yapışma yüzeylerinin hazırlığıdır [28]. Yapışma yüzeyinde kalacak yabancı maddeler ve kirler yapışmayı zorlaştırır. Yapışma yüzenin hazırlanması, bağlanma performansında kritik öneme sahiptir ve yapıştırıcının dayanımı, yük altındaki davranışını, tamamen değiştirebilir. Bu amaçla, yapışma öncesi yüzeyleri hazırlamak, bağları güçlendirerek yapışma dayanımını artırır ve daha yüksek yüklerde çalışmasına olanak sağlar [29].

Günümüz endüstrisinde uygulanan ve literatürde yer alan temel üç yöntem vardır. Bunlar; yüzeyden kirleticileri kaldırmak, aşındırma yöntemlerini kullanarak yüzeyi pürüzlendirmek ve özel işlem yöntemleri kullanarak yüzey enerjisini arttırmaktır [14]. Çeşitli yüzey hazırlama yöntemleri sonrasında oluşan taramalı elektron mikroskobu (SEM) görüntüleri şekil 2.7.'de verilmiştir.



Şekil 2.7. Yüzey hazırlığı sonrası kompozit yüzeylerin SEM görüntüleri [14]

2.5. Sandviç Yapıların Havacılıkta Kabul Kriterleri

Düşük yoğunluklu çekirdek malzemelerle, ince ya da kalın sert yüzeyler arasında güçlendirilmiş petek sandviç kompozitler, yüksek özgül bükülme sertliği özellikleri nedeniyle havacılık uygulamalarında tercih edilmektedir. Son yıllarda, havacılık sektöründe kullanılan sandviç teknolojisi genel olarak başarılı sonuçlar vermiş ve milyonlarca uçuş saati boyunca test edilmiştir. Dünya genelindeki ticari havacılık filosunda, hem birincil hem de ikincil yapılar olarak önemli miktarda sandviç yapı yer almaktadır. Bu tür kompozit yapılar, çeşitli hasar mekanizmalarını barındırarak, potansiyel bileşen arızalarına yol açabilmektedir.

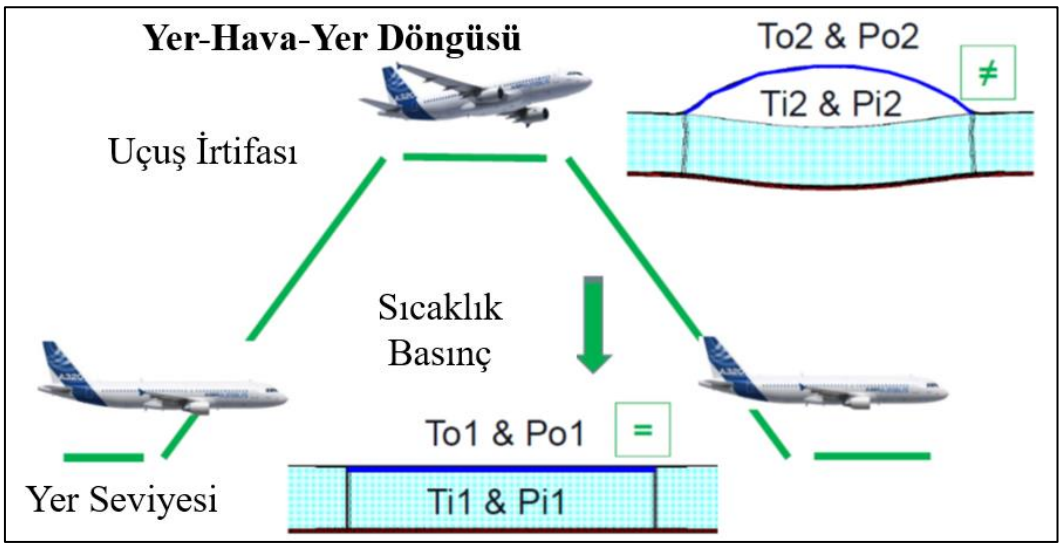
Sandviç yapıların arızalanma şekilleri çok çeşitlidir. Örneğin, çekirdek sıkıştırması, kesme kıvrılması, yüzey sacının burkulması ve yüzey ile çekirdek arasındaki ayrılma gibi hasar türleri söz konusu olabilir. Yüzey sacının çekirdekten ayrılması, bu tür arızaların en ciddi olanlarındandır, çünkü arızayı doğru bir şekilde değerlendirmek ve tahmin edebilmek için kırılma mekaniği temelli analizler gerektirir. Bu tür arıza mekanizmaları, doğru bir şekilde incelenmeli ve mühendislik araçları kullanılarak, potansiyel riskler minimize edilmelidir (Şekil 2.8.).



Şekil 2.8. Çekirdek yüzey ayrılması hata modu [30].

Çekirdek yüzey ayrılmasına yol açan en önemli fenomenlerden biri, Yer-Hava-Yer (GAG) döngüsüdür [31]. Bu döngü, bir hava aracının yer düzleminden kalkıp irtifa kazandıkça yaşadığı basınç ve sıcaklık değişimlerini ifade eder. Başlangıçta, yer düzleminde dış basınç ve sıcaklık, iç basınç ve sıcaklık ile dengededir. Ancak, hava aracı yükseldikçe dış basınç ve sıcaklık düşer, bu da yapının iç ve dış ortamları arasındaki dengeyi bozar. Bu dengesizlik, yüzey ve çekirdek arasında ayrılma yönünde bir kuvvetin oluşmasına neden olur.

Hava aracı tekrar yer düzlemine indiğinde, basınç ve sıcaklık dengeye gelir ve bu ayrılma genellikle gözlemlenmez. Ancak, bu Yer-Hava-Yer döngüsü defalarca tekrarladıkça, her döngüde çekirdek yüzey ayrılması artar. Bu etki, zamanla yapının yapısal bütünlüğünü zayıflatabilir. Şekil 2.9.'da bu döngü ve etkileri şematize edilmiştir.



Şekil 2.9 Yer-Hava-Yer fenomeni [31]

Ticari havacılık sektöründe, uçakların tekrarlı ve uzun uçuş saatlerine maruz kalması kaçınılmazdır. Uçaklar yer seviyesindeyken düzenli olarak kontrol edilir; her uçuş öncesi

basit gözlemlerle yapılan kontrollerin yanı sıra, periyodik aralıklarla daha detaylı incelemeler de yapılır. Ancak, çekirdek ve yüzey arasında meydana gelen ayrılmalar yer düzleminde gözlemlenemeyebilir ve bu durum uçuş sırasında ciddi sorunlara yol açabilir. Bu tür ayrılmalar, başlangıçta fark edilmese de, uçuş sırasında büyük bir tehlike oluşturabilir.

Buna bir örnek olarak, 2007 yılında gerçekleşen Airbus A310 Air Transatlantik uçuşunda, irtifa dümeninin uçuş esnasında kopması olayı gösterilebilir (Şekil 2.10.). Neyse ki, uçak başarılı bir şekilde iniş yapmayı başarmıştır [32]. Bu tür olaylar, yüzey ile çekirdek arasındaki ayrılmaların fark edilmeden ilerlemesi durumunda, potansiyel kazalara yol açabileceğini göstermektedir.



Şekil 2.10. Airbus A310 Air transatlantik yüzey/çekirdek ayrılması kazası [32]

Global havacılık otoriteleri olan FAA ve AESA, yapışma bağlantılarının neden olabileceği belirsizlikleri göz önünde bulundurarak, havacılık sektöründe kullanılan yapıştırıcıların performansının testler ve simülasyonlarla doğrulanmasını talep etmektedir. Ayrıca, yapıştırıcıların kopması durumunda, yükün güvenli bir şekilde taşınabilmesi için yedek yolların oluşturulması gerektiğini vurgulamaktadırlar [33].

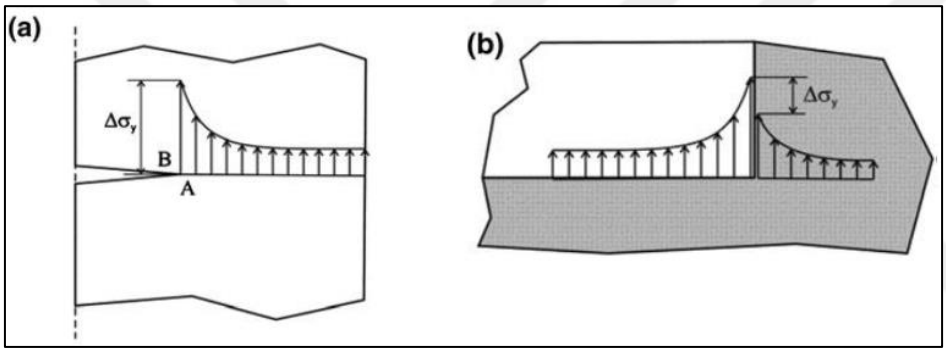
2.6. Yapıştırma Bağlantılarında Sonlu Elemanlar Yaklaşımı

Havacılık ve uzay mühendisliğinde, yapıştırma ile birleştirilen yapıların, belirlenen gereksinimler doğrultusunda herhangi bir hasar meydana gelmeden hem statik hem de döngüsel yüklere dayanması beklenmektedir [34]. Güvenlik kriterlerine ek olarak, yapının ağırlığını ve maliyetini azaltmak amacıyla optimum malzeme kullanımı, havacılık mühendisliğinin temel odak noktalarındandır. Yapının dayanım limitlerinin belirlenmesi, güvenli çalışma aralığında kalacak tasarım yöntemleriyle birlikte verimlilik sağlamaktadır. Bu nedenle, yapıştırılmış yapıları analiz etmek ve testlerle doğrulamak büyük önem taşımaktadır [35].

Yapıştırıcı ile bağlanmış yapıların matematiksel olarak analiz edilmesinde iki temel yöntem kullanılmaktadır: analitik analiz yöntemleri ve sayısal analiz yöntemleri. Yapışma bağlantılarıyla birleştirilmiş yapıların analiziyle ilgili ilk çalışmalar 1938 yılına kadar gitmektedir [36]. Bu ilk çalışmalar, basit diferansiyel denklemler kullanılarak ve yapıştırıcı ile yapıların doğrusal elastik olduğu varsayımıyla gerçekleştirilmiştir. Ancak, yapışma bağlantılarının doğrusal olmayan (non-lineer) davranışları ve anizotropik yapıları, kompozit alt tabakaların varlığı gibi faktörler, bu analizlerin karmaşıklığını artırmaktadır. Böyle durumlarda, sayısal analiz yöntemlerinden sonlu elemanlar analizi (SEA) tekniği son derece uygundur ve yaygın olarak kullanılmaktadır [37]. Yapışma bağlantılarıyla birleştirilmiş yapıların Sonlu Elemanlar Analizi kullanılarak yapılan ilk sayısal analiz çalışması, Adams ve arkadaşları tarafından gerçekleştirilmiştir [38].

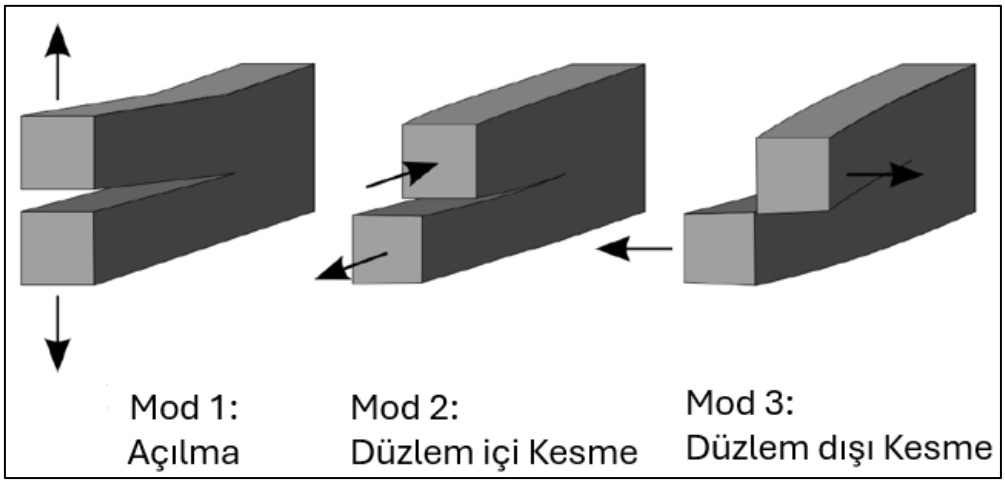
Günümüzde, yapıştırıcı ile bağlanmış bağlantıların sonlu elemanlar analizi, mekaniğin üç farklı dalı çerçevesinde oluşmuştur: Süreklilik Mekaniği, Kırılma Mekaniği ve Hasar Mekaniği [19].

Bağlı yapıların analizi için Sonlu Elemanlar Analizi yöntemleri arasında, en temel ve en yaygın kullanılanı Süreklilik Mekaniği yaklaşımıdır [21]. Bu yöntemde, gerilim ve gerinim dağılımlarını bulduktan sonra, malzemenin izin verilen maksimum gerilim ve gerinim değerlerinin karşılaştırılması veya farklı arıza kriterlerinin kullanılmasıyla arıza tahmini yapılır. Bu yaklaşımda tüm yapı sürekli olduğundan bitişik yüzeyler arasında bir ayrılma gözlenmez. Süreklilik mekaniği yaklaşımında, gövdenin sürekli ve mükemmel bir şekilde bağlanmış olduğu varsayıldığından, örtüşme bölgesinin köşelerinde oluşan keskin kenarlar, sonsuz gerilim veya gerinim değerleri içeren tekil noktalar oluşturur, bunlara gerilim ve gerinim tekillik noktaları da denir; Bu nedenle, SEA bu noktalarda sonuç veremez [39] (Şekil 2.11).



Şekil 2.11. Yapışma bölgelerindeki gerilme dağılımı a) çentik açılmış b) düz [40]

Bir diğer yöntem olan Kırılma mekaniği, genel olarak bir malzemedeki çatlak başlangıcı ve ilerlemesiyle ilgilenir, mekaniğine dayalı yöntemler kullanarak uygulanan enerji ve oluşan çatlak arasındaki etkileşime dayanarak hasarı belirler [12]. Kırılma mekaniği, belirli koşullar altında kırılgan malzemelerin hasarını analiz etmek için uygundur [34], yapışma bağlantıları genelde sünek bir davranış sergiler. Kırılmanın meydana gelebileceği üç farklı yol vardır; ayrılma, düzlem içi kesme ve düzlem dışı kesme. (Şekil 2.12.) [19].



Şekil 2.12. Kırılma modları [19]

Yapıştırıcı ile bağlanmış birleşimlerde kırılma oluşumunun ayrıntılı olarak incelenmesi durumunda, kırılmanın başlangıç noktasının bitişik yüzeyler arasındaki arayüz bölgesinde mikro çatlakların oluştuğu gözlemlenmektedir. Bu mikro çatlaklar, aktarılan yükte azalmaya ve makro yapısal gerilim-şekil değiştirme davranışında uygulanan gerilimde düşüşe yol açmaktadır [12]. Hasar mekaniği, bağlanma davranışındaki çatlak benzeri bir başlangıçtan, tam ayrılmaya kadar kırılmanın kademeli olarak simüle edilmesini mümkün kılmaktadır [20]. Bu nedenle, yapıştırıcı ile bağlanmış yapılara yaklaşırken SEA (Sonlu Elemanlar Analizi) metodu sıklıkla tercih edilen bir yöntemdir [34].

2.6.1. Yapıştırıcının modellenmesi

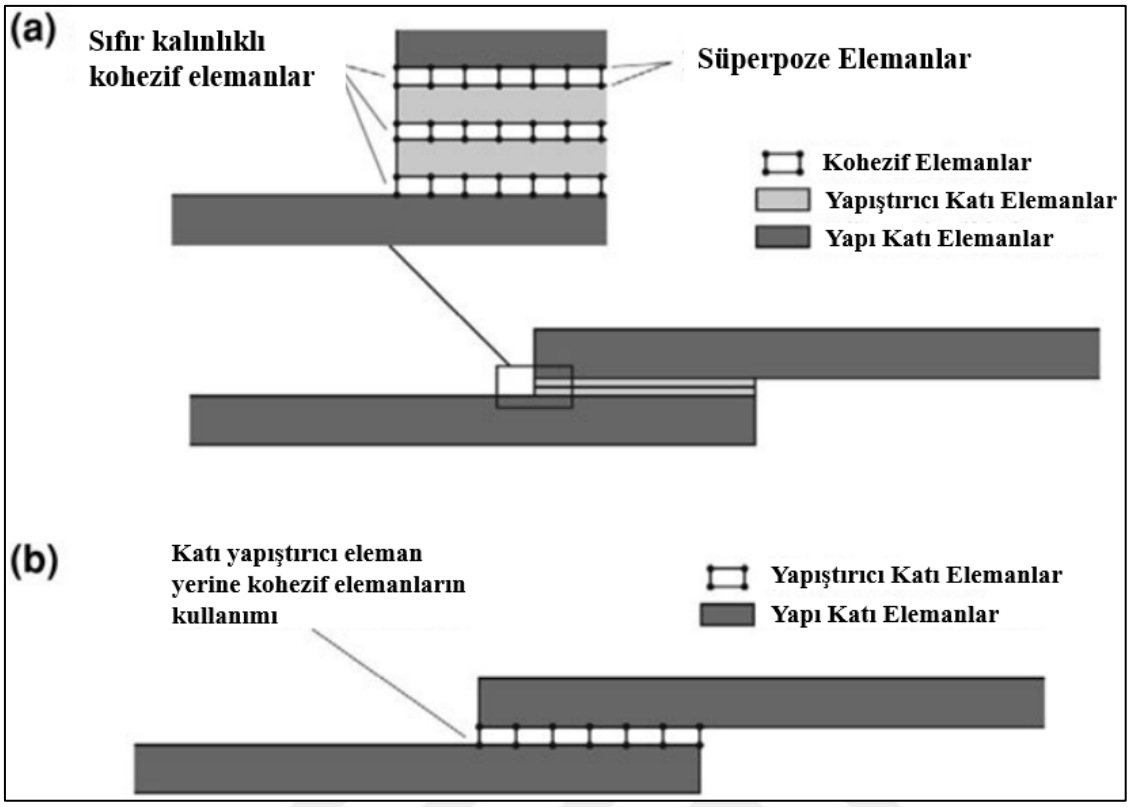
Lineer elastik kırılma mekaniği (LEFM), sonlu elemanlar yöntemleri kullanılarak yapılan hesaplamalarla genellikle tatmin edici sonuçlar elde edilmesini sağlayan bir yaklaşımdır. Ancak, çatlak yayılımı ve yapışma mukavemeti gibi karmaşık kırılma ve bağlanma süreçlerinde, LEFM'nin sunduğu sonuçlar çoğu zaman yeterli düzeyde doğruluğa sahip olamayabilir. Bu gibi durumlar için Kohezif Bölge Modellemesi (CZM), özellikle yapısal analizlerde daha yüksek doğruluk ve güvenilirlik sağlayan bir alternatif olarak öne çıkmaktadır. Araştırmacılar, CZM yöntemini, geleneksel kırılma mekaniği modellerine göre daha üstün sonuçlar elde edebilme potansiyeli nedeniyle tercih etmektedirler.

CZM'nin avantajları, özellikle malzeme arayüzlerinde ortaya çıkan çatlak oluşumları ve yayılımı gibi kritik parametrelerin daha doğru bir şekilde modellenebilmesinde yatmaktadır.

Geleneksel kırılma mekaniği ve süreklilik teorilerine göre daha esnek bir yaklaşım sergileyen CZM, hem statik hem de döngüsel yüklerin etkisi altında, kompozit malzeme katmanları arasındaki yapıştırıcı bağların ve arayüz davranışlarının daha gerçekçi bir şekilde simülasyonunu yapabilmektedir. Bu özellik, özellikle kompozit yapılar ve yapışkan bağlantılar gibi uygulamalarda son derece önemlidir, çünkü bu tür yapılar farklı yükleme koşulları altında oldukça karmaşık davranışlar sergileyebilirler [20].

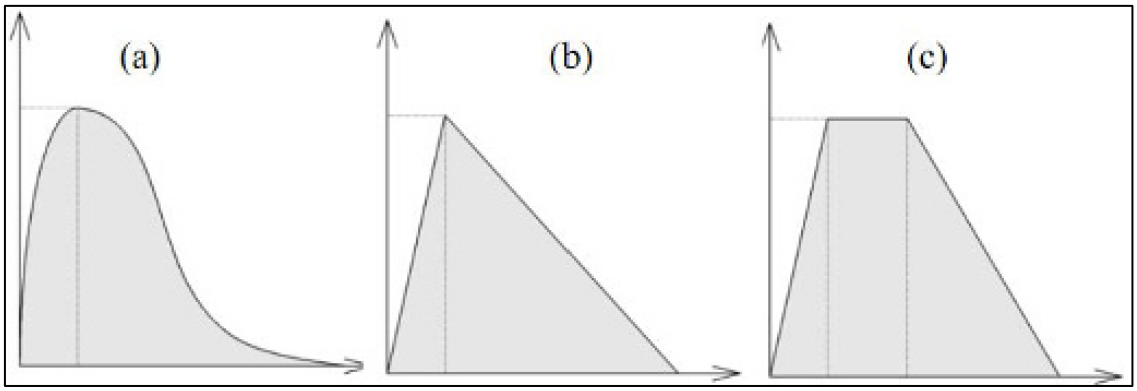
Kohezif Bölge Modelleme (CZM) yöntemi, 20. yüzyılın ortalarında yapılan bağımsız araştırmalarla ilk kez bilim dünyasına kazandırılmıştır. Bu dönemde, özellikle iki ayrı çalışma, bu yaklaşımın temellerini atmış ve daha sonraki yıllarda metodoloji daha da geliştirilmiştir [40,41]. CZM'nin temelinde, geleneksel gerilim-şekil değiştirme eğrisinin ötesine geçerek, kohezif çekme ve çatlak açılma yer değiştirmeleri arasındaki etkileşimin matematiksel bir modellemesi yer almaktadır. Bu yaklaşım, çatlakların ilerlemesi ve bağlanma davranışlarını daha gerçekçi bir şekilde tasvir etme kapasitesine sahip olup, bu sayede geleneksel yöntemlerle karşılaşılan sınırlamaları aşabilmektedir [17].

Günümüzdeki sonlu elemanlar programlarında bu yaklaşımın uygulanması mümkündür. Böylece, CZM yöntemi ile temas bölgelerinde çeşitli tipte kohezif elemanlar kullanılarak modelleme yapılabilir. Kohezif ve yapışkan kırılma davranışlarını simüle etmek amacıyla, tekli yapışma geometrisinde kohezif elemanların tipik kullanımı Şekil 2.13.'te gösterilmektedir.

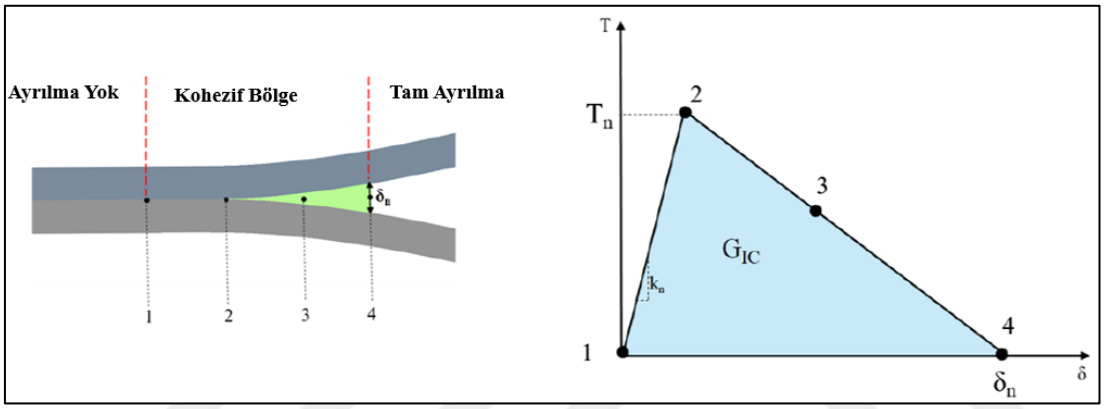


Şekil 2.13. Yaklaşım metodu olarak kohezif eleman kullanım yöntemleri [39]

Bağlanma davranışını uygulayan kohezif elemanların kullanımıyla, bitişik düğümler arasındaki yüzey ayrımının simülasyonu, düğüm birleştirme veya ilk çatlağı tanımlama ihtiyacı olmadan CZM yönteminde elde edilebilir. Bunun için, CZM yönteminde yer alan yasalardan çekme-ayrılma yasası (TSL) kullanılır. Bu yasa, kohezif elemanların ayrılma süreci ile doğrusal veya doğrusal olmayan etkileşimini tanımlar. Literatürde ve günümüz yaklaşımlarında üç farklı yasadan bahsedebiliriz. Bunlar; üstel (exponential), bilineer (bilinear) ve yamuk (trapezoidal) olarak tanımlanır (Şekil 2.14.). Bağlantı konfigürasyonu ve yapıştırıcı türüne (gevrek veya sünek) bağlı olarak, çekme-ayrılma kanunları olarak adlandırılan farklı kohezyon bölgesi formülasyonları kullanılabilir. Bu çalışmada, özellikle gevrek malzemeler için basitliği ve doğruluk oranının yüksek olmasının yanında literatürdeki benzer malzeme kombinasyonlarında tercih edilmesi sebebiyle bilineer kanun tercih edilmiştir [42].



Şekil 2.14. Çekme ayrılma yasaları; a) üstel b) bilineer c) yamuk [43]



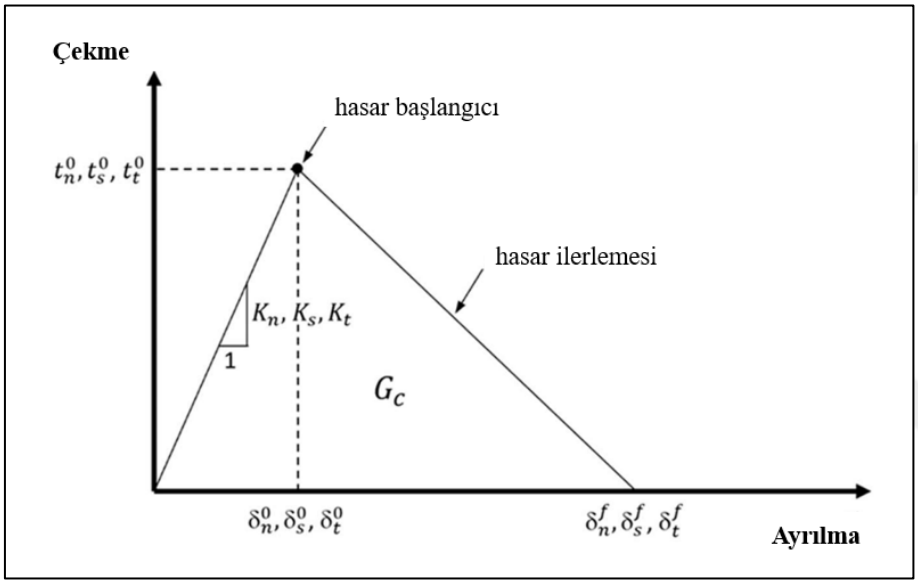
Şekil 2.15. Bilineer çekme ayrılma yasasının çizimi ve grafiği [19]

Temelde TSL eğrisini iki ana aşamaya ayırabiliriz. Ayrılma sürecinin başında, yük kritik seviyeye ulaşana kadar kademeli olarak artar ve bu değer maksimum kohezif çekiş (t_{max}) olarak adlandırılır. En yüksek seviyeye ulaştıktan sonra davranış yumuşama aşamasına geçer ve bu aşama maksimum kohezif ayrılma değerine (δ_{max}) ulaşılana kadar devam eder. Tam ayrılma bu noktada gerçekleşir. TSL eğrisin altında kalan alan kritik gerilim enerjisi salınımın oranını G_C temsil eder ve şu şekilde hesaplanır;

$$G_C = \frac{1}{2} t_{max} \delta_{max} \tag{2.1}$$

Tek modlu bir yükleme durumunda, hasar oluşumu, çekme kuvvetinin o yöndeki izin verilen maksimum çekme kuvvetine eşit olduğu noktada başlar. Çekme kuvveti değeri, ayrılma miktarı ile doğrusal bir ilişki içerisindedir ve üçgen altındaki alan kırılma tokluğu değerine eşit olduğunda hasar ilerler. Yapıştırıcı ile bağlanmış bağlantılardaki yükleme genellikle tek bir yükleme modundan oluşmaz. Bunun yerine, Şekil 2.12.'de gösterildiği gibi, üç farklı

yöndeki yükleme modlarının bir karışımıdır. Bu nedenle, karma modlu yükleme durumunda, farklı kırılma modları arasındaki etkileşim nedeniyle süreç daha karmaşıktır. Şekil 2.16'da ABAQUS FEA [44] yazılımında yerleşik olarak bulunan bilineer çekme-ayrılma modelini göstermektedir. Bu model, doğrusal elastik davranışı izleyen doğrusal bir bozulma sürecini sergiler. Şekilde: t^0, maksimum çekme kuvvetini; δ^0, hasar başlangıcındaki yer değiştirmeyi; δ^f, kopma sırasındaki yer değiştirmeyi; K, rijitliği (sertliği) ifade eder. Alt simgeler n, s ve t, sırasıyla normal, kayma ve enine yönleri temsil eder.



Şekil 2.16. Bilineer çekme-ayrılma davranışının grafiksel gösterimi [44]

Bu eğri boyunca meydana gelen çekiş ve buna bağlı oluşacak ayrılma arasındaki ilişki matematiksel olarak şu şekilde ifade edilebilir:

$$t_{i=} k_i \delta_i \ (i = n, s, t); \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_n & 0 & 0 \\ 0 & K_s & 0 \\ 0 & 0 & K_t \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} \tag{2.2}$$

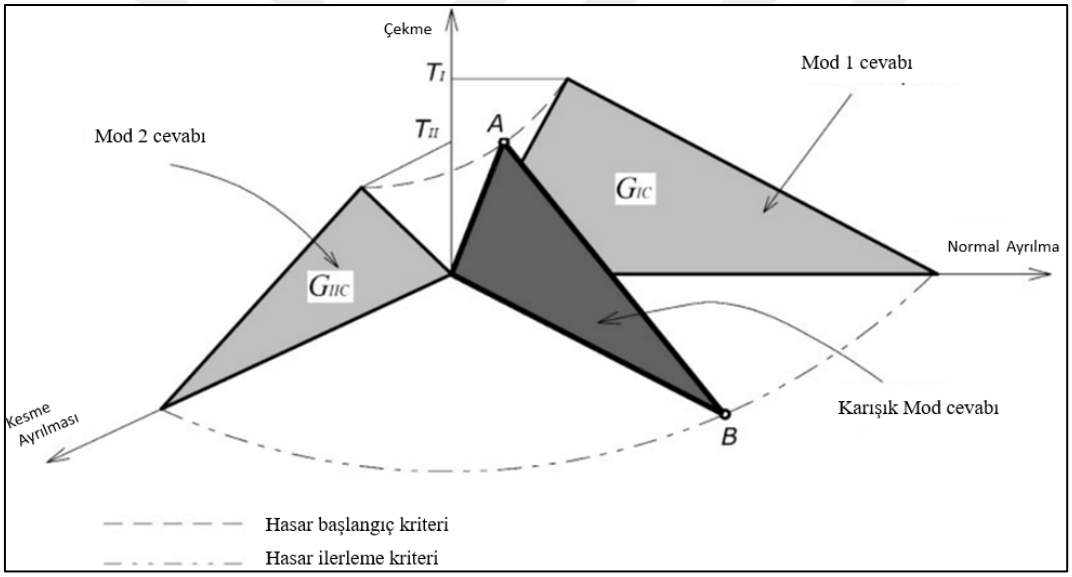
Sonlu kalınlığa sahip bir yapıştırıcı için rijitlik şu aşağıdaki denklemlerle ifade edilmiştir. Bu ifadelerde, E elastik modülü, G ise kayma modülünü temsil eder. t yapıştırıcının kalınlığıdır.

$$K_n = \frac{E}{t} \tag{2.3}$$

$$K_s = K_t = \frac{G}{t} \tag{2.4}$$

Karışık mod davranışını hesaplarken, genellikle, literatürde mod arıza davranışlarını birleştirmek için iki farklı kriter kullanılmaya başlanmıştır: Gerilim tabanlı ve Enerji tabanlı kriterler. Bu çalışmada, ABAQUS sonlu elemanlar analiz programında yerleşik bir araç olan, gerilme tabanlı "Karesel Nominal Gerilme Kriteri" uygulanmıştır. Matematiksel olarak aşağıdaki gibi ifade edilen ikinci dereceden nominal gerilim kriteridir:

$$\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right\}^2 + \left\{\frac{\langle t_s \rangle}{t_s^0}\right\}^2 + \left\{\frac{t_t}{t_t^0}\right\}^2 = 1 \tag{2.5}$$



Şekil 2.17. Karışık mod bilineer çekme ayrılma yasası [45]

t_0 terimleri, izin verilen maksimum çekme kuvvetlerini tanımlarken, t terimleri mevcut çekme kuvvetlerini ifade eder. Alt simgeler n, s ve t, sırasıyla normal, kayma ve enine yönleri temsil eder. Köşeli parantezler, yalnızca pozitif değerlerin dikkate alındığını belirtir, çünkü normal basma gerilmeleri hasar başlatamaz. Karışık mod bilineer TSL eğrileri, Şekil 2.17.'de gösterilmiştir.

Hasar, Denklem (2.5) ile tanımlanan koşul altında başladığında, hasarın ilerlemesi süreci devreye girer. Sistemin hasar sonrası tepkisi, sürekli ortam hasar mekaniğine (continuum damage mechanics) göre şu şekilde tanımlanır:

$$t_n = \begin{cases} (1-d)\bar{t}_n & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n & \bar{t}_n < 0 \end{cases} \tag{2.6}$$

$$t_s = (1-d)\bar{t}_s \tag{2.7}$$

$$t_t = (1-d)\bar{t}_t \tag{2.8}$$

Burada t_x,t_y,t_z, hasar görmüş durumdaki gerilme bileşenlerini; $\bar{t_x}$, $\bar{t_y}$, $\bar{t}_z$ ise hasar görmemiş durumdaki normal ve kayma yönlerindeki gerilme bileşenlerini ifade etmektedir. Skaler bir hasar değişkeni olan d, 0 ile 1 arasında bir değer alır; d=0 malzemenin hasarsız durumda olduğunu, d=1 ise tamamen hasar görmüş durumda olduğunu belirtir. Normal ve kayma deformasyonlarının birleşik etkisi (karma mod yükleme) altında hasarın ilerlemesini değerlendirmek için literatürde [46], eşdeğer yer değiştirme δ_m kavramını şu şekilde tanımlamıştır:

$$\delta_m = \sqrt{\delta_n^2 + \delta_s^{22}\,\delta_t^2} \tag{2.9}$$

Doğrusal yumuşama modeli, karma mod yükleme durumu için hasar değişkenini, bu eşdeğer yer değiştirme cinsinden şu şekilde tanımlar:

$$d = \frac{\delta_m^f\,(\,\delta_m - \,\delta_m^0)}{\delta_m\,(\,\delta_m^f - \,\delta_m^0\,)} \tag{2.10}$$

Bu denklemde, δ_m, bir noktadaki eşdeğer yer değiştirmeyi ifade eder. δ_m^0 hasarın başlaması aşamasındaki eşdeğer yer değiştirmeyi, δ_m^f ise hasarın tamamen oluştuğu aşamadaki eşdeğer yer değiştirmeyi temsil eder. Denklem (2.10), δ_m^0 ve δ_m^f değerlerinin hesaplanmasını gerektirir. Eşdeğer hasar başlangıç yer değiştirmesi δ_m^0 Denklem (2.5), (2.9) ve (2.11) kullanılarak ve bir mod karışım oranı (β) tanımlanarak hesaplanabilir:

$$\delta_m^0 = \begin{cases} \delta_n^0\delta_t^0\sqrt{\dfrac{1+\,\beta^2}{(\delta_t^0)^2 + (\beta\delta_n^0)^2}} & \delta_n > 0 \\ \sqrt{(\delta_s^0)^2 + (\delta_t^0)^2} & \delta_n \leq 0 \end{cases} \tag{2.11}$$

$$\beta = \frac{\delta_{kesme}}{\delta_n} \quad , \qquad \delta_{kesme} = \sqrt{\delta_s^2 + \delta_t^2} \tag{2.12}$$

Denklem (2.11)'te yer alan δ_n^0, δ_s^0ve δ_t^0, hasar başlangıç noktasındaki tekil mod yer değiştirmelerini ifade eder ve şu şekilde yazılabilir:

$$\delta_n^0 = \frac{t_n^0}{K_n} , \qquad \delta_s^0 = \frac{t_s^0}{K_s}, \qquad \delta_t^0 = \frac{t_t^0}{K_t} \tag{2.13}$$

Hasar oluşumundaki eşdeğer yer değiştirme δ_m^f, malzemenin yumuşama davranışına bağlıdır ve bu davranış, karma mod yükleme eğrisi altındaki toplam alan ile tanımlanır. Bu alan, eşdeğer kırılma tokluğuna karşılık gelir. Benzeggagh ve Kenane (B-K) [47] kriteri, eşdeğer karma mod kırılma tokluğunu, temel kırılma tokluğu modlarının bir fonksiyonu olarak bir üstel yasa ile tanımlar.

$$G_{mC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right)^{\eta} \tag{2.14}$$

Bu denklemde, G_{IC}, G_{IIC} ve G_{IIIC}, sırasıyla mod I, mod II ve mod III kırılma tokluğu değerlerini ifade eder. Karma mod hasar ilerlemesini yöneten eşdeğer kırılma tokluğu G_{mC} olarak tanımlanır. η, B-K faktörü olarak adlandırılır ve karma mod eğilme testi (MMB) verilerinin eğri uydurma yöntemiyle belirlenir.

Yapıştırıcı için G_{IC}, ve G_{IIC} değerleri, ASTM D5528-13 [54-55] veya DIN EN 6033 [49] standartlarına uygun olarak gerçekleştirilen çift konsol kiriş (DCB) testleriyle ve ASTM D7905/D7905M [50] veya DIN EN 6034 [51] standartlarına göre gerçekleştirilen çentikli eğilme testleri (ENF) ile, seçilen veri indirgeme yöntemine bağlı olarak bulunabilir. Literatürde genel olarak kabul edilen yaklaşıma göre, G_{IIIC} değeri G_{IIC} ile aynı alınabilir [42]. Yapılmış çalışmalardan elde edilen birikimler neticesinde FM300K yapıştırıcısı için B-K katsayısı 2,3 olarak elde edilmiştir [42].

Denklemler (2.11), (2.13) ve (2.14) kullanılarak, çekme-ayrılma eğrisi altındaki alanın kırılma tokluğuna eşitlenmesiyle, hasar oluşumundaki eşdeğer yer değiştirme değeri şu şekilde belirlenir:

$$\delta_m^f = \begin{cases} \dfrac{2}{K\delta_m^0}\left[G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC})\left(\sqrt{\dfrac{\beta^2}{1+\beta^2}}\right)^{\eta}\right] & \delta_n > 0 \\ \sqrt{\left(\delta_s^f\right)^2 + \left(\delta_t^f\right)^2} & \delta_n \leq 0 \end{cases} \quad (2.15)$$

Diğer yöntem olan enerji tabanlı birleşik enerji kriterinde, hem mod I hem de mod II davranışı için kritik enerji salınım oranlarını hesaba katar ve bunları birleştirerek karışık mod yükleme durumunda çatlağı başlatır ve yayar. Birleşik enerji kriteri şu şekilde temsil edilebilir:

$$\frac{G_I}{G_{IC}} + \frac{G_I}{G_{IIC}} = 1 \quad (2.16)$$

Böylece;

$$G_I = \int T_n \, d\,\delta_n \;, \quad G_{II} = \int T_t \, d\,\delta_t \quad (2.17)$$

Burada G_I ve G_{II} normal ve teğetsel enerji salınım hızlarını, T_n ve T_t maksimum kohezif çekişleri, δ_n ve δ_t ise, mod I ve mod I davranışı için maksimum kohezif yer değiştirmeleri ifade etmektedir.

Yapışma bağlantılarının sayısal analizi için birçok çalışmada Kohezif Bölge Modelleme (CZM) tekniği kullanılmıştır. Literatürde bu alanda öne çıkan çalışmalardan bazıları, Blackman [53], Liljedahl [54] ve Li [55] tarafından gerçekleştirilmiştir. Bu araştırmacılar, farklı yapışma geometrilerinin sonlu elemanlar yöntemini kullanarak analizini yapmış ve karışık mod kırılma davranışını incelemişlerdir. Her üç çalışmada da CZM tekniği, yapışma bağlantılarının davranışlarını doğru bir şekilde simüle edebilme kapasitesini ortaya koymuş ve bu yöntemin doğruluğu ve geçerliliği kanıtlanmıştır. Bu sayede, yapışma geometrilerinin ve gerilme alanlarının etkileri, çeşitli yükleme koşullarında modellenebilmiştir.

Ayrıca, statik yük altındaki yapışma bağlantılarının sonlu elemanlar simülasyonu, J. Diaz [56] tarafından yapılmış ve farklı modelleme teknikleriyle karşılaştırılarak analiz edilmiştir. Bu çalışma, CZM tekniğinin doğruluğunu ortaya koyarken, farklı simülasyon yöntemlerinin

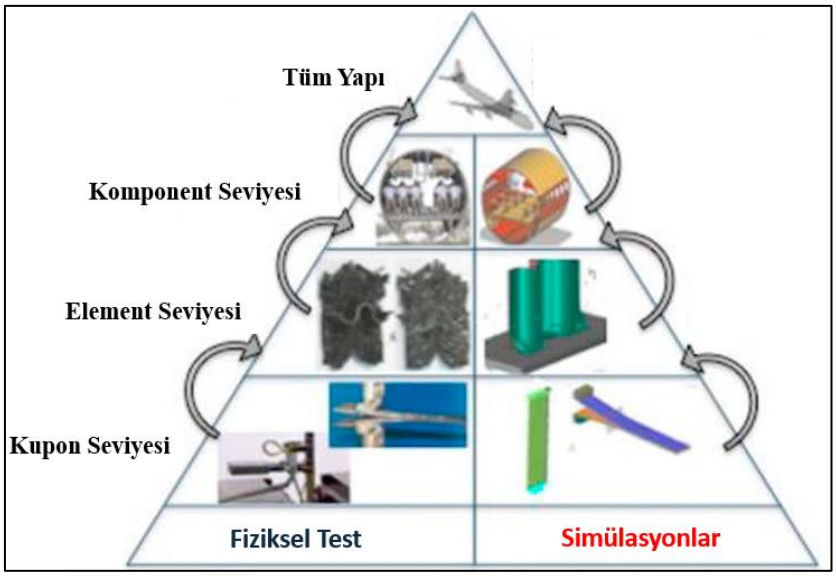
verimliliği de ele alınmıştır. Çalışma, özellikle CZM modelinin statik yükler altındaki performansını detaylı bir şekilde incelemiş ve alternatif simülasyon yöntemlerine göre avantajlarını vurgulamıştır.

Kompozit yapıştırma bağlantılarının sayısal simülasyonu üzerine yapılan araştırmalar da CZM tekniğinin etkinliğini desteklemektedir. Ligang [57] ve Banea [21], kompozit malzeme yapıştırıcılarının davranışlarını simüle etmek amacıyla CZM metodunun uygunluğunu incelemişlerdir. Bu çalışmalar, kompozit yapıştırma bağlantılarının modellenmesinde CZM tekniğinin doğruluğunu ve bu yöntemin karmaşık yapısal davranışları başarılı bir şekilde simüle edebilme kabiliyetini gözler önüne sermektedir.

Bu tür çalışmalarda, CZM tekniği, yapışma bağlantılarındaki çatlakların ilerleyişini, gerilme dağılımlarını ve malzeme davranışlarını daha gerçekçi bir şekilde modelleyebilme yeteneği sayesinde, yapısal mühendislik alanında önemli bir araç olarak kabul edilmektedir.

2.7. Sandviç Yapılarda Standart Testlerle Ölçüm

Birçok mühendislik disiplininde olduğu gibi, havacılık ve uzay mühendisliğinde de yapı bileşenlerinin yapısal davranışlarını aşamalı bir şekilde incelemek amacıyla, kupon seviyesinden tam ölçekli yapıya kadar uzanan bir piramit konsepti benimseyen yapı bloğu yaklaşımı yaygın olarak kullanılmaktadır (Şekil 2.18.) [58]. Bu yaklaşım, temel olarak, yapının en alt seviyesindeki standart boyutlardaki bir parçadan başlanarak, her aşamada platformu oluşturan bileşenlerin ve yapının bütünsel olarak incelenmesini hedefler. Her seviyede elde edilen veriler, yapının güvenli ve verimli bir şekilde tasarlanması ve optimizasyonu için kritik öneme sahiptir. Yapı bloğu yaklaşımı, hem birincil (ana taşıyıcı) hem de ikincil (yardımcı) yapılar için uygulanabilen, sistematik ve güvenilir bir mühendislik süreci olarak kabul edilmektedir. Bu yöntem, her seviyede malzeme özellikleri, yük taşıma kapasiteleri ve potansiyel zayıflıkların detaylı bir şekilde değerlendirilmesini sağlar ve böylece sonuca ulaşmadan önce yapının her parçasının güvenliğini ve performansını en iyi şekilde optimize etmeye olanak tanır.



Şekil 2.18. Havacılık ve uzay mühendisliğinde yapı taşı yaklaşımı [59]

Havacılık sektöründeki temel referans kaynaklarından biri, Kompozit Malzemeler El Kitabı (Composite Material Handbook, CMH) olarak öne çıkmaktadır. CMH, kompozit malzemelerle ilgili geniş bir bilgi yelpazesi ve uygulama yönergeleri sunan kapsamlı bir kaynaktır. Özellikle havacılık ve uzay endüstrilerinde kullanılan kompozit malzemelerin tasarımı, analizi, üretimi ve kalifikasyonu için gerekli olan standartlar ve prosedürler bu el kitabında yer almaktadır.

CMH, tasarım mühendisleri, üretim mühendisleri, kalite kontrol uzmanları ve malzeme bilimcileri gibi profesyoneller için önemli bir kaynak olarak kabul edilmektedir. Kitap, ABD Savunma Bakanlığı (United States Department of Defense) ve Federal Havacılık Otoritesi (FAA) gibi kurumların iş birliğiyle, Kompozit Malzemeler El Kitabı Koordinasyon Komitesi (CMH-17) tarafından yayımlanmaktadır.

Bu el kitabı, kompozit malzeme uygulamalarındaki tutarlılığı ve güvenliği artırarak endüstri standartlarının belirlenmesinde önemli bir rol oynamakta ve teknolojik gelişmeleri teşvik etmektedir [59]. Ayrıca, çekirdek-yüzey yapışma arayüzünün incelenmesi amacıyla, CMH-17 Volume 6 kitabında belirlenen kupon seviyesi standart test yöntemleri, Çizelge 2.2.'de sunulmuştur. Bu testler, kompozit malzemelerin performansını ve dayanıklılığını değerlendiren kritik yöntemlerdir.

Çizelge 2.2. Sandviç yapılarda çekirdek-yüzey dayanımı için önerilen testler [60]

Yapışma Özelliği	ASTM Standart Test Yöntemi
Düzlemsel Çekme Dayanımı	C297 - Sandviç Yapıların Düzlemsel Çekme Dayanımı
Eğilme Dayanımı ve Modülü	C393 Kiriş Eğilmesine Göre Sandviç Yapıların Çekirdek Kesme Özellikleri
Bükülme Sürünmesi	C480 - Sandviç Yapıların Eğilme Sürünmesi
Soyulma Dayanımı	D1781 - Yapıştırıcılar için Tırmanma Tamburu Soyma Testi
Ayrılma Dayanımı	E2004 - Sandviç Panellerin Yüz Levhası Ayrılması

2.8. Klasik Lamine Teorisi

Klasik Lamine Teorisi (Classical Laminate Theory, CLT), kompozit malzemelerin mekanik analizinde yaygın olarak kullanılan temel bir teoridir. Kompozit malzemeler, mühendislik uygulamalarında yüksek mukavemet/ağırlık oranı, üstün yorulma dayanımı ve tasarım esnekliği gibi avantajlar sunduğundan, CLT bu malzemelerin tasarım ve analiz süreçlerinde kritik bir rol oynar. CLT, çok katmanlı kompozit yapıları analiz ederek, farklı yönlerde yerleştirilmiş tabakaların mekanik davranışlarını anlamaya ve optimize etmeye yardımcı olur.

Klasik lamine teorisi (CLT), belirli varsayımlar altında uygulanabilir. Bu varsayımlar, analizlerin doğruluğunu sağlamak için önemlidir. CLT, her tabakanın homojen olduğunu, tabakalar arasında mükemmel yapışmanın mevcut olduğunu ve küçük deformasyonların geçerli olduğunu kabul eder. Ayrıca, tabakaların doğrusal elastik davranış sergilediği ve Hooke kanununa uyduğu varsayılır. Orta yüzey boyunca kayma gerilmelerinin ihmal edildiği kabul edilerek analizler basitleştirilir [61].

Laminenin mekanik analizinde rijitlik matrisleri kullanılır. Bir tabakanın düzlem gerilme-gerinim ilişkisi şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{Bmatrix} G_x \\ G_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ Y_{xy} \end{Bmatrix} \tag{2.18}$$

Burada Q rijitlik matrisi olup, malzeme özelliklerine bağlıdır [62].

A, B ve D matrisleri şu şekilde hesaplanır;

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{N} Q_{ij}\,(z_k - z_{k-1}) \tag{2.19}$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N} Q_{ij}\,(z_k^2 - z_{k-1}^2) \tag{2.20}$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{N} Q_{ij}\,(z_k^3 - z_{k-1}^3) \tag{2.21}$$

Bu matrisler, lamine genel rijitlik özelliklerini belirler ve kuvvet-deformasyon ilişkisini şu şekilde ifade eder:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \tag{2.22}$$

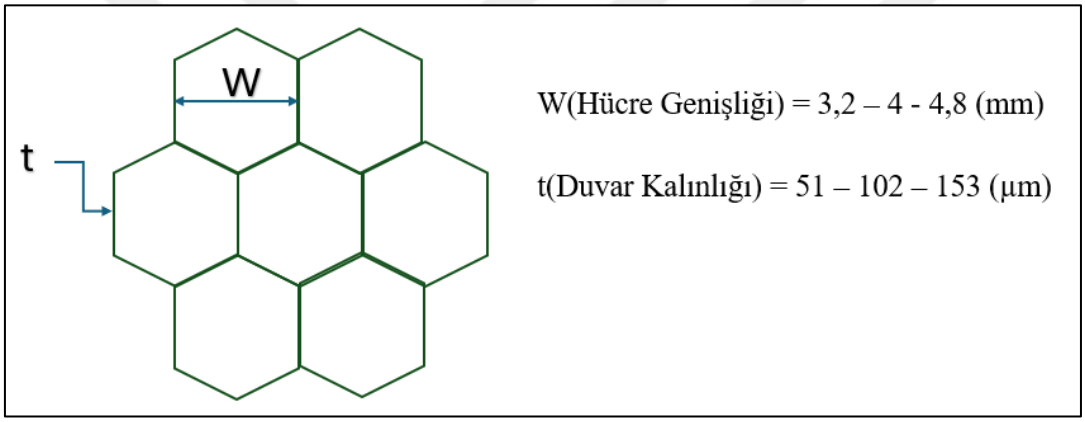
Burada N kuvvet vektörü, M moment vektörü ve A, B, D rijitlik matrisleridir [63]. A matrisi, laminenin eksenel rijitliğini belirler ve düzlem içi gerilmelere karşı direnç gösterir. B matrisi, kuvvet-moment çiftlerinin birbirine olan etkisini ifade eder ve simetrik olmayan laminelerde burulma etkilerini belirler. D matrisi ise eğilme rijitliğini göstererek laminenin eğilme momentlerine karşı gösterdiği direnci tanımlar. Bu matrisler, laminenin mekanik yanıtını belirleyen temel parametrelerdir ve kompozit yapıların tasarımında büyük önem taşır.

Klasik lamine teorisi, kompozit laminantların mekanik analizinde kullanılan temel bir yaklaşımdır. Gerilme-gerinim analizinden rijitlik hesaplamalarına kadar birçok alanda kritik öneme sahiptir. Farklı tabaka dizilimleriyle kompozit malzemelerin performansı optimize edilebilir ve mühendislik uygulamalarında güvenli, hafif ve dayanıklı yapılar tasarlanabilir.

Günümüzde bu hesaplamaları yaptırmak için çeşitli yazılım programları vardır. Bu çalışmada da eşdeğer dayanım değerlerini hesaplamak için Microsoft Excel programından faydalanılmıştır.

3. MALZEME VE YÖNTEM

Bu çalışmada yüksek mukavemetli sandviç yapıların yapışma performansının değerlendirmesi amaçlanmıştır. Polimer takviyeli karbon fiber kumaşlar yüzey malzemesi olarak, Aramid bal peteği ise yapının çekirdek malzemesi olarak kullanılmıştır. Çekirdek ve yüzey malzemesini yapıştırmak için FM300K film yapıştırıcısı seçilmiştir. Kombinasyonu verilen numunelere; standartlarda belirtilen soyulma testi simülasyonu sonlu elemanlar analizi yöntemi ile uygulanmıştır. Çalışma için 3 farklı çekirdek hücre boyutu ve 3 farklı çekirdek kalınlığı konfigürasyonları belirlenerek yapışma performansına olan etkisi incelenecektir. Sandviç çekirdek konfigürasyonları Şekil 3.1.'te verilmiştir.



Şekil 3.1. Sandviç konfigürasyonları

Sonlu elemanlar modelinin doğrulanması için, ASTM D-1781 standartlarında, tek bir konfigürasyon için testler gerçekleştirilmiştir ve model değiştirilerek diğer konfigürasyon için de analizler yapılmıştır.

3.1. Malzeme

3.1.1. Yüzey malzemesi

Bu çalışmada yüzey malzemesi olarak öncesinde reçine emdirilmiş(prepreg) karbon fiber kumaşlar kullanılmıştır. M91 UD prepregler, tek yönlü fiber uzanımıyla yüksek mukavemet ve dayanıklılık sunan ileri teknoloji kompozit malzemelerdir. Yüksek sıcaklıklara, kimyasal maddelere ve korozyona karşı dirençli olan bu prepregler, özellikle havacılık, uzay, savunma ve otomotiv gibi önemli mühendislik alanlarında tercih edilmektedir. Hafiflik ve sağlamlık

dengesi sayesinde uçak kanatları, uydu bileşenleri, hafif zırh sistemleri ve rüzgar türbini kanatları gibi uygulamalarda üstün performans sağlar. Üretim sürecinde kullanılan otoklav ve vakum torbalama gibi tekniklerle yapı içinde homojen bir dayanıklılık elde edilmesi sağlanır ve malzemenin mekanik özellikleri maksimize edilir.

Reçine emdirilmiş kumaş olarak, HexPly™ M91/34%/UD194/IM7-12K (HEXCEL PRIMETEX™, Connecticut, ABD) ürünü kullanılmıştır. HEXCEL™ resmi veri sayfası (64) tarafından sağlanan ve 0,184 mm kürlenmiş katman kalınlığına sahip kürlenmiş bir laminanın mekanik özellikleri Çizelge 3.1.'de gösterilmiştir.

Çizelge 3.1. Yüzey malzemesi (HexPly M91/34%/UD194/IM7-12K) mekanik özellikleri

Özellik	Yön	Değer
Elastik Modül (GPa)	X	165
	Y	8,8
	Z	9,4
Kayma Modülü (GPa)	XY	5,5
	YZ	4,5
	XZ	5,5
Çekme Mukavemeti (MPa)	X	2980
	Y	105
	Z	105
Basma Mukavemeti (MPa)	X	1860
	Y	100
	Z	100
Kayma Mukavemeti (MPa)	XY	60
	YZ	32
	XZ	60
Poisson Oranı	XY	0,228
	YZ	0,48
	XZ	0,228

3.1.2. Çekirdek malzemesi

Bu çalışmada çekirdek malzemesi olarak para-aramid kullanılmaktadır. Yüksek mukavemet, düşük ağırlık ve yüksek darbe direnci özellikleriyle öne çıkan gelişmiş bir malzeme grubudur. Para-aramid, aramid elyaf ailesinin bir üyesidir ve çoğunlukla Kevlar ve Twaron gibi markalar altında üretilir. Bu malzeme, lifli yapısı ve yüksek gerilme dayanımı ile bilinir. Balistik/kurşun geçirmez özellik istenen alanlarda sıklıkla kullanılır. Özellikle bal peteği (honeycomb) formunda üretilen aramid çekirdek, hafif ve dayanıklı sandviç yapılarda

kullanılır. Uçak, otomotiv, denizcilik ve savunma sanayii gibi alanlarda yaygın olarak tercih edilir, çünkü çarpma direnci ve enerji sönümleme kapasitesi yüksektir. Bu yapı, yapısal mukavemeti artırırken aynı zamanda kompozit panellerin ağırlığını da önemli ölçüde azaltır. Üstelik, aramid çekirdek malzemeleri ısıya ve kimyasallara karşı direnç gösterir, böylece zorlu çevresel koşullarda bile performansını korur. Hafifliği ve sağlamlığı sayesinde, aramid çekirdek malzemeleri, ileri teknoloji gerektiren hafif ve dayanıklı yapıların kritik bir bileşenidir.

Çekirdek malzemesi olarak, HexWeb^{TM} HRH-36 (Arizona, ABD) ürünü kullanılmıştır. HEXCEL^{TM} resmi veri sayfası [65] ve literatürden [66] elde edilen malzeme mekanik özellikleri Çizelge 3.2.'de verilmiştir.

Çizelge 3.2. Çekirdek malzemesi (aramid kağıt) mekanik özellikleri

Özellik	Değer
Yoğunluk (ton/mm³)	1,4 x 10^{-9}
Çekme Modülü (GPa)	112
Poission Oranı	0,36
Çekme Dayanımı (MPa)	3000

3.1.3. Yapıştırıcı malzeme

Bu çalışmada çekirdek ve yüzey malzemelerinin yapıştırıcısı olarak FM300K kullanılmıştır. Yüksek performanslı kompozit yapıların üretiminde ve tamirinde yaygın olarak kullanılan, ısıya dayanıklı bir tür film yapıştırıcıdır. Kürleme sonrası kalınlığı 0,1mm'ye kadar düşmektedir. Yüksek sıcaklıklara ve çeşitli çevresel koşullara karşı dayanıklılığı sayesinde, uçak ve uzay endüstrisi gibi sektörlerde tercih edilmektedir. FM300K, epoksi reçine tabanlı bir yapıştırıcı olup kürleme sürecinde yüksek mukavemet kazandıran bir yapıya sahiptir. Genellikle 120°C-180°C sıcaklıklarda kürlenir ve bu süreçte yüksek yapışma gücü, sertlik ve yırtılma direnci gibi özellikler elde edilir. Ayrıca, çeşitli metaller, karbon fiberler ve cam fiber takviyeli kompozitler ile uyumludur. Uygulama kolaylığı sağlayan yapışkan filmi, montaj süreçlerini hızlandırırken, düşük sarkma özelliği sayesinde karmaşık yüzeylerde bile mükemmel bir uygulama yapılmasını sağlar. FM300K, yüksek sıcaklık dayanımı ile öne çıkarak, yüksek yapışma gücü gerektiren projelerde güvenilir bir seçenek sunar.

FM300K film yapıştırıcısının mekanik özellikleri, SYENSQOTM (Solvay, Belçika) resmi veri sayfası [67] ve literatür [42] tarafından elde edilen değerler Çizelge 3.3.'de verilmiştir.

Çizelge 3.3. Film yapıştırıcı (FM-300K) mekanik özellikleri

Özellik	Sembol	Değer
Gerilme Modülü (GPa)	E	3,12
Kayma Modülü (GPa)	G	0,9
Gerilme Dayanımı (MPa)	t_n	72
Kayma Dayanımı (MPa)	t_{s0}, t_{t0}	42
Gerilme Sertliği (N/mm³)	K_n	15600
Kayma Sertliği (N/mm³)	K_s, K_t	4500
Gerilme Sertliği (N/mm)	G_{Ic}	1,1
Kayma Sertliği (N/mm)	G_{IIc}, G_c	3,8
B-K Katsayısı	η	2,3

3.1.4. Soyma kumaşı malzemesi

Bu çalışmada yapışma yüzeyini yapışma öncesinde kir gibi dış etkenlerden korumak ve yapışma performansını artırmak amacıyla Hexcel^{TM} firmasının soyma kumaşı (Peel ply) M21/%48/Bi9842 ürünü kullanılmıştır. Kompozit yapıların üretiminde kullanılan prepreg peel ply, özellikle prepreg laminantlarının üretim süreçlerinde yüzey kalitesini artırmak ve sonraki işlemler için yüzeyi hazırlamak amacıyla kullanılan bir ayrıcı tabakadır. Peel ply, genellikle cam, naylon veya polyester kumaşlardan üretilir ve prepreg yüzeyine uygulandığında, kürlenme sırasında reçineyi geçirerek yapışkan bir tabaka oluşturmadan ayrılabilen pürüzlü bir yüzey sağlar. Kür işlemi tamamlandıktan sonra peel ply tabakası soyularak kompozitin üst yüzeyinde mikroskobik düzeyde pürüzlü bir doku bırakır. Bu pürüzlü yüzey, kompozit parçanın sonraki boyama, yapıştırma veya kaplama işlemleri için uygun hale gelmesini sağlar ve yüzeyde ekstra temizleme veya zımparalama ihtiyacını en aza indirir. Peel ply aynı zamanda kompozit yüzeyinin nem veya kirlilik gibi dış etmenlerden korunmasına yardımcı olarak laminantın kalite ve dayanıklılığını artırır.

3.2. Yöntem

3.2.1. Sandviç konfigürasyonu

Panellerin serim konfigürasyon simetri ve balansı sağlarken, panelin soyulma tamburuna çok fazla direnç göstermeyerek yapışma performansının doğru şekilde ölçülmesine izin vermesi beklenmektedir. Bu sebeple panel konfigürasyonu ile katman sayısı ilgili test standartına uygun olarak ve yapılan çalışmalar incelenerek belirlenmiştir. Panellerin serim konfigürasyonu Çizelge 3.4.'te sunulmuştur.

Çizelge 3.4. Panel konfigürasyonu

Kumaş Malzemesi	İlgili Test Standart	Ply Sayısı	Dizilim
M91/ UD	ASTM D1781-98	4	0/90/90/0

Belirlenen dizilim değerlerine göre klasik lamine teorisi üzerinden elde edilen eşdeğer dayanım değerleri Microsoft Excel üzerinden açık kaynaklı bir araç üzerinden elde edilmiş ve çizelge 3.5.'te verilmiştir. Analiz edilecek çekirdek konfigürasyonları ve boyutları çizelge 3.6.'da verilmiştir.

Çizelge 3.5. Panel eşdeğer dayanım değerleri

Elastik Modül (GPa)	X	85,257
	Y	85,257
	Z	9,4
Kayma Modülü (GPa)	XY	5,26
	YZ	4,76
	XZ	4,76
Poisson Oranı	XY	0,4
	YZ	0,32
	XZ	0,32

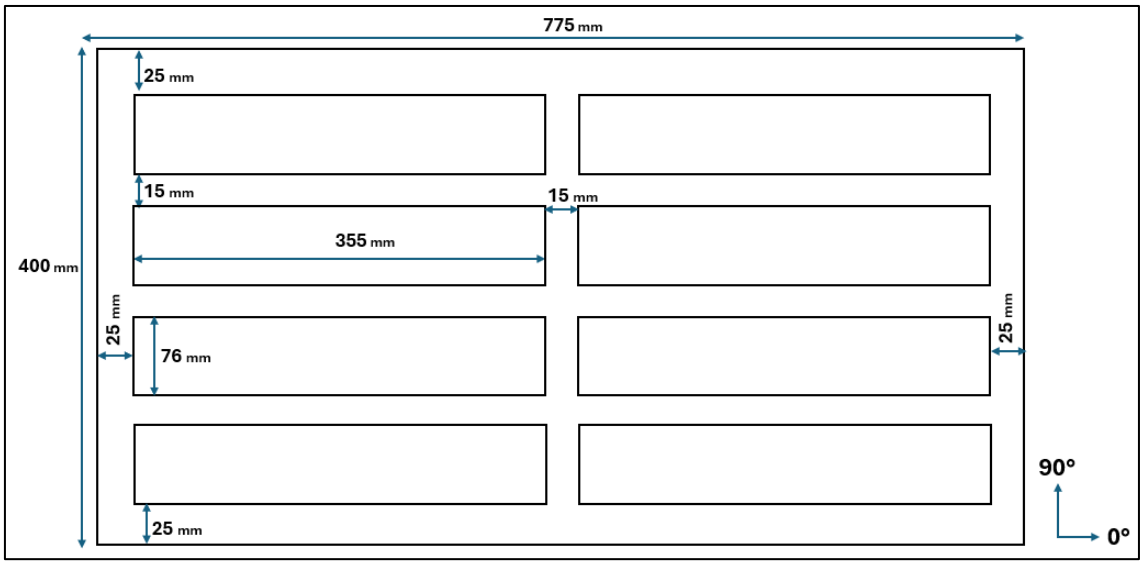
Çizelge 3.6. Çekirdek konfigürasyonları

Konfigürasyon	Hücre Boyutu (mm)	Duvar Kalınlığı (µm)
Konfigürasyon 1	3,2	51
Konfigürasyon 2	4,0	51
Konfigürasyon 3	4,8	51
Konfigürasyon 4	4,8	102
Konfigürasyon 5	4,8	153

3.2.2. Sandviç kupon üretimi

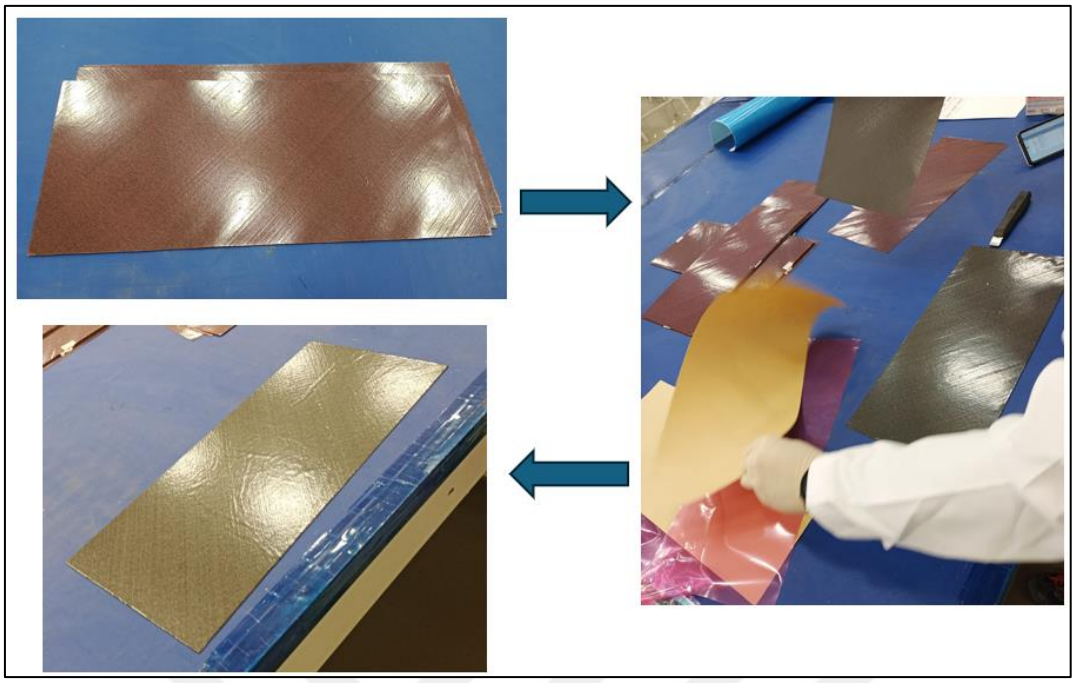
Sandviç yapıların üretimi aşaması öncelikle yüzey panellerinin üretilmesi ile başlanacaktır. Serme yüzeyi ve torbalama yüzeyindeki paneller kürlenerek sandviç prosesi için hazır hale getirilecektir.

Test standartlarına uygun olarak 6 adet numune test edilecektir ve 2 adet numune yedek olarak üretilecektir. Panel boyutları, 8 adet kupon boyutları ve imalat sürecindeki toleranslar dikkate alınarak hesaplanmıştır. Üretilecek Panel boyutları şekil 3.1.'de verilmiştir.



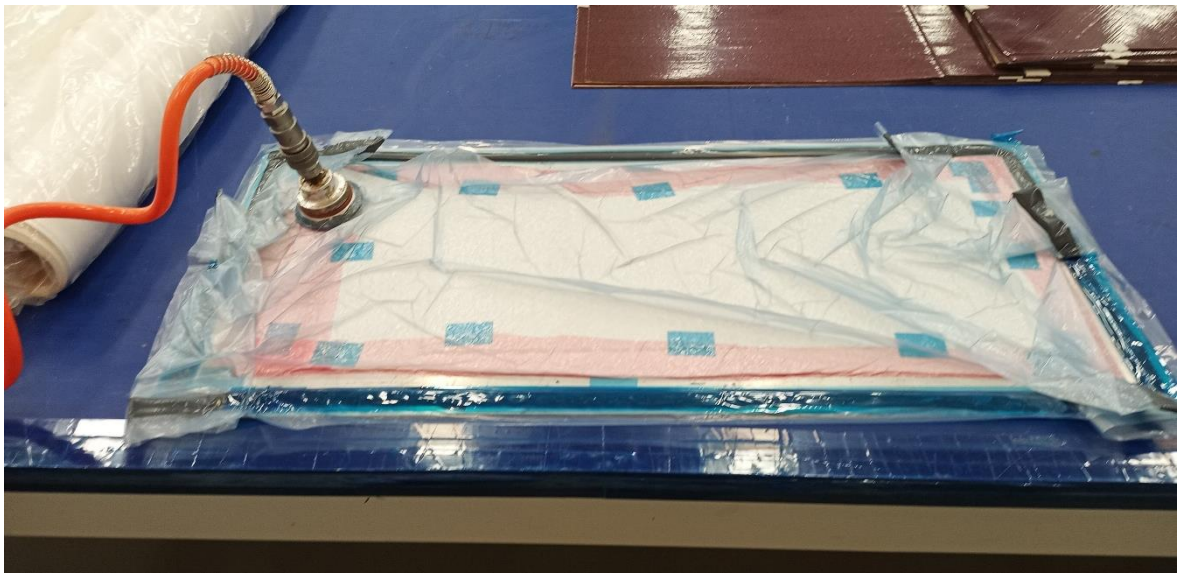
Şekil 3.2. Sandviç yapı alt ve üst panel boyutları

Üretimin ilk aşamasında reçine emdirilmiş kumaşlar üretilecek panel boyutlarına göre yönelimlerine uygun olarak kesilir ve üretim alanına getirilir. Katmanlar üzerinde bulunan koruyucu film sökülerek yüzeye yerleştirilir. Daha sonra bir sonraki katmanın koruyucu filmi sökülerek bu katmanın üstüne serim sırasına uygun olarak yerleştirme yapılır.



Şekil 3.3. Panel serim aşamaları

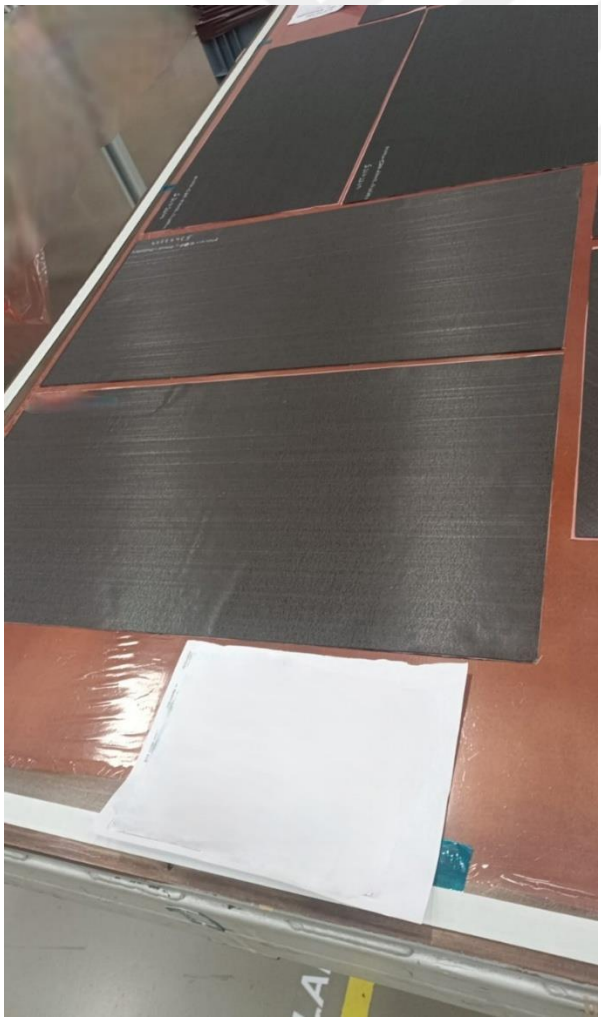
Katmanlar arası boşluk kalmaması ve yapışmanın sağlanması amacıyla her 2 kat kumaş seriminde kumaşlar 0,8 bar altında vakum işlemine tabi tutulur (Şekil 3.3.). Böylece katmanlar arası boşluk ve hava kabarcıkları alınarak oluşabilecek delaminasyonların önüne geçilir.



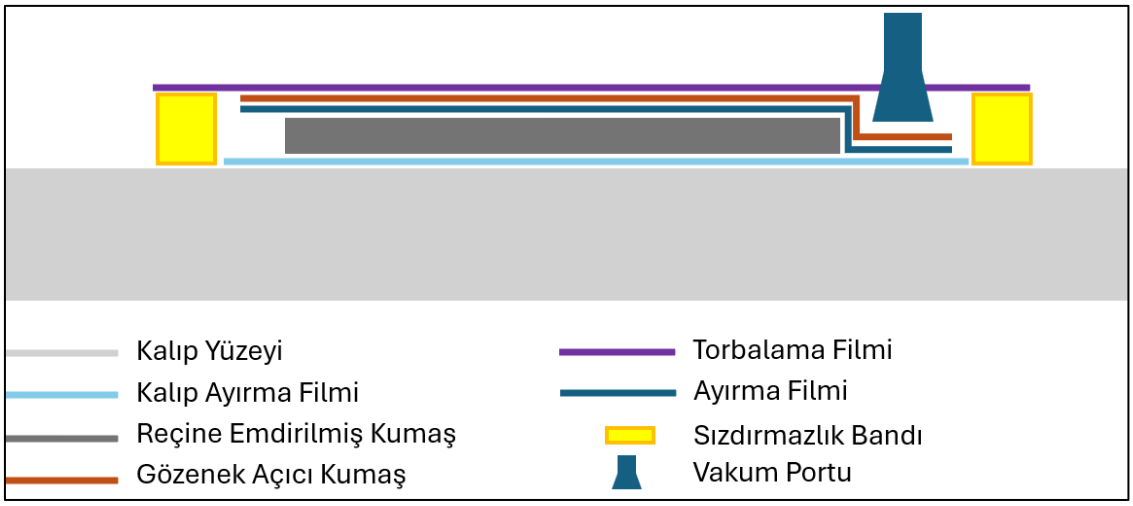
Şekil 3.4. Serim aşamasında ara vakumlama işlemi

Reçine emdirilmiş kumaşların sıralamaya uygun serim işlemi tamamlandıktan sonra, yapışma yüzeyini dış etkenlerden korumak ve yapışma bağını güçlendirmek adına soyma kumaşı en üst yüzeye uygun olarak kesilir ve yapıştırılır.

Serim sonrası elde edilen kumaşlar dizisi kürlenmek üzere kalıbın üzerine yerleştirilerek otoklav için hazır hale getirilir. Bu işlem öncesinde, kalıp yüzeyi dikkatlice temizlenir ve kalıp ayırıcı (release agent) ya da kalıp ayırma filmi uygulanır. Ayırıcı, kürleme sonrasında laminelerin kalıptan kolayca ayrılmasını sağlar. Yerleştirme işlemi tamamlandıktan sonra, vakum torbası uygulanarak hem tabakaların yerinde sabitlenmesi hem de hava boşluklarının giderilmesi sağlanır. Bu aşamalar, kürleme prosesi sırasında malzemenin homojen bir yapıya sahip olmasını ve yüksek performans göstermesini garanti eder. Kalıba yerleştirilen kumaşlar Şekil 3.4.'te verilmiş ve kumaşların otoklav prosesine hazırlanması şematik olarak şekil 3.5.'te gösterilmiştir.



Şekil 3.5. Kumaşların otoklav öncesi kalıba yerleştirilmesi

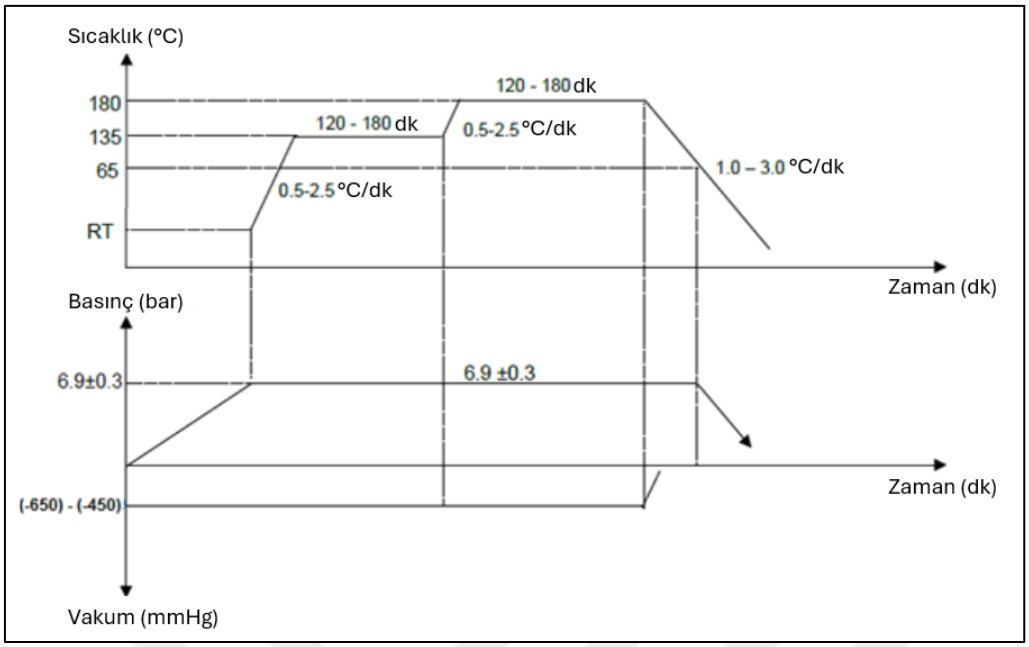


Şekil 3.6. Vakumlama işleminin şematik olarak gösterimi

Kalıba serilen reçine emdirilmiş kumaşlar otoklav işlemine gönderilir. Otoklav işlemi, kompozit laminelerin yüksek sıcaklık ve basınç altında kürlenmesini içeren bir prosestir. Özellikle havacılık, uzay ve otomotiv gibi yüksek performans gerektiren sektörlerde tercih edilir. Otoklavın temel amacı, kompozit laminelerde; hassas boyutsal toleransları sağlamak, yüksek mekanik özellikler elde etmek, delaminasyon ve boşluk gibi üretim hatalarını minimize etmektir. Otoklav, içinde sıcaklık, basınç ve vakumu kontrol edebileceğimiz bir ortam sunar. Bu kontrollü süreç sayesinde, epoksi reçineler gibi matris malzemeleri ideal şekilde sertleştirilir.

Kür döngüsü, kompozitin türüne ve kullanılan reçine sistemine bağlı olarak değişir. Genel kürleme döngüsü üç temel aşamadan oluşur; ısıtma aşaması, durağan sıcaklık ve soğutma aşaması. İlk aşamada otoklav içindeki sıcaklık kontrollü bir hızda artırılır, bu süreçte reçine akışkan hale gelir ve liflerin etrafına homojen bir şekilde dağılır. İkinci aşamada ise belirli bir sıcaklık altında belirli bir süre parçalar tutulur. Amaç, reçinenin kimyasal reaksiyonlarını tamamlaması ve tam sertleşmesini sağlamaktır. Son aşama soğutma aşamasıdır ve kontrollü bir şekilde sıcaklık düşürülür. Ani soğuma olması durumda, termal şok veya iç gerilmeler oluşturabileceğinden soğuma kontrollü şekilde yapılır.

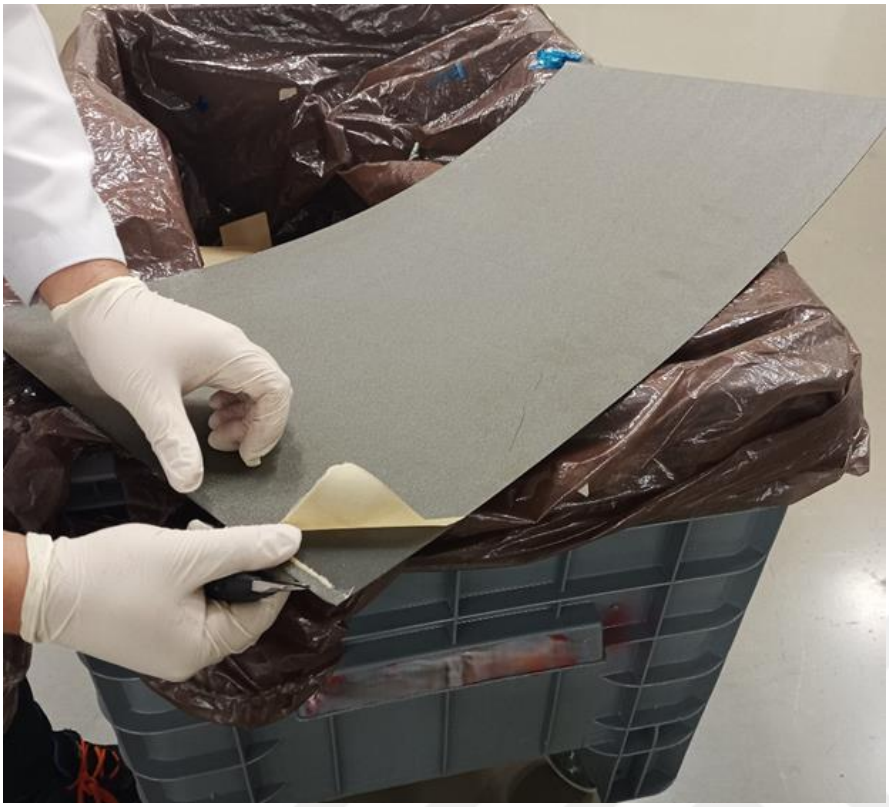
Laminelerin üretim aşaması için kürleme döngüsü belirlenirken edinilmiş tecrübeler ve literatürden yararlanılmıştır. Ayrıca kompozit kumaş teknik dokümanında da önerilen bir kür döngüsü mevcuttur. Lamineler için kürleme döngüsü şekil 3.6.'da verilmiştir.



Şekil 3.7. Lamine kürleme çevrimi [19]

Kürleme işleminden çıkan sandviç paneller, yapışma (bonding) aşamasına hazırlanırken yüzeylerindeki peel ply tabakası dikkatlice sökülür. Peel ply, genellikle poliamid veya polyester bazlı olup, yüzeyin dış etkenlerden korunmasını ve istenilen pürüzlülüğün sağlanmasını amaçlayan geçici bir tabakadır. Bu tabaka kaldırıldığında, yüzey temiz ve yapıştırıcı uygulamaya hazır hale gelir.

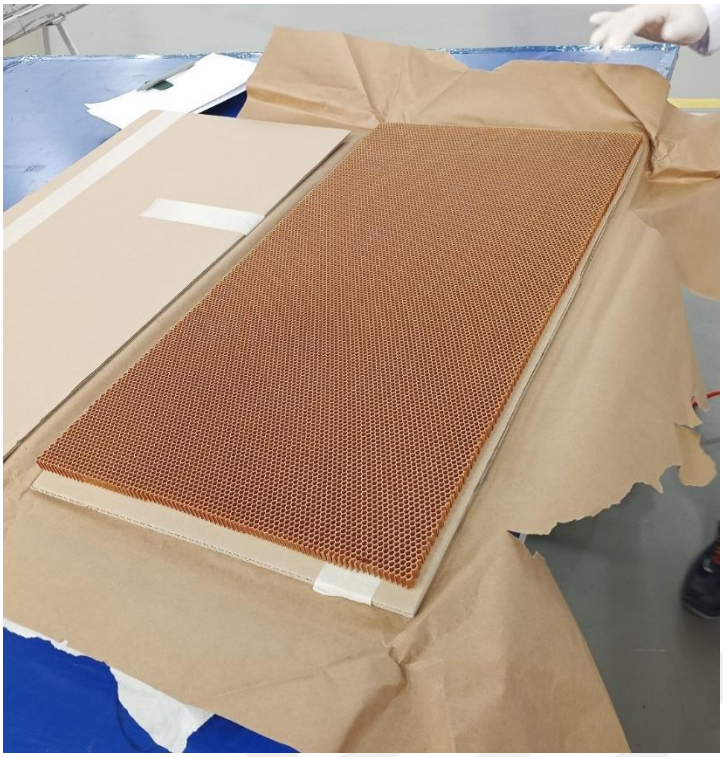
Yüzeyin çevresel kirleticilere (toz, nem, yağ vb.) maruz kalmasını önlemek ve optimum yapışma performansını sağlamak için yapıştırma işleminin peel ply söküldükten sonraki 15 dakika içinde gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Bu süre aşıldığında, yüzeyin kontaminasyona uğrama riski artarak bağ mukavemetinde zayıflamalara ve uzun vadede yapısal bütünlük kayıplarına yol açabilir. Bu nedenle, üretim sürecinde zaman yönetimi kritik bir rol oynar ve yüzeyin korunmasına yönelik ek önlemler alınması gerekebilir.



Şekil 3.8. Soyma Kumaşının Kaldırılması

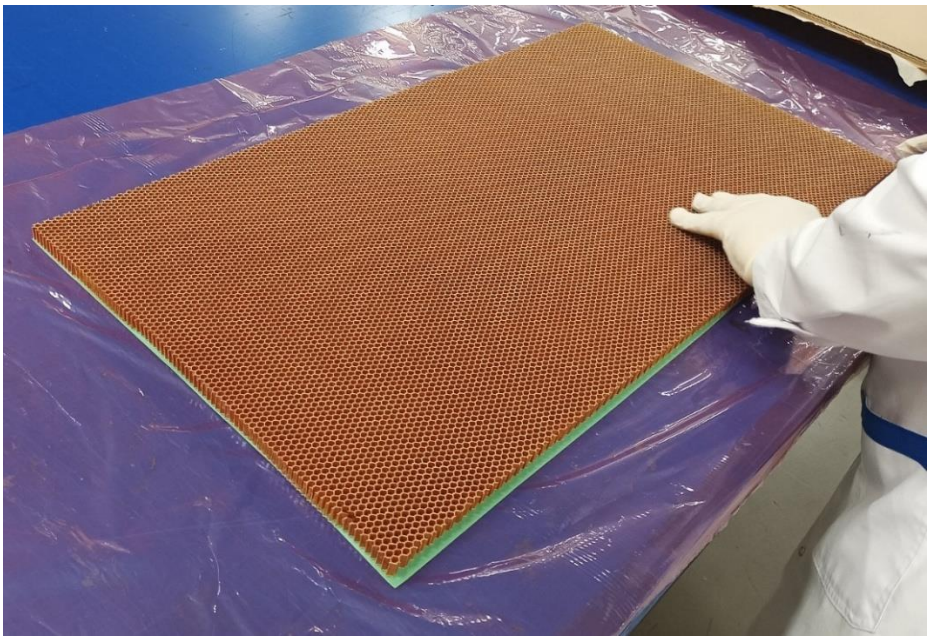
Sandviç panellerin üretim sürecinde, su girişini (water ingress) önlemek amacıyla kullanılan çekirdek malzemeler, kürleme işlemi öncesinde belirli koşullarda kurutma işlemine tabi tutulur. Bu bağlamda, çekirdek malzemesi 75°C sıcaklıkta bir fırında iki buçuk saat boyunca, malzeme içerisinde bulunan nemin uzaklaştırılması amacıyla kurutma işlemine tabi tutulmuştur.

Nem, kürleme sırasında reçine ile etkileşime girerek mekanik özellikleri olumsuz etkileyebilecek boşluklar (voids) veya yapışma kusurlarına neden olabilir. Ayrıca, kürleme sırasında ısının etkisiyle çekirdek içindeki su buharlaşarak iç basınç oluşturabilir ve bu da katmanlar arasında ayrışmalara (delaminasyon) yol açabilir. Bunun yanı sıra, yüksek sıcaklık ve nemin birleşimi, belirli çekirdek malzemelerinde hidrotermal bozulmalara veya yapısal zayıflamalara sebep olabilir. Dolayısıyla, kürleme öncesi kurutma işlemi, sandviç panelin uzun vadeli yapısal bütünlüğünü ve mekanik dayanımını artırmak, üretim sonrası su girişine karşı daha dirençli hale getirmek ve malzeme içi kusurları minimize etmek adına kritik bir adımdır.



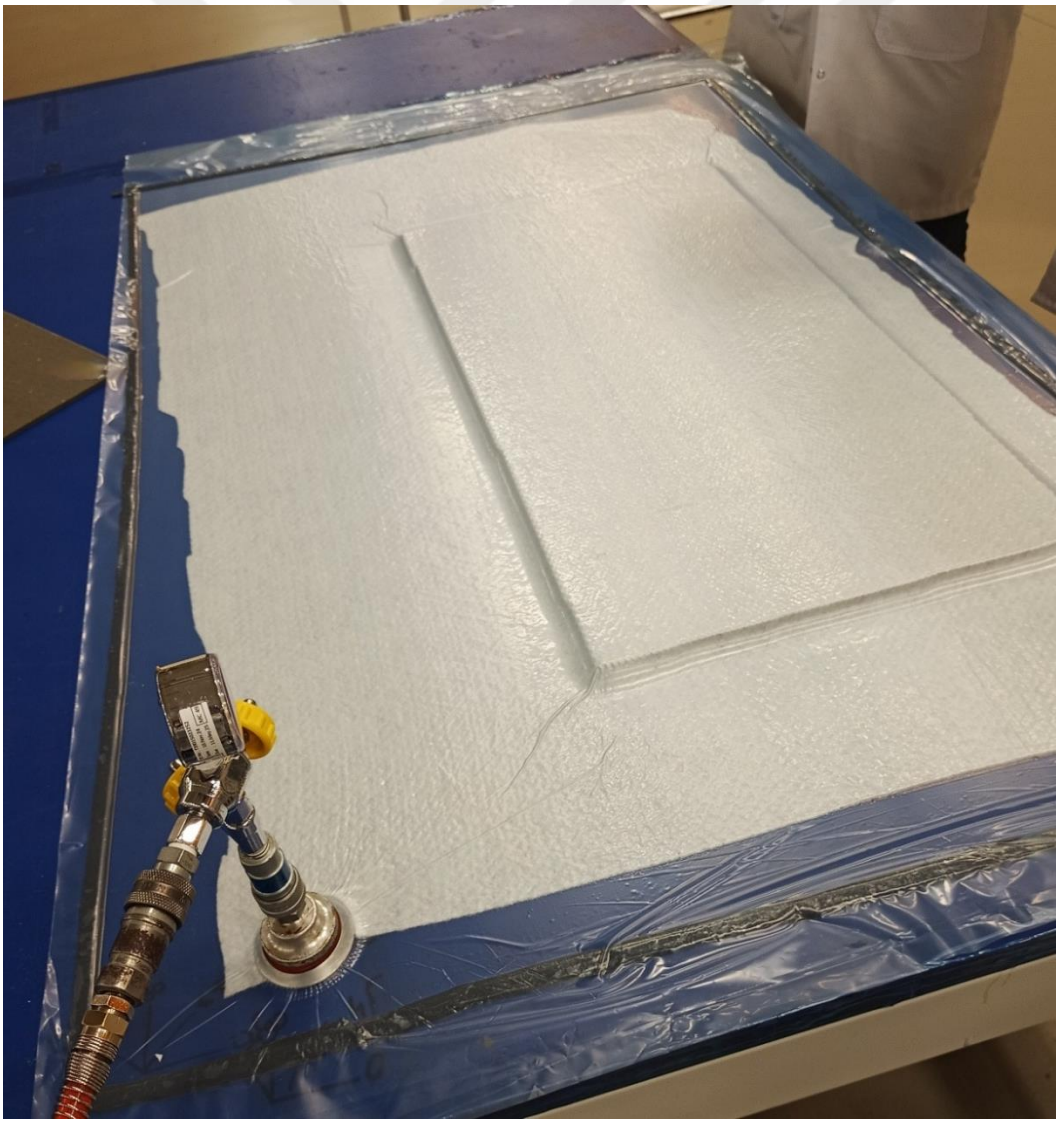
Şekil 3.9. Kurutma işlemi sonrası çekirdek malzemesi

Yapıştırma işlemine başlanırken, yapışma için hazırlanan panel bir yüzey üzerine yerleştirilir. Panelin soyma kumaşı çıkarılan yüzeyi yapışma yüzeyi olarak ayarlanır. Yapıştırıcı film üzerindeki koruyucu film çıkarılarak panel üzerine yerleştirilir. Kurutma işleminden çıkan çekirdek yapıştırıcının üzerine yerleştirilir (Şekil 3.9.).



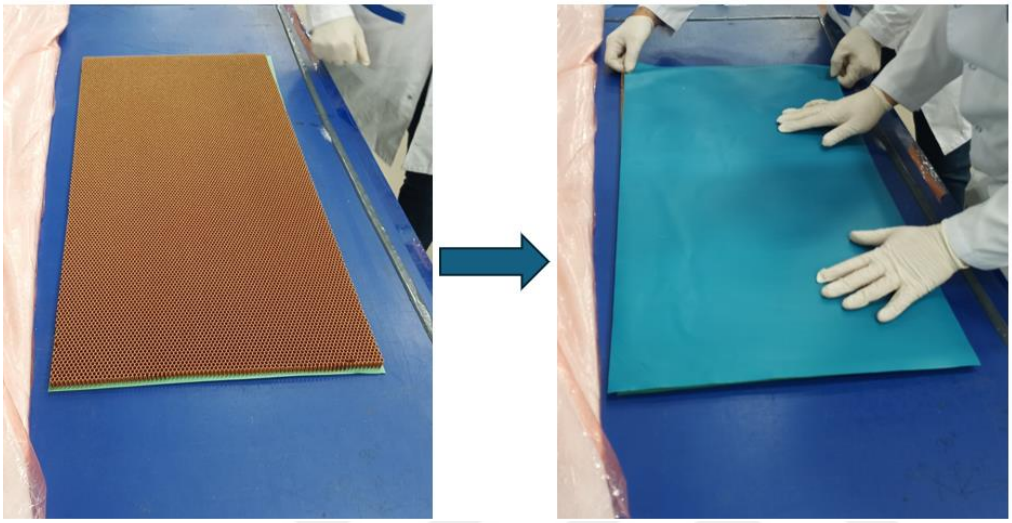
Şekil 3.10. Çekirdek malzemesinin panel üzerine yerleştirilmesi

Yerleştirme işlemi sonrasında bu üç yapı (alt yüzey paneli, yapıştırıcı tabakası ve çekirdek) arasında mikro boşluklar veya düzensizlikler bulunabilir. Bu boşlukların giderilmesi ve yüzeyler arasında tam temas sağlanması için yapı 0,3 bar basınç altında vakumlama işlemine tabi tutulur. Basıncın kontrolü, çekirdek yapısına zarar gelmemesi adına büyük önem taşımaktadır, bu sebeple proses basınç ölçer kontrolünde yapılır. Vakumlama sırasında, hava ve diğer gazların ortamdan uzaklaştırılmasıyla birlikte yapıştırıcı tabakası homojen bir şekilde yayılır, böylece arayüzde boşlukların (voids) oluşma riski minimize edilir. Aynı zamanda, vakum basıncı sayesinde çekirdek malzemesi panel yüzeyine eşit şekilde temas eder ve yapıştırıcının etkin bir şekilde nüfuz etmesi sağlanır. Bu işlem, sandviç yapının mekanik dayanımını ve yapısal bütünlüğünü artırırken, uzun vadede su girişini (water ingress) önlemek ve dayanıklılığı artırmak açısından kritik bir öneme sahiptir.



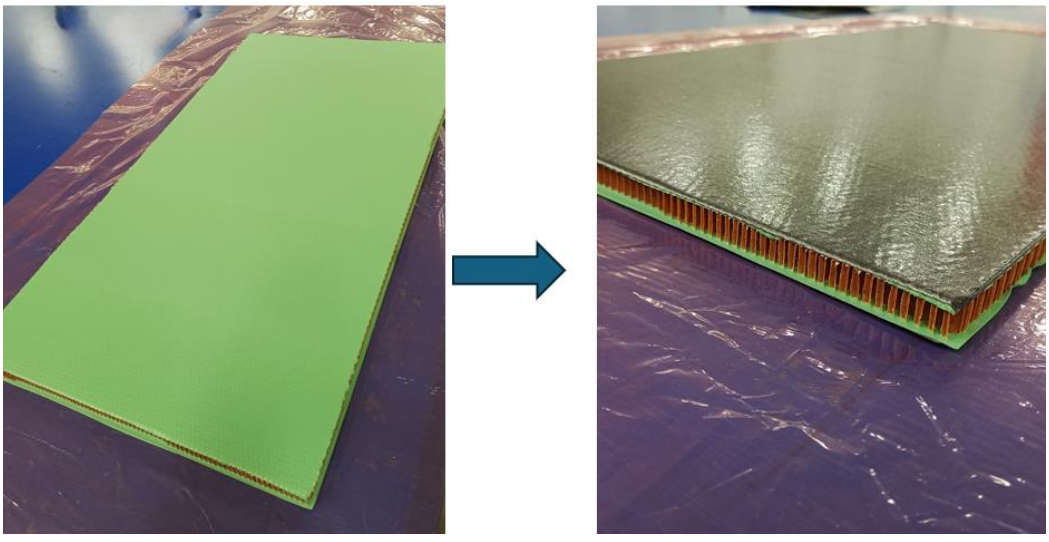
Şekil 3.11. Çekirdek-alt panel vakumlama prosesi

Alt panel ve çekirdek yapısının vakumlama işlemi sonrası vakum açılır. Çekirdek yapısı üzerine yapıştırıcının bir yüzeyindeki koruyucu açılarak serilir. Üst yüzeydeki koruyucu katman muhafaza edilir, bu sayede yapıştırıcının vakum torbasına yapışmasının önüne geçilir. Yapıya tekrardan vakumlama işlemi yapılır.



Şekil 3.12. Yapıştırıcının çekirdek üzerine yerleştirilmesi

Yapıştırıcının üst koruma katmanı vakumlama işlemi sonrasında çıkarılır. Üst panelin yapışma yüzeyindeki soyma kumaşı da soyularak panel yapılma işlemi hazır hale getirilir ve bu yüzey yapıştırıcı ile temas edecek şekilde üst panel yerleştirilir. Vakumlama işlemi için torbaya yerleştirilir ve vakumlama işlemi sonrası alt panel ve üst panelin çekirdek ile bağlantısı sağlanmış olur.

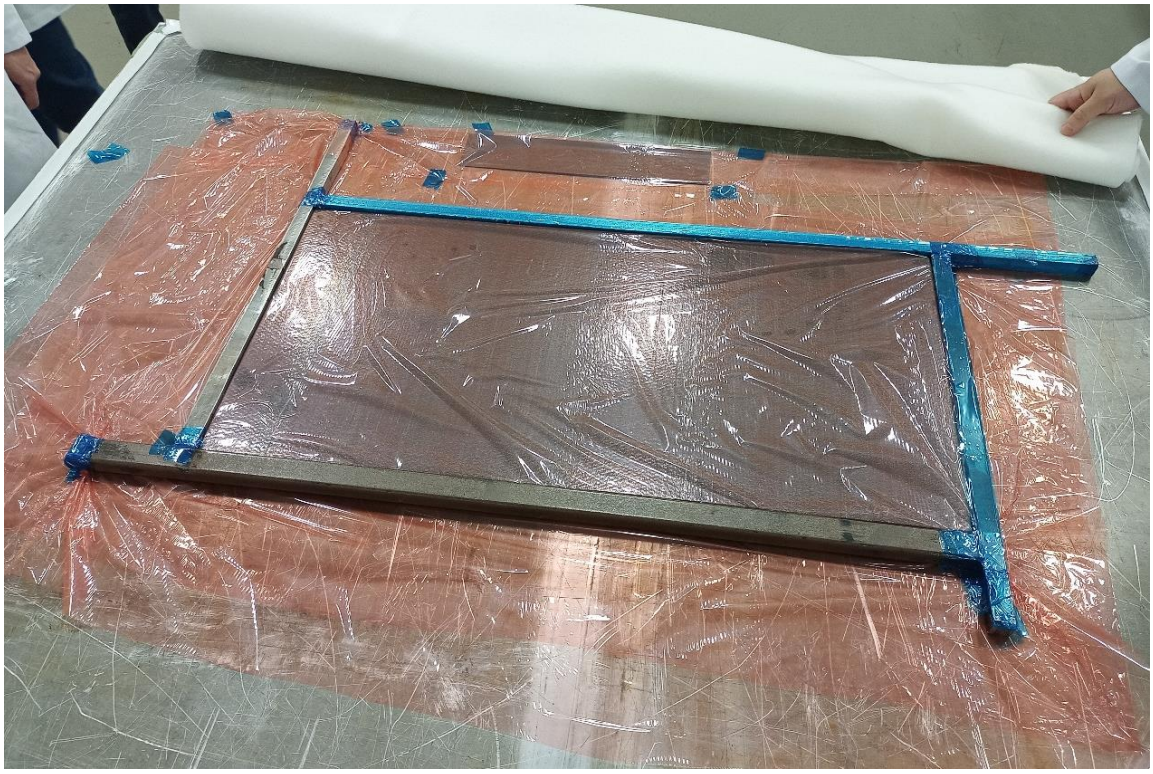


Şekil 3.13. Üst panelin yerleştirilmesi

Sandviç yapı, vakumlama ve serim işlemlerinin ardından kürleme sürecine hazırlanır. Düz bir kalıp üzerine öncelikle ayırma filmi serilir, böylece kürleme esnasında yapının kalıba yapışmasının önüne geçilir.

Kompozit sandviç yapıların kürleme işlemi sırasında dikkat edilmesi gereken bir diğer faktör çekirdek malzemesinin çökmesidir ve "çekirdek ezilmesi" (core crush) olarak adlandırılır. Bu durum, kürleme esnasında uygulanan aşırı vakum veya yüksek sıcaklık nedeniyle çekirdek malzemesinin mekanik dayanımının aşılması sonucu meydana gelir. Özellikle bal peteği ve köpük çekirdekli sandviç panellerde bu tür hasarlar sıkça gözlemlenmektedir. Çekirdek ezilmesi, sandviç yapının mekanik performansını ciddi şekilde düşürebilir. Bu nedenle, üretim sürecinde vakum ve sıcaklık profillerinin dikkatlice kontrol edilmesi, çekirdek malzemesinin uygun yoğunluk ve dayanımda seçilmesi, ayrıca kürleme basıncının kademeli olarak artırılması gibi önlemler alınmalıdır.

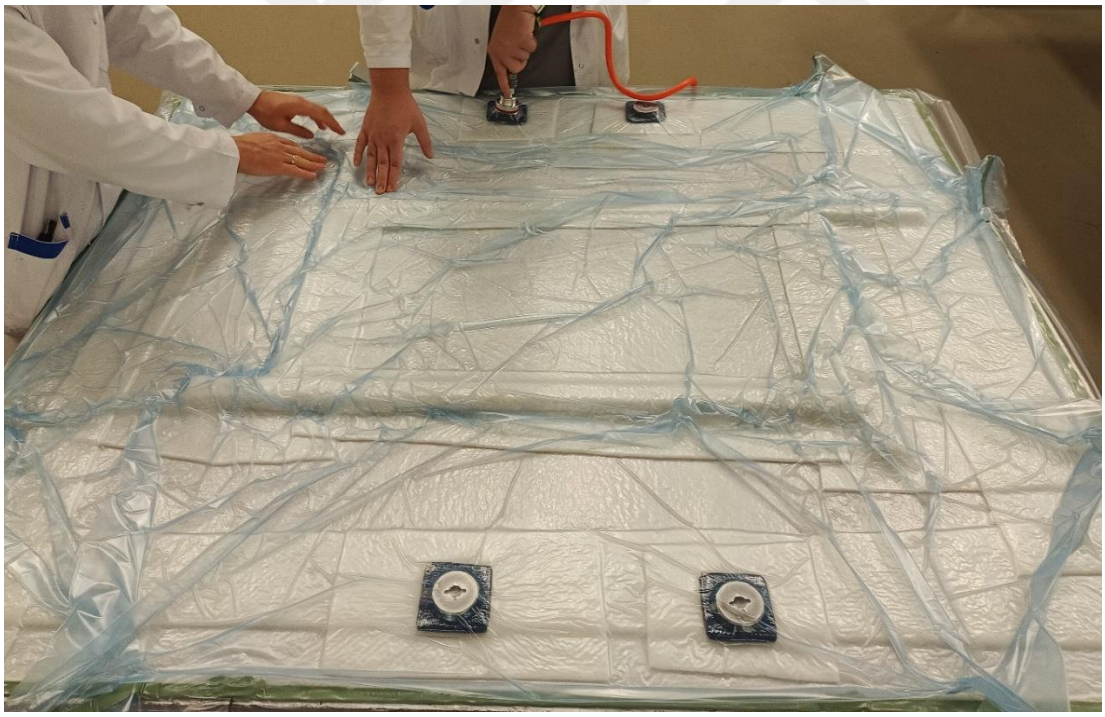
Bunun önüne geçmek amacıyla yapının etrafı metal profillerle desteklenmiştir. Test esnasında kullanılacak referans panel de aynı kürleme döngüsüne girmesi amacıyla sandviç yapı ile birlikte kürlenmiştir (Şekil 3.13.).



Şekil 3.14. Sandviç yapının kalıba yerleştirilmesi

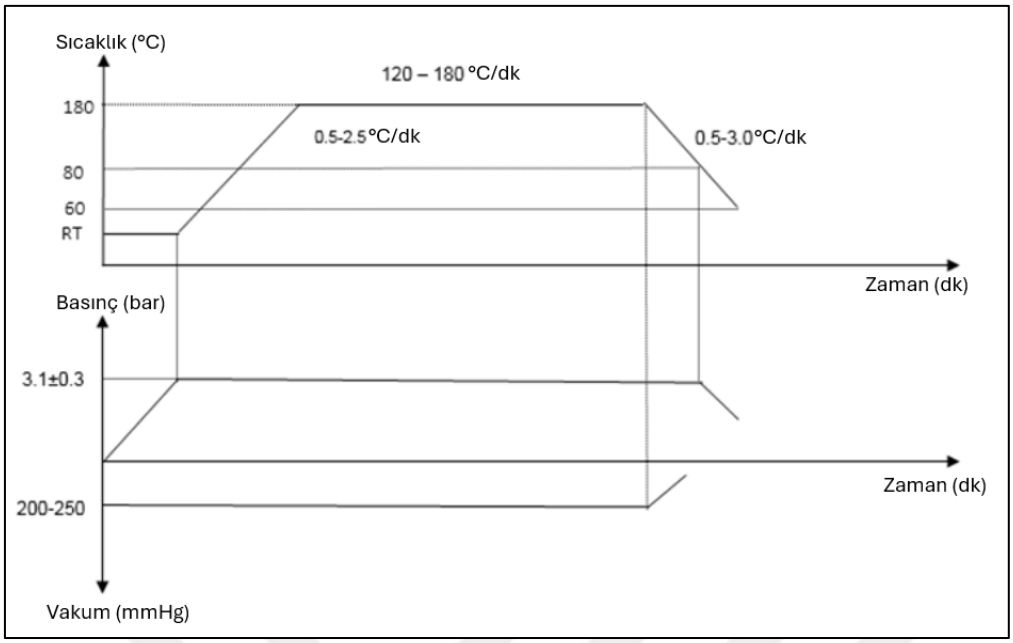
Sandviç kompozit yapının otoklav prosesi için hazırlanması, üretim sürecinin en hassas aşamalarından biridir ve yapının mekanik bütünlüğünü korumak için özenle gerçekleştirilmelidir. İlk olarak, vakum torbası dikkatlice yerleştirilerek, tüm yüzeylere tam temas etmesi sağlanır. Ardından, vakum girişi, havanın etkin şekilde uzaklaştırılması ve reçinenin düzgün akışının sağlanması için uygun bir noktaya monte edilir ve sızdırmazlık bantları ile kaçaklara karşı güvence altına alınır.

Basınç sensörleri, otoklav içerisinde uygulanan basıncın yapıya eşit dağıldığını ve çekirdek malzemeye zarar vermeden etkin bir şekilde sıkıştırıldığını izlemek amacıyla stratejik noktalara yerleştirilir. Ayrıca, sıcaklık sensörleri, yapının farklı bölgelerindeki ısı dağılımını kontrol ederek reçinenin homojen kürlenmesini sağlar. Bu bileşenlerin doğru şekilde konumlandırılması, otoklav sürecinin her aşamasında kontrol edilebilirliği artırarak yüksek kaliteli ve yapısal olarak sağlam bir kompozit üretimini mümkün kılar.



Şekil 3.15. Sandviç yapının otoklav prosesine hazırlanması

Elde edilen paneller ve çekirdek, yapıştırıcı malzemesi kullanılarak ikincil bağlama yöntemi ile sandviç prosesi gerçekleştirilmiştir. Sandviç prosesi için kürleme döngüsü belirlenirken edinilmiş tecrübeler ve literatürden yararlanılmıştır. Ayrıca yapıştırıcı malzemenin teknik dokümanında da önerilen bir kür döngüsü mevcuttur. Sandviç prosesi için kürleme döngüsü şekil 3.15.'te verilmiştir.



Şekil 3.16. Sandviç prosesi kürleme çevrimi [19]

Kürleme sonucu elde edilen sandviç panel yapısından Şekil 3.1.'deki ölçülere uygun olarak kesme işlemi yapılmış ve kuponlar elde edilmiştir.

3.2.3. Soyulma dayanım testi

Sandviç yapıların en kritik özelliklerinden biri, dış yüzey (skin) ile çekirdek (core) malzemesi arasındaki yapışma dayanımıdır. Çalışma kapsamında ASTM D1781 [68] standardına uygun olarak simülasyon modellemeleri yapılmış ve doğrulama çalışması yapmak amacıyla bir konfigürasyon standartlara uygun olarak test edilmiştir. İlgili standart sandviç yapıların skin ve core arasındaki yapışma kuvvetini ölçmek için kullanılan tamburlu soyma (drum peel) testinin yöntemlerini ve kriterlerini tanımlar.

Tamburlu soyma testi, sandviç yapıların skin ve core arasındaki yapışma mukavemetini ölçmek amacıyla gerçekleştirilir. Test sırasında, bir yüzey tabakası çekirdek malzemesinden kontrollü bir şekilde soyularak (peeling), yüzeyler arasındaki bağ dayanımını ölçüm sonuçları ile ortaya koyar.

ASTM D1781 standartı, sandviç yapıların soyulma dayanımını ölçmek için şu süreçleri kapsar; test numunesinin boyutları ve hazırlanması, test cihazının kurulumu ve özellikleri, deneyin uygulanma yöntemi, sonuçların analizi ve raporlanması.

Tamburla soyma testi için deney düzeninde kullanılan örnek test cihazı ve ekipmanlar şekil 3.16.’da verilmiştir.



Şekil 3.17. Tamburla soyma testi deney düzeni ve ekipmanlar [69]

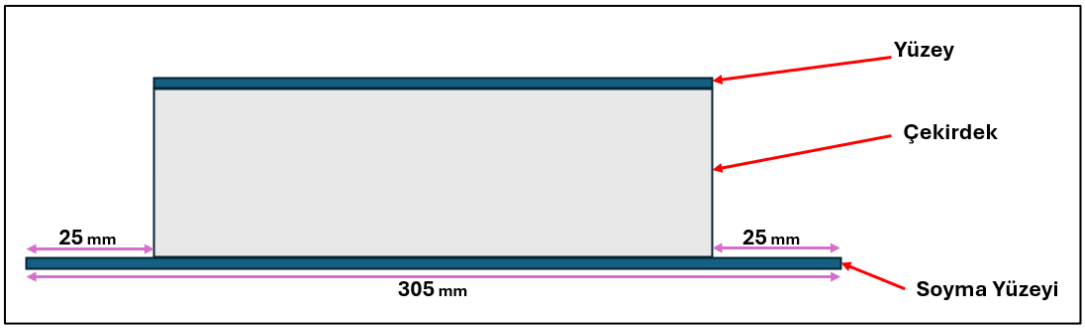
Soyma Tamburu (Drum): Test sırasında soyulan skin tabakasını çekmek için kullanılan bir silindir. İlgili çalışmada kullanılan tambur çapı 102 mm (4 inç)'dir.

Çekme Test Cihazı: Numuneyi sabit bir hızda soyacak şekilde ayarlanmış, hassas bir çekme test cihazıdır.

Sabitleme Mekanizması: Numuneyi cihaza sabitlemek için kelepçe veya uygun bir tutucu sistem.

Yük Hücresi: Soyma sırasında uygulanan kuvveti ölçer.

Test edilecek numune ilgili standarta uygun şekilde hazırlanmalıdır. Numune boyutları şekil 3.17.’de verilmiştir.



Şekil 3.18. Numune boyutları

Numune Boyutları: Bu çalışma için test edilen numuneler, en az 305 mm (12 inç) uzunluğunda ve 76 mm (3 inç) genişliğindedir.

Yüzey Malzemesi Uzatması: Test sırasında soyulacak olan yüzey malzemesinin test fikstürleri tarafından tutulabilmesini sağlamak için, numunenin iki ucunda en az 25 mm (1 inç) uzunluğunda serbest yüzey bırakılır. Test fikstürüne göre bu tek taraflı da olabilir. Simülasyon modellemesi yapılırken tek taraflı uzatma tercih edilmiştir.

Test koşulları, test sürecini etkileyecek etmenlerdendir ve ilgili standarta bağlı kalınması önemlidir.

Soyma Hızı: Tambur hızı test sürecinde 25,4 mm/dakika sabit bir hızla döndürülmelidir.

Test Ortamı: Testler, standart oda koşullarında, 23°C ± 2°C (73.4°F ± 3.6°F) sıcaklıkta ve %50 ± %5 bağıl nem koşullarında, gerçekleştirilmiştir. Simülasyonun amacına uygun olarak çevresel şartlandırma adına bir girdi yapılmamıştır.

Testin uygulanma süreci şu şekildedir; Test numunesi, tambur ve sabitleme mekanizmasına yerleştirilir. Yüzey malzemesinde yer alan serbest uç, tambur üzerine sarılır. Test cihazı çalıştırılarak tambur, yüzey malzemesini sabit bir hızda çekirdekten soyar. Soyulma işlemi sırasında uygulanan kuvvet sürekli olarak ölçülür. Soyulma sırasında uygulanan kuvvetin değeri, çekme test cihazındaki yük hücresi tarafından kaydedilir. Kuvvet-zaman veya kuvvet-mesafe grafiği oluşturulur.

Tamburla soyma testi sonuçları, yüzey-çekirdek bağının dayanımını belirler. Analiz aşamasında soyulma kuvveti ve soyulma modu değerlendirilir.
Ortalama birim soyulma kuvveti, test boyunca kaydedilen kuvvet değerlerinin ortalaması alınarak hesaplanır. Soyulma dayanımı şu formülle ifade edilir:

$$P = \frac{\left[r_f - \left(r_t + {}^{t_s}/_{2}\right)\right] x\ (F_r - F_p)}{\mathrm{b}} = \frac{\mathrm{M}}{\mathrm{b}} \tag{3.1}$$

P: Birim soyulma torku (N.mm/mm)
r_f: Flanş yarıçapı (mm)
r_t: Tambur yarıçapı (mm)
t_s: Yüzey malzemesi kalınlığı (mm)
F_r: Sandviç Soyulma Kuvveti (N)
F_p: Panel Soyulma Kuvveti (N)
M: Ortalama moment (N.mm)
b: Numunenin genişliği (mm)

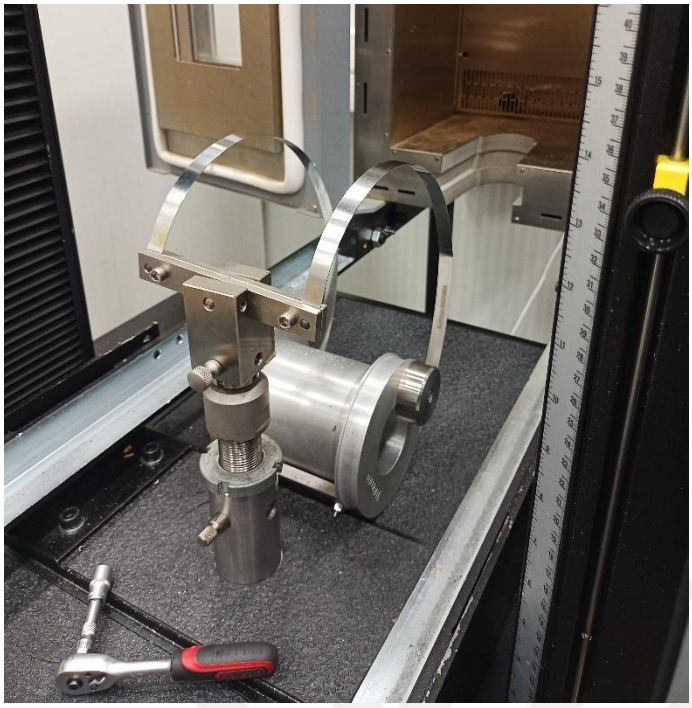
Çekirdek ve yüzey arasındaki kopma çeşitli şekillerde oluşabilir, hatanın meydana geldiği konuma gruplandırma yapılır. Test sürecinde yapışma dayanımını ölçmek hedeflendiği için kohezyon hatası yani yapıştırıcının kopması durumları dikkate alınır.

Tamburlu soyma testlerinde, yüksek hassasiyetli mekanik testler için tasarlanmış, tek kolonlu bir üniversal test cihazı olan Instron 68TM-10 kullanılmıştır. 10 kN' ye kadar çekme, basma ve eğme testlerini gerçekleştirebilen bu sistem, havacılık, otomotiv, kompozit malzemeler ve biyomalzeme gibi çeşitli endüstrilerde kullanılır. Cihaz, yüksek doğruluklu yük hücreleri ve gelişmiş Bluehill Universal yazılımı ile donatılmış olup, ASTM, ISO ve EN standartlarına uygun testlerin yapılmasını sağlar. Ergonomik tasarımı ve kompakt yapısı sayesinde laboratuvar ortamlarında az yer kaplar ve kolay kullanım imkanı sunar. Yüksek veri örnekleme hızı, düşük sürtünmeli tahrik sistemi ve geniş test alanı ile tekrarlanabilir sonuçlar elde edilmesini sağlar [70].



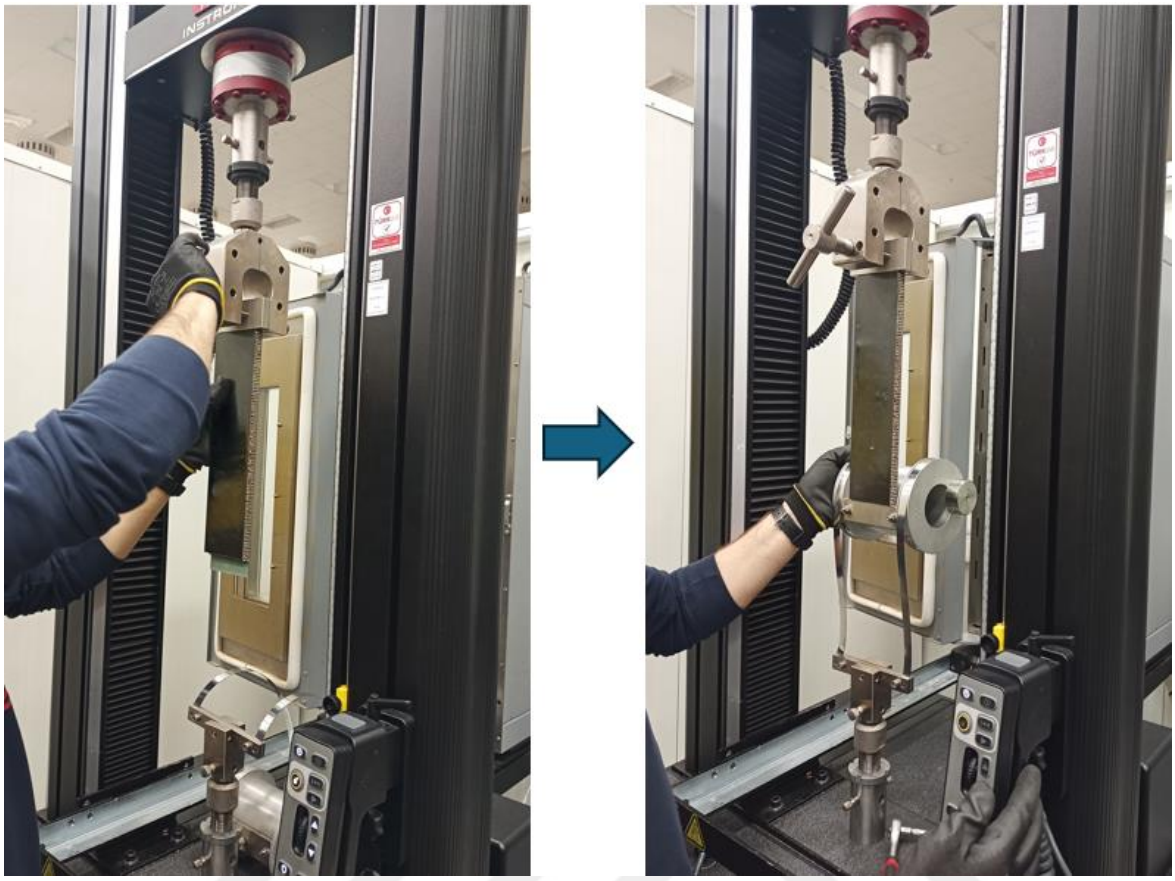
Şekil 3.19. Instron 68TM-10 test cihazı [70]

Test başlangıcında, üniversal test cihazının çok yönlü yapısından dolayı, soyma testi için özel olarak tasarlanmış soyma tamburu, cihazın alt çenesine güvenli ve hassas bir şekilde monte edilir. Tamburun eksenel hizalaması sağlanarak, test numunesinin düzgün bir şekilde sarılmasına ve soyma kuvvetinin doğru bir şekilde uygulanmasına olanak tanınır. Bağlantı noktaları sıkılık açısından kontrol edilir ve tamburun serbest dönüş hareketi engellenmeyecek şekilde yerleştirildiğinden emin olunur. Bu adım, test sırasında oluşabilecek eksenel kaçıklıkları ve ölçüm hatalarını minimize ederek, güvenilir ve tekrarlanabilir sonuçlar elde edilmesini sağlar.



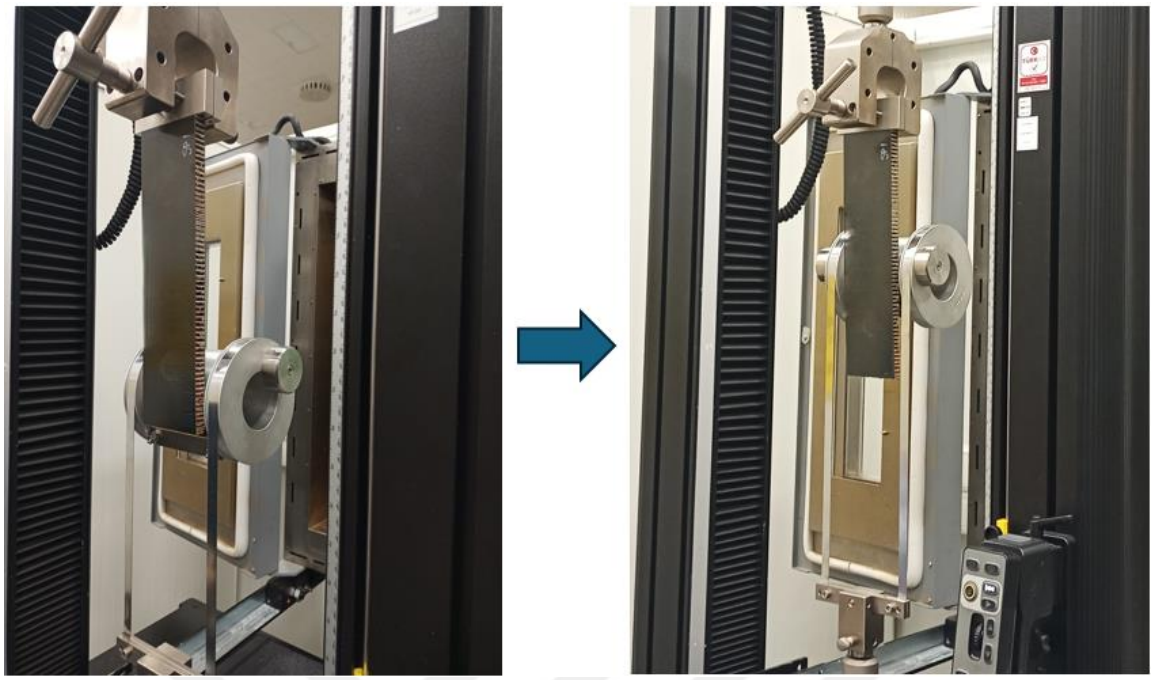
Şekil 3.20. Tırmanma tamburunun test cihazına monte edilmesi

Test kurulumu tamamlanan cihaza numuneler, paneller üzerindeki özel bağlantı çıkıntıları kullanılarak alt ve üst çenelere sabitlenir. Numunenin eksenel hizalaması dikkatlice sağlanarak, test sırasında dengeli bir yük aktarımı hedeflenir. Sıkıştırma kuvveti, malzeme türüne ve test standartlarına uygun şekilde ayarlanarak kayma veya deformasyon riskleri minimize edilir. Bağlantı noktalarının güvenliği kontrol edildikten sonra, numunenin serbest hareketini kısıtlamayan ancak stabilitesini sağlayan bir konumlandırma yapılır. Soyma tamburunun ağırlığının ihmal edilmesi için sistemdeki boşluk alınır ve yük değeri sıfırlanır. Bu işlemin ardından sistem, veri toplama ve test protokolüne uygun olarak çalışmaya hazır hale getirilir.



Şekil 3.21. Numunelerin test cihazına bağlanması

Test başlatıldıktan sonra, soyma tamburunun standartlarda belirtilen hızda dönmesini sağlamak amacıyla üst çene, sabit bir çekme hızıyla yukarı doğru hareket ettirilir. Üst çenenin kontrollü şekilde ilerlemesi, numunenin dengeli bir şekilde soyulmasını ve yük dağılımının doğru bir şekilde aktarılmasını sağlar. Bu süreçte, soyma tamburu panel yüzeyi boyunca yuvarlanarak ilerler ve yapışkan bağlantıyı kontrollü bir şekilde ayırır. Soyma işlemi sırasında oluşan anlık kuvvet değerleri, üst çeneye entegre edilmiş yük hücresi aracılığıyla sürekli olarak ölçülerek test yazılımına aktarılır. Böylece, soyulma direnci zamanla değişen bir kuvvet eğrisi şeklinde kaydedilir ve testin analizi için veri toplanır.



Şekil 3.22. Tamburun test esnasında ilerleyişi

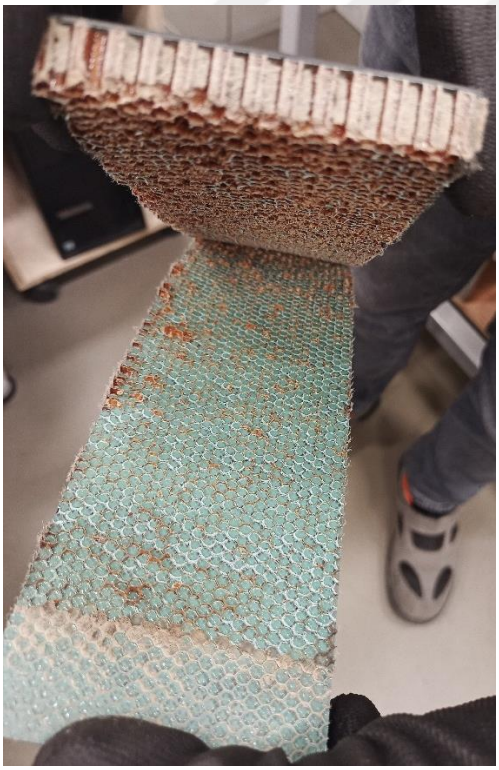
Birim soyulma torku hesaplanırken, panelin tambura gösterdiği direnç de test düzeneğinde okunan değerin içindedir. Yapışmanın net soyulma direncini ölçmek amacıyla referans panel test edilerek gösterdiği direnç değeri hesaplanır (Şekil 3.22.).



Şekil 3.23. Referans panel testi



Şekil 3.24. Test esnasında yapışma arayüzü



Şekil 3.25. Test sonrası yapışma arayüzü

3.2.4. Sonlu elemanlar yöntemi

Tamburla soyma testi, sandviç yapıların yapıştırma hattındaki performansını değerlendirmek için kullanılan önemli bir yöntemdir. Yapışma bağlantılarındaki soyulma mekanizmasını anlamak ve analiz etmek için ABAQUS yazılımında Cohesive Zone Model (CZM) yöntemiyle analiz yöntemi literatürdeki çalışmalarda yaygın olarak kullanılmıştır [42,43]. Bu yöntemler, yüzey bağlarının mekanik davranışını ve hasar süreçlerini modellemede etkili araçlar olarak öne çıkmaktadır. Bu sebeple çalışmada ABAQUS 6.14-5 sonlu elemanlar yazılımı kullanılmıştır.

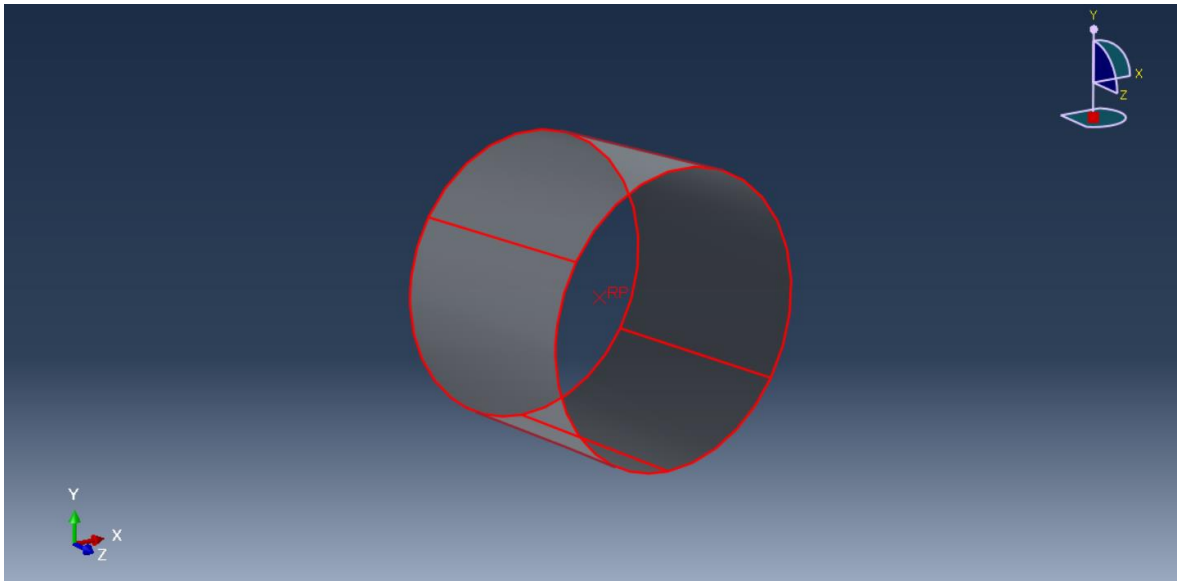
Cohesive Zone Model (CZM), malzemeler arasındaki yüzey bağlarının çekme ve kayma dayanımlarını tanımlayan bir yaklaşım olarak tanımlanabilir. Modelin sayısal hesaplamaları ve yaklaşımları, bölüm 2.6.1'de ayrıntılı olarak açıklanmıştır. Bu model, bağların kademeli olarak kopmasını ve çatlak ilerleme süreçlerini tanımlamak amacıyla kullanılır. ABAQUS yazılımında, CZM arayüz elemanları veya cohesive temas tanımlamaları aracılığıyla uygulanabilir. CZM parametreleri arasında maksimum çekme ve kayma dayanımları (σ_{max} ve τ_{max}), çatlak ilerleme enerjisi (G_{IC} ve G_{IIC}) ve bağ zayıflama eğrisi yer almaktadır [16]. Bu parametrelerin doğru bir şekilde tanımlanması, simülasyonun doğruluğunu ve güvenilirliğini artıran önemli bir faktördür.

ABAQUS yazılımında soyma testinin simülasyonu için literatürdeki yapışma analizleri için yapılmış benzer çalışmalar incelenerek explicit analiz yöntemi tercih edilmiştir [71,72,73]. Explicit yöntem, zamana bağlı dinamik problemlerde meydana gelen ani değişimleri çözmek için idealdir. Tamburla soyma testinde, uygulanan soyulma kuvveti nedeniyle bağlar hızla kopar ve bu sürecin kararlı bir şekilde modellenmesi gerekir. Bu yöntemin avantajları arasında düşük sayısal kararsızlık ve gerçekçi soyulma davranışının modellenmesi bulunmaktadır. Simülasyon sırasında küçük zaman adımları ve kaliteli bir ağ yapısı (mesh) kullanımı, sonuçların doğruluğunu ve yakınsamasını önemli ölçüde etkileyen faktörlerdir.

3.2.5. Bileşenlerin modellenmesi

Montajı oluşturan komponentlerin uygun şekilde ve ideal yöntemlerle modellemesi, simülasyonun doğru sonuç vermesi ve simülasyon süresi açısından önemlidir. Bu çalışmada modellemeler yapılırken literatürde mevcut olan benzer çalışmalar incelenmiş ve bileşenlerin modelleme yöntemine karar verilmiştir [43].

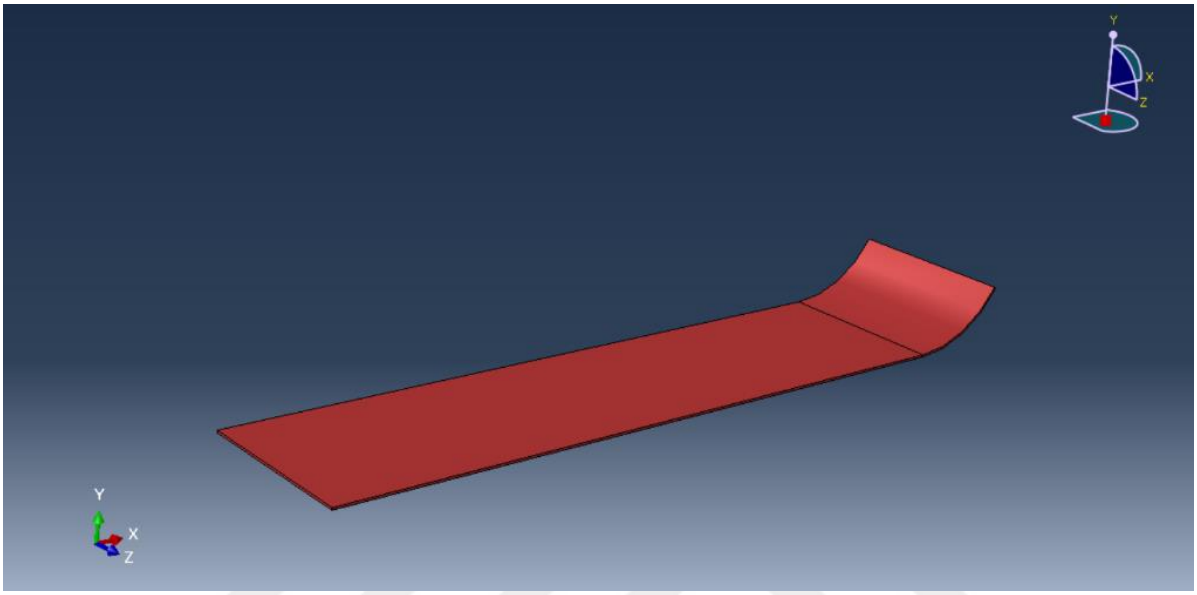
İlk olarak soyulmayı yapan tambur modellenmiştir. Standartlara uygun olarak 102 mm çapında ve 76 mm genişliğinde modelleme yapılmıştır. Tambura hareket verilerek tambur merkezindeki reaksiyon momentinin okunması amaçlanmaktadır. Yapı üzerinde herhangi bir deformasyon oluşmaması ve soyma işlemini yapması beklenmektedir. Rijit gövde yaklaşımında, yapı esnek davranış göstermeyen, tamamen sert bir cisim olarak kabul edilir. Bu yöntemin kullanılmasının başlıca nedenlerinden biri, analiz süresini ve hesaplama maliyetini azaltmaktır. Esnek deformasyonların ihmal edilerek yalnızca hareket, yük transferi veya temas etkilerinin incelendiği bu yaklaşım, özellikle hareketli mekanizmalarda ve yük aktarım problemlerinde fayda sağlar. Bu sebeple tambur yapısı rijit gövde olarak modellenmiştir.



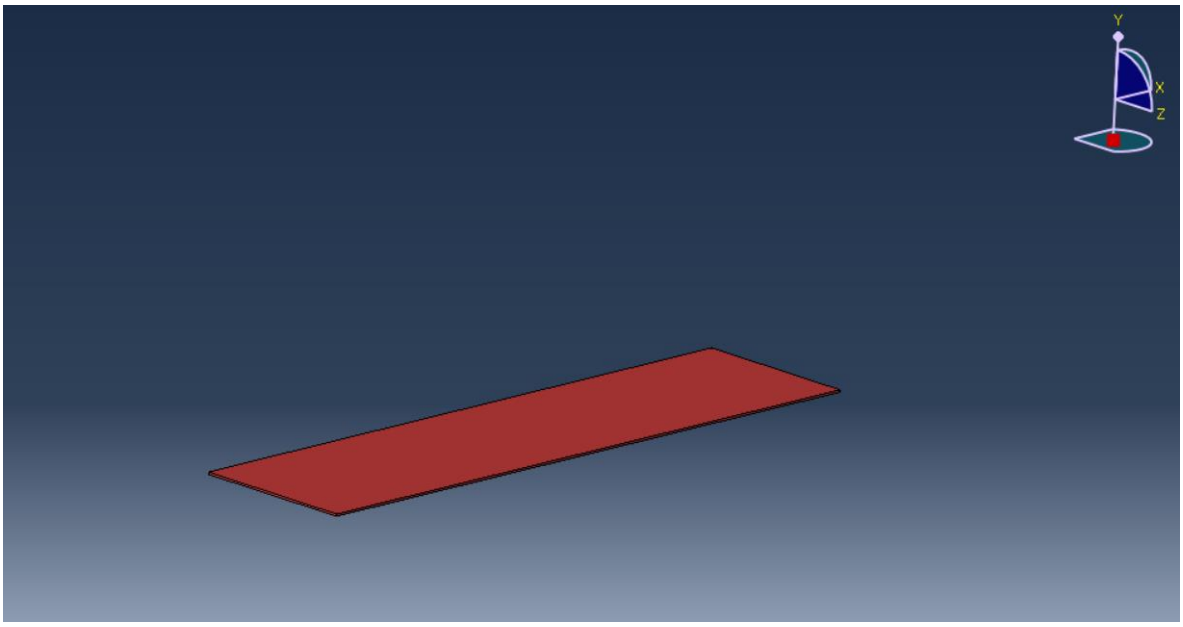
Şekil 3.26. Soyma tamburunun modellenmesi

Kompozit yüzeyleri oluşturan katmanların yönelimlerinin aynı yönde olması ve kompozit yapı arasında oluşabilecek hasar durumlarının ihmal edilebilir olması sebebiyle panel elemanları katı model olarak oluşturulmuş ve aniztopropik malzeme özellikleri tanımlaması

yapılmıştır. Üst yüzeyle soyma tamburu arasında çizgisel temas yerine yüzeysel temas tanımlamak ve yüzeylerin örtüşmesini sağlamak amacıyla tambur çapı boyutunda panele ön şekillendirme yapılmıştır. Paneller 305 mm uzunluğunda ve 76 mm genişliğinde modellenmiştir.



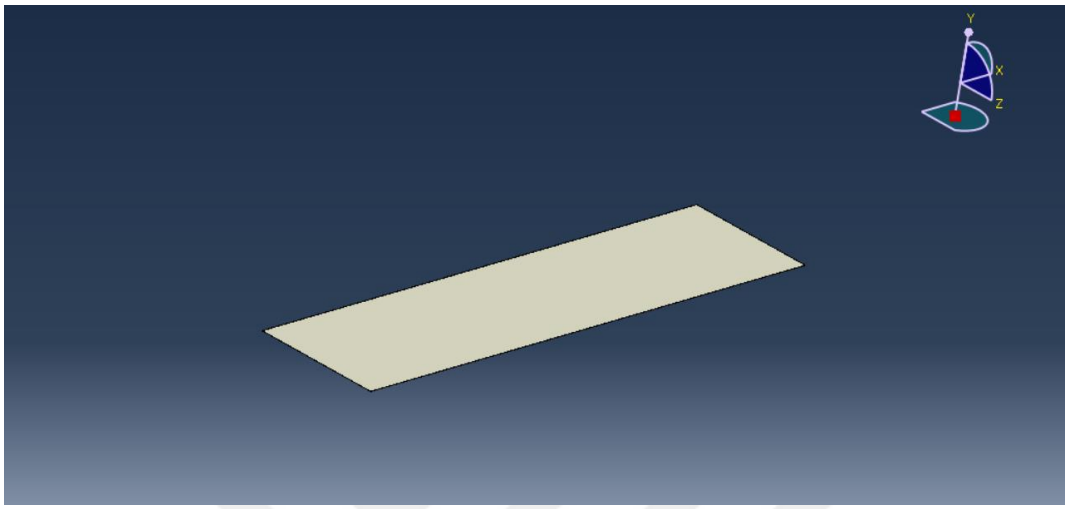
Şekil 3.27. Üst panelin modellenmesi



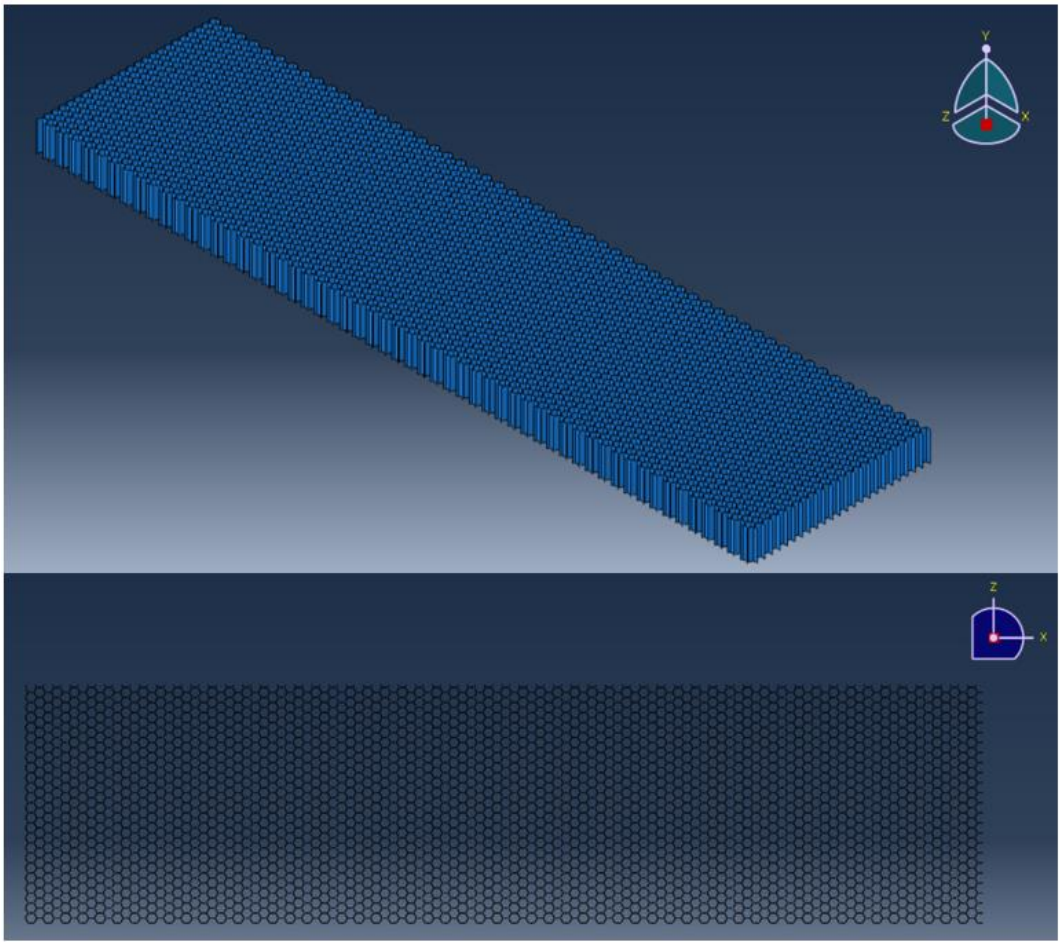
Şekil 3.28. Alt panelin modellenmesi

Simülasyonun amacı üst panel ile çekirdek arasındaki yapışma davranışını ölçmeyi amaçlamaktadır. Simülasyonu sadeleştirmek amacıyla yapıştırıcı sadece üst panel ile

çekirdek arasına yerleştirilmiştir. Katı modelleme yöntemi tercih edilmiş olup, bölüm 2.6.1.'de detayları verilen cohesive malzeme özelliği tanımlaması yapılmıştır. Yapıştırıcı kalınlığı 0,1mm olarak oluşturulmuştur.

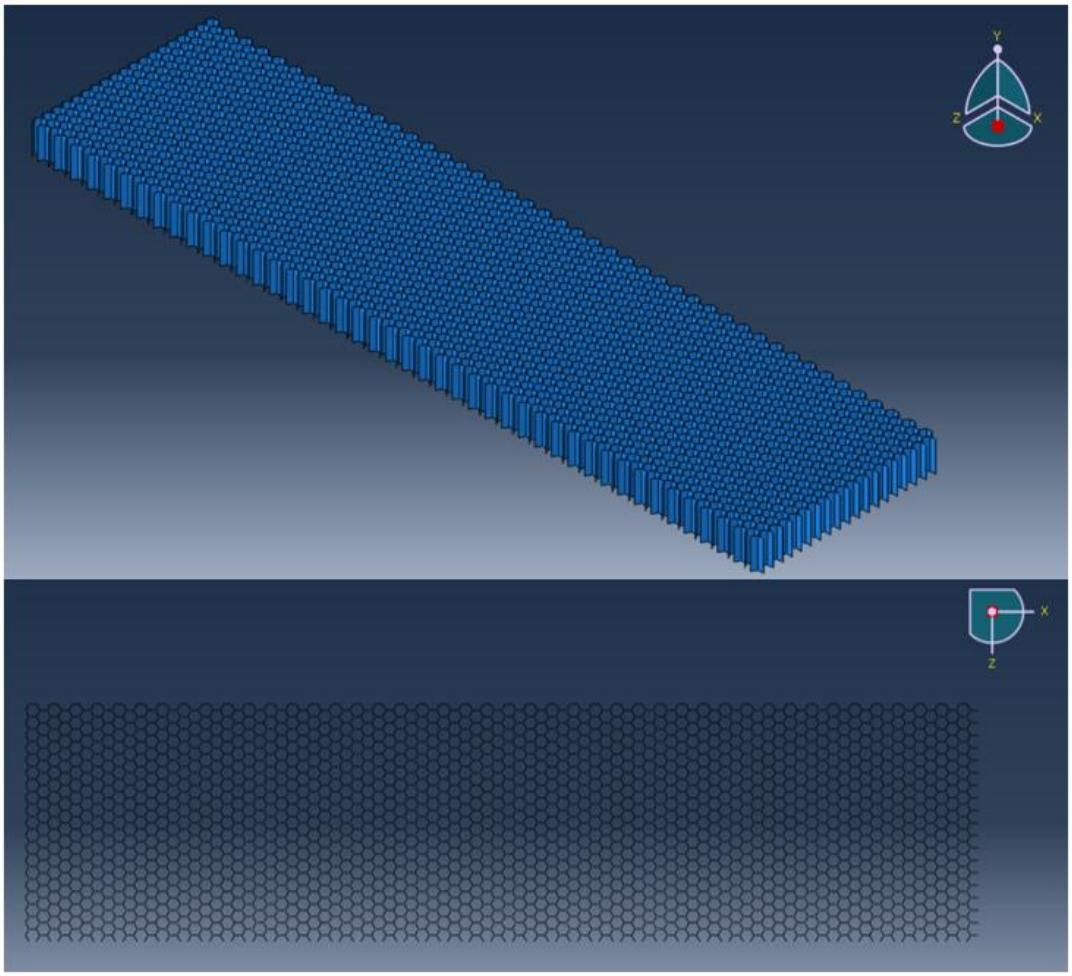


Şekil 3.29. Yapıştırıcı modellenmesi



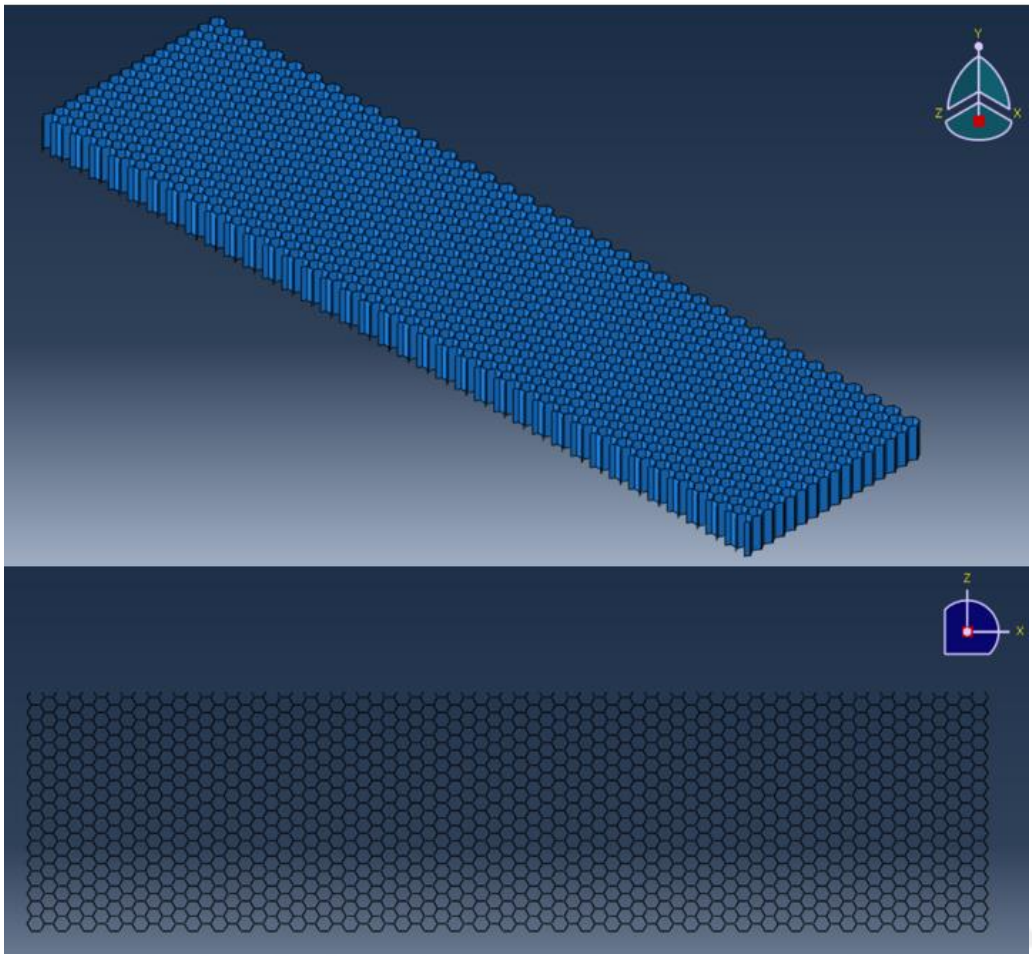
Şekil 3.30. 3,2 mm hücre genişliğinde çekirdek modellemesi

Simülasyon sonucunda çekirdek ve panel arayüzündeki yapışmanın incelenmesi amaçlanmaktadır. Bu sebeple çekirdek geometrisi modelleme açısından önemlidir. Çekirdek kalınlıkları mikron mertebesinde olması sebebiyle yüzey modelleme (shell) yöntemi tercih edilmiştir. Yüzey elemanlar, yapının kalınlığı boyunca detaylı bir modelleme yapmaksızın, yüzey üzerindeki gerilme ve deformasyonların hesaplanmasını sağlar.



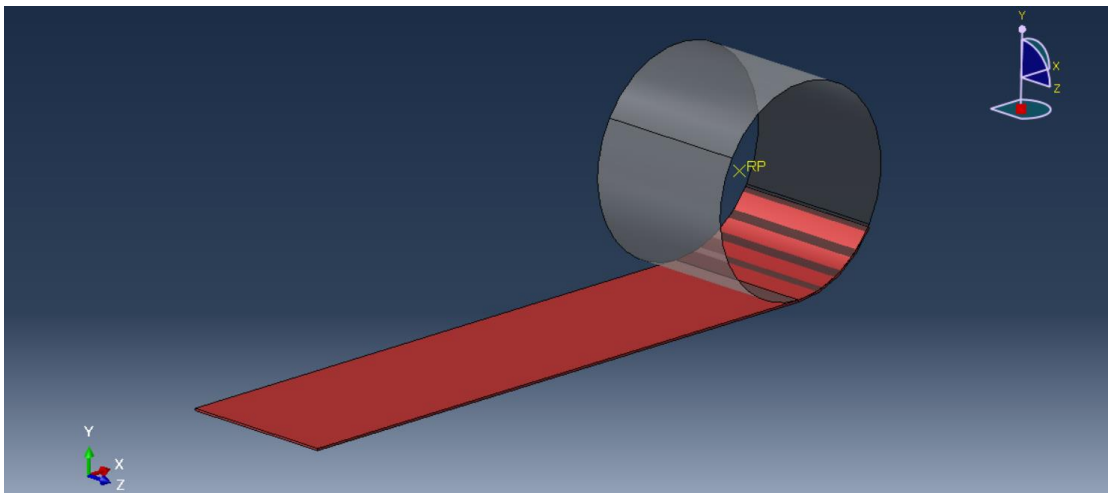
Şekil 3.31. 4,0 mm hücre genişliğinde çekirdek modellemesi

Çekirdek yapıları 3,2 mm, 4,0 mm ve 4,8 mm hücre genişliklerinde ayrı ayrı olarak modellenmiştir. İzometrik ve dik bakış görüntüleri Şekil 3.29., Şekil 3.30. ve Şekil 3.31.'de verilmiştir. Yüzey modelleme tekniği kullanıldığı için farklı duvar kalınlıkları için farklı geometrilerin modellenmesine gerek olmayıp, kalınlık tanımlaması yapılmıştır.



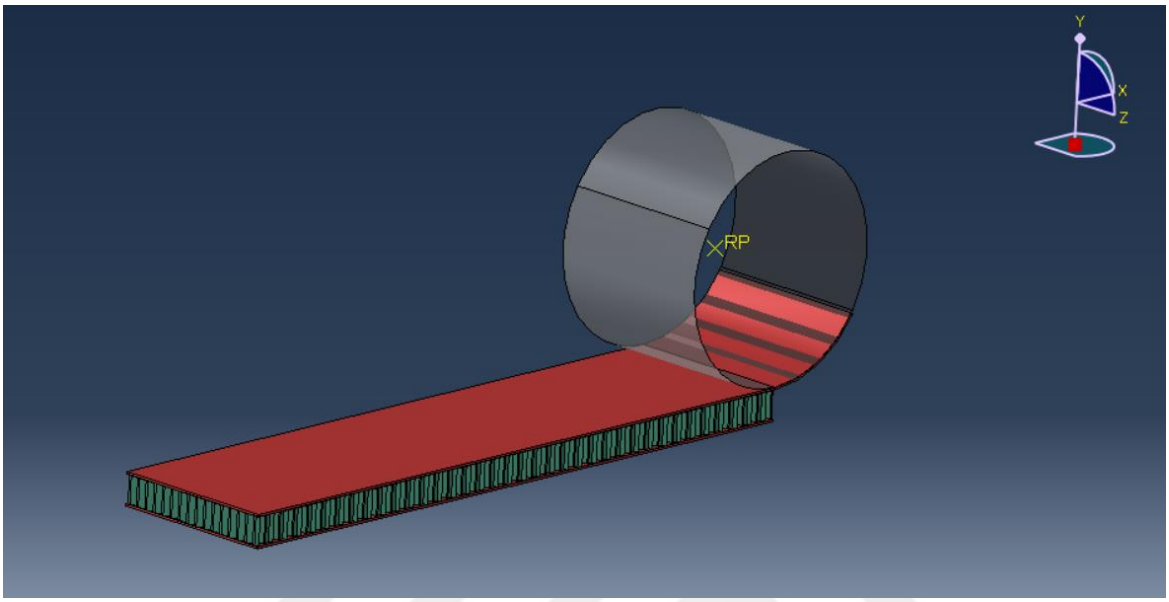
Şekil 3.32. 4,8 mm hücre genişliğinde çekirdek modellemesi

Simülasyon yapılırken öncelikle panelin gösterdiği direnci hesaplamak amacıyla panel tek başına tambura sarılarak moment değeri okunacaktır. Test düzeneğine uygun şekilde modeller bir araya getirilmiştir.



Şekil 3.33. Panel soyulma direnci test düzeneğinin modellenmesi

Sandviç yapıdaki panel ve çekirdek arasındaki yapışma direncini ölçmek amacıyla tüm yapıların bir arada olduğu modeller uygun şekilde bir araya getirilerek simülasyon test düzeneğine uygun şekilde oluşturulmuştur.



Şekil 3.34. Sandviç soyulma direnci test düzeneğinin modellenmesi

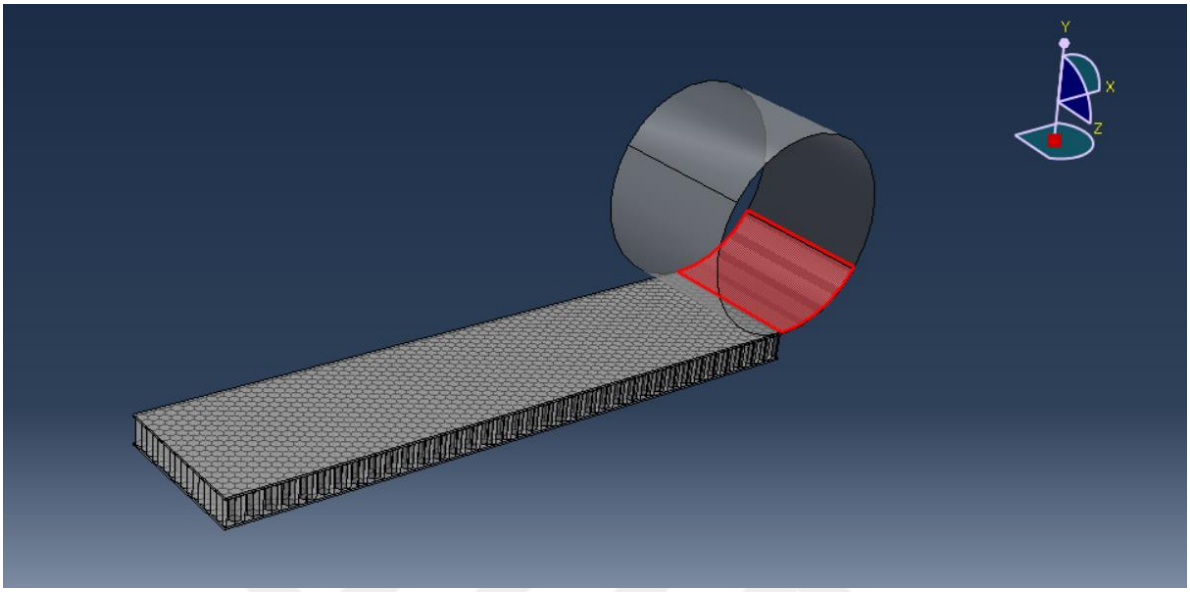
3.2.6. Sonlu elemanlar sınır koşulları

Sonlu elemanlar yöntemi (FEM) gibi mühendislik analizlerinde, sınır koşulları bir sistemin gerçek davranışını simüle etmek için kritik bir rol oynar. Bu koşullar, analiz edilen modelin dış ortamla olan etkileşimlerini belirler ve analiz sonuçlarının doğruluğunu doğrudan etkiler. Sınır koşullarının doğru bir şekilde tanımlanması, yalnızca matematiksel çözümün kararlılığını değil, aynı zamanda fiziksel olayın gerçeğe uygun bir şekilde temsil edilmesini de sağlar.

Sınır koşulları, sistemdeki enerjinin doğru bir şekilde dağılımını ve korunmasını sağlar. Özellikle dinamik analizlerde, kinetik enerji ve potansiyel enerji arasındaki denge, doğru sınır koşulları ile güvence altına alınır. Fazla kısıtlamalar, sistemin doğal hareketlerini engelleyerek sonuçların gerçekçi olmamasına neden olabilir. Aynı şekilde, yetersiz kısıtlamalar da sistemin gerçek dışı davranışlar sergilemesine yol açabilir.

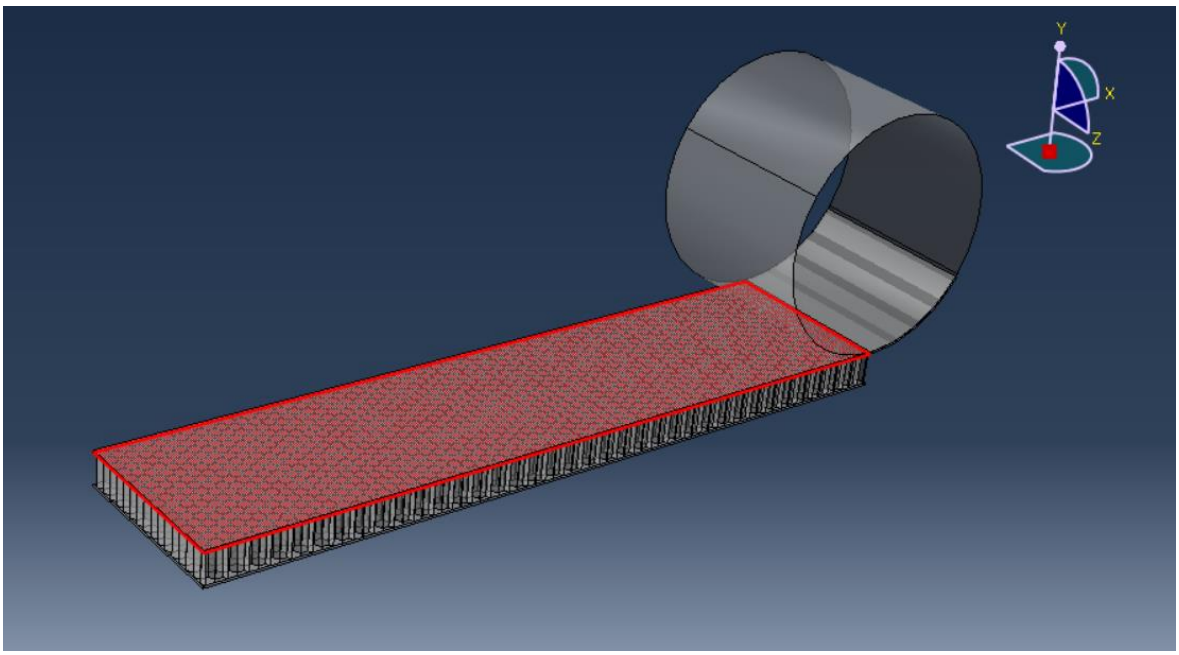
Soyma tamburunun hareketi esnasında paneli sarabilmesi için bu iki yapı arasında bağ tanımlanması gerekecektir. Gerçek dünyada panel, tambura bir ekipman ile tutturulur,

simülasyon ortamında ise tambur yüzey ile panel yüzeyi arasına temas tanımlanır. Şekil 3.34.'te temas yüzeyi gösterilmiştir.



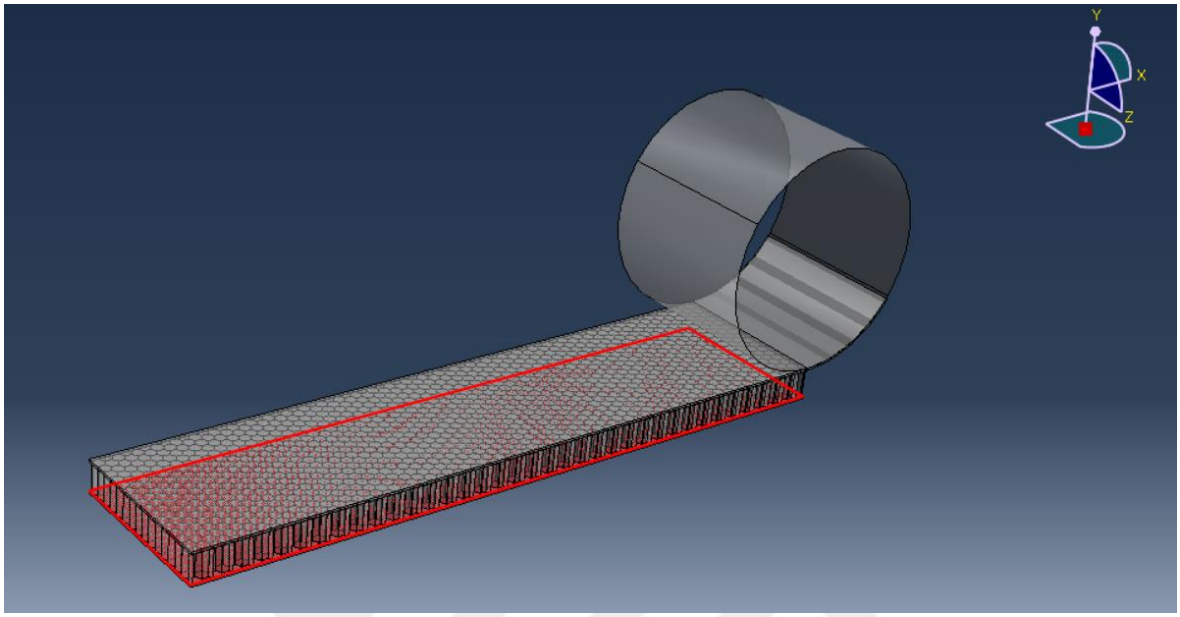
Şekil 3.35. Soyma tamburu ile panel arasındaki bağlantının tanımlanması

Kohezif eleman olarak tanımlanan yapıştırıcının soyulma anında direnç gösterebilmesi için temas halinde olduğu yapılarla bağ kurması gerekmektedir. Bu sebeple yapıştırıcı-üst panel arasına ve yapıştırıcı-çekirdek arasına temas tanımlaması yapılmıştır.



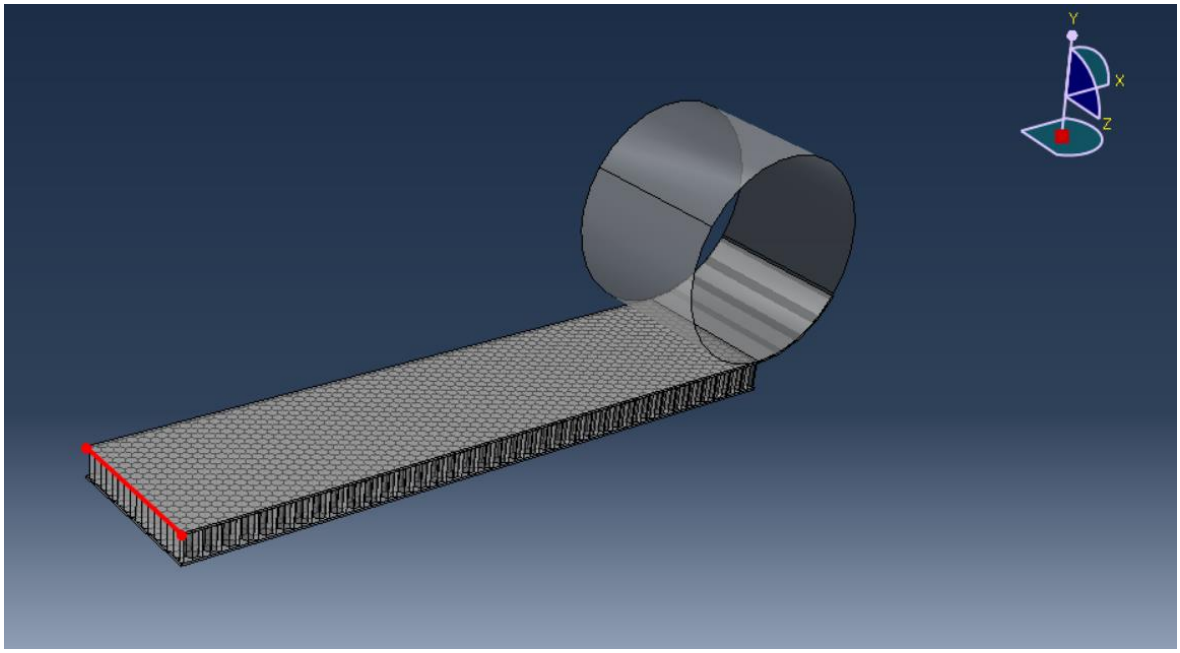
Şekil 3.36. Yapıştırıcı ile bileşenler arasındaki bağlantının tanımlanması

Simülasyonu sadeleştirmek amacıyla alt panel-çekirdek arasına yapıştırıcı yerleştirilmemiş ve iki yapı arasına temas tanımlanmıştır.



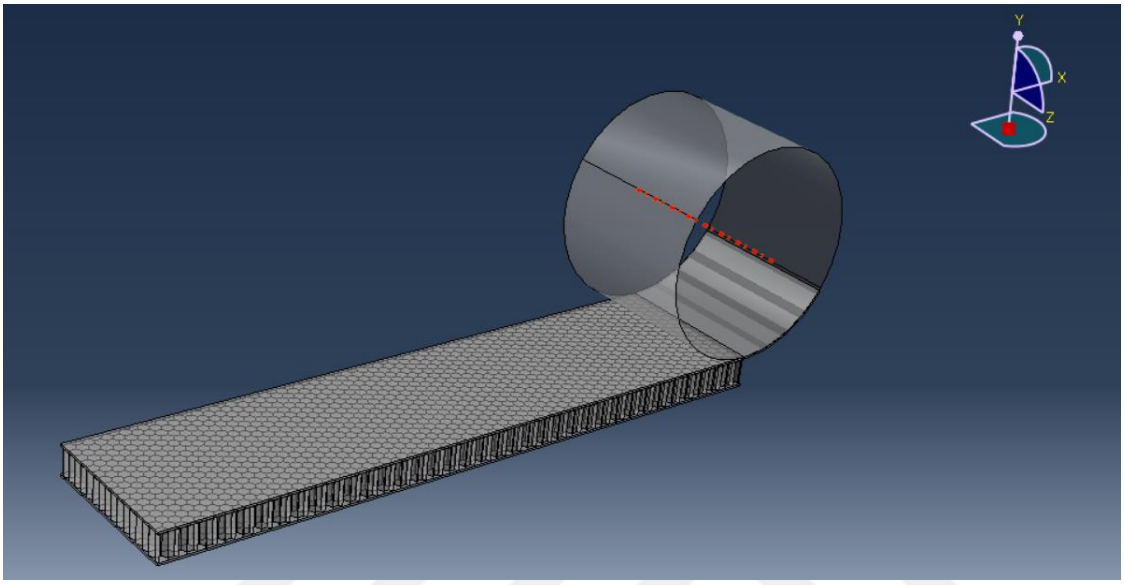
Şekil 3.37. Çekirdek ile panel arasındaki bağlantının tanımlanması

Test standartlarını ve test ortamını simüle etmek amacıyla panelin uç yüzeyine ankastre mesnet tanımlaması yapılmıştır.



Şekil 3.38. Mesnet yüzeyinin tanımlanması

Soyma tamburunun yuvarlanma hareketini oluşturmak amacıyla tambur merkezine tanımlanan eksene açısal ve lineer hareket tanımlanmıştır. Reaksiyon momenti tanımlanan eksen üzerinden okunacaktır. Ayrıca panelin hareketi boyunca panel üzerinde yuvarlanması için tambur yüzeyi ile panel yüzeyi arasına temas tanımlaması yapılmıştır.



Şekil 3.39. Soyma tamburuna hareketin tanımlanması

Yapılar arasındaki contact tanımlanmalarının yanında yapının sınır şartlarını oluşturan mesnet ve hareket tanımlamaları şekil 3.39.'de şematik olarak gösterilmiştir. Soyma tamburunun yuvarlanma hareketini sağlamak amacıyla tambur merkezine standartlara uygun olarak 25,4 mm/dk lineer (V1) ve 0,498 rad/dk açısal hız (VR3) tanımlaması yapılmıştır. Test cihazındaki üst çeneyi simüle etmesi amacıyla panel bitiş düzlemine ankastre mesnet tanımlaması yapılmıştır.

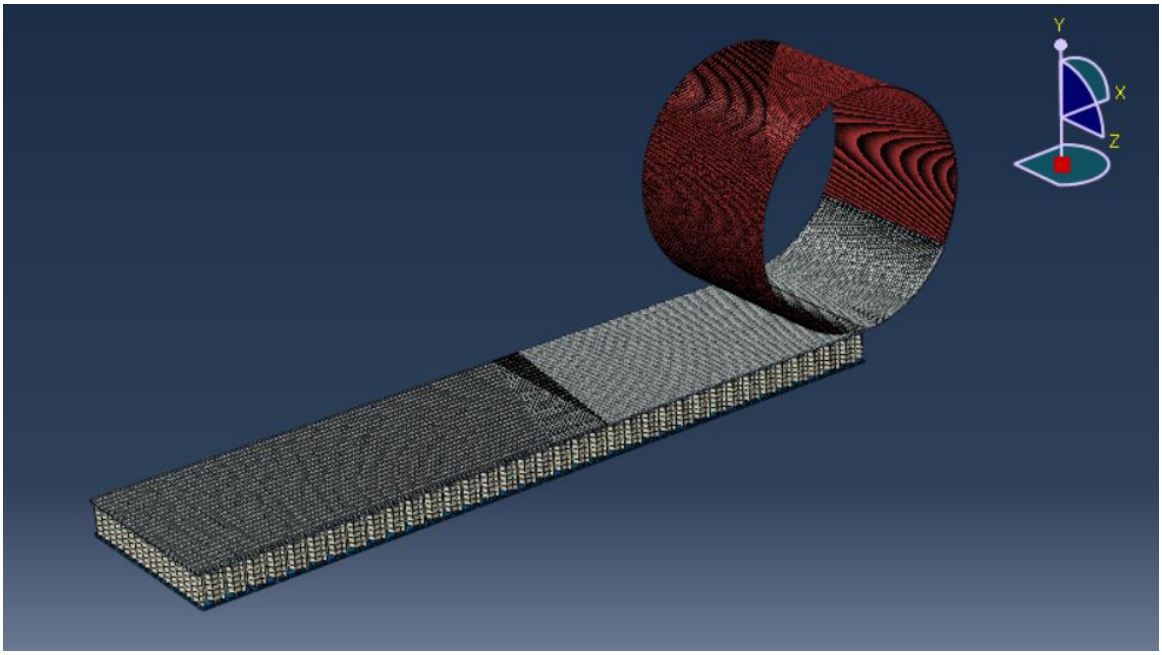


Şekil 3.40. Sınır şartlarının şematik olarak gösterilmesi

3.2.7. Eleman boyutlandırma çalışması

Simülasyon, çeşitli yapıların bir araya gelmesiyle oluşturulmuştur. Simülasyonu sadeleştirmek ve analizin doğruluğunu artırmak amacıyla, geometrilere mesh tanımlaması yapılırken özellikle aktif alanlar dikkate alınmış ve mesh boyutlarına bölgesel olarak karar verilmiştir. Soyma tamburunun panel ile temas yüzeyinde ince mesh geometrileri oluşturulurken, temas dışı yüzeylere daha kaba mesh tanımlaması yapılmıştır. Panel geometrisinin tambur ile temas bölgelerine ince mesh tanımlaması yapılmıştır.

Yapıştırıcı tabaka katı kohezyon olarak modellenmiştir. Bu sebeple, sekiz düğümlü üç boyutlu eleman tipi olan COH3D8 ile mesh geometrisi oluşturulmuştur. Eleman boyutlandırma çalışmasında 0,2 – 1 mm aralığında eleman boyutları değerlendirilmiş ve kohezif elementler için en uygun boyut 0,3 x 0,3 x 0,1 mm olarak belirlenmiştir. Literatürde de benzer mesh boyutu kullanılmıştır [42]. Panel geometrisi için etkileşim bölgelerinde 0,6 mm mesh boyutu kullanılırken, uzak bölgelerde 1,2 mm mesh boyutu tercih edilerek analiz süresi optimize edilmiştir. Panel elemanının etkileşim bölgelerinde 0,6 x 0,6 x 0,4 mm boyutlarında sekiz düğümlü hekzagonal C3D8R eleman tipi ile mesh geometrisi oluşturulmuştur. Çekirdek geometrisi için 0,8 mm S4R yüzey eleman tipi kullanılmıştır. Soyma tamburu için de 0,4-1 mm aralığında S4R yüzey eleman tipi tercih edilmiştir.

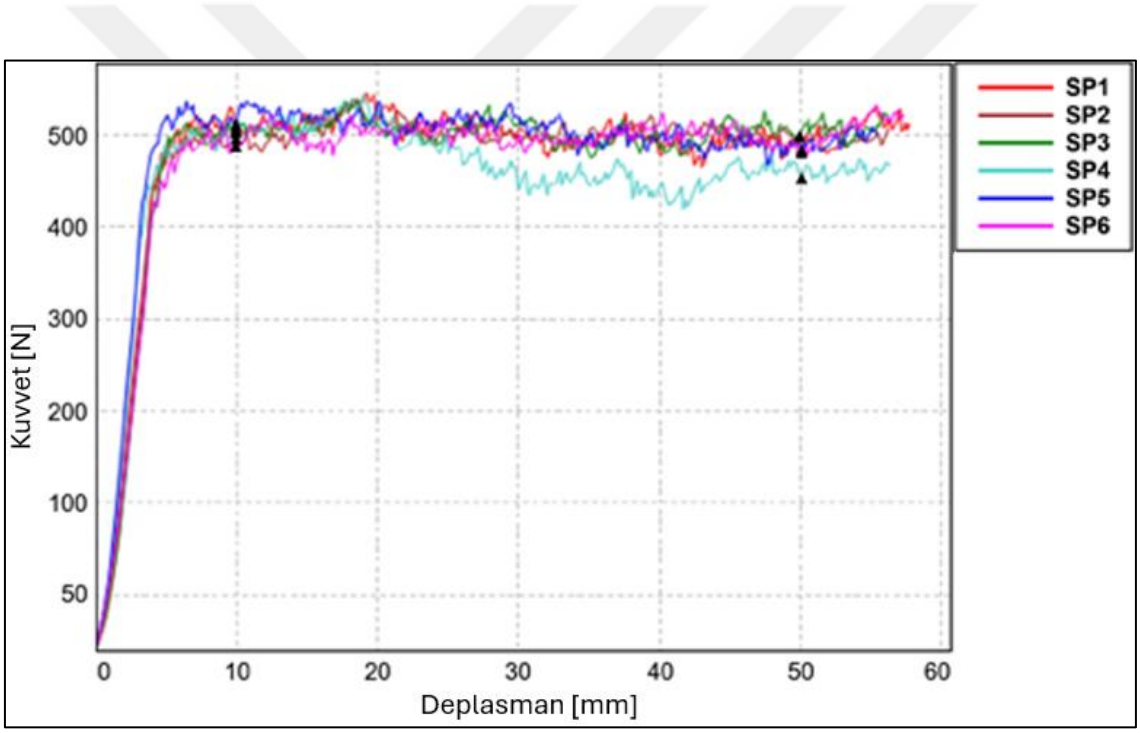


Şekil 3.41. Mesh geometrilerinin tanımlanması

4. BULGULAR

4.1. Deneysel Sonuçlar

Konfigürasyon 3 için üretim ve test süreçleri standartlara uygun olarak gerçekleştirilmiş ve 6 adet numunenin test eğrileri Şekil 4.1.'de verilmiştir. Testlerde kullanılan tambur yarıçapı 50,8 mm iken, flanş yarıçapı 61,9 mm'dir. Referans panelin testi esnasında soyulmaya karşı direnç, 133,27 N olarak ölçülmüştür. Oluşabilecek üretim hatalarını ve farklılıkları minimize etmek amacıyla 6 adet numune test edilmiş ve bu değerlerin ortalama değeri alınmıştır. Elde edilen sonuçlar Çizelge 4.1.'de verilmiştir.



Şekil 4.1. Deneysel sonuçlar

Çizelge 4.1. Test edilen kuponların çıktıları

Numune Kodu	Yüzey Kalınlığı [mm]	Numune Genişliği [mm]	Tepki Kuvveti F_r [N]
SP1	0,8	76	474,15
SP2	0,8	76	472,85
SP3	0,8	76	474,26
SP4	0,8	76	446,37
SP5	0,8	76	476,81
SP6	0,8	76	470,02
Ortalama			469,08

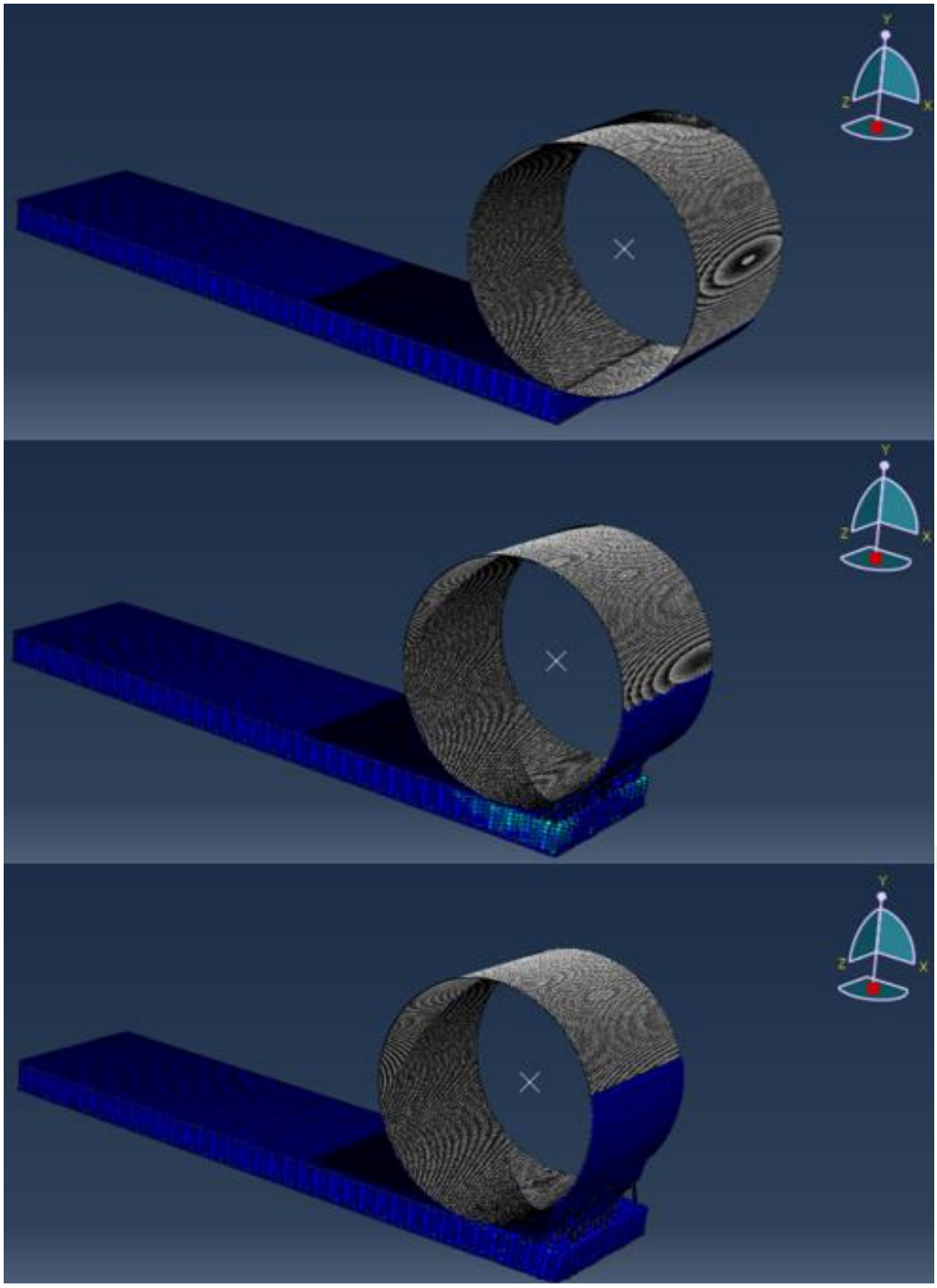
Elde edilen değerler denklem 3.1.'de yerine koyularak, 3 numaralı konfigürasyonun test sonucuna göre birim soyulma torku Çizelge 4.2.'de hesaplanmıştır.

Çizelge 4.2. Birim soyulma torku hesabı

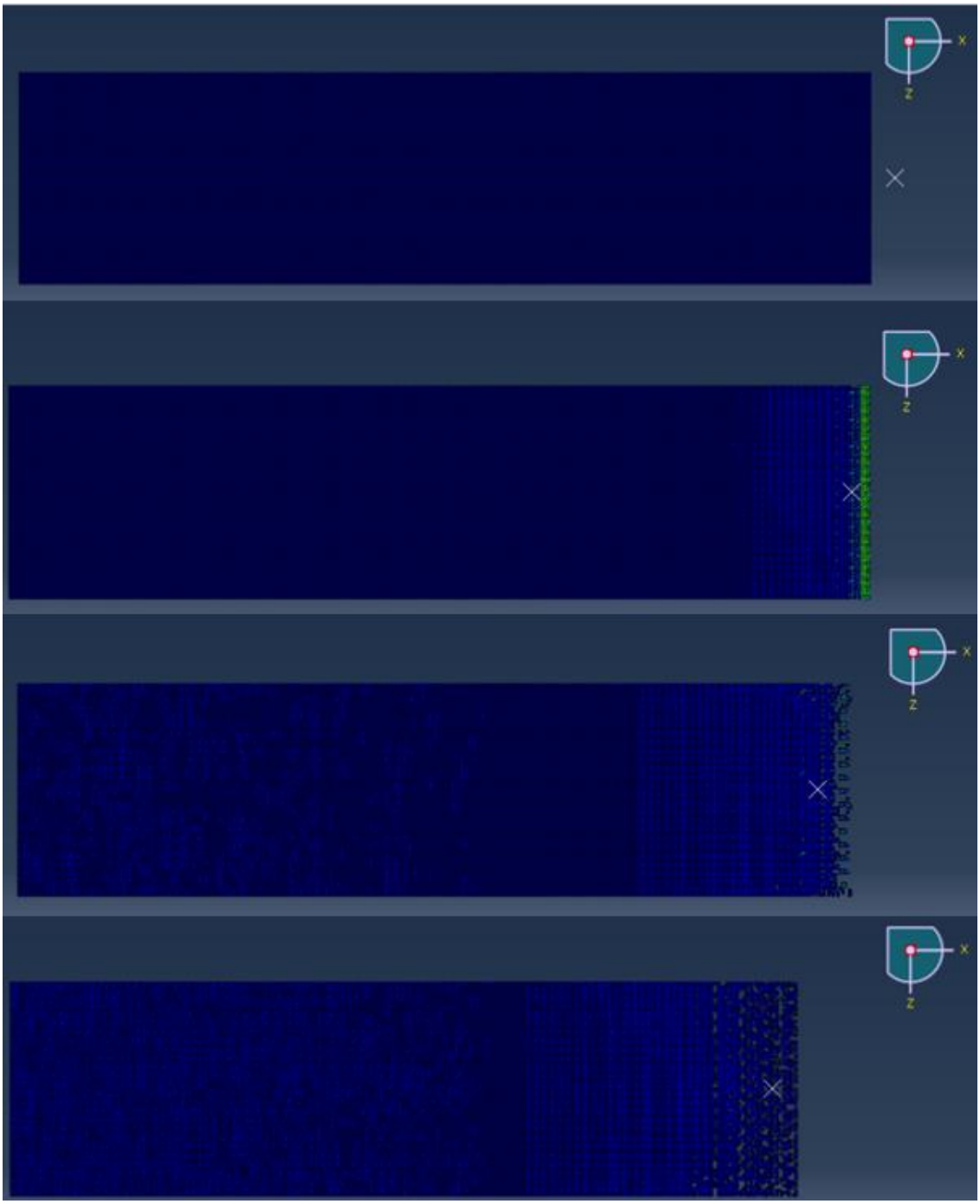
Hücre Genişliği (mm)	4,8
Duvar Kalınlığı (μm)	51
Flanş Yarıçapı (mm)	61,9
Tambur Yarıçapı (mm)	50,8
Yüzey Kalınlığı (mm)	0,8
Numune Genişliği (mm)	76
Sandviç Soyulma Kuvveti [N]	469,08
Panel Soyulma Kuvveti [N]	133,27
Birim Soyulma Torku [N.mm/mm]	47,27

4.2. Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

Yapılan analizlerde tamburun hareket etmesiyle yapışma yüzeyinde kopmalar ve buna bağlı olarak tambur merkezinde oluşan reaksiyon moment grafikleri elde edilmiştir. Şekil 4.2.'de tamburun hareketi ile sandviç yapıda panelde oluşan soyulma gösterilmiştir. Şekil 4.3.'te yapışma yüzeyindeki kopmalar gösterilmiştir.

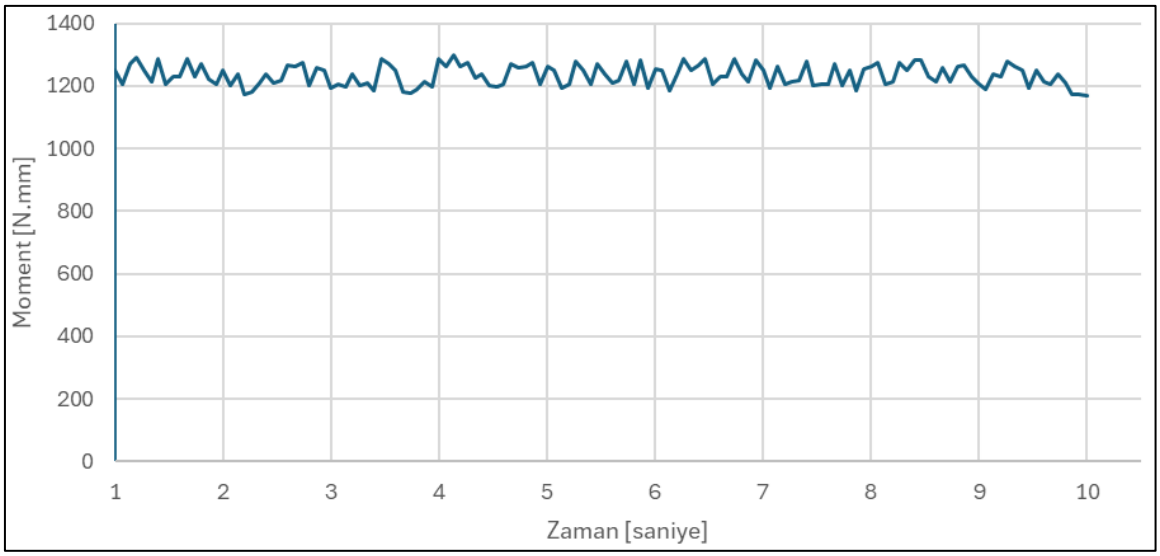


Şekil 4.2. Simülasyon esnasında meydana gelen soyulma



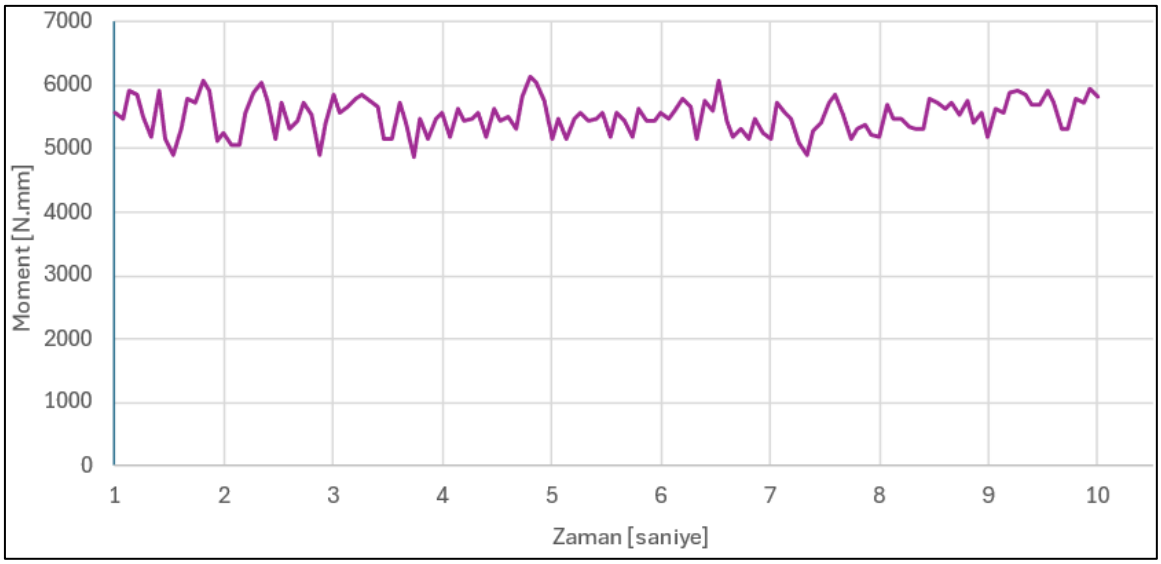
Şekil 4.3. Yapıştırıcıda meydana gelen kopmalar

İlk olarak panelin soyulmaya karşı oluşturduğu direnci ölçmek amacıyla panelin tambur etrafında sarılmasıyla ortaya çıkan reaksiyon momenti elde edilmiştir. Elde edilen grafikte, ilk saniyedeki dinamik hareketin sönümlenmesi kısmı ihmal edilerek, kararlı olan kısım değerlendirmeye alınmış ve ortalama moment değeri elde edilmiştir.



Şekil 4.4. Panel soyulma momenti (M91)

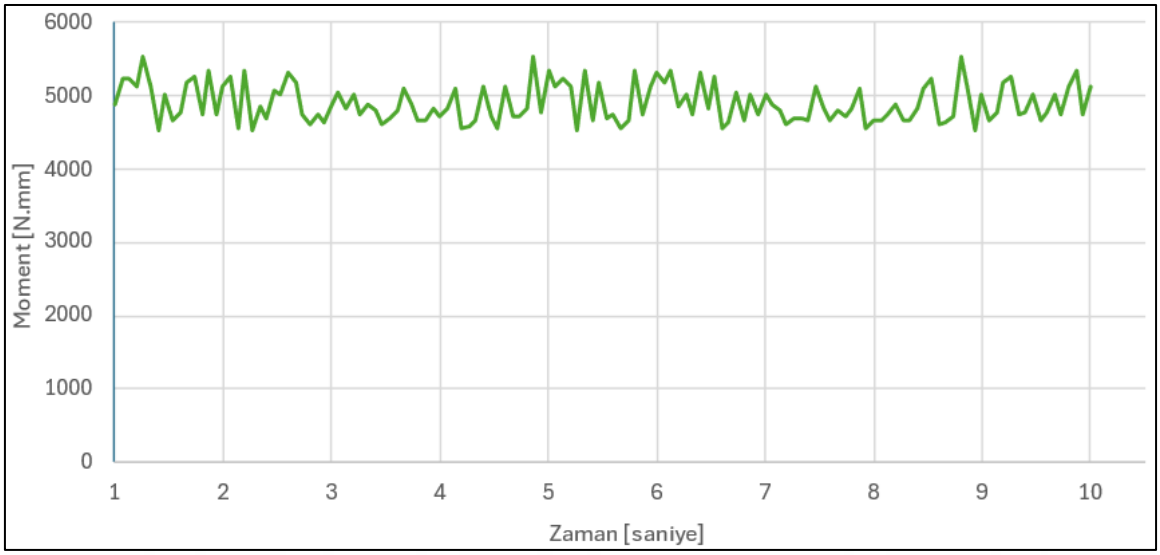
Daha sonra tüm yapının oluşturduğu moment değeri elde edilerek, net soyulma torkunu hesaplamak amacıyla panel direnci bu değerden çıkartılmıştır. Bütün grafiklerin kararlı kısmı dikkate alınmış ve bütün konfigürasyonlar için uygun analizler ve hesaplamalar yapılarak bu değerler elde edilmiştir.



Şekil 4.5. Sandviç soyulma momenti (FM300K/3,2-51)

Çizelge 4.3. Konfigürasyon 1 soyulma torku hesabı

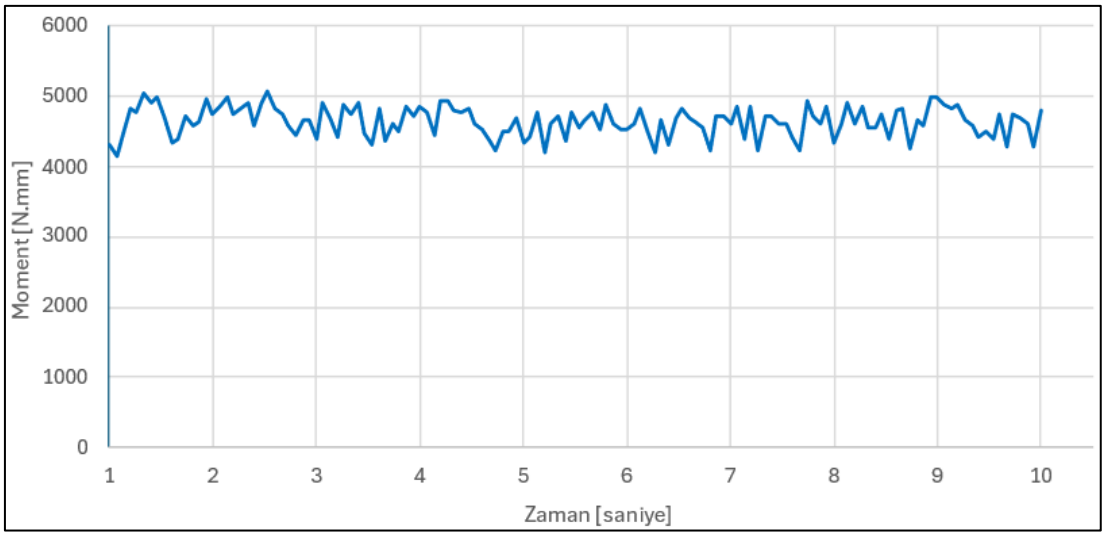
Hücre Genişliği (mm)	3,2
Duvar Kalınlığı (µm)	51
Toplam Soyulma Momenti (N.mm)	5418,68
Toplam Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	71,29
Panel Soyulma Momenti (N.mm)	1233,34
Panel Birim Soyulma Direnci (N.mm/mm)	16,23
Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	55,06



Şekil 4.6. Sandviç soyulma momenti (FM300K/4,0-51)

Çizelge 4.4. Konfigürasyon 2 soyulma torku hesabı

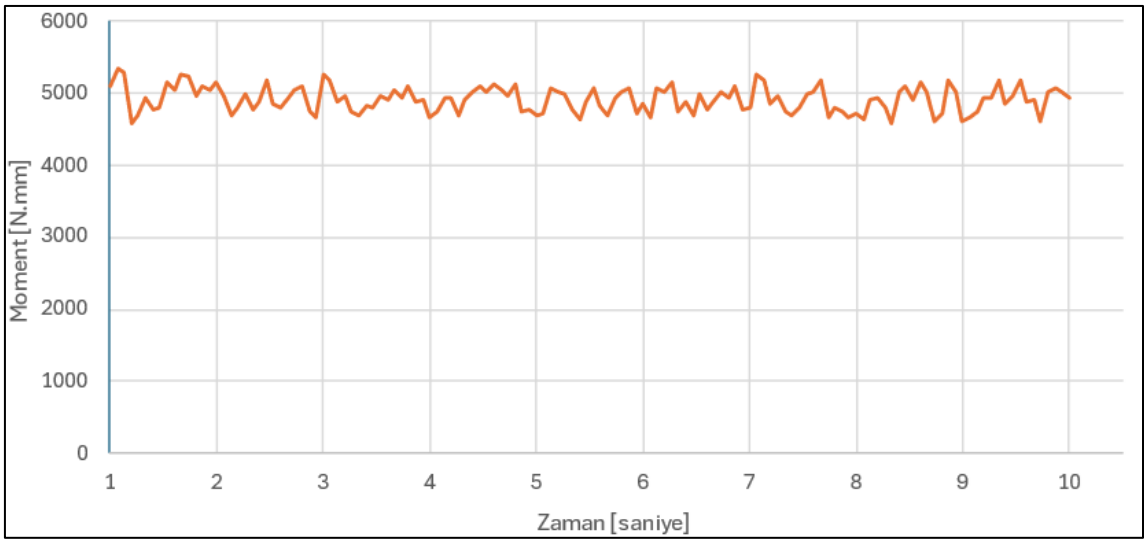
Hücre Genişliği (mm)	4,0
Duvar Kalınlığı (µm)	51
Toplam Soyulma Momenti (N.mm)	4884,13
Toplam Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	64,26
Panel Soyulma Momenti (N.mm)	1233,34
Panel Birim Soyulma Direnci (N.mm/mm)	16,23
Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	48,03



Şekil 4.7. Sandviç soyulma momenti (FM300K/4,8-51)

Çizelge 4.5. Konfigürasyon 3 soyulma torku hesabı

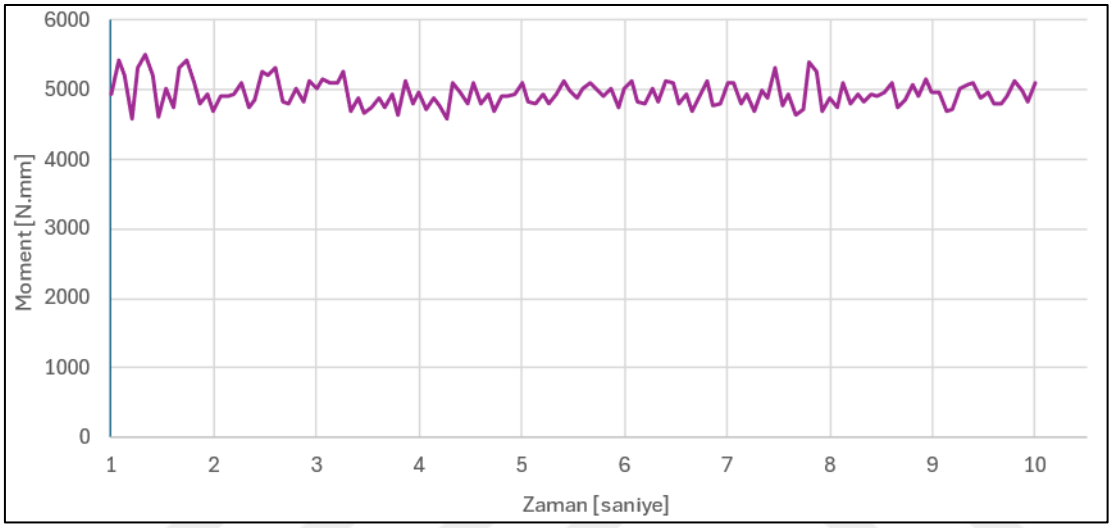
Hücre Genişliği (mm)	4,8
Duvar Kalınlığı (µm)	51
Toplam Soyulma Momenti (N.mm)	4645,27
Toplam Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	61,12
Panel Soyulma Momenti (N.mm)	1233,34
Panel Birim Soyulma Direnci (N.mm/mm)	16,23
Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	44,89



Şekil 4.8. Sandviç soyulma momenti (FM300K/4,8-102)

Çizelge 4.6. Konfigürasyon 4 soyulma torku hesabı

Hücre Genişliği (mm)	4,8
Duvar Kalınlığı (µm)	102
Toplam Soyulma Momenti (N.mm)	4861,72
Toplam Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	63,17
Panel Soyulma Momenti (N.mm)	1233,34
Panel Birim Soyulma Direnci (N.mm/mm)	16,23
Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	47,74



Şekil 4.9. Sandviç soyulma momenti (FM300K/4,8-153)

Çizelge 4.7. Konfigürasyon 5 soyulma torku hesabı

Hücre Genişliği (mm)	4,8
Duvar Kalınlığı (µm)	153
Toplam Soyulma Momenti (N.mm)	4948,65
Toplam Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	65,11
Panel Soyulma Momenti (N.mm)	1233,34
Panel Birim Soyulma Direnci (N.mm/mm)	16,23
Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)	48,88

4.3. Sonuçların Karşılaştırılması

İlk olarak test sonuçları ve sonlu elemanlar analiz sonuçları karşılaştırılarak simülasyonun doğruluğu ölçülmüştür. Panelin toplam soyulmaya karşı gösterdiği direnç değerinde yaklaşık %15 olarak bir hata oranı görülmüştür. Çalışma kapsamında yapıştırıcının gösterdiği dirence odaklanılmış ve panelin kompozit yapısı için kabuller yapılarak, panel katı model olarak simülasyona eklenmiştir. Yapıştırıcının soyulmaya karşı gösterdiği direnç

olan net birim soyulma direncinde ise %6 gibi düşük bir hata oranı görülmüştür. Elde edilen değerlerin karşılaştırması Çizelge 4.8.'de verilmiştir.

Çizelge 4.8. Deneysel ve SEA sonuçlarının karşılaştırılması

Özellik	Deneyse Çalışma	SEA Modeli
Konfigürasyon	Konfigürasyon-3	Konfigürasyon-3
Panel Soyulma Direnci	18,76 N.mm/mm	16,24 N.mm/mm
Toplam Birim Soyulma Direnci	66,03 N.mm/mm	61,12 N.mm/mm
Net Birim Soyulma Direnci	47,27 N.mm/mm	44,88 N.mm/mm
Hata Oranı (%)	-	6

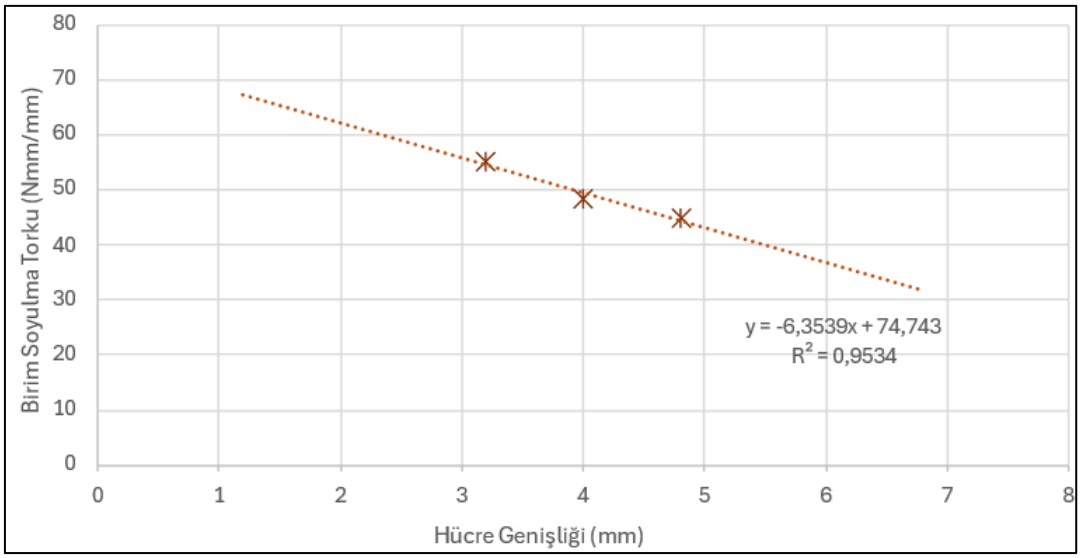
4.3.1. Hücre genişliğinin çekirdek-yüzey yapışma dayanımına etkisi

Sonlu elemanlar analizi sonuçlarından elde edilen veriler, hücre genişliği parametresindeki değişimlere göre Çizelge 4.9.'da sıralanmıştır. Hücre genişliğinin artması, yapıştırıcı ile temas eden yapışma yüzey alanının azalmasına ve buna bağlı olarak soyulma torkunda bir düşüş gözlenmesine neden olmuştur.

Çizelge 4.9. Farklı hücre boyutuna sahip konfigürasyonların birim soyulma torku değeri

Hücre Genişliği (mm)	Duvar Kalınlığı (μm)	Çekirdek Ağırlığı (kg/m^3)	Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)
3,2	51	4,8	55,06
4,0	51	4,1	48,03
4,8	51	3,2	44,89

Yapışma alanı her bir altıgen geometri için çevrenin kalınlık ile çarpılması ile kabaca elde edilebilir. Bu sebeple hücre genişliğinin yapışma alanı arasındaki ilişkinin birinci dereceden olması beklenecektir. Elde edilen verilerden çizgi grafiği oluşturulmuş ve birinci dereceden ilişki denklemi elde edilmiştir. Eğrinin doğruluğunu ölçmek için Regresyon analizi yapılmıştır. Regresyon analizi, değişkenler arasındaki ilişkileri tanımlayan matematiksel bir modeli oluşturmak ve modelin uygunluğunu değerlendirmek amacıyla kullanılan etkili bir yöntem olup, farklı bilim dallarında geniş bir kullanım alanına sahiptir [74]. Elde edilen denklem için regresyon analizi sonrasında yaklaşık olarak 0,95 değeri elde edilmiştir.



Şekil 4.10. Birim soyulma torku-hücre genişliği ilişkisi

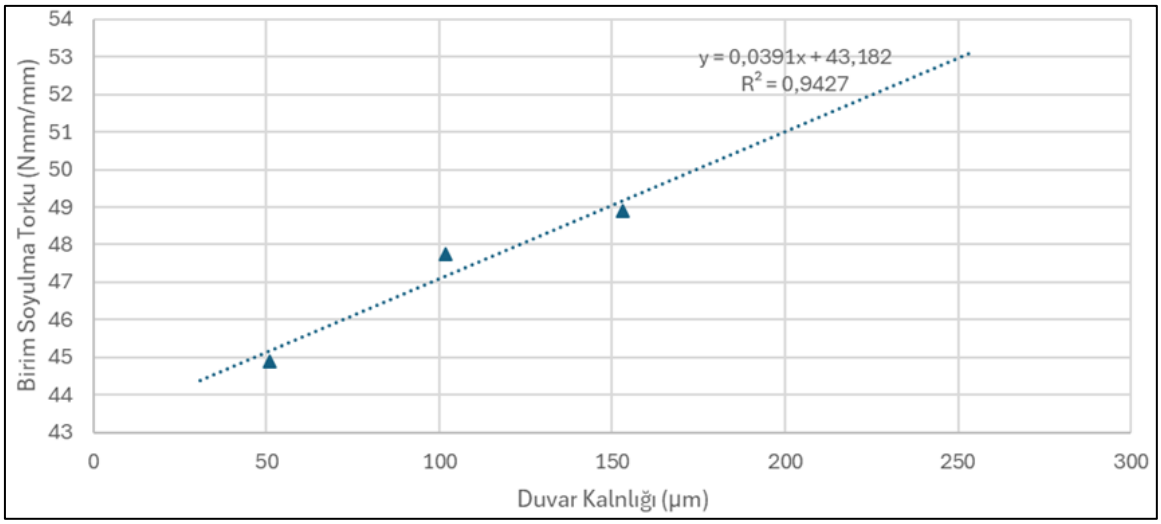
4.3.2. Duvar kalınlığının çekirdek-yüzey yapışma dayanımına etkisi

Sonlu elemanlar analizi sonuçları, duvar kalınlığı parametresindeki değişimlere göre Çizelge 4.10.'da sunulmuştur. Duvar kalınlığındaki artış, yapıştırıcı ile temas eden yapışma yüzey alanını artırmış ve buna bağlı olarak soyulma torkunda bir yükselme meydana gelmiştir.

Çizelge 4.10. Farklı duvar kalınlığına sahip konfigürasyonların birim soyulma torku değeri

Hücre Genişliği (mm)	Duvar Kalınlığı (µm)	Çekirdek Ağırlığı (kg/m^3)	Birim Soyulma Torku (N.mm/mm)
4,8	51	3,2	44,89
4,8	102	6,4	47,74
4,8	153	9,6	48,88

Her bir altıgen geometri için yapışma alanı, çevrenin duvar kalınlığı ile çarpılmasıyla yaklaşık olarak hesaplanabilir. Bu nedenle, duvar kalınlığı ile yapışma alanı arasında birinci dereceden bir ilişki olması beklenmektedir. Elde edilen veriler kullanılarak bir çizgi grafiği oluşturulmuş ve birinci dereceden bir ilişki denklemi elde edilmiştir. Eğrinin doğruluğunu değerlendirmek için regresyon analizi yapılmış ve yaklaşık 0,94 değeri elde edilmiştir.



Şekil 4.11. Birim soyulma torku-duvar kalınlığı ilişkisi

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, literatürde yaygın olarak kabul gören Abaqus sonlu elemanlar analiz programı kullanılarak kohezif bölge modellemesi tekniği ile analizler yapılmıştır. Literatürde sandviç yapıların analizi genellikle iki boyutlu simülasyonlarla ya da çekirdek kısmı geometrisi göz ardı edilerek yapılmaktadır. Ancak, bu çalışmada çekirdek parametrelerinin etkilerini daha iyi değerlendirebilmek için, çekirdek yapısı detaylı bir şekilde modellenmiş ve üç boyutlu bir simülasyon analizi gerçekleştirilmiştir. Simülasyon doğrulama çalışması yapmak adına bir konfigürasyon, ilgili standartlarda test edilerek değerler arası karşılaştırma yapılmıştır.

Çalışmanın temel amacı, sandviç yapılarda çekirdek parametreleri olan hücre genişliği ve duvar kalınlığının yapışma performansı üzerindeki etkilerini incelemektir. Yapılan analizler, her iki parametrenin de yapışma torku üzerinde belirgin bir etkiye sahip olduğunu göstermektedir.

Hücre genişliği parametresi için yapılan incelemelerde, 3,2 mm, 4,0 mm ve 4,8 mm hücre genişliklerinin soyulma torku üzerindeki etkileri açık bir şekilde gözlemlenmiştir. Elde edilen sonuçlar, hücre genişliği arttıkça soyulma torkunun azaldığını ortaya koymaktadır. 3,2 mm hücre genişliği, 4,0 mm'ye kıyasla %14,63, 4,8 mm'ye kıyasla ise %22,65 daha yüksek soyulma torku sağlamıştır. Bu bulgu, küçük hücre genişliklerinin yapışma yüzeyini daha homojen bir şekilde dağıtarak daha yüksek yapışma dayanımı sağladığını göstermektedir. Hücre boyutunun küçülmesi, yapışma alanındaki verimliliği artırmış ve bu da daha iyi bir yapışma performansına yol açmıştır. Bu sonuçlar, özellikle hafifletme ve yapışma performansı gereksinimlerinin bir arada bulunduğu mühendislik uygulamalarında küçük hücre boyutlarının tercih edilebileceğini göstermektedir.

Duvar kalınlığının yapışma performansı üzerindeki etkisi de incelenmiştir. 4,8 mm hücre genişliğinde farklı duvar kalınlıkları kullanılarak yapılan analizlerde, duvar kalınlığının arttıkça soyulma torkunun arttığı gözlemlenmiştir. 153 mikron kalınlık, 51 mikrona göre %8,9, 102 mikron ise %6,3 oranında daha fazla soyulma torku sağlamıştır. Bu durum, duvar kalınlığının artmasının yapışma performansını iyileştirdiğini ancak bu iyileştirmenin sınırlı bir seviyeye ulaştığını göstermektedir. Belirli bir noktadan sonra, duvar kalınlığının artışı, soyulma torku üzerinde anlamlı bir etkisi olmayabilir. Ayrıca, duvar kalınlığının artışı,

çekirdek ağırlığını katları mertebesinde artırdığı için malzeme ve maliyet açısından dikkate alınması gereken bir parametre olarak öne çıkmaktadır. Havacılık endüstrisinde, her gramın önemi göz önünde bulundurulduğunda, duvar kalınlığının artışı yalnızca performans değil, aynı zamanda maliyet açısından da dikkatli bir şekilde değerlendirilmelidir.

Sonuç olarak, bu çalışmada elde edilen veriler, hücre genişliğinin küçülmesinin yapışma dayanımını artırmada daha etkili olduğunu ve duvar kalınlığının artışının ise sınırlı bir iyileşme sağladığını göstermektedir. Ancak, yalnızca yapışma dayanımı üzerinden bir değerlendirme yapmak, sandviç yapıların genel performansı hakkında yanıltıcı olabilir. Yapışma dayanımının yanı sıra, sertlik gibi sandviç yapıların diğer önemli özellikleri ve yapısal gereksinimler de göz önünde bulundurulmalıdır.

Bu çalışma, sandviç yapıların tasarımında daha etkili ve verimli parametrelerin belirlenmesine katkı sağlamak amacıyla yapılmıştır. Endüstriyel kaynaklarda var olan çekirdek boyutsal değerleri için analizler yapılmış ve elde edilen grafik ve denklemler üzerinden herhangi bir değer için öngörüsel bir yaklaşım yapılma imkanı sunulmuştur. Gelecekteki çalışmalarda, çekirdek parametrelerinin sandviç yapıların diğer mekanik özelliklerine etkisinin çalışılması, bu parametreler hakkında daha kapsamlı bilgi birikimi elde edilmesini sağlayacaktır.

KAYNAKLAR

1. Vinson, J. R. (2005, 29-31 Ağustos). *Sandwich structures: Past, present, and future.* Sandwich Structures 7: Advancing with Sandwich Structures and Materials: Proceedings of the 7th International Conference on Sandwich Structures, Aalborg.

2. Herrmann, A. S., Zahlen, P. C., ve Zuardy, I. (2005, 29-31 Ağustos). *Sandwich structures technology in commercial aviation: Present applications and future trends*. Sandwich Structures 7: Advancing with Sandwich Structures and Materials: Proceedings of the 7th International Conference on Sandwich Structures, Aalborg.

3. Castanie, B., Bouvet, C., ve Ginot, M. (2020). Review of composite sandwich structure in aeronautic applications. *Composites Part C: Open Access*, 1, 100004.

4. Ramli, N., Sulaiman, S., Aziz, M. A., Shamsudin, S., ve Rani, M. A. M. (2022). Advanced polymer composite for aerospace engineering applications. *Advanced composites in aerospace engineering applications*. Cham: Springer International Publishing, 1–21.

5. Crane, R., Dillingham, G., ve Oakley, B. (2017). Progress in the reliability of bonded composite structures. *Applied Composite Materials, 24*(1), 221–233.

6. Hoff, N. J. ve Mautner, S. E. (1944). Sandwich construction. *Aeronautical Engineering Review*, 3(8), 29-43.

7. Neveu, F., Castanié, B., ve Olivier, P. (2019). The GAP methodology: A new way to design composite structures. *Materials & Design*, 172, 107755.

8. İnternet: Insapedia. (2020, May 7). *Honeycomb composite panels and their properties*. Web: https://insapedia.com/bal-petegi-honeycomb-kompozit-paneller-ve-ozellikleri/, Son Erişim Tarihi: 15.09.2024

9. Gay, D. (2022). *Composite materials: Design and applications*. (4. Baskı). Boca Raton: CRC Press.

10. Jerome, P. O. R. A. (2001, 25-29 Haziran). *Composite materials in the Airbus A380—from history to future*. Proceedings of the 13th International Conference on Composite Materials (ICCM-13), Pekin.

11. İnternet: Wardle, G. A. (n.d.). *My aircraft design, structures and manufacturing research and development core career overview*. SlideShare. Web: https://fr.slideshare.net/GeoffreyWardleMScMSc/my-full-core-career-presentation-latest-159781260, Son Erişim Tarihi: 19.09.2024

12. Adams, R. D. (Ed.). (2021). *Adhesive bonding: Science, technology and applications*. Cambridge: Woodhead Publishing.

13. Campbell Jr, F. C. (2011). *Manufacturing technology for aerospace structural materials*. Oxford: Elsevier.

14. Yudhanto, A., Alfano, M., ve Lubineau, G. (2021). Surface preparation strategies in secondary bonded thermoset-based composite materials: A review. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing,* 147, 106443.

15. Da Silva, L. F. M., Adams, R. D., Campilho, R. D. S. G., ve Tong, L. (2009). Analytical models of adhesively bonded joints—Part II: Comparative study. *International Journal of Adhesion and Adhesives,* 29(3), 331–341.

16. Turon, A., Camanho, P. P., Costa, J., ve Dávila, C. G. (2007). An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. *Engineering Fracture Mechanics,* 74(10), 1665–1682.

17. Elices, M., Guinea, G. V., Gómez, J., ve Planas, J. (2002). The cohesive zone model: Advantages, limitations and challenges. *Engineering Fracture Mechanics,* 69(2), 137–163.

18. Da Silva, L. F. M., ve Campilho, R. D. S. G. (2015). Design of adhesively-bonded composite joints. In *Fatigue and fracture of adhesively-bonded composite joints*. Cambridge: Woodhead Publishing, 43-71.

19. Nuhoğlu, K. (2023). *Analysis of adhesively bonded composite aerospace structures developed by laser surface treatment.* Yüksek Lisans Tezi, İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü, İzmir

20. Budhe, S., Banea, M. D., de Barros, S., ve da Silva, L. F. M. (2017). An updated review of adhesively bonded joints in composite materials. *International Journal of Adhesion and Adhesives,* 72, 30–42.

21. Banea, M. D., ve da Silva, L. F. M. (2009). Adhesively bonded joints in composite materials: An overview. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications,* 223(1), 1–18.

22. Kim, K.-S., Kim, J., Choi, N.-S., ve Kim, C.-G. (2006). Failure mode and strength of uni-directional composite single lap bonded joints with different bonding methods. *Composite Structures,* 72(4), 477–485.

23. Mohan, J., Ivanković, A., ve Murphy, N. (2014). Mode I fracture toughness of co-cured and secondary bonded composite joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives,* 51, 13–22.

24. Brockmann, W., Geiß, P. L., Klingen, J., ve Schröder, B. (2009). *Adhesive bonding: Materials, applications and technology*. Hoboken: John Wiley ve Sons.

25. Driver, D. (1995). Adhesive bonding for aerospace applications. *High Performance Materials in Aerospace.* Dordrecht: Springer Netherlands, 318–339.

26. Marques, A. C., da Silva, L. F. M., Carbas, R. J. C., Costa, M., ve Banea, M. D. (2020). Review on adhesives and surface treatments for structural applications: Recent developments on sustainability and implementation for metal and composite substrates. *Materials*, 13(24), 5590.

27. Çoban, O., Durmuş, K., Demirer, H., ve Sarıtaş, S. (2019). Laser surface treatment of CFRP composites for a better adhesive bonding owing to the mechanical interlocking mechanism. *Polymer Composites*, 40(9), 3611–3622.

28. Encinas, N. (2014). Surface modification of aircraft used composites for adhesive bonding. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 50, 157–163.

29. Pantelakis, S., ve Tserpes, K. I. (2014). Adhesive bonding of composite aircraft structures: Challenges and recent developments. *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, 57, 2–11.

30. Chen, Z. M., Krueger, R., ve Rinker, M. (2015, 7-10 Haziran). *Face sheet/core disbond growth in honeycomb sandwich panels subjected to ground-air-ground pressurization and in-plane loading*. NAFEMS World Congress 2015, San Diego.

31. European Union Aviation Safety Agency. (2016). *EASA Report - RESEA 2016/02: Research Reports*.

32. İnternet: Transportation Safety Board of Canada. (2006). *Aviation Investigation Report A05F0047*. Web: https://www.tsb.gc.ca/sites/default/files/rapports-reports/aviation/A05F0047/eng/A05F0047.pdf Son Erişim Tarihi: 22.09.2024.

33. Tserpes, K. (2020). Adhesive bonding of aircraft structures. *Revolutionizing Aircraft Materials and Processes*, 337–357.

34. Da Silva, L. F. M. (2012). *Advances in numerical modelling of adhesive joints*. Berlin: Springer Berlin Heidelberg.

35. Adams, R. D., Comyn, J., ve Wake, W. C. (1997). *Structural adhesive joints in engineering*. Berlin: Springer Science & Business Media.

36. Volkersen, O. (1938). Die Nietkraftverteilung in zugbeanspruchten Nietverbindungen mit konstanten Laschenquerschnitten. *Luftfahrtforschung*, 15, 41–47.

37. He, X. (2011). A review of finite element analysis of adhesively bonded joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 31(4), 248–264.

38. Adams, R. D., ve Peppiatt, N. A. (1974). Stress analysis of adhesive-bonded lap joints. *Journal of Strain Analysis*, 9(3), 185–196.

39. Chaves, F. J. P. (2014). Fracture mechanics tests in adhesively bonded joints: A literature review. *The Journal of Adhesion*, 90(12), 955–992.

40. Barenblatt, G. I. (1962). The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture. *Advances in Applied Mechanics*, 7, 55–129.

41. Dugdale, D. S. (1960). Yielding of steel sheets containing slits. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 8(2), 100–104.

42. Sonat, E. E. (2021). *Mechanical Properties of Repaired Carbon Fiber Reinforced Polymer Composites*. Doktora Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara

43. Wang, X. (2022). *The peeling strength analysis of sandwich structure with cohesive element model*. ITM Web of Conferences, Les Ulis.

44. Dassault Systèmes. (2019). *Abaqus Unified FEA*. SIMULIA.

45. Akhmet, G. (2020). Analysis of the performance of adhesively bonded corrugated core sandwich structures using cohesive zone method. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 22(1), 104–124.

46. Camanho, P. P., ve Dávila, C. G. (2002). *Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials* (No. NAS 1.15: 211737).

47. Benzeggagh, M. L., ve Kenane, M. J. C. S. (1996). Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus. *Composites Science and Technology*, 56(4), 439–449.

48. ASTM International. (2013). *ASTM D5528-13: Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*.

49. DIN. *DIN EN 6033 - Aerospace series - Carbon fibre reinforced plastics – Test method; determination of interlaminar fracture toughness energy; mode I, GIC*.

50. ASTM International. (2014). *ASTM D7905/D7905M: Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*.

51. DIN. (2015). *DIN EN 6034: Aerospace Series - Carbon Fibre Reinforced Plastics - Test Method - Determination of Interlaminar Fracture Toughness Energy - Mode II - G[IIC]*.

52. Girolamo, D. (2015). *Cohesive laws and progressive damage analysis of composite bonded joints: A combined numerical/experimental approach.* 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Dallas.

53. Blackman, B. R. K., et al. (2003). The use of a cohesive zone model to study the fracture of fibre composites and adhesively bonded joints. *International Journal of Fracture*, 119, 25–46.

54. Liljedahl, C. D. M. (2006). Damage modelling of adhesively bonded joints. *International Journal of Fracture*, 141, 147–161.

55. Li, S. (2006). Mixed-mode cohesive-zone models for fracture of an adhesively bonded polymer–matrix composite. *Engineering Fracture Mechanics*, 73(1), 64–78.

56. Diaz, J. (2010). Benchmarking of three-dimensional finite element models of CFRP single-lap bonded joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives,* 30(3), 178–189.

57. Sun, L., Li, C., Tie, Y., Hou, Y., ve Duan, Y. (2019). Experimental and numerical investigations of adhesively bonded CFRP single-lap joints subjected to tensile loads. *International Journal of Adhesion and Adhesives,* 95, 102402.

58. Falaschetti, M. P. (2020). Influence of simulation parameters in the combined loading compression testing of CFRP specimens. *Procedia Manufacturing,* 47, 43–50.

59. International Composites Institute. (2024). *Composite Materials Handbook-17 (CMH-17)*.

60. SAE International. (2013). *Composite Materials Handbook, Volume 6: Initial Release*.

61. Reddy, J. N. (2004). *Mechanics of laminated composite plates and shells: Theory and analysis*. Boca Raton: CRC Press.

62. Jones, R. M. (2018). *Mechanics of composite materials*. Boca Raton: CRC Press.

63. Daniel, I. M. (1994). *Engineering mechanics of composite materials* (3. Baskı). New York: Oxford University Press.

64. İnternet: Hexcel. *Prepreg Data Sheets*. Web: https://hexcel.com/Resources/DataSheets/Prepreg, Son Erişim Tarihi: 02.11.2024.

65. İnternet: Hexcel. *Honeycomb Data Sheets*. Web: https://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Honeycomb, Son Erişim Tarihi: 02.11.2024.

66. İnternet: MatWeb. *DuPont™ Kevlar® 49 Aramid Fiber*. Web: https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?MatGUID=77b5205f0dcc43bb8cbe6fee7d36cbb5, Son Erişim Tarihi: 21.12.2024.

67. İnternet: Syensqo. (2024). *FM 300*. Web: https://www.syensqo.com/en/product/fm-300, Son Erişim Tarihi: 09.11.2024.

68. ASTM International. (2012). *ASTM D1781-98(2012) - Standard Test Method for Climbing Drum Peel for Adhesives*.

69. İnternet: Parsros. *ASTM D1781 – Standard Test Method for Climbing Drum Peel for Adhesives*. Web: https://www.parsros.net/urun/astm-d1781-standard-test-method-for-climbing-drum-peel-for-adhesives-2/, Son Erişim Tarihi: 11.11.2024.

70. İnternet: Instron. (2025). *68TM-10 Dual Column Table Model Pre-Installation Manual*. Web: https://www.instron.com/-/media/literature-library/manuals/6800-series/68tm-10-dual-column-table-model-preinstallation-manual.pdf, Son Erişim Tarihi: 16.02.2025.

71. Jia, Z. (2019). Numerical study on the mechanical behavior of a polyurethane adhesive under high strain rate. *Composites Part B: Engineering*, 158, 131–140.

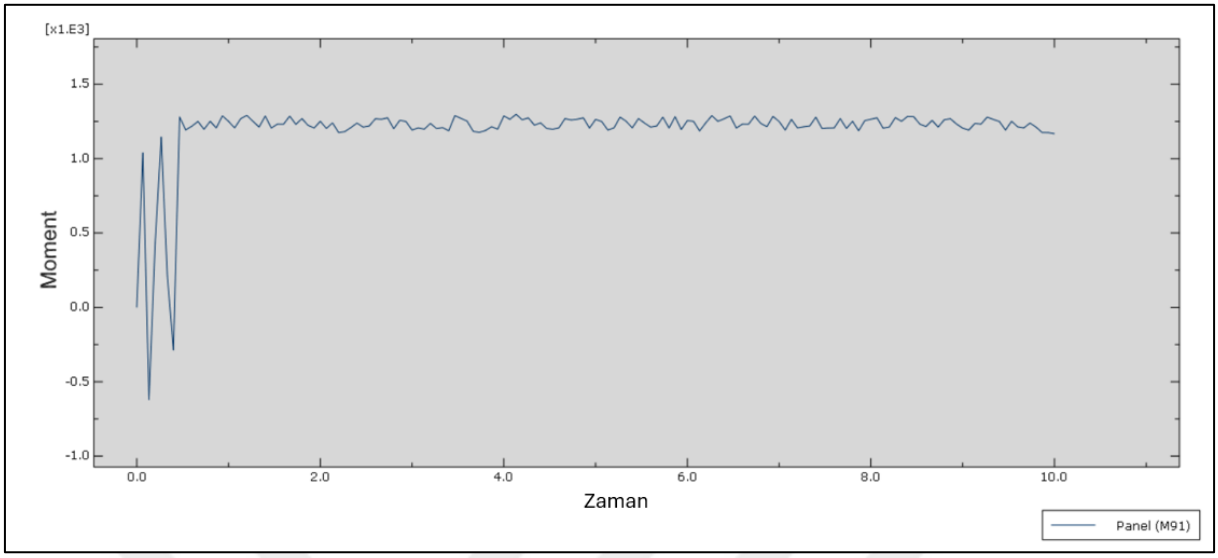
72. Ye, J. (2018). 3D explicit finite element analysis of tensile failure behavior in adhesive-bonded composite single-lap joints. *Composite Structures*, 201, 261–275.

73. Diehl, T. (2006). *Using ABAQUS cohesive elements to model peeling of an epoxy-bonded aluminum strip: A benchmark study for inelastic peel arms*. Abaqus Users' Conference, Boston.

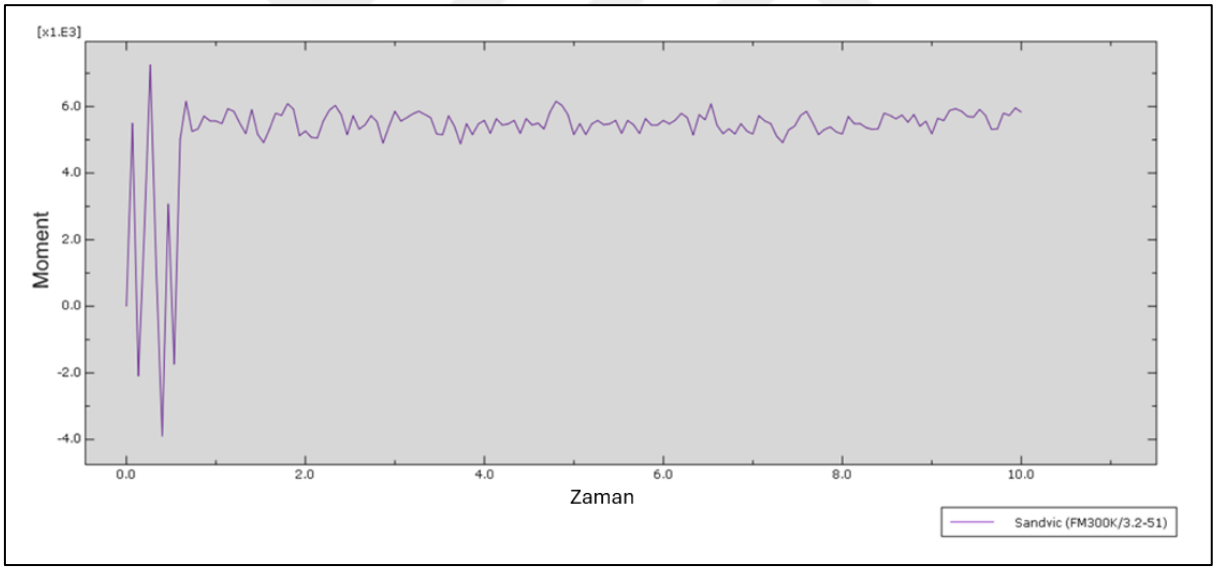
74. Günel, A. (2003). Regresyon denkleminin başarısını ölçmede kullanılan belirleme katsayısı ve kritiği. *Doğuş Üniversitesi Dergisi,* 4(2), 133–140.

EKLER

EK-1. Sonlu elemanlar analizi çıktıları

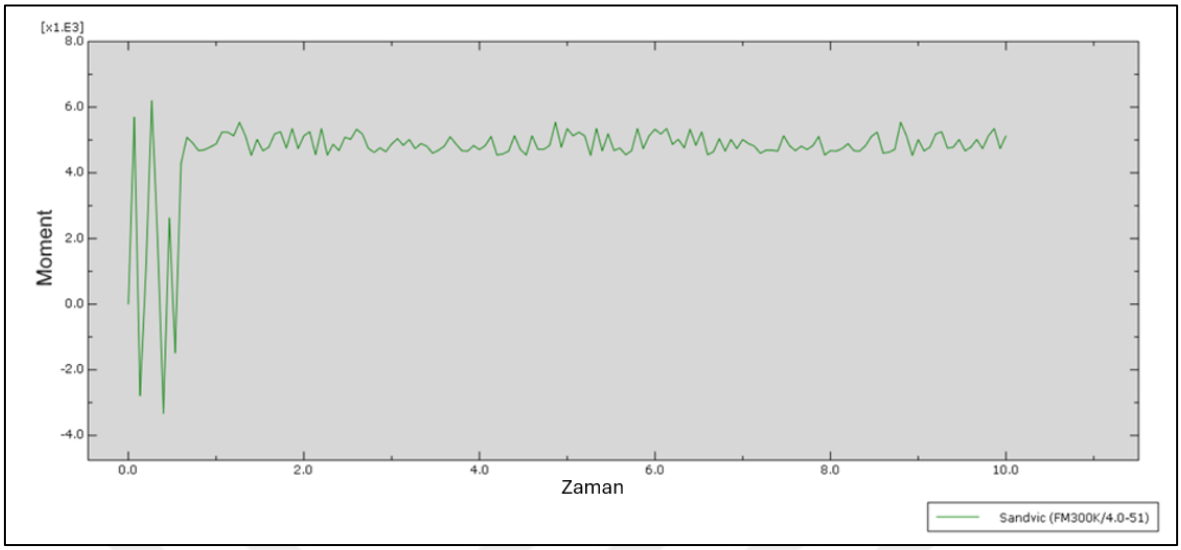


Şekil 1.1. Panel soyulma direnci

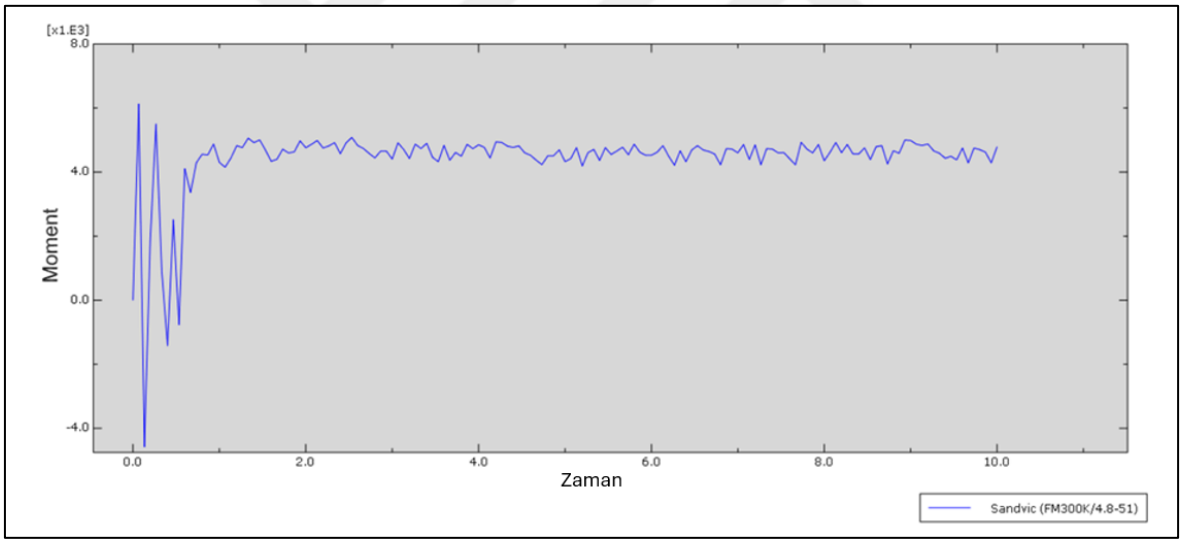


Şekil 1.2. Konfigurasyon-1 soyulma direnci

EK-1. (devam) Sonlu elemanlar analizi çıktıları

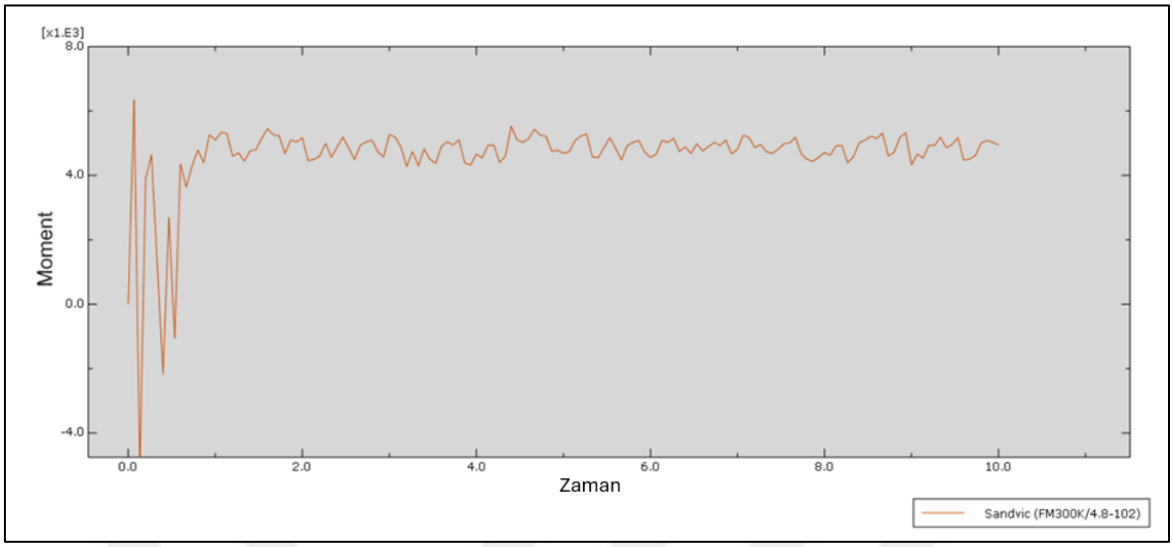


Şekil 1.3. Konfigurasyon-2 soyulma direnci

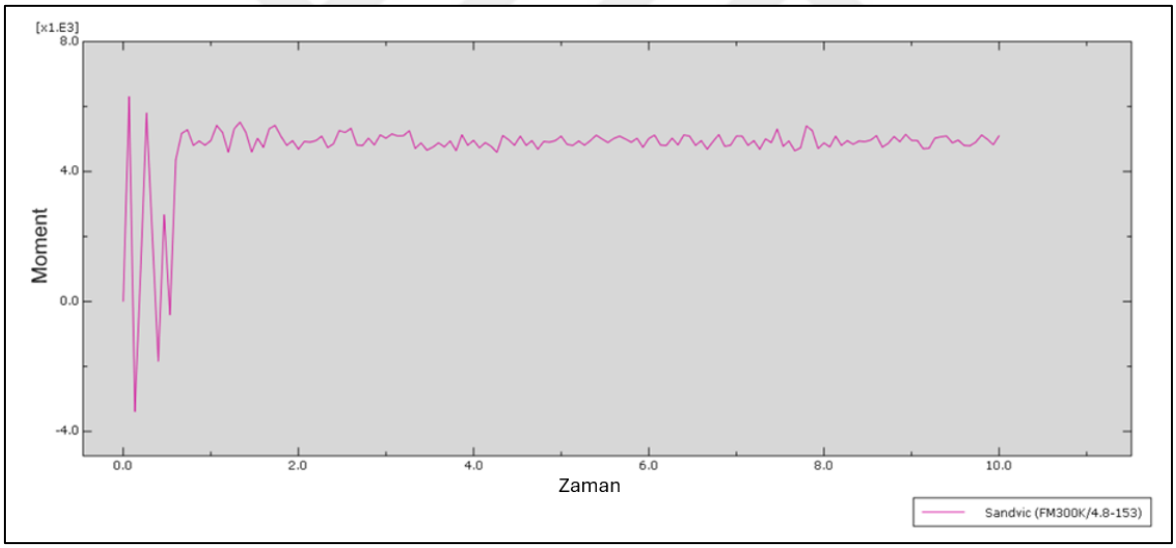


Şekil 1.4. Konfigurasyon-3 soyulma direnci

EK-1. (devam) Sonlu elemanlar analizi çıktıları



Şekil 1.5. Konfigurasyon-4 soyulma direnci



Şekil 1.6. Konfigurasyon-5 soyulma direnci



Gazili olmak ayrıcalıktır