

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ KANADININ STATİK YAPISAL
DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Fırat MUŞLULAR**

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

EKİM 2009

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ KANADININ STATİK YAPISAL
DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Fırat MUŞLULAR
(511051012)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 07 Eylül 2009
Tezin Savunulduğu Tarih : 05 Ekim 2009**

**Tez Danışmanı : Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Halit S. TÜRKMEN (İTÜ)
Doç. Dr. Şafak YILMAZ (İTÜ)**

EKİM 2009

ÖNSÖZ

Çalışmalarım sırasında bana yol gösteren sayın Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu'na, deney düzeneğimin ve deney kanadımın üretimine, çalışan, zaman ve malzeme olarak destek verip bu çalışmamı gerçekleştirmeme olanak tanıyan VESTEL Savunma Sanayi AŞ'ye, üretim ve deneylerde benden yardımlarını esirgemeyen uçak teknisyenleri Serkan Arslan ve Caner Nemutlu'ya, son olarak her zaman yanımda olup bana destek veren aileme çok teşekkür ederim.

Ekim 2009

Fırat MUŞLULAR

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	iii
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	vii
ŞEKİL LİSTESİ	ix
SEMBOL LİSTESİ.....	xi
ÖZET	xiii
SUMMARY.....	xv
1. GİRİŞ.....	1
2. İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ GEOMETRİSİ VE İMALATI...5	5
2.1 Giriş.....	5
2.2 Kanat Geometrisi.....	5
2.3 Kanat Üzerindeki Malzeme Dağılımı ve Seçimi	6
2.3.1 Kanat üzerindeki malzeme dağılımı	6
2.3.2 Kanatta kullanılan malzemelerin mekanik değerlerinin tespiti.....	9
2.4 Kanadın Alt ve Üst Kabuklarının İmalatı.....	15
2.4.1 Kalıp tasarımı ve imalatı	15
2.4.2 Kabukların üretimi.....	17
2.4.3 Kanadın kirişinin üretimi	22
2.4.4 Kanadın alt kabuk, üst kabuk ve kirişinin birleştirilmesi	23
3. KATMANLI KOMPOZİTLER VE KIRILMA TEORİSİ	25
3.1 Giriş.....	25
3.2 Yer Değiştirme Alanı	25
3.3 Gerinim – Yer Değiştirme Denklemleri	26
3.4 Bünye Denklemleri.....	27
3.5 Kuvvet ve Moment Bileşkeleri	29
3.6 Tsai – Hill Kırılma Teorisi.....	31
4. İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ YAPISAL ANALİZİ.....	25
4.1 Giriş.....	33
4.2 Kanadın 3 Boyutlu Modelinin Oluşturulması.....	33
4.3 Kanadın Analiz Modelinin Oluşturulması ve Sonlu Elemanlar Yöntemi ..	34
4.4 Sınır Şartlarının ve Yüklerin Uygulanması	36
4.5 Kanadın Sonlu Elemanlar Analizi	39
5. İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ STATİK TESTİ.....	41
5.1 Giriş.....	41
5.2 Kanadın Testlere Hazırlanması ve Ankastre Bağlanması	41
5.3 Yükler ve Yerleşimleri	42
5.4 Test Donanımı ve Verilerinin Toplanması	43
5.4.1 Gerinimölçerler ve yerleşimleri.....	43
5.4.2 Gerinimmetre.....	46

5.4	Statik Yükleme Testi ve Değerlendirmeler	49
6.	SONUÇLAR VE TARTIŞMA	53
	KAYNAKLAR	55
EK – A		57
EK – B		59

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 S-cam ve E-cam mekanik özelliklerinin kıyaslanması	7
Çizelge 2.2 Mekanik değerlerin tespiti için test matrisi	10
Çizelge 2.3 Karbon/epoksi ve S-cam/epoksi mekanik özellikleri.....	13
Çizelge 2.4 Karışımlar kuralı ve çekme testi sonuç karşılaştırması.....	14
Çizelge 2.5 Rohacell köpüğün mekanik özellikleri.....	15
Çizelge 4.1 Malzemelerin fiziksel ve mekanik özelliklerinin birim tutarlılığı	36
Çizelge 4.2 Açıklık boyunca noktalara uygulanacak kuvvet değerleri	38
Çizelge 4.3 Analiz sonuçları	39
Çizelge 5.1 Kanadın bölgelerinin her g değerinde maruz kaldığı ağırlıklar.....	42
Çizelge 5.2 Değiştirici kutuya gerinimölçerlerin bağlanma sırası	46
Çizelge 5.3 Statik yükleme testi sonuçları.....	50
Çizelge 6.1 Analiz ve test verilerinin karşılaştırılması.....	53

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 Kanadın genel üstten görünümü.	6
Şekil 2.2 Kanadın kesitinden görünüm	7
Şekil 2.3 Kiriş ve kabuğun arasındaki köpüğün kesilmediği hal	8
Şekil 2.4 Kiriş ve kabuğun arasındaki köpüğün kesildiği hal.....	9
Şekil 2.5 Lif yönünde çekilen numune	11
Şekil 2.6 Lif yönüne dik çekilen numune	12
Şekil 2.7 Lif yönüyle çekme yönü arasında 45° ile çekilen numune	13
Şekil 2.8 Kanat üst yarısının kalıbının üç boyutlu modeli.....	16
Şekil 2.9 Kanat alt yarısının kalıbının üç boyutlu modeli	16
Şekil 2.10 Kalıbın işlenmesi için takım yolları.....	17
Şekil 2.11 SİKA bloklar	18
Şekil 2.12 CNC’de kesilen şablon ve şablondan kesilen 1 mm Rohacell köpük.....	18
Şekil 2.13 Kalıba ilk kat cam elyafının yatırılması.....	20
Şekil 2.14 Kuru, 50 gr/m ² S-cam elyafı kalıba yatırılırken	20
Şekil 2.15 Kuru, 50 gr/m ² S-cam elyafı, köpük ve karbondan sonra ıslatılırken.....	21
Şekil 2.16 Kanat alt ve üst kalıplarının vakuma alınmasına yardımcı donanımlar....	21
Şekil 2.17 Kiriş için tek yönlü karbon elyaflar epoksiyle ıslatılırken	23
Şekil 2.18 Kanadın iki yarısı ve kirişine birleştirilmek için yapıştırıcı uygulanması	23
Şekil 3.1 Kirchhoff-Love kabulünün şematik gösterimi	26
Şekil 3.2 N katlı katman geometrisi	27
Şekil 3.3 Kuvvet ve malzeme eksenlerinin çakışmaması durumu	28
Şekil 3.4 Düz levhadaki düzlemiçi kuvvet ve momentler	29
Şekil 4.1 Kanadın modelinin kesidinden görünümü	35
Şekil 4.2 Kanadın sonlu elemanlar çözüm ağı.....	35
Şekil 4.3 Kanadın ankastre mesnetlenmesi.....	37
Şekil 4.4 Kanatta açıklık boyunca eliptik yük dağılımı ve bölgelere bölünmesi.....	37
Şekil 4.5 Uygulanan kuvvetlerin gösterimi (Hücum kenarından bakış)	39
Şekil 5.1 Statik eğilme testi için kanadın ankastre bağlanması	41

Şekil 5.2 Yükleme testinde ağırlık olarak kullanılan kum torbaları	43
Şekil 5.3 Kanatta kum torbalarının yerleştirildiği bölgeler	43
Şekil 5.4 Tek yönlü gerinimölçer	44
Şekil 5.5 İki yönlü gerinimölçer	45
Şekil 5.6 Kanatta gerinimölçer yapıştırılacak istasyonlar	45
Şekil 5.7 Değiştirici kutu, gerinimetre ve gerinimölçerlerin bağlantısı	47
Şekil 5.8 Wheatstone köprüsü	47
Şekil 5.9 Değiştirici kutu ve gerinimetre bağlantısı	48
Şekil 5.10 Kanat, yükleme esnasında (Hücum kenarından bakış)	49
Şekil 6.1 Analiz ve test verilerinin karşılaştırılması	54

SEMBOL LİSTESİ

A_{ij}	: Katmanların uzama katılık matrisi
B_{ij}	: Katmanların eğilme - uzama ikili etkisi katılık matrisi
D_{ij}	: Katmanların esneklik katılık matrisi
E_1, E_2	: Elastisite modülü
G_{12}, G_{23}, G_{13}	: Kayma modülü
M_x, M_y, M_{xy}	: Bileşke momentler
N	: Newton (kuvvet birimi), kompozit katman sayısı
N_x, N_y, N_{xy}	: Normal kuvvet bileşimleri
$[Q]$	: Katılık matrisi
u_x, u_y, u_z	: Yer değiştirme vektörünün bileşimleri
u_x^0, u_y^0, u_z^0	: Orta düzleme ait yer değiştirme vektörünün bileşimleri
w	: Yer değiştirme
$\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \varepsilon_{xy}^0$	: Katman gerinimleri
$\nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13}$	: Poisson oranları
ρ	: Yoğunluk
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	: 3 eksenindeki gerilme değerleri

ÖZET

BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ KANADININ STATİK YAPISAL DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

Bu çalışmada, kompozit mini bir insansız uçak kanadının statik yük altındaki davranışı deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Tamamen kompozit malzeme olan kanat, cam elyafı, karbon elyafı, yüksek mukavemetli havacılık köpüğü (Rohacell®) ve epoksi reçine kullanılarak üretilmiştir. Çalışmada, tasarımı itibariyle, çantada taşınabilmesi için üç parça olarak üretilen bir kanadın sökölüp takılabilen uç kısmı incelenmektedir. Çalışma kapsamında, deneylerde kullanılmak üzere, orijinal bir kanadın üretildiği atölye şartları ve imalat yöntemleriyle bir kanat imal edilmiştir. Çalışmanın deneysel tarafını oluşturan statik yükleme testi, kanadın maruz kaldığı yayılı yükü en iyi şekilde temsil edebilmesi açısından kum torbalarının kanada yüklenmesiyle yapılmıştır. Kanadın kirişi üzerinde belirlenen iki noktasına yapıştırılan gerinimölçerlerle yükler altında, kanattan hem veter, hem de açıklık boyunca gerinimler okunmuştur. İlave olarak kanat ucu yer değiştirme değerleri de deneyler esnasında kayıt altına alınmıştır. Okunan bu değerler, ABAQUS sonlu elemanlar hesaplama yazılımı kullanılarak yapılan sayısal analizlerden elde edilen değerlerle karşılaştırılmıştır.

SUMMARY

ANALYSIS OF THE STATIC STRUCTURAL BEHAVIOR OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WING

In this study, behavior of an unmanned aerial vehicle's wing static loads has been analysed experimentally and numerically. The studied wing was manufactured by using fiberglass, carbon fiber, high strength aviation foam (Rohacell®) and epoxy resin. Part analysed and tested is the tip part of a three part designed wing which can be unmounted for backpacking. A wing is manufactured in the same workshop conditions and manufacturing methods as in the original wing. As the experimental part of the study, wing was loaded with sandbags in order to simulate distributed wing load. By glueing straingauges on the spar, chordwise and spanwise strains were obtained. Additionally, wing tip vertical displacement was also measured by ruler. All these values were compared with the results from finite element analysis calculated in ABAQUS.

1. GİRİŞ

Bu çalışmanın amacı, deneysel ve sayısal yöntemlerle, kompozit bir insansız uçak kanadının sökülüp takılabilen uç parçasında statik yüklerin oluşturduğu gerinimlerin incelenmesidir. Gerinimlerin yanısıra, kanat ucunda seçilen bir noktanın dikey yer değiştirmeleri de okunmuştur.

Uçak endüstrisinde kompozit malzeme kullanımı giderek artan bir seyir izlemektedir. Aerodinamikteki gelişmeler, yüksek hızlara dayanan kanat, kuyruk gibi aerodinamik yüzey uygulamaları, yüksek ivmelere dayanımlı gövde, düşük ağırlık yüksek kapasite ve benzeri uygulamalar üzerinde yürütülen tasarım ve geliştirme çalışmaları, uçak ve uzay sanayinde kompozit malzeme kullanımını oldukça yaygınlaştırmıştır. Ayrıca, uçak kanadı gibi ince uzun bir yapının eğilmesi esnasında maruz kaldığı gerilmelerin yönlerine göre, gereken bölgeyi takviyelendirmek için kompozit malzemeler en uygun seçimdir. Uçak sanayinde üretilen araçlarda kullanılan malzemenin büyük bir bölümünü karbon, cam ve epoksiden üretilmiş kompozit malzemeler teşkil etmektedir. Bu anlamda kompozit malzemelerin havacılık için oldukça önemli oldukları söylenebilir [1].

Kompozit yapıların mekanik karakteristiğini belirleyen özellikler, imal edildikleri ortamla doğrudan ilişkilidir. Bir ortamdaki, nem, sıcaklık ve hatta havalandırma şiddeti bile aynı malzemelerle aynı yöntemlerle üretilen parçalar arasında mekanik özellik farkları oluşturabilir [2].

Uçak yapılarında kompozitler çeşitli formlarda kullanılır. Bunlar kiriş, plak, sandviç ve kabuk yapılarıdır. Sandviç yapıda elyaflar, çekirdek malzeme denilen orta katmanın iki tarafına lamine edilirken, kabuk yapılar, sadece elyaf ve reçineden oluşur. Sandviç yapılar genellikle kesme kuvvetlerinin ve eğilme momentlerinin etkidiği yapılarda tercih edilirken, kabuk tipi yapılar yalnız çekme ve düşük basma gerilmelerinin etkidiği bölgelerde kullanılır. Ayrıca sandviç yapıların en baskın avantajı, yapının kalınlığını, köpük, ahşap gibi oldukça hafif ve mukavim malzemelerle arttırıp kesit ataletinin yükselmesinin sağlanmasıdır.

Uçaklar ve uzay taşıtlarında, kanat ve gövde gibi hayati yapıların yüzey ve iç elemanlarında olsun, bazı parçaların aerodinamik amaçlı giydirmelerinde olsun sıkça tercih edilen sandviç yapıların dayanımını etkileyen en önemli unsur, çekirdek malzeme – kaplama arayüzünün dayanımıdır. Bu nedenle, konuyla ilgili geçmişte yapılan benzer çalışmalar incelenmiş ve gereken noktalarda faydalanılmıştır. Brischetto, Carrera ve Demasi yaptıkları çalışmada, sandviç yapıların, maruz kaldıkları mekanik yüklere verdikleri cevapları incelemişlerdir. Kaplama ve çekirdek malzemenin mekanik değerlerindeki farklardan ötürü arayüzlerinde süreksizliklerin oluştuğunu ve bu süreksizliklerden ötürü, sandviç yapılarda, Kirchhoff [3] ve Reissner [4] – Mindlin teorilerinin tam işleyemediği sonucuna varmışlardır. Buna çözüm olarak, sandviç yapıların eğilmesinde, kesitte oluşan normal yük dağılımını zigzag fonksiyonu yardımıyla modellemişlerdir [5]. Benzer şekilde, Aydoğdu da çalışmasında [6], Kirchhoff [3]’un klasik katmanlar teorisinin sandviç yapılarda uygulanmasının, yapının enine kayma şekil değişikliğini göz ardı ettiği için, hatalı sonuçlar doğurabileceğini işlemiştir. Frulla ve Cestino [7], yaptığı bir çalışmada HALE (High Altitude Long Endurance – Yüksek İrtifada Uzun Takatli) tipi bir insansız uçak kanadının statik eğilme testlerinin, sonlu elemanlar modeli bulgularıyla tutarlı oldukları sonucuna varmışlardır.

Benzer durumu, çekirdek malzeme kullanmaksızın, katman katman istiflenen elyaf uygulamaları için de söyleyebiliriz. Katlar arası yapışmanın kalitesi, doğrudan bütün yapının mukavemetini belirler. Çekirdek malzeme – kaplama ve katlar arası yapışmanın kalitesini arttırmak için imalat aşamasında daha epoksi reçine sertleşmeden önce, yapıyı çok iyi sıkıştırmak gerekir.

Bu çalışmada incelenecek olan kanat, askeri veya sivil, çok yaygın kullanım alanlarına sahip insansız uçakların mini sınıfının bir üyesinin üç parça olan kanadının uç kısmıdır. Toplam kanat açıklığı 2.6 m olan uçağın, incelenen kanat parçası, uçlardaki birer metrelik kısımdan birisini içermektedir. Uçağın maksimum kalkış ağırlığı 4.1 kg’dır. Motorunun elektrikli olmasından ve görevi esnasında herhangi bir ağırlık azaltıcı parça bırakmayacağından ötürü bu ağırlık, uçağın bütün görevi boyunca ve inişi esnasında da korunmaktadır.

Kanadın üst ve alt yarıları sandviç kompozit panellerden oluşmaktadır. İçinde ise kanadın açıklığı boyunca uzanan tek yönlü karbon elyaflarla sarılmış vaziyette olan Rohacell köpükten imal edilmiş bir giriş vardır. Ek olarak, kesme yüklerini

karşılması amacıyla, kanadın sadece kök kısmına, veter boyunca uzanan bir kaburga konmuştur. Bu yapı, oluşumu itibariyle, uçaklarda kullanılan içi boylamasına kirişlerle ve enlemesine kaburgalarla takviyelenmiş kompozit kaplama veya sacdan tasarlanıp imal edilen kanatlarla aynı yapısal dayanım esaslarına dayanmaktadır. Bu sebeple, buradan elde edilecek tecrübe ve bilgiler, sayısal değerler ve geometriler değişmek suretiyle, yöntem olarak bütün kanatlarda uygulanabilir.

Büyükliği zamana göre değişmeyen yüklere, statik yük ismi verilir. Çalışmada ele alınan statik yük, kanadın yapısal tasarımında göz önünde bulundurulmuş aerodinamik tasarım yükleridir. İncelenen yapı, kirişinden alt ve üst yüzeylerine kadar tamamen kompozit bir kanattır. Alt ve üst yüzeyler, iki yüzü cam ve karbon elyafı kaplı Rohacell köpük olacak şekilde sandviç yapı olarak üretilmiştir. Kiriş ise bu iki kabuk birbirine birleştirilirken yapıştırılmıştır. Yapılan çalışma, kompozit bir kanadın üzerine uygulanan statik yayılı bir aerodinamik yükün kanat üzerindeki etkisinin deneysel ve sayısal olarak incelenmesini içerir. Kanat gövdeye, görevi esnasında ankastre sayılabilecek bir şekilde sıkı geçmeli olarak bağlanmaktadır. Ancak, tez kapsamında yapılan statik yükleme testlerinde, kanat ankastre bağlanmıştır. Kanadın kirişi, kanadın ağırlığına ve yüküne göre rijit kabul edilebilecek bir masaya iki adet işkenceyle, yapıyı hasarlamadan tutturulmuştur. Ardından, sabit yükler kullanılarak statik yük ölçümü yapılmıştır. Sonuçlar sayısal yöntemle elde edilenler ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca, sonlu elemanlar yöntemi ile katı cisim mekaniği analizi gerçekleştiren bir program olan ABAQUS ile modelleme çalışmaları yapılmıştır. Buradaki amaç deneysel ve sayısal çalışmaların tutarlılığını göstermektir.

Çalışmada öncelikli olarak, kompozit bir kanat, imal edilmiştir. İmalatla ilgili bölümde kanadın bilgisayardaki üç boyutlu modelinden itibaren olan süreç anlatılmıştır. Sırasıyla, kanat kalıplarının üç boyutlu modellenmesi, CNC tezgahta işlenmesi, kanat kabuklarının ve kirişinin imalatı, son olarak da montajının adımları anlatılmıştır.

İmalat sürecini, katmanlı kompozitler ve kırılma teorsisi takip etmektedir. Burada ise sırasıyla, yer değiştirme alanı ifadesi, gerinim – yer değiştirme denklemleri, bünye denklemleri, kuvvet – moment bileşkeleri ve son olarak da kompozit yapılarda Tsai – Hill kırılma teorsisi incelenmiştir.

Kanadın yapısal analizi başlığı altında, genel olarak sonlu elemanlar yöntemi ve kanadın analiz modelinin oluşturulması üzerine çalışılmıştır. Bu bölümde, kanat üzerine etkiyen yükler belirlenmiş, analiz ve testlerde uygulanabilir şekilde bölümlenmiş ve ABAQUS'te kurulan modele uygulanmıştır. Yanısıra, geometrik sınır şartları, yani kanadın mesnetleme şekli modellenmiştir. Modelin en gerçekçi şekilde oluşturulabilmesi için, malzeme mekanik değerlerinin tespiti için, kanadın imalat şartlarında üretilen atölyeden çıkan numunelerle yapılan çekme testlerine de bu bölümde değinilmiştir.

Kanadın statik testlerinde, sırasıyla kanadın mesnetlenmesi, yüklerin yerleştirilmesi, testlerde veri toplamak için gerekli donanım ve bunların yerleştirilmesi, bağlanması ve kanadın yüklenmesi konuları ifade edilmiştir.

2. İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ GEOMETRİSİ VE İMALATI

2.1 Giriş

Bu bölümde, imal edilen kanadın imalat süreci ve genel açıdan geometrisi üzerinde durulmuştur. Kanat geometrisinden ana hatlarıyla bahsedildikten sonra, kalıpların imalatına, kanadın imalatında kullanılan malzemelere ve bunların işleneceği yöntemlere, ham malzeme halinden en son montaja kadar değinilmiştir. Ayrıca, kullanılan malzemelerin, kanadın analiz modelinde girilecek olan mekanik değerlerinin tespitine dair testlere ve numunelere de kısaca değinilmiştir.

2.2 Kanat Geometrisi

Teste tabi tutulacak olan kanatta, aerodinamik tasarımından ötürü, aerodinamik veya geometrik bir burulma yoktur. Burada aerodinamik burulmayla kastedilen, kanadın açıklığı boyunca, her noktasında aynı keside sahip olduğudur. Yani, aerodinamik ihtiyaçlardan ötürü, kökte ayrı, uçta ayrı tipte kanat profilleri kullanılmamıştır. Benzer şekilde, geometrik burulmanın olmamasından kasıt, kanat profilinin kökte farklı, uçta farklı bir oturma açısına sahip olmamasıdır. Kanadın üst görünümünden bakılınca, veter boyları, açıklık boyunca, kökten uca doğru doğrusal (lineer) olarak daralmaktadır ve daralma oranı 0.3'tür. Sonlu elemanlar analizinde, keskin köşelerin sorun çıkarması muhtemel olduğu için ve ayrıca, kanadın toplam mukavemetine katkısı, kanattaki ana taşıyıcılara ve kabuğa kıyasla ihmal edilebilir seviyede olduğu için kumanda yüzeyi, menteşe hattı boyunca kanattan çıkarılmıştır. Aynı durum testlerde de geçerlidir. Ayrıca, yine aynı sebepten ötürü, sadece aerodinamik bir detay olan kanadın en ucundaki “winglet” olarak tanımlanan ve amacı, kanadın alt ve üstündeki basınç farkından ötürü kanat uçlarındaki hava dalgalanmalarını önlemek olan küçük kıvrım da analiz ve testlerden çıkartılmıştır.

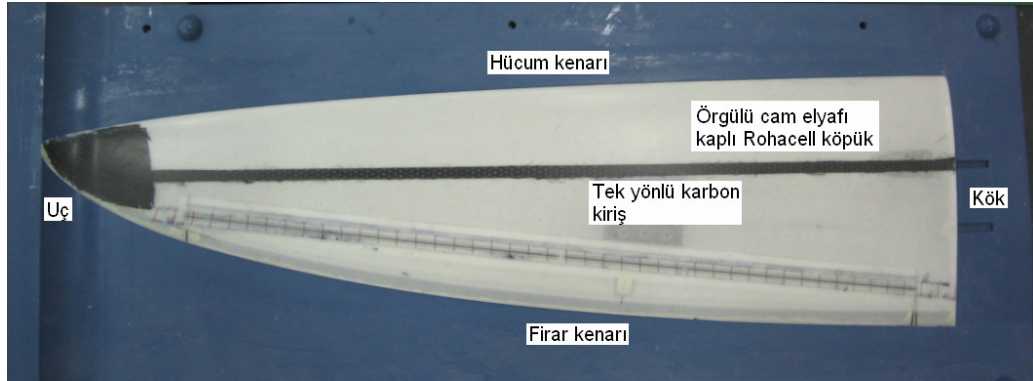
Kanadın diğer bir geometrik parametresi olan profili, kanat ticari bir ürün olarak piyasada da kullanılacağından ötürü gizli bırakılmıştır. Ancak, profilin kalınlık oranı % 9'dur.

2.3 Kanat Üzerindeki Malzeme Dağılımı ve Seçimi

İmal edilen kanatta kullanılan malzemelerin seçimi ve dağılımı, genel mukavemet bilgisi dahilinde yapılmıştır. Kanadın burulmasından ötürü oluşacak kayma gerilmeleri, kanat yüzeyinin en dışında toplanacağı için en dış kabukta örgülü elyaflar kullanılmıştır. Benzer şekilde, eğilmeden kaynaklanan normal yükler de kirişin en alt ve en üstünde bölgelerinde görüleceğinden ötürü, bu hat üzerine, açıklık boyunca uzanan tek yönlü karbon elyaflar uygulanmıştır. Kanadın analiz modeli kurulurken programa girilecek olan mekanik değerler de bir dizi çekme testiyle bulunmuştur. Bu testlerde çekilen numuneler, kanadın imal edildiği atölye şartlarında ve malzemelerle imal edildiği için bu testlerden elde edilen mekanik değerlerin kullanılması, analiz ve test sonuçlarının tutarlılığı konusunda çok yardımcı olmuştur.

2.3.1 Kanat üzerindeki malzeme dağılımı

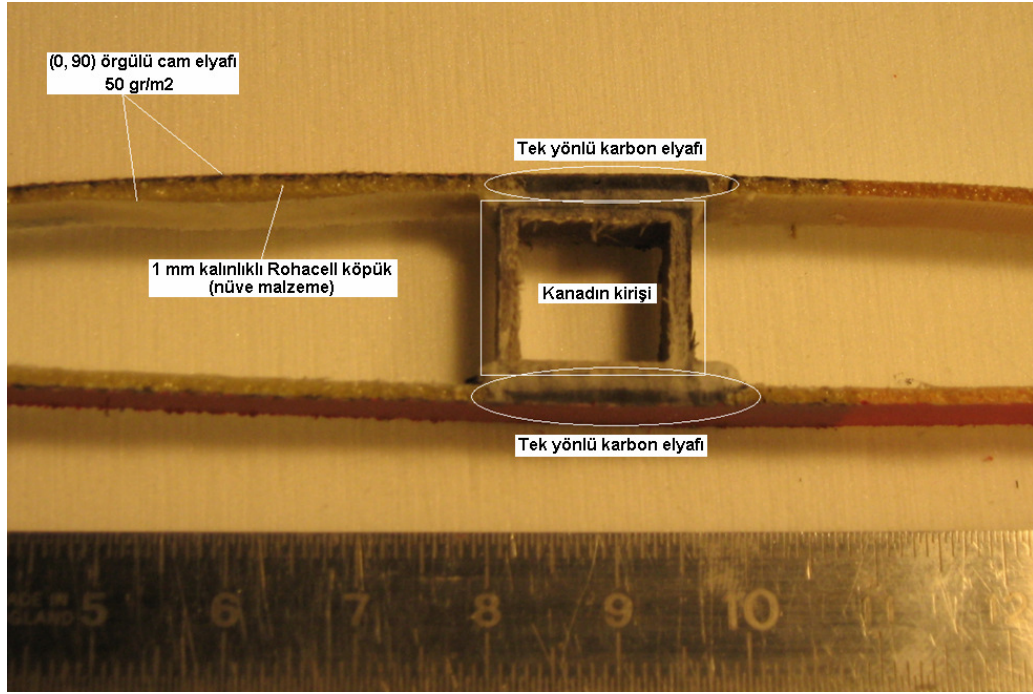
Kanadın malzeme dağılımının hem açıklık hem de kalınlık boyunca görülebilmesi için kanadın üstten görünümü ve kesiti incelenebilir. Üstten görünümünden incelenirse, kanadın bütün ıslak alanını oluşturan yüzeyini kaplayan cam elyafı ve Rohacell köpük, ayrıca bütün kirişi boyunca uzanan tek yönlü karbon elyaflar görülmektedir (Şekil 2.1).



Şekil 2.1 : Kanadın üstten genel görünümü.

Şekil 2.2’de verilen kanat kesidi, yapısal olarak incelenirse, alt ve üst kabukların 1 mm kalınlıklı sandviç yapılardan oluştuğu görülmektedir. Bu sandviç kabukların her biri, Rohacell köpüğün altının ve üstünün 50 gr/m² ağırlıklı cam elyafı kumaşla kaplanmasıyla üretilmiştir. Burada tercih edilen kumaşın dokuması (0/90°) düz

örgülü dokumadır. Bu seçimin sebebi, en dışta bulunan bu katmanın, kanatta burulmadan kaynaklanan kayma yüklerini alabilmesidir.



Şekil 2.2 : Kanadın kesitinden görünüm.

Cam elyafı seçiminde de aynı ağırlıkla daha mukavim bir yapı elde edebilmek için piyasada S-cam diye bilinen ve ingilizcede güçlü anlamına gelen “strong” kelimesinin baş harfini taşıyan S-cam kumaş seçilmiştir. E-cam diye bilinen ve elektronik devre kartlarının imalatındaki gibi sadece elektrik yalıtımı gereken yapısal anlamda bir yararı olmayan cam elyafına göre mekanik değerlerin karşılaştırılması Çizelge 2.1’de verilmiştir.

Çizelge 2.1 : S-cam ve E-cam liflerinin mekanik değerlerinin karşılaştırılması [8].

	S-cam Elyafı	E-cam Elyafı
Yoğunluk (kg/m^3)	2480	2600
Çekme Dayanımı (MPa)	4445	2620
Elastisite Modülü (GPa)	88.9	72.4
Özgül Çekme Dayanımı [$\text{MPa}/(\text{kg/m}^3)$]	1.8	1.0
Özgül Elastisite Modülü [$\text{GPa}/(\text{kg/m}^3)$]	0.036	0.028

Kanatta açıklık boyunca eğilmeden kaynaklanan normal gerilmeler en fazla yüzey kaplamalarının dış yüzlerinde oluşacağından ötürü, kirişin denk geldiği bölgeye, kabuklarda üç kat 300 gr/m^2 tek yönlü karbon elyaf eklenmiştir (Şekil 2.2). Kesitte

de kirişin üzerindeki bu karbon elyaflarının bulunduğu bölgede çekirdek malzeme bulunmamaktadır. Bunun iki sebebi vardır:

Birinci olarak, eğer o bölgedeki çekirdek malzeme bırakılırsa, sadece elyaf köpüğün birbirine yapışması kadar sağlam bir hat oluşur. Bu hat da kanadın ana taşıyıcı hattı olduğuna göre benzer bir zayıflık kanat için de söylenebilir. Elyaf – elyaf yapışma arayüzü, elyaf – köpük yapışma arayüzünden daha sağlam olduğundan ötürü, çekirdek malzemede o bölge kesilip alınmıştır. Böylelikle, karbon elyafından imal edilmiş olan kiriş ile yüzeydeki elyaf katmanı birbirine yapışmıştır.

İkinci olarak da köpüğün kalınlığı olan 1 mm, alt kabuktan ve üst kabuktan aynı anda düşünce, aradaki kiriş perdesi 2 mm daha kalınlaşmaktadır. Bunun yerine, karbon elyafından oluşturulmuş, köpüğe göre çok daha sağlam olan kirişin yüksekliği arttırılmıştır. Bu da kirişin kesit atalet momentinin artması demek oluyor. Çok ufak gibi görünen bu etki, şekille ve basit bir kesit atalet momenti hesabıyla daha net anlaşılabilir. Şekil 2.3 ve Şekil 2.4'te A ve B ile gösterilen durumlar için, kiriş kesitleri dikdörtgen gibi kabul edilirse, kiriş için kesit atalet momenti denklemleri şu şekilde oluşturulabilir.

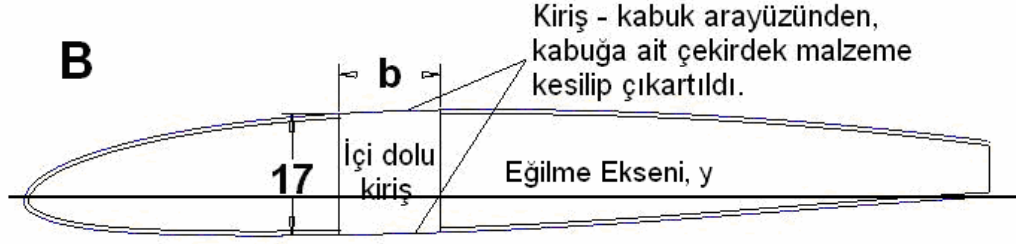
$$I_{yy,A} = \frac{b \cdot 15^3}{12} = 281.25b \quad \text{ve} \quad I_{yy,B} = \frac{b \cdot 17^3}{12} = 409.41b$$

$$\Rightarrow \frac{I_{yy,B}}{I_{yy,A}} = \frac{409.41b}{281.25b} = 1.45 \quad (2.1)$$



Şekil 2.3 : Kiriş ve kabuk arasındaki köpüğün kesilmediği hal.

Bu durumdan sonra da kiriş ve kabuk arasındaki çekirdek malzeme Rohacell köpüğün kesildiği hal incelenmiştir. Burada, bu kesimle birlikte dikkate alınması gereken en önemli detay, kanadın içine yerleştirilen kirişin, kabuklar imal edilirken çekirdek malzemede kesiklere yatırılan karbon elyaflarla yapıyor olmasıdır.



Şekil 2.4 : Kiriş ve kabuk arasındaki köpüğün kesildiği hal.

Denklem (2.1)'den de görüldüğü üzere sadece küçük bir kesme işlemiyle, kirişin kesit atalet momenti 1.45 katına çıkartılabilmektedir.

2.3.2 Kanatta kullanılan malzemelerin mekanik değerlerinin tespiti

Malzemelerin mekanik değerleri olarak analiz modelinde kullanılmak üzere literatürde önceki çekme testlerine dayanan veriler kullanılmamıştır. Test ve analiz sonuçlarının tutarlılığının sağlanması için gerekli en temel veriler olan bu değerler, kanadın imalatında kullanılan malzemelerden ve aynı yöntemle üretilen numunelerin çekme testleri sonucunda elde edilmiştir.

Numuneler, kanatta kullanılmış olan malzeme rulolarından kesilen elyaflardan imal edilmiştir. Numunelerin hazırlandığı epoksi reçinenin ve reçinenin sertleşmesi esnasında maruz kaldığı atölye şartlarının da kanattakilerle aynı olması sağlanmıştır. Her iki ürün de ıslak el yatırması ve vakum torbalama yöntemiyle aynı vakum değerlerinde üretilmiştir.

Öncelikle, elyaf rulolarından aynı anda, çekilecek olan bütün numuneleri çıkartacak ebatlarda kuru elyaflar kesilmiştir. Düz bir yüzeye lif yönleri kaymayacak ve her katman birbirine göre hizalı olacak şekilde üç kat elyaf yatırılıp epoksi reçineyle ıslatılmıştır. Her bir katın her bölgesinin iyice reçineyle doyurulduğundan emin olununca, parçadaki fazla epoksiyi emmek için üzerine emici katman serilmiş ve etrafı contalandıktan sonra vakum torbası bu contanın üzerine yapıştırılmıştır. Vakum torbası, ilgili hortumlarla vakum pompasına bağlanmış ve 900 milibar vakum uygulanmıştır. Epoksi reçine kuruduktan sonra, düz yüzeyden sökülen levhalar, örselenmelerine fırsat vermeden, dikdörtgen şekilli numunelerin kesim işlemine geçilmiştir.

Numune kesimi, test sonuçlarının sağlığı açısından çok önemli ve hassas bir iştir. Numunelerin, olması istenen lif açılarında kesilebilmesi için kesim işleminde CNC tezgah kullanılmıştır. Kompozit malzemeler gibi lifli ve sert malzemeleri işleme kabiliyetindeki kesici takımlar, levhaların kesiminde kullanılmıştır. Kesim işleminde, numunelerin lif açılarının yanısıra, numunelerin hasar görmemesi de çok önemlidir.

Öncelikle, epoksi reçineler, yüksek sıcaklığa uygun bir tip değilse, 120°C civarı sıcaklıklarda mekanik özelliklerini yitirmektedirler. Epoksi reçineler, kimyası gereği termoset olarak adlandırılan ve ısıtılıp soğutulunca tekrar şekillendirilemeyen bir polimer ailesine aittir. Isıtıldığı taktirde, kimyasal olarak bozunur. Bu sebeple, kesim işlemlerinde kesinlikle ısınmamasına özen gösterilmiştir. Bu sorunu çözmek için kesim işlemlerinde soğutucu kesme sıvısı kullanılmalıdır [9].

Kesim işlemlerinde olması muhtemel diğer bir sorun da kesici takımların numuneleri keserken, kenarlarını fiziksel olarak zedelemesidir [9]. Numune kenarlarında mikro mertebede çatlaklara, çentiklere sebep olabilirler. Bu çatlaklar da numunenin yanıtıcı yerlerden kopmasına mahal verebilir. Bu sebeple, kesim işlemi, numunelerin nihai kenarlarından yaklaşık 2 mm uzaktan yapılmıştır. Son ölçülerine getirilmesi de kalından ince kuma doğru zımparalanarak yapılmıştır.

Çekme testleriyle dört temel malzeme mühendislik sabitlerinin tespit edilmesi için en az bir adet çekme yönü lif yönüyle hizalı, en az bir adet çekme yönü lif yönüne dik ve en az bir adet de çekme yönüyle lif yönü arasında belli bir açısı olan üç adet numune gerekmektedir [1]. Numuneler ve elde edilmiş olan mekanik değerlerin ilişkileri Çizelge 2.2’de verilen test matrisinde gösterilmiştir.

Çizelge 2.2 : Mekanik değerlerin tespiti için test matrisi.

	Yönelim	E₁	E₂	v₁₂	G₁₂
Test - 1	0 derece	X		X	
Test - 2	90 derece		X		
Test - 3	45 derece				X

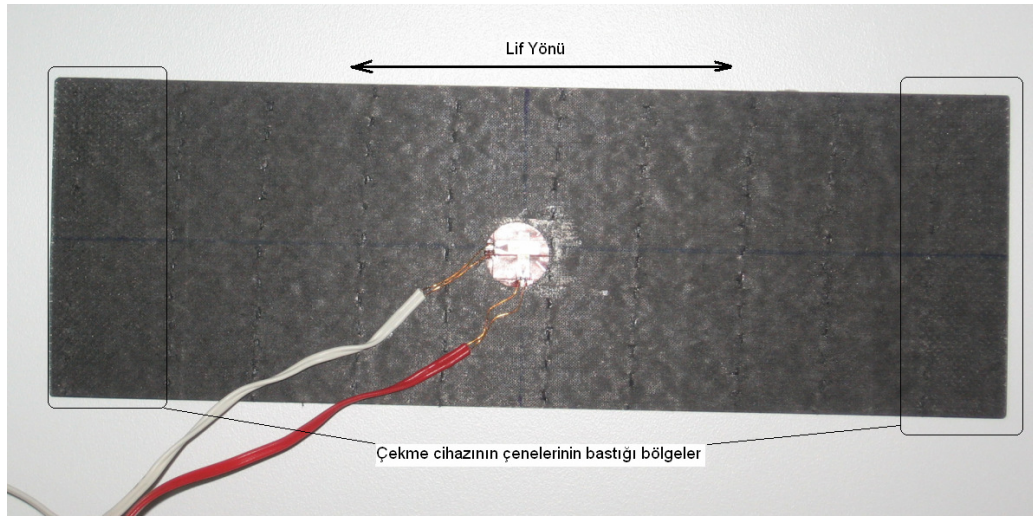
Çizelge 2.2’deki “Yönelim” kolonu, çekme yönüyle boylamasına lif yönleri arasındaki açılardır.

Test – 1’de lif yönü çekme yönüyle hiza olacak şekilde test cihazına bağlanan numuneden okunan gerinimlerle malzemenin E₁ ve v₁₂ değerleri tespit edilmiştir

(Şekil 2.5). Numunenin enlemesinde ve boylamasında tam ortasına yapıştırılan iki yönlü gerinim rozeti sayesinde her iki yöndeki gerinimler okunmuştur. Bu değerlere ulaşmak için Denklem (2.2)'de verilen ifadelerden yararlanılmıştır.

$$\sigma_1 = \frac{F}{A} = E_1 \varepsilon_1 \quad \text{ve} \quad A = bt \Rightarrow E_1 = \frac{F}{bt \varepsilon_1} \quad (2.2)$$

Bu ifadelerde, eni b , et kalınlığı t olan bir numunenin, bilinen bir F kuvvetiyle çekilmesi esnasında, çekme doğrultusunda okunan ε_1 geriniminden E_1 (lif doğrultusundaki elastiklik modülü) değeri bulunmuştur.



Şekil 2.5 : Lif yönünde çekilen numune.

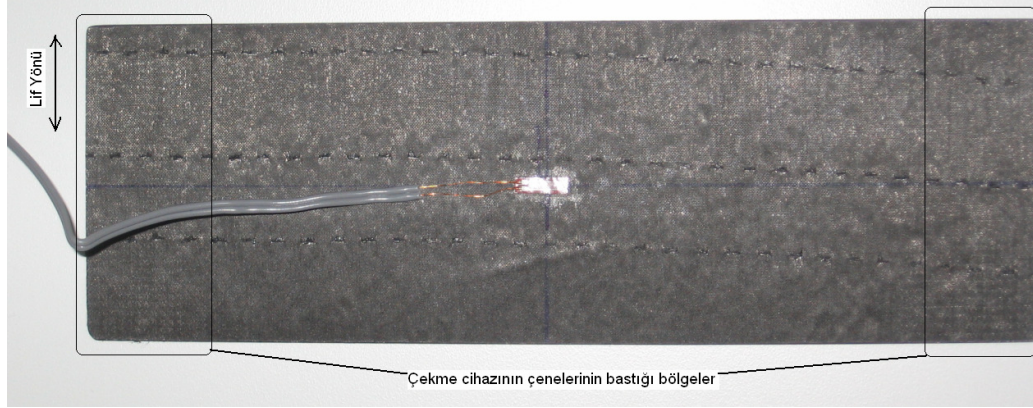
Numunedeki iki yönlü gerinim rozeti sayesinde çekme yönüne dik gerinimler de okunmuştur. Böylelikle, 1 yönündeki çekmenin sebep olduğu 2 yönündeki daralma oranı, yani ν_{12} ifadesi de Denklem (2.3)'te verildiği şekilde bulunmuştur.

$$\nu_{12} = \frac{-\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (2.3)$$

Çizelge 2.2'de verilen Test – 2'de lif yönü çekme yönüne dik olacak şekilde bir numune hazırlanmıştır ve bu numune üzerine her iki ekseninde tam ortasına, tek yönlü gerinimölçer yapıştırılmıştır (Şekil 2.6). Bu gerinimölçerin yönü, çekme yönüyle hizalı olacak şekilde yerleştirilmiştir. Denklem (2.4)'te ifade edilen şekilde E_2 değeri hesaplanmıştır.

$$\sigma_2 = \frac{F}{A} = E_2 \varepsilon_2 \text{ ve } A = bt \Rightarrow E_2 = \frac{F}{bt \varepsilon_2} \quad (2.4)$$

Bu ifadedeyse eni b , et kalınlığı t olan lif yönü çekme yönüne dik bir numunenin, bilinen bir F kuvvetiyle çekilmesi esnasında, çekme doğrultusunda okunan ε_2 geriniminden E_2 (lif doğrultusuna dik yöndeki elastiklik modülü) değeri bulunmuştur.

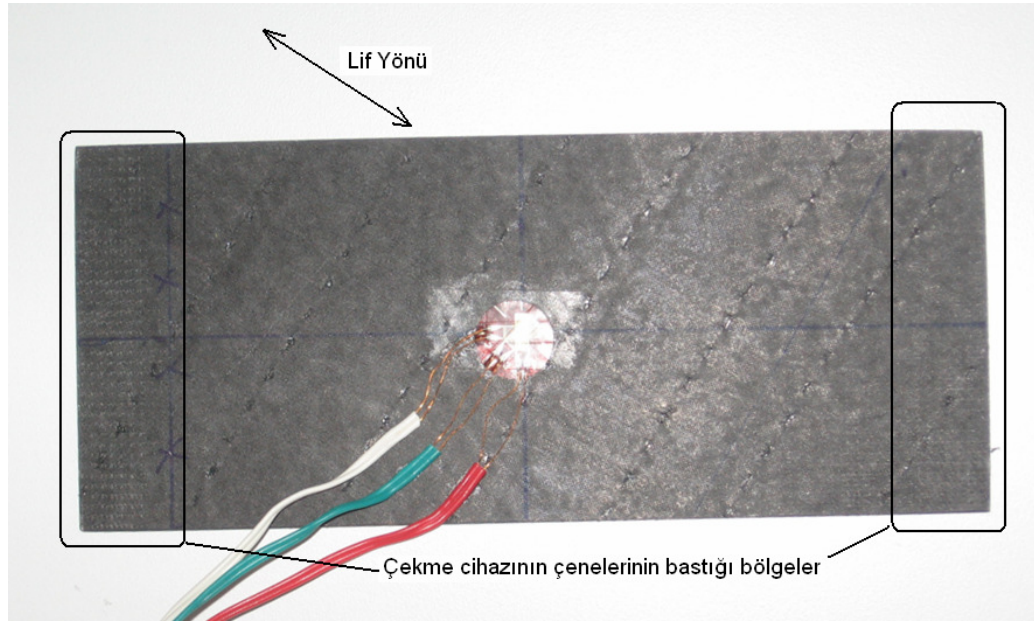


Şekil 2.6 : Lif yönüne dik yönde çekilen numune.

Çizelge 2.2’de verilen Test – 3 ile düzlemiçi kayma modülü bulunmuştur. Bu test için hazırlanan numunelerin lif yönü, çekme yönüyle 45° açı yapacak şekilde hazırlanmıştır. Numune üzerine üç eksenli gerinim rozeti bağlanmıştır. Bu rozetin üzerinde, aralarında 45° açı bulunan üç adet gerinimölçer vardır (Şekil 2.7). Bunlar sayesinde G_{12} ifadesi, Denklem (2.5) ile hesaplanarak bulunmuştur.

$$G_{12} = \frac{\tau_{12}}{\gamma_{12}} = \frac{\sigma_3}{2(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)} \rightarrow \sigma_3 = \frac{F}{bt} \Rightarrow G_{12} = \frac{F}{2bt(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)} \quad (2.5)$$

Bu ifadede eni b , et kalınlığı t olan, lif yönüyle çekme yönü arasında 45° açı bulunan bir numunenin, bilinen bir F kuvvetiyle çekilmesi esnasında, çekme doğrultusunda ve çekme doğrultusuna dik yönde okunan gerinimlerden G_{12} (düzlemiçi kayma modülü) değeri bulunmuştur. Düzlemiçi kayma modülünün değeri lif ve yükleme eksenleri arasındaki açığa bağlı değişmektedir. Yani, malzemeye özel net bir değer bulunamaz. Sadece, kullanılan malzemenin kullanılan yönelim açılarındaki değeri tespit edilebilir. Ancak, kompozit malzemelerde düzlemiçi kayma modülünün en büyük değeri 45° yönelimindedir. Bu sebeple, çekme testlerindeki numuneler 45° elyaf yönelim açısında hazırlanmışlardır.



Şekil 2.7 : Lif yönü ile çekme yönü arasında 45° ile çekilen numune.

Bulunan bütün değerler Çizelge 2.3'te verilmiştir.

Çizelge 2.3 : Karbon/epoksi ve S-cam/epoksi mekanik değerleri.

	Tek Yönlü Karbon/Epoksi Kaplama	Örgülü S- cam/Epoksi Kaplama
Örgü Tipi	Tek Yönlü	Örgülü
Örgü Ağırlığı (gr/m^2)	300	50
Elyaf Hacim Oranı	% 60	% 50
ρ (kg/m^3)	1527	2000
E_1 (GPa)	119.4	43.5
E_2 (GPa)	7.6	43.5
ν_{12}	0.22	0.27
G_{12} (GPa)	6.9	17.1
G_{13} (GPa)	2.8	2.8
G_{23} (GPa)	2.8	2.8

Çekme testlerinden elde edilen gerinim ve kuvvet değerleriyle hesaplanan malzeme mekanik değerleri, Kompozit Yapılarda Karışımlar Kuralı (Rule of Mixtures) ile hesaplanıp çıkan sonuçlar ne denli mantıklı görülebilmektedir. Bu kapsamda, epoksi reçine ve kuru elyafların, imalatçılarından temin edilen mekanik değerleri ve numuneler üretilirken kayıt altına alınan verilerden yola çıkılarak hesaplanmış elyaf hacim oranları kullanılmıştır.

Karışımlar kuralına bakıldığında E_1 , E_2 , ν_{12} ve G_{12} için hesaplama yöntemleri verilmiştir. Ancak, kompozit yapının bu değerlerinin hesaplanabilmesi için yapıda kullanılan elyaf ve reçineye ait değerlerinin de bilinmesi gerekmektedir. İmalatçılardan temin edilebilen tek veri, lif doğrultusundaki elastiklik modülü E_1 olduğu için sadece bu değer, karışımlar kuralıyla kontrol edilmiştir. Reçine, izotropik davrandığı kabulüyle her yön için ayrı bir elastiklik modülüne sahip değildir. Yapının E_1 değerinin, elyaf ve reçine E_1 değerleri cinsinden ifadesi Denklem (2.6)'da verilmiştir.

$$E_1 = E_e V_e + E_r V_r \quad \text{ve} \quad V_e + V_r = 1 \quad (2.6)$$

Bu ifadede E_e , elyafın; E_r , reçinenin elastiklik modülleri, V_e , elyafın; V_r ise reçinenin hacim oranlarıdır. Karbon elyafı için imalatçısından temin edilen elastiklik modülü değeri, $E_1 = 205$ GPa'dır. S-cam elyafı için imalatçısından temin edilen elastiklik modülü değeri, $E_1 = 88.9$ GPa'dır. Benzer şekilde, epoksi reçine için de $E = 2.5$ GPa'dır. Bu veriler ışığında elde edilen elastiklik modülleri şu şekilde hesaplanmıştır:

Karbon/epoksi için: $E_1 = 205 \times 0.6 + 2.5 \times 0.4 = 124$ GPa.

S-cam/epoksi için: $E_1 = 88.9 \times 0.5 + 2.5 \times 0.5 = 45.7$ GPa.

Hesaplanan bu değerlerin, çekme testleri sonucunda elde edilen değerlerle kıyaslanması Çizelge 2.4'te verilmiştir.

Çizelge 2.4 : Karışımlar kuralı ve çekme testleri sonuç karşılaştırması.

	Çekme Testi	Karışımlar Kuralı	% Fark
Karbon/epoksi	119,4	124,0	3,7
S-cam/epoksi	43,5	45,7	4,8

Çizelge 2.4'te görülen farklara izah olarak numunelerde, epoksi sertleşirken, içeride hapsolmuş hava boşlukları gösterilebilir. Her iki numune de aynı miktarda ve sürede vakuma maruz kaldıklarından ötürü her ikisinde de fark birbirine oldukça yakın görülmektedir.

Kanat, mini bir insansız uçağa ait olduğu için kanadın gövdeye sökölüp takılması esnasında herhangi bir zarar görmemesi ve basma yüklerini taşıyacak kalınlıkta bir

kabuk oluşturulabilmesi için 75 kg/m^3 yoğunluklu Rohacell köpüğün 1 mm kalınlığında olanı kullanılmıştır. Burada Rohacell köpüğün seçilmesindeki en temel sebep, bu köpüğün imalatının tam olarak havacılık gereksinimlerine göre yapılmış olmasıdır. Bu köpüğün hücre yapısı incelendiğinde kapalı bir hücre yapısına sahip olduğu görülmektedir. Kapalı hücreli olduğu için de bünyesine nem ve epoksi emerek yapıyı lüzumsuz yere ağırlaştırmaz. Ayrıca, Airbus ve Boeing gibi firmaların kullandığı kendini havacılık sanayine kanıtlamış, yüksek mekanik değerlere, özellikle de bir çekirdek malzeme için en gerekli diyebileceğimiz, basma dayanımına sahip bir köpüktür. Rohacell çekirdek malzemenin mekanik değerleri, Çizelge 2.5'te verilmiştir.

Çizelge 2.5 : Rohacell köpüğün mekanik değerleri [10].

	Rohacell 71 IG-F	Test Standartı
Yoğunluk (kg/m^3)	75	ASTM D1622
Basma Dayanımı (MPa)	1.5	ASTM D1621
Çekme Dayanımı (MPa)	2.8	ASTM D638
Kayma Dayanımı (MPa)	1.3	ASTM C273
Elastisite Modülü (MPa)	92	ASTM D638
Kayma Modülü (MPa)	38	ASTM C273

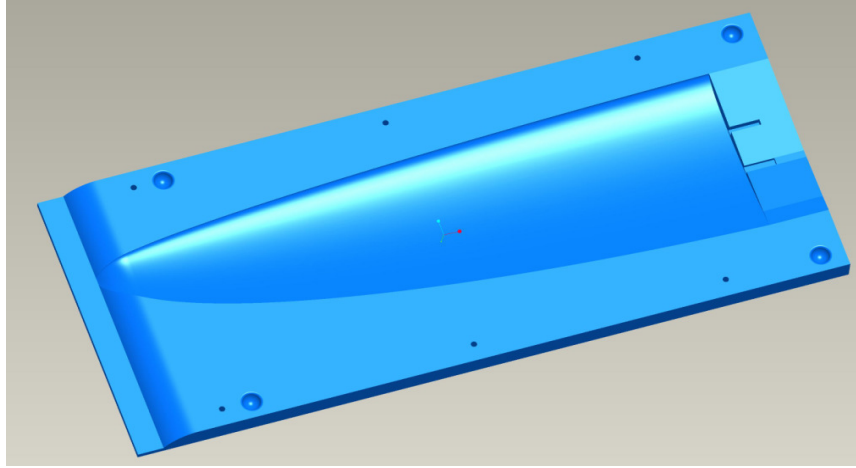
2.4 Kanadın Alt ve Üst Kabuklarının İmalatı

Deneysel çalışmada, ana kirişten ankastre mesnetlenmiş, uçacak olan bir uçağın kanadının imalatındaki şartlarda ve hassasiyette, kompozitten imal edilmiş bir kanat kullanılmıştır. Yani, testte kullanılmak üzere, istenen doğrulukta sonuçlar alınabilmesi için, teste özel değil, uçağa takılmak üzere üretilmiş bir kanat seçilmiştir. Kanadın alt ve üst yüzlerini oluşturacak olan kabukların üretimi, imalat sürecinin en önemli bölümlerinden birisidir. Zira, deneylerde sağlıklı sonuçlar alabilmek için, üretilen kabuğun homojen, epoksi reçinenin doğru karışım oranında ve doğru geometride olması şarttır. Bu nedenle üretimin dışı kalıplar kullanılarak, ıslak el yatırması ve vakum torbası tekniği ile gerçekleştirilmesi uygun görülmüştür.

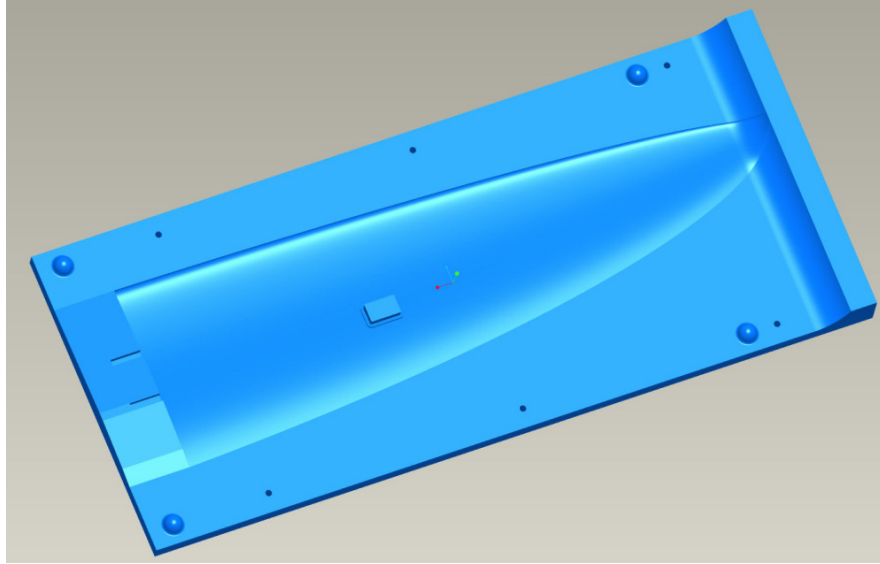
2.4.1 Kalıp tasarımı ve imalatı

Kabuk üretiminde kullanılacak kalıplar, istenilen yüzey kalitesi ve hassasiyeti sağlaması açısından CNC'de üretilmiştir. Kalıpların üç boyutlu modeli (CAD çizimi) PTC Pro Engineer Wildfire 4.0 ticari programında oluşturulmuştur. Kalıplardan önce, kanadın aerodinamik analiz ve tasarım ekibinden gelen yüzey geometrisi

kullanılarak kanat oluşturulmuş ve bu kanadın etrafına kalıp oluşturulmuştur (Şekil 2.8, 9).



Şekil 2.8 : Kanat üst yarısının kalıbının üç boyutlu modeli.

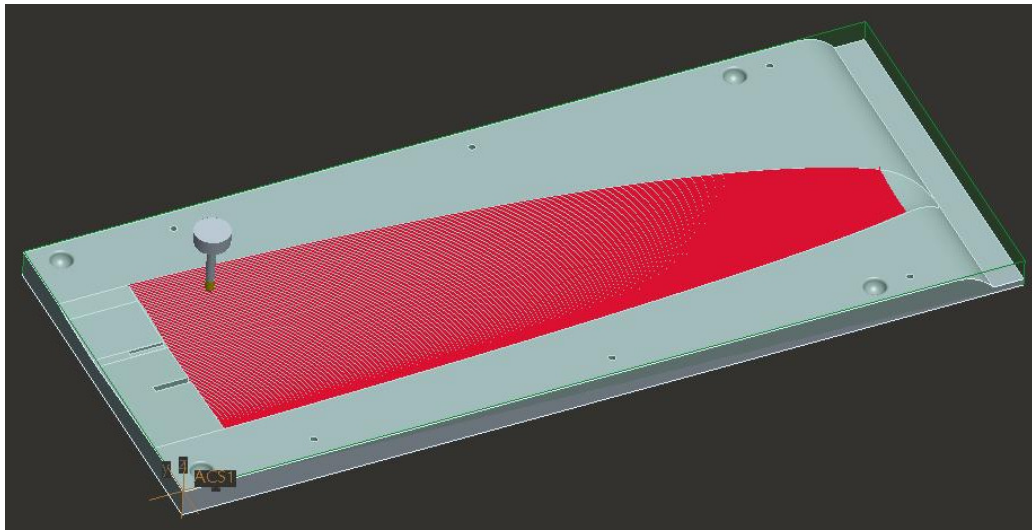


Şekil 2.9 : Kanat alt yarısının kalıbının üç boyutlu modeli.

Kalıp modeli oluşturulduktan sonra, kalıbı ham bloktan, çizilen geometriye dönüştürecek olan CNC'nin kesici, işleyici takımlarının parçayı işleyebilmesi için takım yolları oluşturulmuştur (CAM dosyasının oluşturulması). Takım yollarının oluşturulması için çizim, imalat programı arasında iletişim sorunu olmasın diye, yine PTC Pro Engineer Wildfire 4.0 ticari programıyla yapılmıştır (Şekil 2.10).

CNC tezgahında işlemek üzere SİKA firmasının homojen ve yüksek yüzey kalitesine sahip SikaBlock M960 model blokları kullanılmıştır. Bu bloklar, Şekil 2.11'de

görülen, 500 X 1000 mm ölçülerinde değişik kalınlıklarda üretilmiş poliüretan bloklardır. Bu kalıpları üretmek için 50 mm kalınlıklı bloklar kullanılmıştır. Kalıpların CNC tezgahındaki işlemleri yaklaşık olarak 36 saat sürmüştür. Öncelikle ham bloğu kabaca boşaltıp sonrasında da ilerleme adımları sıklaştırılarak ince işçiliği yapılmıştır. Bittikten sonra, kalıplar, kabukların imalatı için hazırlanmışlardır. Bu hazırlık işlemi, kalıpların yüzeyinde, işlem sonrası olması muhtemel pürüzlerin zımparalanmasını ve işlem esnasında bulaşan işleme yağlarının temizlenmesini içerir. Ayrıca, bu temizlikten sonra, kanadın üretiminde kullanılan epoksinin kalıba yapışmasını önlemek için kalıp ayırıcı uygulanmasını da içerir.



Şekil 2.10 : Kalıbın işlenmesi için takım yolları.

2.4.2 Kabukların imalatı

Kalıpların CNC’de işlenmesi sırasında üzerinde oluşan tozları ve soğutma sıvısının kalıntılarını iyice temizleyebilmek için aseton ve özel kalıp temizleyici kimyasallar kullanılmıştır. Temizliğin ardından, ürünü oluşturacak olan elyaf katlarını yapıştırmada kullanılacak olan epoksi reçine kalıba yapışmasın ve işlemten sonra ürün kalıptan ayrılabilsin diye kalıba kalıp ayırıcı denen özel bir malzeme uygulanmıştır. Bu malzeme, krem şeklinde olup bezle uygulanınca, ürünle kalıp yüzeyi arasında ince, görünmez ve ihmal edilebilir kalınlıkta bir film tabakası oluşturur ve içeriğindeki teflon sayesinde epoksi reçinenin yüzeye yapışıp sökülemez hale gelmesini önler. Epoksi reçineler, endüstrideki en iyi yapıştırıcılar olarak gösterildiği için kalıp ayırıcı uygulaması çok önemlidir. Aksi taktirde, ürün kalıba çok rahatça yapışabilir.



Şekil 2.11 : SİKA bloklar.

Bunun yanı sıra, kalıptaki mikro mertebedeki gözenekleri de doldurup ürünün yüzey kalitesini arttırmasının yanında, bu deliklere epoksinin sızıp da minik birer perçin gibi kalıba tutunup yapışmasını önlemektedir.



Şekil 2.12 : CNC’de kesilen şablon ve şablondan kesilen 1 mm Rohacell köpük.

Kalıp ayırıcı uygulamasından sonra, kabuğu oluşturacak olan elyaflar ve çekirdek malzemeler kesilmiştir. Kabuğun yapısal olarak daha tutarlı ve üretiminin standartlaşması için 2 mm kalınlıklı alüminyum levhadan bilgisayarda hazırlanmış olan, Şekil 2.12’deki şablonlar CNC tezgahda kesilmiştir.

Bu şablonlar, kanadın kabuklarındaki bütün elyaflar ve köpük için net ölçülerinde hazırlanmıştır. Bu şablonlara göre, kabuğun genelini örtecek olan cam elyafı kumaşlar, yine kabuğun genelini örtecek olan 1 mm kalınlıklı Rohacell köpük, ardından da kanadın kirişinin altında ve üstünde açıklık boyunca uzanan tek yönlü karbon elyaflar kesilmiştir. Bütün malzemeler hazır olunca epoksi reçine karıştırılmaya başlanmıştır.

Epoksi reçineler, termoset plastikler grubundan, endüstrideki en iyi yapıştırıcılar olarak tanımlanan genelde, reçine ve sertleştirici olmak üzere iki bileşenden oluşan malzemelerdir. Yüksek mukavemetli ve esnek oluşlarının yanı sıra kimyasal malzemelere dayanıklılıklarından ötürü havacılıkta en çok tercih edilen malzemedir. Tercih edilmesinin bir diğer sebebi de tam olarak sertleşmesini tamamladıktan sonra, boyutsal olarak çok kararlı bir yapı meydana getirmesidir. Termoset reçineler, sertleşmeleri esnasında hacimce bir miktar azalmaktadırlar. Bu oran, yaklaşık % 0.3 ile en az epoksi reçinelerdedir. Böylece, geometrik olarak çok hassas ve tutarlı parça imalatlarına izin verir [2]. Bileşenlerin karışım oranları türden türe değişmektedir. Bazı reçine üreticileri hacimce, bazılarıysa ağırlıkça karışım oranlarını verir. Ama genelde, üreticiler her koşulda ölçmek kolay olsun ve oranlarda tereddütlere mahal olmasın diye hacimce ve ağırlıkça aynı oranlarda yapmaya çalışır. Epoksilerde karışım oranları çok hayati önem taşımaktadır. İmalatçısının verdiği oranların dışına çıkmak reçinenin mekanik değerlerinde çok büyük farklılıklar doğurabilir. Bu da bütün yapıyı tehlikeye atar. Bu yapıda kullanılmış olan epoksi SİKA LS tipi epoksi reçinedir. Bu reçine, SİKA F4 isimli sertleştiricisiyle karıştırılmıştır. İmalatçı firma, bu sertleştiricinin kullanılması halinde, epoksinin oda sıcaklığındaki kullanım süresinin 80 dakika olacağını vermiştir [11]. Ağırlıkça 100:18 (reçine:sertleştirici) olan karışım oranına tam olarak sadık kalınması için 0.1 gr hassasiyetli dijital terazilerden faydalanılmıştır.

Karışım hazırlandıktan sonra sırasıyla şu adımlar izlenerek ürün elde edilmiştir:

Epoksi reçine, kalıplara elyafları yatırmak için fırça yardımıyla uygulanmıştır (Şekil 2.13). Fırçalar, epoksi reçinenin tahriş edici kimyasına dayanıklı “asit fırçası” denen tipte seçilmiştir. Fırçanın kılları reçineye dayansa da kılları birbirine bağlayan yapıştırıcı, özelliğini yitirip yüzeyin fırça kıllarıyla kirlenmesine yol açmaktadır. Kılların varlığı, katmanlar arası yapışma kalitesini düşürmektedir.



Şekil 2.13 : Kalıba ilk kat cam elyafının yatırılması.

İlk kat cam elyafı, kalıp yüzeyine yatırılmış ve hiç kuru yeri kalmayacak şekilde iyice epoksiyle ıslatılmıştır. Kuru yerlerin kalması demek, o bölgelerin kanadın genelinde yayılı olan yüklere duyarsız kalıp civarında yük yığılmalarına yol açacağı anlamına geleceğinden, bu ıslatma işi çok özenle yapılmıştır. Şekil 2.13'te gösterildiği üzere, ıslak cam elyafı şeffaflaşırken, kuru elyaflar beyaz kalmaktadır.

Ardından, çekirdek malzeme olan 1 mm Rohacell köpük yatırılmıştır. Bu köpükteki kırıntı için açılan kesiğe tek yönlü karbon katları yatırılıp iyice ıslatılmıştır. Hemen ardından son kat olarak cam elyafı yatırılıp iyice ıslatılmıştır (Şekil 2.14, 15).

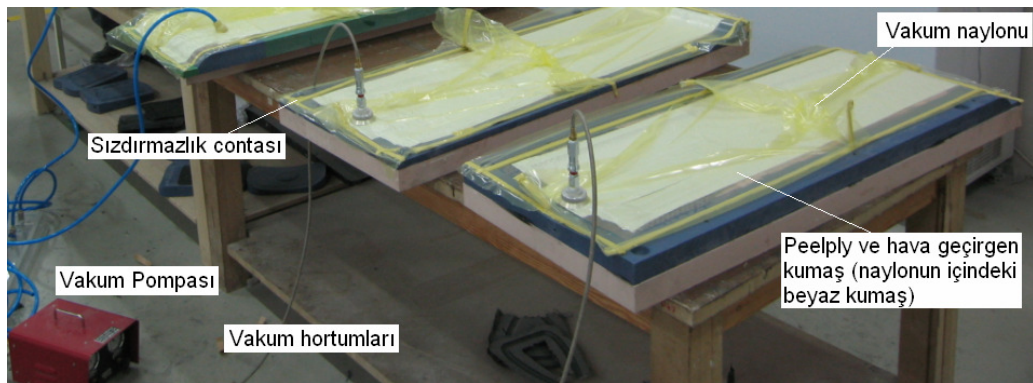


Şekil 2.14 : Kuru, 50 gr/m² S-cam elyafı kalıba yatırılırken.



Şekil 2.15 : Kuru, 50 gr/m² S-cam elyafı köpük ve karbondan sonra ıslatılırken.

Bu işlemler sırasıyla tamamlandıktan sonra sıradaki katman olarak “soyma katı (peelply)” denilen emici kumaş serilmiştir. Bu kumaş vakumlama esnasında reçinenin fazlasını emer, sertleşme tamamlandıktan sonra kolayca yüzeyden ayrılır ve istenen elyaf / epoksi oranının sağlanmasına yardımcı olur. Sonraki katman ise oldukça boşluklu bir yapıya sahip sentetik bir kumaştır. Kumaşın bu boşluklu yapısı hava dolaşımına izin vererek vakumlama etkisinin her yerde sağlanmasına yardımcı olur. Tüm bu katmanların üzerine vakum işleminin gerçekleştirileceği naylon kumaş serilip, kenarları sızdırmazlık amacıyla macunlandıktan sonra serme işlemi sona ermiştir. Bundan sonra, Şekil 2.16’da görülen özel bağlantılar kullanılarak vakum hortumları, vakum naylonuna bağlanmış ve kalıp içindeki hava çekilmeye başlanmıştır. Burada her iki kalıba da % 90 (900 miliBar) vakum uygulanmıştır.



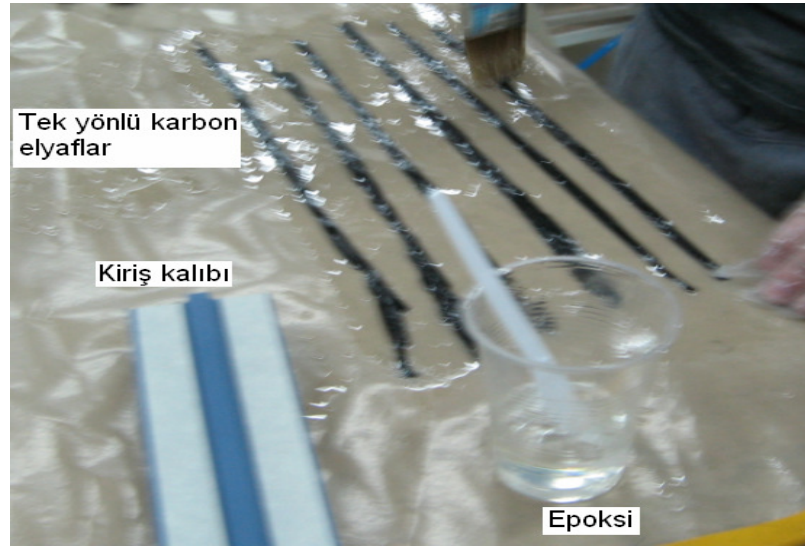
Şekil 2.16 : Kanat alt ve üst kalıplarının vakuma alınmasına yardımcı donanımlar.

Önceden de belirtildiği gibi, katların birbirine yapışmasının kalitesi yapının toplam mukavemeti bakımından çok önemlidir. Kalıba yatırılmış ürünün üzerine külçe külçe ağırlık koyulsa bile kalıp içindeki eğriliklerden ötürü malzemeye bölgesel veya noktasal basacaktır ki bu da en istenmeyen olaydır. En doğrusu olan bütün yüzeye aynı anda ve aynı kuvvetle basabilmek için atmosferik basıncın her noktaya dik uygulandığı gerçeğinden yola çıkarak hava basıncından yararlanılmasıdır. Bu da iki türlü yapılabilir. Birincisi, bir kompresör yardımıyla kalıbın içine hava basılabilir ki bu zor ve tercih edilmeyenidir. En yaygın ve kolay olanı ikincisidir. Buradaki uygulamada olduğu gibi iyice sızdırmaz halde contalanmış olan kalıbın üzerine sızdırmaz bir naylon örtülür ve içindeki hava emilir. Emilen havanın basıncı kadar bir değer doğrudan malzeme üzerine, naylonun içindeki basıncın eksi, dışındakinin artı olmasından ötürü kalıptaki malzemeye ve yüzey ne kadar eğri olursa olsun her noktaya dik, eşit ve dengeli olarak uygulanır. Vakum işlemi, katlar arası yapışmanın kalitesini arttırdığı gibi, yapıda istenmeyen fazla reçinenin de dışarı atılmasına olanak sağlar. Böylece, yaklaşık % 60 elyaf hacim oranlarına erişilebilmektedir. Ayrıca, vakum sayesinde epoksinin bileşenleri karıştırılırken içinde oluşan kabarcıklar da emilip dışarı atılmaktadır. Her noktaya dik ve aynı değerde bir basınç olduğu için ürün kalınlığı da oldukça tutarlı olmaktadır [12].

Sertleşme işlemi sonuçlanana kadar vakumlamaya devam edilip aynı zamanda spot lambalar yardımı ile kabuk 70°C'ye ısıtılmıştır. Buradaki amaç kabuk mekanik özelliklerinin katalog değerlerine ulaşması olduğu gibi aynı zamanda sertleşme süresinin de kısaltılmasıdır. Bilindiği gibi ortam ısısının 10°C artması sonucunda sertleşme süresi yarı yarıya kısalmıştır [2]. 5 – 6 saatlik bir süre sonunda reçine sertleşince, sıra ürünü kalıptan ayırmaya gelmiştir. Önce kalıp ve ürün belli bir süre soğumaya bırakılmış ve daha sonra vakum torbası ve diğer yardımcı malzemeler ürün üzerinden kaldırılmıştır. Bundan sonra kalıp ile ürün arasına kompresör ve hava tabancası kullanılarak basınçlı hava tatbik edilerek ürün kalıptan ayrılmıştır.

2.4.3 Kanat kirişinin üretimi

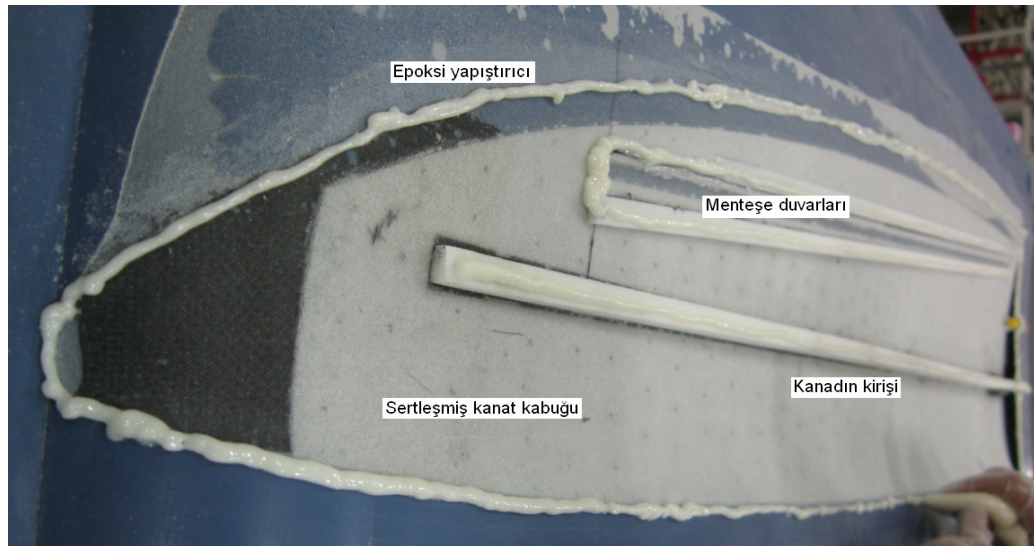
Kanadın kirişinin imalatında da kabuklarda uygulanan yöntem kullanılmıştır. Burada kirişin yük taşıyıcılığı, baskın olarak eğilme için olacağından, kanadın açıklığı boyunca uzanacak şekilde tek yönlü karbon elyafı kullanılmıştır (Şekil 2.17). karbon lifleri iyice epoksi reçineyle doyurulup kalıba yatırılmıştır.



Şekil 2.17 : Kiriş için tek yönlü karbon elyaflar epoksiyle ıslatılırken.

2.4.4 Kanadın alt kabuk, üst kabuk ve kirişinin birleştirilmesi

Alt kabuk, üst kabuk ve kiriş ayrı ayrı üretilip epoksi tam sertliğine kavuştuktan sonra, kabuklar kalıplarındayken, kanadın hücum kenarına, firar kenarına, kök kısmındaki kaburgasına, kiriş ve menteşe duvarlarının kabuklara yapışacak yüzlerine epoksi uygulanmıştır. Sonra alt ve üst kalıp, üzerlerindeki hizalama çıkıntıları sayesinde kapatılmıştır (Şekil 2.18). İki kalıbın birbiriyle iyice örtüştüğünden emin olduktan sonra, üstüne ağırlık konmuştur. Epoksi sertleştikten sonra, kalıplar birbirinden ayrılıp kanat bir bütün olarak son halini almıştır.



Şekil 2.18 : Kanadın iki yarısı ve kirişi birleştirilmek için yapıştırıcı uygulanması.

3. KATMANLI KOMPOZİTLER VE KIRILMA TEORİSİ

3.1 Giriş

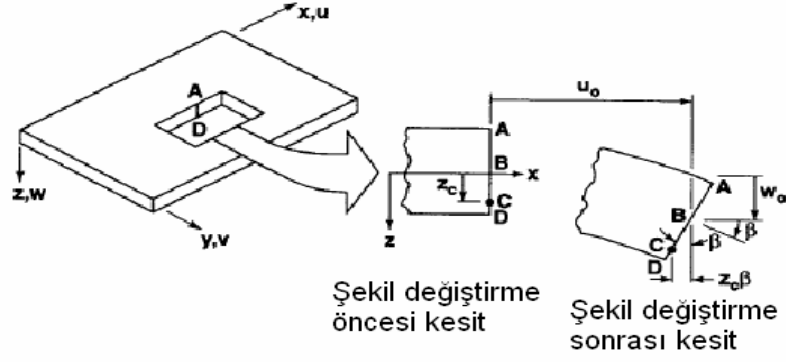
Kompozit kabuk ve genel anlamda bütün kompozit yapıların makromekanik incelenmesi “Katmanlama Teorisi (Lamination Theory)” ile yapılmaktadır. Bu teori, klasik, cisimlerin mukavemeti incelemelerindeki gerilme ve gerinim ilişkilerini belli kabuller çerçevesinde ortaya koymaktadır. Bu kabullerin var olmasının en temel sebebi, problemi çözülebilir iki boyutlu hale indirmeye yardımcı olmalarıdır [13]. Bu teoride yapılan kabuller şu şekilde sıralanabilir:

- Her bir katman grubu, birbirine mükemmel mukavemette ve mükemmel incelikte yapışmış ara katmanlardan oluşur. Böylece, yapıya herhangi bir yük geldiği zaman, yapının tamamıyla bir bütün olarak, katlar arasında kayma gibi süreksizlikler olmuyormuşçasına yüke cevap verdiği kabul edilir. [13].
- Her bir katın, kendi içinde homojen olduğu kabulü yapılır. [1]
- Her bir kat düzlem gerilme halinde incelenir. Bu kabul, $\varepsilon_{xz} = \varepsilon_{yz} = 0$ şartını doğurmaktadır. Yani, düzlem dışı gerinim değerleri ihmal edilmektedir [13].
- Katman grubunun, Kirchhoff – Love ince levhaların eğilmesi tezine göre davrandığı kabul edilir. Bu kabule göre, katmanların orta düzleminin normallerinin boyu değişmez. Ayrıca, yine katmanların orta düzleminin normallerinin düz kaldığı ve şekil değiştiren orta düzleme de dikliğini koruduğu kabul edilir (Şekil 3.1). [1]

3.2 Yer Değiştirme Alanı

Şekil 3.1 irdelenecek olursa, küçük açılar ve küçük yer değiştirmeler kabulüyle, şekil değişikliğinden sonra, orta düzlemin eğimi (β) aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\tan \beta = \frac{\partial w^0}{\partial x} \cong \beta \quad (3.1)$$



Şekil 3.1 : Kirchhoff – Love kabulünün şematik gösterimi.

Yine Şekil 3.1 üzerinden iki eksendeki yer değiştirme ifadelerine ulaşılabilir.

$$u = u^0 - z \frac{\partial w^0}{\partial x} \quad ; \quad v = v^0 - z \frac{\partial w^0}{\partial y} \quad (3.2)$$

Ayrıca, düzlem normallerinin boyu değişmediğine göre, bütün levhadaki sehim ifadesi kalınlıktan bağımsızdır. Böylece aşağıdaki gibi ifade edilebilirler.

$$w(x,y) = w^0(x,y) \quad (3.3)$$

Bu ifadelerde geçen üst indis "()⁰" orta düzleme ait değişkenler için kullanılmaktadır.

3.3 Gerinim – Yer Değiştirme Denklemleri

(3.2) denklemlerindeki yer değiştirme ifadeleri, gerinim – yer değiştirme ifadelerinde yerlerine yazılırsa, (3.4)'te verilen denklem grubuna ulaşılır.

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u^0}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = \varepsilon_x^0 + z \kappa_x \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v^0}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = \varepsilon_y^0 + z \kappa_y \\ \varepsilon_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u^0}{\partial y} + \frac{\partial v^0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} = \varepsilon_{xy}^0 + z \kappa_{xy} \end{aligned} \quad (3.4)$$

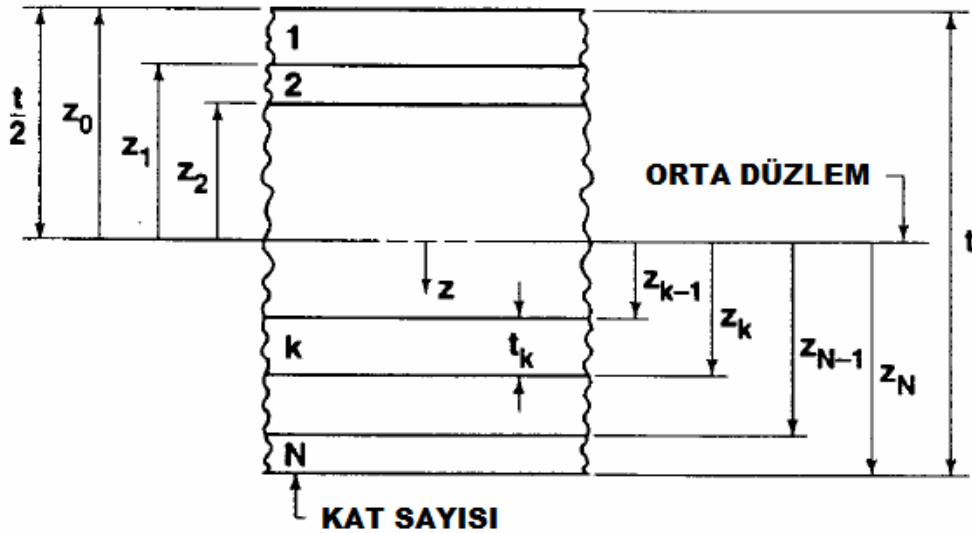
Bu ifadeler matris formunda derlenirse,

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad \text{veya} \quad \{\varepsilon\} = \{\varepsilon^0\} + z\{\kappa\} \quad (3.5)$$

En son varılan denklem grubu, katman içindeki herhangi bir z bölgesindeki toplam gerinimleri, orta düzlem gerinimleri ve eğrilik yarıçaplarıyla ifade etmeye yarar. Ayrıca, burada dikkat edilmesi gereken en önemli nokta, şu ana kadar herhangi bir şekilde malzeme tipi, yönelimi, yerleşimi ve katman adedine değinilmemiştir ve elde edilen denklemler, doğrudan, Kirchhoff kabullerinden türetilmiştir [1].

3.4 Bünye Denklemleri

Kompozit yapılar genelde birden çok katmandan oluşurlar (Şekil 3.2).



Şekil 3.2 : N katlı katman geometrisi [12].

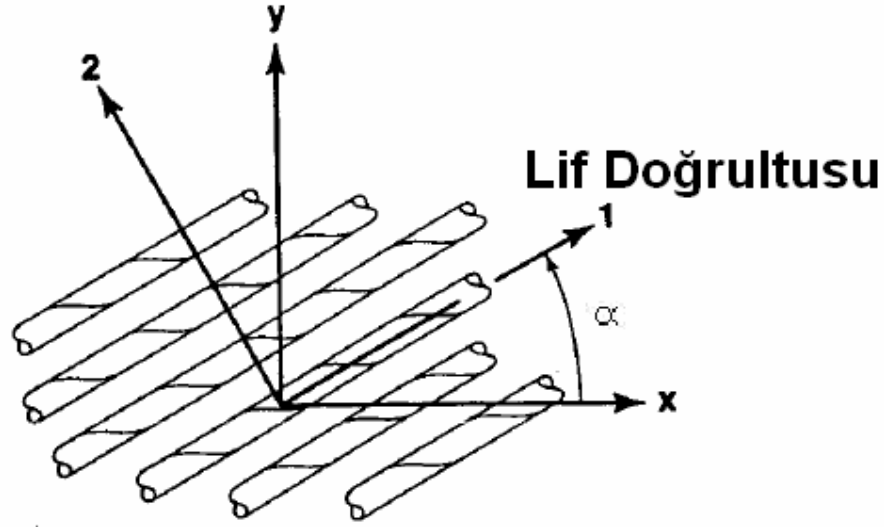
Bahsi geçen yapının N adet katmandan oluştuğu ve et kalınlığının t olduğu düşünülürse, k katmanına ait gerilme – gerinim ilişkileri Hooke yasası kullanılarak aşağıdaki temel denklem ile ifade edilebilir [13].

$$[\sigma]_k = [\bar{Q}]_k [\varepsilon]_k \quad (3.6)$$

Burada $[\sigma]$ gerilme tansörünü, $[\bar{Q}]$ genel halde ortotropik bir katman için katılık matrisini, $[\varepsilon]$ ise gerinim tansörünü temsil eder. İfadenin açık hali ise aşağıdaki gibidir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

α açısı, malzemenin lif doğrultusuyla, genel eksen takımı arasındaki açı olarak kabul edilirse ve $m = \cos \alpha$ ve $n = \sin \alpha$ olmak üzere, $[\bar{Q}]$ dönüştürülmüş katılık matrisinin elemanları denklem (3.8)'de görüldüğü şekilde elde edilebilir.



Şekil 3.3 : Kuvvet ve malzeme eksenlerinin çakışmaması durumu [13].

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})m^3n + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})mn^3 \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})mn^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})m^3n \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{66}(m^4 + n^4) \end{aligned} \quad (3.8)$$

Dönüştürülmüş katılık matrisinin elemanlarının tespit edildiği bu denklemler dizisinde adı geçen Q_{ij} ifadeleri, malzemenin bilinen mekanik özelliklerinden elde edilir. Mühendislikte sıkça kullanılan ve bir dizi testle elde edilebilen elastik sabitler olan Young modülü E , Poisson oranı ν , kayma modülü G bu değerlere ulaşmak için kullanılmaktadır.

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

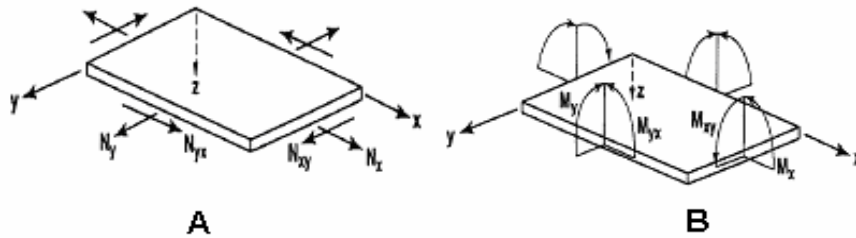
$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (3.9)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

3.5 Kuvvet ve Moment Bileşkeleri

Katmanlı bir kompozit yapıda gerilmeler katmandan katmana değişeceğinden ötürü, katman kuvvetlerinin ve momentlerinin Şekil 3.4'teki gibi tanımlanması daha uygundur.



Şekil 3.4 : A- Düz levhadaki düzlemiçi kuvvetler, B-Düz levhadaki momentler [13].

Bu bileşke gerilme ve momentler sayesinde malzemenin orta katmanına etkileyen kuvvet ve momentlere denk bir model tasarlanabilir. Genel olarak, bir kompozit malzeme, gerilme bileşenleri olarak σ_x , σ_y , σ_z , σ_{xy} , σ_{yz} ve σ_{zx} 'e sahip olacaktır. Halbuki burada ele alınan modelde sadece σ_x , σ_y , σ_{xy} bileşenleri mevcuttur. Neticede üç adet düzlemiçi kuvvet bileşkesi şu şekilde tanımlanabilir.

$$N_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \quad (3.10)$$

$$N_y = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_y dz \quad (3.11)$$

$$N_{xy} = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_{xy} dz \quad (3.12)$$

Bu gerilme bileşkeleri birim uzunluk başına düşen kuvvetle aynı boyuta sahip olup, kuvvetler ilgili gerilme bileşeniyle aynı doğrultuda pozitifler. Buna orta katmana

uygulanan gerilmelerin oluşturduğu momentler de eklenecektir. Bileşke momentler aşağıdaki gibi tanımlanabilir [13].

$$M_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz \quad (3.13)$$

$$M_y = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_y z dz \quad (3.14)$$

$$M_{xy} = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_{xy} z dz \quad (3.15)$$

(3.10)'dan (3.12)'ye kadar yazılan üç kuvvet bileşeni ile (3.13)'ten (3.15)'e dek olan moment bileşenlerinin, kompozit katmanın kalınlığı boyunca oluşan gerilme dağılımına statik olarak denk olduğu söylenebilir. Sonuçta düzlemiçi kuvvetleri ifade eden eşitliklerden, n katman için kuvvet toplamı şu şekilde tanımlanabilir.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_k dz \quad (3.16)$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \left(\int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \epsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \cdot z dz \right) \quad (3.17)$$

Dikkat edilirse $[\epsilon^0]$ ve $[\kappa]$ matrislerinin ve verilen herhangi bir katman için N matrisinin z 'nin bir fonksiyonu olmadığı görülmektedir. O halde yukarıdaki ifade kısaca şu şekilde yazılabilir,

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \left(\begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \epsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} \cdot \int_{z_{k-1}}^{z_k} dz + \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \cdot \int_{z_{k-1}}^{z_k} z dz \right) \quad (3.18)$$

Denklem (3.18) aşağıdaki şekilde tekrar düzenlenebilir.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \epsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Denklem (3.19) tansörel formda Denklem (3.20) şeklinde ifade edilir.

$$[N] = [A] \cdot [\epsilon^0] + [B] \cdot [\kappa] \quad (3.20)$$

Burada;

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\overline{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \quad (3.21)$$

ve

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (3.22)$$

olarak genel bir ifadeye dönüştürülebilir.

Benzer şekilde (3.13), (3.14) ve (3.15) numaralı eşitliklerden bileşke momentler için aşağıdaki gibi bir ifadeye ulaşılabilir. [5]

$$\begin{bmatrix} M_\varphi \\ M_\theta \\ M_{\varphi\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_\varphi^0 \\ \varepsilon_\theta^0 \\ \varepsilon_{\varphi\theta}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} K_\varphi \\ K_\theta \\ K_{\varphi\theta} \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

veya

$$[M] = [B] \cdot [\varepsilon^0] + [D] \cdot [K] \quad (3.24)$$

ifadeleri elde edilir. Burada,

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (3.25)$$

ve B_{ij} Denklem (3.22)'de verildiği gibidir.

Bu denklemler sonucunda ulaşılan [A] matrisi, katmanların düzlemiçi katılığını, [D] matrisiye eğilme katılığını belirleyen parametrelerdir. [1]

3.6 Tsai – Hill Kırılma Teorisi

Tsai – Hill kırılma teorisi, bir dizi katmanın alt birimi olan tek bir katın elastik özelliklerinin, bütün katmanlar yapısının katılık ve uyumluluk matrislerinin elemanlarını oluşturduğu temeli üzerine kurulmuştur. Katmanlardan oluşan bir yapıya uygulanan yük, bireysel olarak her bir katmanın hasarlanması noktasına kadar arttırılabilir. Ancak, katman hasarlanmasının sebebi elyaf hasarlanması mı yoksa reçine hasarlanması mı diye araştırılmalıdır. Tsai – Hill kırılma teorisi Denklem (3.26)'daki gibi ifade edilebilir.

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad (3.26)$$

(3.26) ifadesinde X, lif yönündeki; Y, life dik yöndeki ve S, kayma dayanımları olarak verilmiştir.

Bir katman, lif yönünde bir σ_1 gerilmesiyle hasarlanırsa, bu gerilme değerinin elyafların lif doğrultusundaki dayanımından büyük mü küçük mü olduğuna bakılmalıdır. Küçükse, hasarlanma elyaflardan değil, reçinedendir denilebilir. Büyükse ise tam tersi, yani elyaf hasarlanmasıdır denilebilir. Hasarlanma reçinedense, katmanın sadece kayma ve lif yönüne dik yöndeki yükleri taşıyamayıp lif doğrultusundaki yükleri hala taşıyabileceği söylenebilir. Ancak, hasarın kaynağı elyafsa o katmanın tamamen hasarlanıp yük taşıyamaz hale geldiği söylenebilir [1].

Bu teoriye göre, hasarlanan katmana ait mekanik özellikler, hasarlandıktan sonra tekrar güncellenir ve katmanlardan oluşan yapının toplam mukavemetine olan etkileri yansıtılır. Ardından, bütün yapının iş göremez hale gelmesine kadar yüklemeye devam edilir. Katmanlı bir yapıda en az iki katmanın hasarlanması halinde bütün yapının hasarlandığı kabul edilir [1].

4. İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ YAPISAL ANALİZİ

4.1 Giriş

Bu bölümde, kanadın sonlu elemanlar analiz modelinin kurulmasına dair adımlara değinilmiştir. Modelin eleman örgüsünün oluşturulması, sınır şartlarının ve yüklerinin girilmesi, kanat açıklığı boyunca olan yayılı yük dağılımının testlerde ve analizlerde kolay uygulanabilir hale getirilmesi üzerine çalışılmıştır. Ayrıca, yapıyı oluşturan malzemelerin fiziksel ve mekanik değerlerinin modele atanması da bu bölümde yapılmıştır.

4.2 Kanadın Üç Boyutlu Modelinin Oluşturulması

Kanat imal edildikten sonra, ProEngineer Wildfire 4.0 programında üç boyutlu modeli (CAD) oluşturulup analiz için gerekli detayları yapılmıştır. Analiz için detaylardan kasıt, önceden de bahsedildiği üzere, kanadın firar kenarının oynar yüzey menteşe hattı boyunca kesilmesi ve de tamamen aerodinamik amaçlı yapılan wingletinin kesilmesi işlemidir. Bu detaylar, yapısal bir katkı sağlamadıkları gibi, analiz programında eleman örgüsü (mesh) oluştururken çok keskin köşelere ve içiçe girişimlere yol açıp sağlıklı örgü oluşumuna sebep vermektedir. Sağlıksız elemanlar, o bölgelerde yük yığılması, gerçek dışı yer değiştirme değerlerinin okunması gibi modelin sonuca yakınsamasını geciktirici sorunlara yol açabilmektedir.

Kanadın üç boyutlu modeli ProEngineer Wildfire 4.0 programında oluşturulmuştur. Modelin nihai geometrisine, tasarımı esnasındaki bir dizi tekrarlı aerodinamik analizler sonucunda ulaşılmıştır. İmalat teknolojileri izin verdiği sürece, aerodinamik olarak en tercih edilen kanat, eliptik bir veter dağılımına sahip olan eliptik üst görünümlü bir kanattır. Bunun sebebi, kanadın, aerodinamik olarak en verimli olan, açıklığı boyunca eliptik bir yükleme şekline ulaşılabilmesidir. Kanadın oynar yüzeyi ve wingleti de çizimde yok edildikten sonra, model analiz programına aktarılmak üzere “step (.stp)” uzantılı kaydedilmiştir.

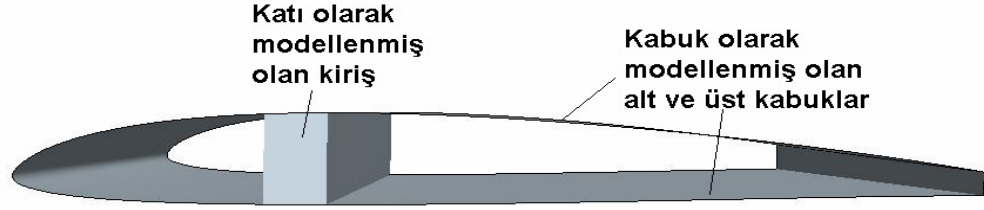
4.3 Kanadın Analiz Modelinin Oluşturulması ve Sonlu Elemanlar Yöntemi

Sonlu elemanlar yöntemi, karmaşık, çözümü zor bir yapının çözümüne ulaşmanın daha kolay olduğu daha küçük alt parçalara bölünerek çözülmesini sağlayan sayısal bir yöntemdir. Sadece yapısal hesaplamalarda değil, akışkan hesaplamalarında da akışın inceleneceği kontrol hacmini daha küçük alt elemanlara bölerek incelemek suretiyle kullanılmaktadır.

Oluşturulan üç boyutlu model, ABAQUS 6.5.1 programından “import” komutuyla açılmıştır. Bu işlemin ardından, kanadın, yapısal analizler için modeli kurulmaya başlanmıştır. Modelin kurulması demek, modelin üzerindeki bütün malzemelerin mekanik değerlerinin programın anlayacağı biçimlerde tanıtılmasını, modelin test edileceği sınır şartlarının programa tanıtılmasını, modeli çözecek olan sonlu elemanlar yönteminin gereği olan eleman örgüsünün oluşturulmasını ve analizin sonucunda hangi verileri toplamak istendiğinin programa girilmesini içeren bir süreçtir.

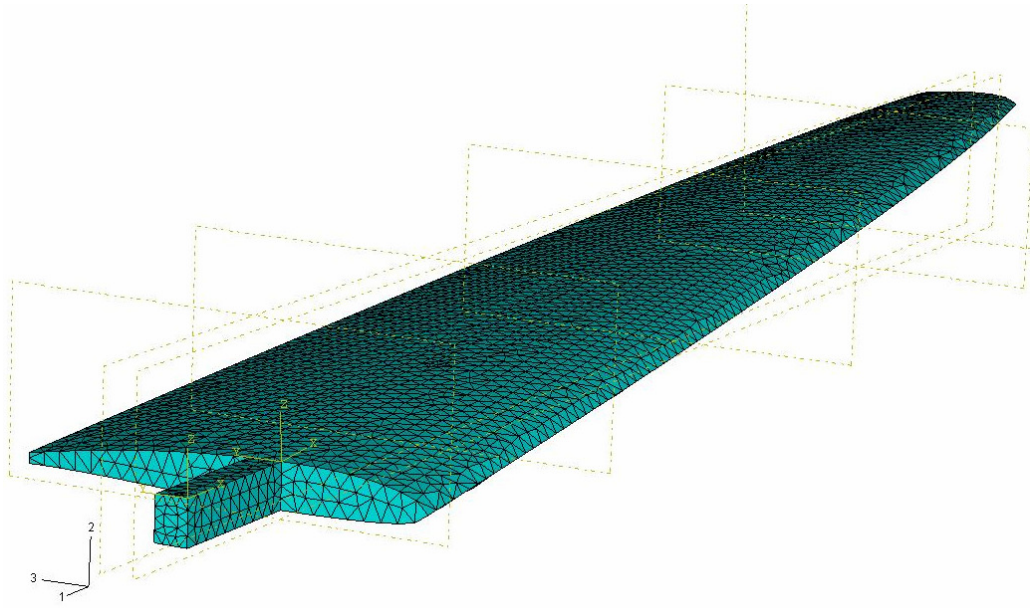
Modelin kurulmasındaki ilk adım, kanadın alt ve üst kabuklarının ve kirişinin ABAQUS’e tanıtılmasıdır. Burada, kabuklar, diğer iki ölçüsü kalınlığa kıyasla çok büyük olmasından ötürü, ince levha kabulüyle modellenmiştir. Sonlu elemanlarda “Kabuk (Shell)” olarak isimlendirilen bu modelleme için ABAQUS’ün S3R kodlu elemanı kullanılmıştır. Bu eleman, üç düğüm noktalı (node), doğrusal üçgen elemandır. Doğrusaldan kasıt, üçgen elemanın kenar çizgilerinin eğri değil, doğru olmasıdır.

Kanadın kirişinin kesit kalınlığı, kabuk modelleme için uygun olmadığı için kiriş katı modellenmiştir. ABAQUS’ün C3D4 kodlu, dört düğüm noktalı, doğrusal düzgün dörtyüzlü (tetrahedron) elemanı kullanılmıştır. Kiriş ve kanat kabukları arasında, kabuk ve katı eleman kullanmanın doğurduğu serbestlik derecesi tutarsızlığını önlemek için ABAQUS’te kirişle kabuğun birbirine temas ettiği arayüz bölgesi, kinematik olarak birbirine bağlanmıştır. Bu bağlantının yapılması çok önemlidir çünkü doğru yapılmadığı takdirde kabuk ve kiriş birbirinden bağımsız iki yapıymış gibi davranır. Bütün, moment, kuvvet ve yer değiştirmelerin sağlıklı olarak yapıya aktarılması için bu arayüz oldukça önemlidir (Şekil 4.1). Kabuk – katı arayüz bölgesi birbirine bağlanıp serbestlik derecesi tutarsızlıkları önlenince, artık modelin bir sonraki adımı olan eleman örgüsünün oluşturulması işlemine geçilmiştir.



Şekil 4.1 : Kanadın modelinin kesitinden görünüm.

Bu detaylar çözümlendikten sonra, Şekil 4.2’de görülen sonlu elemanlar eleman örgüsü oluşturulmuştur.



Şekil 4.2 : Kanadın sonlu elemanlar örgüsü.

Sonlu elemanlar yönteminde, analiz programlarına malzeme mekanik değerlerinin tanıtılması esnasında bütün kuvvet, yer değiştirme, yoğunluk, elastiklik ve kayma modüllerinin tanıtılmasında tutarlı birim seçimleri yapılmalıdır. Bunun yanısıra, tanıtılan malzemelerin, modelin uygun yerlerine göre modele giydirilmesi gerekmektedir. Buna göre, mekanik ve fiziksel değerlerin birimleri Çizelge 4.1’de görülmektedir.

Çizelge 4.1’de yoğunluğun ton/mm^3 cinsinden verilmesinin sebebi şu şekilde izah edilebilir.

$$F = ma \quad \text{ve} \quad m = \rho V \Rightarrow F = \rho Va \quad (4.1)$$

Çizelge 4.1 : Malzeme fiziksel ve mekanik özelliklerinin birim tutarlılıkları.

Özellik	Birim
Mesafe	mm
Kuvvet	N
İvme	mm/s ²
Elastiklik ve Kayma Modülleri	MPa
Yoğunluk	ton/mm ³

Denklem (4.1)'deki ifade her bir bileşenin birimleri cinsinden yeniden düzenlenirse

$$[N] = \rho \times [mm^3] \times [mm/s^2]$$

$$[N] = [kg] \times [m/s^2] = [kg] \times 10^3 \times [mm/s^2] \quad (4.2)$$

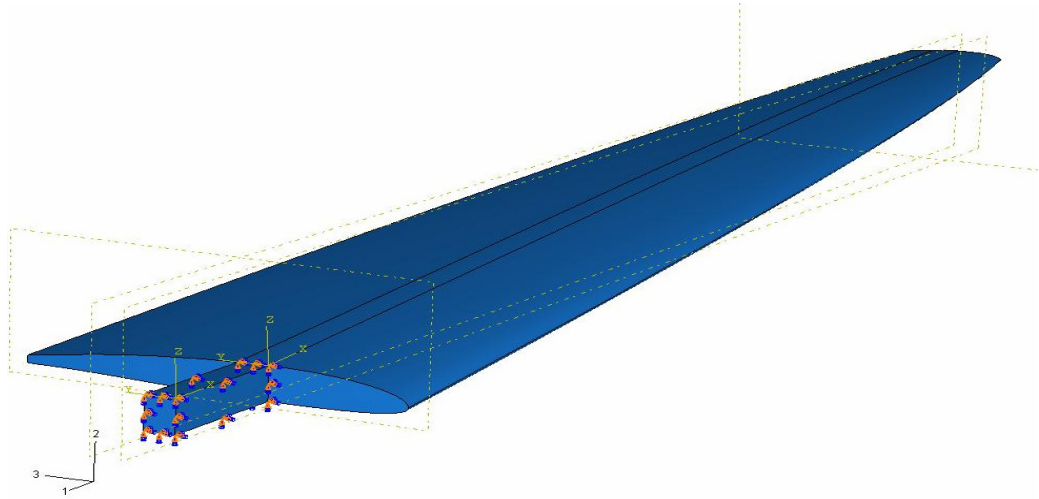
(4.2) ifadesi, (4.1) denkleminde yerine yazılır ve düzenlenirse, yoğunluk değeri olarak aşağıdaki birime ulaşılmaktadır.

$$\rho = 10^3 \times [kg/mm^3] = [ton/mm^3] \quad (4.3)$$

Kanadın yapısal modeli kurulup kullanılan malzemelerin kullanım yerleri ve mekanik değerleri de atandıktan sonra, modelin sınır şartlarının tanıtılmasına geçilmiştir. Bu işlem, modelin mesnetlenme şekli ve üzerine uygulanan yüklerin ve uygulanma şekillerinin programa tanıtılmasıdır. Parça, testte tam olarak nasıl mesnetlenecek ve nasıl yüklenecekse birebir olarak analiz programına yansıtılmalıdır. Aksi takdirde istenmeyen yerlerde yük birikimleri veya yük oluşmama durumu gözlenebilir.

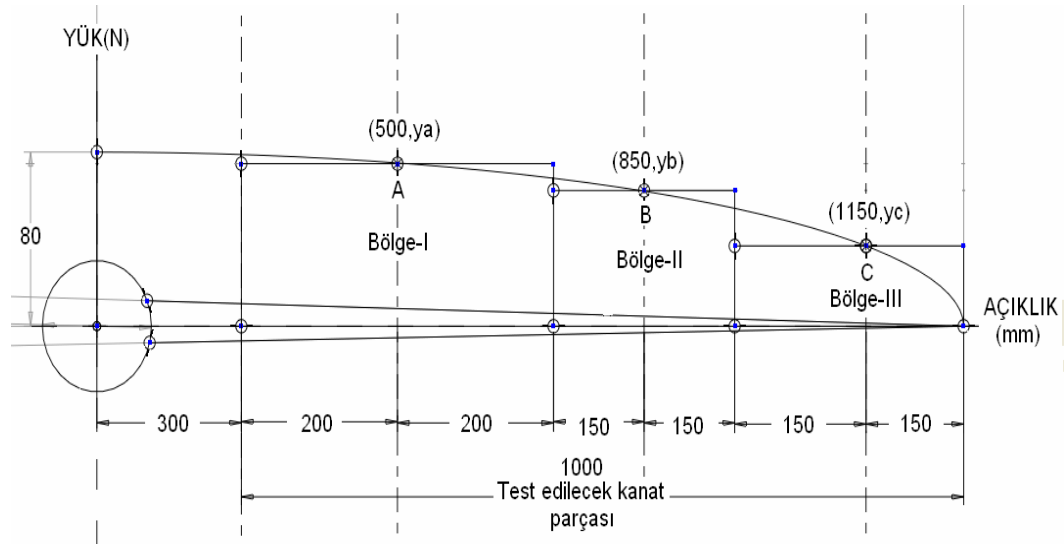
4.4 Sınır Şartlarının ve Yüklerin Uygulanması

Kanadın sınır şartlarının uygulanması, kanadın test esnasında mesnetleneceği şeklin aynen analiz programına da aktarılmasıdır. Kanat, kirişinden ankastre mesnetleneceği için programda, bütün yönlerdeki yer değiştirme değerleri sıfır olarak alınmıştır (Şekil 4.3). Kiriş, katı modellendiğinden ötürü, katı elemanlarda zaten var olmayan dönme serbestlik derecesinden tutulmaya gerek görülmemiştir. Yani, üç eksen etrafındaki dönme serbestlik dereceleri tutulmamıştır. Ancak, kiriş de kanadın geri kalan yapısı gibi kabuk olarak modellenseydi, kabuk elemanlar, dönme serbestlik derecesine sahip olduğu için sadece öteleme serbestlik derecesinden mesnetlemek yetmeyecek, bir de dönme serbestlik derecelerinden tutturmak gerekecekti.



Şekil 4.3: Kanadın ankastre mesnetlenmesi.

Kanadın yükleri aerodinamik analizler sonucunda, açıklık boyunca yük dağılımından elde edilmiştir. Tam eliptik yük dağılımını bilgisayar ortamında yaratmak ne kadar kolaysa, testlerde yaratmak o denli zor olacağından ötürü, yük dağılımı, testlerde de gerçekleştirilebilecek makul bir şekilde dörtgen bölgelere bölünmüştür (Şekil 4.4).



Şekil 4.4 : Kanatta açıklık boyunca eliptik yük dağılımı ve bölgelere bölünmesi.

Test edilecek kanat parçası, en kökte 400 mm, bir sonrakilerin herbirisi 300'er mm olmak üzere 3 bölgeye ayrılmıştır. Bu bölgelerin orta noktaları belirlenmiş ve bu noktalardaki yük değerleri elips denklemi yardımıyla bulunmuştur.

Burada, 4.1 kg kütleli kanadın 4 g'deki yükleme değeri şu şekilde hesaplanmıştır.

$$\text{Yük} = 4 \times 9.81 \times 4.1 \approx 160 \text{ N} \quad (4.4)$$

Kanat başına düşen kuvvet = $160 / 2 = 80 \text{ N}$

Şeklinde ifade edilebilir.

Kanadın açıklığı boyunca olan yük dağılımı eliptik olduğundan ötürü, açıklık – yük ilişkisi elips denklemiyle ifade edilebilir. Elips denkleminin kartezyen koordinatlardaki genel ifadesi,

$$\frac{x^2}{r_x^2} + \frac{y^2}{r_y^2} = 1 \quad (4.5)$$

Olarak verilir. Burada r_x açıklık boyunca olan elips yarıçapını, r_y de yükleme eksenindeki elips yarıçapını ifade eder. Bu tanımdan yola çıkılarak (4.5) denklemi aşağıdaki gibi, test edilen kanada özgü halde düzenlenebilir.

$$\frac{x^2}{1300^2} + \frac{y^2}{80^2} = 1 \quad (4.6)$$

Seçilen bir istasyondaki yük değeri olan “y”nin istasyonun açıklığı cinsinden ifadesi, (4.6) denkleminde türetilebilir.

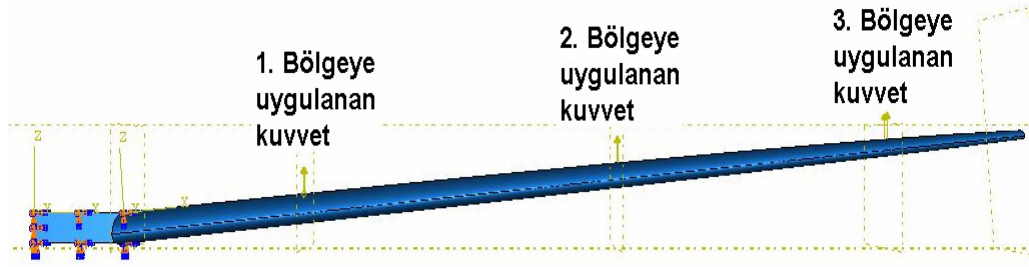
$$y = 80 \times \sqrt{\left(1 - \frac{x^2}{1300^2}\right)} \quad (4.7)$$

Bu ifade, Excel’de düzenlenince Çizelge 4.2’deki verilere ulaşılmaktadır.

Çizelge 4.2 : Açıklık boyunca noktalara uygulanacak kuvvet değerleri.

Açıklık (mm)	Yük (N)	Kütle (kg)
0	80,0	8,1
300	78,0	7,9
500	74,0	7,5
850	60,5	6,2
1150	37,3	3,8

Çizelge 4.2’de, istenen açıklıktaki kuvvetin değeri, (4.7) denkleminde yerine yazılarak bulunmuştur. Bu kuvvetin kütle olarak karşılığı da en sağdaki sütunda verilmiştir. Bu tablodan anlaşılacağı üzere, Şekil 4.4’te, A noktasına uygulanan kuvvetin değerinin $y_a = 74 \text{ N}$ olduğu görülmektedir. Benzer şekilde, $y_b = 60.5 \text{ N}$ ve $y_c = 37.3 \text{ N}$ ’dur. Her bir bölgedeki kuvvetler, ABAQUS’e tanıtılırken, programın gösterdiği uygulama yönlerine dikkat edilmiştir. Çünkü, program, ilk başta fabrika ayarları olarak istenen yönde bir kuvvet göstermiyor olabilir.



Şekil 4.5 : Uygulanan kuvvetlerin gösterimi (Hücum kenarından bakış).

Kanadın statik eğilme deneyinde ve sonlu elemanlar analizinde modelini kurarken, hesaplanan miktardaki ağırlıkların bileşkesinin doğrultusu, hesapta kullanılan istasyonların üzerinden geçecek şekilde yerleştirilmiştir. Nitekim analiz programında, kum torbalarının ağırlık merkezlerinin geçeceği noktalardan kuvvetler uygulanmıştır (Şekil 4.5). Bu duruma dikkat edilmezse, test ve analiz arasında tutarsızlık olması kuvvetle muhtemeldir. .

4.5 Kanadın Sonlu Elemanlar Analizi

Modellemeye dair bütün işlemler tamamlandıktan sonra, kanadın yüklemesi değişik koşullarda ABAQUS'te de gerçekleştirilmiştir. Analizden elde edilen sonuçlar Çizelge 4.3'te verilmiştir.

Çizelge 4.3 : Analiz sonuçları.

	Kök ($\mu\epsilon$)	Uç ($\mu\epsilon$)	
Yükleme Durumu	Açıklık	Açıklık	Uç Sehim (mm)
1g	140	28	3
2g	275	57	9
3g	410	84	14
4g	560	114	19

Her bir yüklemeye ait açıklık boyunca gerinim değerlerini gösteren şekiller Ek A'da verilmiştir. Çizelge 4.3'te verilen "Kök" ve "Uç" isimli sütunlardaki veriler, kökteki ve uçtaki gerinim rozetlerini işaret etmektedir. Her bir gerinim rozetinin, veter ve açıklık boyunca olmak üzere iki adet gerinimölçeri bulunduğundan ötürü, açıklık ve veter boyunca olmak üzere, ikişer adet gerinim değeri okunması gerekmektedir. Ancak, veter boyunca olan gerinim değerleri, tek basamaklı sayı mertebesinde, sıfıra çok yakın olduğundan ötürü, tabloya alınmamıştır.

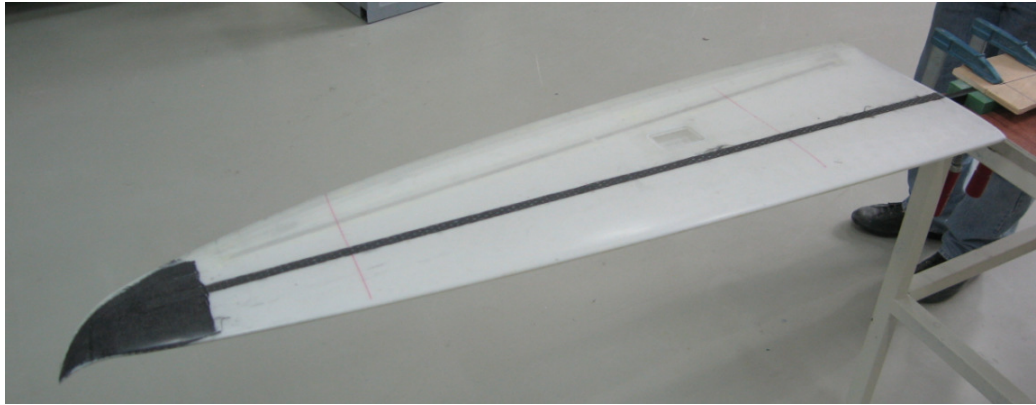
5. İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ STATİK TESTİ

5.1 Giriş

Bu bölümde, imal edilen kanadın statik eğilme testi için hazırlanması, mesnetlenmesi, yüklerin yerleştirilmesi ve test edilmesi işlenmiştir. Ayrıca, testlerde kullanılmış olan ölçüm cihazlarının tanıtılması ve yüklenen ağırlıkların hazırlanması konularına da değinilmiştir.

5.2 Kanadın Testlere Hazırlanması ve Ankastre Bağlanması

Kanat imal edilip etrafındaki imalat sonrası yapıştırıcı taşmaları ve çapakları temizlendikten sonra, kökündeki kaburgayı (ribi) delerek dışarı çıkan karbon kirişinden Şekil 5.1'deki gibi, ankastre tutturulmuştur. Kanat sabitlenirken, uçuşta olacağı gibi, üst kabuğu basmaya ve alt kabuğu çekmeye çalışacak şekilde yüklenebilmesi açısından ters bağlanmıştır. Kanadın, gerçek uçuş şartlarında, gövdeye tam anlamıyla ankastre mesnetlendiği söylenemese de testlerde ankastre bağlanmıştır. Ankastre tutturulmasının sebebi, kirişin dışarı uzanan parçasının gerçekteki şartlarda hiç boşluğu olmayan bir yuvaya girmesinden ötürü kanadın bir bütün olarak eğilmeye çalışmasıdır. Yani, kanat boydan boya tek parçaymış gibi, gelen yüklere bütün olarak cevap vermektedir.



Şekil 5.1 : Statik eğilme testi için kanadın ankastre bağlanması.

Şekil 5.1’de görülen kanat, eğilme testi için henüz son haline getirilmemiştir. Görüldüğü üzere firar kenarı ve wingleti kesildikten sonra son haline gelmiş olacaktır.

Kanadı ankastre bağlarken dikkat edilmesi gereken en önemli husus, kirişin bağlanması esnasında hasar görmemesidir. Herhangi bir ezilme veya başka türlü hasarlanma durumunda hasarlı noktadan kırılıp hem testi boşa çıkartır hem de elde edilen sonuçlar yanıltıcı olur.

5.3 Yükler ve Yerleşimleri

Şekil 4.4’te gösterildiği üzere, test için dizilecek yükler, ağırlık merkezleri, kanat parçasının kökünden, sırayla, 500, 850 ve 1150 mm uzakta olacak şekilde dizilmiştir. Yüklemede, yayılı yük dağılımını en iyi temsil etmesinden ötürü ve noktasal ağırlıkların yaratacağı muhtemel hasarları önlemek için Şekil 5.2’deki kum torbaları kullanılmıştır. Kum torbalarının ağırlıkları seçilirken, adım adım yapılan yükleme esnasında, kanat yüzeyine her bir torba konulduğunda 0.5 g yükleme değerine denk gelmesi sağlanmıştır. Çizelge 5.1’de de görüldüğü üzere, bu amaçla, 0.95 kg, 0.75 kg ve 0.45 kg kütleli kum torbaları hazırlanmıştır.

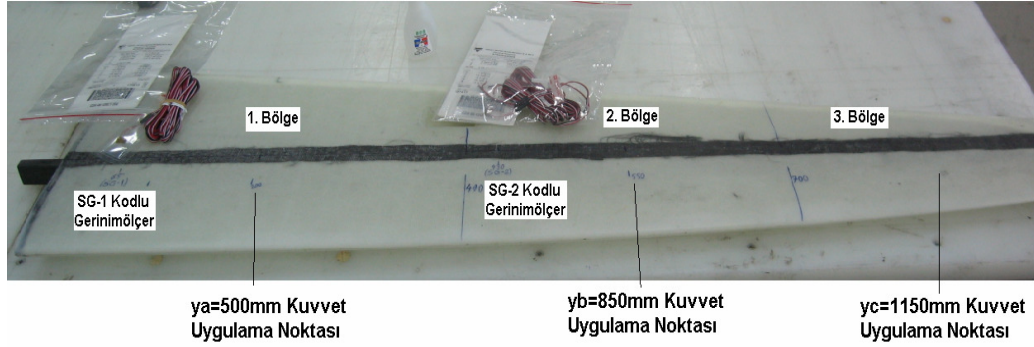
Çizelge 5.1 : Kanadın bölgelerinin her g değerinde maruz kaldığı ağırlıklar.

Kanattaki Bölme Adı	Değişik g Değerlerinde Maruz Kaldığı Kütle Dağılımı (kg)			
	1g	2g	3g	4g
1. Bölge	1,85	3,75	5,65	7,50
2. Bölge	1,55	3,05	4,55	6,10
3. Bölge	0,95	1,90	2,85	3,80

Kanatta kum torbalarının ağırlık merkezlerinin denk geleceği çizgi, Şekil 5.3’te gösterilmiştir. Yani üstüste dizilen kum torbalarının ağırlık merkezlerinin bileşke vektörü, bu çizgiden geçecek şekilde yerleştirilmeye çalışılmıştır. Kum torbalarının dizilimine özen gösterilmezse test sonuçlarında okunan gerinimleri dahi değiştirecek büyüklükte hatalara sebebiyet verebilir. En temel tehlike, gerinim rozetlerinden uzakta olması için özellikle yerleri ayarlanan kum torbaları rastgele dizilirlerse gerinim rozetinin üzerine düşüp istenmeyen gerinimlerin okunmasına sebep olabilir. Ayrıca, kum torbaları birbiri üzerinden kayıp düşerse, düşmelerin doğurduğu anlık çarpışmalardan ötürü yine yüklemenin doğasında olmayan gerinim değerleri okunabilir.



Şekil 5.2 : Yükleme testinde ağırlık olarak kullanılan kum torbaları.



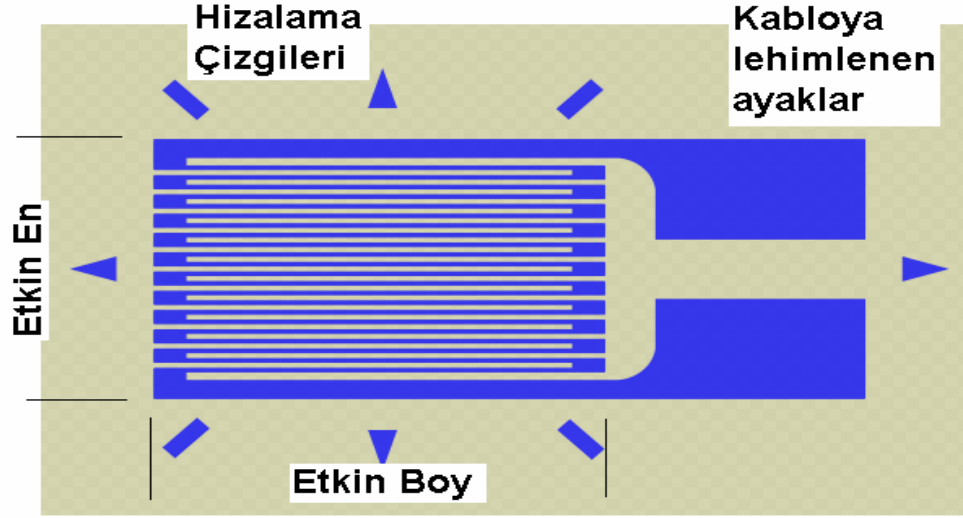
Şekil 5.3 : Kanatta kum torbalarının yerleştirildiği bölgeler.

5.4 Test Donanımı ve Verilerin Toplanması

Kanat üzerindeki gerinimlerin tespiti için ilgili yerlerine yerleştirilen gerinimölçerlerden (strainage) yararlanılmıştır. Gerinimölçerler, bir yapıya yük uygulanınca maruz kaldığı şekil değişimlerini ölçmeye yarayan duyargalardır.

5.4.1 Gerinimölçerler ve yerleşimleri

Temel mantık itibarıyla yaklaşık, $\sim 10 \times 10$ mm ölçülerinde, “rozet” adı verilen şeffaf naylon bir taşıyıcının içerisinde yer alan ince tellerden oluşan minik dirençlerdir (Şekil 5.4).

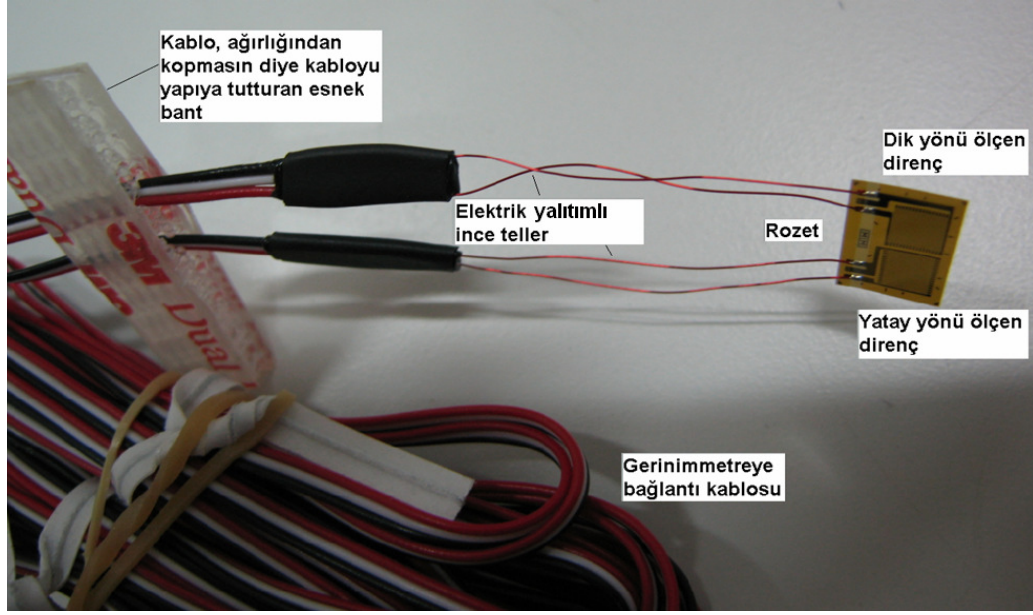


Şekil 5.4 : Tek yönlü gerinimölçer.

Gerinimölçerler, rozetlerdeki gerinimölçerlerin yönüne göre üçe ayrılırlar:

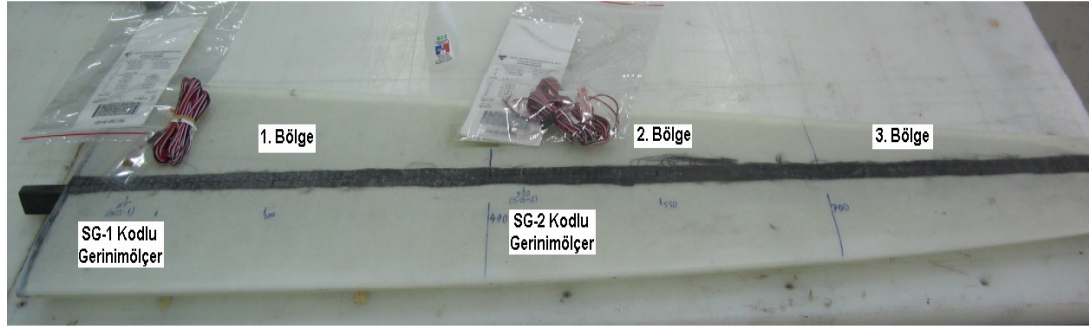
- Tek yönlü gerinim rozetleri: Bu tipte, bir rozette sadece bir adet gerinimölçer vardır.
- İki yönlü gerinim rozetleri: Bu tipte, bir rozette, birbirine dik yerleştirilmiş iki adet gerinimölçer vardır. Bunlar da iki gruptur. Birinci grupta, rozet içerisindeki gerinimölçerler birbirine kısa devre yapmayacak şekilde yalıtıldıktan sonra, birbirinin üzerine denk gelecek şekilde yerleştirilmiştir. Burada, gerinimölçerler üstüste olduğundan ötürü, direnç değişimlerinin doğurduğu sıcaklık değişimleri de gerinimölçerlerin, gerinimler haricinde, birbirlerini etkilemesine sebep olmaktadır. Bu yanlış okumalara karşı önlem olarak ikinci grup rozetler imal edilmiştir. Bu grupta, rozetteki iki gerinimölçer üstüste değil, birbirlerine temas etmeyecek şekilde yanyana yerleştirilmiştir. Deneyde bu ikinci tip rozetler kullanılmıştır.
- Üç yönlü gerinim rozetleri: Bu tipte, bir rozette, birbirine 45° açıyla yerleştirilmiş üç adet gerinimölçer vardır. Bunlar da, üstüste gerinimölçerliler ve yanyana gerinimölçerliler olmak üzere iki gruptur.

Deneyde kullanılan iki adet gerinim rozetlerinin ikisi de iki yönlüdür (Şekil 5.5). Kanattaki yerleşim istasyonları Şekil 5.6'da verilmiştir. Bu algılayıcıların yerleşiminde üç noktaya dikkat edilmiştir. Birincisi, ankastre bağlantının yapıldığı kök kısmına çok yaklaşmamak; ikincisi kum torbalarının civarına çok yaklaşmamak.



Şekil 5.5 : İki yönlü gerinimölçer.

İkisinin de sebebi aynı olup parçaya yüklerin ilk temas ettiği bu noktalarda olması muhtemel noktasal değişikliklerin, kanadın genel davranışını yansıtmamasıdır. Üçüncüsü ise her iki gerinimölçerin de tam olarak, kanadın taşıyıcısı olan kirişinin üzerine denk gelmesi. Bu hizalamaların düzgün olması için gerinimölçer rozetlerinde iki eksen için de var olan hizalama çizgileri kullanılmıştır.



Şekil 5.6 : Kanatta gerinim rozeti yapıştırılacak istasyonlar.

Yüklenen malzemeye yapıştırılan bu algılayıcılar, malzemenin yük altındaki şekil değişimlerine, malzemeyle bir bütünmüş gibi cevap verir. Bu esnada, boyları uzayıp kısalan direnç tellerindeki direnç değişimleri, üzerinden geçen voltajı da değiştirir. [1] Bu değişikliklerin, yapıyla paralel olarak tam anlamıyla gerinimölçerlere aktarılması için en önemli husus, gerinimölçerlerin yapıya çok iyi yapıştırılmasıdır. Yapıştırmak için seçilen yapıştırıcı ne kırılğan olup en ufak esnemedede ufalanmamalı

ne de çok esnek olup şekil değişimlerini gerinimölçere aktaramadan kendi tolere etmemeli. Seçilen yapıştırıcı, gerinimölçerin yapıya ince, temiz ve esnek yapışmasını sağlamalıdır. Bu amaçla, en güzel yapıştırma şekli, gerinimölçerler imalatçıların da onayladığı, halk arasında “japon yapıştırıcısı” olarak da bilinen, cyanoacrylate yapıştırıcıyla yapıştırmaktır. Bu yapıştırıcı, ne çok esnek ne de çok kırılgan bir yapıya sahiptir. Ayrıca, çok kısa bir kuruma süresi vardır.

Gerinimölçerler kanada yapıştırıldıktan sonra, kablolarının açık uçları, değiştirici kutudaki ilgili kanallara sabitlenmiştir. Takibi kolay olsun diye, kutudaki “0 ve 2” kodlu bağlantılara her iki gerinimölçerin kanat açıklığı boyunca uzanan dirençleri bağlanmıştır. Benzer şekilde, “1 ve 3” kodlu bağlantılara da her iki gerinimölçerin kanat veteri boyunca uzanan dirençleri bağlanmıştır. (Çizelge 5.2)

Çizelge 5.2 : Değiştirici kutuya gerinimölçerlerin bağlanma sırası.

Değiştirici Kutudaki Kod	Gerinimölçerin Kodu	Gerinimölçer Yönleri
0	SG-1	Açıklık boyunca
1	SG-1	Veter boyunca
2	SG-2	Açıklık boyunca
3	SG-2	Veter boyunca

Bağlantılar yapılırken değiştirici kutuya vidalanması gereken gerinimölçer tellerinin uçlarının örselenmemesine çok dikkat edilmiştir. Aksi takdirde, ara ara temassızlık yaparak, ölçümlerde izahsız sapmalara yol açabilir. Değiştirici kutu, gerinimetre ve gerinimölçerlerin kablo uçlarının bağlantısı Şekil 5.7’de verilmiştir.

5.4.2 Gerinimetre

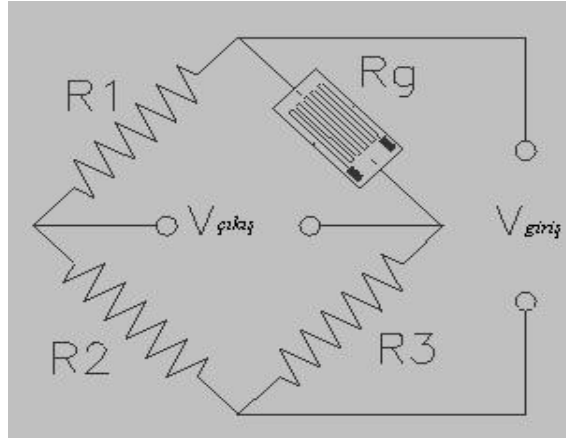
Gerinimetreler, temel prensip olarak birer voltmetre gibidir. Gerinimölçerler, bu cihaza kablolarıyla bağlanır ve şekil değişimlerinin doğurduğu voltaj değişimleri cihaz tarafından algılanıp” mikrogerinim ($\mu\epsilon$)” cinsinden ekranına yansıtılır.

Gerinimölçerlerdeki direnç değişimleri, gerinimetre içerisindeki Wheatstone Köprüsü olarak adlandırılan bir direnç devresi vasıtasıyla gerilime çevrilir. Şekil 5.8’de şeması görülen Wheatstone Köprüsü aracılığı ile direnç değişimi elektrik gerilimine dönüştürülür ve voltaj ölçülerek gerinim miktarı hesaplanır. Wheatstone köprüsüne besleme sağlayan, oluşan gerilimi düzenleyerek ölçülebilir hale getiren cihaz, gerinimmetredir ve deneysel çalışma öncesinde kullanılan gerinimölçere uygun olarak kalibre edilmesi gerekmektedir. Bu cihaz, içerisinde değerlerinin

bilindiği R_1 , R_2 ve R_3 dirençlerini barındırır. Dışarıdan bağlanan R_g direnci, direnç değeri ve hassasiyet katsayıları bilinen gerinimölçerdir.



Şekil 5.7 : Değiştirici kutu, gerinimetre ve gerinimölçerlerin bağlantısı



Şekil 5.8 : Wheatstone köprüsü

Gerinimetreler, “kanal” olarak adlandırılan bir özellik barındırırlar. Gerinim rozetlerindeki her bir gerinimölçer, gerinimmetrede bir kanala denk gelmektedir.

Yani, tek yönlü rozetler tek kanala, çift yönlü rozetler iki kanala ve üç yönlü rozetler ise üç kanala denk gelmektedir.

Deneyde kullanılan gerinimmetre, Tokyo Sokki Kenkyujo firmasının TC-31K modeli olup tek kanalı desteklemektedir. Ama, yine aynı firmanın CSW-5A modeli, “değiştirici kutu (switchbox)” ile en fazla beş kanala kadar destekleyebilir hale gelmiştir. (Şekil 5.9)

Kullanılan gerinimmetre, çok kanal bağlı olsa bile, aynı anda sadece tek bir kanalı gerçek zamanlı okuyabildiğinden ötürü, hangi kanaldaki, yani hangi yöndeki gerinim değeri okunmak isteniyorsa, cihazda o kanal faal hale getirilip değeri göstermesi sağlanmıştır.



Şekil 5.9 : Değiştirici kutu ve gerinimmetre bağlantısı.

Diğer önemli husus da gerinimmetrenin, bağlanan gerinimölçerlere göre ayarlanması gerekmektedir. Burada, gerinimmetreye gerinimölçerleri tanıtan iki parametre girilmiştir. Birincisi, gerinimölçerlerin direnç değerleri; ikincisi ise “ölçer çarpanı veya hassasiyeti (gage factor)” olarak verilen katsayının girilmesidir. Bu değerler, seçilen gerinimölçere özgüdür ve imalatçı firma, kutularında vermektedir.

Deneyde kullanılan iki adet gerinimölçer de Vishay Micro-Measurement firmasının iki yönlü rozetleridir. Her ikisi de 350Ω değerinde olup hassasiyet katsayıları da 2.09'dur. İki yönlü iki adet rozet kullanıldığı için değiştirici kutudaki beş kanalın dördü kullanılmıştır.

5.5 Statik Yükleme Testi ve Değerlendirmeler

Bütün gerinimölçer, gerinimmetre ve değiştirici kutu bağlantıları; kanadın ankastre bağlanma şekli ve yüklenecek olan kum torbaları gözle kontrol edildikten sonra, kanadın statik yükleme testine geçilmiştir. Deneyin verilerinin tutarlılığının kontrol edilmesi açısından, aynı koşullardaki yükleme durumu üç kere tekrarlanmıştır. Buna göre, test sonuçları Çizelge 5.3'te verilmiştir. Yükleme testine ait bir yükleme anının fotoğrafı da Şekil 5.10'da verilmiştir.

Çizelge 5.3'te verilen kanat ucu yer değiştirmesinin ölçümü, kanadın en ucundan, kirişin hizasında bir noktadan yapılmıştır. Belirlenen noktanın, kanat yüksüzken bulunduğu hiza, yerden, yere dik bir şekilde cetvelle ölçülmüştür. Bu cetvel yere sabitlenmiştir ve her yüklemedeki kanat ucu hizası yine aynı cetvelle ölçülmüştür. Kanat yüklenmeden önceki değerle, yüklendikçe okunan değerler arasındaki fark, kanadın ucunun dikey yer değiştirmesi olarak kaydedilmiştir. Ölçüm, cetvelle ve gözle yapıldığı için özellikle, 1g yüklemede, yer değiştirme az olacağından ötürü, ölçüm hataya daha duyarlı bir haldedir. Cetvelin yere sürekli dik olmasını sağlamak için çekül kullanılmıştır. Cetvelin dikliği sağlandıktan sonra, gönyeler yardımıyla yere sabitlenmiştir.



Şekil 5.10 : Kanat, yükleme esnasında (Hücum kenarından bakış).

Çizelge 5.3 : Statik yükleme testi sonuçları.

TEST - 1		Yükleme Değerleri			
	Kod	1g	2g	3g	4g
Gerinim Değerleri (µε)	0	149	299	451	607
	1	-7	3	2	4
	2	31	62	91	123
	3	1	1	1	-2
Kanat Ucu Yer değiştirmesi (mm)		5	11	16	22

TEST - 2		Yükleme Değerleri			
	Kod	1g	2g	3g	4g
Gerinim Değerleri (µε)	0	147	293	442	599
	1	-6	2	7	6
	2	33	59	90	119
	3	4	1	2	-2
Kanat Ucu Yer değiştirmesi (mm)		5	11	16	22

TEST - 3		Yükleme Değerleri			
	Kod	1g	2g	3g	4g
Gerinim Değerleri (µε)	0	146	296	445	600
	1	-5	1	3	2
	2	29	58	86	116
	3	4	1	5	3
Kanat Ucu Yer değiştirmesi (mm)		5	11	16	22

Her bir teste ait grafikler Ek-B'de verilmiştir. Bu grafiklerde, Çizelge 5.3'te dizilen veriler görsel hale getirilmiştir. Yatay eksenlerde, her bir g değeri, dikey eksenler bu yükleme şartlarında gerinimölçerlerdeki her bir yönden okunan gerinim değeridir. Kanatta, her biri iki yönlü iki adet gerinim rozeti olmasından ötürü toplam dört adet gerinim ölçme yönü vardır ve bu sebeple, grafiklerin her birinde dört yöne ait dört adet doğru görülmektedir. Bu doğrulardan ikisi her iki gerinim rozetinin veter boyunca olan gerinimölçerini, diğer ikisi de açıklık boyunca olan gerinimölçerini göstermektedir.

Her üç testte de birbirine çok benzer değerler elde edilmesinden de anlaşıldığı üzere, yapı herhangi bir yüklemede hiçbir şekilde plastik şekil değişikliği bölgesine geçmemiştir. Hep elastik (doğrusal) bölgede kalıp yükler kaldırıldıktan sonra ilk haline geri gelmiştir. Ayrıca, yükler arttıkça okunan gerinim değerlerinden de görülebildiği üzere, gerinimler hep doğrusal olarak artmaktadır. Bu da elastik bölgede kalındığının bir diğer işaretidir.

Çizelge 5.3'teki verilerden görülen bir husus da veter boyunca neredeyse hiç gerinim okunmamasıdır. Eğer yüke maruz bırakılan yapı, bir kanat yerine düz bir levha olsaydı, bir ucu ankastre mesnetli bir levhanın, karşı ucundan yüklenip eğilmesi durumu oluşacaktı. Bu durumda, eğilmeden dolayı levhanın bir yüzü çekmeye diğer yüzü de basmaya çalışacaktı. Testteki kanadın durumu üzerine tartışabilmek için bu levhanın çekmeye çalışan yüzü ele alınırsa, bu yüzde çekmenin yarattığı uzamanın, bu yöne dik yönde de bir kısalmaya sebep olması beklenirdi. Poisson Etkisi olarak ifade edilen bu durumda olması beklenen durumda, kısalma yönündeki gerinimin, çekme yönündeki uzama yönündeki gerinimin düzlemiçi Poisson Oranı (ν_{12}) ile çarpımı kadar olması beklenirdi. Ancak, yüklenen yapı, kanat gibi kapalı bir kutu şeklinde bir keside sahip olduğu için Poisson Etkisi kendini gösterememiştir. Çünkü, yapı, hücum kenarı, firar kenarı boyunca yapıştırılıp tutturulmuş durumda. Ayrıca, yapının içinden geçen, üst ve alt kabuklara yapıştırılmış, oldukça katı bir kiriş bulunmakta. Bütün bu sebeplerden dolayı, gerinim rozetlerinin veter doğrultusundaki gerinimölçerlerinden okunan değerler neredeyse sıfırdır.

Test sonrasında, gerinim grafiklerinde dikkati çeken bir diğer farklılık da kanadın kökünde ve ortasındaki gerinimölçerlerin kanat açıklığı boyunca uzanan bileşenlerinde okunan gerinim değerlerindedir. Bu değerlerdeki farklılıkların en temel sebebi, kanadın ucuna doğru momentin azalmasıdır.

6. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Çalışmada, tamamen kompozit bir insansız hava aracı kanadının statik yükleme altında maruz kaldığı gerinimler ve kanat ucu yer değiştirmeleri, deneyle ve bilgisayar programıyla analiz edilerek belirlenmiştir. Kanadın statik yüklemesinde elde edilen kanat ucu yer değiştirme değerleri ve gerinimölçerlerin yapıştırıldığı noktalardaki gerinim değerleri, analizdeki değerlerle karşılaştırıldığında, analizden elde edilen verilerin, testlerin sırasından bağımsız olarak, daha az olduğu görülmüştür. Bu farklar Çizelge 6.1’de verilmiştir.

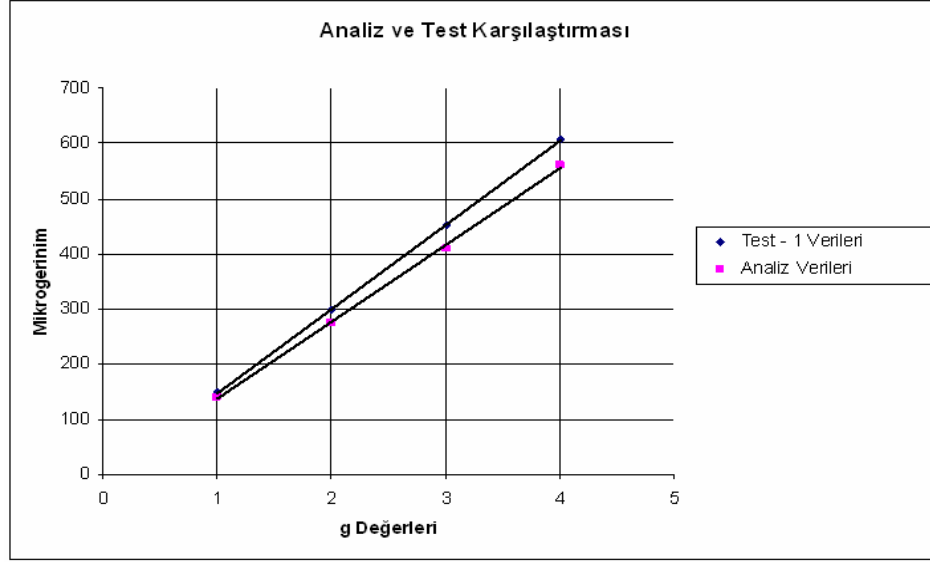
Çizelge 6.1 : Analiz ve test verilerinin karşılaştırılması.

Yükleme Durumu	Veri Kaynağı	Kök		Uç		Uç Sehimi	
		Değer (µε)	% Fark	Değer (µε)	% Fark	Değer (mm)	% Fark
1g	Test - 1	149	6%	31	9%	5	4%
	Analiz	140		28		3	
2g	Test - 1	299	8%	62	8%	11	2%
	Analiz	275		57		9	
3g	Test - 1	451	9%	91	8%	16	2%
	Analiz	410		84		14	
4g	Test - 1	607	8%	123	7%	22	2%
	Analiz	560		114		19	

Bunun en temel sebebi olarak, bilgisayar ortamındaki tasarımla imalat arasında olması kuvvetle muhtemel farklılıklar düşünülebilir. Kompozit malzemeler gibi, imalatları esnasında ortamın sıcaklık ve nem değerlerine çok fazla bağlı malzemelerin kullanımında, bu farklılıkların yaşanması muhtemeldir. Ortam farklılıkları, en temel olarak, analizlerde kullanılan mekanik değerlerin elde edildiği numunlerle, test edilen nihai ürünün imal edildiği ortamların farklılıklarından ötürü kendini göstermektedir.

Farklılıkların diğer bir sebebi de analizlerde, kiriş – kabuk ve kabuk – kabuk yapışma arayüzlerinin mükemmel yapıştığı ve her bir bileşen üzerine gelen yükü tam olarak komşu elemanlara aktardığı kabulünün yapılmasıdır. Halbuki, imalatla her ne kadar çok fazla özenilse de imalat toleranslarından ötürü oluşan boşluklarda, yapışma arayüzlerinde bir miktar hava kalıp yapışma kalitesini kötü etkilemektedir.

Öte yandan, sayısal bir hesaplama yöntemi olan sonlu elemanlar yönteminin de ayrıklaştırma ve yuvarlatma hataları vardır. Bütün bu muhtemel farklılıklara rağmen, testlerle analizlerin birbirine karakter olarak tutarlı olduğu gözlemlenmiştir. Bu tutarlılık Şekil 6.1’de verilen grafikte görülmektedir. Bu grafik, Çizelge 6.1’deki gerinim değerlerine aittir ve dolayısıyla açıklık boyunca olan gerinim değerlerini göstermektedir.



Şekil 6.1 : Analiz ve test verilerinin karşılaştırılması.

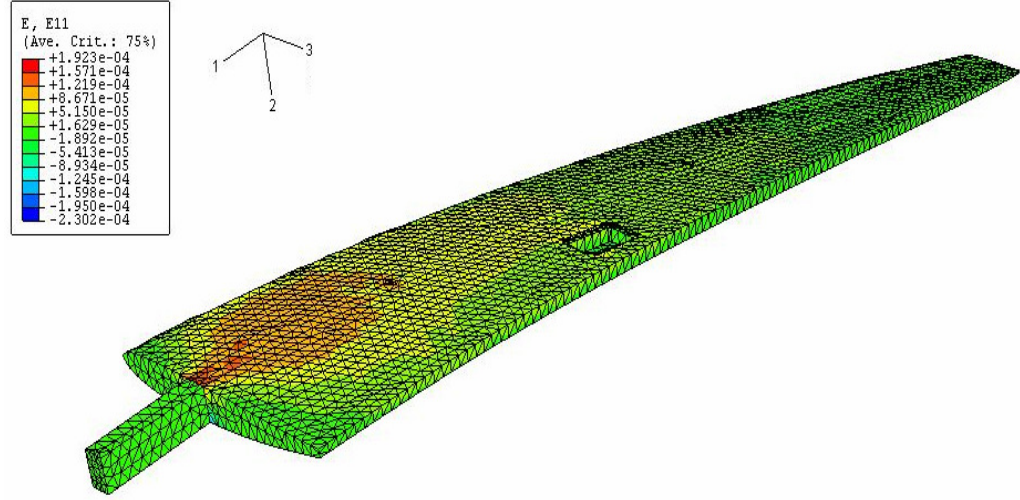
Bu çalışmada, statik olarak eliptik yük dağılımına maruz, ankastre mesnetli bir kanadın yükleme testleri ve analiz sonuçlarının uyumu incelenmiştir. Burada sunulan yöntemlerle, değişik malzeme ve geometrilere sahip kanatlar da incelenebilir. Ayrıca, kanat sadece eğilme açısından değil, maruz kaldıkları bir diğer yüklenme şekli olan burulma için de test edilebilir. Burulma testleri esnasında, bu çalışmada dahil edilmeyen veter boyunca yük dağılımı da test ve analizlere dahil edilebilir. Bu çalışmanın peşisıra üzerinde çalışılabilecek bir diğer konu da kanadın, bir kompozit kırılma teorisiyle incelenip bütün yüzeyindeki emniyet katsayılarının dağılımına ulaşılabilir. Böylece, fazla emniyetli veya az emniyetli olan bölgeler tespit edilip kanadın geneli, ortak bir katsayıya çekilmeye çalışılabilir. Bu sayede, kanadın gereğinden dayanıklı yerlerinden malzeme çıkartmak suretiyle ağırlık – mukavemet iyileştirme çalışmaları yapılabilir.

KAYNAKLAR

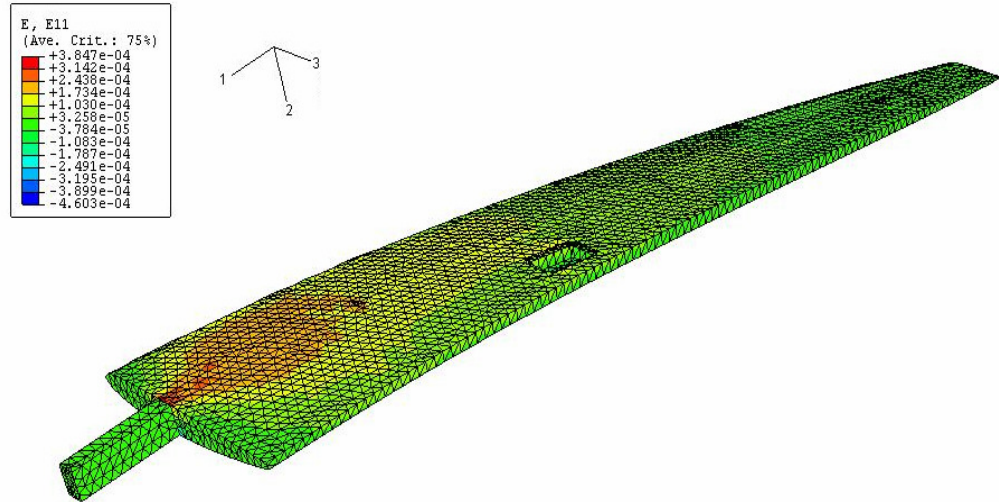
- [1] **Herakovich, C. T.**, 1998. *Mechanics of Fibrous Composites*, New York.
- [2] **Department of Defense – USA**, 1997. *Polymer Matrix Composites*, Vol 3: *Materials Usage, Design and Analysis*, Washington.
- [3] **Kirchhoff, G.**, *Über das Gleichgewicht und die Bewegung einer elastischen Scheibe*. *J Angew Math* 1850;40:51–88.
- [4] **Reissner, E.**, *The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates*. *J Appl Mech* 1945;12:69–76.
- [5] **Brischetto, S., Carrera, E., and Demasi, L.**, *Improved Bending Analysis of Sandwich Plates Using a Zig-Zag Function*. *Composite Structures* 89 (2009) 408 – 415.
- [6] **Aydogdu, M.**, *A New Shear Deformation Theory For Laminated Composite Plates*. *Composite Structures* 89 (2009) 94 – 101.
- [7] **Frulla, G., and Cestino, E.**, *Design, Manufacturing And Testing Of A HALE – UAV Structural Demonstrator*. *Composite Structures* 83 (2008) 143 – 153.
- [8] **Url** < <http://www.matweb.com/> >, alındığı tarih 06.05.2009
- [9] **Department of Defense – USA**, 2002. *Polymer Matrix Composites*, Vol 1: *Guidelines for Characterization of Structural Materials*, Washington.
- [10] **Url**< <http://www.rohacell.com/en/performanceplastics8344.html>>, alındığı tarih 06.05.2009
- [11] **Url**<<http://www.sika-tooling.com/tooling/tooling-tds/tooling-tds-groups/tooling-tds-groups-oberflaecheharze.htm#composite>>, alındığı tarih 06.05.2009
- [12] **Zweben, C., Smith, W. S., and Wardle, M. W.**, *Test Methods For Fiber Tensile Strength, Composite Flexural Modulus and Properties of Fabric – Reinforced Laminates*. *Composite Materials: Testing And Design (Fifth Conference)*, ASTM 1979, pp 228 – 262.
- [13] **Jones, R. M.**, 1999. *Mechanics of Composite Materials*, Philadelphia.

EK – A

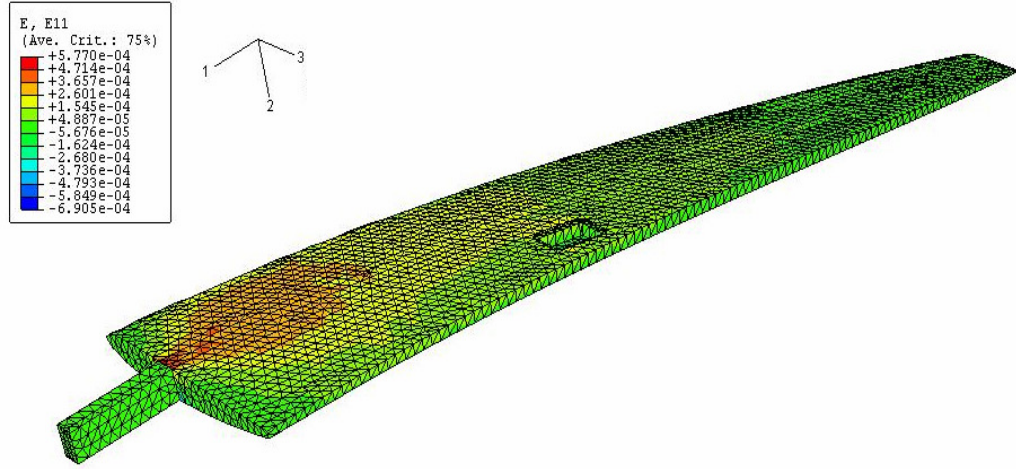
Statik Yüklemenin Analiz Sonuçları



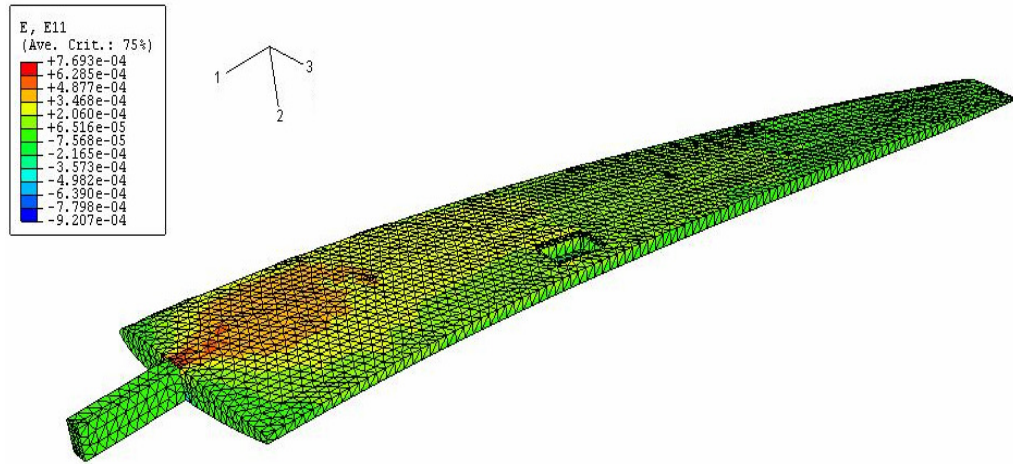
Şekil A.1: 1g yüklemde açıklık boyunca gerinim değerleri.



Şekil A.2: 2g yüklemde açıklık boyunca gerinim değerleri.



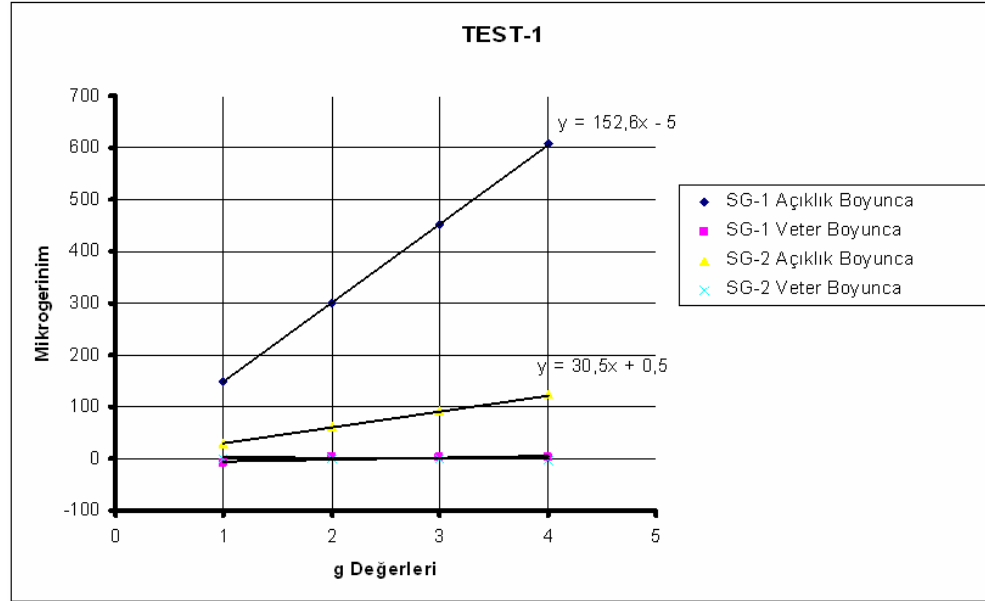
Şekil A.3: 3g yüklemede açıklık boyunca gerinim değerleri.



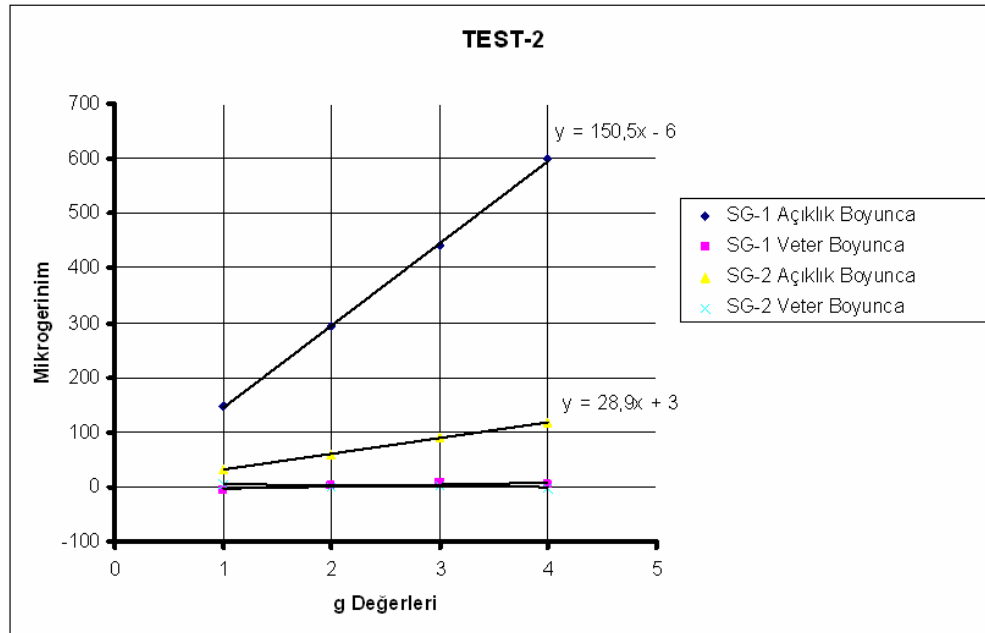
Şekil A.4: 4g yüklemede açıklık boyunca gerinim değerleri.

EK – B

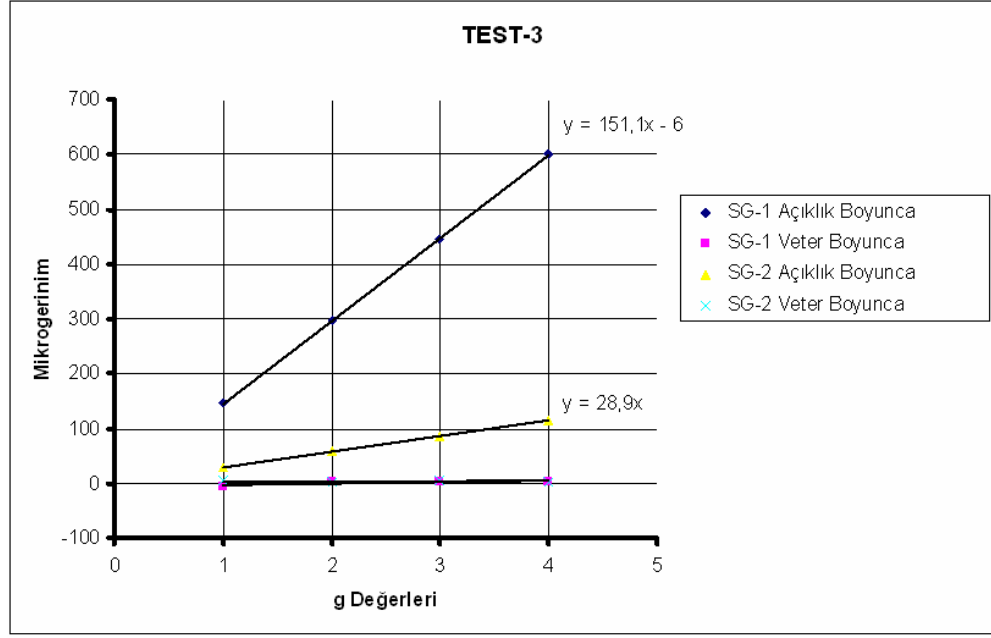
Statik Yükleme Testinin Grafik Sonuçları



Şekil B.1: Birinci test: Dört gerinimölçerden okunan veri.



Şekil B.2: İkinci test: Dört gerinimölçerden okunan veri.



Şekil B.3: Üçüncü test: Dört gerinimölçerden okunan veri.

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Fırat Muşlular

Doğum Yeri ve Tarihi: Antalya, 02.10.1982

Adres: Çengelköy, İstanbul

Lisans Üniversite: İstanbul Teknik Üniversitesi