

**T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAVACILIK SEKTÖRÜNDE KULLANILAN KOMPOZİT  
MALZEMELERİN YANGINA KARŞI DAVRANIŞLARININ  
İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Alptuğ TOPCUOĞLU**

**Yangın ve Yangın Güvenliği Anabilim Dalı**

**HAZİRAN 2023**



**T.C.  
SAKARYA ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAVACILIK SEKTÖRÜNDE KULLANILAN KOMPOZİT MALZEMELERİN  
YANGINA KARŞI DAVRANIŞLARININ  
İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Alptuğ TOPCUOĞLU**

**Yangın ve Yangın Güvenliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Doç.Dr. Gökhan COŞKUN**

**HAZİRAN 2023**



Alptuğ TOPCUOĞLU tarafından hazırlanan “Havacılık Sektöründe Kullanılan Kompozit Malzemelerin Yangına Karşı Davranışlarının İncelenmesi” adlı tez çalışması, 19.06.2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği/oy çokluğu ile Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yangın ve Yangın Güvenliği Enstitü Anabilim Dalı’nda Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

### Tez Jürisi

**Jüri Başkanı :** **Doç. Dr. Gökhan COŞKUN** (Danışman) .....  
Sakarya Üniversitesi

**Jüri Üyesi :** **Dr. Öğr. Üyesi Mehmet İskender ÖZSOY**.....  
Sakarya Üniversitesi

**Jüri Üyesi :** **Dr. Öğr. Üyesi Üsame DEMİR** .....  
Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi



## **ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ**

Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Lisansüstü Eğitim-Öğretim Yönetmeliğine ve Yükseköğretim Kurumları Bilimsel Araştırma ve Yayın Etiği Yönergesine uygun olarak hazırlamış olduğum “Havacılık Sektöründe Kullanılan Kompozit Malzemelerin Yangına Karşı Davranışlarının İncelenmesi” başlıklı tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın tüm aşamalarında yukarıda belirtilen yönetmelik ve yönergeye uygun davrandığımı, tezin içerdiği yenilik ve sonuçları başka bir yerden almadığımı, tezde kullandığım eserleri usulüne göre kaynak olarak gösterdiğimi, bu tezi başka bir bilim kuruluna akademik amaç ve unvan almak amacıyla vermediğimi ve 20.04.2016 tarihli Resmi Gazete’de yayımlanan Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin 9/2 ve 22/2 maddeleri gereğince Sakarya Üniversitesi’nin abonesi olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Enstitü tarafından belirlenmiş ölçütlere uygun rapor alındığımı, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun ortaya çıkması halinde doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi beyan ederim.

(22/12/2022)

Alptuğ TOPCUOĞLU





*Eşime, anneme ve babama...*



## TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim boyunca değerli bilgi ve deneyimlerinden yararlandığım, her konuda bilgi ve desteğini almaktan çekinmediğim, araştırmanın planlanmasından yazılmasına kadar tüm aşamalarında yardımlarını esirgemeyen, teşvik eden, aynı titizlikte beni yönlendiren çok değerli danışman hocam Doç. Dr. Gökhan COŞKUN'a teşekkürlerimi ve saygılarımı sunarım.

Laboratuar olanakları konusunda anlayış ve yardımlarını esirgemeyen, bilgi ve deneyimlerinden yararlandığım sayın hocam Sakarya Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Dr. Öğr. Üyesi Mehmet İskender ÖZSOY'a teşekkürlerimi ve saygılarımı sunarım.

Ayrıca bu çalışmanın maddi açıdan desteklenmesine olanak sağlayan T.C. Sakarya Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri (BAP) Komisyon Başkanlığına (Proje No: 2022-7-24-88) teşekkürlerimi sunarım.

Alptuğ TOPCUOĞLU



## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

<b>ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ</b> .....	v
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	ix
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	xi
<b>KISALTMALAR</b> .....	xiii
<b>SİMGELER</b> .....	xv
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	xvii
<b>ÖZET</b> .....	xix
<b>SUMMARY</b> .....	xxi
<b>1. GİRİŞ</b> .....	1
<b>2. KAYNAK ARAŞTIRMASI</b> .....	3
2.1. Kompozit Malzemeler ve Genel Özellikleri .....	3
2.2. Polimer Matris Kompozitler ve Yanma İlişkisi .....	5
<b>3. MATERYAL VE YÖNTEM</b> .....	9
3.1. Kompozit Numunelerin Üretimi .....	9
3.1.1. Kompozit imalat mühendisliği ve planlaması .....	9
3.1.2. Kompozit imalatı .....	12
3.1.2.1. Temiz oda ve el yatırması operasyonları .....	12
3.1.2.2. Otoklav operasyonları .....	15
3.1.2.3. CNC routing ve kesim operasyonları .....	17
3.1.2.4. Kompozit numunelerin üretimi ve referans yönergeler .....	17
3.2. Yöntem: Yangın Deneyi ve Çekme Deneyi .....	22
3.2.1. Yangın deneyi hazırlıkları .....	22
3.2.2. Yangın deneyi .....	31
3.2.2.1. Propan gazından kaynaklanan ısı güç hesaplamaları .....	31
3.2.2.2. Numune grupları operasyonları .....	32
3.2.2.3. 6 katlı numuneler, 5 grup .....	33
3.2.2.4. 8 katlı numuneler, 5 grup .....	36
3.2.2.5. 10 katlı numuneler, 5 grup .....	39
3.2.2.6. 12 katlı numuneler, 5 grup .....	42
3.2.2.7. 16 katlı numuneler, 5 grup .....	45
3.2.2.8. 20 katlı numuneler, 4 grup .....	48
3.2.2.9. Değerlendirmeler .....	51
3.2.3. Çekme deneyi .....	52
<b>4. ARAŞTIRMA BULGULARI</b> .....	61
<b>5. TARTIŞMA VE SONUÇ</b> .....	67
<b>KAYNAKLAR</b> .....	71
<b>ÖZGEÇMİŞ</b> .....	73



## **KISALTMALAR**

<b>CNC</b>	: Computer Numerical Control (Bilgisayar Hesaplamalı Kontrol)
<b>E-glass</b>	: Electrical conductivity resistanced (Elektriksel yalıtkanlı cam elyaf)
<b>EOP</b>	: Edge Of Part (Parçanın Kenarı)
<b>FOD</b>	: Foreign Object Damage (Yabancı maddenin sebep olduğu hasar)
<b>İDA</b>	: İnsansız Deniz Aracı
<b>İHA</b>	: İnsansız Hava Aracı
<b>İKA</b>	: İnsansız Kara Aracı
<b>LATO</b>	: Lay-up tool (El yatırması kalıbı)
<b>MBD</b>	: Model Based Definition (Model Bazlı Tanımlama)
<b>PPS</b>	: Karbon/polifenilen sülfür kompozit yapısı
<b>PEEK</b>	: Hibrit karbon/cam elyaf kompozit yapısı
<b>PPUA</b>	: Prepreg Processing Using Autoclave
<b>RTM</b>	: Resin Transfer Moulding
<b>RFI</b>	: Resin Film Infusion
<b>UD</b>	: Uni-Direction (Tek Yönlü)
<b>UPP</b>	: Unpressurized Prepreg Processing
<b>UV</b>	: Ultra – Violent
<b>VARTM</b>	: Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding





## SİMGELER

<b>t</b>	: Zaman [s]
<b>u,v</b>	: Yer değiştirme vektörü bileşenleri
<b>D</b>	: ap [mm]
<b><math>\rho</math></b>	: Yoğunluk
<b>m</b>	: Ktme [kg]
<b><math>\mu</math></b>	: Dinamik Viskozite
<b>E</b>	: Elastisite Modülü
<b><math>\nu</math></b>	: Poisson' s Oranı
<b>b</b>	: Bulk Modülü
<b>LHV</b>	: Alt Isıl Değer kJ/kg
<b><math>\epsilon</math></b>	: Şekil Değiştirme Tensörü



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 3.1. İleri kompozit teknolojileri için mühendislik akış şeması.....	10
Şekil 3.2. İleri kompozit teknolojileri için imalat akış şeması.....	11
Şekil 3.3. Temiz oda laboratuvarı (Class 100,000 - 450 m <sup>2</sup> )..	12
Şekil 3.4. Ply-cutter (DCS 2600 – 8.3 FT Pivex - Gerber Technology).....	13
Şekil 3.5. El yatırması ve takımlama.....	14
Şekil 3.6. Final bagging şematığı, Sikorsky SS 8888.....	14
Şekil 3.7. Otoklav içi modeli (Ø2,5mX7,0).....	15
Şekil 3.8. Otoklav sistemi (Ø2.5mX7.0m - ASC).....	15
Şekil 3.9. Ply-cutter dxf format planlaması.....	17
Şekil 3.10. 6, 8 ve 10 kat prepreglerin lay-up planlaması..	18
Şekil 3.11. 12, 16 ve 20 kat prepreglerin lay-up planlaması.....	18
Şekil 3.12. Kalınlıklardan 6, 8, 10 katlıların kürlendiği otoklav reçetesi.....	19
Şekil 3.13. Kalınlıklardan 12, 16, 20 katlıların kürlendiği otoklav reçetesi.....	20
Şekil 3.14. ASTM D-638 standardına göre kompozit malzeme çekme deney formu	21
Şekil 3.15. Yangın deneyi şeması.....	23
Şekil 3.16. Yangın deneyi şeması detayı.....	23
Şekil 3.17. Sakarya Üniversitesi Yangın Araştırmaları Merkezi'nde kurulan deney	24
Şekil 3.18. Saf propan tüpü, 45 dm <sup>3</sup> ve Debiölçer (16 L/h) ve basınç kontrol valfi..	26
Şekil 3.19. Propan beki, standart hortumlar ve bağlayıcı kelepçeler, thermocouple, ortamdaki akışı indirmek için cam kapamalar.....	26
Şekil 3.20. Dijital Kronometre, kumpas ve çelik cetvel.....	27
Şekil 3.21. Operasyon takip ve ölçüm raporu tutanağı.....	27
Şekil 3.22. Yanma kritik eşiği, takım tarafı ve torba tarafı görünümü.....	28
Şekil 3.23. Yangın deneyi öncesinde numunelerin gruplandırılması.....	29
Şekil 3.24. Yangın deneyi kodlamalarının anlamları.....	30
Şekil 3.25. Yangın deneyinden bir kesit, malzemenin kendi kendine tutuşması.....	32
Şekil 3.26. 6 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.....	33
Şekil 3.27. 6 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.....	34
Şekil 3.28. 6 kat yakılmış cam elyaf ΔT (ilk ve son) sıcaklık farkları.....	35
Şekil 3.29. 8 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.....	36
Şekil 3.30. 8 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.....	37
Şekil 3.31. 8 kat yakılmış cam elyaf ΔT (ilk ve son) sıcaklık farkları.....	38
Şekil 3.32. 10 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.....	39
Şekil 3.33. 10 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.....	40
Şekil 3.34. 10 kat yakılmış cam elyaf ΔT (ilk ve son) sıcaklık farkları.....	41
Şekil 3.35. 12 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.....	42
Şekil 3.36. 12 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.....	43
Şekil 3.37. 12 kat yakılmış cam elyaf ΔT (ilk ve son) sıcaklık farkları.....	44
Şekil 3.38. 16 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.....	45

Şekil 3.39. 16 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri .....	46
Şekil 3.40. 16 kat yakılmış cam elyaf $\Delta T$ (ilk ve son) sıcaklık farkları .....	47
Şekil 3.41. 20 kat yakılmış cam elyaf, 4 grup .....	48
Şekil 3.42. 20 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri .....	49
Şekil 3.43. 20 kat yakılmış cam elyaf $\Delta T$ (ilk ve son) sıcaklık farkları .....	50
Şekil 3.44. Yangın deneyi özeti, gruplar ve aleve maruz kalma süreleri .....	51
Şekil 3.45. Yangın deneyi kalınlık gruplarının süre – trend eğrisi .....	51
Şekil 3.46. Çekme deneyi sonrası, 6 kat numunelerin genel görünüşü. ....	53
Şekil 3.47. Çekme deneyi sonrası, 6 kat numunelerin detay görünüşü. ....	54
Şekil 3.48. Çekme deneyi sonrası, 6 kat numunelerin kesit görünüşü .....	54
Şekil 3.49. 6 kat numune analizi .....	55
Şekil 3.50. 8 kat numune analizi .....	56
Şekil 3.51. 10 kat numune analizi .....	57
Şekil 3.52. 12 kat numune analizi .....	58
Şekil 3.53. 16 kat numune analizi .....	59
Şekil 3.54. 20 kat numune analizi .....	60
Şekil 4.1. Numune gruplarının yangın yükü .....	61
Şekil 4.2. 6 kat numune malzeme davranışı .....	63
Şekil 4.3. 8 kat numune malzeme davranışı .....	63
Şekil 4.4. 10 kat numune malzeme davranışı .....	64
Şekil 4.5. 12 kat numune malzeme davranışı .....	64
Şekil 4.6. 16 kat numune malzeme davranışı .....	65
Şekil 4.7. 20 kat numune malzeme davranışı .....	65
Şekil 5.1. Çekme deneyi sonuçları .....	68

## HAVACILIK SEKTÖRÜNDE KULLANILAN KOMPOZİT MALZEMELERİN YANGINA KARŞI DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

### ÖZET

Bu çalışmada, hava araçlarının yapılarında kullanılan kompozit malzemelerin, olası bir yangına karşı malzeme özelliklerindeki değişimi incelenmiştir. Havacılık malzemesi olan kompozitin, kontrolsüz yanma deneyi sonucundaki mekanik karakteristiği oluşturulmuştur. Üç aşamadan oluşan bu tez çalışması, sırasıyla; “kompozit numunelerin üretimi”, “yangın deneyi” ve “mekanik davranışların incelenmesi” operasyonlarını içerir.

Farklı kalınlıklardaki “kompozit numunelerin üretimi”, prepreg UD E-glass fiber (elektrik geçirgenliğine karşı dirençli cam elyaf) malzemedен, hand lay-up ve otoklav curing imalat yöntemleriyle oluşturulan bir step lamine plakasının frezelenerek deney standart formlarına kesilmesiyle gerçekleştirilmiştir.

Her bir numune, belirli zaman periyotlarıyla, laminar akışlı propan alevinden oluşturulan “yangın deneyi”nde yakılmıştır.

Yanmış kompozit numunelerin çekme dayanımı deneyi ile “mekanik davranışların incelenmesi” sonucunda ise, 132 adet numune datası kayıt altına alınmıştır.

Araştırmalardan elde edilen bulgularda, havacılık malzemesi numunelerinden, belirli oranlarda yanmış ve tahrip olmuş olanlarının, yanmamış referans olanlara göre mekanik davranışları karşılaştırılmıştır. Zamana bağlı yanma etkisinin, malzeme özelliklerindeki gerilmeye ve dayanıma olan etkileri incelenmiş ve bunların raporları tez çalışmasının sonucu olarak gösterilmiştir.



# **INVESTIGATION OF THE BEHAVIOR OF COMPOSITE MATERIALS USED IN AVIATION INDUSTRY AGAINST FIRE**

## **SUMMARY**

In this study, the changes in the material properties of composite materials used in aircraft structures against a possible fire were investigated. Mechanical properties of composites used in aircrafts have been formed at the end of the uncontrolled burning test. This thesis study, which is formed in three phases, covers the operations, respectively, “the production of composite samples”, “fire test” and “investigation of mechanical behaviours”.

Composite samples produced in different wall thickness, which are made by UD E-glass fiber prepreg material, have been manufactured in the test standart forms after milling cut, following hand lay-up and autoclave curing processes of a laid laminate plate.

Each sample has been burned in the fire test caused by propan laminar flow flame during specific time periods.

132 sample data have been recorded at the end of “investigation of mechanical behaviours” by means of tensile strength test of burned composite samples.

Gained from the studies of aircraft materials samples, outputs of mechanical behaviours have been compared according to unburned reffered ones against the ones burned in certain rates and destructed. Time-dependet burning effects, which are the outputs related with the tension and durance characteristics of the material, have been studied and concerning reports have been put forth as the results of the case study.

Usage area of composite materials, in aviation and defence industry, is getting increase by means of development day by day. Composite materials are used in the platforms of the aircrafts such as; planes, helicopters, unmanned aerial vehicles, armed unmanned aerial vehicles, drones and weapons. Also composite materials are used in the platforms of land vehicles such as; tanks, armored personel carriers, unmanned land vehicles, mobilized weapon systems and weapon structures, ammo structures. Also composite materials are used in naval vessels, such as; submarines, vessels, unmanned navel vessels. Besides them, their useage and development taken into the consideration are wide spread in military technologies such as; radar, armor, heat shields, low visible technologies. The density and strength rates of the composite mateials, in being so low rate, become across us in clear currency, in the adventagely usage of in high rate and also open development in the especially military armor technologies. Composite materials are being developed in the armor technologies, especially under the headline of bullet proof.

E-glass (glass fiber materials resisting electricity conductivity), in the group of polymer matrix, are taken place in all over the cabinet of helicopters and commercial airplanes platforms in order to protect people from problems caused by thunderbolt and static electricity.

Composite materials, in defence and aviation industry, have great importance than the other different materials with the characteristics of strength and lightness. They are used in the aviation platforms, especially all over the fuselage and also in the some structural constructions. Also, in the area of dissipating and producing heat (engine area etc.) of the aircraft platform, the heat isolator composite materials are placed to reduce the thermal trace of the aircraft in the air.

Fire, which could be put out during the aviation operations or in the flight preparatory operations will affect the fuselage (inner or outer) and constructional integrity – soundness – of the aircraft. This effect is directly related with the fire resistance of the composite materials. For the reason of the production of composite materials manufactured by different components and different methods, each of them shows up different fire resistance and combustion strength. The wall thickness of the composite material is one of the resistance effects, and is be directly proportionate to the resistance against to the fire.

In this study, how the resisting characteristics will show changeability are studied after a composite materials faced to fire. Composite samples produced in different wall thickness are tested in different periods to the laminar propane flames in 6,2L/h fluidity. The samples conducted against the flame are studied how the strength characteristics changed following tensile tests.

This study is in the quality of a pilot study designed in order to major strength of combustion, researching the effects of uncontrolled combustion – fire how and how much will be, and also how this material will react to this effect. For this reason, this study can be used as a reference in aviation and defence industry. Besides, the tests, which will be performed with the changeable parameter variations in the future, can be put forward in the calculation and analyses of resistance of composite materials in fire used in different industries.

Composite materials must be tested in absolutely controlled fire in order to simulate the destruction of the fire effects in the real environmental conditions or else in the laboratory conditions. Heat conductivity shall be the same for the composite material as in the same heat conductivity in the heat resistant. For this reason, it is necessary to take in the consideration the composite materials parameters to be chosen as in wall thickness, and the outcomes of the heat resistance according to wall thickness.

The fire test in this study, comparableness of the composite materials, which are used in the cabinet of aircraft and inner constructions, and in the inner panels, are shown according to each other after changing their wall thickness factors respectively. Composite material samples, which are in different wall thickness cut from the same panel (in the same structural materials), are burned with the laminar propane gas in the test, and then recorded separately in order to be sent to the tensile test. Also the strength of the composite materials recorded and reported as the results following the tensile test.

There will be mellowing, deviation, delamination and ash formation at the matrix and fibers of the polymer composites after being subjected to the fire. Matrix mellowing, fiber and matrix delaminations and weakness of fibers decrease the tensile strength.



The main aim of the fire test formation is to enable comparatively analyse the mechanical characteristic of same material after being cut in accordance with the tensile strength standarts and after being burnt at the neck sides of the formatted composite samples. In the test of fire test process, controlled test has been done and laminar flow flame has been used.

As we faced in numerous studies, definite and standart formation is not applied in the fire test formation. But in the name of comparableness the studies and their results, there are some definite methods.

The hypothesis in this study is: “If a standart test formation is formed with the parameters of wall thickness, flame being exposed and period to the E – glass fiber composite materials used mainly within the aircraft fuselage, it will be predictable that how much the fire will give harm to the structural construction, after the analyse of the mantioned test results.” By this way, a national contrabution will be provided to the calculation of aircraft strength calculations, the pariod of being in the air, the safety of pilot and logistics chains for materials at the national level.

One of the main ideas in this study is to increase test experience and to gain concrete data from the composite materials.

As we understand from the analysis data and material behaviours at the end of tensile strength test, there is directly proportionate to the heat resistance and material wall thickness. Composite material begins to burn by itself for the reason of the matrix material being melted. As the result, variability of period points has been revealed from critical burning noticed from the graphics peak points. For this reason, the load of fire turns to the expansionary level from directly proportionated level of the wall thickness and heat resistance factor.

This study is developed for the aim of and in the scope of methods in order to notice the combustion strength analysis of the materials to improve within the content of fire fighting.

From the test results, graphics of glass fiber materials which are generally used within the cabinet of the aircraft have been recorded and the tensile strength results are reported.

Results of the tests will be issued. As the result, its aimed that the results will have great contribution to the composite material industry, their needs, after sharing with the Turkish academic world and Turkish aviation and defence industry.



## 1. GİRİŞ

Bu çalışmada kompozit malzemelerin yangınla karşılaştıktan sonra dayanım özelliklerinin nasıl değişkenlik gösterdiği incelenmiştir. Farklı kalınlıkta üretilmiş kompozit numuneler, 6,2 L/h debisindeki laminar propan alevine farklı sürelerde maruz bırakılmıştır. Alev ile temas eden numuneler daha sonra çekme deneyine tabi tutularak dayanım özelliklerinin nasıl değiştiği incelenmiştir.

Savunma sanayi ve havacılık endüstrisinde, dayanım ve hafiflik özellikleriyle kompozit malzemeler, diğer materyallerden farklı olarak büyük bir önem taşımaktadır. Hava platformlarının, özellikle gövdelerinin tamamında ve de bazı yapısal konstrüksiyonlarında kullanılmaktadır. Bununla birlikte, platformun (motor bölgesi ve benzeri gibi) sürekli ısı üreten ve yayan bölgelerinde, platformun havadaki termal izini azaltmak adına ısı yalıtımlı kompozit malzemeler yerleştirilmektedir. Hava operasyonlarında ya da uçuşa hazırlık operasyonlarında ortaya çıkabilecek olası bir yangın, hava aracının (iç ve dış) gövdesine ve yapısal bütünlüğüne - rijitliğine etkir. Bu etki, kompozit malzemelerin yangına karşı direnci ile de direkt ilişkilidir. Kompozit malzemeler çok farklı yöntemlerle ve bileşenlerle üretilebildikleri için, her birinin yangına karşı dayanımları ve yanma dirençleri farklılık göstermektedir. Malzemenin et kalınlığı da bu direnç etkenlerinden biridir ve materyalin yangına karşı olan direnci ile doğru orantılıdır.

Bu çalışma, hava araçlarında kullanılan kompozit materyallerin yanma dirençlerinin ölçülmesi amacıyla, kontrolsüz yanma – yangın etkisinin nasıl ve ne kadar olacağına araştırılması ve bu etkiye karşı materyalin nasıl tepki vereceğinin ortaya konması amacıyla tasarlanmış bir pilot çalışma niteliğindedir. Bu sebepten ötürü, havacılık ve savunma endüstrisinde referans olarak kullanılabilir. Bununla birlikte parametrelerin değişken varyasyonları ile ileriki zamanlarda yapılacak olan deneyler, farklı endüstrilerdeki kompozit malzemelerin yangına karşı gösterdikleri dirençlerin hesaplanmasında ve analizlerinde ortaya koyulabilir.

Yangına karşı mücadele kapsamında geliştirilecek olan malzemelerin yanma direnç analizlerinin görülebileceği bir yöntem olması için tasarlanmış ve bu amaçla geliştirilmiştir.

Hava aracında meydana gelmesi ihtimali olan bir yangında, yangının ne kadar hızlı yayılabileceğini ve iç konstrüksiyonun kaplama parçalarında ne kadarlık bir zarar oluşacağını normal şartlar altında deneyip, bu deneyin sonuçlarını standartlaştırıp, hava aracının o anki konumuna göre çevirici denklemlerle havacılık sektörünün konfigüre etmesini sağlamaktır. Bu amaçla, kompozit malzemelerin yanma dirençlerinin ölçülebilmesi ve mekanik özelliklerinin ortaya çıkarılıp malzeme ürün geliştirmesi için, bu tez çalışması üç aşamadan oluşturulmuştur: “kompozit numunelerin üretimi”, “yangın deneyi” ve “mekanik davranışların incelenmesi”.

Deney sonuçlarından, hava araçlarının kabin içlerinde yoğunlukla kullanılan cam elyaf kompozit malzemenin yangın deneyi sonrası grafikleri elde edilmiş ve çekme dayanımı sonuçları raporlandırılmıştır.

Deney sonuçları ile birlikte, kompozit malzemeler özelinde, kontrolsüz yanma ile gerçekleşen bir tahribatlı muayene sonuçlarının Türk akademi dünyası ve Türk Havacılık ve Savunma Sanayi ile paylaşılması, endüstrinin gelişimine katkıda bulunması, ileri düzey kompozit malzemelerin ihtiyaçlanması ve bunların sağlanmasına katkıda bulunulması hedeflenmektedir.

Bu tez çalışmasındaki hipotez, “Eğer, hava aracı gövdesinde yoğunlukla kullanılan E-Glass fiber kompozit malzemelerin; kalınlık, alev maruziyeti ve süre değişken parametreleriyle standart bir deney düzeneği kurulabilir ise, hava aracında meydana gelebilecek olan herhangi bir kontrolsüz yanmanın, yapısal konstrüksiyona ne kadar zarar vereceği de sözkonusu deney sonuçlarına bakılarak öngörülebilir”dir. Bu sayede hava aracının; dayanım hesaplamalarına, havada kalış süresine, pilot emniyetine ve parça tedarik zincirine ulusal düzeyde bir katkı sağlanmış olur.

## **2. KAYNAK ARAŞTIRMASI**

### **2.1. Kompozit Malzemeler ve Genel Özellikleri**

Kompozit bir kök malzemeye (matris), mekanik güçlendirici başka malzemelerin (fiber) bağlandırılmasıyla oluşturulan girift karışımlara denir. Kompozitler sınıflandırılırken, bir fiziksel karışım olduğu için, kendini oluşturan matris bölümüne ya da fiber bölümüne göre adlandırılırlar. En öne çıkan malzeme özellikleri, yüksek mukavemet / yoğunluk oranı (yüksek dayanım ve hafiflik), yüksek korozyon direnci ve kullanılması planlanan bölge için yekpare bir formda üretilebilir olmasıdır. Bu çalışmada, polimer matris ele alınmıştır.

Kompozit malzemeler, iki ya da daha fazla malzemenin, istenilen amaç doğrultusunda ve deneme yanılma yöntemleriyle belirlenmiş oranlarda ve koşullarda bir araya getirilmesinden elde edilmektedir. Bu üretim yönteminin amacı mukavemetin artırılmasıdır. Mukavemetlerinin yoğunluklarına oranları çok yüksek olması sebebiyle özellikle havacılık endüstrisinde ve savunma endüstrisinde büyük oranda tercih edilmektedir. Genel anlamda yoğunluklarının düşük olması, materyalin genel özelliklerinden ağırlık kriterinin çok büyük bir avantaja dönüşmesini sağlamaktadır. Bu avantaj, içerisinde bulunduğu yapının ağırlığının düşük, yapının hafif olmasıdır. Ağırlığın düşük olması, yapının hareket etmesi için yenmesi gereken atalet momentinin de doğru orantıda düşük olmasını sağlamaktadır. Böylelikle hareket mekanizmalarının sarfettiği ve yapı için gerekli olan yakıttan büyük oranda tasarruf sağlanır. Yapının imalat planlaması çerçevesinde, kompozit malzemeler sayesinde oluşturulan ağırlık farkı; hız, zırh, faydalı yük, daha fazla silah sistemi ve daha fazla teknolojik sistemin yapıya konabilmesine olanak sağlamaktadır. Ayrıca yapının hafif olması, havanın kaldırma kuvvetine ters oranda etkiyerek daha az sürtünme ve daha yüksek hızların oluşturulmasında büyük rol oynamaktadır.

Havacılık endüstrisinde ve savunma sanayinde, kompozit malzemelerin uygulama alanları günden güne geliştirilerek artmaktadır. Hava araçlarından; uçak, helikopter, İHA, SİHA, drone, mühimmat gibi platformlarda kullanılmaktadır. Kara araçlarından; tank, panzer, İKA, mobil silah sistemleri, silah gövdeleri, mühimmat gövdeleri gibi platformlarda kullanılmaktadır. Deniz araçlarından; denizaltı, gemi, İDA gibi platformlarda kullanılmaktadır. Bunların haricinde askeri teknolojilerden; radar, zırh, ısı kalkan, düşük görünürlük gibi teknolojilerin kullanılmasında ve geliştirilmesinde çok yaygın olarak kullanılmaktadır. Söz konusu materyalin yoğunluk ve mukavemet oranının çok düşük olması, özellikle askeri zırh teknolojilerinde, hem halihazırda kullanım oranının yüksek olmasının verdiği avantajlı kullanım şeklinde, hem de geliştirilmeye açık bir şekilde karşımıza çıkmaktadır. Kompozit malzemeler, zırh teknolojilerinde de, özellikle kurşungeçirmezlik konusu başlığı altında, geliştirilmektedir.

Kompozit malzemelerin havacılık ve savunma sanayindeki daha çeşitli örneklemeler içerisindeki kullanım alanları, Eryıldız ve Eker (2015) tarafından yayınlanan bir makalede aşağıdaki başlıklar altında toplanmıştır [1]:

- a. Sıvı Zırh
- b. Tank ve Hava Taşıtları İçin Zırh
- c. Askeri Taşıma Araçlarında Takviyelendirilmiş Termoplastikler
- d. Karbon Fiber Kompozit Kuyruk Konisi
- e. Balistik Zırhlarda Kullanılan Kompozitler
- f. Askeri Helikopterlerde Kompozit Uygulamaları
- g. Polimer Beton Kompozitler
- h. Kompozit Panel Sistemler
- i. Kompozit Sigorta Röle Kutusu
- j. Kompozit Filtre Muhafazası
- k. Kompozit Askeri Tekneler

Kompozit malzemelerin üretilebilmesi için gerekli olan kimya disiplinleri, teknolojinin öncelikle sentetik organik, anorganik maddeler ile üretim yapan bütün endüstrilerin yüksek oranda gelişmesini sağlar. Böylelikle malzeme bilimlerinin gelişimine ve ekonomiye yüksek oranda katkıda bulunur. Doğa bilimlerine, yine, yüksek oranda katkıda bulunur.

## 2.2. Polimer Matris Kompozitler ve Yanma İlişkisi

Polimer matris grubundan E-glass (elektrik iletkenliğine dirençli cam elyaf) malzemesi yalıtkan özelliğinden dolayı; helikopter ve yolcu uçakları gibi hava platformlarının, şimşekten, yıldırımdan ve statik elektrikten kaynaklanan doğal problemlerden insanları korumak için kabinlerin iç yüzeyinin tamamında ve yapısal konstrüksiyonlarda yer alırlar. Bu çalışma, havada herhangi bir durumdan ötürü çıkabilecek bir yangın, eğer iç konstrüksiyona ulaşırsa, yapısalarda bulunan kompozit malzemelerin yangın yüküne ne kadar süreyle ve ne derecede dayanabileceğine dair bir öngörü getirme amacı güder.

Polimer matrislerin hava platformlarındaki montaj pozisyonları, genellikle aşağıdaki gibi sıralanmıştır [13]:

- a. Kompresör Kanatları, Gövde, İç Donanım: B/Al, SiC/Al, Gr/Al.
- b. Türbin Kanatları: Wolfram ve Tantal takviyeli malzemeler.
- c. Helikopter Parçaları: B/Al, SiC/Al, Gr/Al, Gr/Mg, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>/Mg, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>/Al.

Bu ve benzeri tasarım pozisyonlamalarındaki amaç, hava platformunda oluşabilecek bütün yük hesapları ve termal hesaplar sonrasındaki uçuşa elverişlilik kalifikasyonudur. Bu kalifikasyonunu şart isterlerinden biri ise, “kaza kırım” raporlandırmasıdır. Bu raporda, platformun yangına karşı dayanıklı olması istenmektedir.

Yangına dayanıklı havacılık malzemelerinin elde edilebilmesi için en önemli kural, malzemenin ısıya karşı dayanıklı olması; ısıya karşı bir direnç gösterebilmesidir. Isıl direnç, söz konusu malzemenin ısı yalıtımının ne derecede olduğunu belirtmek için kullanılır. Başka birçok parametre gibi ısı direnç parametresi de havacılık malzemelerinde belirleyici bir kıstastır ve bir tasarım parametresidir. Öyle ki, hava platformlarında ısı direnç, motorun yerleştirildiği bölümünden iklimlendirme modüllerine kadar bir çok sistemde en önemli kriterlerden biridir. Hava aracı hava görevindeyken ısı üreten sistemlerinden başlıcaları şu şekilde sıralanır: Isıtma – soğutma sistemleri, iklimlendirme sistemleri, basınçlandırma sistemleri, itki sistemleri, kinetik ve kinematik sistemler, kapalı çevrim akışkan sistemleri ve yaşam alanları iklimlendirme üniteleridir.

Genel ısı denklemlerinden, denklem 2.2’de görüleceği üzere, ısı direnci kuralında belirtilen değişken parametrelerden biri de, malzemenin kalınlığıdır. Malzeme kalınlığı, ısı dirence direkt etkindir.

$$R = d/\lambda \quad (2.1)$$

Formülde belirtildiği üzere, malzemenin ısı direnci (R), o malzemenin ısı iletkenlik katsayısı ( $\lambda$ ) ile ters orantılıdır. Bunun yanında, malzeme cidar kalınlığı (d) ile doğru orantılıdır. Hava araçlarının iç panellerinde kullanılan polimer matris kompozit malzemelerin ısı iletkenlik katsayılarının, alternatiflerine (metal komponentlere) göre daha düşüktür. Bu durumda, herhangi bir kontrolsüz yanma sırasında, aynı malzemenin kendi içinde birbirine göre kıyaslanabilmesi için kalınlık parametresinin de ölçülmesi gerektiği ortaya çıkar.

Yangının sebep olacağı tahribatın gerçek ortam şartlarında ya da laboratuvar ortamında simüle edilebilmesi için mutlaka kontrollü deneye tabi tutulması gerekmektedir. Aynı materyal için ısı rezistansın içerisindeki ısı iletkenlik de aynı olacaktır. Bu sebepten ötürü, kontrollü deneyin değişken parametresini kalınlık olarak seçmek ve kalınlığa göre ısı direncin çıktıklarına bakmak gerekmektedir.

Kompozit malzemelerin yanması sırasında, sıcaklık girişi ile birlikte matriste yumuşama ve piroliz meydana gelir. Bu durum fiberlerin matris tarafından tutunmasını zayıflatarak fiber ve matris arasındaki bağı zayıflatır [1,2,4]. Yanmaya maruz kalma süresinin artmasıyla birlikte malzemenin camsı geçiş sıcaklığına yaklaşılmaya ısıya direkt olarak maruz kalan bölgede yumuşama meydana gelebilir; fiberler matristen ayrışır ve kompozitin yük taşıma kabiliyeti azalır. Sıcaklık değeri termal ayrışma değerine ulaştığında fiberleri saran matris kaybolur ve fiberler belirgin bir şekilde görülürler. Böylelikle, kompozitlerin mekanik özellikleri belirgin bir şekilde azalır [11].

Polimer kompozitlerin yanmaya maruz kalmasıyla matris ve fiberlerde yumuşama ve bozunma, delminasyon, matris çatlaması ve kül oluşumu gerçekleşir [3,5]. Literatürde matris yumuşaması, fiber ve matris ayrışması ve fiber zayıflaması yük taşıma kabiliyetini azalttığı için çekme dayanımını düşürmektedir [12].



Araştırmacılar havacılık alanında kullanılan kompozitlere çeşitli ısıl etkiler uygulayarak mekanik özelliklerdeki değişimleri incelemektedirler. Bununla ilgili olarak; Schuhler ve diğerleri [1], karbon/epoksi ve karbon/polifenilen sülfür (PPS) laminant kompozitlerde yanma sürelerinin etkisini çalışmışlardır. Grigoriou ve Mouritz [2], havacılık amaçlı karbon fiber/epoksi kompozitlerinin ve alüminyum alaşımlarının 20°C'den 400°C'ye kadar test etmişler; ayrıca yanma laboratuvarında yanma sonrası mekanik davranışlarını incelemişlerdir. Epoksinin camsı geçiş sıcaklığı aşıldığında bile karbon fiber kompozitlerin ısı kaynaklı delaminasyona ve diğer hasarlara karşı daha az deformasyona uğraması karbon fiberlerin yüksek rijitliğe sahip olması ve yüksek sıcaklıklara karşı gösterdikleri direnç nedeniyle alüminyuma göre daha düşük bir oranda deforme olmuştur.

Benoit ve diğerleri [3], epoksi ve PPS matrisli karbon fiber dokuma kompozitlerin yanma sonrası çekme dayanımı özelliklerini incelemişlerdir. Feih ve Mouritz [4], karbon fiber ve karbon fiber kompozitleri 700°C'ye kadar ısıya maruz bırakarak yanma sonrası çekme davranışlarını incelemişlerdir.

Maaroufi ve diğerleri [5], karbon fiber dokumalı Polifenilen Sülfür kompozitleri farklı ısı akılarına maruz bırakarak yanma sonrası basma özelliklerini incelemişlerdir. Grigoriou ve Mouritz [6], karbon/epoksi kompozitlerde elyaf diziliminin yanma esnasındaki çekme ve basma özelliklerine etkisini çalışmışlardır. Gibson ve diğerleri [7], cam elyaf dokuma/polipropilen kompozitlerin yüksek sıcaklık ve yanma etkisi altındaki çekme ve basma davranışlarını incelemişlerdir. Vieille ve diğerleri [8], farklı sürelerde yanmaya maruz bırakılan hibrit karbon/cam elyaf PEEK kompozitlerin yanma sonrası mekanik özelliklerini çekme ve basma testleri ile incelemişlerdir. Lu ve diğerleri [9], bazalt fiber kompozitleri 40°C, 80°C, 120°C, 160°C ve 200°C sıcaklığa maruz bırakarak bu ortamdaki çekme mekanik davranışlarını incelemişlerdir ve 120°C ve 200°C sıcaklıklarda termal yaşlandırmaya maruz bırakarak mekanik davranışlarını incelemişlerdir. Hawileh ve diğerleri [10], karbon, bazalt ve hibrit karbon/bazalt lamina kompozitleri 25°C ile 2500°C arasında değişen sıcaklıklara maruz bıraktıktan sonra çekme mekanik özelliklerini incelemişlerdir.

Bu çalışma içerisinde yer alan yangın deneyi, hava araçlarının kabin ve iç yapılarında, iç panellerinde kullanılan kompozit malzemelerin kalınlık faktörlerinin sırasıyla değiştirilerek birbirlerine göre kıyaslanabilirliği gösterilmiştir. Aynı panelden kesilmiş (aynı malzeme yapısındaki) farklı kalınlıklardan oluşan kompozit numuneler, yangın deney düzeneğinde laminer akış propan gazı ile yakılmış ve sonuçları çekme deneyine gönderilmek üzere ayrıca kaydedilmiştir. Çekme deneyi sonrasındaki dayanımları da bu bağlamda yine ayrıca kaydedilmiş ve sonuç olarak raporlandırılmıştır.

### **3. MATERYAL VE YÖNTEM**

#### **3.1. Kompozit Numunelerin Üretimi**

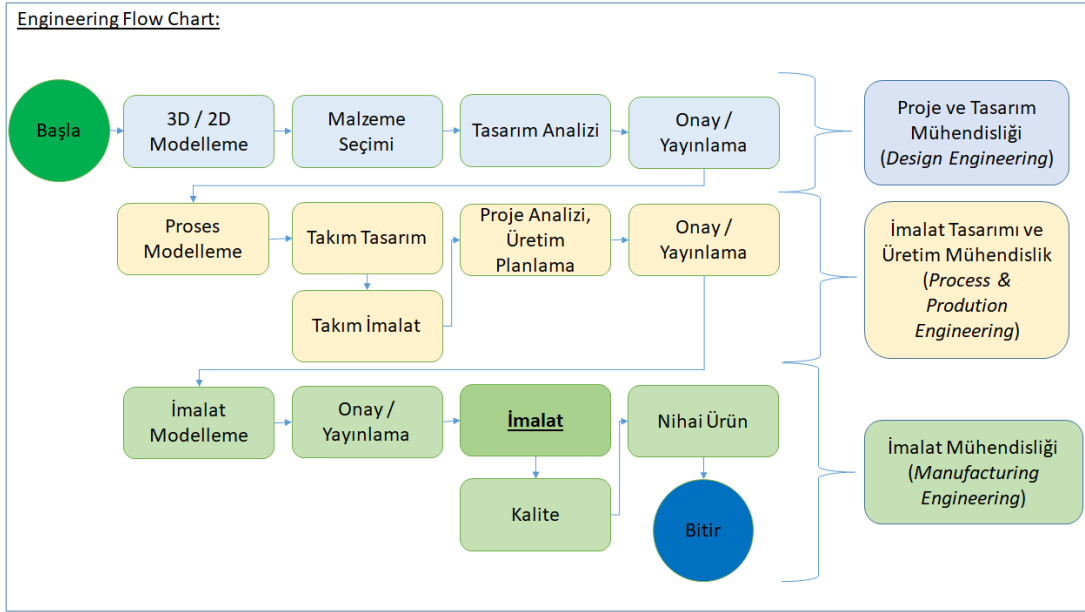
##### **3.1.1. Kompozit imalat mühendisliği ve planlaması**

Kompozit numunelerin üretimi, bu çalışmanın ilk adımıdır.

Havacılıkta kullanılan kompozit malzemelerin üretimi, ileri kompozit teknolojileri kapsamında değerlendirilmektedir. Kompozit malzeme üretimi, malzemenin halihazırda reçinelendirilip reçinelendirilmediğine göre iki ana hatta ayrılır. Eğer hammadde olarak kullanılacak malzeme sadece takviye kumaşı ise, bunu matris reçinesi ile birleştirmek için, RTM (Resin Transfer Moulding), VARTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding), RFI (Resin Film Infusion) gibi vakumlama ve infüzyon operasyonları kullanılır. Eğer hammadde olarak kullanılacak malzeme, halihazırda termoset reçinelendirilmiş ve önceden sentetik operasyon geçirmiş ise de, PPUA (Prepreg Processing Using Autoclave), UPP (Unpressurized Prepreg Processing) gibi teknikler kullanılır. Aşağıda konusu geçen üretim, halihazırda reçinelendirilmiş E-Glass fiber'in temiz odada el yatırması yöntemiyle takımlanıp; otoklavda kürlenmesi prosesini anlatır (Prepreg Processing Using Autoclave Proses). Numune malzemesi olan E-glass UD, termoset reçineli prepregtir ve temiz odada el yatırması ve takımlanması gerçekleştirilmiştir. Sonrasında otoklav ile kürlenmiştir. Bu bağlamda, bu çalışmadaki kompozit numunelerin üretimi, aşağıda açıklanan mühendislik akış şemasına ve imalat şemasına göre yapılmıştır.

Mühendislik planlamaları ve iş akış şeması, yüksek teknoloji üreten organizasyonların büyük ölçüde önem verdiği kurgulardır. ileri kompozit teknolojileri için kullanılan mühendislik iş akış şeması, genel olarak üç aşamadan oluşmaktadır:

- a. Proje ve Tasarım Mühendisliği
- b. İmalat Tasarımı ve Üretim Mühendisliği
- c. İmalat Mühendisliği



Şekil 3.1. İleri kompozit teknolojileri için mühendislik akış şeması.

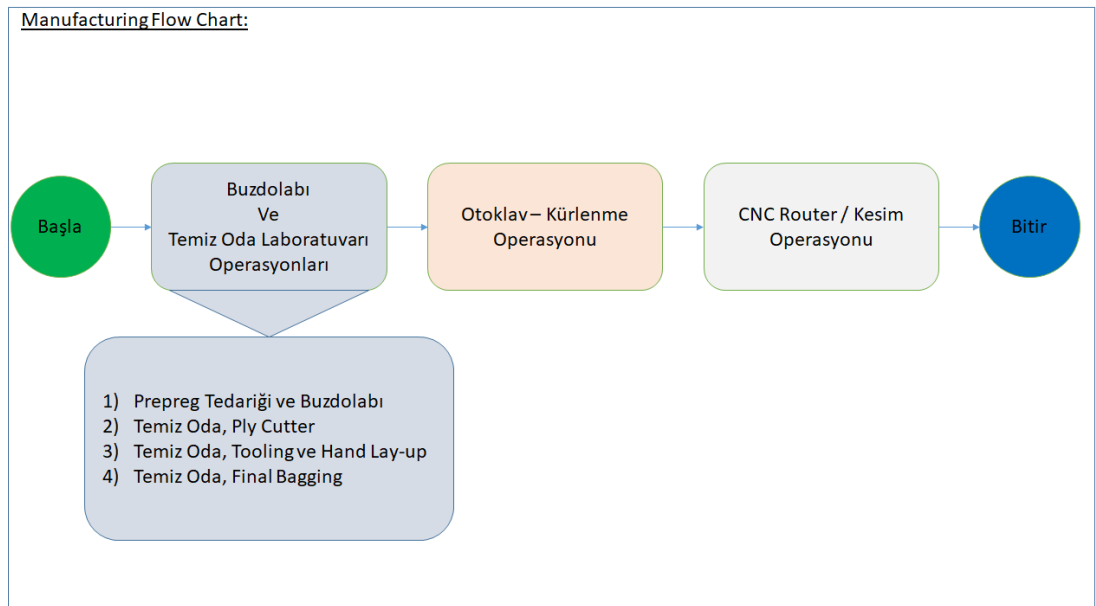
Mühendislik iş akış şeması Şekil 3.1’de verilmiştir. Proje ve tasarım mühendisliği aşamasında, öncelikle kullanım amacına ve ihtiyaca göre mühendislik çizim programlarında üç boyutlu ya da iki boyutlu modelleme çalışması yapılır. Pilot çalışmalar sonucu gerçekleşen modellemenin ardından boyutlara uygun malzeme seçimi yapılır. Teknik resimleri ve MBD’leri oluşturulur Malzeme seçimi ve modelleme bölümleri kendi aralarında uyum sağlayana kadar birbirlerine sürekli iterasyonlarla geribildirim verirler ve nihayetinde projenin hem modellemesi hem de malzemesi belirlenmiş olur. Belirlenen tasarı yayınlanarak bir sonraki aşamaya geçer.

İmalat tasarımı ve üretim mühendisliği aşamasında, hedeflenen tasarımın proses modellemesi (nasıl üretileceği) ve üretim sırasında hangi gereçlere (hangi takımlara, fikstürlere, aparatlara, şablonlara, kalıplara vs.) ihtiyaç duyacağı belirlenir ve proses analizi ile birlikte üretim planlaması gerçekleştirilir.

Nasıl üretileceğinin belirlenmesinden sonra malzemenin proses sırasında birlikte hareket edeceği takımlar (tooling) tasarlanır ve üretilir. Takım olmadan tasarı gerçekleşemez. Bu sebepten ötürü öncelikle tasarıya özel takımlar, takım tasarımcıları ya da imalat tasarımcıları tarafından parça referans alınarak tasarlanır. Takımlama; manufacturing olabilmesi için gerekli olan fikstür ve aparatların tamamıdır; gereçlerdir. Tooling; iş parçasına direkt etkir. Bu sebeple product ve tool arasında doğrudan bağlantı vardır.

Hand lay-up operasyonunda kullanılan LATO'lar, prepreglerin üzerine serileceği elle serim kalıplarıdır. Invar, alüminyum, çelik yada kompozit malzemelerden oluşabilir. Yüzey form toleransı, uçak parçasından 0,75 daha hassas olmalıdır. LATO'lar eğer metal malzemelerden oluşuyor ise NC mühendislik ile imal edilir; eğer kompozit malzemelerden oluşuyor ise kompozit imalat mühendislik ile imal edilir. LATO'lar, üzerine serilen prepregler ile birlikte otoklava kürlenmeye girerler. Bu nedenle, ısı ve kütle transferi de takım modellemesi sırasında mühendislik hesaplamalarında kullanılır. Prepregler, LATO'ların ısı dengeye ulaştığı pozisyonda kürlenirler. Bu yüzden uçak parçasının referans yüzeylerinden daha küçük tasarlanırlar. Örneğin; Alüminyum malzeme LATO'lar referans uçak yüzeyinden 0,996238 kez daha küçük tasarlanır.

İmalat mühendisliği aşamasında, özellikle havacılık sektöründe kompozit seri imalatında proses yöntemi olarak "clean room – prepreg hand lay up" ve "autoclave curing" kullanılır. Prepregler temiz oda laboratuvar şartlarında el yatırması yöntemiyle LATO'ların üzerine serilir ve akabinde otoklavda kürlenirler. Hammaddenin işlenerek tam mamül (isterin karşılandığı ürün) hale getirilmesi sağlanır. İmalat mühendisinin belirlediği sıralı tezgahlar ve imalat hattı kullanılarak, projenin (iş parçasının ve o iş parçasına özel yapılmış takımın birlikte) detay imalatı gerçekleşmiş olur. İmalat mühendisliğinin iş akış şeması, Şekil 3.2'de gösterilmiştir.



**Şekil 3.2.** İleri kompozit teknolojileri için imalat akış şeması.

Kompozit imalat mühendisliği, sırasıyla temiz oda laboratuvarı operasyonları, otoklav operasyonu ve kesim operasyonu olmak üzere ana hatlarıyla üçe ayrılırlar.

### 3.1.2. Kompozit imalatı

#### 3.1.2.1. Temiz oda ve el yatırması operasyonları

Temiz oda laboratuvarı, kompozit imalatının başlangıcıdır. Şekil 3.3'te temiz oda laboratuvarından bir kesit gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Temiz oda laboratuvarı (Class 100,000 - 450 m<sup>2</sup>) [23].

Temiz oda operasyonları da kendi içerisinde sırasıyla 4 bölümden oluşmaktadır.

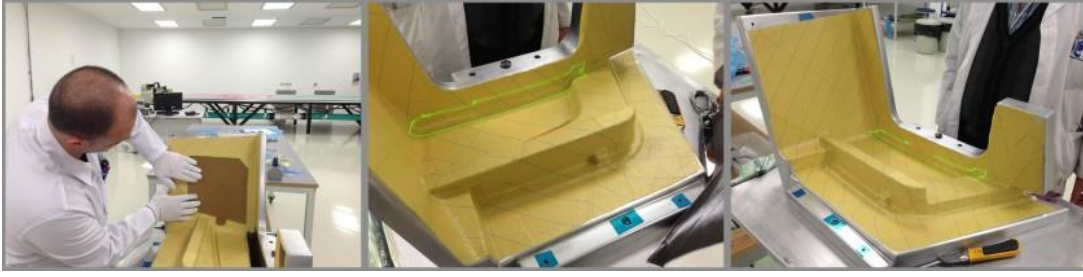
İlk bölümde, prepreg kumaşlar, üreticiden standart rulolar halinde ve soğuk zincirle kompozit üretim alanına (fabrikasına ya da imalathanesine) gelir, akabinde buzdolabına depolanır. Havacılık kompozit malzemeleri termoset oldukları için, eğer soğukta tutulmazlar ise reçineleri kendi kendine kürlenir ve parça scrap (hurda) olur. Bununla birlikte soğukta tutulsalar bile reçinelerin bir kullanım ömrü vardır. Bu ömürden maksimum derecede yararlanabilmek için buzdolabına depolanması şarttır. Buzdolabı, ısıl performansına göre -22°C ile -18°C arasında değişkenlik gösteren sıcaklıkta bu malzemeleri tutar. Buzdolabında ham mamül rulolar bulunduğu gibi, daha önce Ply-cutter tarafından kesilip operatörlerce hazırlanan yarı mamül kitler de bulunur ve muhafaza edilir. Buzdolabı kompozit imalatındaki en önemli depodur.

İkinci bölümde, ply-cutter (prepreg kumaş kesim makinası), ham malzeme olarak gelen prepreg ruloların kesilip kit haline getirilmesinde kullanılır. Bu formlar belirli toleranslarda ve belirli açılardadır. Kit haline gelen kesilmiş prepreg kumaşlar, temiz oda teknisyeninin LATO üzerine serebilmesi için optimum geometride hazırlanmış olmalıdır. İki boyutlu ‘Drawing Exchange Format’ uzantılı dosyaların NC kesimini sağlar. Ply-cutter, Şekil 3.4’te gösterilmiştir.



**Şekil 3.4.** Ply-cutter (DCS 2600 – 8.3 FT Pivex - Gerber Technology) [24].

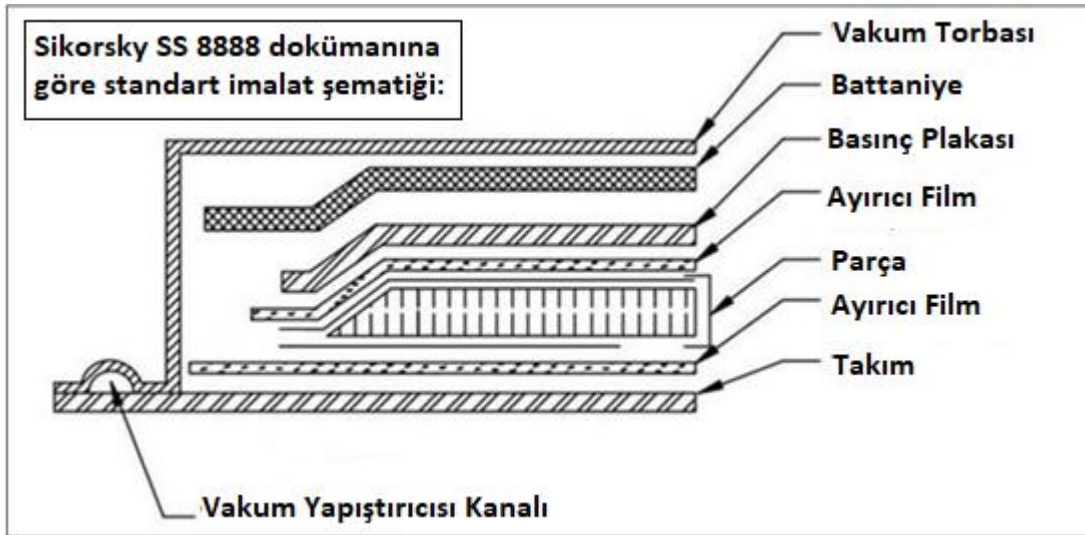
Üçüncü bölümde, prepregler, hand lay-up aşamasında çevresel etmenlerden ve FOD’lerden (yabancı maddenin sebep olduğu hasarlardan) etkilenmemesi için , temiz oda içerisinde ve normal şartlar altında olmaları gerekir. Temiz oda, bir imalat laboratuvarıdır. Bu özel laboratuvarda, serim sırasında malzemenin zarar görmemesi için kullanılan sabit ve standart parametreler: Sıcaklık, Nem, Basınç, Toz Zerrecikleri, Ventilasyon Oranı ve Işık Dalga Boyudur. Temiz oda laboratuvarı tamamen izole bir ortamdır. Kompozit imalat fabrikalarında belirli dalga boylarının üzerindeki UV ışınlarının reçineye zarar verdiği gerekçesiyle pencere yoktur. Kompozitler yapısalda kullanılacaksa (güneş görmeyecekse) boyanmazlar fakat akış yüzeyinde kalan kısımları var ise mutlaka paint shopta özel yüzey kaplama işlemi görmelidirler. Operatörler daha önceden kit haline getirilmiş prepregleri buzdolabından çıkartıp temiz odanın içerisinde bulunan Lato’ların üzerine Excess EOP’li (fazladan kenar payı verilmiş) olacak şekilde sererler.



**Şekil 3.5.** El yatırması ve takımlama [19].

Şekil 3.5’da, bir Temiz Oda Teknisyeni tarafından temiz oda içerisinde, aramid malzemenin el yatırması yöntemiyle takımlanması gösterilmektedir. El ile takıma / kalıba serilen prepregler, otoklavda kürlenip serildiği takımların şeklini alırlar. Bu yüzden her bir parçaya ayrı bir el yatırması takımı gerekir.

Dördüncü bölümde, LATO’lara otoklava girmeden önce bagging-torbalama yapılır. Torbalamanın iki amacı vardır: Birincisi; Isıtma – soğutma çevrimi esnasında maksimum sıcaklıkta eriyen reçinenin oluşturacağı Newton akışkan etkisine karşı torba içerisinde negatif basınç oluşturularak ply’ları bir arada ve yön toleransı dahilinde tutmak. İkincisi; Üzerine yerleştirilecek vacuum portlar ile kumaşların arasında kalan gazların kontrollü bir biçimde tahliye olmasını sağlamak. Torbalama için bir şematik, Şekil 3.6’da gösterilmiştir. Temiz oda operasyonları final bagging ile bitirilir; otoklav operasyonu başlar [20].



**Şekil 3.6.** Final bagging şematığı, Sikorsky SS 8888 [20].



### 3.1.2.2. Otoklav operasyonları

Termoset kompozit malzemelerin üretimindeki en önemli aşama, malzemenin prepreg halinden kompozit hale dönüştüğü sıra olan, prepreg malzemenin otoklav kürlenmesidir. Otoklav, belirli basınç ve sıcak hava akışı ile prepreg kürlendirilmesinin hızlandırıldığı bir basınçlı kap makinasıdır (Şekil 3.7 ve Şekil 3.8). LATO'ya serilmiş (yani takımlanmış) prepregler, otoklavda yüksek pozitif basınç ve sıcaklık altında kürlenirler ve LATO'nun şeklini alırlar.



Şekil 3.7. Otoklav içi modeli (Ø2,5mX7,0).



Şekil 3.8. Otoklav sistemi (Ø2.5mX7.0m - ASC) [19].

Otoklavdaki operasyonlar, genellikle 6 – 8 saat arasındadır. Bu sürede otoklav içerisindeki takımlanmış termoset reçineli prepregler, hem otoklav sisteminin içerisinde oluşan pozitif basınç ve sıcaklık farkından, hem de takımın parçayla birlikte torbalanması sonucu ortaya çıkan, torba içerisindeki negatif basınçtan dolayı kürlenirler. Otoklava girerken oda sıcaklığında (ya da normal şartlar altında) takıma serili olan prepreg içerisindeki termoset (matris), otoklav operasyonunda kürlenerek serili olan takımın (kalıbın, şablonun) şeklini alır.

Prepreglerin yapısı incelendiği zaman, reçine ile kaplanmış ipliklerin arasında boşluklar olduğu görülür. Otoklav operasyonu sırasında, reçine öncelikle prepreg katları arasında newton akışımına sebep olur (prepregler birbiri üzerinde kayma eğilimi gösterirler) ve prepreg içerisindeki mikro boşluklardan dolayı gaz ve hava kabarcıkları oluşur. Bu gazın malzeme içerisinden atılabilmesi için torbalama sırasında vakum portalleri eklenir. Vakum portlar, otoklav içerisinde ayrı bir üniteye bağlanır. Vakum portların iki görevi vardır; birincisi, prepregin ısınması (ve dolayısıyla reçine vizkozitesinin düşmesi) sonucu oluşan newton akışımın sebep olduğu kat kaymalarını negatif basınçla, emerek engellemek; ikincisi ise torba içerisinde meydana gelen kabarcıkların, yine negatif basınç oluşturarak, emerek, tahliyesini sağlamak ve böylelikle parça içerisinde oluşabilecek herhangi bir hataya ve dislokasyonlara engel olmaktır.

Kompozit malzemelerin kalite hatalarından; delamination (lamellerin / katların birbirinden ayrılması), surface cracking (yüzey çatlakları), fiber debonding (kumaş ipliklerinin birbirinden ayrılması), fiber rupture and pull out (kumaş ipliklerinin kopması ve saçaklanması), transverse and shear cracking (enine – kesitine çatlaklar ve çatlak ilerlemeleri) olanları, otoklav operasyonları için hazırlanan torbalamanın ve vakum portların amaçlarını yerine getirmemesinden dolayı oluşmaktadır. Bu risk faktörleri de, otoklav operasyonlarını kompozit imalatın en kritik aşamasını oluşturur.

Otoklavı opere ederek; basıncını ve sıcaklığını tarif edecek olan reçete ise malzemedan malzemeye farklılık gösterir. Takımlanmış prepregler, otoklavda kürlendikten sonra kompozit malzemeye dönüşürler. Otoklavdan çıkarılan kompozitler, takımlarından sökülüp (demolding) kenar kesme ve yüzey işleme operasyonu için bir sonraki istasyona doğru yola çıkarlar.

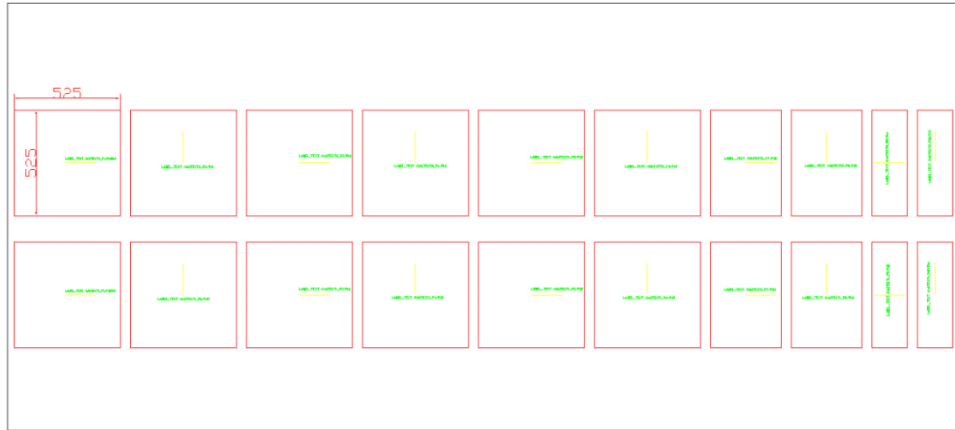
### 3.1.2.3. CNC routing ve kesim operasyonları

Numunelerin elde edileceği malzeme lamine formunda hazırlanmıştır, bu sebeple demold işleminden sonra rijit bir lamine plaka haline gelen kompozit malzeme, yatay işlem merkezinde hassas bir şekilde işlenir. Bütün bu işlemlerin sonucu olarak kompozit numuneler yangın deneyi için hazırlanmıştır.

### 3.1.2.4. Kompozit numunelerin üretimi ve referans yönergeler

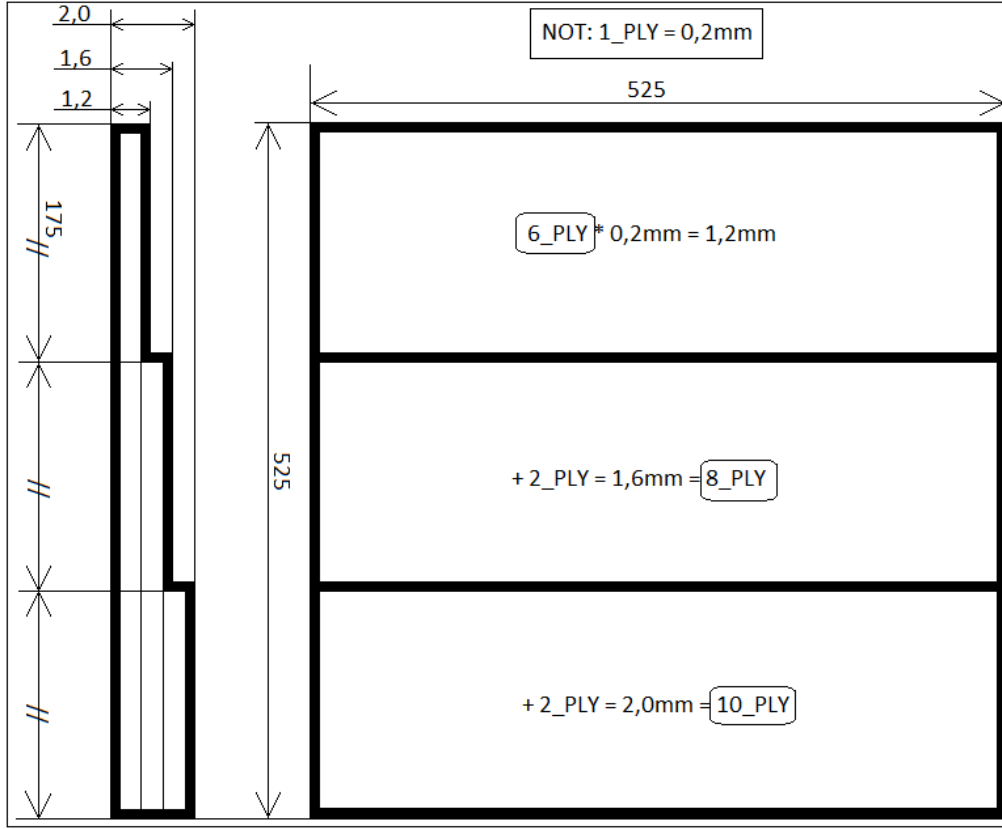
Bu çalışma içeriğindeki yangın deneyi ve mekanik davranışların incelenmesi için üretilen kompozit numuneler, Sikorsky Black Hawk projesi kapsamında helikopterin iç panelinde kullanılan; “PREPREG, GLASS EPOXY, SS9610 – REV: 8, T: 1, G: A/B, CYCOM 114/1062, W – 462, 48” E-GLASS” (markası: Solvay) prepreg malzemesinden kürlendirilerek üretilmiştir. İmalat yöntemi olarak “clean room – prepreg hand lay up” ve ”autoclave curing” metodları kullanılmıştır. Proses aşamaları aşağıda sırasıyla verilmiştir:

- Sikorsky Spesification SS-9610\_REV-8 [15] yönergesinde belirtilen; UD E-Glass Filament / Epoxy Resin Prepreg polimer matris malzemesi, endüstriyel buzdolabından çıkarılıp normal şartlar altında (temiz oda laboratuvarında) çözülmüştür.
- E-glass prepreg, clean room / NC ply-cutter aracılığıyla 525\*525mm<sup>2</sup> ölçülendirilip kesilmiştir (Şekil 3.9).

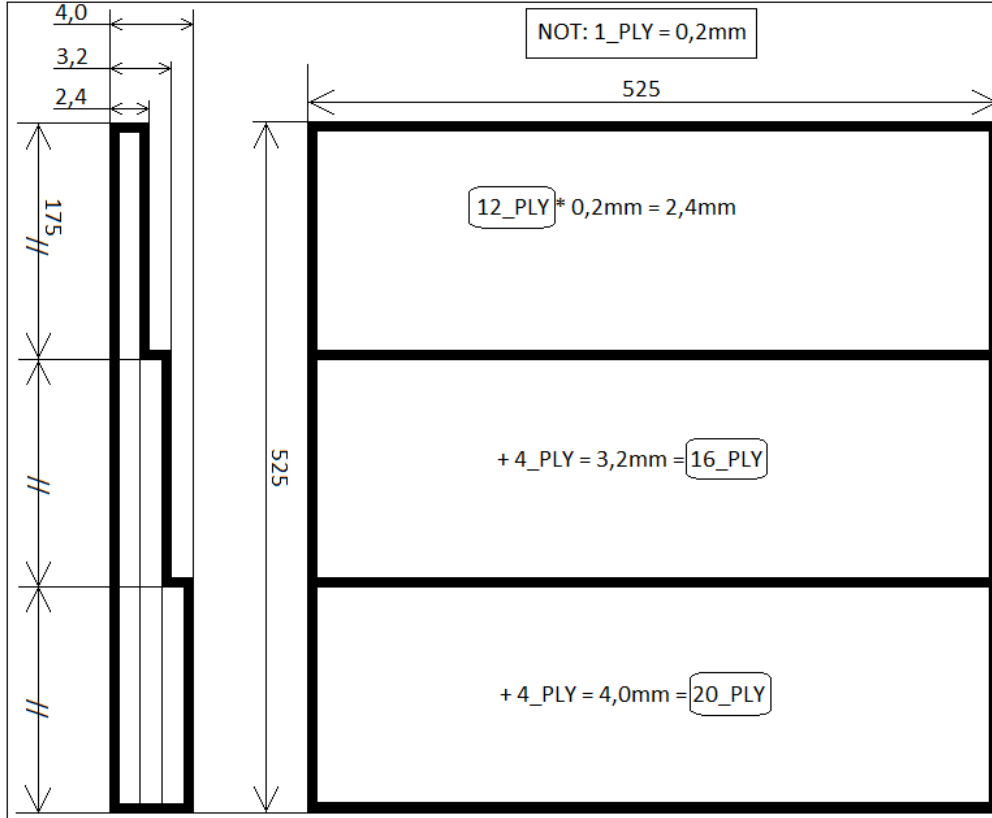


Şekil 3.9. Ply-cutter dxf format planlaması.

- Kesilen E-glass prepreg, clean room / hand layup üretim metodu ile, Al plate LATO'ya takımlanmıştır. Serilirken, sırasıyla 0° ve 90° ile yönlendirilmiştir. Malzeme kalınlık parametresi için 6, 8, 10, 12, 16 ve 20 katlarında serilmiştir. Şekil 3.10'de ve Şekil 3.11'de, prepreglerin serim planlaması gösterilmiştir.

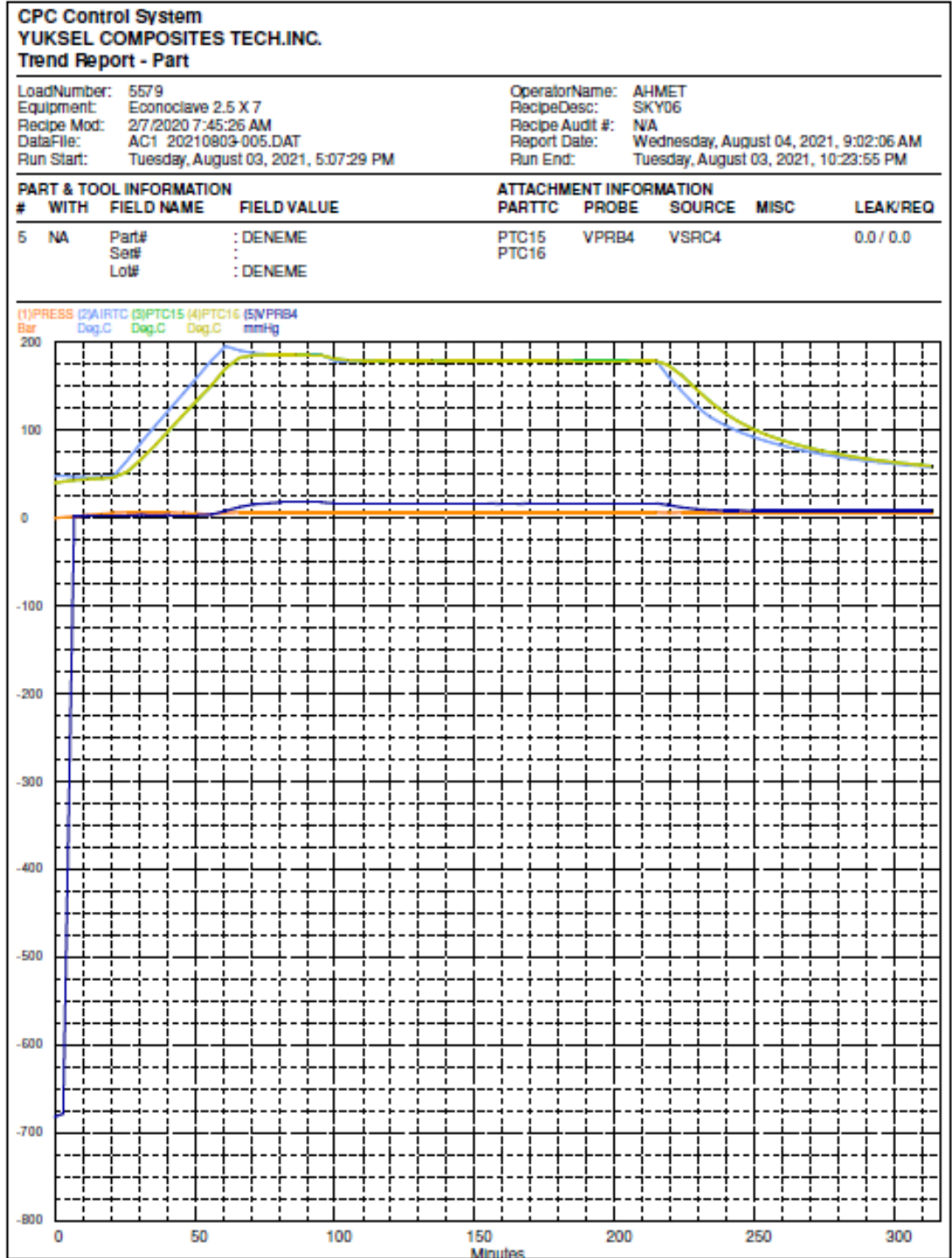


Şekil 3.10. 6, 8 ve 10 kat prepreglerin lay-up planlaması.



Şekil 3.11. 12, 16 ve 20 kat prepreglerin lay-up planlaması.

- d. Takımlanan E-glass prepreg, clean room / vacuum bagging final operasyonunda 0,54bar negatif basınçta 525\*525mm<sup>2</sup>ye torbalanmıştır.
- e. Finallenen E-glass prepreg, autoclave curing metoduyla 6,3bar pozitif basınçta ve 185°C sıcaklıkta kürlenerek, lamine plaka kompozit malzemeye dönüştürülmüştür (Şekil 3.12 ve Şekil 3.13).



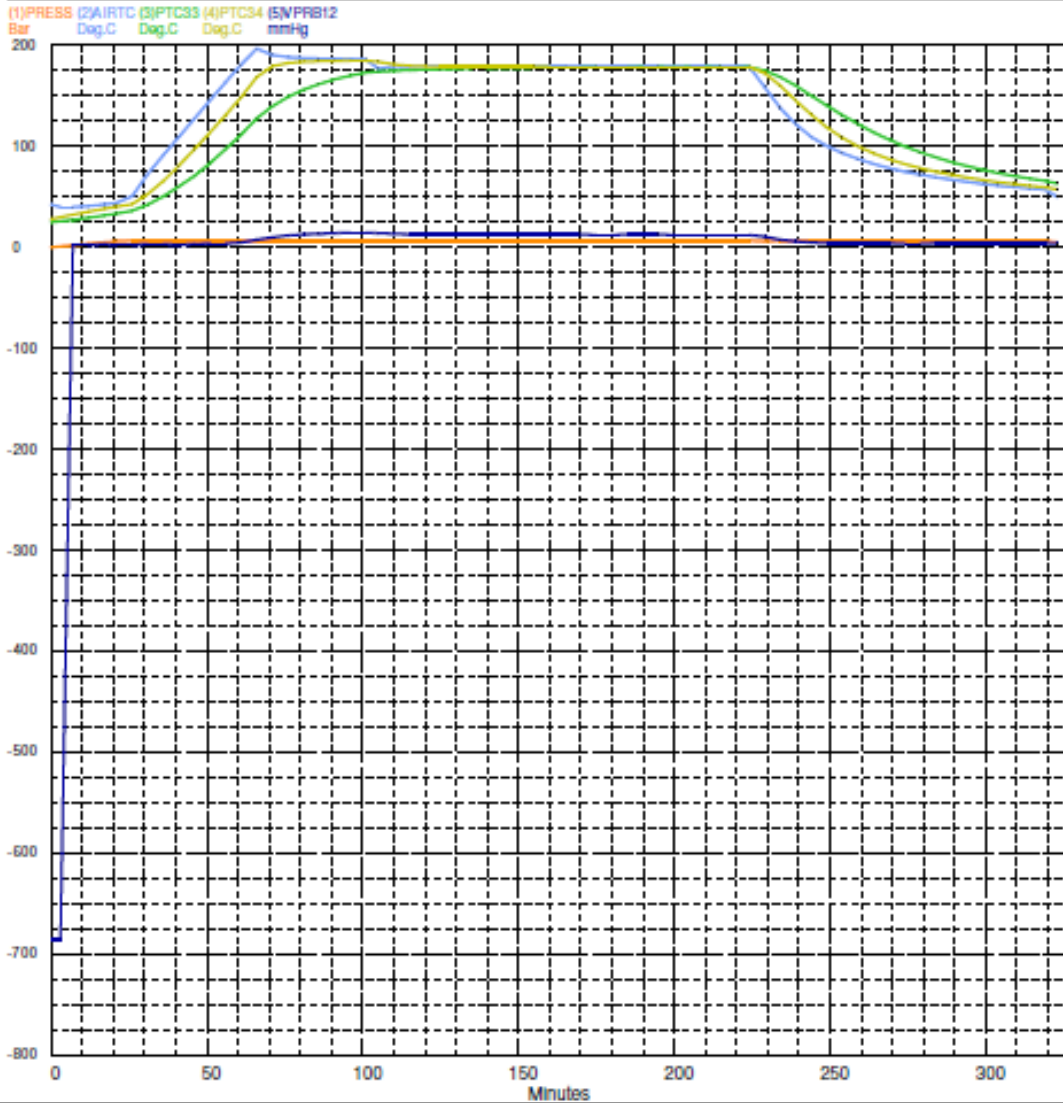
Şekil 3.12. Kalınlıklardan 6, 8, 10 katlıların kürlendiği Otoklav reçetesi.

CPC Control System  
YUKSEL COMPOSITES TECH.INC.  
Trend Report - Part

LoadNumber: 5583  
Equipment: Econoclave 2.5 X 7  
Recipe Mod: 2/7/2020 7:45:26 AM  
DataFile: AC1 20210804-003.DAT  
Run Start: Wednesday, August 04, 2021, 4:02:20 PM

OperatorName: AHMET  
RecipeDesc: SKY06  
Recipe Audit #: NA  
Report Date: Thursday, August 05, 2021, 7:55:28 AM  
Run End: Wednesday, August 04, 2021, 9:28:19 PM

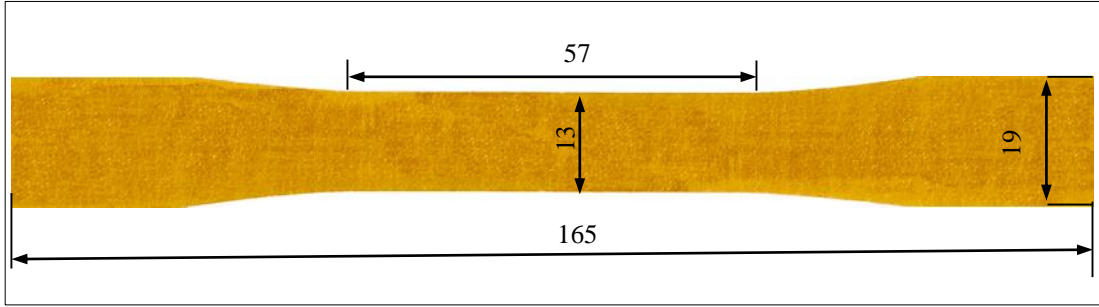
PART & TOOL INFORMATION				ATTACHMENT INFORMATION				
#	WITH	FIELD NAME	FIELD VALUE	PARTTC	PROBE	SOURCE	MISC	LEAK/REQ
4	NA	Part#	: DENEME-2	PTC33	VPRB12	VSRC12		2.3 / 250.0
		Set#	:	PTC34				
		Lot#	: SAU					



Şekil 3.13. Kalınlıklardan 12, 16, 20 katlıların kürlendiği Otoklav reçetesi.

- f. Yukarıdaki grafiklerden de görüleceği üzere, yaklaşık 5,5 saat süren otoklav operasyonu başarılı geçmiştir. Kompozit lamine plaka, otoklavdan çıkarılıp soğutulduktan sonra, şeklini aldığı LATO'dan demold operasyonu ile ayrılmıştır. Otoklav içerisinde işlenmek üzere yatay işlem tezgahı olan CNC Router istasyonuna gönderilmiştir.

- g. Kompozit lamine plaka, ASTM\_D3039-D3039M-14 ve ASTM\_D638-14 [16] [17] yönergelerinde belirtildiği üzere; 19mm\*165mm çekme deneyi formunda, CNC router aracılığıyla kesilmiştir. CNC Router özellikleri: M90-105 Multi Purpose 5 axis series, marka Thermwood. Numune formu, Şekil 3.14'te gösterilmiştir.
- h. İmalat operasyonları sonucunda, 132 adet numune elde edilmiştir.



**Şekil 3.14.** ASTM D-638 standardına göre kompozit malzeme çekme deneyi formu.

Yangın deneyinin ardından çekme deneyi yapılacağı için numuneler standart çekme deneyi formuna getirilmiştir.

ASTM standartlarına göre kompozit çekme deneylerinde kullanılan birçok şekil formu mevcuttur fakat, çalışmada kullanılan malzemenin türü dolayısıyla (E-glass fiber) 638 standardında geçen şekil formu kullanılmıştır.

Klasik çekme deneyinde, numuneler tahribatsız olarak işlemlere alınırlar fakat; bu çalışma kapsamındaki amaç doğrultusunda numunelerin orta bölümleri (57mm × 13mm, Şekil 3.14) laminer propan alevine maruz bırakılmıştır ve numunelerin tahribatları kontrollü bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Numunelerin tam orta bölümlerinin aleve tutulmasının sebebi, klasik çekme deneyindeki genel sonuçların, orta bölüm üzerine boyun vermesidir. Böylelikle numunelerin boyun vermesi akabinde hesaplanan mekanik davranışların ve kuvvet sınır bölgelerinin çalışma amacına uygun olarak hesaplanması sağlanmıştır. Yangına maruz kalan kompozit komponentlerin mekanik davranışları, bu yöntemle gerçek hayata göre modellenmiştir.

Üretilen numunelerin aleve maruz kalacağı bölge, 13mm ve 57mm formundaki alandır ve toplamda 741mm<sup>2</sup>'dir ( $7,41 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ ). Bu alan, propan gazının sebep olacağı ısı gücün, ne kadarlık bir yangın yükü getireceğini hesaplamak için kullanılmıştır.

## 3.2. Yöntem: Yangın Deneyi ve Çekme Deneyi

### 3.2.1. Yangın deneyi hazırlıkları

Çeşitli araştırmalarda karşılaşıldığı üzere, yangın deney düzeneğinde belirli ve standart bir format sözkonusu değildir fakat çalışmaların ve sonuçların birbirleriyle kıyaslanabilmesi adına belirli yöntemler mevcuttur. Araştırmalardan alınan faydalara göre standardizasyon çalışmaları yapılmaktadır. Bu durumda, her bir amaca yönelik spesifik çalışmalar yapılabilir.

Proje kapsamındaki yangın deney düzeneğinin amacı, çekme dayanımı standartlarına göre kesilmiş ve formlandırılmış kompozit numunelerin boyun kısımlarından yakılarak aynı malzeme özelinde mekanik özelliklerinin kıyaslanabilir bir şekilde incelenmesine olanak sağlamaktır.

Yangın deney düzeneği çalışmalarında kontrollü deney yapılmıştır ve laminer akışlı alev kullanılmıştır.

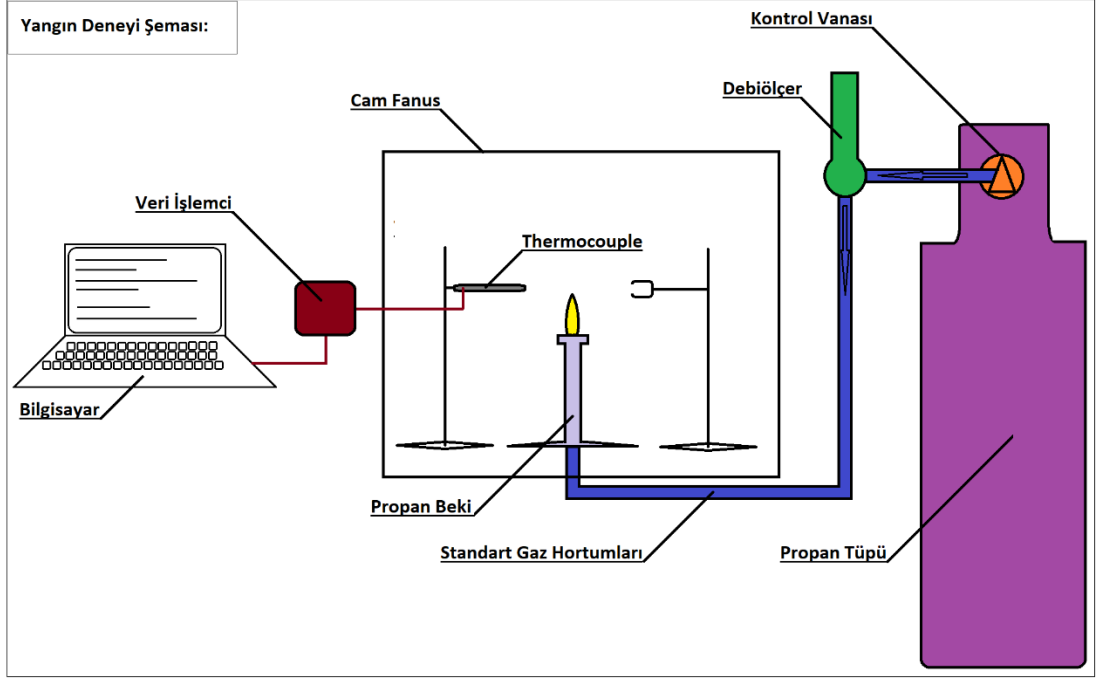
Bu kapsamda tahribatlı muayeneye tabi tutulacak olan malzemeler, alev yönüne paralel değil; aleve dik olarak kullanılmıştır. Bunun sebebi, yanmış numunelerin çekme dayanımı testleri sırasında istenilen bölgeden kopmasını sağlamaktır, yani tahribatın kontrolü sağlanıp veriler elde etmektir. Bu sayede numunelerin tam olarak ne kadar kuvvete dayanabildiği çalışmanın çıktısı olarak raporlanmıştır.

Yangın deney düzeneğinde, Grigoriou ve Mouritz [2] yöntemindeki “ısı etkinin direkt polimer matris üzerinde 20°C’den 400°C’ye aralıklı bir yangın senaryosu oluşturabilmesi” için yangın öncesinde malzemede oluşan yanma kritik eşiğini gözlemleyebileceğimiz bir test düzeneği kurulmuştur [14].

Sakarya Üniversitesi Yangın Araştırmaları Merkezi içerisinde yangın deneyi için kurulan laboratuvar şeması, Şekil 3.15’de gösterilmiştir.

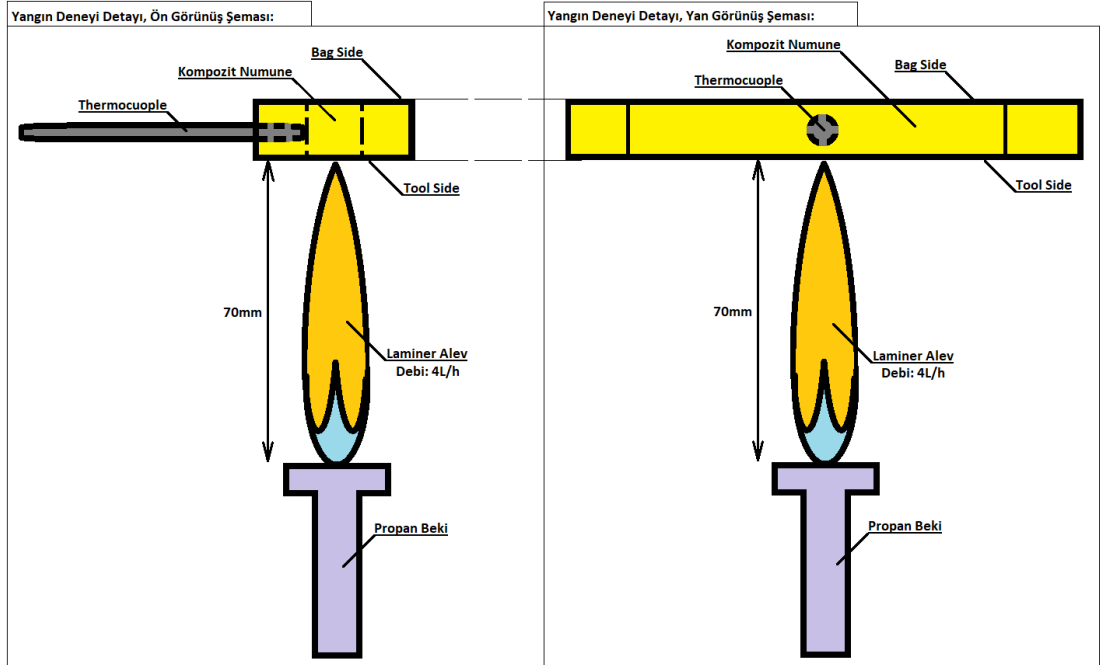
Yangın deneyinin nasıl yapılacağı ile ilgili şema detayı, Şekil 3.16’te gösterilmiştir. Deney düzeneği kurulurken mutlak sıcaklıkların net bir şekilde ölçülebilmesi için, thermocouple tam olarak 6,209 L/h laminer akışlı propan alev boyunun maksimum ulaştığı olduğu noktaya; propan beki nozzle’ndan itibaren nominal 70mm yukarısına yerleştirilmiştir. Böylelikle sıcaklık seviyesinin maksimumda tutulmasıyla, reçinenin kritik yanma eşiğine ulaşıp kendi kendine alevlenmesiyle birlikte, malzeme içerisindeki fiberlerin bu tahribat karşısındaki davranışları ölçülmüştür.





Şekil 3.15. Yangın deneyi şeması.

Bu test prosedürü, tez kapsamında yapılacak yanma deneyine uygun bir standart test metodu bulunamadığı için, bu çalışmaya özel olarak geliştirilmiştir.



Şekil 3.16. Yangın deneyi şeması detayı.

Bu çalışma kapsamında oluşturulan laboratuvar ortamı, Şekil 3.17’de gösterilmiştir.



**Şekil 3.17.** Sakarya Üniversitesi Yangın Araştırmaları Merkezi’nde kurulan deney.

Bu deney, akademik gözlemcilerin katıldığı, Sakarya Üniversitesi Yangın Araştırma Merkezi Laboratuvarında yapılmıştır.

Deney tutamaçlarına yerleştirilen ve numunelerin alev bölgesi kesitine dik olarak yerleştirilen thermocouple, bir aracı – dönüştürücü terminal ile yanma bölgesinden alınan verilerin sanal ortama saniye saniye aktarılmasını sağlamıştır. Aracı terminal girdileri, bilgisayarda Arduino program algoritmalarıyla çözülmüştür. Bu sayede scrap olan (hurdaya çıkan) malzemeler haricindeki bütün numunelerin zamana bağlı sıcaklık verileri elde edilmiştir. Bu veriler sayesinde malzemelerin, ortalama ne kadar sıcaklıktayken hangi davranışlarda bulunduğu ortaya çıkmıştır. Toplamda 100 adet numunenin zamana bağlı sıcaklık değerleri, propandan kaynaklanan ısıl gücün yanı sıra, kendi kendine tutuşma reaksiyonu olan yanma kritik eşiği süresinin gözlemlenmesine olanak sunmuştur. Propan yerine kullanılacak farklı yakıtların ısı yük hesaplamaları için, mevcut hacimsel debinin (farklı yakıtın kütleli debisine kalibre edilerek) çeşitli iterasyonlarla bulunabilmesi öngörülmüştür. Yakıt çeşitlendirilebileceği gibi, malzeme türü, nominal uzaklık ve ortam şartları gibi parametreler de çeşitlendirilip farklı deney varyasyonları kurgulanabilir.

31 çeşit deney grubu çalışması yapılmıştır. Deney gruplarını birbirinden ayıran parametre, alev maruz bırakılan süredir. Toplamda 132 adet numune üretilmiştir. Bunların içerisinde:

- a. 6 adet numune, maksimum yanma seviyesine ve ölçüme referans olabilmesi için, deney düzeneğinde sonuna kadar yakılıp scrap edilmiştir. Numunelerin tutuşma aralıkları kaydedilmiştir.
- b. 18 adet yanmamış – tahrip olmamış numune, diğerlerinin yanma seviyelerine referans olabilmesi için direkt olarak çekme deneyine sokulmuştur.
- c. 108 numune, yangın deneyine sokulup çeşitli seviyelerde – derecelerde yakılmıştır.

Propan gaz kaynaklı mum alevine olan nominal uzaklık 70mm ve sabittir.

Yangın deneyi için aşağıdaki laboratuvar araç – gereçleri aşağıda belirtilmiştir:

- a. 45 dm<sup>3</sup> saf propan tüpü (Şekil 3.18). Propan tüpü özellikleri:45 litre saf propan (C<sub>3</sub>H<sub>8</sub>) içeren sanayi tipi basınçlı tüp, markası Aygaz.
- b. Debiölçer ve basınç kontrol valfi (Şekil 3.18). Debiölçer özellikleri: saatte 16 litreye kadar şamandıralı debimetre akışkanın debisini sabit tutar ve laminar akış elde edilir, markası DK8000S-4 RST. Basınç kontrol valfi özellikleri: Propanın tüp çıkışındaki basıncını sabitlemeye ve kontrol etmeye yarar, markası Aygaz.
- c. Propan beki, standart hortumlar ve kelepçeler, thermocouple (Şekil 3.19). Propan beki özellikleri: deney sırasında laminar alev için kullanılan laboratuvar gereçidir, markası Focuslab. Standart Hortumlar özellikleri: N-Gas TS-EN 14800, Ø8mm propan gaz hortumlarıdır, markası Linde. Kelepçeler özellikleri: Sızdırmazlığa karşı ekleme aparatlarıdır Ø10mm paslanmaz çelik malzemedir gaz hortum için kelepçedir, markası OEM. Thermocouple özellikleri: Kromal ve alümel termokupl, algılaması yaklaşık olarak 41 µV/°C'dir. Problemleri -200 °C ile +1250 °C arasında okuma yapmaktadır, markası ETM.
- d. Ortamdaki akışı indirgemek için cam kapamalar (Şekil 3.19). Cam kapamalar laboratuvar içerisindeki hava sirkülasyonunun laminar akışı etkilemesini önlemek için yaptırılmıştır.

- e. Dijital Kronometre, kumpas ve elik cetvel (Şekil 3.20). Dijital kronometre özellikleri: salise hassasiyetinde ölüm yapar, manuel kontrol edilir, markası TIGA. Kumpas zellikleri: 0,1mm hassasiyetinde ölüm yapar, markası Piranha. elik Cetvel zellikleri: paslanmaz elik malzemeden 0,1mm hassasiyetinde ölüm yapar, markası MAS.



Şekil 3.18. Saf propan tüpü, 45 dm<sup>3</sup> ve Debiölçer (16 L/h) ve basınç kontrol valfi.



Şekil 3.19. Propan beki, standart hortumlar ve bağlayıcı kelepçeler, thermocouple, ortamdaki akışı indirgemek için cam kapamalar.



Şekil 3.20. Dijital Kronometre, kumpas ve çelik cetvel.

Yangın deneyi için BTS-00297-ISSUE2 [18] standart yanma deneyinde oluşturulan düzeneğe istinaden bir laboratuvar deney takvimi hazırlanmıştır ve raporlama kayıtları geçilmiştir (Şekil 3.21).

TC SAKARYA ÜNİVERSİTESİ	
Kompozit Malzemelerin Yanma Direnç Ölçüm Deneyi	
Operasyon Takip ve Ölçüm Raporu Tutanağı	
Parça No:	
1. İşlem: <b>YANMA DENEYİ</b>	
Tarih / Saat :	Gözlemci :
Yer/İstasyon :	Operatör :
I. YANMA OPERASYON DEĞERLERİ	
a. Parça Kalınlığı	f. Gaz Debisi
b. Nominal Uzaklık :	c. Alev Boyu
d. Net Uzaklık	e. Süre
Notlar:	

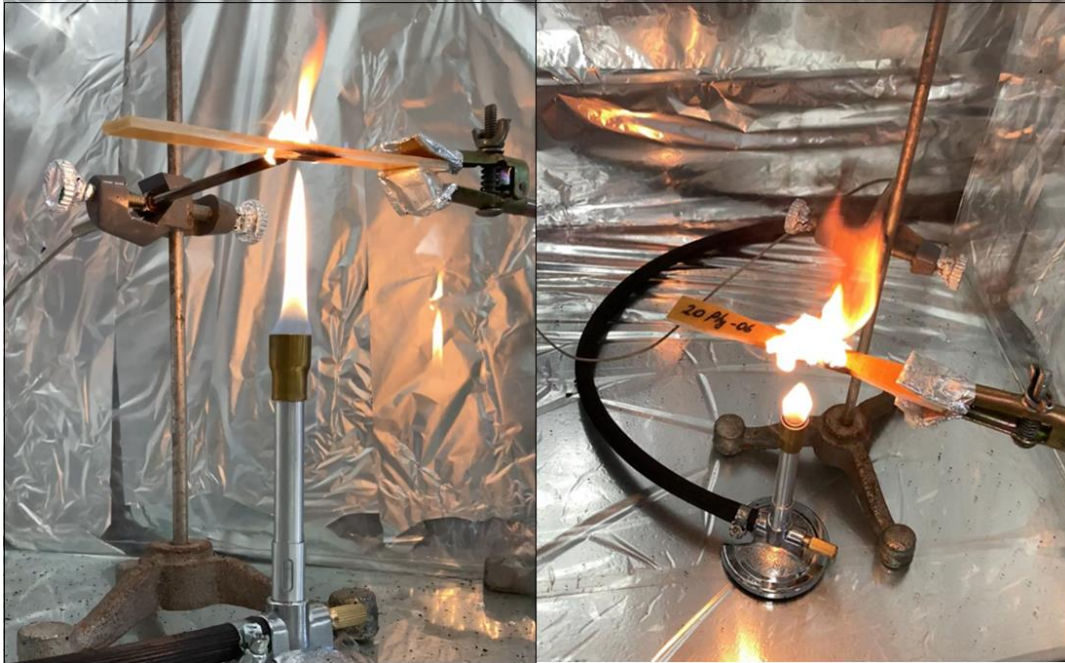
Şekil 3.21. Operasyon takip ve ölçüm raporu tutanağı.

Operasyon takip ve ölçüm tutanağı, özellikle grupların kendi içerisinde periyotlara ayrılmasında ve tekrar sınıflandırılmasında kullanılmıştır. Bu formlarla birlikte deney için üretilen 132 adet numunenin birbiriyle karıştırılması önlenmiştir. Numuneler, teker teker kendi içlerinde rapor tutanağına uygun olarak markalanmıştır.

Yangın deney düzeneği kurulduktan sonra, ilk aşama olarak belirli periyotlarda yakılacak olan numunelere referans olabilmeleri ve periyotların belirlenebilmesi için her bir gruptan birer adet numune, (propan alevinin reaksiyon bölgesi olarak gözlemlenen nominal 70mm uzaklıktan), numunenin  $7,41 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ 'lik alev teması alanının tamamı yanacak şekilde deneye tabi tutulmuştur. Kalınlıklarına göre ısıl dirençlerinin farklılaştığı her numune grupları için periyotlar oluşturulmuştur. Bu referans numune deneyleri sırasında, parçanın kendi özelinde belirli bir süre aleve maruz kaldıktan sonra kendi kendine tutuşması ve kontrolsüzce yanmaya başlaması olan kritik yanma eşiği, Şekil 3.22'de takım tarafı ve torba tarafı görünümü olarak gösterilmiştir.

**PROPAN ALEVİNİN TEMAS ETTİĞİ YÜZEY,  
NUMUNE PARÇASININ TAKIM TARAFI - YANI  
PÜRÜZSÜZ OLAN TARAFIDIR.**

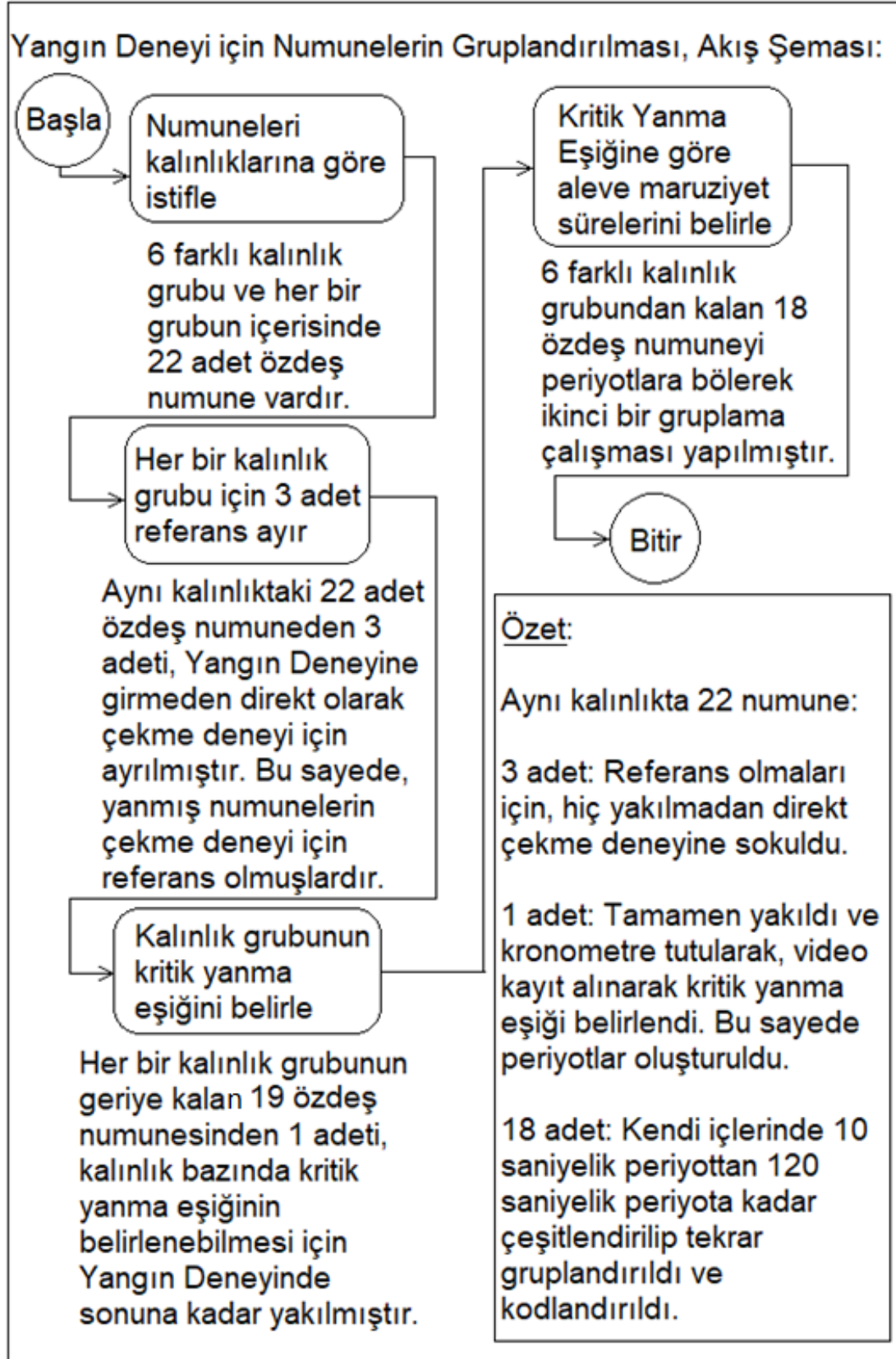
**ÜST YÜZEY, NUMUNE PARÇASININ TORBA  
TARAFI - YANI PÜRÜZLÜ OLAN TARAFIDIR.**



**Şekil 3.22.** Yanma kritik eşiği, takım tarafı ve torba tarafı görünümü.

Yanma kritik eşiği sonrasında numuneler, propanın verdiği ısıl gücün yanında kendi kendine tutuşmaları da bir yangın yükü oluşturmuştur. Yangın yükünün malzeme kütlelerine ve tesir ettiği alana göre eksponansiyel artışı göz önüne alınacak olursa, numunelerin hurdaya çıkmaması için her bir grup periyotları, gruptaki numune kalınlığına göre seçilmiştir. Değişken parametreler, kalınlık ve aleve maruziyet süreleridir. Bu sebepten ötürü iki değişkenli parametrelili bir çalışma planı oluşturulmuş ve yangın deneyleri bu kıstasa göre gerçekleştirilmiştir.

Toplamda 132 adet üretilmiş numunenin deney öncesinde gruplandırılması ve proses planlaması, Şekil 3.23'te gösterilmiştir.



Şekil 3.23. Yangın deneyi öncesinde numunelerin gruplandırılması.

Yangın deneyi için deney materyallerinin birbirlerine karışmaması için öncelikle numuneler kalınlıklarına göre sıralanmıştır. 6 farklı kalınlık grubu (6 kat, 8 kat, 10 kat, 12 kat, 16 kat ve 20 kat) oluşturulmuştur. Her grupta 22 adet numune mevcuttur. Her bir kalınlık grubundan, tahribatlı muayene sonuçlarına referans olabilmesi için, henüz yanmamış 3'er adet numune, direct olarak çekme deneyine tabi tutulmuştur. Kalan 19 adetten 1 adeti, deney hazırlığı olarak sonuna kadar yakılmış ve gözlemlenmiştir. Bu gözlemin sonucunda kalan 18 adeti periyotlara göre kendi içlerinde (10 saniyeden 120 saniyeye kadar) tekrar gruplandırılmıştır. Numuneler kendi kendine alev almaya başladıktan sonra (kritik yanma eşiğinden sonra) pirolize bağlı delaminasyonda öncekilere göre fazlalık, ve malzeme yapısında aşırı bozulma görülmüştür.

Verileri elde edilmiş 100 adet numunenin gruplandırılmaları, aşağıdaki gibi yapılmıştır:

- |                    |                     |                     |
|--------------------|---------------------|---------------------|
| a. 6_PLY_10s (4)   | k. 10_PLY_15s (4)   | u. 16_PLY_15s (4)   |
| b. 6_PLY_15s (4)   | l. 10_PLY_22,5s (4) | v. 16_PLY_30s (4)   |
| c. 6_PLY_22,5s (4) | m. 10_PLY_30s (4)   | w. 16_PLY_45s (4)   |
| d. 6_PLY_30s (3)   | n. 10_PLY_45s (3)   | x. 16_PLY_60s (3)   |
| e. 6_PLY_37,5s (3) | o. 10_PLY_60s (3)   | y. 16_PLY_75s (3)   |
| f. 8_PLY_15s (4)   | p. 12_PLY_22,5s (4) | z. 20_PLY_75s (3)   |
| g. 8_PLY_22,5s (3) | q. 12_PLY_30s (4)   | aa. 20_PLY_90s (3)  |
| h. 8_PLY_30s (4)   | r. 12_PLY_37,5s (4) | bb. 20_PLY_105s (2) |
| i. 8_PLY_37,5s (4) | s. 12_PLY_45s (3)   | cc. 20_PLY_120s (2) |
| j. 8_PLY_45s (3)   | t. 12_PLY_60s (3)   |                     |

Numune gruplarının kodlaması, Şekil 3.24'te tariflendiği gibi okunmalıdır:



Şekil 3.24. Yangın deneyi kodlamalarının anlamları.



### 3.2.2. Yangın deneyi

Oluşturulan laboratuvar şartlarında tahribatlı yangın deneyleri yapılmıştır.

Yangın deneyi sırasında laboratuvarın ve tezgahların güvenliği mutlak ölçüde sağlanmıştır ve deney sırasında herhangi bir kaza yaşanmamıştır.

Yangın deneyi sırasında propan tarafından kompozit malzemeye yüklenen bir ısı güç mevcuttur.

#### 3.2.2.1. Propan gazından kaynaklanan ısı güç hesaplamaları

Propan gazının 6,2 L/h hacimsel debisi ile propan alevi oluşturmuştur. Propan gazının yoğunluğu ile ölçülen hacimsel debinin denklem 3.1deki gibi çarpımı sonucu propan gazının kütleli debisi oluşturulmuştur. Propan gazının 1 atm basınçta ve 20°C sıcaklıkta yoğunluğu: 0,5 kg/L'dir [21]. Laboratuvar şartlarının bu birimlere yakınsak olduğu kabul edilmiş ve propan gazının kütleli debisi, yaklaşık olarak  $8,625 \times 10^{-4}$  kg/s bulunmuştur.

$$\varphi \times \dot{Q} = \dot{m} \quad (3.1)$$

Propan kütle debisi ile laboratuvar şartlarına yakınsak olduğu kabul edilmiş propan alt ısı değeri 46,34 kJ/kg'dır. Propan gazından kaynaklanan ısı gücü hesaplamak için propan kütleli debisi ile propan alt ısı değeri çarpılmıştır [22]. Propanın bekten çıkarak kompozit numunelere verdiği ısı gücü yaklaşık olarak 0,04 kJ/s (W) bulunmuştur.

$$\dot{m} \times LHV = \dot{W} \quad (3.2)$$

Propan alevinin debisi deney boyunca sabit tutulmuştur. Malzemelerin maruz kaldığı propan alevi, numune grupları özelinde, numunelere farklı periyotlarda tesir ettiği için propan alevinden kaynaklanan ısı yük; numune grubunun periyodu ile çarpılarak ne kadarlık bir ısı enerjisinin oluşturulduğunu hesaplamak için kullanılır. Malzeme tarafından (malzemenin tahribatı ile) absorbe edilen, depolanan enerji, malzeme yanma kritik eşiğini geçtikten sonra kendi kendine tutuşmaya başlamasıyla, kontrolsüz yanma ile birlikte bir yangın yüküne sebebiyet vermiştir. Yanma kritik eşiğinden önceki tahribatlar, malzemenin yapısal dayanıklılığının pik noktasını göstermiştir.

### 3.2.2.2. Numune grupları operasyonları

Numunelerin tool side (parçanın takım tarafı) kısmı alev maruz bırakılmıştır. Tool side yüzey form toleransı, bag side (torbalamanın kapattığı tarafa) göre yaklaşık 0,75 daha hassastır. Hava araçlarının görünen yüzeylerinin bütünü, akışkan ile temas eden yüzeyler, montaj bölgeleri, mürettebatın kullandığı alanlar ve gözle görülen bütün yüzeyler, tool side tarafından monte edilir. Bu sebepten, yangın deneyinde alevin temas yüzeyi senaryosu için daha pürüzsüz bir yüzey olan tool side (takım tarafı) seçilmiştir.

Numune gruplarının yangın deneyi operasyonu sonrasında elde edilmiş aşağıdaki fotoğraf görsellerde, yıldız ile şekillerin üzerinde işaretli olan grupların periyotları, yanma kritik eşiğini ifade etmektedir. Kritik eşik süresini aştıktan sonra kendi kendine yanmaya devam ederken periyotunu (deney grubu süresini) aşan numunelerin süresi bitince deney tezgahından kaldırılıp üzerine kalın bir bez kapatılarak (yangını boğularak) söndürülmüştür. Kalınlıkları farklı olan her deney grubunda yanma kritik eşiğinin süresi doğal olarak farklı çıkmıştır. Buna karşın, deney sırasında malzemelerin sabit ısı yük altında kendi kendine tutuşma sürelerinin ve tahrip olmamış özdeşlerine göre mekanik özelliklerinin nasıl etkilendiğinin istatistikleri tutulmuş ve kayıt altına alınmıştır. Yangın deneyi sırasında numunelerin kendi kendine tutuşması ve kontrolsüz yanması (yangın oluşturması), Şekil 3.25'te gösterilmiştir.

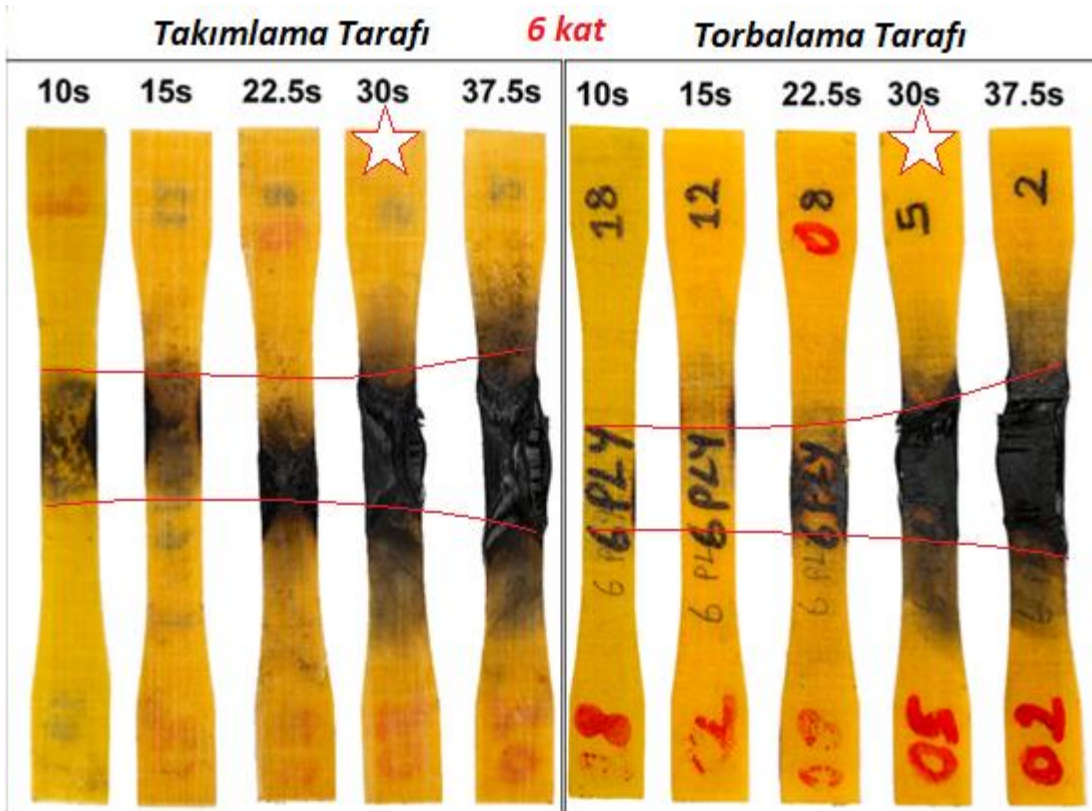


**Şekil 3.25.** Yangın deneyinden bir kesit, malzemenin kendi kendine tutuşması.

### 3.2.2.3. 6 katlı numuneler, 5 grup

E-Glass fiber kompozit malzemeler içerisinde ağırlık kriteri ve yeterli yalıtkanlığın sağlanması bakımından 6 katlı kompozitlerden; çeşitli kapaklar, kablo kanalları, gösterge panellerinin çerçeveleri, görev bilgisayarlarının kaplamaları gibi enstrümanlar yapılır.

Deney sonrası numunelere ait foto görseller, Şekil 3.26’da gösterilmiştir.



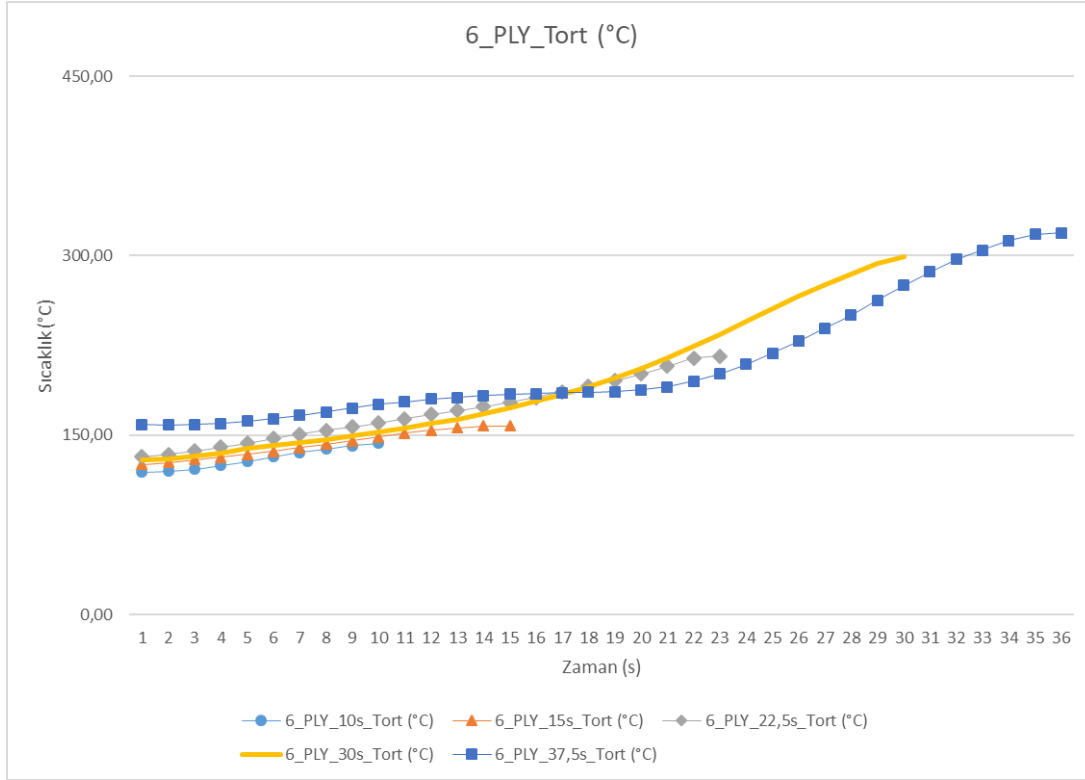
Şekil 3.26. 6 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.

Genel tahribat görüntüsü ve deney değerlendirilmesi: Malzeme, 30. saniyede kendi kendine tutuşmaya başlamıştır. Numunelerin tool side (takım tarafına) ve bag side (torba tarafına) bakıldığı zaman, malzemenin 30 saniye gruplarından sonra yapısal tahribata uğradığı görülmektedir. Bu sebepten ötürü 6\_PLY gruplarında yanma kritik eşik süresi yaklaşık 30 saniyedir.

6 kat numunelerin yanması sırasında açığa çıkan sıcaklık ortalama değerleri, aşağı Şekil 3.27’de gösterilmiştir.

Propan gazının 30s’de malzemeye verdiği enerji:

$$\text{Propan Isıl Gücü}[0,04 \text{ kJ/s}] \times \text{Periyot}[30\text{s}] = 1,2 \text{ kJ}$$



**Şekil 3.27.** 6 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.

Sıcaklık değerleri incelendiğinde, üzerinde imleç olmayan (düz) eğri, 30 saniye periyotlu malzemelerin ortalama sıcaklık değerlerini göstermektedir. Numuneler, 300°C derece dolaylarında sıcaklık yayma eğilimindedirler.

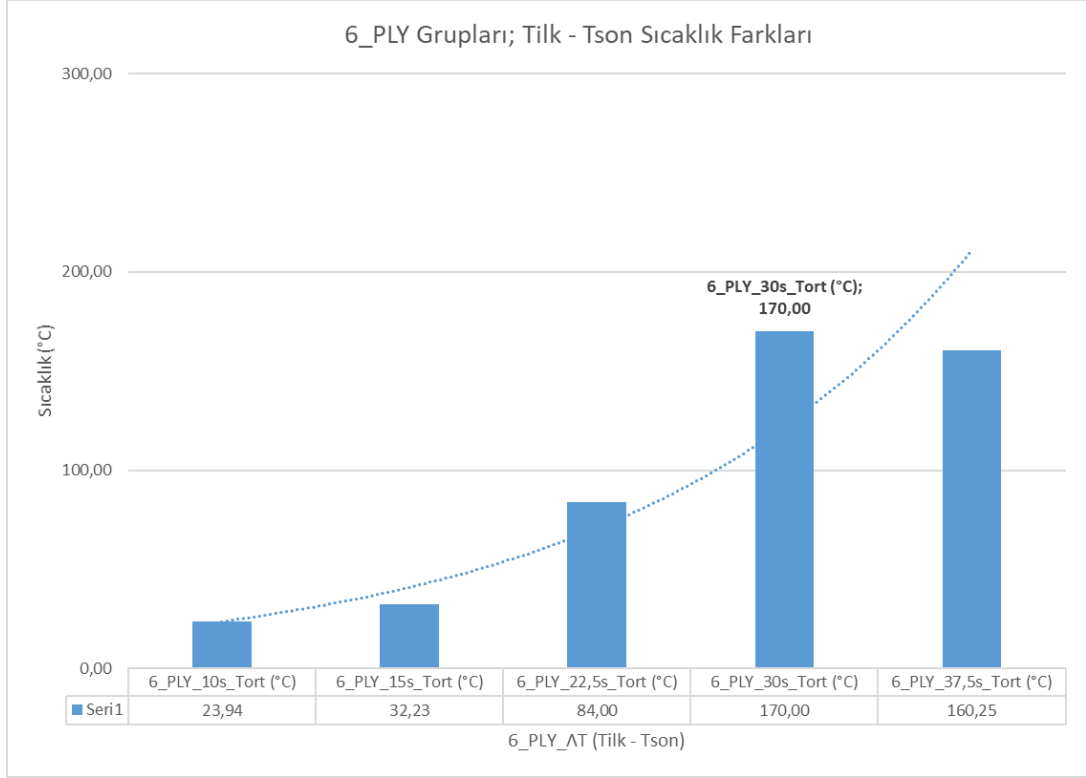
Propandan kaynaklanan ısı yükü, yanma kritik eşiği süresine kadar oluşturduğu yangın yükü:

$$\text{Propan Isıl Enerjisi [1,2 kJ]} \div \text{Alev Alanı [7,41} \times 10^{-4} \text{m}^2] = 1619,43 \text{ [kJ/m}^2\text{]}$$

Propan alevinin oluşturduğu ısı enerjisinin, alevin temas yüzeyine (temas alanına) oranı, söz konusu numune için toplam yangın yükünü göstermektedir. Numunelerin kalınlıkları ile maruziyet süreleri doğru orantılı olduğundan dolayı propan alevinin oluşturduğu yangın yükü, 6 katlı grup numunelerin 30 saniye gruplarında 1619,43 [kJ/m<sup>2</sup>] olarak ölçülmüştür. Bu ölçü, 6 kat numunelerin kritik eşiğe ulaşana kadar, yüzey alanda maruz kalacağı alev enerjisinin ya da yangın yükünün eşik değeridir.

6 kat numunelerin kritik eşiği aştığı gruplarında ise, kontrollü deney yangına dönüştüğü için,

İlk – son sıcaklık mutlak farkları ve eğilimleri, Şekil 3.28’de gösterilmiştir.



**Şekil 3.28.** 6 kat yakılmış cam elyaf  $\Delta T$  (ilk ve son) sıcaklık farkları.

İlk ve son sıcaklıkların mutlak farkları incelendiğinde, 30s periyotlu deney grubunun en fazla sıcaklık farkına sahip olduğu görülmektedir. Malzemenin kendi kendine tutuşmasında ortaya çıkan ekzotermik reaksiyon sonrasında, yangının yakıt olarak kullandığı malzemenin küllenmesi sebebiyle 37,5s periyotlu numunelerin sıcaklık farkları, düşme eğilimine girmiştir.

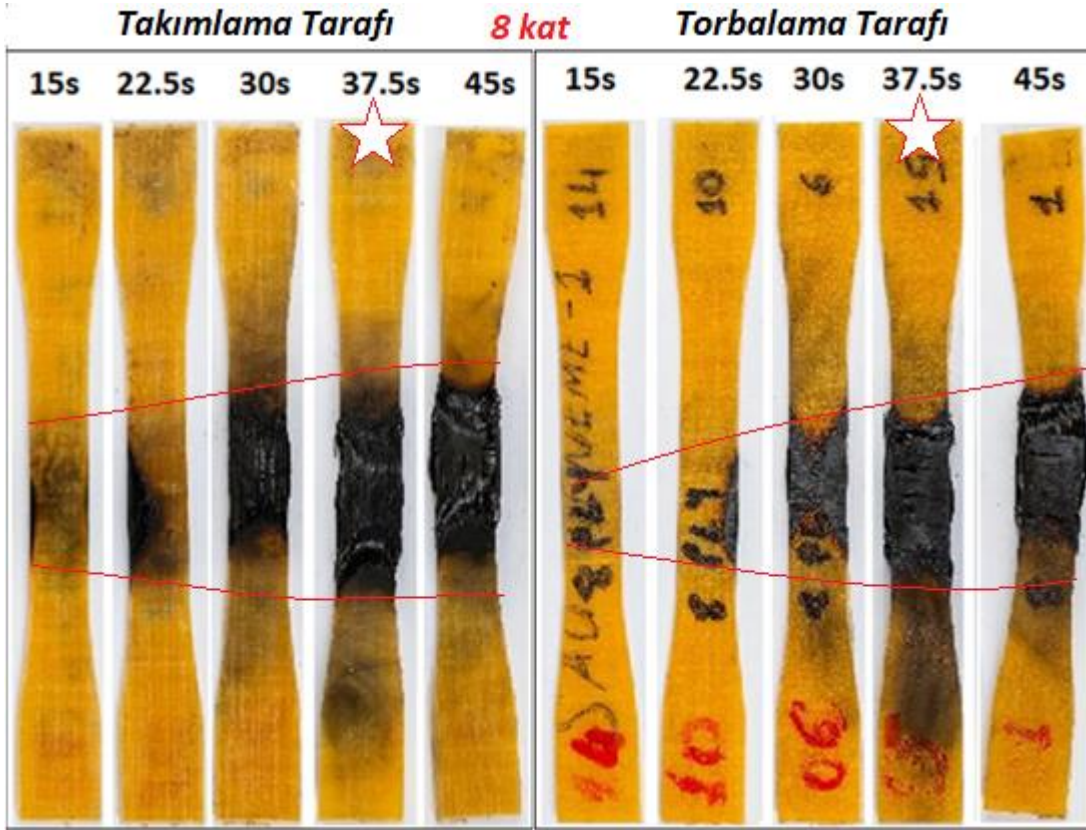
Yanma kritik eşiğini atlamadan önceki numunelerde, eşik sonrası numune gruplarına göre yükselen bir sıcaklık farkları trend eğrisi mevcuttur. Yanma kritik eşiği sonrasında kendi kendine tutuşmaya ve yanmaya devam eden bölge, termoset reçinenin (matrisin) özelliğinden dolayı, tamamıyla kristalize karakterde olma eğilimine geçmiştir. Reçinenin kristal yapıya dönmesi, alevden dolayı oluşan tahribatın, bundan sonrasında takviye (kök malzemeye, fibere) yüklenmesini E-glass fiber ipliklerinde gerçekleşmesini sağlamıştır. Sonuç olarak termosetin içerisinde kalan E-glass fiber iplikleri, yanma kritik eşiğinden sonraki yangın yükünü üzerine almıştır, bu sebeple deney sonrasındaki foto görsellerde, yıldızla işaretlenmiş kritik eşik sonrası numunelerde saçaklanma görülmektedir.

30 saniye grubu, diğer grupların ortalama sıcaklık değeri olan  $75,1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'den  $94,4\text{ }^{\circ}\text{C}$  daha fazladır. En yakın grup olan 37,5 saniye grubundan  $9,75\text{ }^{\circ}\text{C}$  daha fazladır.

### 3.2.2.4. 8 katlı numuneler, 5 grup

8 katlı numuneler, hava araçlarının iç gövde konstrüksiyonlarında ve yer yer yapısalarda tercih edilmektedir. Kokpit ve aviyonik sistemlerin etrafında koruma kalkanı ve yapısal tutamaçlar (bracket) amacıyla kullanılmaktadırlar.

Deney sonrası numunelere ait foto görseller, Şekil 3.29'da gösterilmiştir.



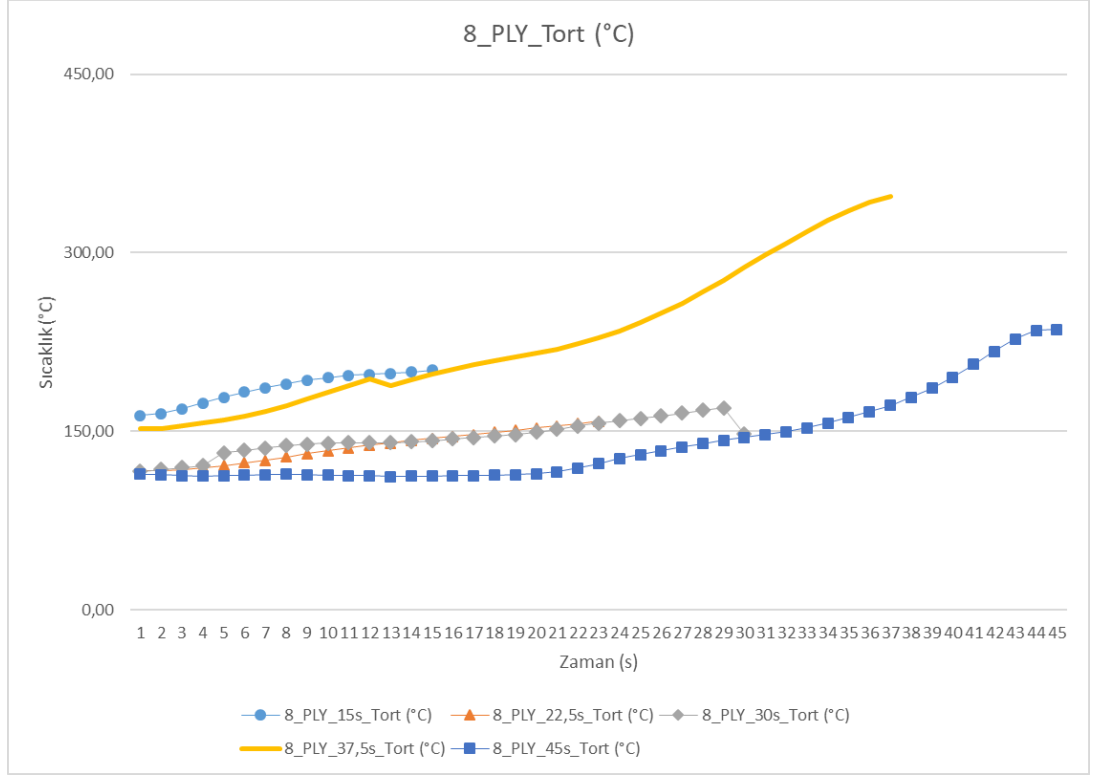
Şekil 3.29. 8 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.

Genel tahribat görüntüsü ve deney değerlemesi: Malzeme, 37,5. saniyede kendi kendine tutuşmaya başlamıştır. Numunelerin tool side (takım tarafına) ve bag side (torba tarafına) bakıldığı zaman, malzemenin 37,5 saniye gruplarından sonra yapısal tahribata uğradığı görülmektedir. Bu sebepten ötürü 8\_PLY gruplarında yanma kritik eşiği süresi yaklaşık 37,5 saniyedir.

8 kat numunelerin yanması sırasında açığa çıkan sıcaklık ortalama değerleri, aşağı Şekil 3.30'da gösterilmiştir.

Propan gazının malzemeye verdiği enerji:

$$\text{Propan Isıl Gücü}[0,04 \text{ kJ/s}] \times \text{Periyot}[37,5\text{s}] = 1,5 \text{ kJ}$$



**Şekil 3.30.** 8 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.

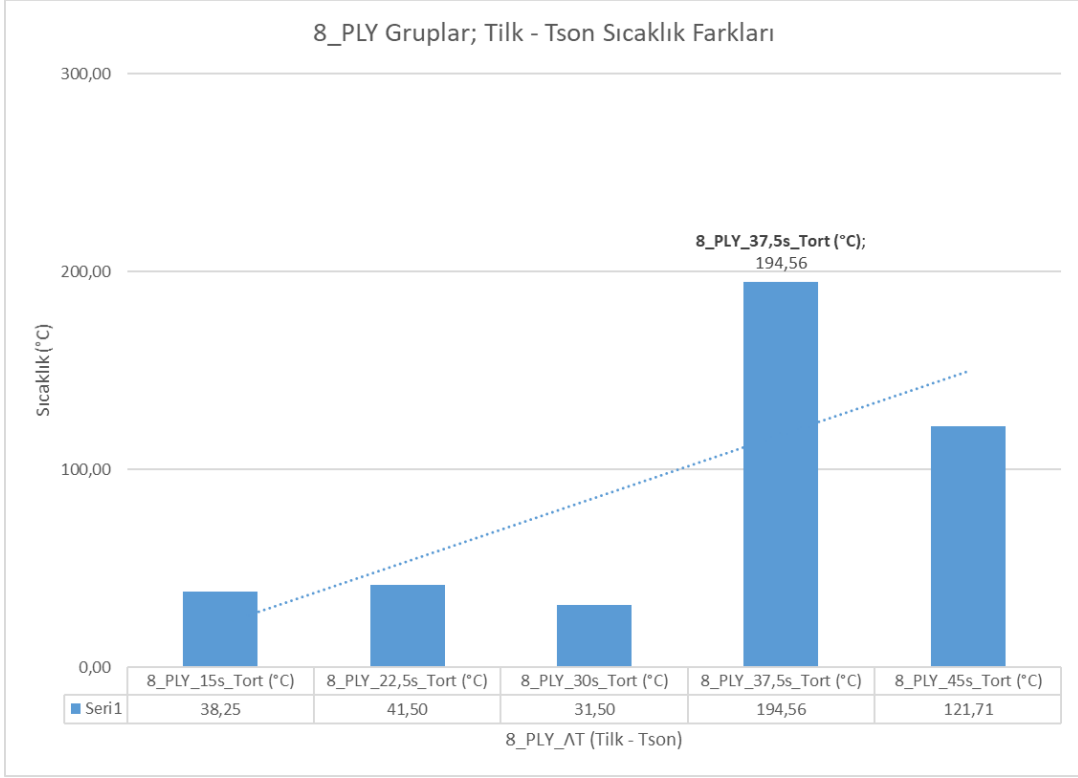
Sıcaklık değerleri incelendiğinde, üzerinde imleç olmayan (düz) eğri, 37,5 saniye periyotlu malzemelerin ortalama sıcaklık değerlerini göstermektedir. Numuneler, 300°C derece dolaylarında sıcaklık yayma eğilimindedirler.

Propandan kaynaklanan ısı yükü, yanma kritik eşiği süresine kadar oluşturduğu yangın yükü:

$$\text{Propan Isıl Enerjisi [1,5 kJ]} \div \text{Alev Alanı [7,41} \times 10^{-4} \text{m}^2] = 2024,29 \text{ [kJ/m}^2\text{]}$$

Propan alevinin oluşturduğu ısı enerjisinin, alevin temas yüzeyine (temas alanına) oranı, söz konusu numune için toplam yangın yükünü göstermektedir. Numunelerin kalınlıkları ile maruziyet süreleri doğru orantılı olduğundan dolayı propan alevinin oluşturduğu yangın yükü, 8 katlı grup numunelerin 37,5 saniye gruplarında 2024,29 [kJ/m<sup>2</sup>] olarak ölçülmüştür. Bu ölçü, 8 kat numunelerin kritik eşiğe ulaşana kadar, yüzey alanda maruz kalacağı alev enerjisinin ya da yangın yükünün eşik değeridir.

İlk – son sıcaklık mutlak farkları ve eğilimleri, Şekil 3.31’de gösterilmiştir.



**Şekil 3.31.** 8 kat yakılmış cam elyaf  $\Delta T$  (ilk ve son) sıcaklık farkları.

İlk ve son sıcaklıkların mutlak farkları incelendiğinde, 37,5s periyotlu deney grubunun en fazla sıcaklık farkına sahip olduğu görülmektedir. Malzemenin kendi kendine tutuşmasında ortaya çıkan ekzotermik reaksiyon sonrasında, yangının yakıt olarak kullandığı malzemenin küllenmesi sebebiyle 45s periyotlu numunelerin sıcaklık farkları, düşme eğilimine girmiştir.

Yanma kritik eşiğini atlamadan önceki numunelerde, eşik sonrası numune gruplarına göre yükselen bir sıcaklık farkları trend eğrisi mevcuttur. Yanma kritik eşiği sonrasında kendi kendine tutuşmaya ve yanmaya devam eden bölge, termoset reçinenin (matrisin) özelliğinden dolayı, tamamıyla kristalize karakterde olma eğilimine geçmiştir. Reçinenin kristal yapıya dönmesi, alevden dolayı oluşan tahribatın, bundan sonrasında takviye (kök malzemeye, fibere) yüklenmesini E-glass fiber ipliklerinde gerçekleşmesini sağlamıştır. Sonuç olarak termosetin içerisinde kalan E-glass fiber iplikleri, yanma kritik eşiğinden sonraki yangın yükünü üzerine almıştır, bu sebeple deney sonrasındaki foto görsellerde, yıldızla işaretlenmiş kritik eşik sonrası numunelerde saçaklanma görülmektedir.

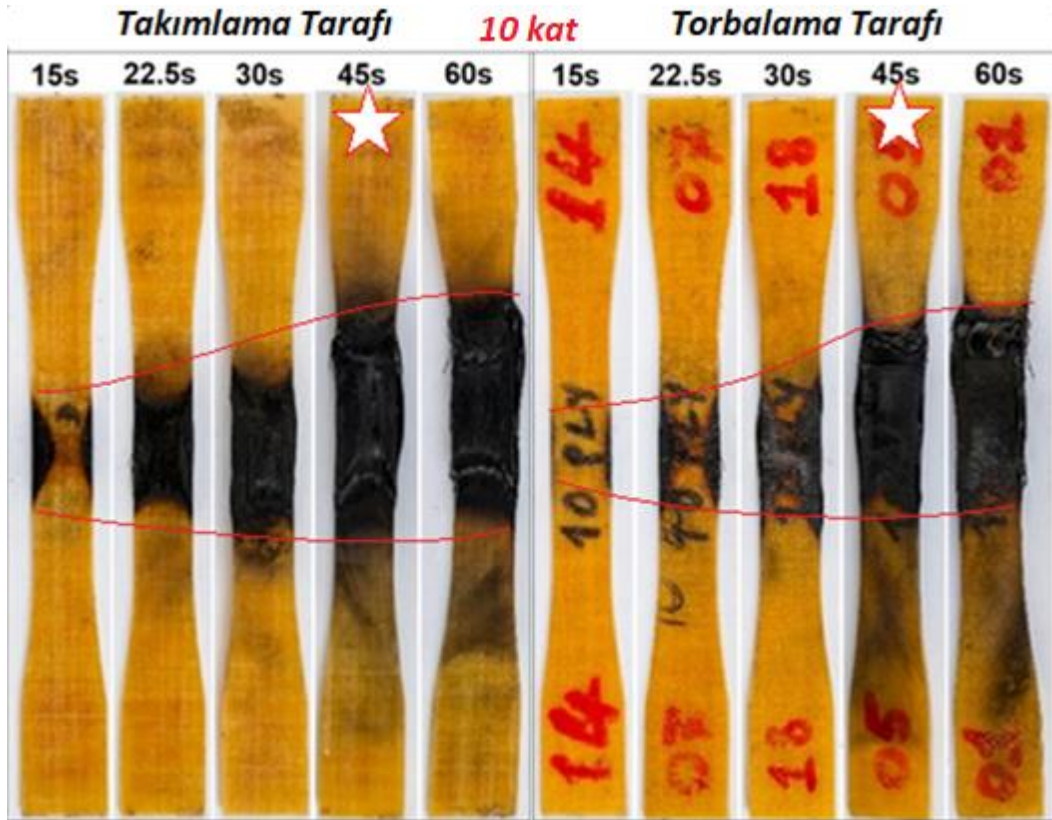
37,5 saniye grubu, diğer grupların ortalama sıcaklık değeri olan 58,25 °C'den 136,31 °C daha fazladır. En yakın grup olan 45 saniye grubundan 72,85 °C daha fazladır.



### 3.2.2.5. 10 katlı numuneler, 5 grup

10 katlı numuneler, tıpkı 8 katlı malzemeler gibi, hava araçlarının iç gövdede ve yapısalarda tercih edilmektedir. Kokpit döşemelerinde ve konsollarda ve aviyonik sistemlerin etrafında, yolcu kabinlerinin iç kısımlarında ve yapısal sağlamlaştırma amacıyla kullanılmaktadırlar.

Deney sonrası numunelere ait foto görseller, Şekil 3.32’da gösterilmiştir.



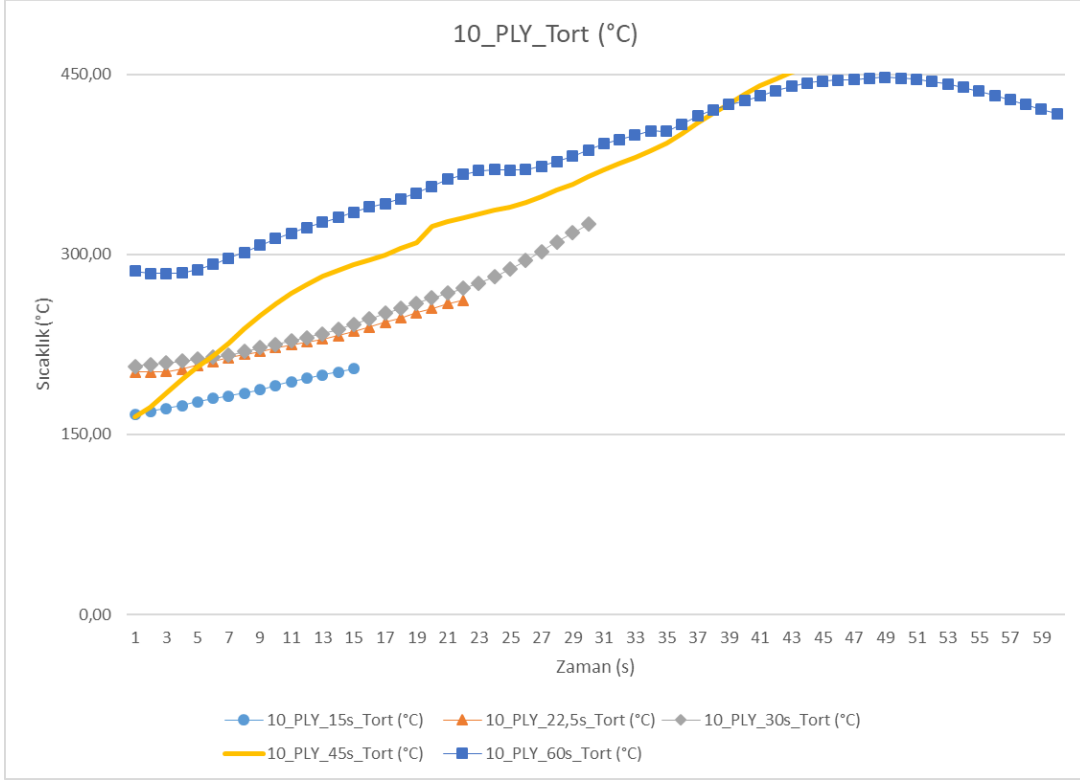
Şekil 3.32. 10 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.

Genel görüntü ve deney değerlendirilmesi: Malzeme, 45. saniyede kendi kendine tutuşmaya başlamıştır. Numunelerin tool side (takım tarafına) ve bag side (torba tarafına) bakıldığı zaman, malzemenin 45 saniye gruplarından sonra yapısal tahribata uğradığı görülmektedir. Bu sebepten ötürü 10\_PLY gruplarında yanma kritik eşiği süresi yaklaşık 45 saniyedir.

10 kat numunelerin yanması sırasında açığa çıkan sıcaklık ortalama değerleri, aşağı Şekil 3.33’da gösterilmiştir.

Propan gazının malzemeye verdiği enerji:

$$\text{Propan Isıl Gücü}[0,04 \text{ kJ/s}] \times \text{Periyot}[45\text{s}] = 1,8 \text{ kJ}$$



**Şekil 3.33.** 10 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.

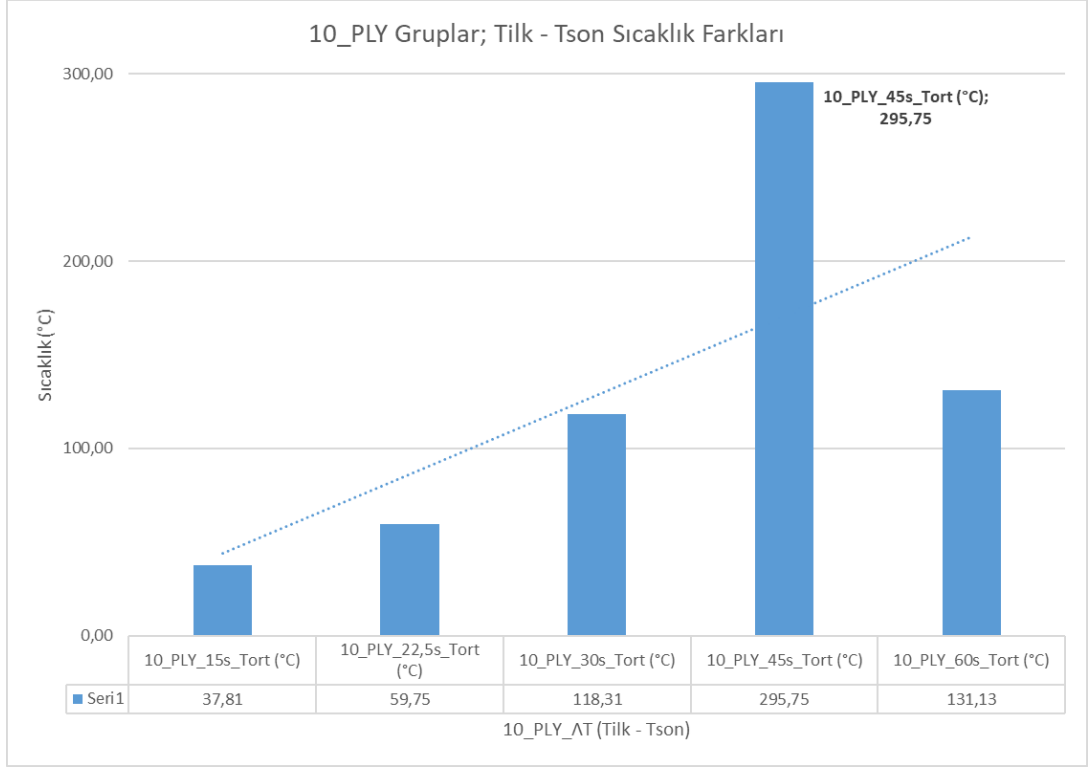
Sıcaklık değerleri incelendiğinde, üzerinde imleç olmayan (düz) eğri, 45 saniye periyotlu malzemelerin ortalama sıcaklık değerlerini göstermektedir. Numuneler, 350°C derece dolaylarında sıcaklık yayma eğilimindedirler.

Propandan kaynaklanan ısı yükü, yanma kritik eşiği süresine kadar oluşturduğu yangın yükü:

$$\text{Propan Isıl Enerjisi [1,8 kJ]} \div \text{Alev Alanı [7,41} \times 10^{-4} \text{m}^2] = 2429,15 \text{ [kJ/m}^2\text{]}$$

Propan alevinin oluşturduğu ısı enerjisinin, alevin temas yüzeyine (temas alanına) oranı, söz konusu numune için toplam yangın yükünü göstermektedir. Numunelerin kalınlıkları ile maruziyet süreleri doğru orantılı olduğundan dolayı propan alevinin oluşturduğu yangın yükü, 10 katlı grup numunelerin 45 saniye gruplarında 2429,15 [kJ/m<sup>2</sup>] olarak ölçülmüştür. Bu ölçü, 10 kat numunelerin kritik eşiğe ulaşana kadar, yüzey alanda maruz kalacağı alev enerjisinin ya da yangın yükünün eşik değeridir.

İlk – son sıcaklık mutlak farkları ve eğilimleri, Şekil 3.34’de gösterilmiştir.



**Şekil 3.34.** 10 kat yakılmış cam elyaf  $\Delta T$  (ilk ve son) sıcaklık farkları.

İlk ve son sıcaklıkların mutlak farkları incelendiğinde, 45s periyotlu deney grubunun en fazla sıcaklık farkına sahip olduğu görülmektedir. Malzemenin kendi kendine tutuşmasında ortaya çıkan ekzotermik reaksiyon sonrasında, yangının yakıt olarak kullandığı malzemenin küllenmesi sebebiyle 60s periyotlu numunelerin sıcaklık farkları, düşme eğilimine girmiştir.

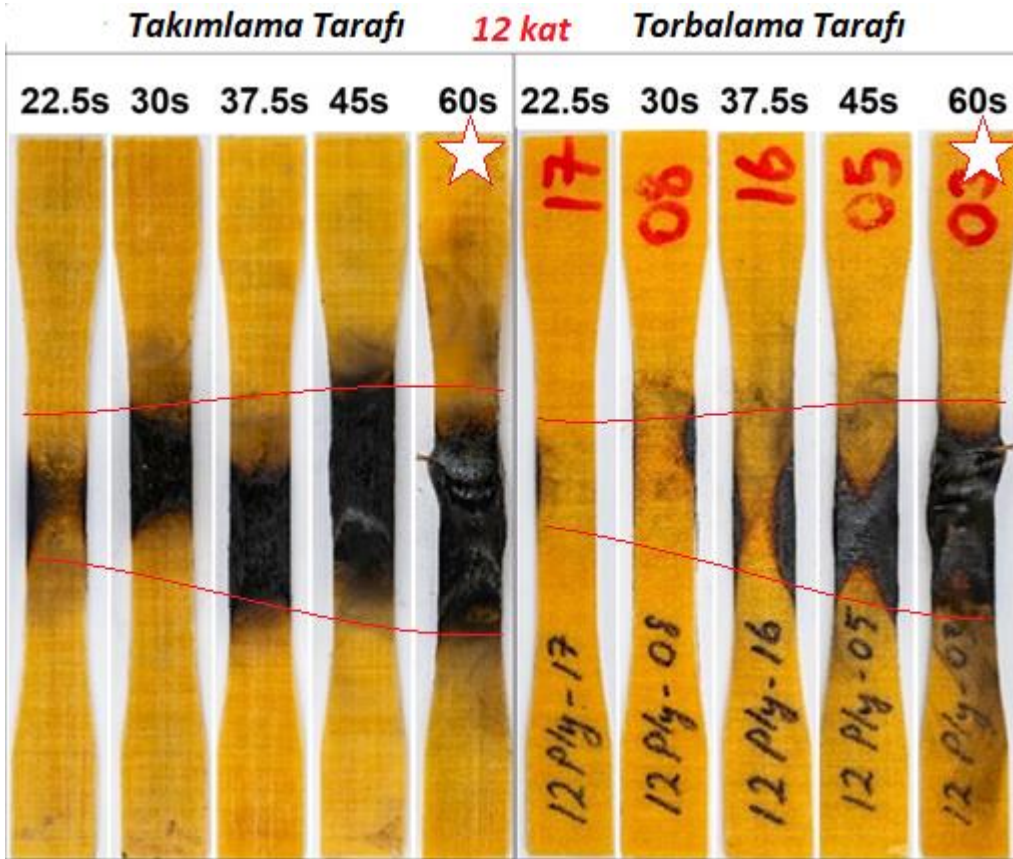
Yanma kritik eşiğini atlamadan önceki numunelerde, eşik sonrası numune gruplarına göre yükselen bir sıcaklık farkları trend eğrisi mevcuttur. Yanma kritik eşiği sonrasında kendi kendine tutuşmaya ve yanmaya devam eden bölge, termoset reçinenin (matrisin) özelliğinden dolayı, tamamıyla kristalize karakterde olma eğilimine geçmiştir. Reçinenin kristal yapıya dönmesi, alevden dolayı oluşan tahribatın, bundan sonrasında takviye (kök malzemeye, fibere) yüklenmesini E-glass fiber ipliklerinde gerçekleşmesini sağlamıştır. Sonuç olarak termosetin içerisinde kalan E-glass fiber iplikleri, yanma kritik eşiğinden sonraki yangın yükünü üzerine almıştır, bu sebeple deney sonrasındaki foto görsellerde, yıldızla işaretlenmiş kritik eşik sonrası numunelerde saçaklanma görülmektedir.

45 saniye grubu, diğer grupların ortalama sıcaklık değeri olan 86,75 °C'den 136,31 °C daha fazladır. En yakın grup olan 60 saniye grubundan 209 °C daha fazladır.

### 3.2.2.6. 12 katlı numuneler, 5 grup

12 katlı numuneler, hava araçlarının koruyucu gövde ve yapılarında tercih edilmektedir. Yolcu kabini döşemelerinde, iç kısımlarında ve yapısal sağlamlaştırma amacıyla kullanılmaktadırlar. 12 katlı E-Glass fiber, son simülasyondur ve daha fazlası bu malzeme için (ağırlık kriterinden dolayı) çok kullanılmamaktadır.

Deney sonrası numunelere ait foto görseller, Şekil 3.35’de gösterilmiştir.



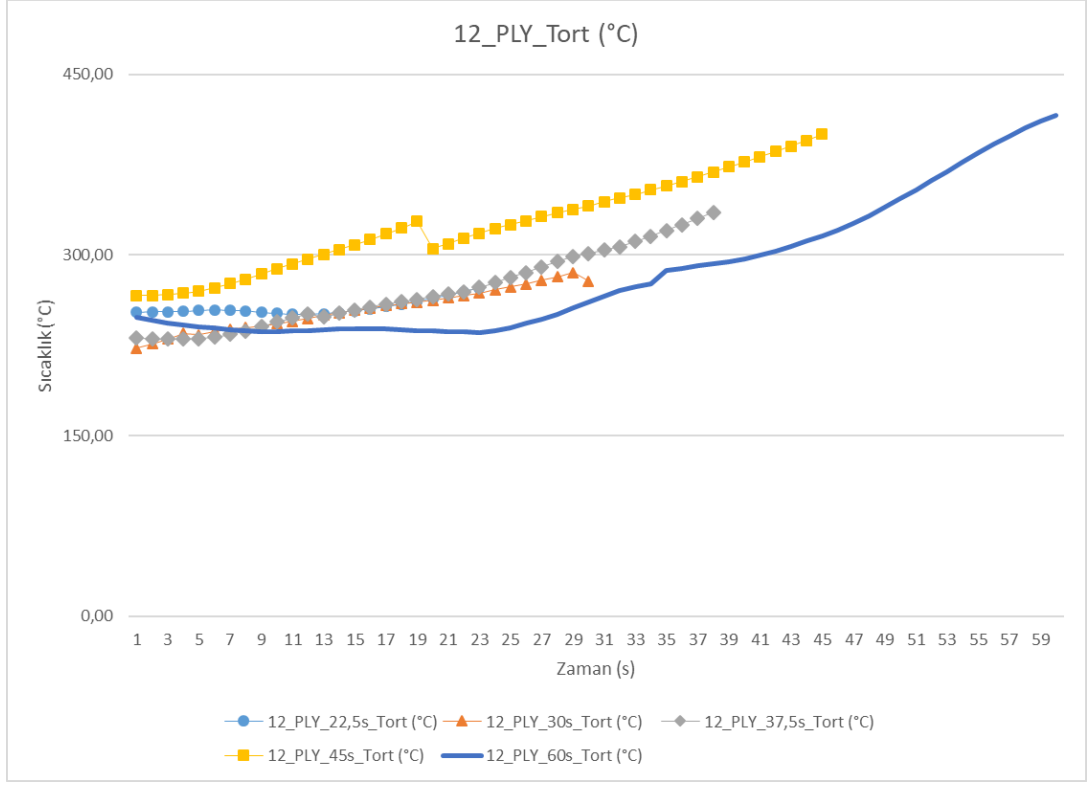
Şekil 3.35. 12 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.

Genel tahribat görüntüsü ve deney değerlemesi: Malzeme, 60. saniyede kendi kendine tutuşmaya başlamıştır. Numunelerin tool side (takım tarafına) ve bag side (torba tarafına) bakıldığı zaman, malzemenin 60 saniye gruplarından sonra yapısal tahribata uğradığı görülmektedir. Bu sebepten ötürü 12\_PLY gruplarında yanma kritik eşiği süresi yaklaşık 60 saniyedir.

12 kat numunelerin yanması sırasında açığa çıkan sıcaklık ortalama değerleri, aşağı Şekil 3.36’da gösterilmiştir.

Propan gazının malzemeye verdiği enerji:

$$\text{Propan Isıl Gücü}[0,04 \text{ kJ/s}] \times \text{Periyot}[60\text{s}] = 2,4 \text{ kJ}$$



**Şekil 3.36.** 12 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.

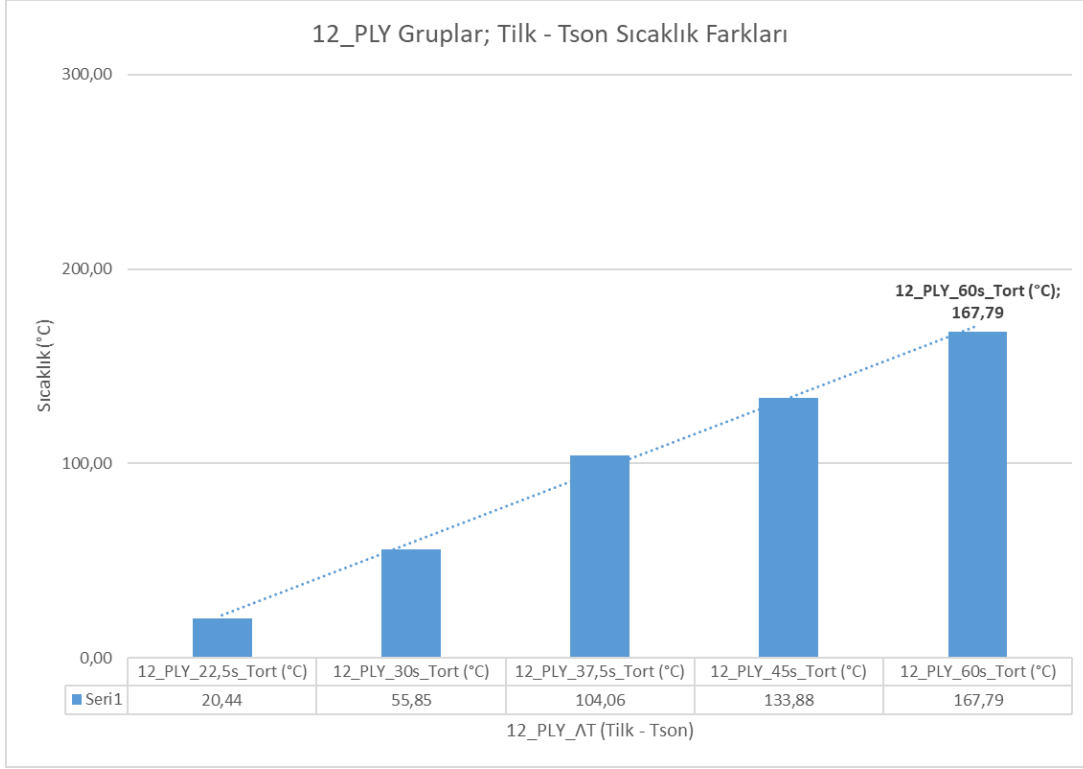
Sıcaklık değerleri incelendiğinde, üzerinde imleç olmayan (düz) eğri, 60 saniye periyotlu malzemelerin ortalama sıcaklık değerlerini göstermektedir. Numuneler, 350°C derece dolaylarında sıcaklık yayma eğilimindedirler.

Propandan kaynaklanan ısı yükü, yanma kritik eşiği süresine kadar oluşturduğu yangın yükü:

$$\text{Propan Isıl Enerjisi [2,4 kJ]} \div \text{Alev Alanı [7,41} \times 10^{-4} \text{m}^2] = 3238,86 \text{ [kJ/m}^2\text{]}$$

Propan alevinin oluşturduğu ısı enerjisinin, alevin temas yüzeyine (temas alanına) oranı, söz konusu numune için toplam yangın yükünü göstermektedir. Numunelerin kalınlıkları ile maruziyet süreleri doğru orantılı olduğundan dolayı propan alevinin oluşturduğu yangın yükü, 12 katlı grup numunelerin 60 saniye gruplarında 3238,86 [kJ/m<sup>2</sup>] olarak ölçülmüştür. Bu ölçü, 12 kat numunelerin kritik eşiğe ulaşana kadar, yüzey alanda maruz kalacağı alev enerjisinin ya da yangın yükünün eşik değeridir.

İlk – son sıcaklık mutlak farkları ve eğilimleri, Şekil 3.37’de gösterilmiştir.



**Şekil 3.37.** 12 kat yakılmış cam elyaf  $\Delta T$  (ilk ve son) sıcaklık farkları.

İlk ve son sıcaklıkların mutlak farkları incelendiğinde, 60s periyotlu deney grubunun en fazla sıcaklık farkına sahip olduğu görülmektedir. Malzemenin kendi kendine tutuşmasında ortaya çıkan ekzotermik reaksiyon sonrasında, yangının yakıt olarak kullandığı malzemenin küllenmesi sebebiyle takip eden periyotlu numunelerin sıcaklık farkları, düşme eğilimine girmiştir.

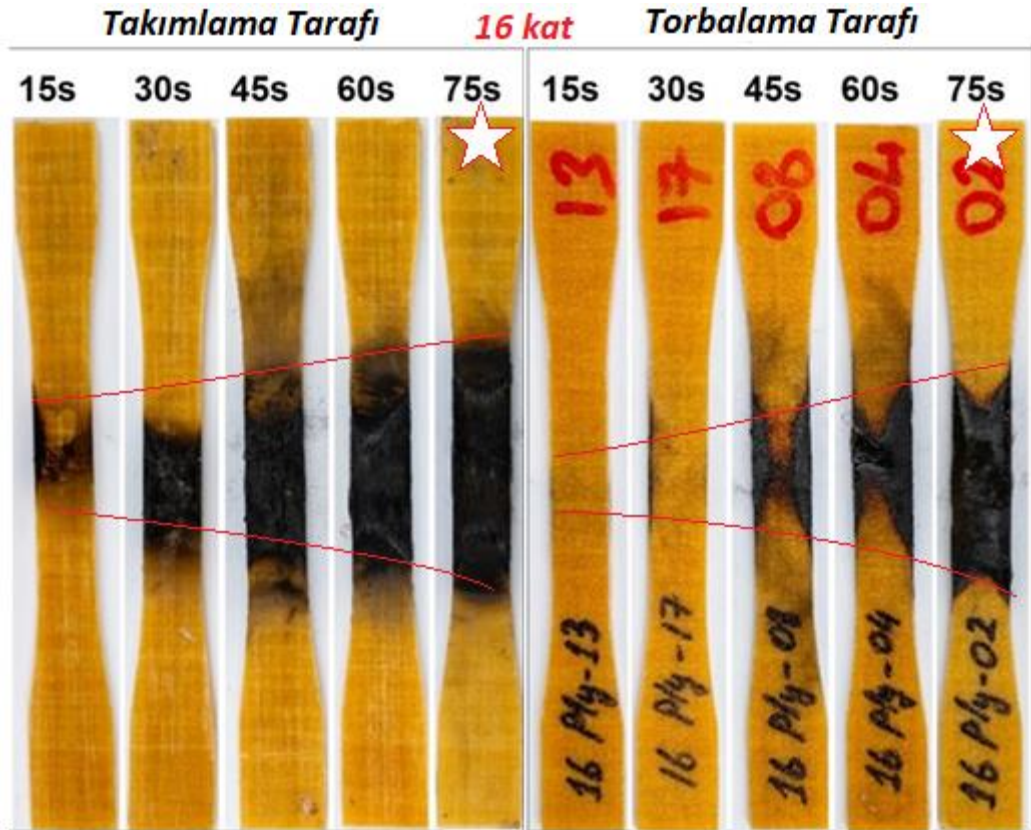
Yanma kritik eşiğini atlamadan önceki numunelerde, eşik sonrası numune gruplarına göre yükselen bir sıcaklık farkları trend eğrisi mevcuttur. Yanma kritik eşiği sonrasında kendi kendine tutuşmaya ve yanmaya devam eden bölge, termoset reçinenin (matrisin) özelliğinden dolayı, tamamıyla kristalize karakterde olma eğilimine geçmiştir. Reçinenin kristal yapıya dönmesi, alevden dolayı oluşan tahribatın, bundan sonrasında takviye (kök malzemeye, fibere) yüklenmesini E-glass fiber ipliklerinde gerçekleşmesini sağlamıştır. Sonuç olarak termosetin içerisinde kalan E-glass fiber iplikleri, yanma kritik eşiğinden sonraki yangın yükünü üzerine almıştır, bu sebeple deney sonrasındaki foto görsellerde, yıldızla işaretlenmiş kritik eşik sonrası numunelerde saçaklanma görülmektedir.

60 saniye grubu, diğer grupların ortalama sıcaklık değeri olan 78,55 °C'den 89,24 °C daha fazladır. En yakın grup olan 60 saniye grubundan 153,91 °C daha fazladır.

### 3.2.2.7. 16 katlı numuneler, 5 grup

16 katlı numuneler, hava araçlarında nadiren de olsa, yapılarında tercih edilmektedir. Kanat ve gövde konstrüksiyonlarında ve yapısal sağlamlaştırma amacıyla kullanılmaktadırlar. 16 katlı E-Glass fiber, ağırlık kriterinden dolayı hava araçlarında çok kullanılmamaktadır.

Deney sonrası numunelere ait foto görseller, Şekil 3.38’de gösterilmiştir.



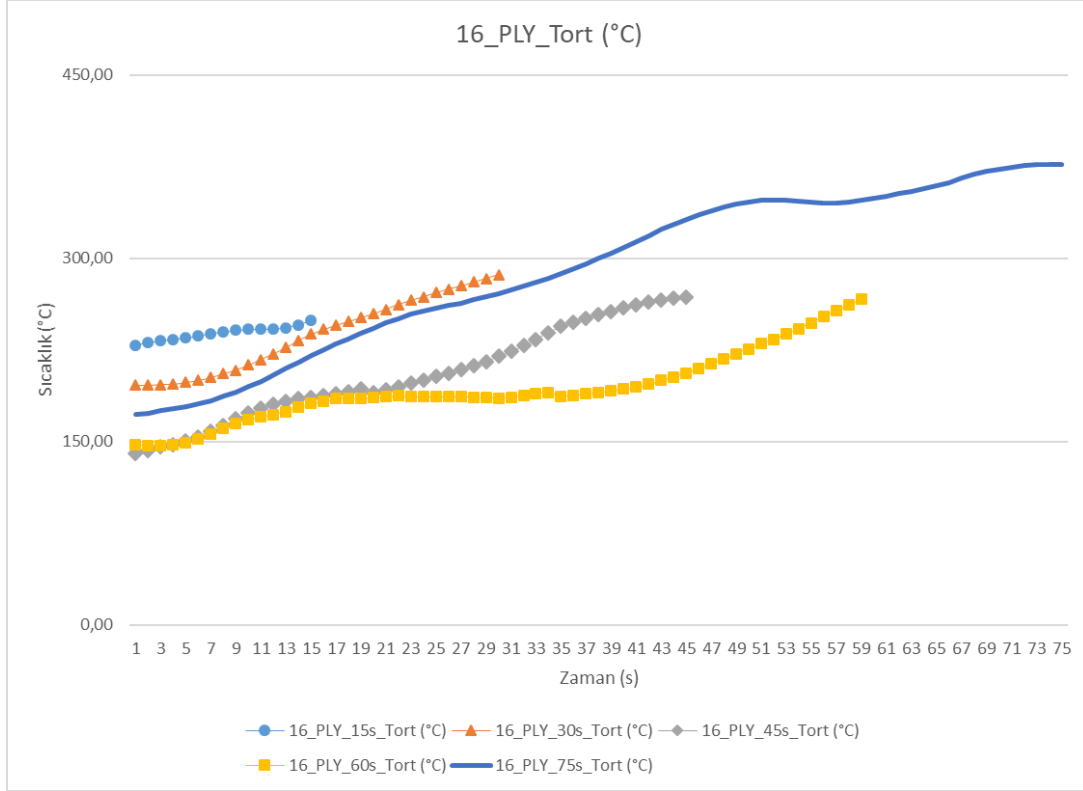
Şekil 3.38. 16 kat yakılmış cam elyaf, 5 grup.

Genel tahribat görüntüsü ve deney değerlemesi: Malzeme, 75. saniyede kendi kendine tutuşmaya başlamıştır. Numunelerin tool side (takım tarafına) ve bag side (torba tarafına) bakıldığı zaman, malzemenin 75 saniye gruplarından sonra yapısal tahribata uğradığı görülmektedir. Bu sebepten ötürü 16\_PLY gruplarında yanma kritik eşiği süresi yaklaşık 75 saniyedir.

16 kat numunelerin yanması sırasında açığa çıkan sıcaklık ortalama değerleri, aşağı Şekil 3.39’da gösterilmiştir.

Propan gazının malzemeye verdiği enerji:

$$\text{Propan Isıl Gücü}[0,04 \text{ kJ/s}] \times \text{Periyot}[75\text{s}] = 3,0 \text{ kJ}$$



**Şekil 3.39.** 16 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.

Sıcaklık değerleri incelendiğinde, üzerinde imleç olmayan (düz) eğri, 75 saniye periyotlu malzemelerin ortalama sıcaklık değerlerini göstermektedir. Numuneler, 350°C derece dolaylarında sıcaklık yayma eğilimindedirler.

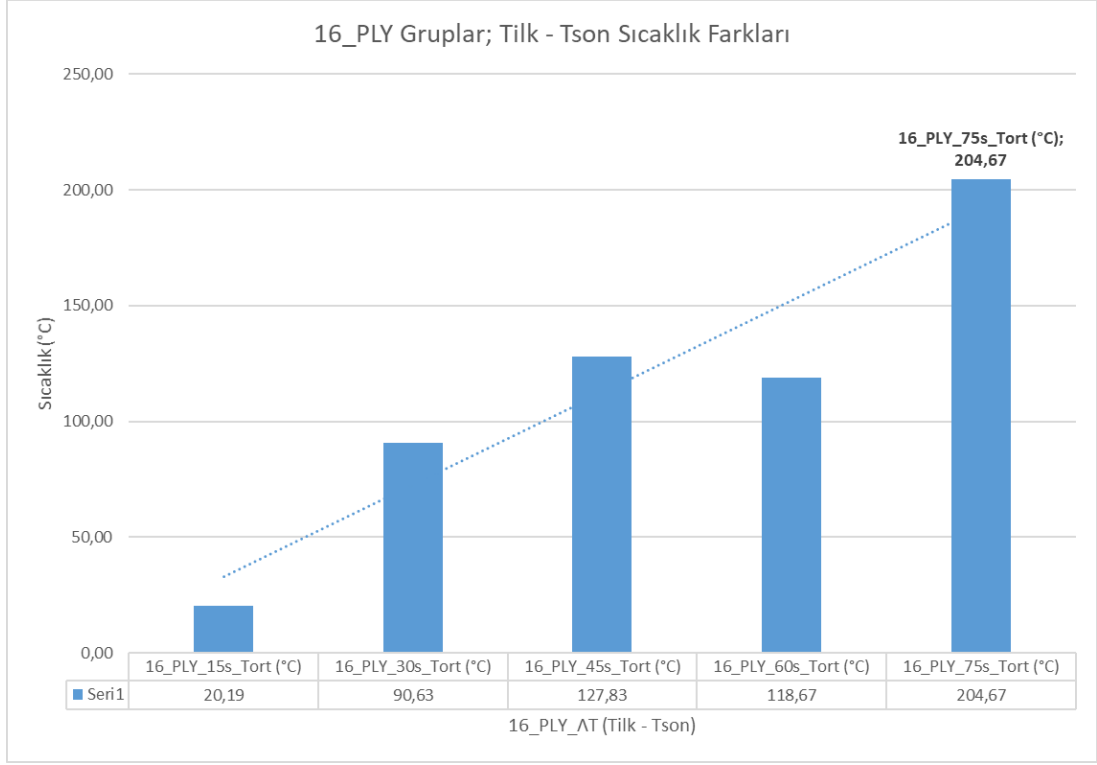
Propandan kaynaklanan ısı yükünü, yanma kritik eşiği süresine kadar oluşturduğu yangın yükü:

$$\text{Propan Isıl Enerjisi [3,0 kJ]} \div \text{Alev Alanı [7,41 \times 10^{-4} m^2]} = 4048,58 [kJ/m^2]$$

Propan alevinin oluşturduğu ısı enerjisinin, alevin temas yüzeyine (temas alanına) oranı, söz konusu numune için toplam yangın yükünü göstermektedir. Numunelerin kalınlıkları ile maruziyet süreleri doğru orantılı olduğundan dolayı propan alevinin oluşturduğu yangın yükü, 16 katlı grup numunelerin 75 saniye gruplarında 4048,58 [kJ/m<sup>2</sup>] olarak ölçülmüştür. Bu ölçü, 16 kat numunelerin kritik eşiğe ulaşana kadar, yüzey alanda maruz kalacağı alev enerjisinin ya da yangın yükünün eşik değeridir.

İlk – son sıcaklık mutlak farkları ve eğilimleri, Şekil 3.40'ta gösterilmiştir.





**Şekil 3.40.** 16 kat yakılmış cam elyaf  $\Delta T$  (ilk ve son) sıcaklık farkları

İlk ve son sıcaklıkların mutlak farkları incelendiğinde, 75s periyotlu deney grubunun en fazla sıcaklık farkına sahip olduğu görülmektedir. Malzemenin kendi kendine tutuşmasında ortaya çıkan ekzotermik reaksiyon sonrasında, yangının yakıt olarak kullandığı malzemenin küllenmesi sebebiyle takip eden periyotlu numunelerin sıcaklık farkları, düşme eğilimine girmiştir.

Yanma kritik eşikini atlamadan önceki numunelerde, eşik sonrası numune gruplarına göre yükselen bir sıcaklık farkları trend eğrisi mevcuttur. Yanma kritik eşik sonrasında kendi kendine tutuşmaya ve yanmaya devam eden bölge, termoset reçinenin (matrisin) özelliğinden dolayı, tamamıyla kristalize karakterde olma eğilimine geçmiştir. Reçinenin kristal yapıya dönmesi, alevden dolayı oluşan tahribatın, bundan sonrasında takviye (kök malzemeye, fibere) yüklenmesini E-glass fiber ipliklerinde gerçekleşmesini sağlamıştır. Sonuç olarak termosetin içerisinde kalan E-glass fiber iplikleri, yanma kritik eşikten sonraki yangın yükünü üzerine almıştır, bu sebeple deney sonrasındaki foto görsellerde, yıldızla işaretlenmiş kritik eşik sonrası numunelerde saçaklanma görülmektedir.

75 saniye grubu, diğer grupların ortalama sıcaklık değeri olan  $89,33\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'den  $115,34\text{ }^{\circ}\text{C}$  daha fazladır. En yakın grup olan 45 saniye grubundan  $76,84\text{ }^{\circ}\text{C}$  daha fazladır.

### 3.2.2.8. 20 katlı numuneler, 4 grup

20 katlı E-Glass fiber, ağırlık kriterinden dolayı hava araçlarında tercih edilmemektedir. 20 kat malzemenin yerine, ağırlık kriterinden dolayı, yine elektriksel yalıtkanlık sağlayan farklı reçinelerle bağlandırılmış farklı materyaller tercih edilmektedir.

Deney sonrası numunelere ait foto görseller, Şekil 3.41’da gösterilmiştir.



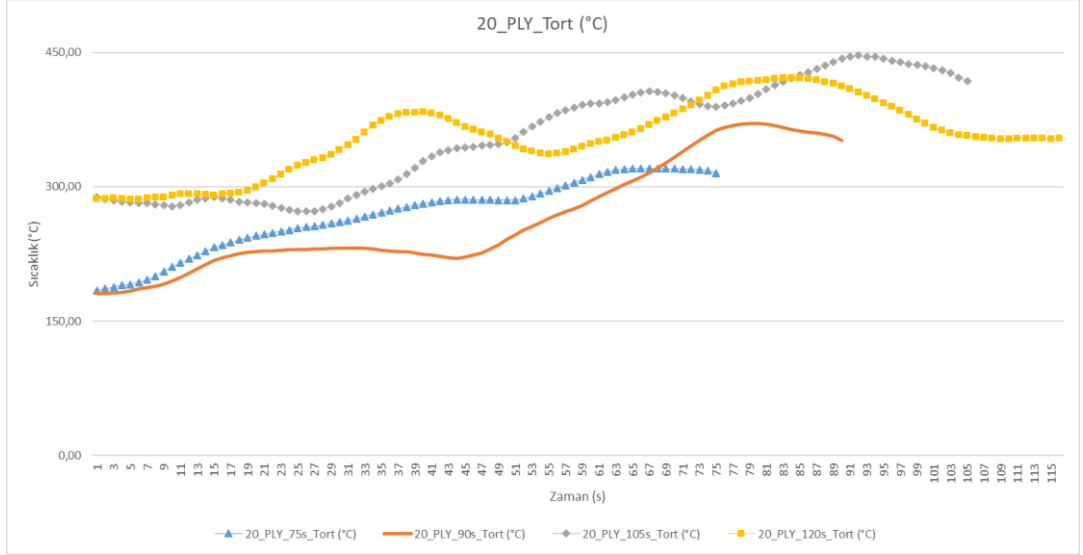
Şekil 3.41. 20 kat yakılmış cam elyaf, 4 grup.

Genel tahribat görüntüsü ve deney değerlendirme: Malzeme, 90. saniyede kendi kendine tutuşmaya başlamıştır. Numunelerin tool side (takım tarafına) ve bag side (torba tarafına) bakıldığı zaman, malzemenin 90 saniye gruplarından sonra yapısal tahribata uğradığı görülmektedir. Bu sebepten ötürü 20\_PLY gruplarında yanma kritik eşiği süresi yaklaşık 90 saniyedir.

20 kat numunelerin yanması sırasında açığa çıkan sıcaklık ortalama değerleri, aşağı Şekil 3.42’de gösterilmiştir.

Propan gazının malzemeye verdiği enerji:

$$\text{Propan Isıl Gücü}[0,04 \text{ kJ/s}] \times \text{Periyot}[90\text{s}] = 3,6 \text{ kJ}$$



**Şekil 3.42.** 20 kat yakılmış cam elyaf ortalama sıcaklık değerleri.

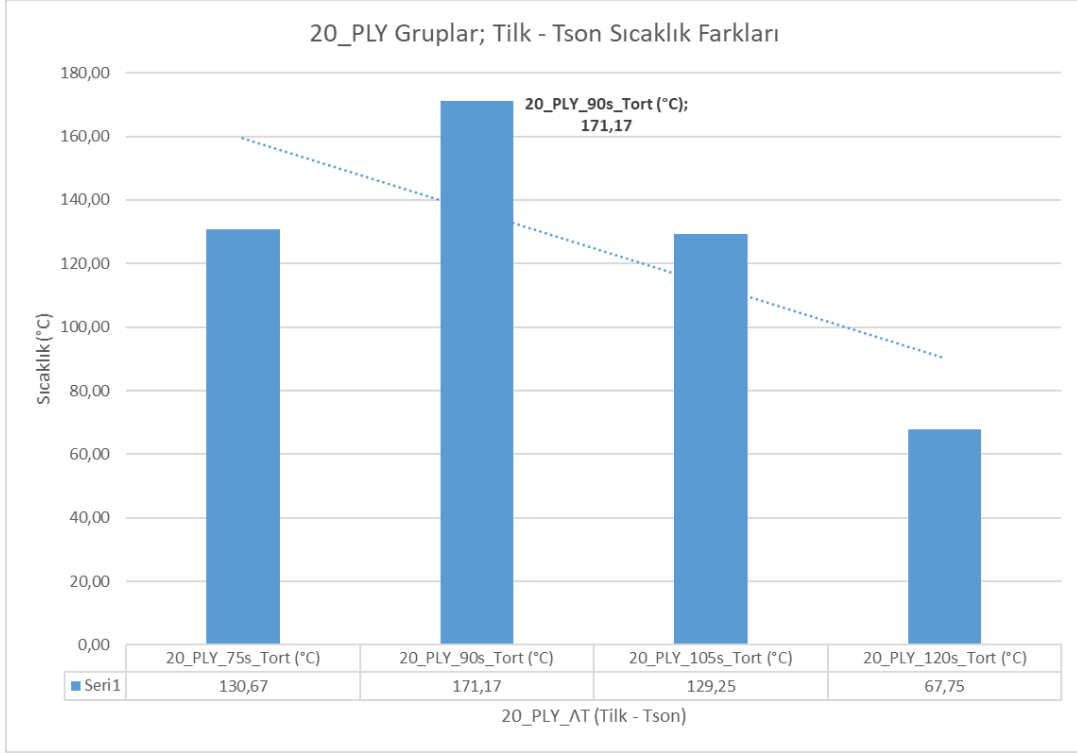
Sıcaklık değerleri incelendiğinde, üzerinde imleç olmayan (düz) eğri, 90 saniye periyotlu malzemelerin ortalama sıcaklık değerlerini göstermektedir. Numuneler, 400°C derece dolaylarında sıcaklık yayma eğilimindedirler.

Propandan kaynaklanan ısı yükün, yanma kritik eşiği süresine kadar oluşturduğu yangın yükü:

$$\text{Propan Isıl Enerjisi [3,6 kJ]} \div \text{Alev Alanı [7,41} \times 10^{-4} \text{m}^2] = 4858,30 \text{ [kJ/m}^2\text{]}$$

Propan alevinin oluşturduğu ısı enerjisinin, alevin temas yüzeyine (temas alanına) oranı, söz konusu numune için toplam yangın yükünü göstermektedir. Numunelerin kalınlıkları ile maruziyet süreleri doğru orantılı olduğundan dolayı propan alevinin oluşturduğu yangın yükü, 20 katlı grup numunelerin 90 saniye gruplarında 4858,30 [kJ/m<sup>2</sup>] olarak ölçülmüştür. Bu ölçü, 20 kat numunelerin kritik eşiğe ulaşana kadar, yüzey alanda maruz kalacağı alev enerjisinin ya da yangın yükünün eşik değeridir.

İlk – son sıcaklık mutlak farkları ve eğilimleri, Şekil 3.43'ta gösterilmiştir.



**Şekil 3.43.** 20 kat yakılmış cam elyaf  $\Delta T$  (ilk ve son) sıcaklık farkları

İlk ve son sıcaklıkların mutlak farkları incelendiğinde, 75s periyotlu deney grubunun en fazla sıcaklık farkına sahip olduğu görülmektedir. Malzemenin kendi kendine tutuşmasında ortaya çıkan ekzotermik reaksiyon sonrasında, yangının yakıt olarak kullandığı malzemenin küllenmesi sebebiyle takip eden periyotlu numunelerin sıcaklık farkları, düşme eğilimine girmiştir.

Yanma kritik eşiğini atlamadan önceki numunelerde, eşik sonrası numune gruplarına göre yükselen bir sıcaklık farkları trend eğrisi mevcuttur. Yanma kritik eşiği sonrasında kendi kendine tutuşmaya ve yanmaya devam eden bölge, termoset reçinenin (matrisin) özelliğinden dolayı, tamamıyla kristalize karakterde olma eğilimine geçmiştir. Reçinenin kristal yapıya dönmesi, alevden dolayı oluşan tahribatın, bundan sonrasında takviye (kök malzemeye, fibere) yüklenmesini E-glass fiber ipliklerinde gerçekleşmesini sağlamıştır. Sonuç olarak termosetin içerisinde kalan E-glass fiber iplikleri, yanma kritik eşiğinden sonraki yangın yükünü üzerine almıştır, bu sebeple deney sonrasındaki foto görsellerde, yıldızla işaretlenmiş kritik eşik sonrası numunelerde saçaklanma görülmektedir.

90 saniye grubu, diğer grupların ortalama sıcaklık değeri olan 81,92 °C'den 89,25 °C daha fazladır. En yakın grup olan 75 saniye grubundan 40,5 °C daha fazladır.

### 3.2.2.9. Değerlendirmeler

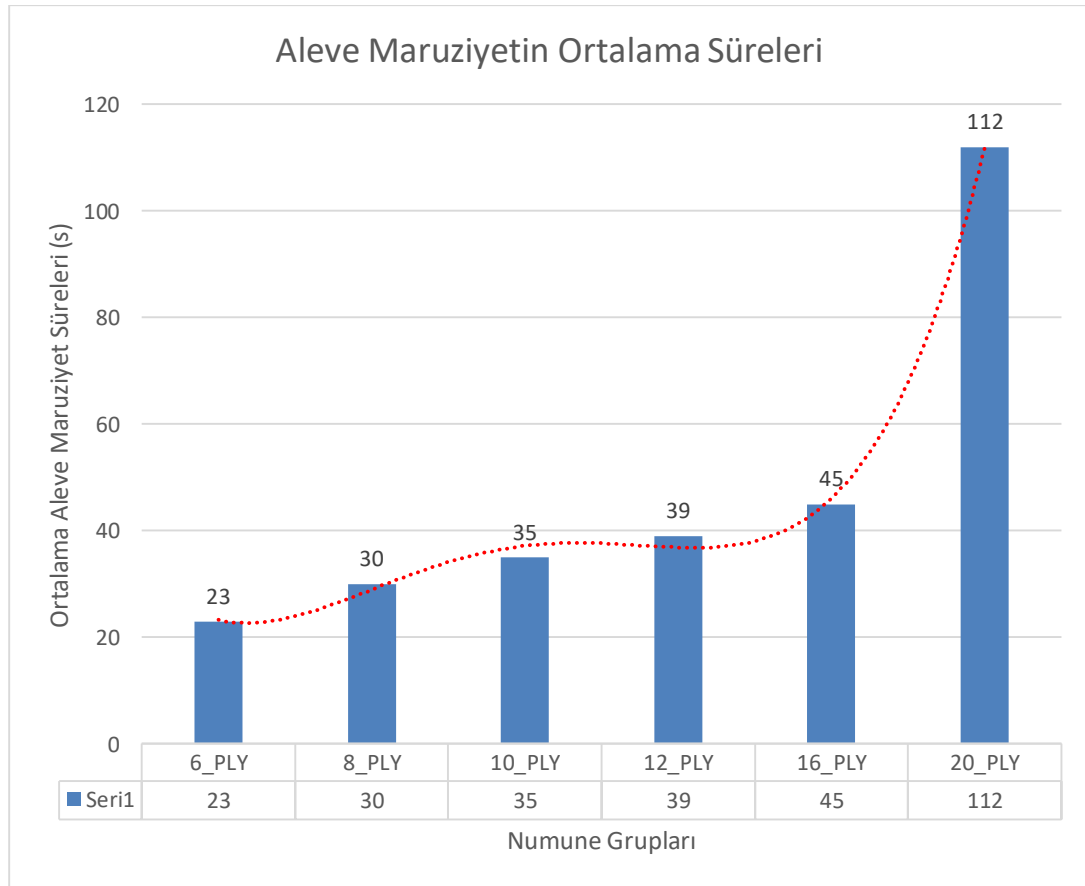
Grafikler incelendiğinde, alev maruziyet süresi ve kalınlıklar arasında bir oran mevcuttur. Bu çalışma planlamasında, her kalınlık için ayrı ayrı kritik yanma eşiği belirlenmiştir. Daha sonrasında yangın deneyinin sonuçları kayıt altına alınmıştır.

Alev maruz kalınan süreler ve deney grupları özeti, Şekil 3.44'te gösterilmiştir.

		PERİYOTLAR, ALEVE MARUZİYET SÜRELERİ (s)										
		10	15	22,5	30	37,5	45	60	75	90	105	120
GRUPLAR	6_PLY	■	■	■	■	■						
	8_PLY		■	■	■	■	■					
	10_PLY		■	■	■		■	■				
	12_PLY			■	■	■	■	■				
	16_PLY		■		■		■	■	■			
	20_PLY								■	■	■	■

Şekil 3.44. Yangın deneyi özeti, gruplar ve alev maruz kalma süreleri.

Deneyin kontrollü olması ve değişken parametrenin kalınlık olması dolayısıyla, yangın deneyindeki numunelerin kalınlık değişkenli süre trendleri ve ortalama alev maruziyetleri aşağıdaki Şekil 3.45'te gösterilmiştir:



Şekil 3.45. Yangın deneyi kalınlık gruplarının süre – trend eğrisi.

### 3.2.3. Çekme deneyi

Mekanik davranışların irdelenebilmesi için, grupların termal atalet değerleri, deney çıktıları alınarak işlenmiş; grafikler ile sabitlenmiş ve belirlenmiştir. Termal ataletin bir bileşeni olan özgül ısı değeri aracılığıyla kütle bileşenine, (dolayısıyla deneydeki kalınlık parametresine) ulaşılabildiği için, mutlak sıcaklık farklarında en trend olan gruplar incelenmiştir (Şekil 3.45). Nihai sonuçlarda da görülebileceği üzere, ısı (termal) ataleti en büyük olan grupların mukavemet değerlerinde maksimum fark mevcuttur. Bu geçişi kritik yanma eşiğinin bir yansımasıdır. Malzeme kalınlıklarının, ortalama mutlak sıcaklıklar ( $\Delta T^{\circ}\text{C}$ ) aracılığıyla termal atalet değişkenliklerini gösteren grafikler, en trend gruplar için aşağıda listelendirilmiştir:

- |                    |                   |
|--------------------|-------------------|
| a. 6_PLY_30s (3)   | d. 12_PLY_60s (3) |
| b. 8_PLY_37,5s (4) | e. 16_PLY_75s (3) |
| c. 10_PLY_45s (3)  | f. 20_PLY_90s (3) |

Her bir yanmış numune için, çekme deneyi yapılmıştır. Mekanik davranışların incelenmesi, bu çalışmanın üçüncü aşamasıdır.

Yangın deneyine girmeyen, tahrip olmamış referans numuneler ile birlikte, her bir grubun; çekme dayanımı, gerinimi ve elastisite modülü ölçülmüştür. “kalınlık” ve “aleve maruz süreleri” değişken parametreleri oluşturularak istatistiksel bir yaklaşımla, sonuçların termal atalet ile bağlantısı gözlemlenmiştir.

Tahrip olan bütün grup numuneleri, laboratuvarında yapılan çekme testleri sırasında belirli bir noktaya kadar benzer davranışlar göstermiş, özellikle yanma kritik eşiği süresinin aşılmasından sonraki numunelerde aşırı karakterizasyon bozukluğu gözlemlenmiştir. Bu durum grafiklerdeki gerilme ve gerinim eğrilerine direkt olarak yansımıştır.

Tahrip olmamış her gruptan 3'er adet numune ise, bu malzemelere referans olabilmesi için çekme deneyine tabi tutulmuş ve referans eğrileri oluşturulmuştur.

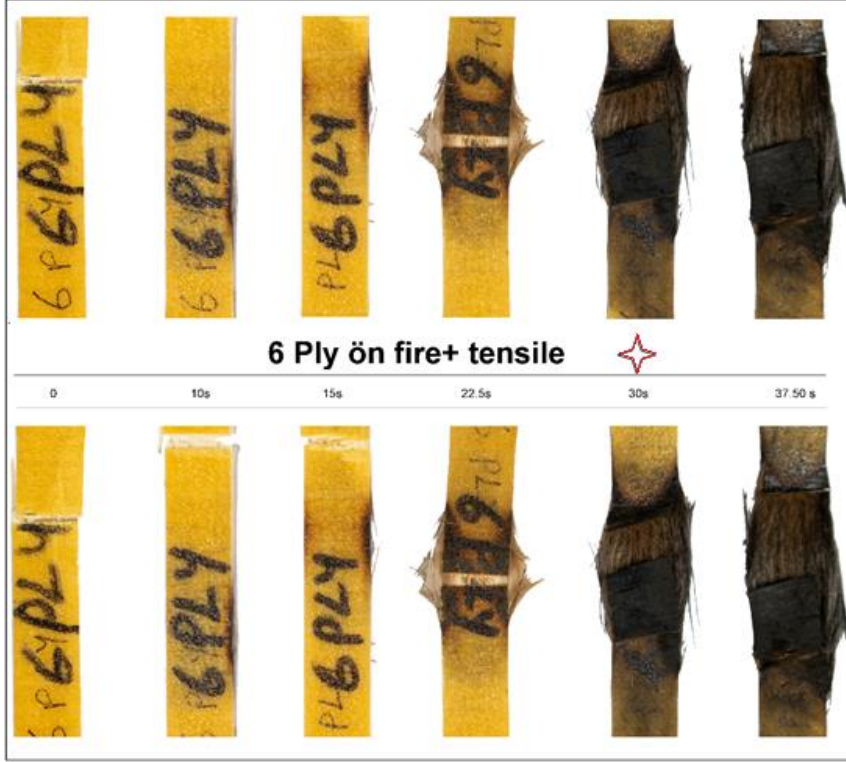
Grupların aleve maruziyet süreleri arttıkça, referans eğrileri için sözkonusu olan Young Modülü, yangın deneyinin tahrip etkisi ile ters orantılıdır.

Çekme deneyi sonucu tahrip olmuş numunelerden, örnek olarak, 6 kat grupların görüntüleri, Şekil 3.46'da gösterilmiştir. Yangın deneyi sırasında verileri ölçülen ve dataları işlenerek grafikleri çıkartılan 6\_PLY\_30s grubu, mutlak sıcaklık farkının maksimum olduğu gruptur. Şekil 3.33, Şekil 3.34 ve Şekil 3.35 figürlerinden de anlaşılacağı üzere, 30 saniye grup numunesinin tahrip bölgesindeki kopma şekli, 30 saniyeden öncekiler ile benzeşmemektedir, bu durumun kök nedenleri, aşağıdaki önermeler olabilir: Kompozit matrisi (reçine)'nin malzeme özellikleri, alev maruz süresinin 30. saniyesine kadar belirli bir aralıkta korunmuştur. 30. saniyede reaksiyon göstererek reçinenin yapısı bozulmuş, kritik yanma eşiğini atlatmıştır. Böylelikle reçinenin mekanik özellikleri boşa çıkmış ve bu aksiyon süresince bütün kuvvet, kompozit fiberi (elyaf)'ına yüklenmiştir. Reçinenin belirli bir sıcaklık yükünden sonra kimyasal reaksiyon geçirip camı yapıya geçmesi ve alevin fiberler ile direkt teması sonucunda fiberlerin mekanik yapılarında da bozunmalar gerçekleşmiştir. Bu sebepten, çekme deneyi sonrası yapılan yüksek çözünürlüklü fotoğraf çekimlerinde, kritik yanma eşiğini aşmış numunelerin kopma bölgelerinin, kendilerinden önceki (daha küçük periyotlu) gruplardaki kopma bölgelerine oranla daha farklı bir görüntüyle karşılaşmıştır.



**Şekil 3.46.** Çekme deneyi sonrası, 6 kat numunelerin genel görünüşü.

Daha detaylı bir inceleme için Şekil 3.47'de görüldüğü üzere, daha önce yanma kritik eşiği süresi olarak belirlediğimiz 30 saniye ve üzeri grupta, malzeme boyun vererek kopmuştur.



Şekil 3.47. Çekme deneyi sonrası, 6 kat numunelerin detay görünüşü.

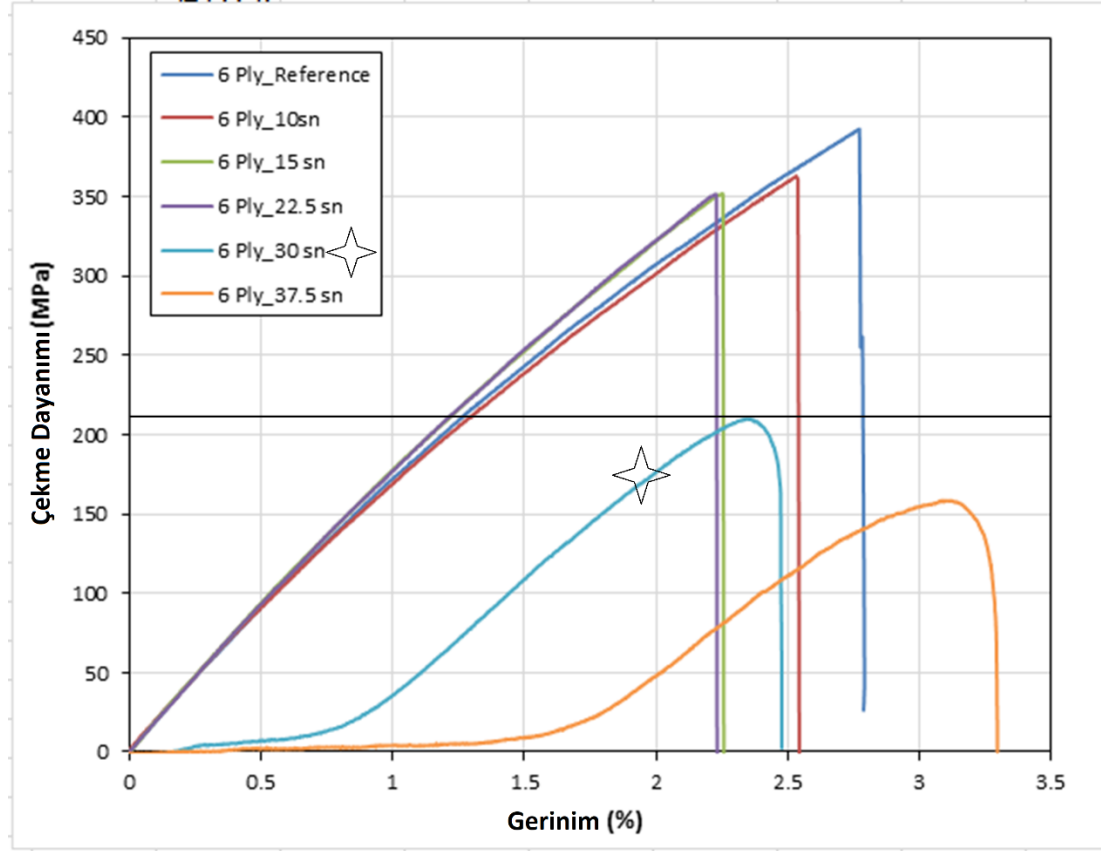
Termosetlerin alev altında aşırı gevrekşelip kristalizasyona uğraması sebebiyle, malzeme üzerindeki bütün yük (yine yangınla tahrip olmuş) fiberlere yüklenir. Böylelikle fiberlerin kendi sentetik yapısından dolayı oluşan “boyun verme” ve fiberlerin kopmasından meydana gelen saçaklanma deformasyonları görülür. İşaretli numune, 30 saniye grubundandır. Şekil 3.47’de Görüldüğü üzere, referans grubu, 6\_PLY\_10s, 6\_PLY\_15s ve 6\_PLY\_22,5s grupları boyun vermeden çekme testini tamamlarken; kendi kendine alev alma süresi grubu olan 6\_PLY\_30s grubundaki numuneler esastik özelliklerinin yanı sıra giderek trendi düşürmektedirler (Şekil 3.48’de yıldız ile işaretlenmiştir.)



Şekil 3.48. Çekme deneyi sonrası, 6 kat numunelerin kesit görünüşü.



6 kat numune için çekme testi analizleri aşağıda (Şekil 3.49) belirtildiği sonuçlarda çıkmıştır:



Şekil 3.49. 6 kat numune analizi.

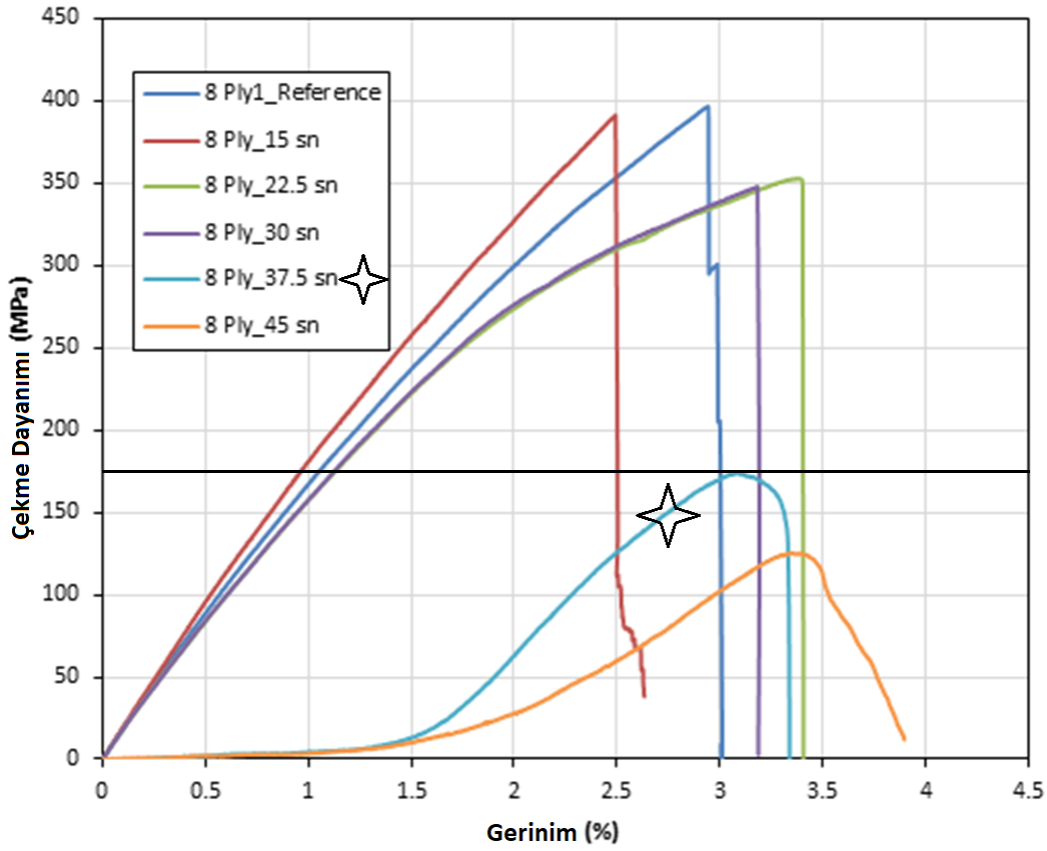
Çekme deneyi sonucu tahrip olmuş numunelerden 6 kat numune analizi incelendiğinde, referans grubu, 6\_PLY\_10s, 6\_PLY\_15s ve 6\_PLY\_22,5s grupları, boyun vermeden kopmuştur.

Kritik yanma eşiğini atlatan 6\_PLY\_30s ve 6\_PLY37,5s gruplarında ise, maksimum gerinim ve diğer gruplara göre daha az gerilme yükü ~210MPa taşıyabilmiştir.

30 saniye grubu, kendi kendine alevlenip tahribat yükü diğerlerine göre daha fazla olduğu için grafikte kendinden önceki grupların fark ortalamalarına göre daha açıktır. Yanma kritik eşiğini aşmayan gruplarda ise, birbirlerine daha yakın oranlarda grafiksel olarak kümelenme mevcuttur.

Yanma kritik eşiği üstünde kalan kümelenmiş grupların ortalama yük değeri olan 353,4 Mpa'dan 143,4 Mpa daha düşüktür. Bu da %40,6'lık bir güç düşüşünü göstermektedir.

8 kat numune için çekme testi analizleri aşağıda (Şekil 3.50) belirtildiği sonuçlarda çıkmıştır:



Şekil 3.50. 8 kat numune analizi.

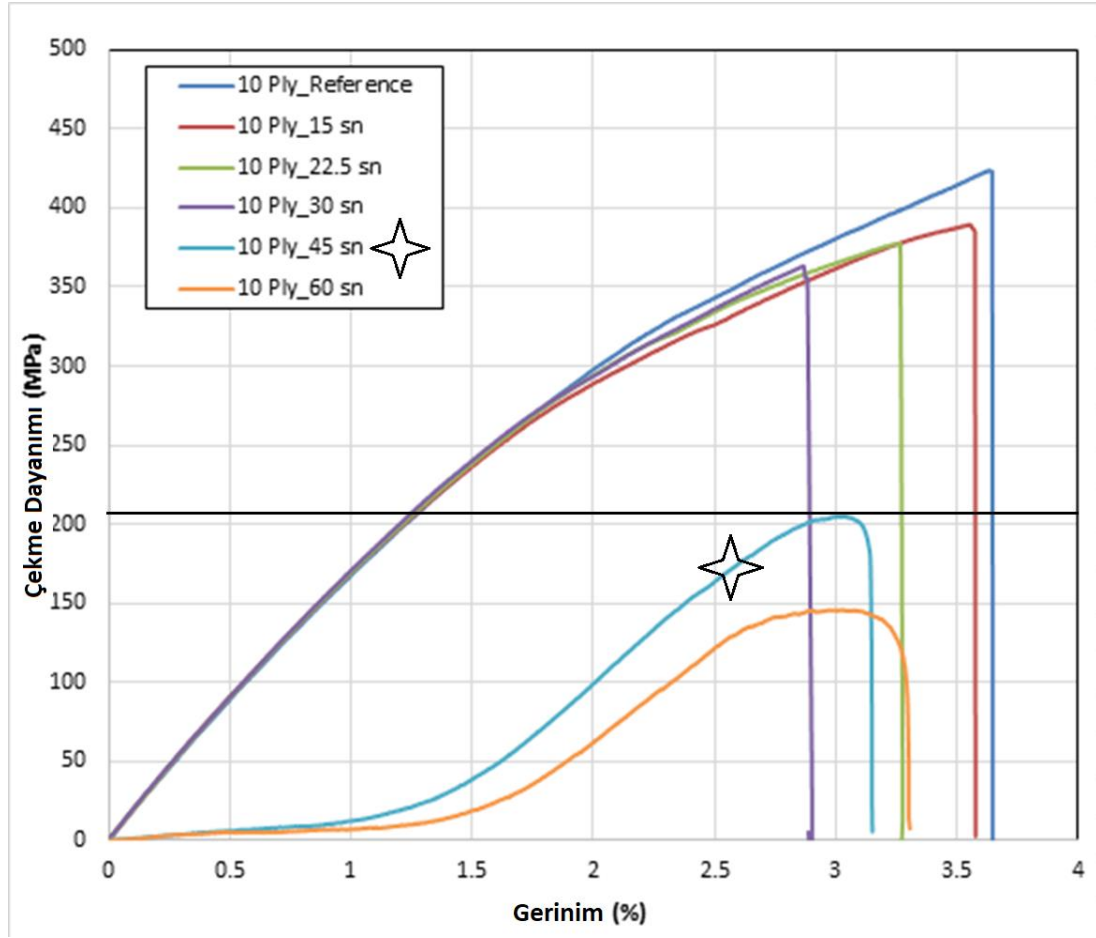
Çekme deneyi sonucu tahrip olmuş numunelerden 8 kat numune analizi incelendiğinde, referans grubu, 8\_PLY\_15s, 8\_PLY\_22,5s ve 8\_PLY\_30s grupları, boyun vermeden kopmuştur.

Kritik yanma eşiğini atlatan 8\_PLY\_37,5s ve 8\_PLY\_45s gruplarında ise, maksimum gerinim ve diğer gruplara göre daha az gerilme yükü ~175MPa taşıyabilmiştir.

37,5 saniye grubu, kendi kendine alevlenip tahribat yükü diğerlerine göre daha fazla olduğu için grafikte kendinden önceki grupların fark ortalamalarına göre daha açıktır. Yanma kritik eşiğini aşmayan gruplarda ise, birbirlerine daha yakın oranlarda grafiksel olarak kümelenme mevcuttur.

Yanma kritik eşiği üstünde kalan kümelenmiş grupların ortalama yük değeri olan 368,8 Mpa'dan 193,8 Mpa daha düşüktür. Bu da %47,5'lik bir güç düşüşünü göstermektedir.

10 kat numune için çekme testi analizleri aşağıda (Şekil 3.51) belirtildiği gibi çıkmıştır:



Şekil 3.51. 10 kat numune analizi.

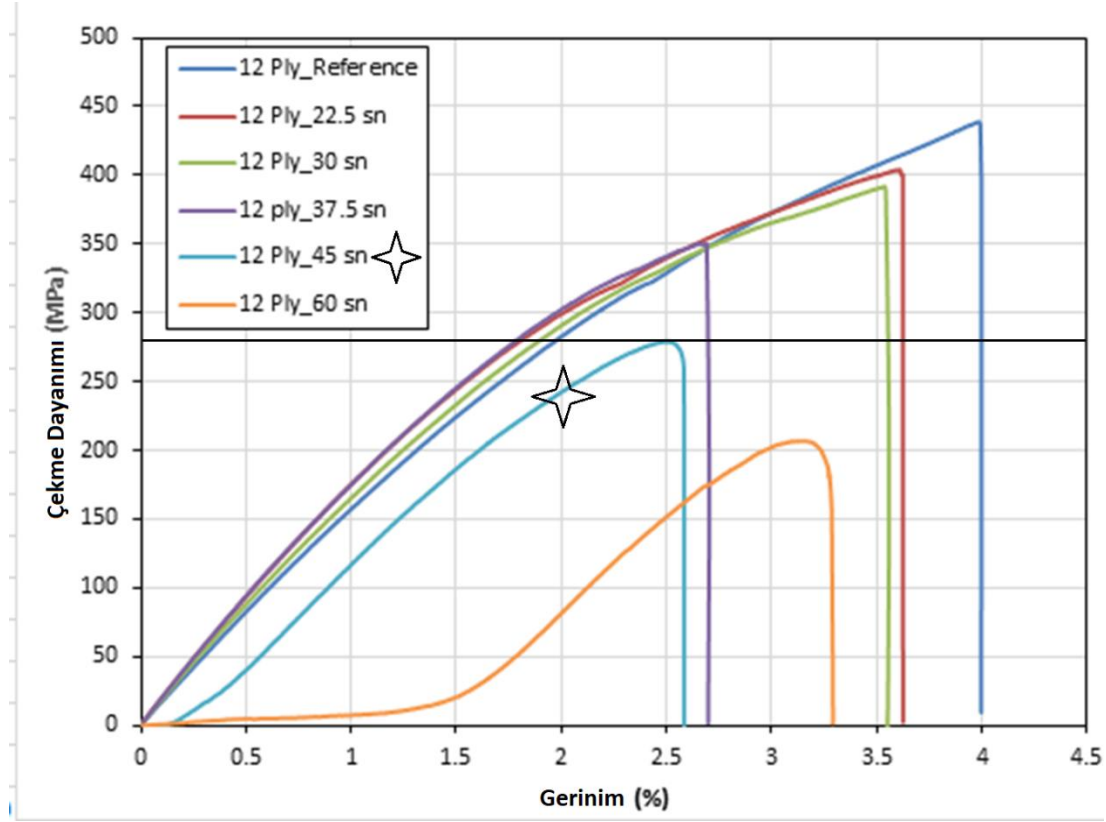
Çekme deneyi sonucu tahrip olmuş numunelerden 10 kat numune analizi incelendiğinde, referans grubu, 10\_PLY\_15s, 10\_PLY\_22,5s ve 10\_PLY\_30s grupları, boyun vermeden kopmuştur.

Kritik yanma eşiğini atlatan 10\_PLY\_45s ve 10\_PLY\_60s gruplarında ise, maksimum gerinim ve diğer gruplara göre daha az gerilme yükü ~205MPa taşıyabilmiştir.

45 saniye grubu – yıldız ile işaretlenmiştir – kendi kendine alevlenip tahribat yükü diğerlerine göre daha fazla olduğu için grafikte kendinden önceki grupların fark ortalamalarına göre daha açıktır. Yanma kritik eşiğini aşmayan gruplarda ise, birbirlerine daha yakın oranlarda grafiksel olarak kümelenme mevcuttur.

Yanma kritik eşiği üstünde kalan kümelenmiş grupların ortalama yük değeri olan 375 Mpa'dan 170 Mpa daha düşüktür. Bu da %45,3'lük bir güç düşüşünü göstermektedir.

12 kat numune için çekme testi analizleri aşağıda (Şekil 3.52) belirtildiği gibi çıkmıştır:



Şekil 3.52. 12 kat numune analizi.

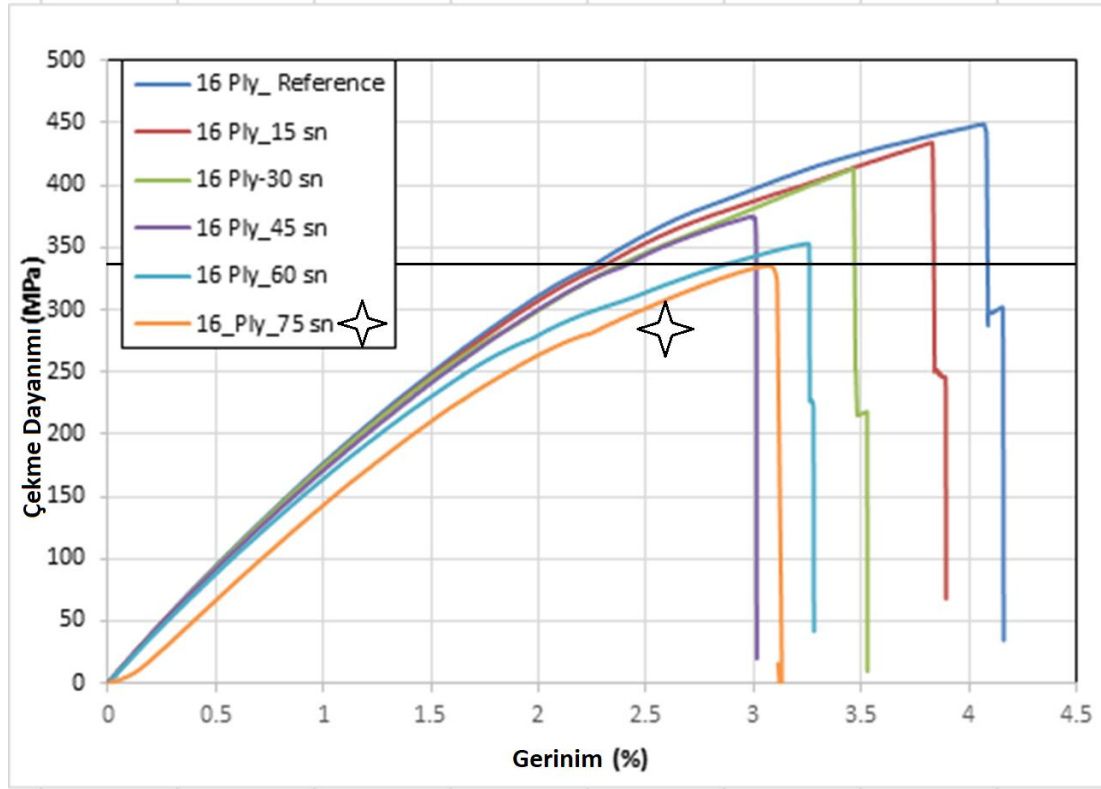
Çekme deneyi sonucu tahrip olmuş numunelerden 12 kat numune analizi incelendiğinde, referans grubu, 12\_PLY\_22,5s, 12\_PLY\_30s, 12\_PLY\_37,5s ve 12\_PLY\_45s grupları, boyun vermeden kopmuştur.

Kritik yanma eşiğini atlatan 12\_PLY\_60s grubu ise, maksimum gerinim ve diğer gruplara göre daha az gerilme yükü ~270 MPa taşıyabilmiştir.

60 saniye grubu – yıldız ile işaretlenmiştir – kendi kendine alevlenip tahribat yükü diğerlerine göre daha fazla olduğu için grafikte kendinden önceki grupların fark ortalamalarına göre daha açıktır. Yanma kritik eşiğini aşmayan gruplarda ise, birbirlerine daha yakın oranlarda grafiksel olarak kümelenme mevcuttur.

Yanma kritik eşiği üstünde kalan kümelenmiş grupların ortalama yük değeri olan 381,7 Mpa'dan 111,7 Mpa daha düşüktür. Bu da %29,3'lük bir güç düşüşünü göstermektedir.

16 kat numune için çekme testi analizleri aşağıda (Şekil 3.53) belirtildiği gibi çıkmıştır:



Şekil 3.53. 16 kat numune analizi.

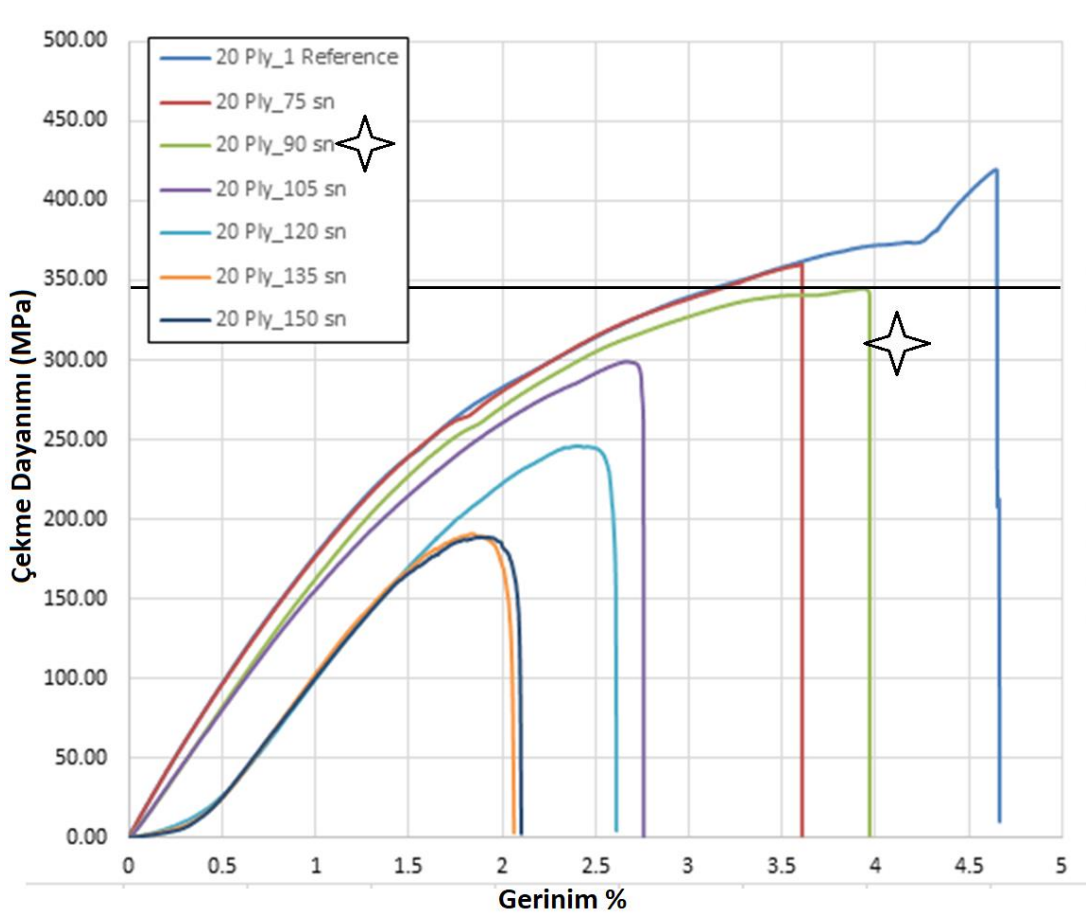
Çekme deneyi sonucu tahrip olmuş numunelerden 16 kat numune analizi incelendiğinde, referans grubu, 16\_PLY\_15s, 16\_PLY\_30s, 16\_PLY\_45s ve 16\_PLY\_60s grupları, boyun vermeden kopmuştur.

Kritik yanma eşiğini atlatan 16\_PLY\_75s grubunda ise, maksimum gerinim ve diğer gruplara göre daha az gerilme yükü ~340MPa taşıyabilmiştir.

60 saniye grubu – yıldız ile işaretlenmiştir – kendi kendine alevlenip tahribat yükü diğerlerine göre daha fazla olduğu için grafikte kendinden önceki grupların fark ortalamalarına göre daha açıktır. Yanma kritik eşiğini aşmayan gruplarda ise, birbirlerine daha yakın oranlarda grafiksel olarak kümelenme mevcuttur.

Yanma kritik eşiği üstünde kalan kümelenmiş grupların ortalama yük değeri olan 385 Mpa'dan 45 Mpa daha düşüktür. Bu da %11,7'lik bir güç düşüşünü göstermektedir.

20 kat numune için çekme testi analizleri aşağıda (Şekil 3.54) belirtildiği gibi çıkmıştır:



Şekil 3.54. 20 kat numune analizi.

Çekme deneyi sonucu tahrip olmuş numunelerden 20 kat numune analizi incelendiğinde, referans grubu ve 20\_PLY\_75s grubu, boyun vermeden kopmuştur.

Kritik yanma eşiğini atlatan 20\_PLY\_90s, 20\_PLY\_105s, 20\_PLY\_120s, 20s\_PLY\_135 ve 20\_PLY\_120 gruplarında ise, maksimum gerinim ve diğer gruplara göre daha az gerilme yükü ~345MPa taşıyabilmiştir.

90 saniye grubu – yıldız ile işaretlenmiştir – yanma kritik eşiğini aşmış olsa bile diğerleri ile arasında bariz bir fark yoktur. Yanma kritik eşiğini aşmayan gruplarda ise, (referans ve 75s) birbirlerine daha yakın oranlarda grafiksel olarak kümelenme mevcuttur.

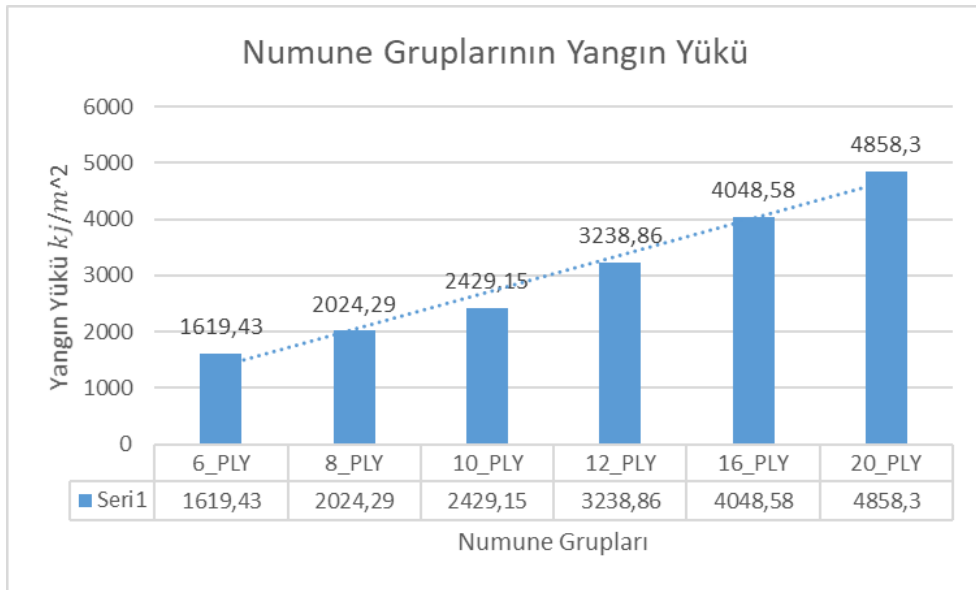
Yanma kritik eşiği üstünde kalan kümelenmiş grupların ortalama yük değeri olan 372 Mpa'dan 27 Mpa daha düşüktür. Bu da %7,3'lük bir güç düşüşünü göstermektedir.

#### 4. ARAŞTIRMA BULGULARI

Araştırmalardan elde edilen bulgularda, havacılık malzemesi numunelerinden, belirli oranlarda yanmış ve tahrip olmuş olanlarının, yanmamış referans olanlara göre mekanik davranışları karşılaştırılmıştır. Zamana bağlı yanma etkisinin, malzeme özelliklerindeki gerilmeye ve dayanıma olan etkileri incelenmiş ve bunların raporları tez çalışmasının sonucu olarak gösterilmiştir.

Çekme deneyi sonrasında yanmış numunelerden elde edilen veriler, yanmamış referansların değerleri ile kıyaslandığında, malzemenin belirli bir orana kadar mekanik özelliklerini koruduğu gözlemlenmiştir. Kritik yanma eşiği olarak tanımladığımız sıcaklık – eşik – enerji değerini aştıktan sonra ise, bir önceki gruplarla aralarındaki gerilme ve gerinim farklarının maksimum seviyeye ulaştığı gözlemlenmiştir. Bu sayede, ileriki çalışmalarda periyot aralıklarının hassaslaştırılması ve daha net sonuçların eldesine bir örnek olmuştur. Çekme deney sonuçlarındaki her gruba ait elastisite modül değerleri, aynı grup içerisinde birbirlerine göre değerlendirildiğinde, kritik yanma eşiğinin de net bir etkisi olduğu görülecektir.

Yangın deneyi sırasında propan gazı tahrikiyle oluşturulan yangın yükü, Şekil 4.1’de gösterilmiştir:



Şekil 4.1. Numune gruplarının yangın yükü.

Yangın deneyi sırasında propan gazı tarafından yanma kritik eşiğinde seçilen numunelere verilen enerji sıralamaları “3.2.1.Yangın Deneyi” başlığı altında tartışıldığı üzere aşağıdaki gibidir:

- a. 6\_PLY\_30s grupları ~ 1,2 kJ
- b. 8\_PLY\_37,5s grupları ~ 1,5 kJ
- c. 10\_PLY\_45s grupları ~ 1,8 kJ
- d. 12\_PLY\_60s grupları ~ 2,4 kJ
- e. 16\_PLY\_75 grupları ~ 3,0 kJ
- f. 20\_PLY\_90 grupları ~ 3,6 kJ

Yangın deneyinde propan gazı tarafından ortaya çıkarılan yangın yükü, verilen enerji ile doğru orantılıdır.

Tahrip etkisiyle gerçekleşen kümelenmelerin güç düşüşleri “3.2.3 Çekme deneyi” başlığı altında incelenmiştir. Buna göre kalınlık arttıkça malzemenin tahrip yüzdesi azalmakta ve yangına karşı dayanıklılığı artmaktadır. Bu farkı (malzeme gruplarının güç düşüş miktarlarını) belirtebilmek için; “1 – (Yanma kritik eşik grubu ortalaması / Kontrol grubu ortalaması)” bağıntısı kullanılmıştır.

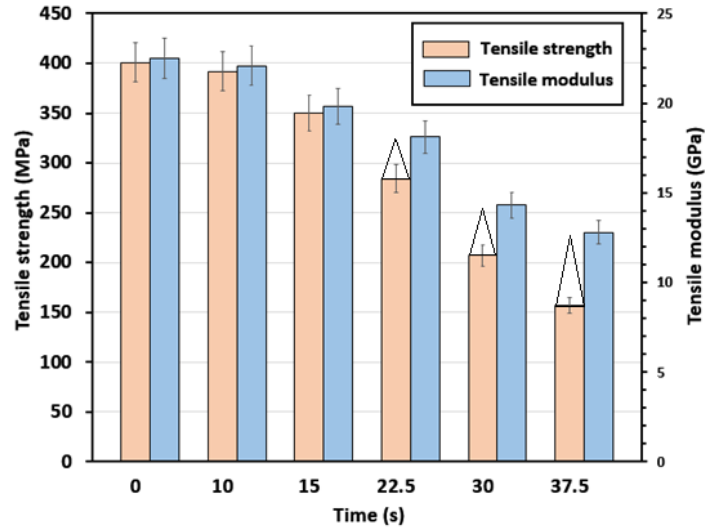
Yanma kritik eşiği grupların dayanımları ile, yanma kritik eşiğini aşmamış grupların ortalama dayanımları arasındaki fark aşağıdaki gibidir:

- a. 6 kat grupları için, %40,6
- b. 8 kat grupları için, %47,5
- c. 10 kat grupları için, %45,3
- d. 12 kat grupları için, %29,3
- e. 16 kat grupları için, %11,7
- f. 20 kat grupları için, %7,3

Yanmamış – referans numunelerin mekanik davranışları, yanma kritik eşiğine kadar olan numunelerin davranışları ile benzer özellik göstermektedir. Fakat yanma kritik eşiğini aşan numune gruplarında; yanma kritik eşiğini aşmamış gruplara göre (6 katlarda %40,6; 8 katlarda %47,50; 12 katlarda %29,3; 16 katlarda %11,7; 20 katlarda %7,3) oranlarında dayanımda güç düşüşleri hesaplanmıştır.



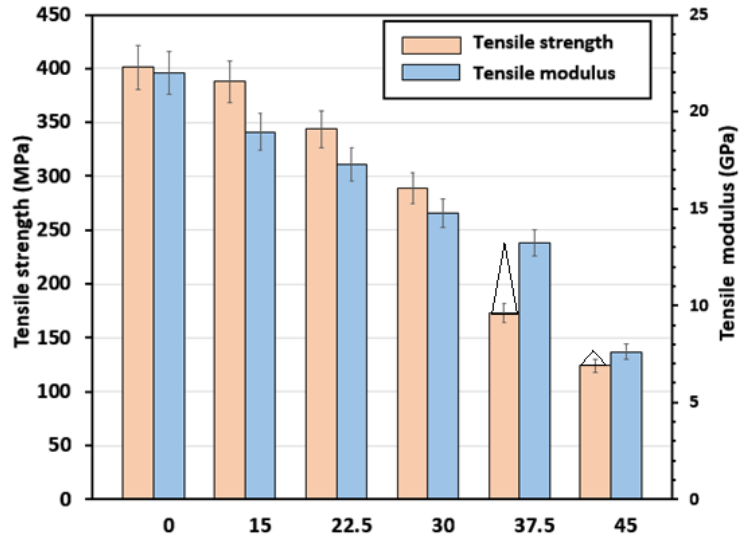
6 kat numune gruplarının malzeme davranışları aşağıda (Şekil 4.2) gösterilmiştir:



Şekil 4.2. 6 kat numune malzeme davranışı.

6 katlı gruplarda çekme dayanımı ile gerilme modülü arasındaki fark, şekilde de belirtildiği üzere üzere 30 saniye grubundan itibaren logaritmik olarak düzensizleşmektedir.

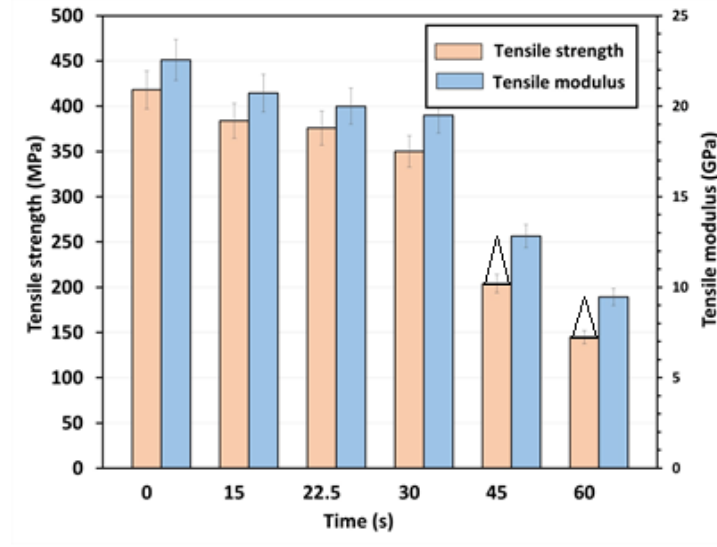
8 kat numune gruplarının malzeme davranışları aşağıda (Şekil 4.3) gösterilmiştir:



Şekil 4.3. 8 kat numune malzeme davranışı.

8 katlı gruplarda, çekme dayanımı 37,5 saniye grubuna kadar gerilme modülünden daha üst değerlerdeyken, 37,5 saniye grubundan itibaren malzeme boyun verdiği için çekme dayanımı gözle görülür bir şekilde azalmaktadır.

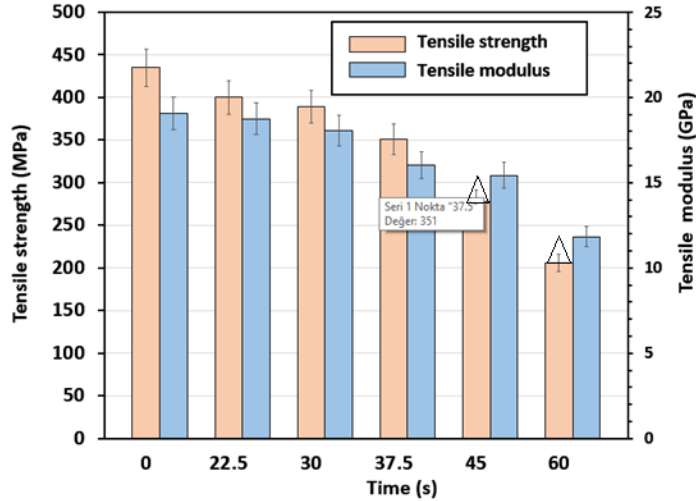
10 kat numune gruplarının malzeme davranışları aşağıda (Şekil 4.4) gösterilmiştir:



Şekil 4.4. 10 kat numune malzeme davranışı.

10 katlı numunelerdeki çekme dayanımı, 45 saniye grubuna kadar gerilme modülünden değer olarak daha üstündür ve grafikte işaretlendiği üzere, malzeme yanma kritik eşiğindeyken ya da bu eşiği aştığında, boyun vermesinden dolayı çekme dayanımı, çekme modülünden düşük kalmıştır.

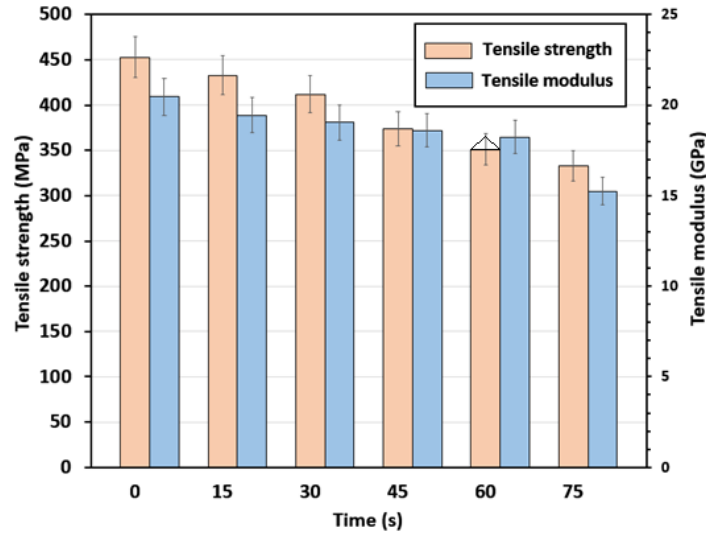
12 kat numune gruplarının malzeme davranışları aşağıda (Şekil4.5) gösterilmiştir:



Şekil 4.5. 12 kat numune malzeme davranışı.

12 katlı numunelerin çekme dayanımlarının, 12 katlı numunelerin kendi kendine tutuşmaya başladığı 45 – 60 saniyeleri arasındaki gerilme modülünden değer olarak daha düşük kaldığı gözlemlenmiştir.

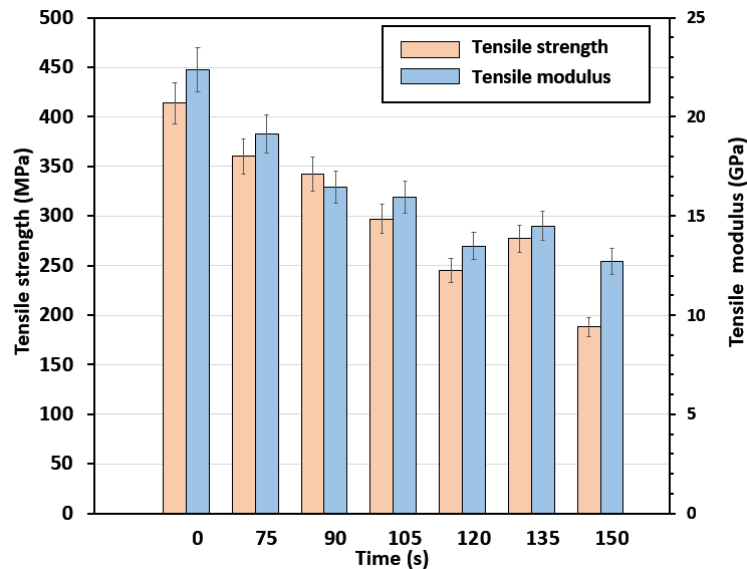
16 kat numune gruplarının malzeme davranışları aşağıda (Şekil4.6) gösterilmiştir:



Şekil 4.6. 16 kat numune malzeme davranışı.

16 katlı numunelerdeki ölçümlerde, gerilme modülü çekme dayanımını yalnızca 60 saniye grubunda değer olarak geçebilmiştir. Fakat grafiğin geneline bakılacak olursa, çekme dayanımı düşme eğilimindedir. Deneysel gruplarındaki bütün numuneler için aynı parametreler mevcuttur, kalınlık (fiber sayısı) artarsa, reçinenin kimyası bölgesel olarak ne kadar bozulursa bozulsun, boyun vermeye direnç gösterdiği görülmüştür.

20 kat numune gruplarının malzeme davranışları aşağıda (Şekil 4.7) gösterilmiştir:



Şekil 4.7. 20 kat numune malzeme davranışı.

20 katlı numunelerdeki ölçümlerde, diğerlerinden farklı olarak parça kalınlığından dolayı, yaklaşık 450MPa'lık bir çekme dayanımı ortaya çıkmıştır.

Yanmış kompozit numunelerin çekme deneyinden sonra elde edilen analiz grafikleri ve malzemelerin karakteristik özellikleri, aşağıda gösterilen grafiklerden de anlaşılacağı üzere tahribat seviyesi arttıkça referanslardan uzaklaşmaktadır. Bu özelliklerin birbirleri arasındaki pik yapan en büyük fark ise, kendi kendine tutuşmaya başlayan (yani yanma kritik eşiğinde olan ya da bu eşiği aşan) numunelerde görülmektedir. Numunelerin çekme deneyi sırasında aynı kalınlıktaki (fakat farklı gruplardaki) numunelerin bir bölümünün boyun vermeden kopması, diğer bölümünün ise (reçinenin kristalize yapıya geçerek kimyasal bozunma sonucunda bütün yükün fiberlere binmesi sebebiyle) boyun vererek kopması, bu sınırın netliğini ortaya koymaktadır.

## 5. TARTIŞMA VE SONUÇ

Bu tez çalışmasındaki ana fikirlerden bir tanesi, kompozit malzemeler üzerinde deney tecrübesini artırmak ve somut veriler elde etmektir. “Kompozit Malzemelerin Yangına Karşı Malzeme Özelliklerindeki Değişimin İncelenmesi ve Yanma Dirençlerinin Ölçülmesi Projesi” somut çıktılarından derlenen istatistiksel verilerden ve bu verilerin grafik çalışmalarından oluşturulmuştur. İçeriği, bahsi geçen projenin adımları ve proses mantığı aynı olacak şekilde, ihtiyaca yönelik farklı ya da çeşitli kompozit materyaller ile tekrar oluşturulabilir.

Bu çalışma ile birlikte, hava aracında meydana gelebilecek herhangi bir yangının, aracı meydana getiren kompozit yapılar üzerindeki etkisi öngörülebilir, simüle edilebilir, sonuçlardan alınan veriler ile uçağın kaza – kırma uğramasının ihtimali azaltılabilir.

Yangın deneyi, kendi akış şeması ve amacı ile birlikte başlı başına bir pilot çalışmadır. Proses yönteminin standartlaşabilmesi için, kompozit malzemelerin yanma dirençlerinin incelenmesi amacıyla yönelik kurulan diğer setupların proses şemasında da, malzemelerin kritik yanma eşiğine göre sınıflandırılması ve çıktıların bu sınıflandırmaya göre değerlendirilmesi beklenmektedir.

Analiz verilerinden ve çekme deneyi sonucundaki malzeme davranışlarından da anlaşılacağı üzere, materyalin kalınlığı ile ısı direnç arasında kısmi olarak doğru orantı vardır. Kompozit, bir müddet sonra matrisinin tamamının eriyik faza geçmesinden itibaren kendi kendine yanmaya başlamıştır. Bunun sonucunda ise, grafiklerdeki pik noktalarından kritik yanma kavramının zamana bağlı dönüm noktaları ortaya çıkarılmıştır. Bu sebepten yangın yükü, bu kalınlık ve ısı direnç katsayısı oranındaki belirli bir saniye periyodundan sonra, doğru orantılı halden; eksponansiyel yükseliş haline geçmektedir. Böylelikle malzemenin mekanik davranışları, tahribatın derecesine göre gözlemlenmiştir.

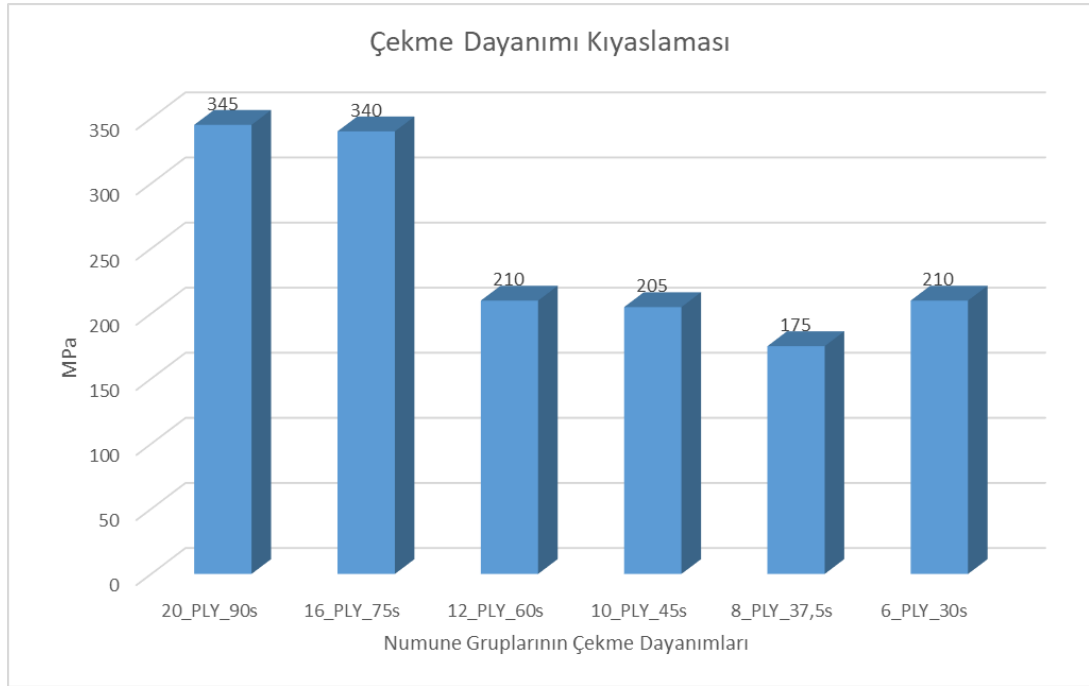
Çalışmanın neticesinde yanma kritik eşiği kavramı geliştirilmiştir. Buna göre, malzemenin yangına karşı direnç göstermesinde bir eşik değeri mevcuttur. Bu değer, deneylerde elde edilen referans fonksiyonlarıyla yakınsanabilir ya da öngörülebilir.

Yangın deneyi sırasında tahrip olmamış numunelerin kontrol kümesi olması, aynı zamanda deney kümesinin referansı olarak kullanılmasını gerektirmektedir. Deney kümesi ise, kendi içerisinde yanma kritik eşiğini aşan malzemeler ile aşmayan malzemeler olarak iki grupta incelenmesi gerekmektedir. Bunun sebebi, kritik eşik değerine kadar (daha az) tahrip edilmiş malzemelerin, hiç tahrip olmamış malzemeler ile; aşırı tahrip olmuş malzemelere görece daha yakın mekanik özelliklerin ortaya çıkması olarak gösterilebilir. Deney sonuçlarından da gözlenebileceği üzere, kontrol grubunda bulunan referans numuneler ile deney grubunda bulunan numunelerin kıyaslanması yorumlanırken, deney grubu içerisinde de “kritik yanma eşiğini aşmış” ve “kritik yanma eşiğini aşmamış” numunelerin de göz önüne alınması gerekmektedir.

Deneyde kullanılan E-glass malzeme örneğinde, çokça tahrip olmuş, elastisite modülü çekme dayanımına göre yüksek değerde çıkan numuneler, grafik alanlarda (ortalaması alınabilir) bir trend eğri oluşturmuşlardır. Buna karşın yanma kritiğini aşmamış, az tahrip olmuş numuneler ise, tahrip olmamış referans numuneler ile benzer eğriler göstermektedir. Bu sebepten ötürü, malzemeler üzerinde yapılacak yangın (kontrollü) deneylerinde, geleneksel “kontrol kümesi / deney kümesi” metodu yerine; “kontrol kümesi, yanma kritik eşiği kümesi ve tahrip kümesi” olarak üç gruba ayırmak daha doğru bir yöntem olacaktır

Malzeme özelindeki değişken parametreler, aynı zamanda yangın deneyinde oluşturulan ortam şartları ile birlikte ele alınmalıdır. Örneğin bu çalışmada kullanılan tahrip faktörü (propan laminar alevi), deney boyunca numunelere sabit uzaklıkta tutulup sabit debi ile işlevlendirilmiştir. Bununla birlikte eğer debi (alev boyu) ve alev ucunun parçaya olan uzaklığı da değişken yapılabilir. Böylelikle hesaplanması gereken kalınlık ve süre değişkenlerine debi ve uzaklık da eklenmiş olur. Parameter sayısını arttırmak, daha fazla numune ihtiyacı doğuracaktır; bu sebeple yangın deneyi, malzemeler üretilmeden tasarlanmalı ve değişkenler belirlenmelidir. Bu durumda, numunelerin kümelenmeleri sırasındaki sayıları da dikkate alınmalıdır. Yanma kritik eşiğini aşan numuneler (tahrip kümesi), eşiği aşmamış ya da aşmak üzere olan (eşik kümesi) numunelerinden sayıca fazla olmamalıdır. Yangın deneyi, ancak yangın yükü kontrollü ve kademeli bir şekilde numunelere uygulandığı zaman verimli sonuçlar elde edilecektir. Aksi halde bütün numuneleri sonuna kadar yakmak bir fayda getirmeyecektir.

Malzeme gruplarının dayanma dirençleri, aşağıdaki (Şekil 5.1) gibidir:



**Şekil 5.1.** Çekme deneyi sonuçları.

Çekme deney sonuçlarına göre 6 kat, 8 kat, 10 kat ve 12 kat (4 grup ortalaması 200 Mpa) malzemelere kadar olan yanma kritik eşiği grupları ile 16 kat ve 20 kat (2 grup ortalaması 342,5 Mpa) grupları arasında ortalama 142,5 Mpa dayanım farkı bulunmaktadır. Bu durumda %57,55'lik bir yük dayanımı ortaya çıkmıştır. Bu fark malzeme kalınlığı ile direkt olarak ilgilidir. Yangın deneyi sırasında reçinenin eriyip piroliz haline dönüşmesi ve kristal yapıya dönüşüp gevrekleşip kırılması sebebiyle, yüklenen kuvvet matris içerisindeki fiberlere dağılmıştır. Bu grafikten de anlaşılacağı üzere, 16 kat ve sonrası için alev nüfuziyeti, malzemenin iç kesimlerine kadar etkimemiştir. Havacılıkta kullanılan malzemelerin ağırlık kriteri olduğu bilindiğine göre bu problemi TRIZ yöntemiyle çözmek ve ortalama bir istatistikle optimum kalınlığa ulaşmak mümkündür (Artan özellik: yangına karşı dayanıklılık, azalan özellik: ağırlık kriterleri). Bu veriler, fiberlerin ve reçinelerin birbirlerine bağlanmadan önceki istatistikleriyle kıyaslanabilir ve böylelikle yeni fikir ve tez alanları ortaya çıkabilir. Farklı malzemelerin birbirleriyle denenerak kıyaslanabilir. Ayrıca 6 kat, 8 kat, 10 kat ve 12 kat grupları için laboratuvar kriterleri yükseltılarak daha hassas bir deney grubu oluşturulabilir. Sonuçların Türk Akademi Dünyası, Türk Havacılık Endüstrisi ve Türk Savunma Sanayi ile paylaşılması ve bunların gelişimine katkıda bulunacağı arz edilmektedir.





## KAYNAKLAR

- [1] E. Schuhler, A. Coppalle, B. Vieille, J. Yon, Y. Carpier, Behaviour of aeronautical polymer composite to flame: A comparative study of thermoset- and thermoplastic-based laminate, *Polymer Degradation and Stability* 152, 2018, 105-115.
- [2] K. Grigoriou, A.P. Mouritz, Comparative assessment of the fire structural performance of carbon-epoxy composite and aluminium alloy used in aerospace structures, *Materials & Design*, Volume 108, 2016, 699-706
- [3] Vieille Benoit, Coppalle Alexis, Keller Clément, Garda M-Rose, Viel Quentin, Dargent Eric, Correlation between post fire behavior and microstructure degradation of aeronautical polymer composites, *Materials & Design*, 74, 2015 76-85.
- [4] S. Feih, A.P. Mouritz, Tensile properties of carbon fibres and carbon fibre–polymer composites in fire, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 43 (5) 2012, 765-772.
- [5] M.A. Maaroufi, Y. Carpier, B. Vieille, L. Gilles, A. Coppalle, F. Barbe, Post-fire compressive behaviour of carbon fibers woven-ply Polyphenylene Sulfide laminates for aeronautical applications, *Composites Part B: Engineering*, 119, 2017, 101-113
- [6] K. Grigoriou, A.P. Mouritz, Influence of ply stacking pattern on the structural properties of quasi-isotropic carbon-epoxy laminates in fire, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 99, 2017, 113-120
- [7] A.G. Gibson, M.E. Otheguy Torres, T.N.A. Browne, S. Feih, A.P. Mouritz, High temperature and fire behaviour of continuous glass fibre/polypropylene laminates, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 41 (9) 2010, 1219-1231.
- [8] B. Vieille, A. Coppalle, E. Schuhler, A. Chaudhary, A. Alia, N. Delpouve, A. Bourdet, Influence of kerosene flame on fire-behaviour and mechanical properties of hybrid Carbon Glass fibers reinforced PEEK composite laminates, *Composite Structures*, 279, 2022, 114786.
- [9] Zhongyu Lu, Guijun Xian, Hui Li, Effects of elevated temperatures on the mechanical properties of basalt fibers and BFRP plates, *Construction and Building Materials*, 127, 2016, 1029-1036.
- [10] Rami A. Hawileh, Jamal A. Abdalla, Sara S. Hasan, Meena B. Ziyada, Adi Abu-Obeidah, Models for predicting elastic modulus and tensile strength of carbon, basalt and hybrid carbon-basalt FRP laminates at elevated temperatures, *Construction and Building Materials*, 114, 2016, 364-373.

- [11] Xiao-Hui Shi, Xue-Lin Li, Ying-Ming Li, Zhi Li, De-Yi Wang, Flame-retardant strategy and mechanism of fiber reinforced polymeric composite: A review, *Composites Part B: Engineering*, 233, 2022, 109663.
- [12] S. Feih, T. Bhat, A. Ab Rahman, V. Chevali, X. Liu, A.P. Mouritz, FIRE PERFORMANCE OF BASALT FIBRE COMPOSITES UNDER TENSILE LOADING, ECCM16 - 16TH EUROPEAN CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS, Seville, Spain, 22-26 June 2014, 1-8.
- [13] Eurolab Laboratory Services (2017, 1 Ocak). Kompozit Bileşenleri. eurolab.com.tr/sektorel-test-ve-analizler/spesifik-testler/kompozit-testleri adresinden 13 Kasım 2022 tarihinde alınmıştır.
- [14] Çakır S. (2022). *Kompozit Malzemelerin Yangına Karşı Direnci ve Kullanımı*, [Lisans Tezi]. Sakarya Üniversitesi.
- [15] SS-9610\_REV-8: GLASS FILAMENT (E&S GLASS) / EPOXY RESIN PREIMPREGNATED MATERIAL
- [16] ASTM\_D638-14, Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics
- [17] ASTM\_D3039-D3039M-14, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials
- [18] BTS-00297-ISSUE2, Turkish Airlines Technic, Combination Flammability Testing of OHSC Adapter Panel and Edge Filler
- [19] Yüksel Kompozit Teknolojileri A.Ş. (2014, 23 Temmuz). Havacılıkta kullanılan kompozit malzemelerin imalat yöntemleri için sistem, ekipman ve teçhizat görselleri. www.yukselct.com/sistem-ekipmanlar.aspx adresinden 13 Ocak 2023 tarihinde alınmıştır.
- [20] Sikorsky SS 8888 Composite Materials Manufacturing
- [21] Çengel, Y. A. ve Boles, M. A. (2008) *Termodinamik* (5. Baskı). İzmir Güven Kitabevi.
- [22] Çengel, Y. A. ve Ghajar A. J. (2015) *Isı ve Kütle Transferi* (4. Baskı). Palme Yayıncılık.
- [23] Galvani, S.r.l. (2022, 12 Ağustos) Kompozit imalat için temiz oda görselleri. galvani.eu/sector/composite-fibres-clean-room adresinden 13 Ocak 2023 tarihinde alınmıştır.
- [24] Gerber Technology, Inc. (2022, 20 Şubat) Prepreg kumaşların kesim makinesi görseli. gerbertechnology.com/it-it/home.aspx adresinden 13 Ocak 2023 tarihinde alınmıştır.

## ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Alptuğ TOPCUOĞLU

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2018, Sakarya Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği
- **Yükseklisans** : Devam Ediyor, Sakarya Üniversitesi, Yangın ve Yangın Güvenliği

### MESLEKİ DENEYİM:

- 2018 – 2019 yılları arasında enerji sektöründe, arge mühendisi olarak çalıştı.
- 2019 – 2021 yılları arasında havacılıkta, kompozit imalat mühendisi olarak çalıştı.
- 2021 yılından itibaren havacılıkta, tasarım mühendisi olarak çalışmaktadır.