

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ SONLU ELEMANLAR VE
DENEYSEL ANALİZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Bahtiyar Taylan AKSONGUR**

Anabilim Dalı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak ve Uzay Mühendisliği

HAZİRAN 2009

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ SONLU
ELEMENLAR VE DENEYSEL ANALİZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Bahtiyar Taylan AKSONGUR
(511061004)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 04 Mayıs 2009
Tezin Savunulduğu Tarih : 01 Haziran 2009**

**Tez Danışmanı : Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Vedat Z. DOĞAN (İTÜ)
Yrd. Doç. Dr. Şenol ATAĞLU (İTÜ)**

HAZİRAN 2009

ÖNSÖZ

Çalışmam sırasında değerli bilgi ve zamanını benden hiçbir zaman esirgemeyen, yol gösteren ve üzerimde çok büyük emek sahibi olan değerli hocam Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU başta olmak üzere fakültemiz değerli hocalarına, BAYKAR Makina AŞ. Genel müdürü Özdemir Bayraktar'a, yardımlarından dolayı arkadaşlarım Akın Ömercikoğlu ve B. Gürdal Tugay'a ve sonsuz fedakârlıkla bana her zaman destek olan sevgili aileme teşekkürü borç bilirim.

Mayıs 2009

B. Taylan AKSONGUR
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

| | |
|--|-----------|
| ÖNSÖZ..... | iii |
| İÇİNDEKİLER..... | v |
| KISALTMALAR | vii |
| ÇİZELGE LİSTESİ..... | ix |
| ŞEKİL LİSTESİ..... | xi |
| TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ SONLU ELEMANLAR VE DENEYSEL ANALİZİ | xiii |
| ÖZET..... | xiii |
| SUMMARY | xv |
| 1. GİRİŞ | 1 |
| 2. TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI VE KANAT YAPISI..... | 3 |
| 2.1 İnsansız Hava Araçları..... | 3 |
| 2.1.1 İnsansız hava araçları tarihi..... | 3 |
| 2.1.2 İnsansız hava araçlarının sınıflandırılması | 4 |
| 2.1.3 İnsansız hava araçlarının kullanım amaçları..... | 5 |
| 2.2 Taktik Hava Aracı Boyutları ve Amacı..... | 6 |
| 2.3 Kanat Boyutları ve Yapısı..... | 7 |
| 2.4 Kanat Yükleri | 8 |
| 2.5 Kompozit Malzemeler ve Uçaklarda Kullanımı | 9 |
| 2.6 Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışları..... | 9 |
| 2.7 Kompozit Malzemelerin Kullanımı..... | 10 |
| 3. MALZEME TESTLERİ | 13 |
| 3.1 Amaç..... | 13 |
| 3.2 Örnekleme ve Test Numunesi..... | 13 |
| 3.3 Genel Gereksinimler..... | 13 |
| 3.4 Özel Tavsiyeler | 14 |
| 3.5 Tutma ve Çeneler | 14 |
| 3.6 Test Numunesinin Hazırlanışı..... | 15 |
| 3.7 Test Yöntemi..... | 17 |
| 3.8 Gerinim Ölçerlerin Yapıştırılması..... | 19 |
| 3.9 Hesaplamalar | 20 |
| 3.10 Sonuçlar | 21 |
| 4. SONLU ELEMAN ANALİZİ..... | 25 |
| 4.1 Giriş | 25 |
| 4.1.1 Düzlem elemanlar..... | 25 |
| 4.1.1.1 Dörtgen eleman (QUAD4) | 25 |
| 4.1.1.2 Üçgen eleman (TRIA3) | 27 |
| 4.2 Sonlu Elemanlar Programı..... | 28 |
| 4.2.1 NASTRAN..... | 28 |
| 4.2.2 Patran | 28 |

| | |
|--|-----------|
| 4.3 Problem Tanımlanması | 29 |
| 4.4 Malzeme Testinin Simülasyonu..... | 30 |
| 4.5 Kanat Analizi | 32 |
| 4.5.1 Analiz yaklaşımları | 32 |
| 4.5.2 Malzeme özellikleri..... | 34 |
| 4.5.3 Sınır koşulları..... | 37 |
| 4.5.4 Sonuçlar | 38 |
| 5. KANAT DENEYİ | 41 |
| 5.1 Deney Düzenegi..... | 41 |
| 5.2 Deneyin Yapılışı | 43 |
| 6. ANALİZ VE DENEY SONUÇLARININ YORUMLANMASI..... | 45 |
| 6.1 Değerlendirme | 45 |
| 7. DEĞERLENDİRME | 49 |
| KAYNAKLAR..... | 51 |

KISALTMALAR

| | |
|------------|--------------------------------|
| CNC | : Bilgisayarlı Sayısal Kontrol |
| İHA | : İnsansız Hava Aracı |
| GPS | : Küresel Konumlandırma Aracı |
| EO | : Elektro optik |
| SAR | : Sentetik diyafram radarı |

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

| | |
|---|----|
| Çizelge 3.1 : Numune özellikleri..... | 13 |
| Çizelge 3.2 : Hazırlanan test numunesi özellikleri..... | 14 |
| Çizelge 3.3 : Kullanılan Toray T700 12k özellikleri [9] | 14 |
| Çizelge 3.4 : Hazırlanan numune özellikleri..... | 16 |
| Çizelge 3.5 : Gerinim ölçer özellikleri | 19 |
| Çizelge 3.6 : Numune hizalama ve Elastisite modülü hesabı için gerinim aralığı[19] | 20 |
| Çizelge 3.7 : Deney sonuçları (0°/90° yönelimli elyaf) | 21 |
| Çizelge 3.8 : Deney sonuçları (±45° yönelimli elyaf)..... | 22 |
| Çizelge 4.1 : Çekme deneyi – sonlu eleman analizi karşılaştırması | 31 |
| Çizelge 6.1 : Analiz sonuçları ve deney sonuçları karşılaştırması..... | 45 |
| Çizelge 6.2 : Kanat boyunca çeşitli istasyonlarda ölçülen yer değiştirmeler | 48 |

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

| | |
|---|----|
| Şekil 2.1 : Kanat boyutları | 7 |
| Şekil 2.2 : Kanat açıklık oranı ile yük dağılımı [1] | 8 |
| Şekil 3.1 : Çeneler [12]..... | 15 |
| Şekil 3.2 : Hazırlanan plak..... | 16 |
| Şekil 3.3 : Numune örneği | 15 |
| Şekil 3.4 : Deneyin programlanması [13]..... | 18 |
| Şekil 3.5 : Test numunesinin bağlanması | 18 |
| Şekil 3.6 : Gerinim ölçer yerleşimi | 19 |
| Şekil 3.7 : Yer değiştirmenin zamanla değişimi ($0^{\circ}/90^{\circ}$ yönelimli elyaf)..... | 22 |
| Şekil 3.8 : Gerilme – normal gerinim değişimi ($0^{\circ}/90^{\circ}$ yönelimli elyaf)..... | 22 |
| Şekil 3.9 : Yer değiştirmenin zamanla değişimi ($\pm 45^{\circ}$ yönelimli elyaf)..... | 23 |
| Şekil 3.10 : Gerilme – kayma gerinimi değişimi ($\pm 45^{\circ}$ yönelimli elyaf) | 23 |
| Şekil 4.1 : Dörtgen elemandaki normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri [15] | 26 |
| Şekil 4.2 : Dörtgen elemandaki normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri..... | 26 |
| Şekil 4.3 : Dörtgen eleman eksen sistemi | 27 |
| Şekil 4.4 : Üçgen eleman | 27 |
| Şekil 4.5 : Nastran – Patran iş akış diagramı | 29 |
| Şekil 4.6 : Sınır koşulları (malzeme çekme deneyi)..... | 30 |
| Şekil 4.7 : Numune 3, Deney 3, yer değiştirme analizi..... | 31 |
| Şekil 4.8 : Numune 3, Deney 3, gerilme analizi | 32 |
| Şekil 4.9 : Kök ve uç profil boyutları | 33 |
| Şekil 4.10 : Sonlu elemanlar modeli | 33 |
| Şekil 4.11 : Kanat modeli alt - üst kabuk..... | 34 |
| Şekil 4.12 : Kök kısmındaki kalınlıklar | 35 |
| Şekil 4.13 : Alt kanadın dış katmanları | 36 |
| Şekil 4.14 : Üst kanadın dış katmanları..... | 36 |
| Şekil 4.15 : Spar katmanları..... | 37 |
| Şekil 4.16 : Kanat sınır koşulları ve yükler | 38 |
| Şekil 4.17 : Sonlu elemanlar ağı yer değiştirmeler (Yük 1g) | 39 |
| Şekil 4.18 : Sonlu elemanlar ağı Von-Mises gerilmeleri (Yük 1g)..... | 39 |
| Şekil 4.19 : 3g manevra yüklemesi halinde von Mises gerilme dağılımı (MPa) | 40 |
| Şekil 4.20 : 3g manevra yüklemesi halinde kanadın deformasyonu | 40 |
| Şekil 5.1 : Kanat sabitleme düzeneği | 41 |
| Şekil 5.2 : Kanat kum torbası yüklemeleri | 42 |
| Şekil 5.3 : Gerinim ölçerlerin bağlandığı noktalar | 43 |
| Şekil 5.4 : Gerinim ölçüm cihazı ve çoklu gerinim ölçer bağlama konsolu..... | 44 |
| Şekil 5.5 : Yüklenen kum torbaları ve kanat..... | 44 |
| Şekil 6.1 : Alt kanat gerinim ölçer bağlama bölgesindeki gerilmeler | 46 |
| Şekil 6.2 : Üst kanat gerinim ölçer bağlama bölgesindeki gerilmeler..... | 46 |
| Şekil 6.3 : Üst kanat bağlama bölgesindeki gerinimler, ϵ | 47 |
| Şekil 6.4 : Alt kanat bağlama bölgesindeki gerinimler, ϵ | 47 |

TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ SONLU ELEMANLAR VE DENEYSEL ANALİZİ

ÖZET

Kompozit malzemeler günümüz havacılık sektöründe sıklıkla kullanılan malzemelerin başında gelmektedir. Yüksek mukavemet ve katılık sağlamlasının yanı sıra, düşük ağırlık ve kolay işlenebilme özellikleri kompozit malzemeleri havacılık alanında vazgeçilmez kılmaktadır.

Son yıllarda insansız hava aracı konusunda da büyük bir ilgi ortaya çıkmıştır. İnsansız hava araçları, insan gücü, risk ve maliyeti önemli ölçülerde azaltan, son yılların en çok rağbet gören hava araçları olarak havacılık araştırma ve geliştirme alanlarında yerini almıştır. Hafifliğin en önemli parametrelerden biri olduğu İHA'larda kompozit malzeme kullanımı çok sık karşılaşılmaktadır.

Bu çalışmada taktik operasyon seviyesinde bir insansız hava aracının kompozit kanadının uçuş yükleri altındaki yapısal davranışı deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmiştir. Literatür taraması ile benzer çalışmalar incelenmiş, daha sonra kompozit kanat davranışı hazırlanan düzeneğe ile deneysel olarak ve oluşturulan sonlu elemanlar modeli ile sayısal olarak incelenmiştir. Çalışmada, uçuş sırasında tek kanat üzerine gelen yük altında kanadın yer değiştirme ve gerilme dağılımı incelenmiştir.

Deneysel analizde, taktik insansız hava aracı kanadında kullanılan kompozit malzemenin özelliklerinin elde edilmesi için öncelikle karbon-elyaf deney numuneleri hazırlanmıştır. Bu deney numunelerinin malzeme özellikleri çekme deneyi ile belirlenmiştir. Daha sonra kompozit kanat deney düzeneğine ankastre olarak sabitlenmiş ve kanat üzerinde belirli istasyonlara uygun yükler yerleştirilerek kanadın davranışı incelenmiştir. Bunun için kanat üzerinde uygun yerlerde gerinim ölçerler kullanılmıştır.

Kanat davranışının sayısal analizinde sonlu elemanlar yöntemine başvurulmuştur. Sonlu elemanlar yöntemi, ticari bir sonlu elemanlar programı yardımıyla uygulanmıştır. Uygun basitleştirmeler kullanılarak kanadın detaylı modellenmesi yapılmıştır. Kompozit kanadın modellenmesinde, kanatta bulunan köpük malzemeler ihmal edilerek boşluk olarak modellenmiştir. Çekme deneyinden elde edilen kompozit malzeme özellikleri, sonlu elemanlar programında kullanılmıştır. Kanat modelinin uçuş yükü altındaki davranışı, yer değiştirme ve gerilme dağılımları incelenmiştir.

Çalışmada deneysel ve sayısal olarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Kanat ucunda deneysel olarak ölçülen düşey yer değiştirmeler, sonlu elemanlar analizinden elde edilen değerlerden daha yüksek olmuştur. Malzemedeki belirsizlikler, test düzeneğinin gerekli sınır koşullarını tam olarak gerçekleştirmemesi ve kompozit kanat üretimindeki farklılıklar, sonuçlar arasındaki farkı oluşturan başlıca sebeplerdir.

EXPERIMENTAL AND FINITE ELEMENT ANALYSIS OF A TACTICAL UNMANNED AIR VEICHL E COMPOSITE WING

SUMMARY

Composite materials are widely used materials in aero-space industry. Not only their high stiffness and strength but also being easy manufacturability and light weight properties makes composite materials irrevocable in aero-space industry.

Recently, unmanned air vehicles have attracted attention in aero space industry. Unmanned air vehicles has taken the place in aero-space research and development fields by being very popular by the reason of reducing manpower, risk and cost. Due to the light-weightness is one of tne most important parameters in UAV's, composite material usage in UAV's are frequently encountered.

In this study, mechanical behavior of composite wing of a tactical UAV under flight loading is examined by numerical method and by experiments. Firstly, the similar works are examined by literature scan, then the behaviour of the composite wing is examined by setting up an experimental mechanism and by creating a finite element method. The displacement and stress distribution over the half of the wing under flight loading is analyzed.

In the experimental study, first, the carbon-fiber experiment samples are prepared in order to obtain the material properties of the composite material which is used in the tactical unmanned air vehicle. The material properties of these samples are obtained by tension experiment. Next, in order to observe the mechanical behaviour of the structure, the composite wing is fixed to the experimental setup and appropriate loads are placed onto the set points of the wing. Strain-gauges are used for observation.

Finite element method by a commercial software is used for the numerical analysis of the behaviour of the wing. By applying appropriate simplifications, the wing is modelled in detail. In the composite wing modelling, the foam materials are ignored and modelled as gaps. The material properties obtained by tension experiments are used in finite element method. The behaviour of the wing model, strain and stress distributions are investigated. Convergence of the finite element method is obtained.

Lastly, the numerical and experimental results are compared. The displacement values at the wing tips are larger than the ones in the finite element analysis results. Uncertainties in material, poor modelling of boundary conditions in experimental setup and the differences in composite wing production are the fundemental reasons which explain the differences in the results.

1. GİRİŞ

Bu çalışmada BAYKAR MAKİNA taktik insansız hava aracı kompozit kanadının uçuş esnasında ve manevralar sırasındaki yükler altında statik analizi incelenecektir. Kanat yapısı bütünüyle kompozit malzemelerden oluşturulmuştur.

Uçak ve otomotiv sanayinde, diğer metal alaşımlara göre daha avantajlı oldukları için çoğunlukla kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Metal alaşımlara göre ağırlık-mukavemet oranının daha yüksek olması, kompozit malzemelerin en önemli özelliğidir. Değişik elyaf yönlerinde dizilime olanak sağlaması ve katmanlı bir yapısı olması nedeniyle, yapıdaki farklı ihtiyaçlara göre esnek çözümler sunmaktadır. Havacılık alanında kompozit malzemeler büyük ölçüde metal alaşımların yerini almıştır.

Özellikle havacılık sanayinde ağırlık-mukavemet oranının çok önemli olmasından dolayı, kompozit malzemelerin kullanımı çok önemli yer tutmaktadır. Uçaklarda iniş takımları, kontrol yüzeyleri, kanat ve gövde kaplamaları büyük oranda kompozit malzemelerden üretilmektedir.

Kanat yapısı hava araçlarının en kritik yapısıdır, hava aracının bütün yükleri bu sistemde oluşmaktadır. Kanat, hava aracının yapı sisteminde en kritik bölüm olmasından dolayı, çok dikkatli bir şekilde analiz edilmelidir. En küçük üretim yanlışlığı veya yanlış tasarım direk olarak hava aracının uçuş performansını etkileyebilir veya uçuşunu engelleyebilir.

Kompozit malzemelerin, nasıl davranacağını kestirmek için teorik, deneysel ve sayısal yöntemler kullanılır. Sayısal analizlerde en sık başvurulan yöntemlerden biri olan sonlu elemanlar yöntemi ile modelin kurulup analizin gerçekçi bir şekilde yapılması için modellemenin ve malzeme özelliklerinin gerçeğe uygun olması önemlidir.

Her alanda yaygın olan kompozit yapılarla ilgili literatürde birçok çalışma mevcuttur. Choi (2008), kompozit uçak yapılarında bulanık mantık sistemini kullanarak ağırlık ve maliyet tahminini amaçlayan bir çalışma yapmıştır. Havacılıkta kompozit

yapıların artan rolleri ve geleceği ile ilgili Marsh (2009)'ın çalışmaları mevcuttur. Campilho, Moura, Ramantani, Morais ve Domingues (2009) tarafından, karbon-epoksi kompozitlerin üç boyutlu çekme davranışları incelenmiştir. Çalışmada kompozit malzemenin elastik katılığı ve dayanımı deneysel olarak bulunmuştur. Farklı üretim yöntemleri altında kompozit yapıların davranışları Li ve arkadaşları (2008) tarafından incelenmiştir. Lopez ve arkadaşları (2009), minimum ağırlık ve minimum maliyet olarak iki ayrı sınırlama altında, düzlem içi yüklerle maruz katmanlı kompozit plakların davranışlarını incelemiştir.

Kompozit yapılarda gerilme dağılımının sonlu elemanlar yöntemi yardımıyla incelenmesi Dönmez (1988) tarafından; plastik üzerinde kompozit kaplamaların gerilme dağılımlarının incelenmesi ise Cihat (2004) tarafından gerçekleştirilmiştir.

Bu alışma üç temel aşamadan oluşmaktadır. Malzeme özelliklerinin doğru şekilde elde edilebilmesi için, taktik İHA'da kullanılan karbon/epoksinin özellikleri MTS üniversal test makinasında yapılan çekme deneyleri ile belirlenmiştir. İkinci olarak, kompozit kanat yapısı sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak, MSC. NASTRAN paket programı yardımıyla modellenmiş ve statik analizi yapılmıştır. Son olarak ise kanat yüklemesi deneysel olarak modellenmiş ve statik yükler altında davranışı incelenerek sonuçlar sonlu elemanlar çözümü ile karşılaştırılmıştır.

2. TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI VE KANAT YAPISI

2.1 İnsansız Hava Araçları

İnsansız hava araçları, uzaktan kontrol edilebilen veya daha karmaşık dinamik kontrol sistemleri kullanılarak önceden programlanan uçuş rotasında gitmesi sağlanabilen, üzerinde video kamera, sensör, iletişim araçları ve çeşitli yükler taşıyabilen robot hava araçlarıdır. Askeri, bilimsel araştırmalar ile sivil uygulamalarda kullanılmakta olan İHA'lar, uçuş bilgisayarı, GPS, Ataletsel Navigasyon Sistemi, uçuş kontrol elektronik sistemleri, motor ve servolar ile çeşitli yüklerden oluşmaktadır. Uzaktan kontrolü sağlamak içinse yer istasyonları kurulmaktadır [10].

2.1.1 İnsansız hava araçları tarihi

Günümüzde, İHA'lar konusunda en gelişmiş ülkelerin başında İsrail gelmektedir. Bu ülke sinyal istihbaratı ve deniz keşfi yapan, radar imha eden, 10.000 m irtifa ve 2500 km kontrol ve uçuş menzili olanlar gibi birçok gelişmiş İHA'lar geliştirmiştir. İHA teknolojisinin en gelişmiş olduğu ikinci ülke olan ABD, 2010 yılında saldırı filosunun %30'unun 2015'de ise tüm hava kuvvetlerinin %30'unun İHA'lardan oluşacağını açıklamıştır. Bu alanda İsrail ve ABD'ni takip eden ülkeler ise İngiltere, Almanya, Fransa, Çin ve Rusya'dır.

Türkiye ise ilk kez Körfez savaşı sırasında İHA'larla karşılaşmış ve 90'larda ABD'den altı tane Gnat tipi İHA ve bir yer kontrol istasyonu almıştır.

Günümüzde milli İHA'lar üretilmektedir ve bu konuyla ilgili ciddi Ar-Ge çalışmaları yapılmaktadır. Bu konuda öne çıkan kurumlar ise TAI-TUSAS, Global Teknik A.Ş., Baykar Makina, Vestel Savunma Sanayi A.Ş. ve ODTÜ'dür. İHA'lar için alt sistem üreten firmalar ise ASELSAN ve TEI'dir [10].

2.1.2 İnsansız hava araçlarının sınıflandırılması

İHA'lar görevleri, şekilleri, uçuş irtifaları, boyutları gibi çeşitli şekillerde sınıflandırılabilir. Kullanım alanları, operasyon seviyeleri uçuş menzilleri ve uçuş irtifalarına göre sınıflandırmaları Çizelge 2.1-4'te gösterilmiştir [10].

Çizelge 2.1 : Kullanım alanlarına göre İHA sınıfları

| Sınıflar | Uygulamalar | Açıklama | İha'lar |
|----------|---------------------------|--|--|
| Askeri | Keşif | Rota, bölge, alan keşif ve gözlem | Predator, Heron |
| | Saldırı | Savaş İHA | X-45A |
| | Muharebe Destek | Endirek silahlar, yakın hava desteği, yakın ateş desteği | |
| | Uçuş Araştırmaları | | |
| | Hedef Dronlar | | |
| Sivil | Harita Uygulamaları | | Pioneer, Hunter, Impact, Sky Eye, R4E-50 |
| | Atmosferik Araştırmalar | | |
| | Haberleşme Uygulamaları | | |
| | Uçuş Araştırmaları | | |
| | Meteorolojik Araştırmalar | | |

Çizelge 2.2 : Operasyon seviyelerine göre İHA sınıfları

| Sınıf | Operasyon seviyesi | Operasyon |
|---------------------|---|---|
| Manevra İHA | Manevra | 3 saatten daha az uçuş süresi ve 50 km'ye kadar menzil |
| Taktik İHA | Taktik Seviyesi, Tugay veya daha alt birlikler için | 5 saate kadar uçuş süresi, 100 km'ye kadar menzil |
| Birleşik Taktik İHA | Kolordu Seviyesi, | 8-10 saat arası uçuş süresi, 200 km'ye kadar düşman sahasına girebilir. |
| Uzun zamanlı İHA | Stratejik Seviye | 24 saat havada kalabilen ve 800 km den fazla menzile sahip, tüm hava şartlarında birden fazla görevleri gerçekleştirebilir. |

Çizelge 2.3 : Uçuş menzillerine göre İHA sınıfları

| Sınıflar | Menzil | Açıklama | İha |
|------------------|---------|--|---|
| Yakın Mesafe İHA | 50 km | Taktik görevler için, Tugay veya daha alt seviyede | Mark MK II, Shell, UAOS |
| Kısa Mesafe İHA | 300 km | Taktik görevler için, Kolordu seviyesinde | Pioneer, Hunter, Impact, Sky Eye R4E-50 |
| Orta Mesafe İHA | 650 km | Stratejik görevler için. | Predator, Heron |
| Uzun Mesafe İHA | 3000 km | Stratejik görevler için | Condor, Global Hawk, Dark Star |

Çizelge 2.4 : Uçuş irtifalarına göre İHA sınıfları

| Sınıflar | İrtifa | Faydalı yük | İha |
|----------------------|--|-------------------------------------|-------------------------------------|
| Alçak İrtifa İHA | 20.000 ft ve aşağısı | EO Kamera, IR, FLIR Algılayıcı, vb. | Hunter, Aerosonde, Shadow |
| Orta İrtifa | 45.000 ft ve aşağısı | EO Kamera, SAR vb. | |
| Orta İrtifa-Menzil | 45.000 ft ve aşağısı, havada kalış süresi 24 saat ve üzeri | EO Kamera, Sar vb. | Gnat750, Predator, Heron |
| Yüksek İrtifa İHA | 45.000 ft ve üzeri | SAR vb. | Dark star |
| Yüksek İrtifa-Menzil | 45.000 ft ve üzeri, havada kalış süresi 24 saat ve üzeri | SAR vb | Global Hawk, Thesus, BQM-34, Altus2 |

2.1.3 İnsansız hava araçlarının kullanım amaçları

İHA'lar askeri ve sivil alanlarda birçok amaç için kullanılmaktadır. Askeri kullanım amaçları şöyle sıralanabilir:

- Gerçek zamanlı hedef tespit ve havadan hedefe hassas atış desteği sağlama
- Gerçek zamanlı muharebe değerlendirme ve savaş meydanında düşman durumunu ile ilgili bilgi toplama

- Hedef hasar durumu değerlendirme
- Cephe ile ilgili istihbarat toplama
- Abluka ve karantina uygulamaları,
- Haberleşme
- Saldırı
- Arama ve kurtarma çalışmaları
- Mayınlı alanların tespiti.

Sivil alandaki kullanımlar çok yaygın olmamakla beraber ileride kullanımının yaygınlaşacağı düşünülmektedir. Sivil alandaki kullanım amaçları aşağıda sıralanmıştır:

- Meteorolojik gözlem
- Orman yangınları ile mücadele
- Kıyı ve sahil güvenliği
- Film ve reklam endüstrisi için havadan görüntü çekimi
- Haberleşme rölesi
- Şehir planlama
- Toplumsal olayların izlenmesi
- Maden arama
- Havadan trafik gözlem
- Gaz ve doğalgaz boru hatlarının izlenmesi [10].

2.2 Taktik Hava Aracı Boyutları ve Amacı

Taktik insansız hava aracı, BAYKAR MAKİNA AŞ. havacılık firmasının, bir proje kapsamında geliştirmekte olduğu insansız hava aracıdır. Proje kapsamında hava aracının başarması gereken belirlenmiş görevleri ve kısıtlamaları mevcuttur. Taktik insansız hava aracı, tamamen kompozitten imal edilmiş olup, detaylı tasarım aşaması bitmiş, üretim ve geliştirme aşamaları devam etmektedir.

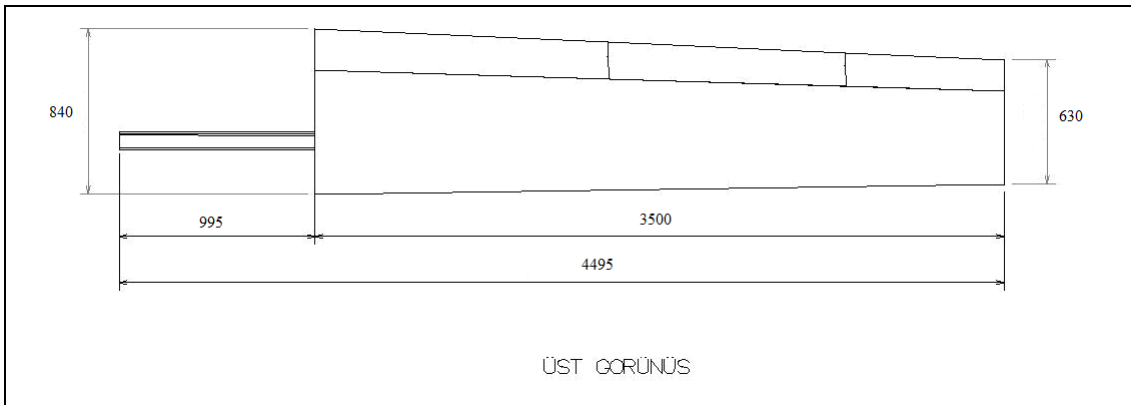
Taktik insansız hava aracının, 2 zamanlı hava soğutmalı motoru bulunmaktadır ve araç otomatik iniş kalkışın yanısıra belirli bir irtifada 10 saat görev yapabilme özelliğine sahiptir. Belirlenmiş ağırlıkta görüş sistemi taşımaktadır. Hava aracının ağırlığı 400 kg ve kanat açıklığı 9 m'dir. Seyir hızı 60 Knot, tutunma kaybı hızı 45 Knot'tur.

2.3 Kanat Boyutları ve Yapısı

Taktik insansız hava aracı tamamen kompozit malzemelerden üretilmiştir. Hava aracının kanat yapısı tamamen karbondan, gövdesi ve kuyruk yapısı büyük çoğunlukta karbon kompozit olmak üzere cam elyaf ve kevlar kompozitten üretilmiştir.

Kanat yapısında 2 farklı kumaş türü kullanılmıştır. 200 g/m² karbon kumaş ve 600 g/m² karbon kumaş türleri farklı katmanlarda kullanılmıştır. Kanadın dış kabuk katmanları 200 g/m² karbon kumaştan, spar ve iç bölgesi 660 g/m² karbon kumaştan oluşmaktadır. Tek kanatta toplam 10 m² karbon kumaş kullanılmıştır. Toplam kanat ağırlığı 18.5 kg.'dır. Kumaş katmanları sonlu elemanlar modelinde detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Uçağın kanat açıklığı 9 m,'dir. Kanadın kök veteri 840 mm, uç veteri 630 mm ve tek kanat boyu ise 3,5 m'dir. Kanat yapısı toplam 4,5 m uzunluğundadır. Bu değere gövde içine yerleşen 1 m spar uzunluğu dahildir. Kanadın üst görünüş boyutları Şekil 2.1'de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 : Kanat boyutları

Bu hesaplar seyir uçuşu yük hesaplarıdır. Manevralar sırasında gelecek yükler ise uçağın kütlesinin 3 katı olarak hesaplanmıştır. FAR standartlarına göre seyir uçuşunda manevra yükleri 3,0-3,8 g olarak belirtilmektedir. 3g durumunda etki eden taşıma yükü kanada seyir uçuşunda gelen taşımanın 3 katıdır. Seyir uçuşu sırasında kanatlara gelen yük 4000 N iken, 3g'lik bir manevra sırasında bu yük 12000 N olmaktadır.

2.5 Kompozit Malzemeler ve Uçaklarda Kullanımı

Kompozit malzemeler, iki ya da daha fazla malzemenin, kendilerinden farklı özellikte yeni bir malzeme oluşturacak şekilde, makroskopik ölçüde bir araya gelmesi ile elde edilir. Diğer bileşimlerden farklı olarak, kompozit malzemelerde yapı homojen değildir [2].

Her kompozitte genellikle iki tip madde bulunur; *matris* ve *takviye* malzemesi. Genel olarak takviye malzemesi taşıyıcı görev üstlenir ve etrafında bulunan matris faz ise onu bir arada tutmaya ve desteklemeye yarar [3].

Kompozit malzemelerin tarihte ilk defa kullanımı kesin olarak bilinmemekle beraber, ortaçağda kılıçların farklı metal katmanların birleşimi olarak üretilmesi gibi, farklı malzemelerin bir araya getirilmesine ve istenilen özelliklerin arttırılmasına yönelik uygulamalar görülmektedir [2].

2.6 Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışları

Kompozit malzemeleri geleneksel malzemelerden ayıran, bu yapıların homojen ve izotropik olmama durumlarıdır. Homojenlik; malzeme özelliklerinin yapı içerisinde düzgün dağılılı olmasıdır. Malzeme özellikleri yapı içinde konumdan bağımsızdır. İzotropi ise, malzeme özelliklerinin her yönde aynı olmasıdır. Çoğu mühendislik malzemesi homojen ve izotropiktir.

Fakat kompozit malzemeler çoğunlukla heterojen ve ortotropiktir. Ortotropik bir malzemede, malzeme özellikleri, birbirine dik üç doğrultuda birbirinden farklıdır ve yapı içerisinde bir noktadaki yönelime bağlıdır. Normal gerilmeye maruz kalan bir izotropik malzemede, gerilme yönünde uzama ve diğer iki yönde aynı değerde normal gerilme oluşur, kayma gerilmesi oluşmaz. Benzer şekilde, malzeme kayma gerilmesine maruz kaldığında sadece kayma deformasyonu oluşur. İzotropik

malzemelerin mekanik davranışı, elastisite modülü E ve Poisson oranı ν olarak iki katsayı yardımıyla ifade edilebilir.

Ortotropik malzemelerde, izotropik malzemelerden farklı olarak, bir yöndeki normal gerilme, diğer yönlerde birbirinden farklı normal gerilmeler oluşturur. Çünkü malzeme boyunca farklı yönlerde farklı malzeme özellikleri mevcuttur. Ayrıca izotropik malzemelerde kayma modülü E ve ν 'nin bir bağıntısı olarak ifade edilebilirken, ortotropik malzemelerde kayma modülü diğer malzeme özelliklerinden bağımsızdır. Bu yüzden ortotropik malzemelerin mekanik davranışları, en az 5 ayrı malzeme katsayısı ile tanımlanabilir.

2.7 Kompozit Malzemelerin Kullanımı

Kompozit malzemeler askeri ve ticari havacılıkta kontrol yüzeyleri ve kanat uçları, iniş takımları gibi birçok parçada kullanılmaktadır. Karbon elyaf, kevlar ve cam elyaf kompozitler uçak yapılarında artan bir hızla kullanılmaya başlamıştır. Çizelge 2.6'da bazı uçakların yapısal dataları ve kompozit malzeme kullanımı ile sağlanan ağırlık kazançları gösterilmiştir.

Çizelge 2.6 : Bazı uçak dataları ve ağırlık kazançları

| Uçak komponent | Planform alan, m ² | Kök veter, m | Uç veter,m | Açıklık, m | Metal dizayn ağırlık, kg | Kompozit dizayn ağırlık, kg | Ağırlık kazanç, % |
|--------------------------|----------------------------------|--------------------|---------------|---------------|-----------------------------------|-----------------------------------|-------------------------|
| 727 yatay kuyruk | 4,1 | 1,24 | 0,53 | 5,26 | 128,7 | 95,7 | 25,6 |
| DC-10 dikey kuyruk | 3,0 | 0,97 | 0,6 | 4 | 41,4 | 30,3 | 26,8 |
| L-1011 kanatçık | 3,2 | 1,34 | 1,39 | 2,49 | 64,1 | 47,3 | 26,2 |
| 737 yatak kuyruk | 4,8 | 1,31 | 0,61 | 5,09 | 118,2 | 86,2 | 27,1 |
| DC-10 dikey fin | 9,36 | 2,07 | 1,1 | 6,95 | 456 | 363 | 20,2 |
| L-1011 dikey fin | 13,6 | 2,73 | 1,31 | 7,62 | 390 | 283,2 | 27,4 |

Her yeni nesil askeri uçak ile kompozit malzemelerin kullanımını artmaktadır. Modern savaş uçaklarında %10 oranında yapısal ağırlık kazancı olmaktadır. Bu oran ticari yolcu uçaklarında biraz daha azdır, fakat kompozit kullanma eğilimi ilerlemektedir. İkinci nesil kompozit malzemelerin kullanılma amacı düşük üretim maliyetleri ve bunun yanında kabul edilebilir gerilme limitleridir. Kompozitlerin iyi hasar özelliği vardır. Ayrıca matris ve lif kombinasyonları çevresel koşullarda kabul edilebilir performans gösterir [4].

3. MALZEME TESTLERİ

3.1 Amaç

Bu bölümde insansız hava aracı kanadında kullanılan karbon kompozit malzemenin mekanik özelliklerinin deneysel olarak elde edilmesi açıklanmıştır.

Kullanılan karbon malzemedan, kanadın üretimi sırasında kullanılan yöntemlerle test numuneleri hazırlanmış ve deneysel olarak malzeme özellikleri elde edilmiştir.

3.2 Örnekleme ve Test Numunesi

Bu çalışmada malzeme özelliklerini elde etmek için $0^{\circ}/90^{\circ}$ ve $\pm 45^{\circ}$ lif oryantasyonundan 3'er adet test numunesi hazırlanmıştır. Bu numunelerden 1 adet $0^{\circ}/90^{\circ}$ yönelimli ve 1 adet $\pm 45^{\circ}$ yönelimli numune kopma deneyi için kullanılmıştır. Diğer iki numune malzeme özelliklerini çıkarmak için kullanılmıştır.

Test numunesinin tanımı ASTM'nin [19] gereksinimlerine bağlı olarak üç ana başlık altında toplanabilir;

- Genel gereksinimler: Zorunlu olan şekil ve toleranslar
- Özel tavsiyeler: Zorunlu olmayan fakat tavsiye edilen boyutlar
- Detaylı örnekleme: Zorunlu olmayan tipik çalışmalar

3.3 Genel Gereksinimler

Hazırlanan çekme testi numunesinin özellikleri Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1 : Numune özellikleri

| Numune özellikleri | |
|--------------------|--|
| Şekil | Sabit dikdörtgen kesit |
| En az boy | 300 mm tutma payı + enin 2 katı + gerinim ölçer uzunluğu |
| Örneğin genişliği | 30 mm |
| Genişlik toleransı | $\pm \%1$ genişlik |
| Örneğin kalınlığı | 2,65 mm |
| Kalınlık toleransı | $\pm \% 4$ kalınlık |

3.4 Özel Tavsiyeler

Tavsiye edilen özellikler göz önünde bulundurularak test numunesinin özellikleri Çizelge 3.2’de verilmiştir:

Çizelge 3.2 : Hazırlanan test numunesi özellikleri

| | |
|--------------------|-----------------------------|
| Elyaf | Karbon 660 g/m ² |
| Epoksi | Toray 250° F epoksi reçine |
| Şekil | Keskin köşeli dikdörtgen |
| Katmanlar | 4 kat |
| En | 30 mm ± 0,1 mm |
| Boy | 300 mm ±0,1 mm |
| Kalınlık | 2,65 mm ±0,1 mm |
| Elyaf oryantasyonu | 90 derece & 45 derece |

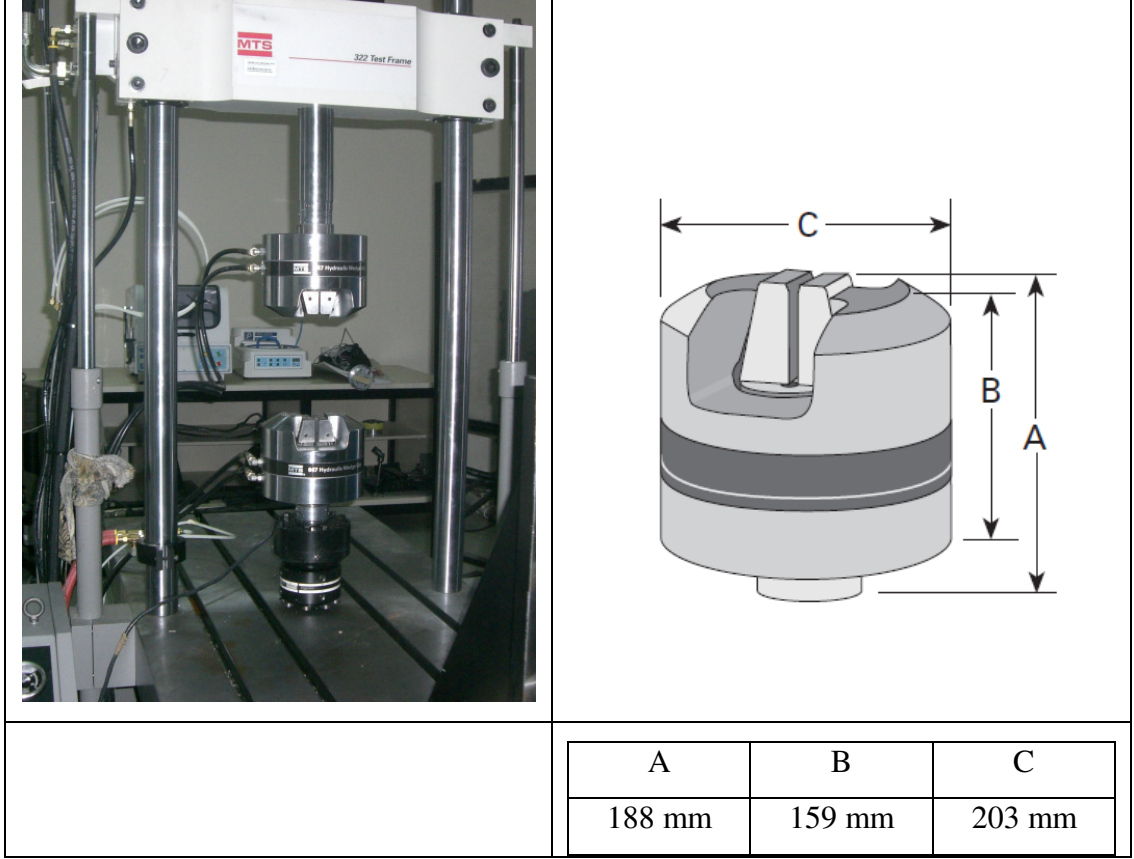
Kullanılan Toray T700 12k 660 g/m² elyaf özellikleri ve Toray 250°F Epoksi Reçine %60 lif hacim ile hazırlanmış kompozit malzeme özellikleri Çizelge 3.3’de verilmiştir [9].

Çizelge 3.3 : Kullanılan Toray T700 12k özellikleri [9]

| Lif özellikleri | | |
|-----------------------------|-----------------------|-------------|
| Çekme dayanımı | 4,9 MPa | TY-030B-01 |
| Çekme modülü | 230 GPa | TY-030B-01 |
| Gerinim | % 2,1 | TY-030B-01 |
| Yoğunluk | 1,8 g/cm ³ | TY-030B-02 |
| Elyaf çapı | 7 µm | |
| Akma 12 K | 800 g/1000 m | TY-030B-03 |
| Kompozit özellikleri | | |
| Çekme dayanımı | 2,550 MPa | ASTM D-3039 |
| Çekme modülü | 135 GPa | ASTM D-3039 |
| Çekme gerinimi | % 1,7 | ASTM D-3039 |
| Basma dayanımı | 1,470 MPa | ASTM D-695 |
| Eğilme dayanımı | 1,670 Mpa | ASTM D-790 |
| Eğilme modülü | 120 GPa | ASTM D-790 |
| ILSS | 9 kgf/mm ² | ASTM D-2344 |
| 90 çekme dayanımı | 69 MPa | ASTM D-3039 |

3.5 Tutma ve Çeneler

Test numuneleri iki adet çene ile tutulmaktadır. Çekme deneyinde model numarası 647.10A olan ve 100 kN dinamik kuvvet, 120 kN statik kuvvette malzemeyi tutabilen çeneler kullanılmıştır. Kullanılan çeneler Şekil 3.1’de gösterilmiştir [12].



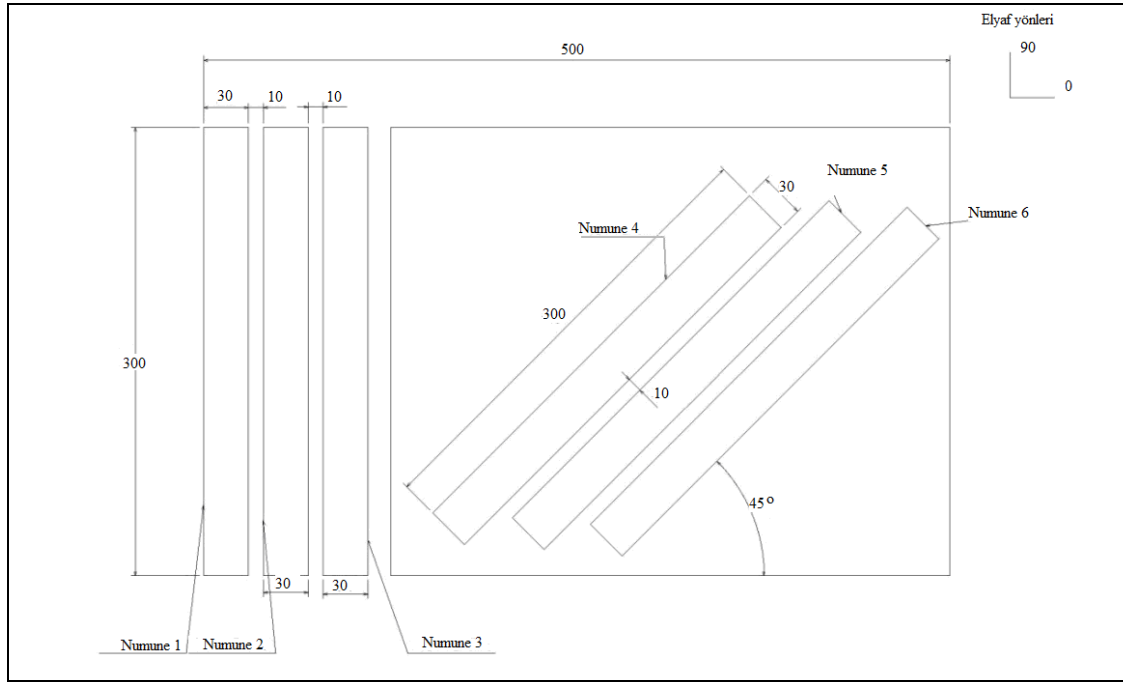
Şekil 3.1 : Çeneler [12]

3.6 Test Numunesinin Hazırlanışı

Numunenin hazırlanmasında taktik insansız hava aracının kanadının üretiminde kullanılan ıslak yatırma yöntemi kullanılmıştır. Numune 600 g/m^2 karbon kumaşlardan $300 \text{ mm} \times 500 \text{ mm}$ boyutlarında bir plak imal edilmiştir. Bu $300 \text{ mm} \times 500 \text{ mm}$ boyutunda olan plakadan $30 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$ boyutlarında 3'er adet $0/90^\circ$ elyaf yönelimli ve $\pm 45^\circ$ elyaf yönelimli test numuneleri CNC tezgâh ile kesilip çıkarılmıştır. Numunelerden biri Şekil 3.2'de gösterilirken hazırlanan plak Şekil 3.3'te verilmiştir. CNC ile kesim sırasında numunede çentik, elyaf kalkması ve benzeri tahribatların oluşmaması için, yüksek devir ve yavaş ilerleme şartlarında özel kesme kalemleri ile kesim işlemi yapılmıştır. Böylelikle köşeler düzgün olarak toleranslar dâhilinde elde edilmiştir.



Şekil 3.2 : Numune örneği



Şekil 3.3 : Hazırlanan plak

Hazırlanan 6 adet numunenin özellikleri Çizelge 3.42’de verilmektedir. Her numune aynı plaktan kesilmesine rağmen, kompozit malzemelerin üretimi aşamasındaki hatalardan dolayı numunelerin kalınlıkları değişmektedir. Bu da malzemenin kesit alanları ve ağırlıklarında farklılıklar oluşmasına yol açmaktadır. Her numune kendi değerleri göz önüne alınarak hesaplamalar yapılmıştır.

Çizelge 3.4 : Hazırlanan numune özellikleri

| Numune no | Elyaf yönü | Kalınlık (mm) | En (mm) | Boy (mm) | Ağırlık (g) | Elyaf Yoğunluğu (g/mm ²) | Elyaf Kalınlığı (mm) | Numune Yoğunluğu (g/mm ³) | Kesit Alanı (mm ²) |
|-----------|------------|---------------|---------|----------|-------------|--------------------------------------|----------------------|---------------------------------------|--------------------------------|
| 1 | 90 | 2,63 | 30 | 300 | 33,58 | 660 | 0,65 | 0,0014 | 79,1 |
| 2 | 90 | 2,62 | 30 | 300 | 33,58 | 660 | 0,65 | 0,0014 | 78,6 |
| 3 | 90 | 2,64 | 30 | 300 | 33,58 | 660 | 0,66 | 0,0014 | 79,4 |
| 4 | 45 | 2,62 | 30 | 300 | 33,15 | 660 | 0,65 | 0,0014 | 78,6 |
| 5 | 45 | 2,71 | 30 | 300 | 33,15 | 660 | 0,67 | 0,0013 | 81,4 |
| 6 | 45 | 2,68 | 30 | 300 | 33,15 | 660 | 0,67 | 0,0013 | 80,4 |

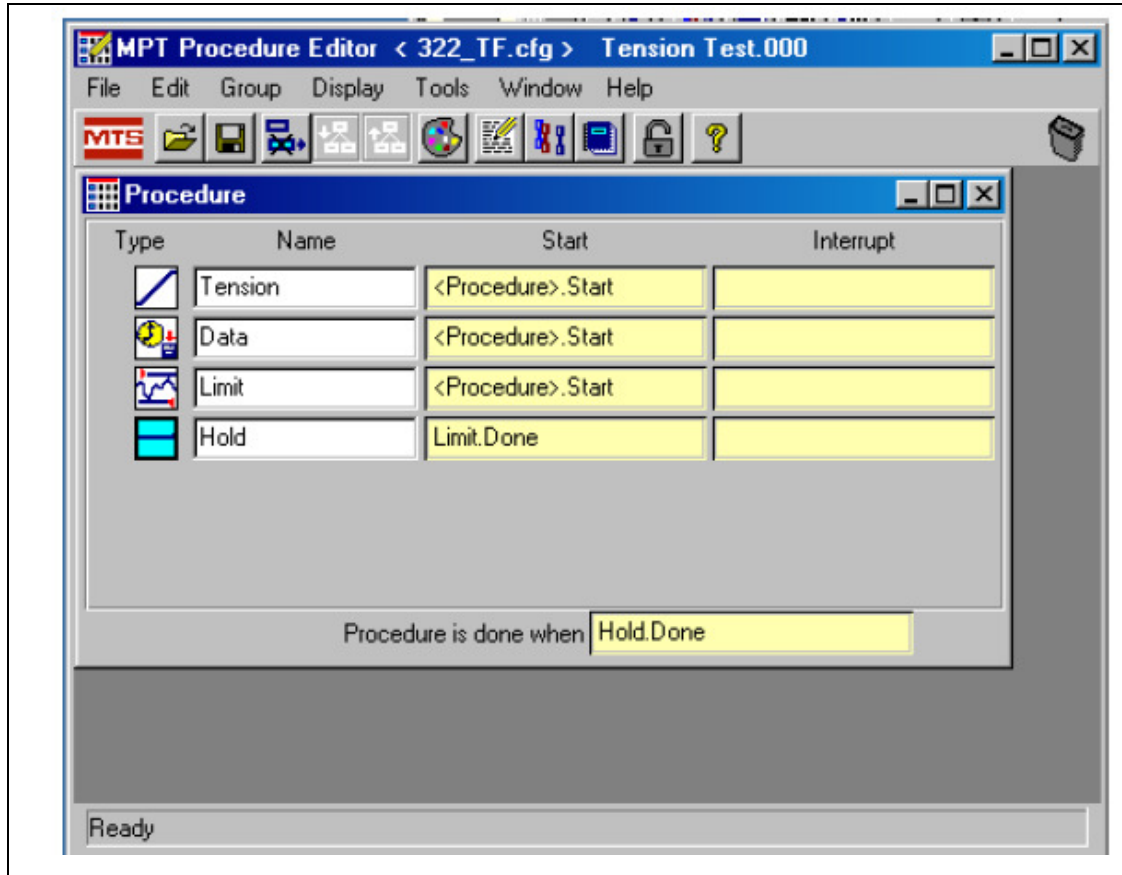
3.7 Test Yöntemi

Kaynak [13]'te belirtilen çekme testi föyünde belirtilen adımlar aşağıdaki gibidir:

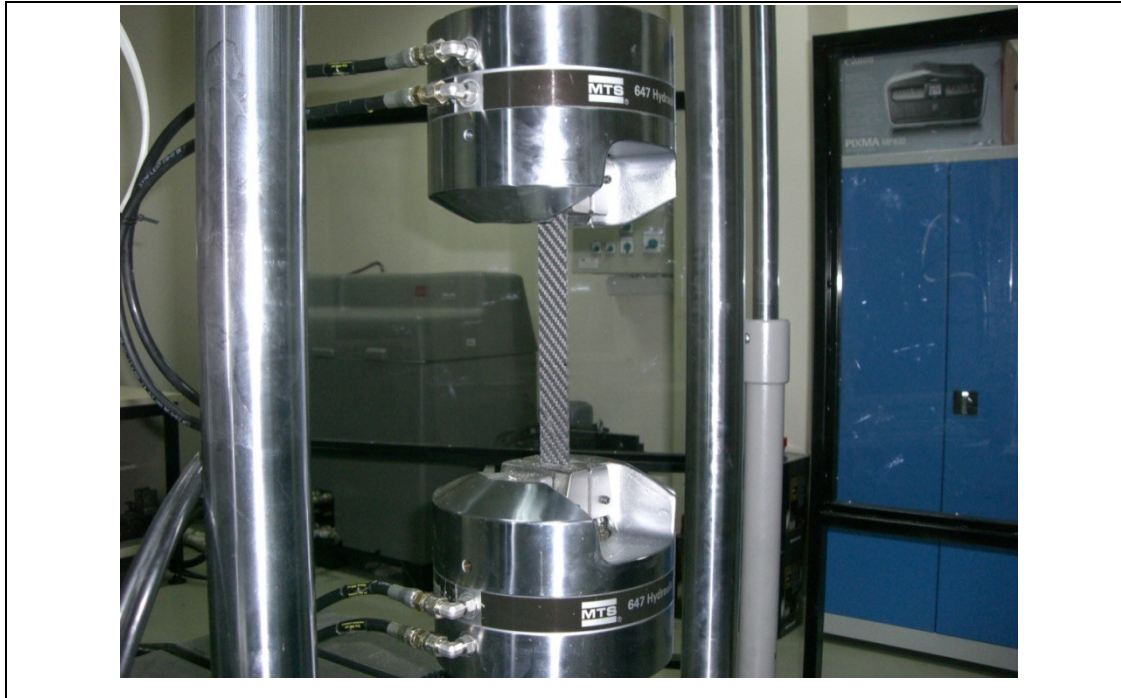
Aksi belirtilmedikçe deney 10°C ile 35°C arasındaki bir sıcaklıkta yapılır. Kontrollü şartlarda yürütülen deneyler 23°C ± 5°C sıcaklıkta yapılabilir. Cihaz yazılımı çalıştırılır ve aşağıdaki işlemler uygulanır:

- Deney, MTS Üniversal Test Cihazı'nın hidrolik basınç kademelerinin çalıştırılması ile başlar.
- Numune, düzenekteki çenelere iki ucundaki genişleyen bölümlerinden sıkıştırılarak yerleştirilir. Dikkat edilecek husus, sıkıştırma için kullanılan basıncın uygun olması ve çenelerin, numune başlarını ezip, bu kısımlardan kopmaya yol açmamasıdır. Test numunesinin bağlanması Şekil 3.5'te gösterilmiştir.
- Daha sonra, cihazın yazılımının içinde bulunan prosedür editörü kullanılarak Şekil 3.4'teki programlama yapılır. Prosedürün limit kısmında, numunenin 10 mm uzamaya uğraması istenerek, gerekli kopmanın olması sağlanır.
- Otomatik ofset işlemi yapılarak, sinyal yoluyla gelen kuvvet ve uzama değerleri sıfırlanır.
- Deneye başlanır; yazılım yardımıyla bilgisayardan uzama ve kuvvet değişimleri izlenir. Şeffaf koruma paravanlarını kullanarak çıplak gözle de numune izlenebilir.
- Numune kopana kadar deney devam eder.
- Kopmanın ardından deney verileri incelenir ve kuvvet-uzama ve gerilme-gerinim diyagramları çizilir. Mekanik özellikler hesaplanır [13].

ASTM standartlarında kompozit malzeme testleri 2 mm/dak'lık çekme hızı ile deplasman kontrollü olarak gerçekleştirilmesi tavsiye edilir.



Şekil 3.4 : Deneyin programlanması [13]



Şekil 3.5 : Test numunesinin bağlanması

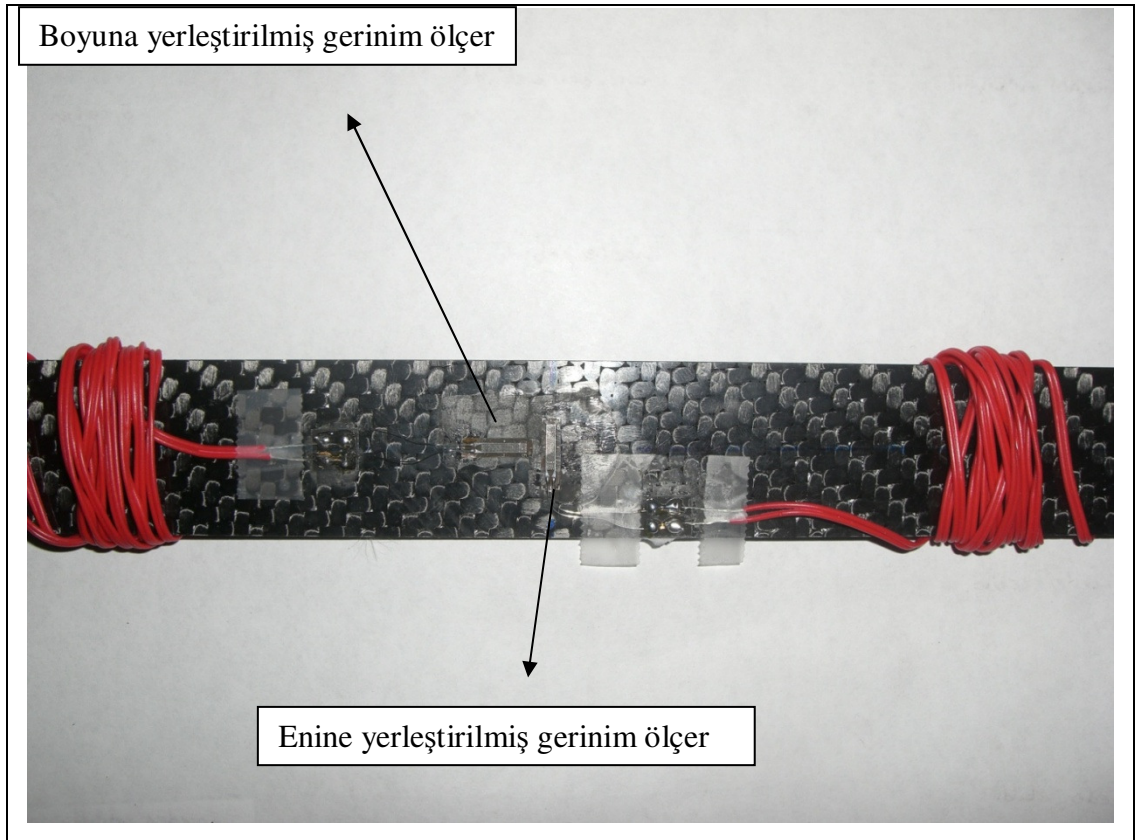
3.8 Gerinim Ölçerin Yapıştırılması

Her test numunesine 2 adet tek eksenli gerinim ölçer yapıştırılmıştır. Gerinim ölçer özellikleri Çizelge 3.5'te verilmiştir.

Gerinim ölçerler simetrik olarak numunenin eninin ve boyunun tam ortalarına yerleştirilmiş olup Şekil 3.6'da gösterilmiştir [14].

Çizelge 3.5 : Gerinim ölçer özellikleri

| | | |
|-----------------------|----------|------------------------|
| Tokyo Sokki Kenkyujo | | |
| Model | BFLA-5-5 | |
| Gerinim ölçer boyu | 5 | |
| Gerinim ölçer direnci | 120±0,3 | |
| Gerinim ölçer faktörü | 2,09 | ± %1 |
| Sıcaklık toleransı | 5 | x 10 ⁻⁶ /°C |
| Enlemesine hassasiyet | % 0 | |



Şekil 3.6 : Gerinim ölçer yerleşimi

3.9 Hesaplamalar

Deneyden elde edilen veriler ile Poisson oranı ve gerilmeler hesaplanmıştır. Deneyde MTS Üniversal Test Cihazından elde edilen veriler zaman, aksenal yer değiştirme ve aksenal uygulanan kuvvettir. Gerinim ölçerlerden elde edilen veriler ise zamana bağlı ϵ_x ve ϵ_y gerinimleridir. Bu veriler doğrultusunda Poisson oranı ve gerilmeler hesaplanmıştır.

Çizelge 3.6 : Numune hizalama ve Elastisite modülü hesabı için gerinim aralığı[19]

| Çekme modulu hesaplaması (Boylamasına gerinim aralığı) | | Boylamasına gerinim (Burulma için kontrol noktası) $\mu\epsilon$ |
|---|--------------------------------|---|
| Başlangıç noktası $\mu\epsilon^A$ | Bitiş noktası $\mu\epsilon$ | |
| 1000 ^B | 3000 | 2000 |

A üst indisi, 1000 $\mu\epsilon = 0,001$ kesin gerinimi; B üst indisi ise bu gerinim aralığının gerileme/gerinim eğrisinin alt yarısında kaldığını ifade eder.

Çekme gerilmesi Denklem (3.2) ile hesaplanmıştır [19].

$$\sigma_i = P_i / A \quad (3.1)$$

$$F^{tu} = P^{\max} / A \quad (3.2)$$

F^{tu} maksimum çekme gerilmesi (MPa), P^{\max} kopmadan önceki maksimum kuvvet (N), σ_i i'inci veri noktasındaki çekme gerilmesi (MPa), P_i i'inci veri noktasındaki kuvvet (N) ve A ortalama alan (mm^2)'dir.

Kiriş çekme elastisite modülü Denklem (3.3)'ten hesaplanır [19].

$$E^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\epsilon} \quad (3.3)$$

Burada, E^{chord} kiriş çekme elastisite modülü (GPa), $\Delta\sigma$ Çizelge 3.6'daki iki gerinim noktasındaki, uygulanmış çekme gerilmesi farkı, $\Delta\epsilon$ Çizelge 3.6'daki iki gerinim noktasındaki farktır.

Poisson oranı Denklem (3.4) ile hesaplanır [19].

$$v = v / u \quad (3.4)$$

Burada, ν poisson oranı, ν enlemesine gerinim, u boylamasına gerinimdir
Poisson oranını kiriş yöntemi ile hesaplamak için Denklem (3.5) kullanılır [19] :

$$\nu = -\Delta\epsilon_t / \Delta\epsilon_l \quad (3.5)$$

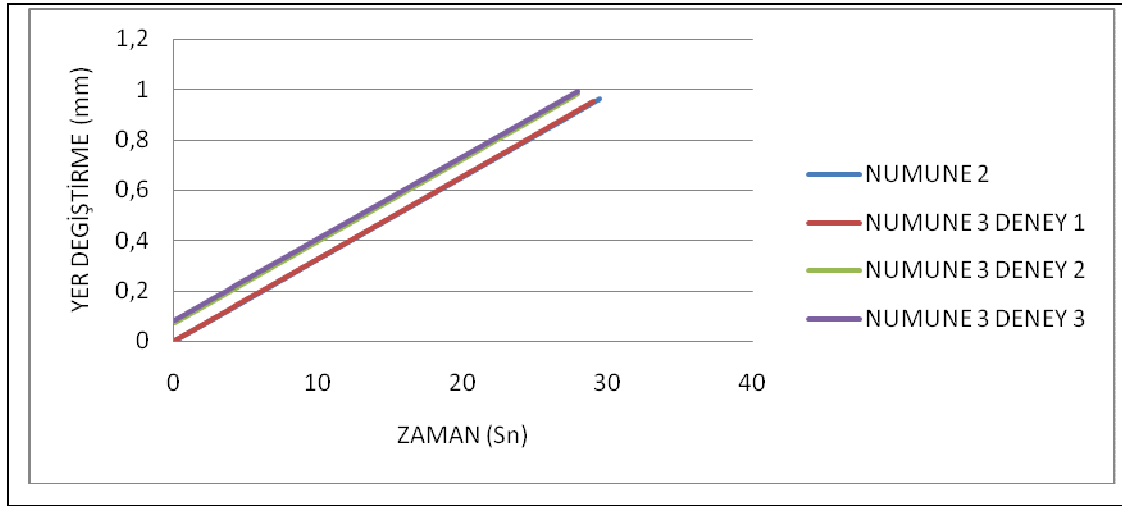
$-\Delta\epsilon_t$ Çizelge 3.6'daki iki gerinim noktasındaki enlemesine gerinim farkı ve $\Delta\epsilon_l$ Çizelge 3.6'daki iki gerinim arası farktır.

3.10 Sonuçlar

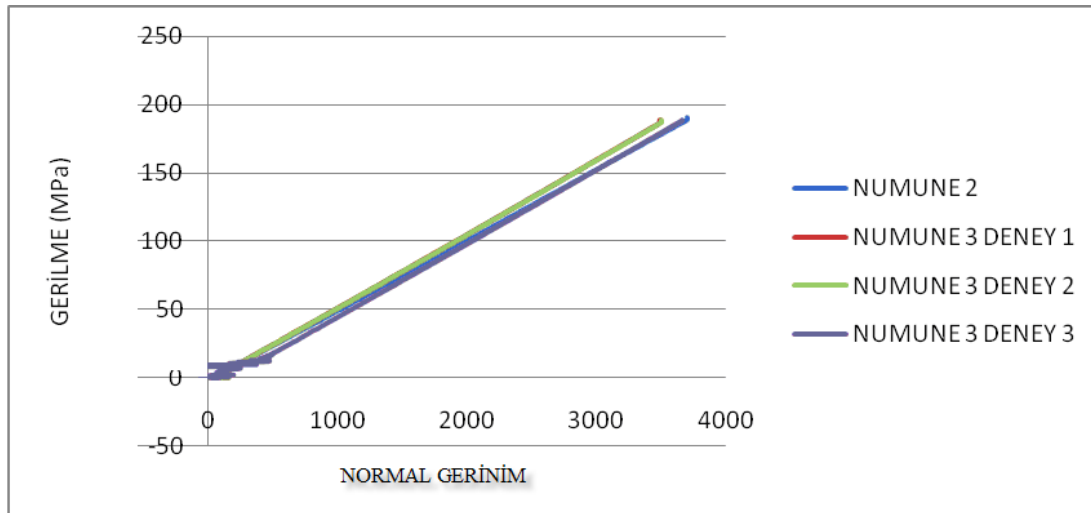
0°/90° elyaf oryantasyonuna sahip numune 2 ve numune 3 için çekme deneyleri yapılmıştır. Yapılan deneyden elde edilen sonuçlar Çizelge 3.7'deki gibidir. Elastisite modülü $E=54.1$ MPa ve Poisson oranı $\nu=0,32$ hesaplanmıştır. Elde edilen veriler doğrultusunda Şekil 3.7-8 'de gösterilen grafikler çıkarılmıştır.

Çizelge 3.7 : Deney sonuçları (0°/90° yönelimli elyaf)

| KARBON ELYAF 90 | | Boylamasına gerinim | | Enlemesine gerinim | | Gerilme | | Elasti- site GPa | Poisson * |
|--------------------|------------|------------------------|---------------|-----------------------|---------------|---------|--------|------------------------|--------------|
| | | Min. | Maks. | Min. | Maks. | Min. | Maks. | | |
| | | $\mu\epsilon$ | $\mu\epsilon$ | $\mu\epsilon$ | $\mu\epsilon$ | MPa | MPa | | |
| Numune 2 | deneysel 1 | 494,24 | 2005,7 | 14,79 | 73,74 | 23,19 | 100,73 | 51,30 | 0,04 |
| | deneysel 2 | 493,33 | 2007,0 | -584,3 | -36,00 | 17,80 | 105,01 | 57,61 | 0,36 |
| Numune 3 | deneysel 3 | 493,33 | 2005,0 | -584,3 | -158,78 | 17,80 | 98,30 | 53,25 | 0,28 |
| Ortalama | | | | | | | | 54,10 | 0,32 |



Şekil 3.7 : Yer değiştirmenin zamanla değişimi (0°/90° yönelimli elyaf)



Şekil 3.8 : Gerilme – Normal gerinim değişimi (0°/90° yönelimli elyaf)

$\pm 45^\circ$ elyaf yönelimine sahip numune 5 ve numune 6 çekme deneyleri yapılmıştır. Yapılan deneyden elde edilen sonuçlar Çizelge 3.8’deki gibidir. Elde edilen veriler doğrultusunda Şekil 3.9-10’te gösterilen grafikler çıkarılmıştır.

Çizelge 3.8 : Deney sonuçları ($\pm 45^\circ$ yönelimli elyaf)

| Karbon Elyaf 90 | Boylamasına | | Enlemesine | | Elastisite Modülü |
|-----------------|---------------|---------------|--------------|---------------|-------------------|
| | Min. gerinim | Maks. gerinim | Min. Gerilme | Maks. Gerilme | |
| | $\mu\epsilon$ | $\mu\epsilon$ | MPa | MPa | |
| Numune 5 | 1001,57 | 4014,07 | 3,98 | 16,05 | 4,0 |
| Numune 6 | 1010,58 | 4005,72 | 8,95 | 33,83 | 8,3 |
| | | | | Ortalama | 6,15 |



Şekil 3.9 : Yer değiştirmenin zamanla değişimi ($\pm 45^\circ$ yönelimli elyaf)



Şekil 3.10 : Gerilme – kayma gerinimi değişimi ($\pm 45^\circ$ yönelimli elyaf)

4. SONLU ELEMAN ANALİZİ

4.1 Giriş

Bu tez çalışmasında sonlu eleman yöntemi programı kullanarak insansız hava aracının kanadının belirli yükler altında analizi edilmiştir. Bu amaçla NASTRAN sonlu elemanlar yazılımı çözücü olarak, PATRAN yazılımı ise modelin oluşturulması ve sonuçların gösteriminde kullanılmıştır. Bu bölümde, kullanılacak olan NASTRAN sonlu elemanlar çözücüsü, analiz yaklaşımları, eleman tanımlamaları, malzeme özellikleri, sınır koşulları, yükler açıklanarak analiz sonuçları incelenecektir.

4.1.1 Düzlem elemanlar

Plak veya kabuk elemanlar, bir boyutu diğer ikisine nazaran çok küçük olan elemanlardır. Bu elemanlar kabukları modellemekte kullanılmaktadır. Kabuklar ise kalınlığının diğer boyutlarına oranları 1/15 'ten küçük yapılardır.

Klasik ince kabuk teorisine göre oluşturulmuş MSC NASTRAN düzlemsel elemanlarına bakıldığında;

- TRIA3: Üç düğüm noktalı izoparametrik düzlem elemanıdır. Genelde ağ geçişlerinde kullanılır.
- QUAD4: Dört düğüm noktalı izoparametrik düzlem elemanıdır. Düzgün olmayan yüzeylerde iyi sonuçlar verir.

4.1.1.1 Dörtgen eleman (QUAD4)

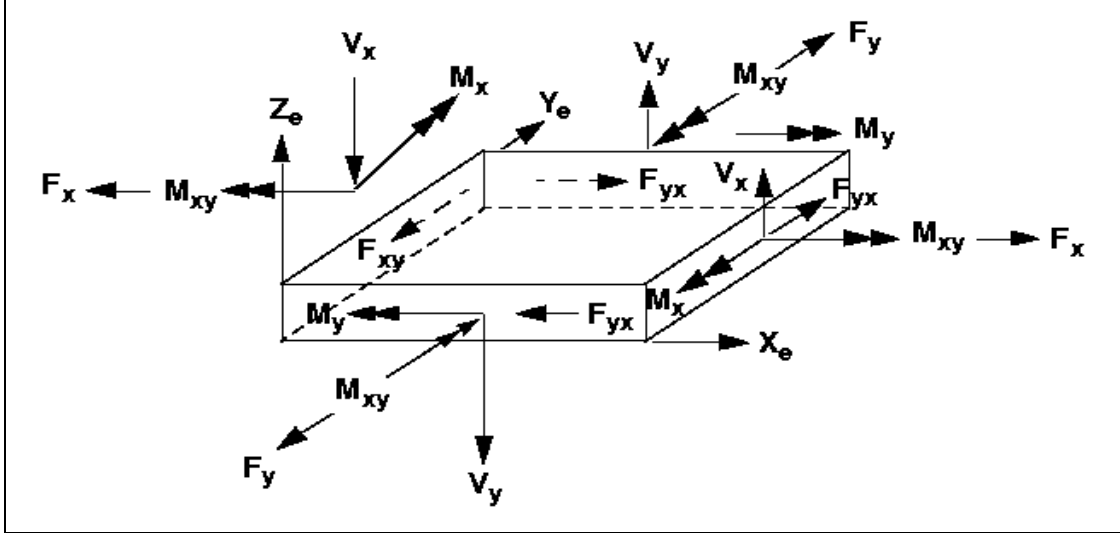
Bu eleman dört düğüm noktasına sahip düzlemsel bir elemandır. Düzlem içi ve düzlem dışı yükleri karşılayabilen bir elemandır. Düzlem uzaması ve düzlem gerilmeleri modellemesinde kullanılır [15].

Eleman kuvvet çıktıları:

- F_x, F_y birim uzunluktaki membran kuvvet
- F_{xy} birim uzunluktaki kesme kuvveti

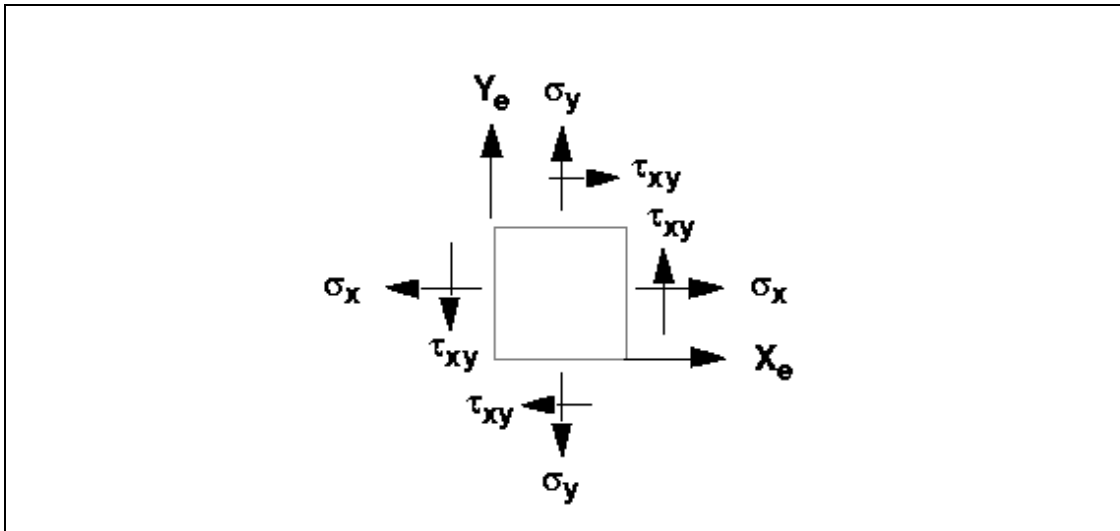
- M_x, M_y birim uzunluktaki eğilme momenti
- M_{xy} birim uzunluktaki burulma momenti
- V_x, V_y birim uzunluktaki enlemesine kayma kuvveti

Eleman kuvvet ve moment çıktıları Şekil 4.1'deki gibidir:



Şekil 4.1 : Dörtgen elemandaki normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri [15]

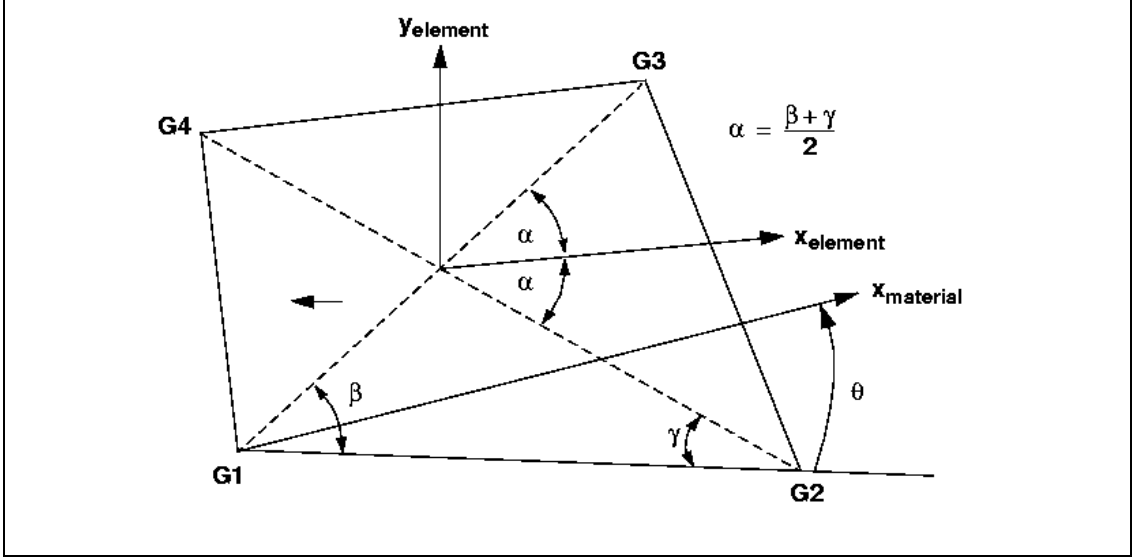
Kuvvetler ve momentler, CQUAD4 VE CTRIA elemanları için elemanların merkezlerindedir. Bunlar istenirse köşelerde hesaplanabilir. Şekil 4.2'de dörtgen elemanda normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri ile Şekil 4.3'te dörtgen eleman koordinatları görülmektedir.



Şekil 4.2 : Dörtgen elemandaki normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri

Eleman koordinat sistemi,

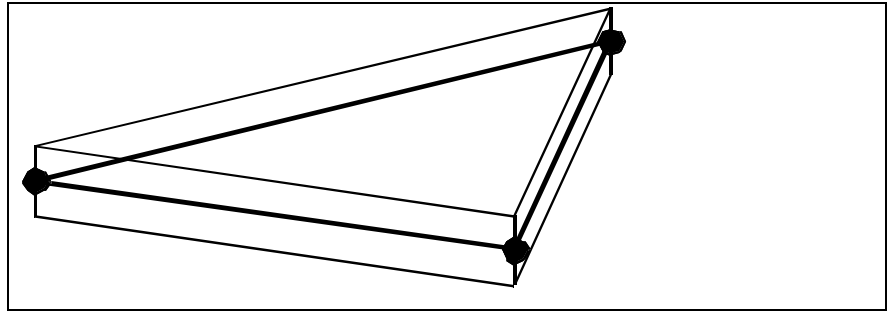
- Kompozit malzeme katmanlarını belirler.
- Elemana uygulanan pozitif yöndeki normal basıncı belirler.
- Elemanda oluşun kuvvet ve gerilmeleri göstermek için kullanılır.



Şekil 4.3 : Dörtgen eleman eksen sistemi

- Eleman x eksenini 2α açıyla x eksenine döndürür. Pozitif yön G_1 den G_2 yönündedir.
- Eleman y eksenini x eksenine diktir ve G_1 , G_2 , G_3 ve G_4 ile tanımlanan düzlem üstündedir. Pozitif yön G_1 den G_4 'e doğrudur [15].

4.1.1.2 Üçgen eleman (TRIA3)



Şekil 4.4 : Üçgen eleman

Şekil 4.4'te verilen üçgen elemanın özellikleri şu şekildedir:

- Katmanlı kompozit yapılarda kullanılabilir.
- Membran ve burulma katılıklarını birleştirir.

- Isı transfer problemlerini destekler.
- Nonlineer analizlerde kullanılmaz.
- Ofsetleme kullanılabilir.

CTRIA3-membran:

- Formülasyonu membran teorisine göre yapılmıştır. Burulma özelliği yoktur.
- Küçük yer değiştirmeler içindir.
- Lineer elastik malzemelerde kullanılır [15]

4.2 Sonlu Elemanlar Programı

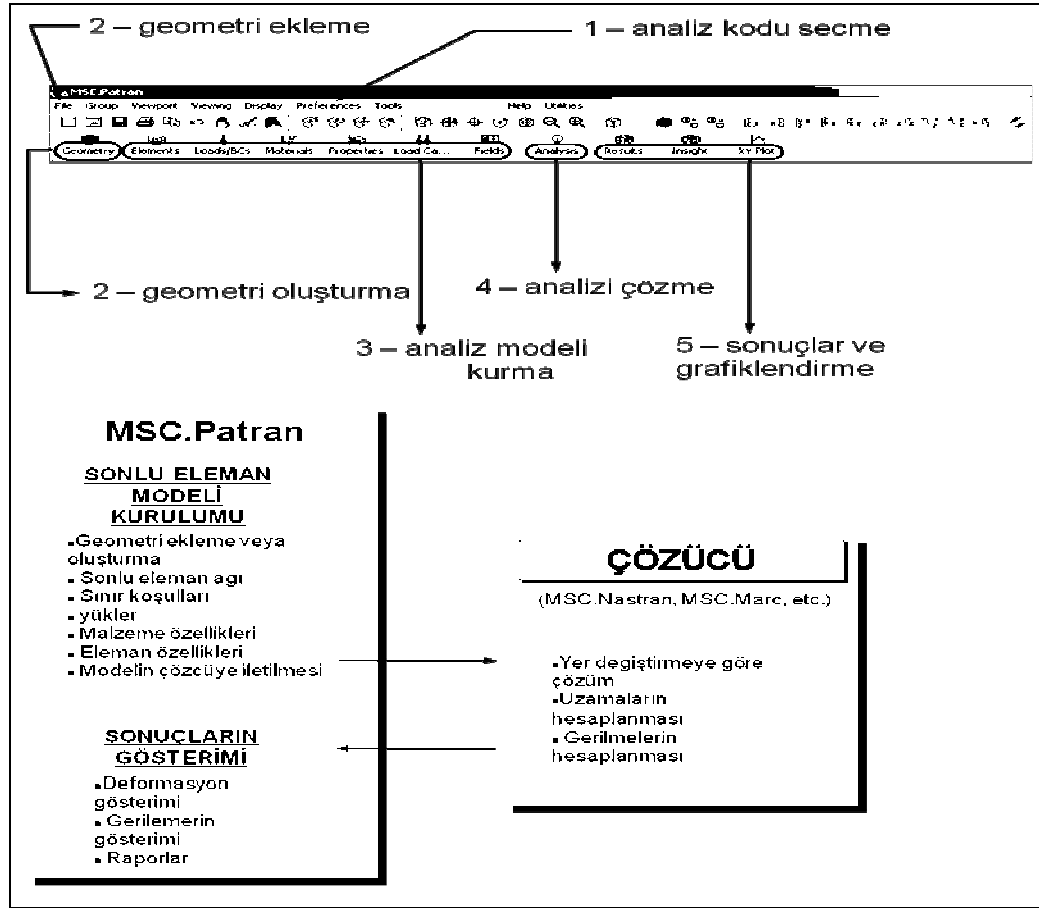
4.2.1 NASTRAN

NASTRAN, mühendislik problemlerinde kullanılmak üzere genel amaçlı bir sonlu elemanlar analiz programıdır. Genel olarak FORTRAN dilinde yazılmıştır. 1.4 milyon program talimatı içerir. Havacılık, otomobil, enerji, biyomedikal ve diğer dallarda kullanılmaktadır.

NASTRAN kompozit yaklaşımlarında klasik katman teorisini kullanır. Kompozitleri modellemek için QUAD4, QUAD8, TRIA3, TRIA6, CQUADR ve CTRIAR elemanları kullanılır. Sonuçlarda kullanıcı tarafından belirlenen katmanlarda gerilme yer değiştirmeler görülebilir. Hata indeksi ve gerilme oranları her bir katman için elde edilebilir.

4.2.2 PATRAN

PATRAN yazılımı, NASTRAN'ın görsel ara yüzü olup, modelin kurulması ve sonuçların görülmesini sağlar. Bu arayüzde, daha önceden hazırlanmış geometri eklenebilir veya model oluşturulabilir. Geometrik model eklendikten veya kurulduktan sonra ağ oluşturulur, sınır koşulları belirlenir, malzeme özellikleri seçilir ve böylelikle NASTRAN da çözebilmek üzere bir sonlu elemanlar modeli oluşturulmuş olur. NASTRAN da bu sonlu elemanlar modeli çözülür ve sonuç dosyaları çıkar. Tekrar PATRAN yazılımı arayüzü kullanılarak sonuçlar buraya aktarılır ve sonuçlar grafiksel olarak gösterilir. Aşağıdaki Şekil 4.5'te Patran ara yüzü sekmeleri ve PATRAN-NASTAN yazılımları iş akış diyagramı gösterilmiştir [18].



Şekil 4.5 : Nastran – Patran iş akış diagramı

4.3 Problem Tanımlanması

Çalışmada sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak bir insansız hava aracının kompozit kanadının uçuş esnasındaki maruz kalacağı yükler ve manevra sırasında maruz kalacağı maksimum yükler altında nasıl davranacağı incelenmiştir. MSC.PATRAN ve MSC.PATRAN sonlu elemanlar programı kompozit kanat modeli kurulması ve çözülmesi için kullanılmıştır. Sonlu elemanlar sayısal çözümü ve laboratuarda yapılan kanat test analizleri karşılaştırılmıştır. Çalışmanın amacı kompozit bir insansız hava aracı kanadının sonlu elemanlar yöntemi ve deneysel olarak analiz edilip karşılaştırılmasıdır.

İlk olarak çekme testi uygulanan numunelerin NASTRAN yazılımıyla aynı sınır koşulları altında analizi yapılmıştır. Analiz sonucunda bulunan yer değiştirmeler deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

İkinci olarak insansız hava aracının katmanlı kompozit kanadının uçuş sırasında maruz kaldığı 1g yük altında davranışının analizi yapılmıştır.

Üçüncü olarak manevralar sırasında kanadın maruz kaldığı 3g yük altında yapının davranışını incelenmiştir.

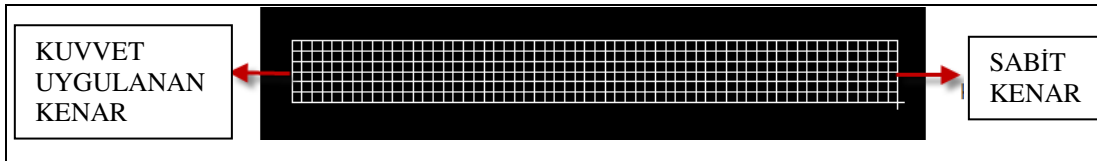
4.4 Malzeme Testinin Simülasyonu

Bu analizde, kanatta kullanılan malzemenin özelliklerinin doğrulanması amacıyla, malzemenin çekme deneyinden elde edilen sonuçlar, analiz sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır.

Çekme deneyinde kullanılan 30 mm x 300 mm boyutlarında ve 2.64 mm kalınlığında hazırlanan 4 kat karbon elyaf/epoksi numune için MSC.PATRAN programında geometri oluşturulmuş ve sonlu elemanlar ağı örülmüştür. Sonlu elemanlar ağı özellikleri, eleman şekli dörtgen eleman, eleman tipi QUAD4 olarak belirlenmiştir. Modelde toplam 360 adet eleman, 427 adet düğüm bulunmaktadır. Malzeme özellikleri olarak ise $E_{11}=54,1$ GPa, $E_{22}=54,1$ GPa, $\nu_{12}=0,32$ ve $G_{12}=6,1$ GPa olarak girilmiştir.

Malzeme özellikleri girildikten sonra kompozit modellemesi yapılmıştır. Kompozit modelleme de ilk olarak, kompozit malzeme belirlenir. Bu aşamada hangi malzeme olduğu, bir katmanın kalınlığı, maksimum gerinim, sargı-örgü açısı ve tipi belirlenir. İkinci aşamada katman oluşturmada ise katmanın oluşturulacağı elemanlar, başlama noktası, uygulama yönü, referans yönü ve referans açısı girilir. Sonuncu aşamada ise katmanlar oluşturulur.

Sınır koşulları; modelin alt kenarı bütün yönlerde tutulmuş ve üst kenardan değişik kuvvetler uygulanmıştır ve Şekil 4.6'da gösterilmiştir.



Şekil 4.6 : Sınır koşulları (malzeme çekme deneyi)

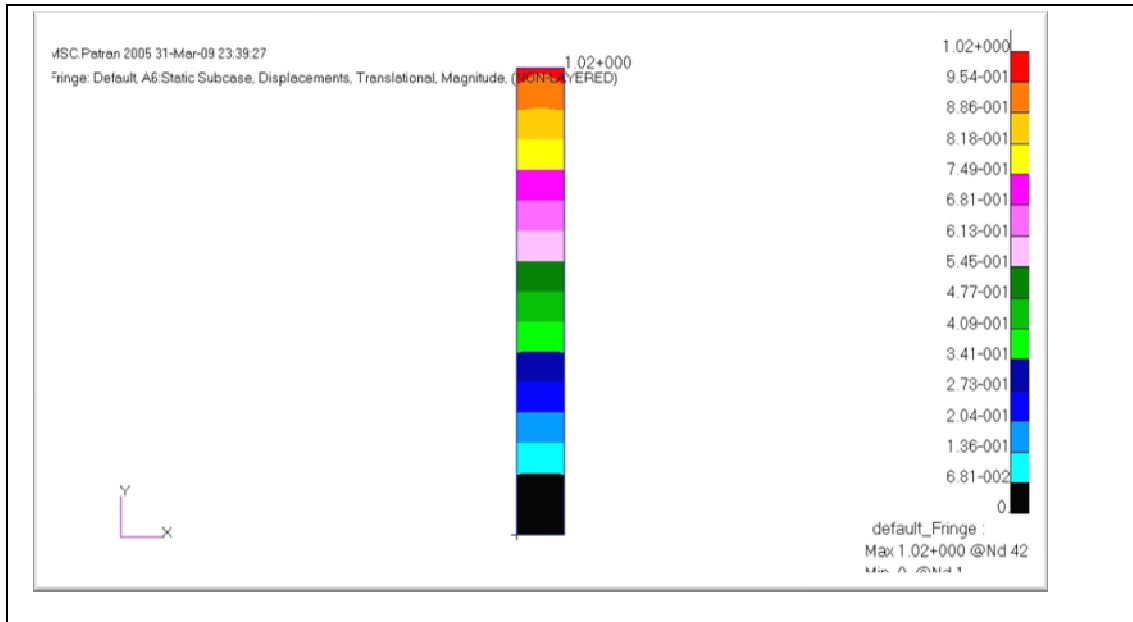
Sonlu elemanlar modeli hazırlandıktan sonra karşılaştırma yapılması için deneyde kullanılan 2 numuneden, farklı çekme deney sonuçları arasından 4 değişik kuvvet seçilmiştir. Bu kuvvetler sonlu elemanlar modeline uygulanarak farklı yer değiştirme ve gerilme sonuçları elde edilmiştir. Gerilme sonuçları her katman için ayrı ayrı görülebilmektedir. Fakat modelde tek yönde kuvvet uygulandığı ve tek yönde çekme

olduğu için, bütün katmanların değerleri birbiri ile aynıdır. Çizelge 4.1’de uygulanan kuvvet, deneyde elde edilen uzama ve gerilmeler, analiz sonucunda elde edilen 4 farklı sonuç gösterilmiştir. Çizelge 4.1’deki yer değiştirmeler maksimum yer değiştirmedir. Gerilme ise gerinim ölçerlerin yerleştirildiği numunenin tam ortasındaki gerilmedir. Gerilme sonuçlarının gösterildiği Şekil 4.8’de, gerinim ölçer noktası 189 MPa olarak görülmektedir. Uzamalar ise toplam uzama olarak alınmıştır. Uzama miktarları ise Şekil 4.7 de gösterilmiştir ve uzama miktarı 1,02 mm’dir.

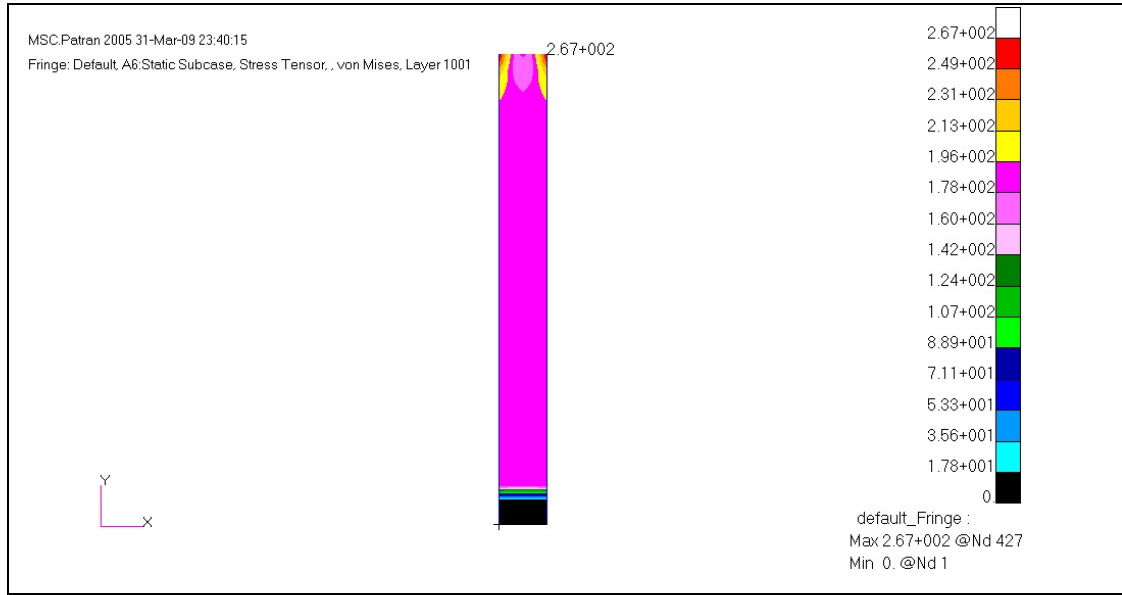
Çizelge 4.1 : Çekme deneyi – sonlu eleman analizi karşılaştırması

| Numune No | Deney | Kuvvet (N) | Deney | Deney | Analiz | Analiz | Uzama Hata | Gerilme Hata |
|-----------|-------|------------|-------|---------|--------|---------|------------|--------------|
| | | | Uzama | Gerilme | Uzama | Gerilme | | |
| | | | mm | MPa | mm | MPa | % | % |
| 3 | 3 | 14970 | 1,0 | 188,5 | 1,02 | 189,0 | 2,7 | 0,3 |
| 3 | 2 | 13571 | 0,9 | 170,9 | 0,95 | 171,0 | 6,3 | 0,1 |
| 3 | 1 | 12008 | 0,8 | 151,2 | 0,84 | 152,0 | 11,1 | 0,5 |
| 2 | 1 | 8013 | 0,5 | 102,0 | 0,56 | 101,0 | 11,9 | -0,9 |

Şekil 4.7 ve 4.8 ‘da sadece 3 numaralı numunenin sonuçları, sırasıyla, deformasyon ve gerilme grafikleri gösterilmiştir.



Şekil 4.7 : Numune 3, Deney 3, yer değiştirme analizi



Şekil 4.8 : Numune 3, Deneş 3, gerilme analizi

Deneyden elde edilen sonuçlar ve MSC.NASTRAN sonlu elemanlar programından elde edilen sonuçlar karşılaştırıldığında, yer değiştirmelerde %11,9'lık bir hata gözlenmektedir. Fakat deney ve analiz gerilme sonuçları karşılaştığında hata oranı %1 olmaktadır. Deney sonuçlarından elde edilen elastisite modüllerinin ortalamalarının alınması hatayı arttıran sebeplerden biri olarak düşünölmektedir. Ayrıca yer değiştirme sonuçları üzerinde, çeneler civarında oluşan düzensiz deformasyonlarda etkili olmaktadır.

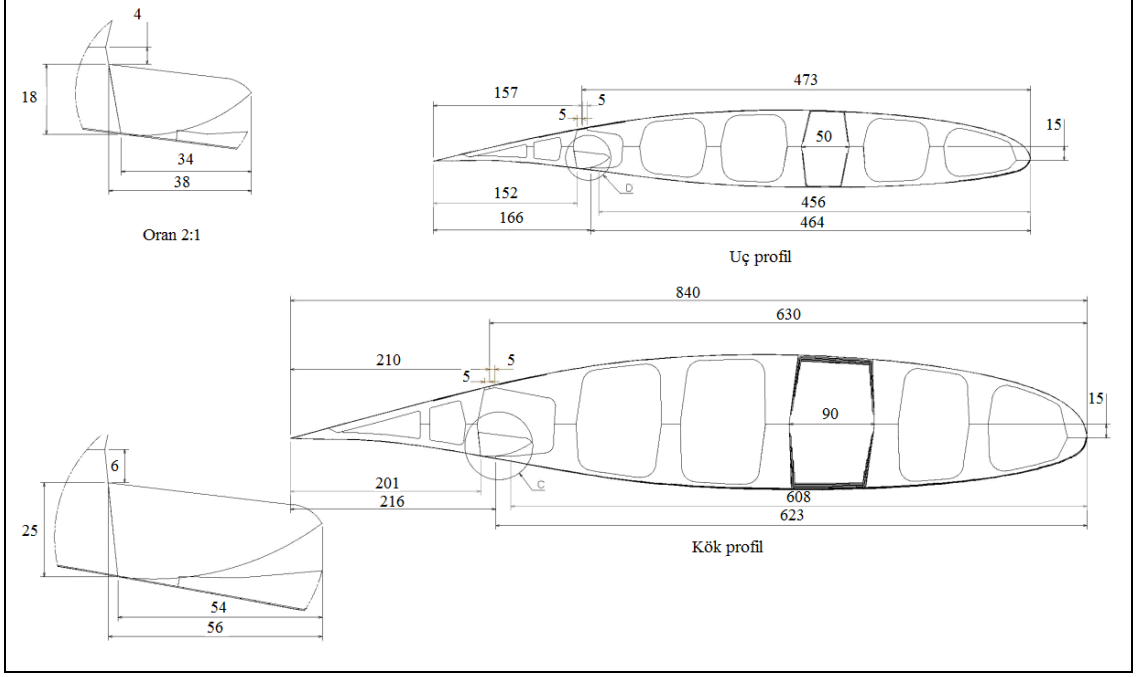
4.5 Kanat Analizi

4.5.1 Analiz yaklaşımları

Kanat davranışının incelenmesi 2 aşamada yapılmıştır. İlk olarak analiz sonuçları elde edilmiş, daha sonra deney sonuçları elde edilmiş ve son olarak bu sonuçlar karşılaştırılmıştır.

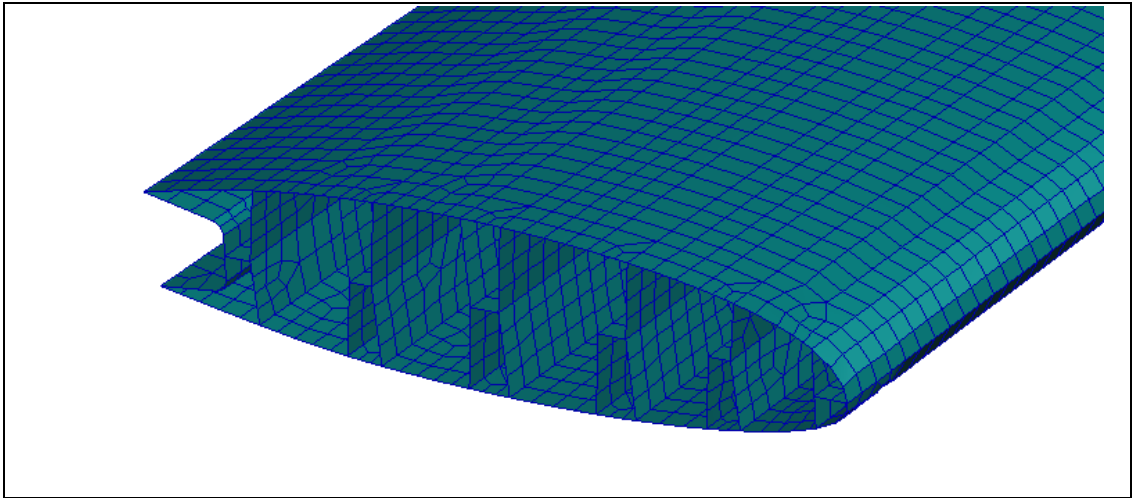
Kompozit kanadın sonlu elemanlar programı kullanılarak yükler altında davranışının incelenmesi için, MSC PATRAN yazılımıyla kanadın sonlu elemanlar modeli kurulmuştur.

Kanat kaburgaları yardımıyla üretilmediği halde, kesiti Şekil 4.9'da göröldüğü üzere kanat kesiti kaburgalı bir davranış sergiler. Bu kanat yapısı, önceden yapılmış olan kompozit kanatlarla benzer yapıdadır fakat farklı bir üretim tekniği kullanılmıştır.

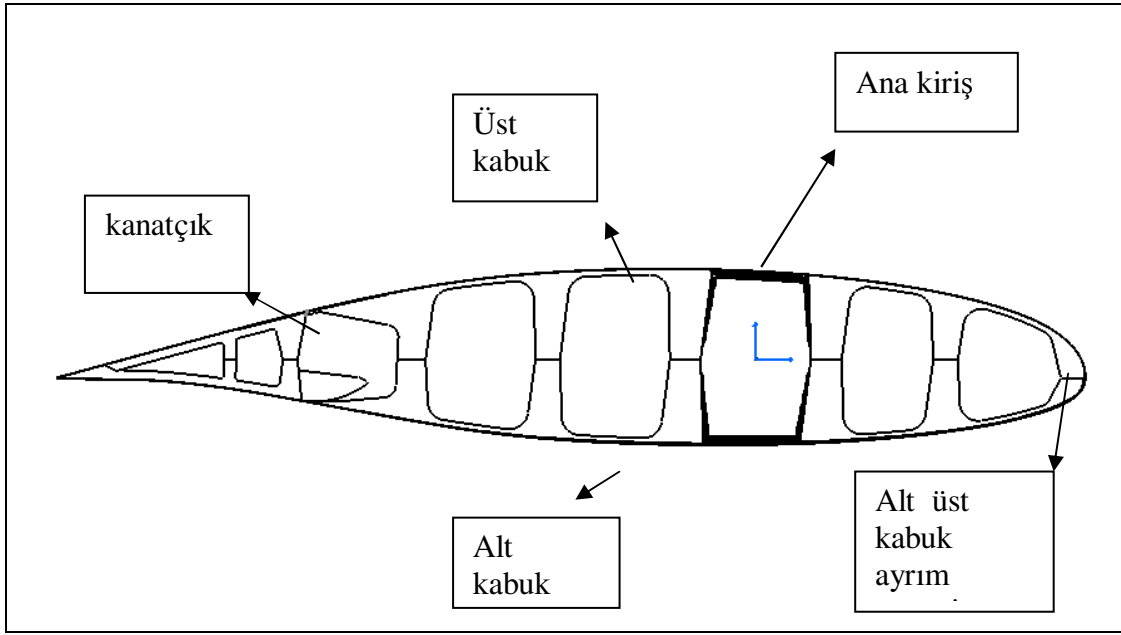


Şekil 4.9 : Kök ve uç profil boyutları

Sonlu elemanlar modeli kurulurken bazı yaklaşımlar yapılmıştır. .Bu yaklaşımlardan ilki kanat yüzey olarak alınarak, 2 boyutlu dörtgen elemanlar kullanılmasıdır. İkinci yaklaşım ise, menteşeli oldukları için kanatçıkların yük taşıma görevi üstlenmemesinden dolayı sonlu elemanlar modelinde yer almamış olmasıdır. Ayrıca yapıştırma yüzeyleri birbirine rijit bağlanmış olarak düşünülmüştür. Son olarak, kanat iç boşluk kutularının dış kabuğa direk bağlandığı varsayımdır. Kanat modeli ve sonlu elemanlar modeli geometri karşılaştırması Şekil 4.10 ve Şekil 4.11’de gösterilmiştir.



Şekil 4.10 : Sonlu elemanlar modeli



Şekil 4.11 : Kanat modeli alt - üst kabuk

Kanat yapısına bakıldığında, kanat üst kabuk, alt kabuk, iç köpük ve iç kabuktan oluşmaktadır. Alt ve üst kabuk ayrı ayrı üretilip, içine iç köpük yerleştirilip iç katmanlar hazırlanır. Alt ve üst kanat yapısı elde edildikten sonra her iki alt ve üst kabuk birbirine yapıştırılır.

Sonlu elemanlar modeli oluşturulmasında kullanılan ağ özellikleri; eleman tipi QUAD4, eleman sayısı 19884, düğüm sayısı 17053'dür.

4.5.2 Malzeme özellikleri

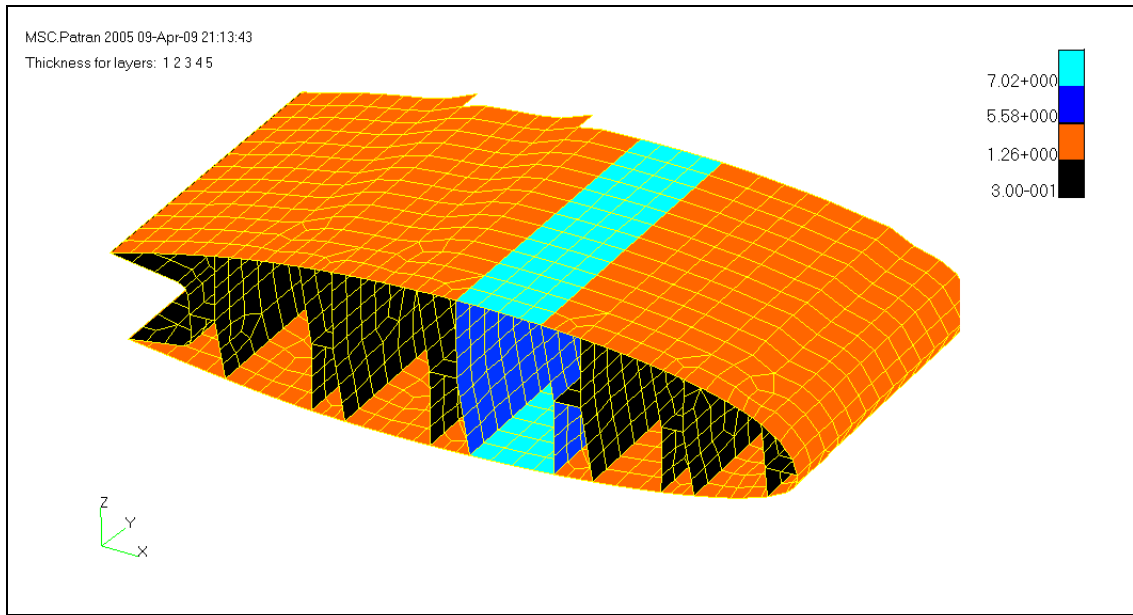
Taktik insansız hava aracı kanat yapısında, kanatta 2 tip karbon elyaf kullanılmıştır. Ayrıca kanadın iç yapısı yüksek yoğunlukta köpük malzemedен oluşturulmuştur. Üst ve alt kabukta farklı elyaf geometrisi ve dizilimi bulunmaktadır. Ana giriş bölgesinin diğer bölgelere göre daha fazla mukavim olması amacıyla daha fazla kat kullanılmıştır.

Kullanılan TROY karbon kompozitin özelliklerinin biliniyor olmasına karşın, üretim tekniğinden kaynaklanabilecek farklılıkları hesaba katabilmek için, malzeme özellikleri yapılan çekme testleri ile elde edilmiştir. Sonlu elemanlar programına bu testlerden elde edilen, $E_{11}=54,1$ GPa, $E_{22}=54,1$ GPa, Poisson oranı 0,32 ve $G_{12}=6,1$ GPa değerleri girilmiştir.

Elyaf katmanların oluşturulmasında MSC.PATRAN “*laminat modeller*” aracı kullanılmıştır. Bu araç, kompozit malzeme modellenmesini kolaylaştırmakta olup, üretimde kullanılmak üzere geliştirilmiştir.

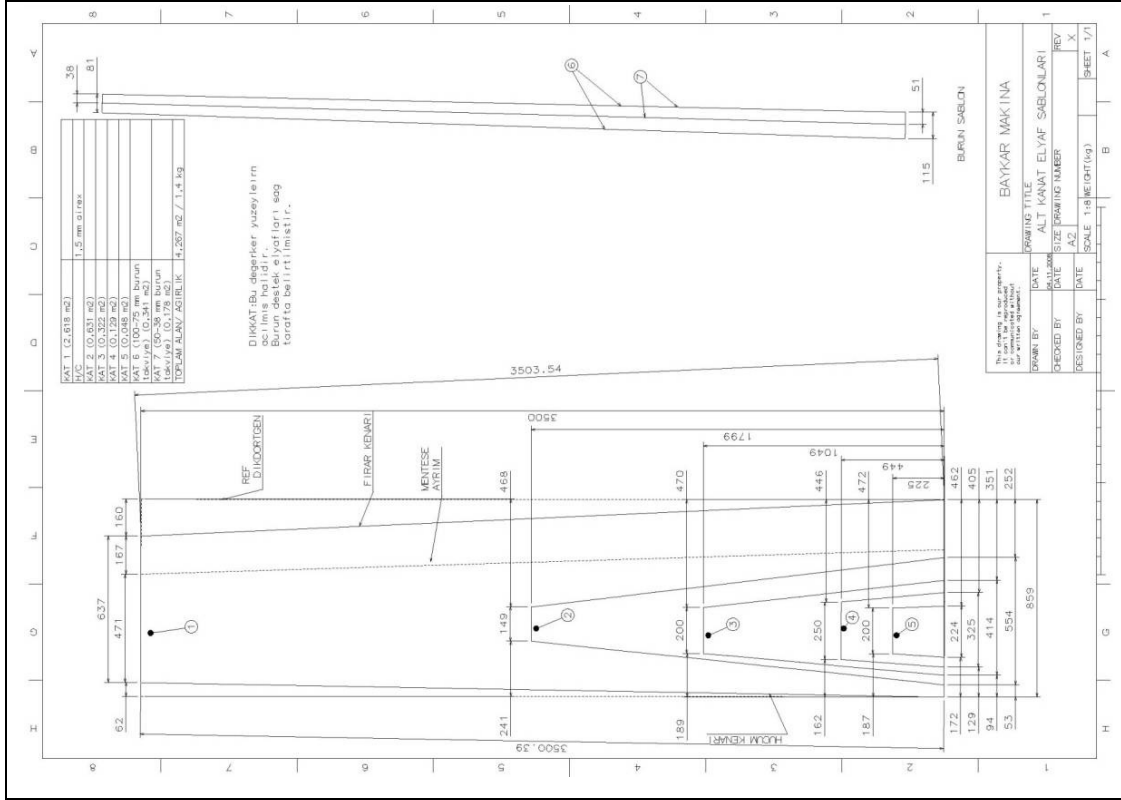
Kompozit model hazırlanmasında ilk olarak katmanlarda kullanılan kumaş türü karbon elyaf seçilmiş; sonra kalınlıklar 0,65 ve 0,20 mm girilmiştir.

İkinci olarak katmanlarda kullanılacak kumaşlar hazırlanmıştır. Bu bölümde ise katmanları oluşturacak elemanlar, başlama noktası, uygulama yönü, referans yönü ve referans açısı girilir. Sonuncu aşama ise katmanların oluşturulmasıdır. Kök kısmındaki kalınlıklar Şekil 4.12’de gösterilmiştir. Alt kanadın dış katmanları Şekil 4.13 ve üst kanadın dış katmanları Şekil 4.14’te gösterilmiştir. Şekil 4.15’de spar katmanları gösterilmiştir. Katmanlar oluşturulurken elyafların kesilme yönlerine ve yatırma yönlerine dikkat edilmiştir. Kanat yapısında en az 2 kat en çok 15 kat elyaf kullanılmıştır. Kanadın uç kısmında 2 kat elyaf, kök spar kısmında 15 kat elyaf kullanılmıştır.



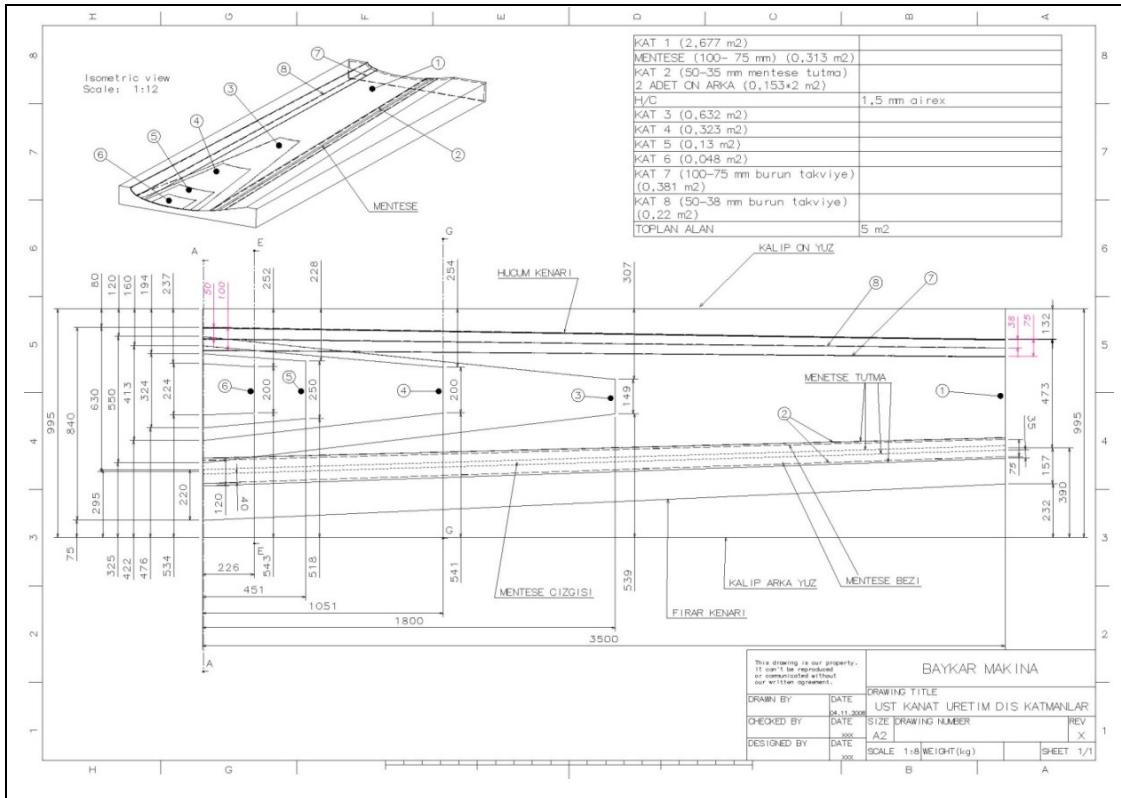
Şekil 4.12 : Kök kısmındaki kalınlıklar

Şekil 4.12’te kompozit kanadı oluşturan katmanların toplam kalınlık değerleri görülmektedir. En kalın katmanlı bölüm sparda 7,5 mm olup, en ince yüzey ise perdelerde 0,2 mm’dir.

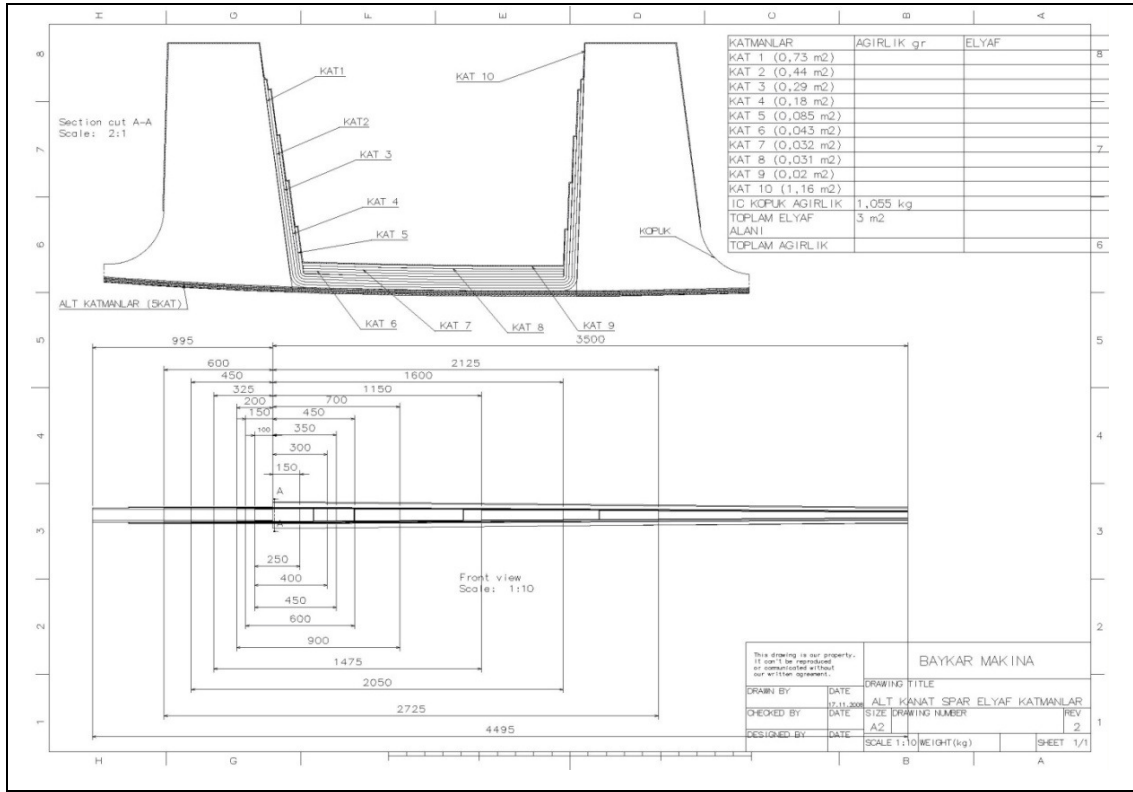


Şekil 4.13 : Alt kanadın dış katmanları

Şekil 4.13'te kanadın alt kabuğunun elyaf boyutları görülmektedir.



Şekil 4.14 : Üst kanadın dış katmanları

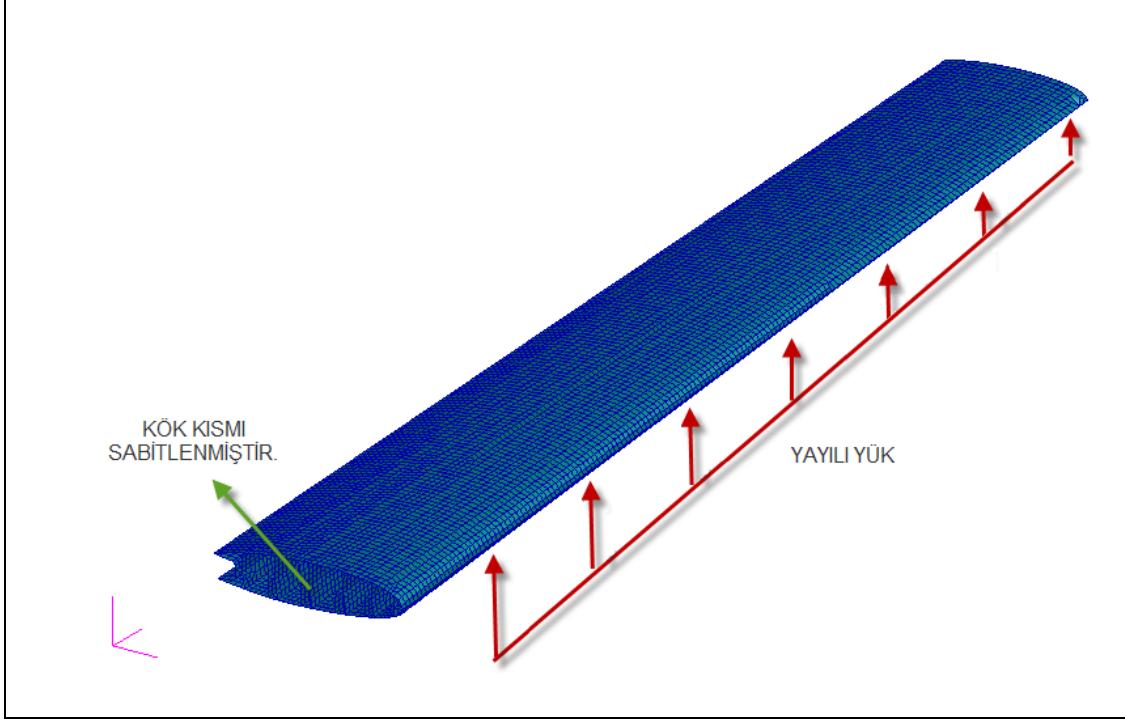


Şekil 4.15 : Spar katmanları

4.5.3 Sınır koşulları

Kanadın spar bölgesinden gövdeye rijit bir şekilde bağlantı mevcuttur. Bu yüzden sonlu elemanlar modelinde kanadın spar kısmından tüm serbestlik dereceleri sıfırlanmıştır. Kök bölgesindeki spar kesitindeki bütün düğüm noktalarının bütün yönlerdeki ve dönmeler sıfırlanmıştır.

Uçağın üzerine gelen 2 farklı yük durumu vardır. Bunlar uçuş durumunda gelen yükler ve manevra sırasında kanada gelen yükler olarak görülmektedir. Uçuş esnasında gelen yük, uçağın toplam ağırlığından dolayı gelen yüküdür. Uçağın ağırlığı 400 kg olduğundan dolayı, tek kanada gelen yük 200 kg'dır. Fakat bu yük kanadın açıklığı boyunca parabolik bir şekilde dağıtılmıştır, yük ve sabitleme Şekil 4.16'de gösterilmiştir.

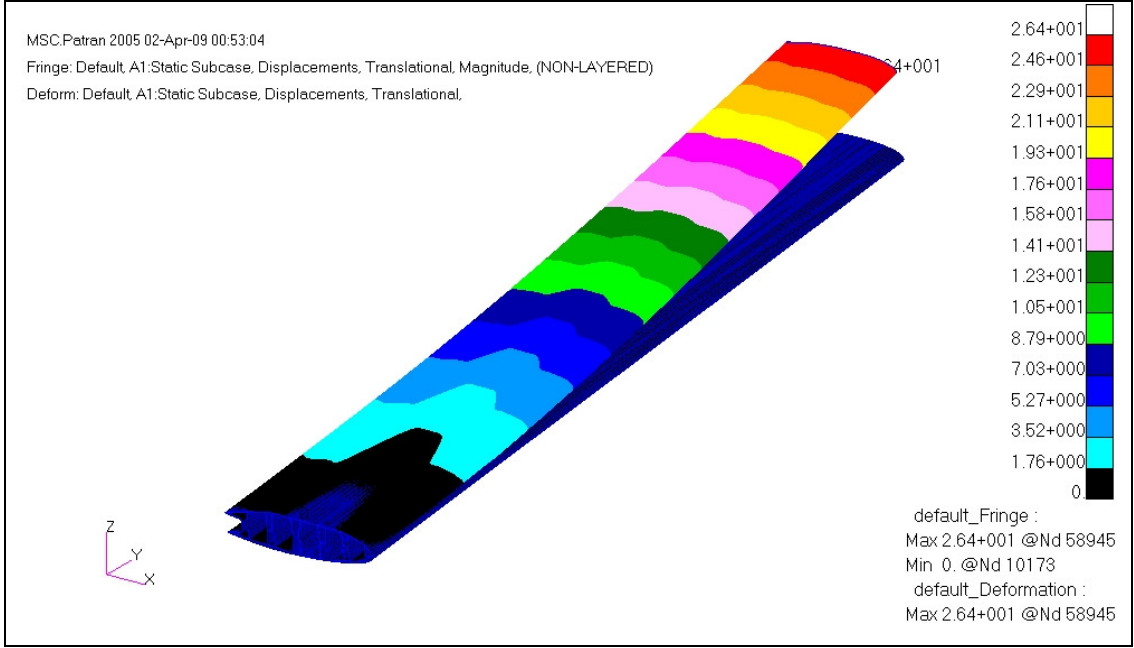


Şekil 4.16 : Kanat sınır koşulları ve yükler

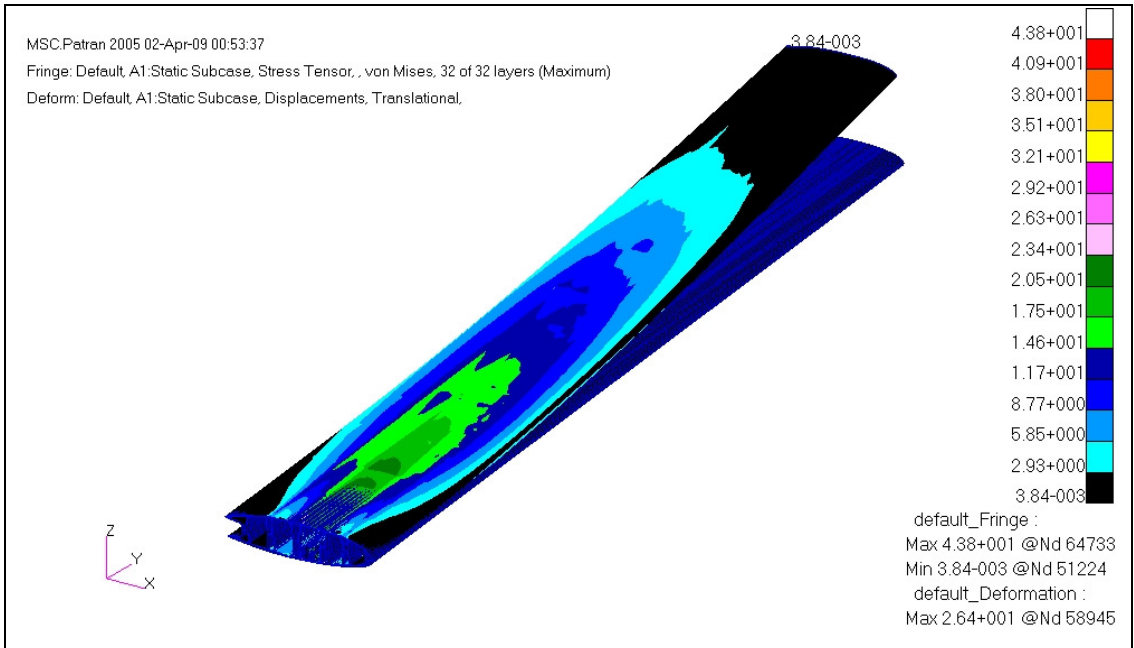
4.5.4 Sonuçlar

MSC.NASTRAN yazılımıyla sonlu eleman modeli kurulup yüklemeler yapıldıktan sonra çözüm yapılarak analiz sonuçları elde edilmiştir. von Mises gerilmeleri ve yer değiştirmeler her bir katman için elde edilerek incelenebilmektedir.

Elde edilen sonuç doğrultusunda, gerilmeler ve yer değiştirmelerde göz önünde bulundurularak, sonuçlar yakınsayana kadar çözüm ağı genişletilerek sonuçlar elde edilmiştir. Sonuç olarak 80894 elemanla sonlu elemanlar modeli kurulup analizler yapılmıştır. Sonlu elemanlar ağı 80894 eleman ve 75519 düğüm noktasına sahiptir. Analiz sonucunda elde edilen veriler aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir. Şekil 4.17’de seyir uçuşu yükleri altındaki maksimum yer değiştirme 26,4 mm olan sonuç gösterilmiştir. Şekil 4.18’de seyir uçuşu yükleri altında, maksimum 43,8 MPa olan Von-Mises gerilmeleri gösterilmiştir.

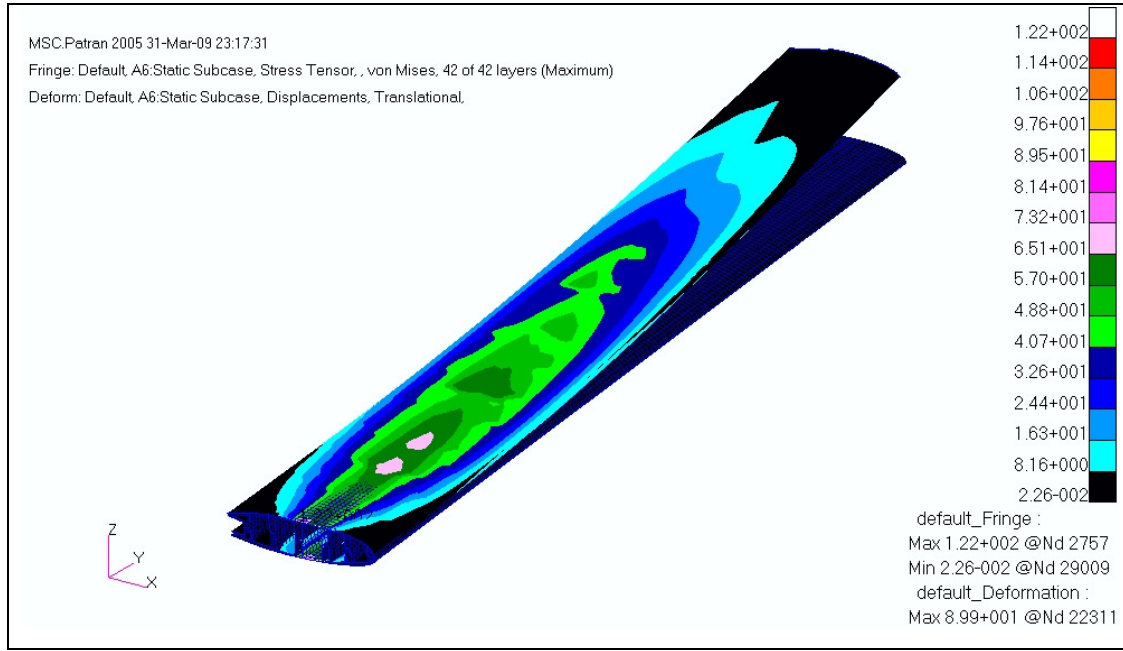


Şekil 4.17 : Sonlu elemanlar ağı yer değiştirmeler (Yük 1g)

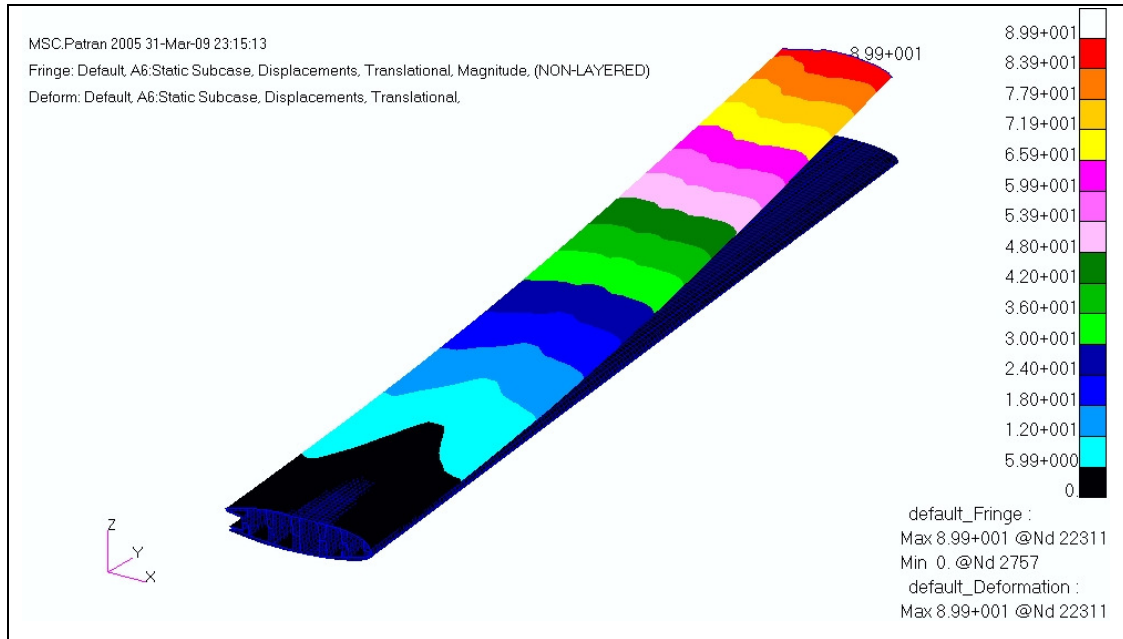


Şekil 4.18 : Sonlu elemanlar ağı Von-Mises gerilmeleri (Yük 1g)

İkinci yükleme durumu olan toplam yükleme 3G, 6000 N durumu incelendiğinde Şekil 4.19'da görüldüğü üzere maksimum gerilme 122 MPa'dır. Şekil 4.20'de verilen deformasyon durumuna bakıldığında sistemde maksimum yer değiştirmenin 89,9 mm olduğu görülmektedir.



Şekil 4.19 : 3g manevra yüklemesi halinde von Mises gerilme dağılımı (MPa)



Şekil 4.20 : 3g manevra yüklemesi halinde kanadın deformasyonu

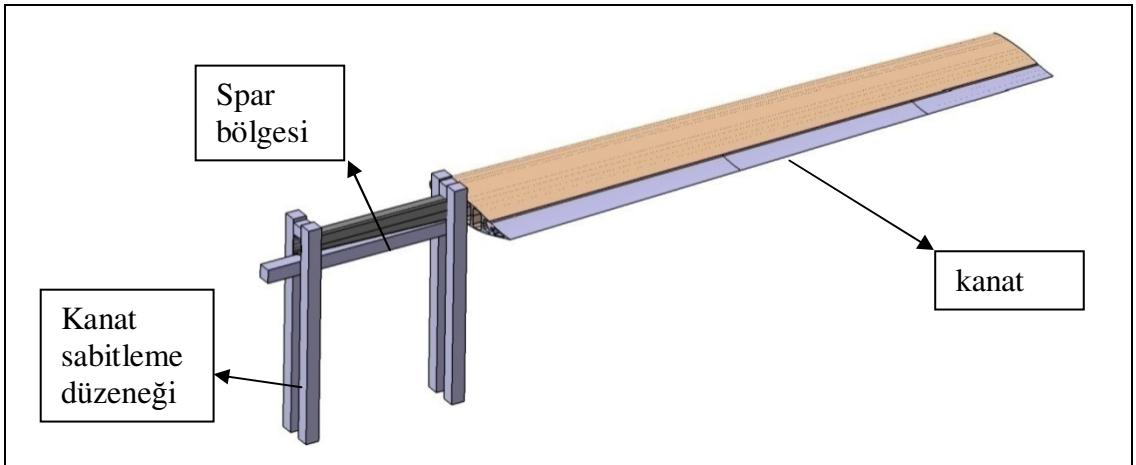
5. KANAT DENEYİ

5.1 Deney Düzeneği

Bu bölümde insansız hava aracının kompozit kanadı deneysel olarak incelenmiştir. Deneysel çalışmada uçuş sırasında kanada gelen yükler altında kompozit kanadın nasıl davranacağı incelenmiştir.

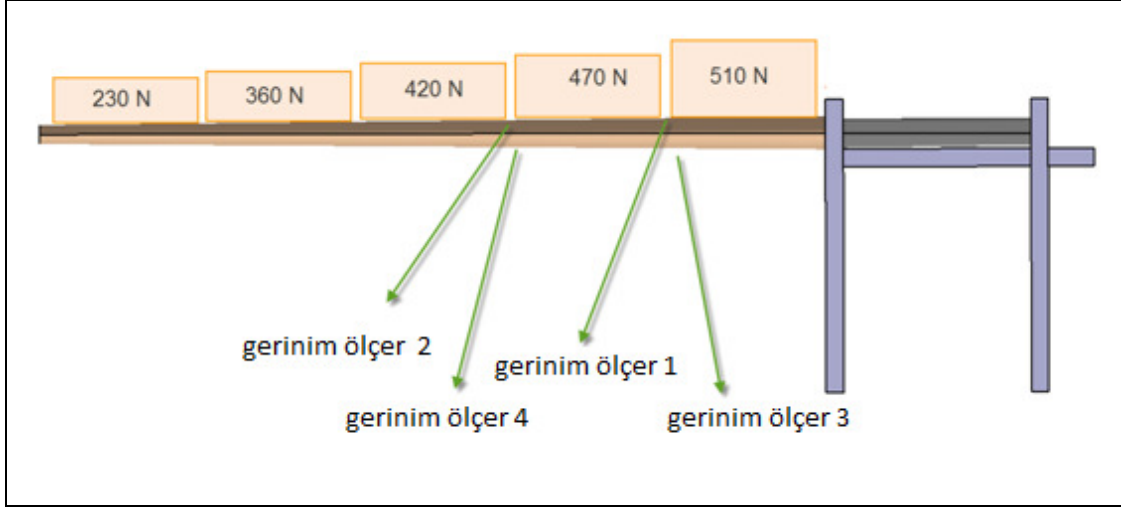
Daha önceki bölümlerde kanada gelen yükler incelenmiş ve hesaplamalar yapılmıştır. Uçağın 400 kg kütlesi göz önünde bulundurulduğunda, tek kanada 2000 N'luk bir kuvvet geldiği bilinmektedir. Manevralar sırasında ise tek kanada 6000 N'luk bir kuvvet gelmektedir.

Kanadın gövdeye bağlama şeklini benzetmek için 80x80 mm kare çelik profillerden sparın monte edilebileceği bir mesnet sistemi hazırlanmıştır. Kanat sabitleme platformuna kanadın alt kabuğu üste gelecek şekilde yerleştirilmiştir. Uçuş esnasında taşıma yukarıya doğru oluşacağından ve bu taşıma yükü kum torbası ağırlıkları ile temsil edileceğinden kanat ters bağlanmıştır. Sistemde spar hem ucundan hem de kök bölümünden tutulmuştur. Bunun yanı sıra spar sabitleme platformuna hem sıkıştırma aletleri hem de kayışlarla bağlanmıştır. Hazırlanan sabitleme platformu Şekil 5.1'de gösterilmiştir. Kanat sabitleme düzeneği duvara da sabitlenmiştir.



Şekil 5.1 : Kanat sabitleme düzeneği

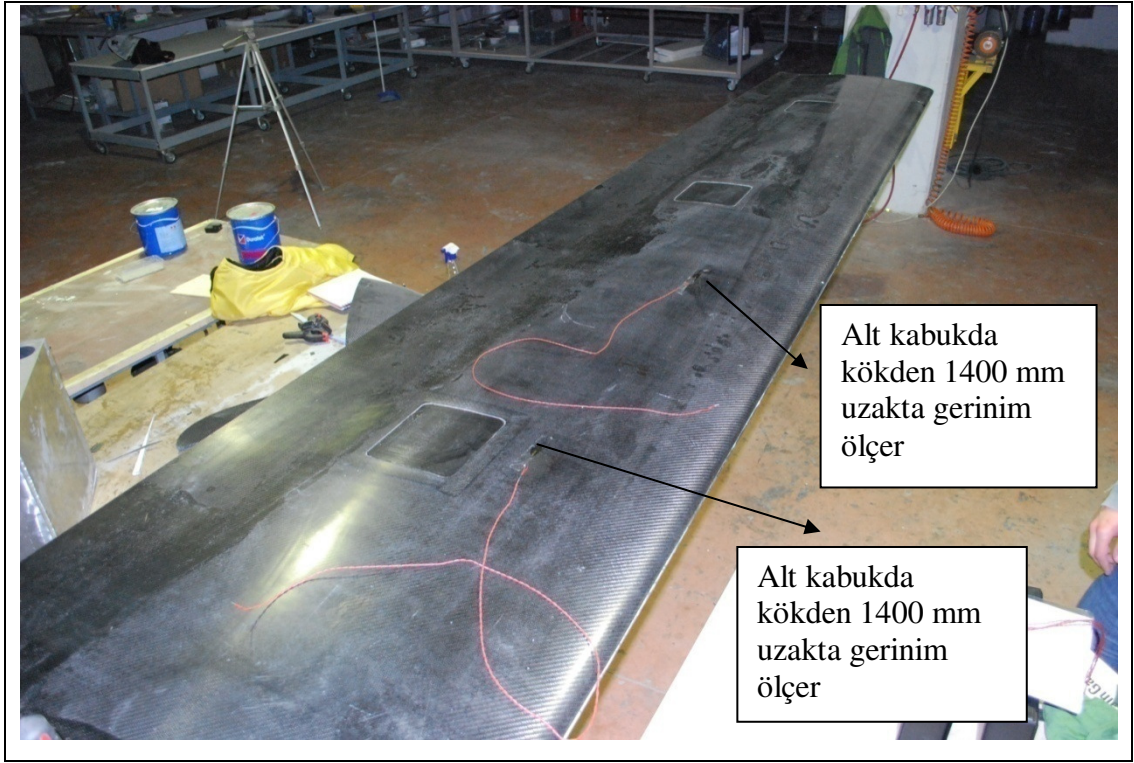
Uçuş yüklerinin benzetimi için belirli ağırlıklarda kum torbaları hazırlanmıştır. Kanat açıklığı boyunca belirlenen taşıma yüklerini sağlayacak şekilde kum torbaları kanadın üzerine serilmiştir. Şekil 5.2’de yüklemeler gösterilmiştir.



Şekil 5.2 : Kanat kum torbası yüklemeleri

Deney düzeneğinin 3. aşaması ise kanata gerinim ölçerlerin bağlanmasıdır. Sonlu elemanlar analizinden elde edilen veriler doğrultusunda, gerilme yığılımının olduğu bölgelerden farklı sonuçlar elde edilebileceğinden, gerilme yığılımının olmadığı yerlerde gerinim ölçerler yerleştirilmiştir. Toplam 4 adet gerinim ölçer kullanılmıştır.

Şekil 5.3’te görüldüğü gibi gerinim ölçer kanadın kök kısmından 700 mm ve 1400 mm uzaklıklarda sparın orta eksenine yerleştirilmiştir. Hem kanadın alt yüzey kaplamasına hem de üst yüzey kaplamasına gerinim ölçerler yerleştirilmiştir. Kullanılan gerinim ölçerler çekme deneylerinde kullanılan tek eksenli gerinim ölçerlerdir.

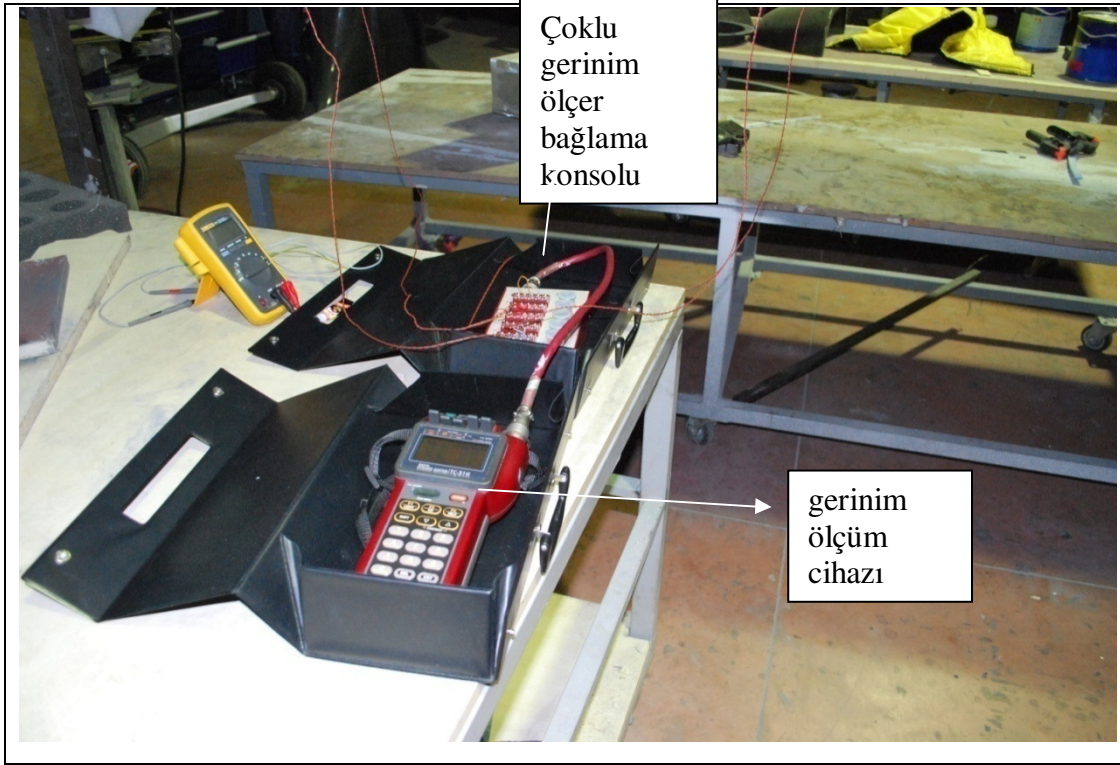


Şekil 5.3 : Gerinim ölçerlerin bağlandığı noktalar

5.2 Deneyin Yapılışı

Deney düzeneğinde kanat spar bölgesinden sabitlendikten sonra gerinim ölçerlerin yerleri işaretlenmiştir. Gerinim ölçer yerleştirilecek yerler temizlenmiştir. Temizlenen bölgeye siyona acrilat türü yapıştırıcı ile gerinim ölçerler yapıştırılmıştır. Gerinim ölçerler, gerinim ölçüm cihazına bağlanmıştır. Kablolar bağlandıktan sonra gerinim ölçerlerin iç direnci olan 120 ohm okunarak çalıştıkları kontrol edilmiştir.

Gerinim ölçerler ölçüm cihazına bağlandıktan sonra dengelenmişlerdir. Kanat üzerine kum torbaları belirlenen bölgelere, hesaplanan ağırlıklar sağlanacak şekilde yerleştirilmiştir. Yüklemeler yapıldıktan sonra gerinim ölçüm cihazından gerinimler okunmuştur. Gerinim ölçüm cihazı ve çoklu gerinim ölçer bağlama konsolu Şekil 5.4'te gösterilmiştir.



Şekil 5.4 : Gerinim ölçüm cihazı ve çoklu gerinim ölçer bağlama konsolu

Gerinimlerin yanı sıra kanat üzerinde çeşitli bölgelerden yer değiştirmeler ölçülmüştür. Yer değiştirmeler, belirlenen noktaların yüklü ve yüksüz durumdaki yerden yükseklik farkından yararlanarak hesaplanmıştır. Yüklenen kum torbaları ve kanadın yüklü pozisyonu Şekil 5.5’te gösterilmiştir.



Şekil 5.5 : Yüklenen kum torbaları ve kanat

6. ANALİZ VE DENEY SONUÇLARININ YORUMLANMASI

6.1 Değerlendirme

Bu bölümde analiz sonuçları, deney sonuçları karşılaştırılmıştır. Daha önceki kanat analizi bölümünde von Mises gerilmeleri ve yer değiştirmeler verilmiştir. Bu bölümde yapılan analiz ve deney karşılaştırılması yapılacaktır. Karşılaştırma yapabilmek için analiz sonuçlarında gerinim ölçer yapıştırılan elemanlar bulunmuştur.

Sık eleman ağına sahip analiz sonuçlarına bakıldığında, gerinim ölçerlerin yapıştırıldıkları yerlere denk gelen elemanlardaki gerilmeler ve gerinimler ayrıntılı olarak Çizelge 6.1’de gösterilmiştir. Çizelgede belirtilen, deney sonucunda elde edilen gerilmeler, ölçüm cihazından elde edilen gerinimlerin elastisite modülü ile çarpılarak hesaplanmıştır ve karşılaştırma yapılmıştır.

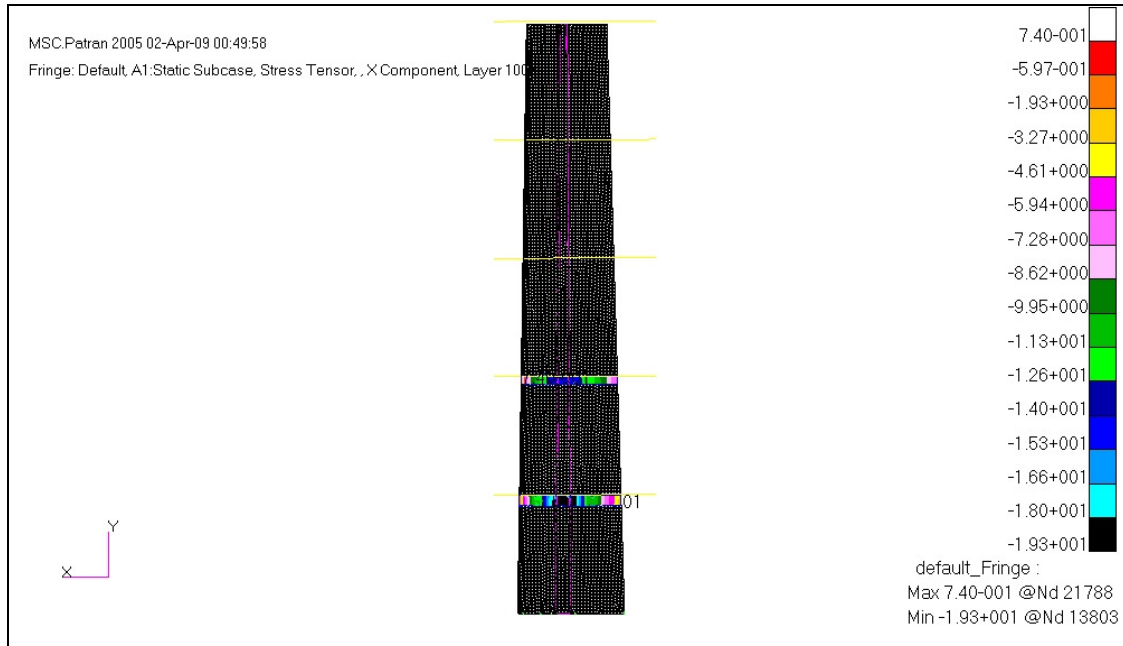
Çizelge 6.1 : Analiz sonuçları ve deney sonuçları karşılaştırması

| 80894 eleman,75519 düğüm noktası | Alt Kabuk Kökten Uzaklık | | Üst Kabuk Kökten Uzaklık | |
|--|-----------------------------|---------|-----------------------------|---------|
| | 700 mm | 1400 mm | 700 mm | 1400 mm |
| Gerinim ölçer no | 0 | 1 | 2 | 3 |
| Yüklü gerinim okunan değerler, $\mu\epsilon$ | 323 | 215 | -373 | -250 |
| Analiz sonucundaki gerinimler, $\mu\epsilon$ | 321 | 239 | -335 | -254 |
| % hata (gerinim) | 0,6 | 11,1 | 10,1 | 1,6 |
| Deney sonucu hesaplanan gerilme, MPa | 17,4 | 11,6 | -20,1 | -13,5 |
| Analiz sonucundaki gerilmeler, MPa | 17,3 | 13,1 | -18 | -13,7 |
| % hata (gerilme) | -0,8 | 12,8 | -10,6 | 1,5 |

Sonlu elemanlar analizinden elde edilen sonuçlar Şekil 6.1 ve 6.2’te gerinim ölçerlerin yapıştırıldığı alt kabuk ve üst kabuktaki konumlardan ölçülen gerilmeler gösterilmiştir. Şekillerde gerinim ölçerlerin buldukları bölgelerdeki elemanlar seçilerek diğer elemanlardaki gerilmeler gösterilmemiştir.

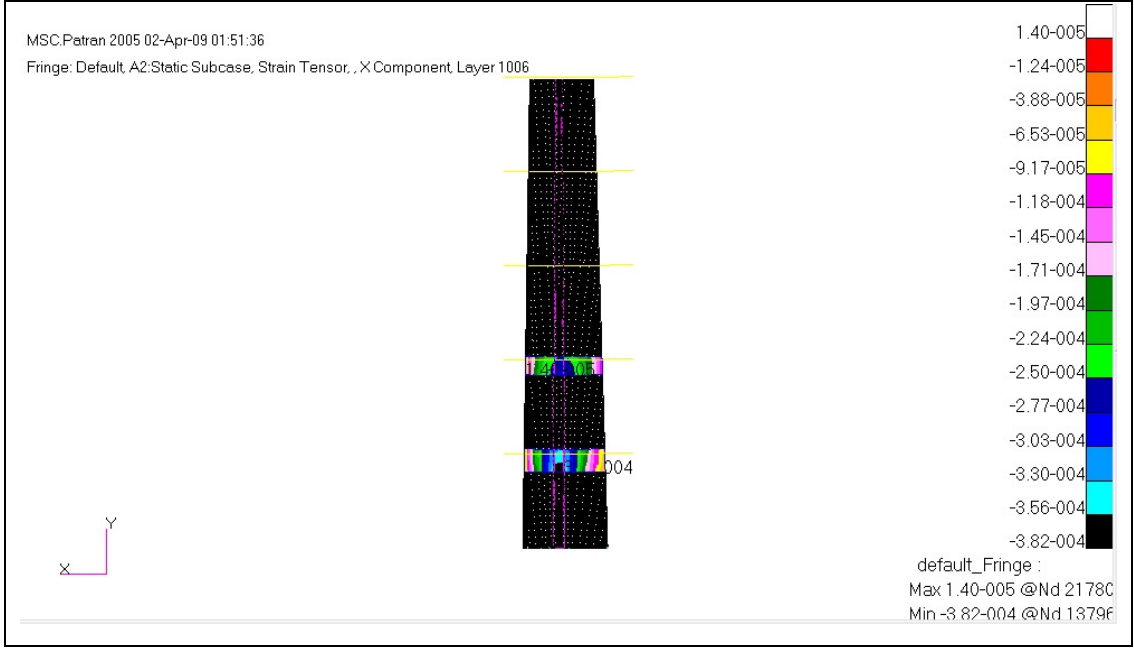


Şekil 6.1 : Alt kanat gerinim ölçer bağlama bölgesindeki gerilmeler

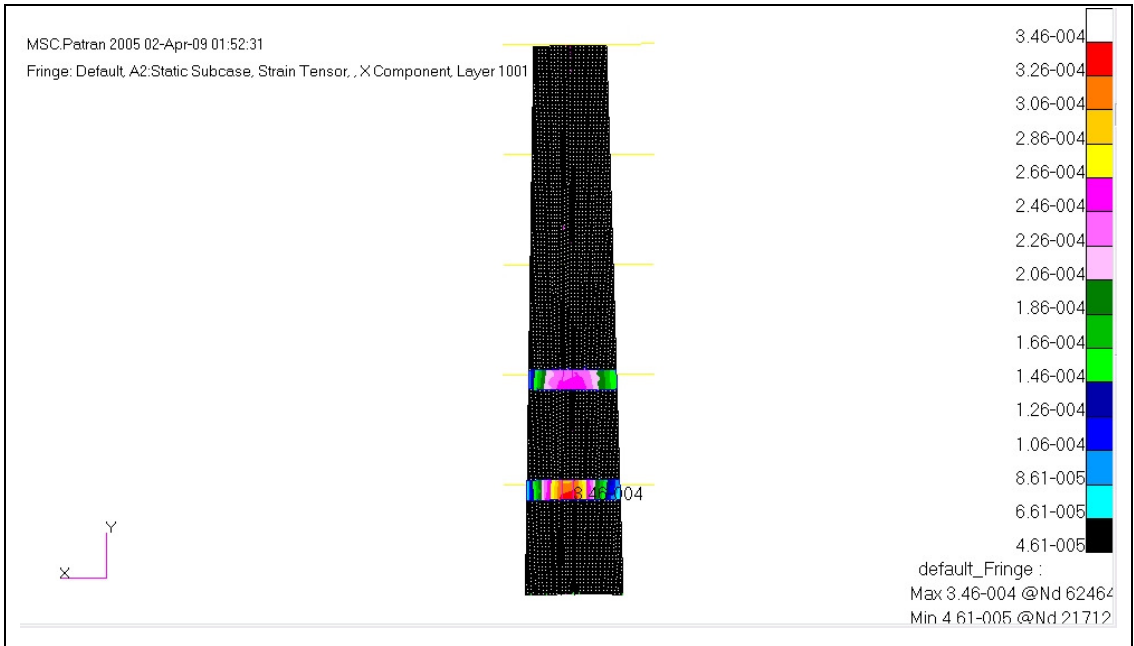


Şekil 6.2 : Üst kanat gerinim ölçer bağlama bölgesindeki gerilmeler

Sonlu elemanlar analizinden elde edilen sonuçlar Şekil 6.3 ve 6.4'da gerinim ölçerlerin yapılandırıldığı alt kabuk ve üst kabuktaki bölgelerdeki gerinimler gösterilmiştir.



Şekil 6.3 : Üst kanat bağlama bölgesindeki gerinimler, ϵ



Şekil 6.4 : Alt kanat bağlama bölgesindeki gerinimler, ϵ

Deneyde 6 noktadan yer değiştirme ölçülmüştür. Kanadın kök, orta ve uç kesitlerindeki, hücum ve firar noktalarından ölçümler alınmıştır. Analiz sonuçlarında elde edilen yer değiştirmeler ve deney sonucunda ölçülen yer değiştirmeler Çizelge 6.2’te gösterilmiştir.

Çizelge 6.2 : Kanat boyunca çeşitli istasyonlarda ölçülen yer değiştirmeler

| | Kök hücum noktası | Kök firar noktası | Orta hücum noktası | Orta firar noktası | Uç hücum noktası | Uç firar noktası |
|---|-------------------|-------------------|--------------------|--------------------|------------------|------------------|
| Analiz sonucunda elde edilen yer değiştirme | 0,00 | 0,00 | 8,90 | 8,90 | 26,40 | 26,40 |
| Deneyde ölçülen yer değiştirme | 2,00 | 1,00 | 13,00 | 14,00 | 39,00 | 38,00 |
| % Fark | | | 46,07 | 57,30 | 47,73 | 43,94 |

7. DEĞERLENDİRME

Bu tez çalışmasında kompozit bir kanadın malzeme özelliklerin çıkarılarak, uçuş esnasında kanadın üzerine gelen yükler altında hem deneysel hem de sonlu elemanlar programı ile statik analizi yapılmıştır.

Çalışma sonlu elemanlar programı ile modellenen bir kompozit yapının deneysel çalışmalar ile karşılaştırmasını içermektedir. Yapılan çalışma sonuçlarına bakıldığında ilk az eleman ile modellenmiş olan sonlu elemanlar modeli sonuçları deney sonuçlarından %20 daha yüksek olduğu görülmektedir. İkinci sonlu eleman ağı çoğaltılarak yapılan analiz sonuçları, deney sonuçlarından %10 daha yüksek çıktığı görülmüştür. Hatta 2 değer in çok yaklaşık olduğu görülmektedir. Bu hatanın yapılan yaklaşımlardan kaynaklandığı düşünülmektedir.

Yer değiştirmelere bakıldığında analiz ve deney sonuçları arasında büyük bir fark olduğu görülmektedir. Analiz sonuçlarında kanat ucundaki yer değiştirme 26.4 mm iken deney sonucunda kanat ucundaki yer değiştirme 38 mm olarak, yüzde 40 oranında bir fark görülmektedir. Sonuç olarak deney ve analiz sonuçları birbirini tutmamaktadır.

Sonuç olarak, yapılan analizler sonucunda kanat üzerinde oluşan gerilmelerin deneysel olarak ölçülmüş gerilmelerden %10 mertebesinde fazla çıktığı gözlenmiştir. Bu durum tasarım açısından güvenli bölgede kalındığından dolayı bir sorun teşkil etmemektedir. Bütün bunlara rağmen, malzemedeki belirsizlikler ve üretim sırasında oluşabilecek hatalardan dolayı 1,5 mertebesinde bir emniyet katsayısının kullanılmasının tasarımın güvenliği açısından uygun olacağı düşünülmektedir.

Bu çalışma deneysel ve sonlu elemanlar programında modellenen bir yapının statik analizinin karşılaştırmasıdır. Buna ek olarak gelecekte yapılacak çalışmalar ise kompozit olan tüm gövde ve kuyruk elemanlarının bütünü ile modellenmesi ve analizinin yapılmasıdır.

KAYNAKLAR

- [1] **Raymer, Daniel P.**, 1992. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Sylmar, California.
- [2] **Jones, Robert M.**, 1999: Mechanics of Composite Materials, Blackburg, Virginia.
- [3] **Etkovic M. C. and Vuksanovic Dj.**, 2009: Bending, Free Vibrations And Buckling Of Laminated Composite And Sandwich Plates Using A Layerwise Displacement Model. *Composite Structures*, Vol. **88- 2**, pp. 219-227
- [4] **Niu, M. C. Y. and Niu, M.**, 1992. Composite Airframe Structures, Hong Kong Conmilit. Press, China
- [5] **Etaati, Mehran**, 1999: An Analysis of Composite Aircraft Wing Structures, *Master of Science Thesis*, California State University, Long Beach.
- [6] **Önal, İbrahim E.**, 2006: İki hacimden Oluşan Ortası Delik Tabakalı Kompozit Plakanın Burkulma Analizi, *Araştırma Projesi*, Dokuz Eylül Üniversitesi, Makina Mühendisliği Bölümü, İzmir.
- [7] **Yaşar, Cihat**, 2004: Plastik Üzerine Kaplamalı Kompozit Malzemelerde Gerilme Analizi, *Lisans Tezi*, Dokuz Eylül Üniversitesi, Makina Mühendisliği Bölümü, İzmir.
- [8] **Dönmez Mehmet**, 1988: Kompozit Malzemelerde Gerilme Dağılımlarının Sonlu Elemanlar Metodu ile İncelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Uludağ Üniversitesi, Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, Bursa.
- [9] **Url-1**< <http://www.toraycfa.com/pdfs/T700SDataSheet.pdf>>, alındığı tarih 15.03.2009.
- [10] **Url-2**<<http://insansiz.com/>>, alındığı tarih 25.04.2009.
- [12] **Url-3**<http://www.mts.com/downloads/100-127-614a_HydWGrip647.pdf>, alındığı tarih 20.03.2009.
- [13] **Url-4**<<http://atlas.cc.itu.edu.tr/~halit/DeneyMuh/CekmeDeneyFoyu.pdf>>, alındığı tarih 15.03.2009.
- [14] **Url-5**<http://www.tml.jp/e/product/strain_gauge/list/bf_list.html>, alındığı tarih 25.04.2009.
- [15] **MSC.Software Corporation**, 2005: NAS 101: Model Description Seminar Notes, 04_section4_081505.ppt
- [16] **MSC.Software Corporation**, 2005: NAS 101: Introduction Seminar Notes, 01_section1_081705.ppt
- [17] **MSC.Software Corporation**, 2005: NAS 101: Finite Element Overview Seminar Notes, 02_section2_081505.ppt

- [18] **MSC.Software Corporation**, 2005: PAT 301: Overview Seminar Notes, Sec01_overview.ppt
- [19] **ASTM D 3039/D 3039M**, Standard Test Method For Tensile Properties Of Polymer Matrix Composite Materials.
- [19] **ASTM D 3039/D 3039M**, Standard Test Method For Tensile Properties Of Polymer Matrix Composite Materials.
- [20] **Choi, J. W.**, 2009: Architecture of a Knowledge Based Engineering System for Weight and Cost Estimation for a Composite Airplane Structures, *Expert Systems with Applications*, Vol. **36-8**, pp. 10828-10836.
- [21] **Lopez, R.H. , Luersen, M.A. and Cursi, E.S.**, 2009: Optimization of Laminated Composites Considering Different Failure Criteria, *Composites Part B: Engineering*, In Press, Accepted Manuscript.
- [22] **Marsh, G.**, 2009: Composites are the Future for GE Aviation, *Reinforced Plastics*, Vol. **53- 4**, pp. 24-27.
- [23] **Li, J., Yao, X., Liu, Y., Cen, Z., Kou, Z. and Dai, D.**, 2009: A Study of The Integrated Composite Material Structures Under Different Fabrication Processing, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. **40-4**, pp. 455-462
- [24] **Campilho, R.D.S.G., de Moura, M.F.S.F. , Ramantani, D. A., Morais, J.J. L. and Dominigues, J.J.M.S.**, 2009: Tensile Behaviour of Three-Dimensional Carbon-Epoxy Adhesively Bonded Single and Double-Strap Repairs, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol. **29-6**, pp.678-686.

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Bahtiyar Taylan Aksongur

Doğum Yeri ve Tarihi: Elazığ 01/06/1983

Adres: Atakent mah. Soyak Olympiakent H5 D4 Küçükçekmece/İstanbul

Lisans Üniversitesi: İstanbul Teknik Üniversitesi