

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ YAPISAL
DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ahmet AKTAŞ

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU

HAZİRAN 2012

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ YAPISAL
DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Ahmet AKTAŞ
(511101100)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU

HAZİRAN 2012

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511101100 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Ahmet AKTAŞ** ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **“BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ YAPISAL DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ ”** başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç.Dr. Halit S. TÜRKMEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Y.Doç.Dr. Haydar UYANIK
Hava Harp Okulu

Teslim Tarihi : **04 Haziran 2012**
Savunma Tarihi : **20 Haziran 2012**

Nişanlıma,

ÖNSÖZ

Başta üzerimde büyük emeği olan, bilgi ve zamanını benden esirgemeyen değerli hocam Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU'na, fakültemizin değerli hocalarına, BAYKAR Makina AŞ. Genel Müdürü Özdemir BAYRAKTAR'a, BAYKAR Makina Ar-Ge Lideri Selçuk BAYRAKTAR'a ve hiçbir zaman desteklerini eksik etmeyen aileme teşekkür ederim.

Mayıs 2012

Ahmet AKTAŞ
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xv
ÖZET.....	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
2. KANAT YAPISI VE YÜKLER	5
2.1 Kanat Geometrisi ve Yapısı	6
2.2 Malzemeler ve Özellikleri	8
2.3 Yükler.....	9
2.4 Sınır Şartları ve Testlerde Uygulanması	10
3. SONLU ELEMANLAR ANALİZİ.....	13
3.1 Kanadın Katı Modeli	13
3.2 Sonlu Elemanlar Modeli.....	14
3.3 Eleman Tipi	17
3.4 Yüklerin ve Sınır Şartlarının Uygulanması	18
3.5 Analiz Sonuçları	19
3.5.1 Statik analiz sonuçları	19
3.5.2 Titreşim analizi sonuçları ve değerlendirmesi	31
4. DENEYSEL ÇALIŞMA	35
4.1 Deney Donanımları	35
4.1.1 Statik test donanımları	35
4.1.2 Titreşim deneyi donanımları	38
4.2 Mesnetleme ve Yüklerin Uygulanması	39
4.2.1 Statik test.....	39
4.2.2 Titreşim testi	40
4.3 Ölçümler ve Hesaplamalar	41
4.3.1 Statik test.....	41
4.3.2 Titreşim testi	42
4.4 Deney Sonuçlarının Sayısal Sonuçlarla Karşılaştırılması	45
4.4.1 Statik test ve analiz sonuçları	45
4.4.2 Titreşim testi ve analiz sonuçları	47
5. DEĞERLENDİRME	49
KAYNAKLAR	51
EKLER.....	53
ÖZGEÇMİŞ.....	55

KISALTMALAR

UAV : Unmanned Aerial Vehical
FFT : Fast Fourier Transformation

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Hava aracı teknik özellikler [8].	5
Çizelge 2.2 : Malzemenin özellikleri [8].	8
Çizelge 3.1 : Çözüm ağı ve yakınsama değerleri.	17
Çizelge 3.2 : Kanadın alt kısmına uygulanacak olan yükler.	18
Çizelge 3.3 : Kanadın nihai yükleme durumu.	24
Çizelge 3.4 : Doğal frekanslar	32
Çizelge 4.1 : Gerineç özellikleri [14].	36
Çizelge 4.2 : Gerinim ölçme cihazı özellikleri [15].	37
Çizelge 4.3 : İvme ölçme cihazı özellikleri [16].	38
Çizelge 4.4 : İvme ölçer okuyucu özellikleri [17].	39
Çizelge 4.5 : Deney için hazırlanan yükler.	39
Çizelge 4.6 : Statik yükleme deney sonuçları.	41
Çizelge 4.7 : Statik yükleme deney sonuçları.	42
Çizelge 4.8 : Kanadın alt yüzeyindeki ölçüm noktalarında deneysel ve sayısal gerinimlerin karşılaştırılması.	46
Çizelge 4.9 : Kanadın üst yüzeyindeki ölçüm noktalarında deneysel ve sayısal gerinimlerin karşılaştırılması.	46
Çizelge 4.10 : Kanadın alt yüzeyindeki asal gerinimler.	47
Çizelge 4.11 : Kanadın üst yüzeyindeki asal gerinimler.	47
Çizelge 4.12 : Titreşim deneyi ile sayısal sonuçların karşılaştırılması.	48

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : Hava aracı genel görünüm [7].	5
Şekil 2.2 : Kanadın boyutları [6].	6
Şekil 2.3 : Kanat kirişinin üstten görünüşündeki katman kalınlıkları yerleşimi [6].	7
Şekil 2.4 : Kanadın üst yüzeyi elyaf katların yerleşimi [6].	7
Şekil 2.5 : Kanat kirişinin kalınlık dağılımı [7].	8
Şekil 2.6 : Kanat yük dağılımı [10].	9
Şekil 2.7 : Ankastre mesnetlenmiş kanat.	11
Şekil 3.1 : Kanadın bilgisayar ortamında hazırlanmış CAD modeli.	13
Şekil 3.2 : Katmanlı kompozit kanat yapısı.	14
Şekil 3.3 : Kanadın sonlu elemanlar programındaki görünümü.	14
Şekil 3.4 : Kanadın sonlu elemanlar çözüm ağı [11].	15
Şekil 3.5 : Kanadın sonlu elemanlar çözüm ağı kirişler.	15
Şekil 3.6 : Katman kalınlıkları.	16
Şekil 3.7 : Kanat kirişi kalınlıklar.	16
Şekil 3.8 : Shell 281 kabuk eleman [11].	17
Şekil 3.9 : Kanada uygulanmış yükler.	18
Şekil 3.10 : Kanat açıklığı boyunca gerinimler (1g yükleme durumu).	19
Şekil 3.11 : Kanadın kökünde kanat açıklığı boyunca gerinimler (1g yükleme durumu).	20
Şekil 3.12 : Kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (1g yükleme durumu).	21
Şekil 3.13 : Kanadın kökünde kanat açıklığı doğrultusundaki normal gerilmeler (1g yükleme durumu).	21
Şekil 3.14 : Kanat veteri doğrultusunda normal gerinimler (1g yükleme durumu).	22
Şekil 3.15 : Kanadın kökünde kanat veteri doğrultusunda normal gerinimler (1g yükleme durumu).	22
Şekil 3.16 : Kanat veteri doğrultusunda normal gerilmeler (1g yükleme durumu).	23
Şekil 3.17 : Kanadın kökünde kanat veteri doğrultusunda normal gerilmeler (1g yükleme durumu).	23
Şekil 3.18 : Kanat açıklığı doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	24
Şekil 3.19 : Kanadın kökünde kanat açıklığı doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	25
Şekil 3.20 : Kanat açıklığı doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).	25
Şekil 3.21 : Kanadın kökünde kanat açıklığı doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).	26
Şekil 3.22 : Kanat veteri doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	26
Şekil 3.23 : Kanadın kökünde kanat veteri doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	27
Şekil 3.24 : Kanat veteri doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).	27
Şekil 3.25 : Kanadın kökünde kanat veteri doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).	28

Şekil 3.26 : Kanattaki bileşke yer değiştirmeler (mm) (1g yükleme durumu).	28
Şekil 3.27 : Kanattaki bileşke yer değiştirmeler (mm) (3g yükleme durumu).	29
Şekil 3.28 : Ana kirişteki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	29
Şekil 3.29 : Kirişlerdeki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	30
Şekil 3.30 : Kanat alt kabuktaki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	30
Şekil 3.31 : Kanat üst kabuktaki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (3g yükleme durumu).	31
Şekil 3.32 : Birinci mod(11,5 Hz).	32
Şekil 3.33 : İkinci mod (24,8 Hz).	33
Şekil 3.34 : Üçüncü mod (36,2 Hz).	33
Şekil 3.35 : Dördüncü mod (46 Hz).	34
Şekil 3.36 : Beşinci doğal frekans (57,9 Hz).	34
Şekil 4.1 : Statik test düzeneği.	35
Şekil 4.2 : Gerineç yerleşimi.	36
Şekil 4.3 : Üç eksen gerinim pulu.	36
Şekil 4.4 : Gerinim ölçme cihazı [15].	37
Şekil 4.5 : Titreşim deney düzeneği.	38
Şekil 4.6 : Kanadın yüklenmiş hali.	40
Şekil 4.8 : Örnek titreşim verisi.	41
Şekil 4.9 : Örnek deney ölçüm verileri.	42
Şekil 4.10 : Birinci doğal frekans.	43
Şekil 4.11 : İkinci doğal frekans.	43
Şekil 4.12 : Üçüncü doğal frekans.	44
Şekil 4.13 : Dördüncü doğal frekans.	44
Şekil 4.14 : Beşinci doğal frekans.	45

BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI KANADININ YAPISAL DAVRANIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ

ÖZET

Bu çalışmada insansız hava aracının kanadının yükler altındaki davranışı ve titreşim özellikleri sayısal ve deneysel olarak incelenmiştir. Taktik insansız hava aracının tek kanadı 3,5m uzunluğundadır. Kök veteri 840 mm ve uç veteri 630 mm'dir. Kanat tamamıyla kompozit yapıdan oluşmaktadır. Kanat imal edilirken karbon/epoksi, kevlar, cam elyafı ve köpük kullanılmıştır. Kanat üst ve alt parçaları ayrı ayrı imal edildikten sonra yapıştırma yöntemiyle birleştirilmiştir. Kanat kirişi kanat bitiminden itibaren bir metre daha uzatılarak gövdeye montajı sağlanmıştır. Kanat kirişi konik yapıda olup kiriş yuvasına sıkı oturması sağlanarak mümkün olduğunca ankastre mesnetlenmeye çalışılmıştır.

Kanada uygulanacak yükler STANAG 4671 kriterlerine göre belirlemiştir. Bu kriterlere göre nihai yükleme durumunda hava aracının ağırlığının üç katı kanatlara yüklenmiştir. Hava aracının seyir uçuşu sırasındaki ağırlığı dikkate alınmıştır. Kanat üzerindeki aerodinamik yüklerin parabolik olarak dağılmaktadır. Uygulama kolaylığı bakımından bu yükler açıklık boyunca kademeli olarak değişen üniform yükler olarak uygulanmıştır. Kanat açıklığı doğrultusunda yükler değişim gösterirken, veter doğrultusunda yüklerin değişmediği kabulü yapılmıştır. Bu şartlar altında kanada yüklemeler yapılarak deneyler gerçekleştirilmiştir.

Kanat ANSYS sonlu elemanlar programında kabuk elemanlar ile modellenmiştir. Yapılan statik analiz sırasında uçuş yükleri kanada etki ettirilmiş ve kanattaki deformasyonlar gözlemlenmiştir. Titreşim analizi sonucunda kanadın mod şekilleri ve doğal frekansları elde edilmiştir. Deneysel çalışmalarda kanat gövdeye montaj edildiği gibi ankastre mesnetlenerek üzerine statik yüklemeler yapılmıştır. Bu yüklemeler sonucunda kanadın belirlenen yerlerinde gerineçler yardımıyla gerinimler ölçülmüştür. Yapılan titreşim deneyinde kanada anlık darbe ve ani bırakma yöntemleri ile ivmeölçerden alınan zamana bağlı veriler ile kanadın doğal frekansı elde edilmiştir. Elde edilen deneysel veriler ile sayısal veriler değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlarda yapılan yaklaşıma göre belirli bir hata oranında gerçek değerlere yaklaşılmaya çalışılmıştır. Statik testlerde elde edilen sonuçlara göre analiz sonuçlarında kanat boyunca gerinimler yakın bulunurken, kanat veteri boyunca elde edilen gerinimlerde hata oranının daha fazla olduğu görülmektedir. Titreşim deneyinden elde edilen veriler ile analizlerden elde edilen veriler arasında ikinci ve üçüncü doğal frekanslarda yaklaşımlardan kaynaklı belirli farklar olduğu görülmüştür.

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION OF STRUCTURAL BEHAVIOR OF A TACTICAL UNMANNED AERIAL VEHICLE WING

SUMMARY

In the past aircrafts are made of metallic parts. Nowadays aircrafts are began to built from composites. Composites are stronger than metals against to corrosion, fatigue and they are lighter then metals. Barely it is important to check the strength of the part made of composites, because they are not isotropic materials like metals.

Composites are combinations of two or more organic or inorganic components. One of those components is matrix which is the material that holds everything together while the other materials serves as a reinforcement. The most commen matrix materials were thermosetting materials such as epoxy. The reinforcing materials can be glass fiber or carbon fiber.

Making composite structures is more complex than manufacturing aluminum structures. To make a composite structure, the composite material, in tape or fabric form, is laid out on molds and put in under heat and pressure. The resin matrix material flows and when the heat is removed. It is easy to make different shapes with composites. to increase strength, the fibers can be wound tightly to increase strength. Composites can be layered, with the fibers in each layer running in a different direction. This feature clears the way of designing structure that behave in certain ways.

The most important value of composite materials is that they can be both lightweight and strong. The heavier an aircraft weighs, the more fuel it burns, so reducing weight is critical to aeronautical engineers.

Controlling of the structures of unmanned aerial vehicals made from composite materials affects life time and performance of aircraft. Not to increase cost of uav and not to harm civilians due to accident of uav, structures of aircraft must be built strong enough.

Despite their strength and low weight, composites have not been a complete solution for aircraft structures. Composites are difficult to inspect for flaws. Some of composites absorb moisture. The most known problem is money about composites. They can be expensive, primarily because they are labor intensive and often require complex and expensive fabrication machines. Against to composites, aluminum is easy to manufacture and repair. Anyone who has ever gotten into a minor car accident has learned that dented metal can be hammered back into shape, but a crunched composite bumper has to be completely replaced. The same is true for many composite materials. In aviation, it is more critical, because producting composite for aircraft is more expensive than the other industries.

The second potentially major cost advantages of composite structures is that they can eliminate mechanical fasteners needed to assemble the structure. Assembly can account for up to half the recurring cost of an aluminum structure. The structure can be bonded using specially designed joints. Some of these assembly steps can be combined with curing, so that parts of the structure are cured and bonded in same operations.

Composites can be made to absorb impacts, for instance, or the blast from an explosion. Because of this feature, composites are used in bulletproof vests and panels, and to shield airplanes, buildings, and military vehicles from explosions.

Composites are strong to damage from the weather and from harsh chemicals that can eat away at other materials. Composites are good choices where chemicals are handled. Outdoors, they stand up to wide changes in temperature.

In this project, it is investigated that the structural behavior and vibration features of a tactical unmanned aerial vehicle wing. The wing of tactical aerial vehicle has 3,5 meter lengths. Root chord is 840 mm and the tip chord is 630 mm. The whole wing is composite. During manufacturing carbon/epoksi, kevlar, fiberglass and foam were used. The wing was built from two main parts. These two parts are fixed to each other with glue. Spar was produced 1 meter longer than wing, so the wing could be fixed to the fuselage via using this part. Spar was designed as conical shape. Conical spar gave an advantage of clamped montage to the fuselage. To fix the wing to the fuselage a pin was used.

The loads applied to the wing were calculated according to load criterias in STANAG 4671. Three times of the weight of the UAV were applied to the wing as maximum load. To determine the maximum load, the loiter weight of the UAV was considered. The load distribution was considered as elliptical but to apply the loads more practical the loads are used uniform in specified areas. Through the wing span the loads were changed because of the elliptical loading. It is assumed that the loads didn't change in chord direction. according to this loads and boundary conditions, tests and analysis were made .

In static analysis, on the downside surface of the wing the strains was close to the experimental datas. In critical places, such as at the root of wing, and on the spar, there were not extreme stresses. In vibration analysis, second and third modes were not match to the results of vibration tests.

The wing was modeled in ANSYS finite element programe as shell structure wing. While analyzing the static case some loads are acted on the wing and deformations are viewed. At the end of the vibration analysis, mode types and natural frequencies were taken considering the weight of the wing. In tests, wing was clamped as installing to the UAV body, and some static loads were applied. Some strains values were taken from the specific locations on the surface of the wing after loads were applied by using straingages.

At vibration tests natural frequencies were reached by method of applying impuls and instant removing loads to the wing by. Experimental datas and analysis results were compared. It was tried to have close results to experimental datas with a difference. According to results of static tests, it has been reached close results in analyses throughout wingspan but the results throughout cord were not close to test data. According to vibration tests, second and third natural frequencies are not close to test datas because of the assumptions.

1. GİRİŞ

Üretimin birçok yerinde olduğu gibi statik ve dinamik analiz havacılıkta da önemli bir yere sahiptir. Bu çalışmada taktik insansız hava aracının kanadının statik ve dinamik davranışları sayısal ve deneysel olarak incelenecektir.

Günümüzde havacılıkta en yaygın kullanılan malzemelerin başında kompozit gelmektedir. Kompozit malzemeler gerek mukavemet açısından gerekse ağırlık açısından diğer malzemelerin önünde yer almaktadır. Korozyon dayanımları metal malzemelere göre daha dayanıklıdır. İstenilen şekillerde üretilmesi işlenmesi daha kolay bir malzemedir.

İnsansız hava araçlarında da bu özelliklerinden dolayı birçok ana bileşende kullanılmaktadır. Uçakların hayati önem taşıyan bileşenlerinden bir tanesi olan kanatlar ağırlıklarının azaltılıp dayanımlarının artırılması için kompozit malzemelerden imal edilir hale gelmiştir.

Uçak kanatlarının yapısal tasarımında analiz ve test yapılması gereklidir. Özellikle kanadın kompozit malzemedan üretilmesi ve kompozit malzemelerin metal malzemelere oranla mekanik özelliklerinin daha belirsiz olması dolayısıyla deneysel çalışmaların önemi artmaktadır.

Kanadın üzerine uçuş sırasında gelebilecek statik yüklemelerin hava aracı uçuşa başlamadan önce yerde gerçekleştirilmesi hava aracını kullanan insanların ve sivil toplumun can güvenliği açısından önemlidir. Kanadın üzerine gelebilecek yüklerin yerde uygulanması ve sonuçlarının incelenmesi havada yaşanabilecek kanadın kaybı durumunu ortadan kaldıracaktır.

Kanatlar uçuş sırasında birçok dinamik yüke de maruz kalırlar. Bunlardan en önemlilerinden bir tanesi de motordan gelen harmonik titreşim yükleridir. Gerek aerodinamik etkilerden gerekse motordan gelen titreşimlerin kanadın doğal frekansı ile aynı olması durumunda kanatta rezonans meydana gelebilecek ve kanadın aşırı zorlanması ve hatta hasara uğraması söz konusu olabilecektir.

Tasarlanan İHA kanadında bu tür problemlerin oluşup oluşmadığını belirlemek amacıyla serbest titreşim ve harmonik cevap analizleri yapılmaktadır.

Literatürde kanatların ve yapısal bileşenlerin testlerinin ve analizlerinin yapıldığı çalışmalar mevcuttur. 2000 yılında Avrupa Komisyonu tarafından finanse edilen bir projede operasyonel sınıf bir insansız hava aracı tasarlanmıştır. Bu projede ilk üretilen prototipin statik ve titreşim testleri 2003 ve 2004 yıllarında gerçekleştirilmiştir [1]. Ayrıca Liu(2000) kanatların statik ve dinamik analizlerin en uygun hangi metodlarla yapılacağına dair bir tez yayınlamıştır [2]. 2009 yılında Brezilya havacılık mühendisliği ve uygulamaları sempozyumunda bir insansız hava aracı kanadının sayısal ve deneysel davranışları incelendiği bir makale sunulmuştur [3]. Han (2001) iniş takımları ve kanadın kompozit olarak imal edildiği bir insansız hava aracındaki kanatların ve iniş takımlarının yapısal testlerini ve analizlerini yapmıştır [4]. Mailen (2007) Meridian insansız hava aracının kanadının yapısal tasarımını bilgisayar ortamında gerçekleştirmiştir [5]. Ayrıca Baykar Makina’da Taktik insansız hava aracı için kanat yükleme ve titreşim testleri yapılmıştır [6].

Taktik insansız hava aracının kanadı 3,5 metre uzunluğunda tamamiyle kompozit yapıdan imal edilmiştir. Kanat imalatında karbon/epoksi, kevlar, cam elyafı ve köpük kullanılmıştır. Kanat kirişi kanadın boyundan bir metre daha uzun imal edilmiştir. Bu fazla kısım kanadın kök tarafında bulunup gövdeye montaj sırasında kullanılmaktadır. Kanat kirişi konik şekilde tasarlanmıştır. Bu tasarım kanadın ankaster mesnetlenmesine yardımcı olmuştur.

STANAG 4671 kriterlerine göre kanatların yükleme ve sınır şartları belirlenmiştir. Bu kriterlere göre hava aracının seyir uçuşundaki ağırlığının üç katı kanatlara yükleme olarak etki ettirilmiştir. Kanat üzerindeki yük dağılımının eliptik olduğu kabul edilmiştir. Ancak bu yüklemenin kolaylaştırılması açısından kanadın belirli alanlarına kademeli yüklemeler yapılmıştır. Bu kademeler kanat açıklığı doğrultusunda değişirken; kanat veteri doğrultusunda değişmemektedir.

Bu çalışmada kompozit malzemeden imal edilmiş bir taktik insansız hava aracı kanadının yapısal davranışları sayısal ve deneysel olarak incelenmiştir. Sayısal incelemeler sırasında kanat bilgisayar ortamında modellenecek ve gelebilecek yükler uygulanarak kanadın davranışı gözlemlenmiştir. Ayrıca bilgisayar ortamında modellenmiş kanat için doğal frekanslar elde edilmiştir. Deneysel çalışmalarda

bilgisayar ortamında uygulanan yükler fiili olarak kanada uygulanmış ve kanat üzerinde yer değiştirme ve gerinimler ölçülmüştür. Kanadın titreşim testleri yapılarak doğal frekansları elde edilmiştir. Deneysel ve sayısal çalışmalar karşılaştırılarak sonuçlar değerlendirilmiştir.

2. KANAT YAPISI VE YÜKLER

Bu kısımda ya testi sayısal analizi yapılacak kanadın geometrisi, kanadın iç yapısı, üretildiği malzeme ve özellikleri, uygulanacak yükler ve yüklerin STANAG kriterlerindeki yeri ve sınır şartları açıklanmıştır.



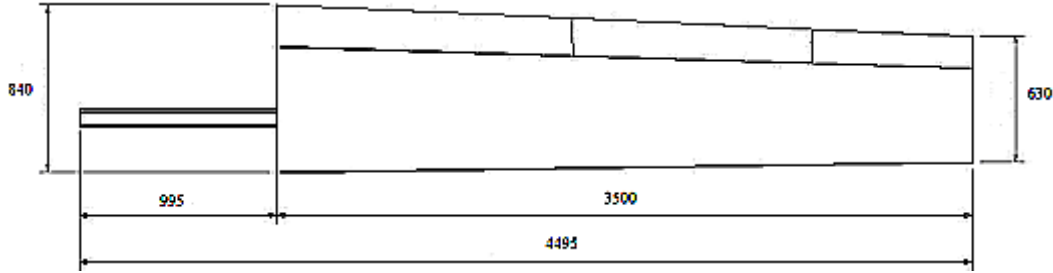
Şekil 2.1 : Hava aracı genel görünüm [7].

Çizelge 2.1 : Hava aracı teknik özellikler [8].

Hava aracı adı	Çaldıran
Kanat açıklığı	9 m
Uzunluk	5,5 m
Maksimum kalkış ağırlığı	450 kg
Toplam havada kalma süresi	10 saat
Seyir hızı	100 knot
Maksimum irtifa	22000 feet

2.1 Kanat Geometrisi ve Yapısı

Taktik insansız hava aracının kanat açıklığı 9 metredir. İki metre gövde genişliği olup 3,5 m uzunluğunda kanatlara sahiptir. Kanat kökünde veter 840 mm, uç kısmında ise veter 630 mm'dir. Kanat ana kirişi kanat bitiminden itibaren bir metre daha uzun yapılarak gövdeye bağlantısı bu kısımdan yapılmaktadır. Kanadın boyutları Şekil 2.1' de görülmektedir.



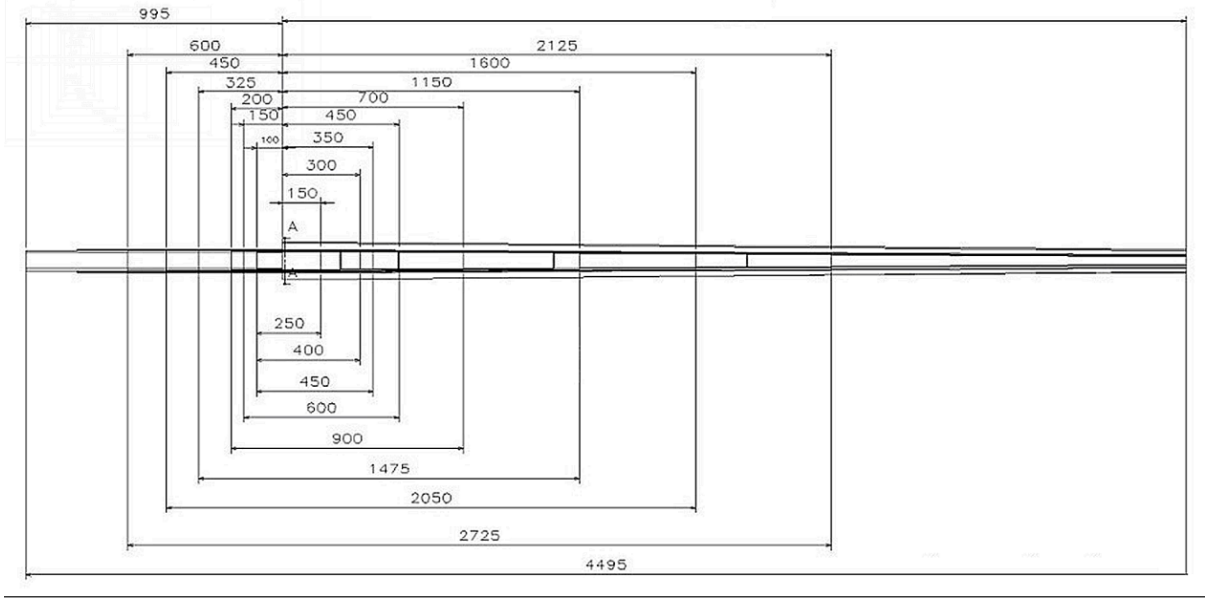
Şekil 2.2 : Kanadın boyutları [6].

Taktik insansız hava aracı kompozit malzemeden imal edilmiştir. Kanatlar karbon/epoksi malzemeden üretilmiştir. Kanat genelinde az miktarda kevlar ve cam elyafı kullanılmakla beraber kanada gelen bütün yükler karbon/epoksi malzeme tarafından taşınmaktadır.

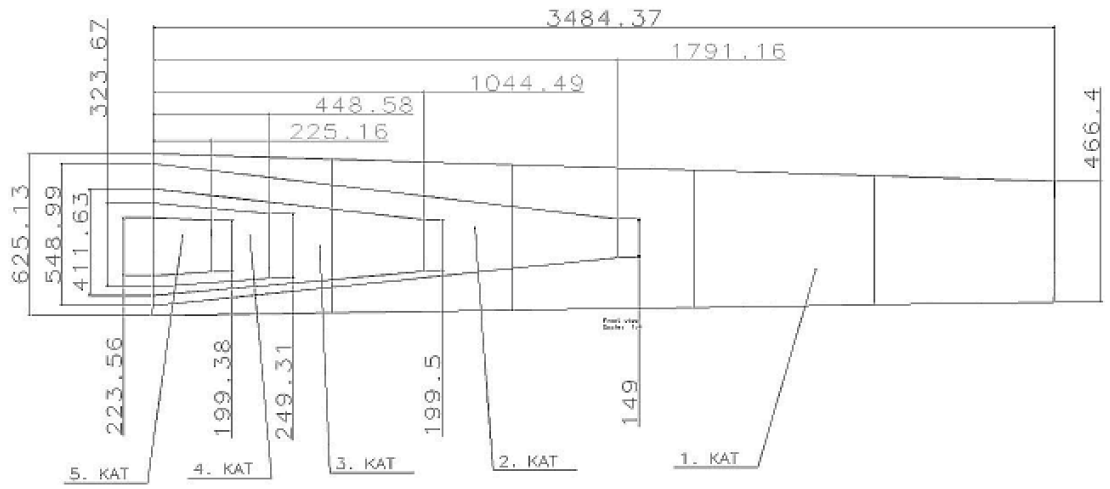
Kanadın toplam ağırlığı 18,5 kg olup kanat imal edilirken iki farklı kalınlıkta karbon elyaf kullanılmıştır. Kanadın üst ve alt yüzeylerinde 200 g/m² elyaf kullanılmıştır. Kanadın kirişi kısmında ise 600 g/m² elyaf kullanılmıştır.

Kanatların üst yüzeyinde farklı bölgelerde farklı kalınlıklar uygulanmıştır. Kanadın uç kısmına ilerledikçe kullanılan elyaf kalınlığı azalırken kök kısmında kalınlık fazladır. Kanadın köke yakın kısımlarında beş kat elyaf kullanılırken uç kısımlarında bir kat elyaf kullanılmıştır.

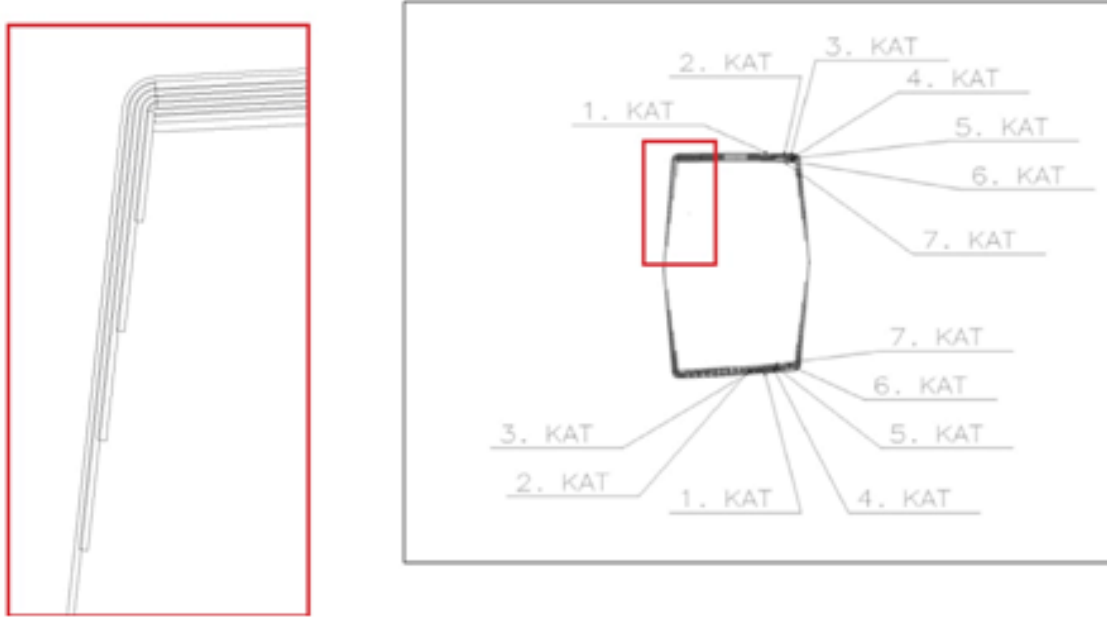
Benzer şekilde kanadın kirişinin en kalın yerinde yedi kat elyaf kullanılırken, en ince yerinde bir kat elyaf kullanılmıştır.



Şekil 2.3 : Kanat kirişinin üstten görünüşündeki katman kalınlıkları yerleşimi [6].



Şekil 2.4 : Kanadın üst yüzeyi elyaf katların yerleşimi [6].



Şekil 2.5 : Kanat kirişinin kalınlık dağılımı [7].

2.2 Malzemeler ve Özellikleri

Kanat üretimleri sırasında kullanılan malzeme karbon t700 12k kumaşdır. Kumaşın lifleri arasındaki açı 90° 'dir. Bu tezde yapılan analiz çalışmalarında Aksongur(2009) tarafından yapılmış çekme testlerinden elde edilen malzeme mekanik değerleri kullanılmıştır. Yapılan çekme testi sırasında 30 mm eninde 300 mm boyunda ve 2,65 mm kalınlığında karbon/epoksi test numunesi hazırlanmıştır. Bu test numunesinin elyaf yerleşimi 45 derece ve 90 derecedir. Yapılan çekme testi sonunda elde edilen sonuçlar Çizelge 2.1'te belirtilmiştir.

Çizelge 2.2 : Malzemenin özellikleri [8].

MEKANİK ÖZELLİKLER	DEĞERLER
E_{11}	54,1 GPa
E_{22}	54,1 GPa
ν_{12}	0,32
G_{12}	6,1 GPa
Yoğunluk	1859 kg/m ³

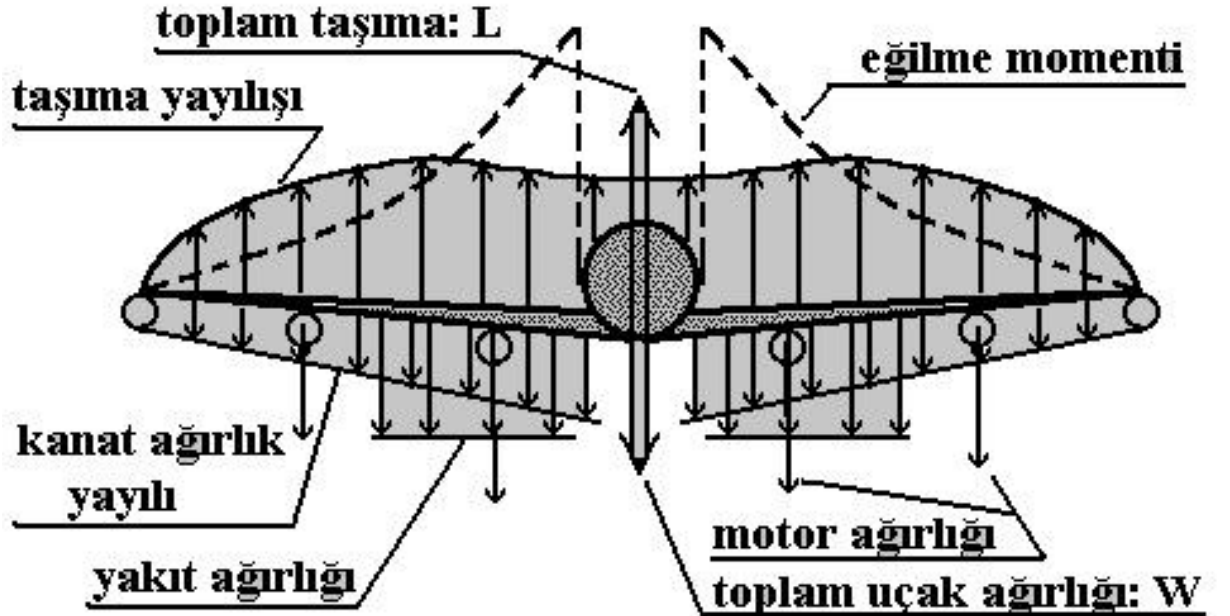
2.3 Yükler

Kanat yüklemeleri yapılırken STANAG 4671 kriterleri göz önünde bulundurulmuştur. STANAG 4671 kriterleri insansız hava araçlarının uçuşa elveriőlilik Őartlarını içermektedir. Taktik insansız hava aracı da bu kriterler çerçevesinde tasarlanmıştır.

28 Mart 2007 tarihinde yayınlanan kriterlerde “C-STRUCTURE” 167. sayfasında AMC 307(Acceptable Means of Compliance) bölümünde belirtildiği üzere daha önce Őirket tecrübelerinde üretilmemiő olan bir kanat için dayanım test programı yapılması gerekmektedir. Bu testler içerisinde kanadın aşırı yükleme testi yapılması gereken testlerden bir tanesidir [9].

Aşırı yükleme durumu yüklemelerle ilgili 36. sayfadaki 301. maddede açıklanan genel bilgilerde sınır yüklemenin güvenlik katsayısı ile çarpılmıő hali ile tanımlanmaktadır. Aynı sayfada 303. maddede güvenlik katsayısının en az 1.5 olması gerektiği belirtilmiştir [9].

Sınır yükleme sayfa 41’de 345. maddede belirtildiği üzere 2g yükleme durumudur. Bu durumda kanadın yüklemeleri sırasında nihai yükleme durumu sınır yüklemenin 1.5 katı olan 3g yükleme durumudur.



Şekil 2.6 : Kanat yük dağılımı [10].

Şekil 2.5'te eliptik kanadın oluşturduğu taşıma yüklerinin dağılımı görülmektedir. Şekilden görüldüğü gibi kanat açıklığı boyunca aerodinamik yükler yaklaşık parabolik olarak dağılmaktadır. Ancak analizlerde uygulama kolaylığı bakımından açıklık boyunca kademeli olarak değişen uniform yükler tatbik edilmiştir. Ayrıca kanadın üzerinde veter doğrultusunda oluşan yüklemeler dikkate alınmamıştır.

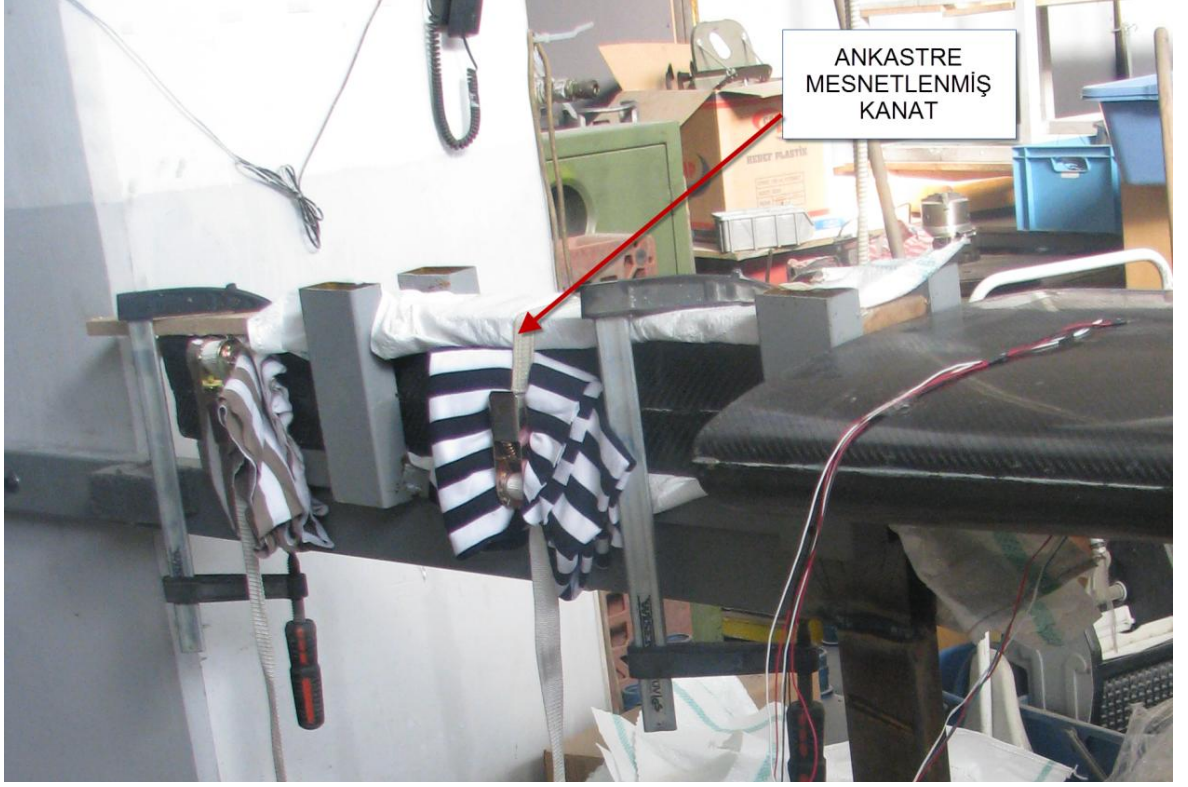
Taktik insansız hava aracının kalkış ağırlığı 4415 N olup seyir irtifasına tırmandığında bu ağırlık 4000 N'a düşmektedir. Kanat ve kuyruk yüzeylerinin taşımaya olan katkısı ihmal edilirse bu ağırlığın simetrik bir uçuşta iki kanat tarafından paylaşılacağı düşünülerek bir kanat üzerine uygulanacak olan taşıma kuvveti 2000N olarak belirlenmiştir.

STANAG'daki diğer bir tasarım kriteri arasında kanadın çırpınma (flutter) hızının manevra zarfı dahilinde olmamasıdır. Çırpınma hızının bulunabilmesi kanadın doğal frekanslarının bulunması gerekmektedir. Ayrıca STANAG'da hava aracının ana yapısal bileşenlerinin doğal frekanslarının titreşim testleri ile elde edilmesi gerektiği belirtilmektedir. Bu kriterler göz önünde bulundurularak deneyler gerçekleştirilmiştir.

2.4 Sınır Şartları ve Testlerde Uygulanması

Testler ve sayısal analizlerin karşılaştırılabilmesi için sınır şartlarının testler sırasında uygulanan sınır şartlarına uygun olması gerekmektedir. Testler sırasında uygulanan sınır şartlarının gerçek uçuş koşullarını karşılaması gerekmektedir.

Kanadın gövde kısmına bağlanması sırasında gövde içerisindeki kanat kiriş yuvası kullanılmaktadır. Kanat kiriş yuvası konik olarak üretilen kanat kirişi şeklindedir. Kanadın gövdeye tam montajı tamamlanmış durumda kanadın kök kısmında kirişin kanatla bağlantılı olan kısmına kadar olan bölüm yük almamaktadır. Bu nedenle yapılan analizlerde kanadın kiriş kısmı kanattan bir miktar uzatılmış ve bu kısımdan ankastre mesnetlenmiştir.



Şekil 2.7 : Ankastre mesnetlenmiş kanat.

3. SONLU ELEMENLAR ANALİZİ

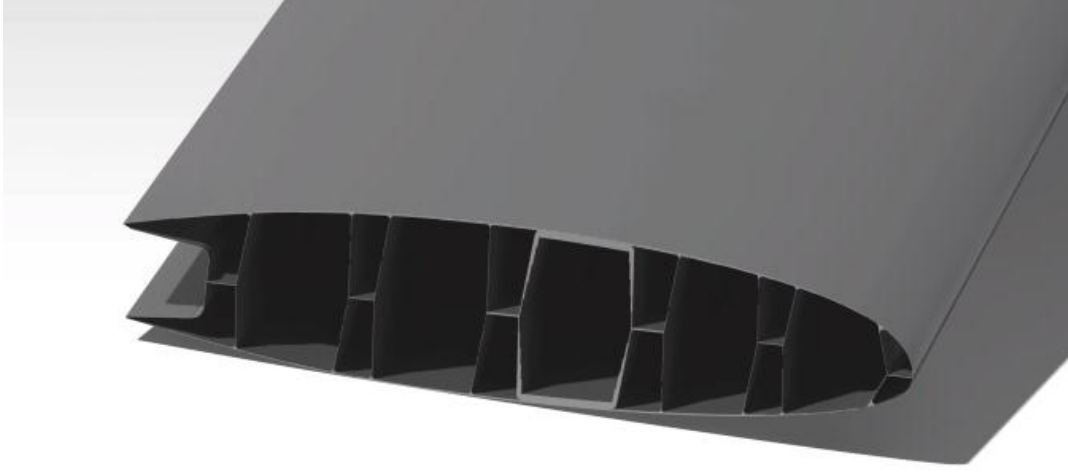
Bu bölümde kanadın katı modeli, sonlu eleman modeli ve özellikleri, sonlu elemanlarda kullanılan eleman tipleri, yapılan yakınsama çalışmaları, yüklerin ve sınır şartlarının uygulanması ve analiz sonuçları yer almaktadır.

3.1 Kanadın Katı Modeli



Şekil 3.1 : Kanadın bilgisayar ortamında hazırlanmış CAD modeli.

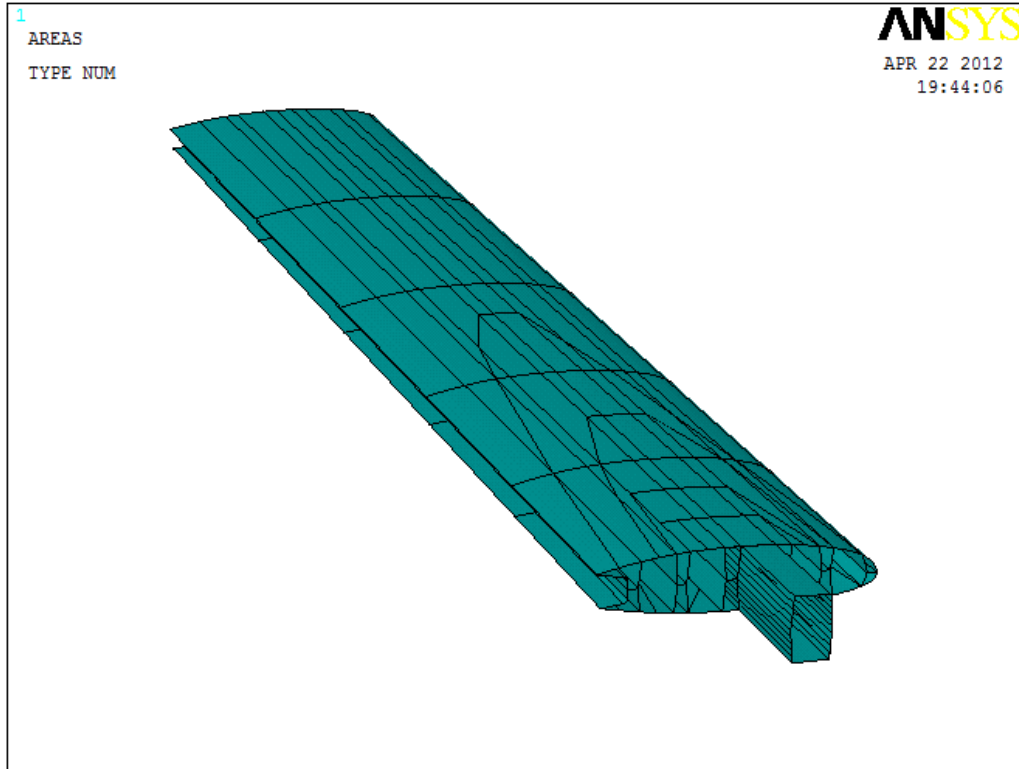
Şekil 3.1’de CATIA bilgisayar destekli tasarım programında modellenen kanat görülmektedir. Kanat yapısı içerisindeki bütün bileşenler ayrı ayrı çizilmiştir. Kanat çizimleri sırasında kompozit kısımlardaki kabuklar katman kalınlıklarına uygun modellenmiştir. Kanat içindeki köpük yapı hacim olarak çizilmiştir. Kanadın kompozit kısmının modellenmiş hali Şekil 3.2’de görülmektedir.



Şekil 3.2 : Katmanlı kompozit kanat yapısı

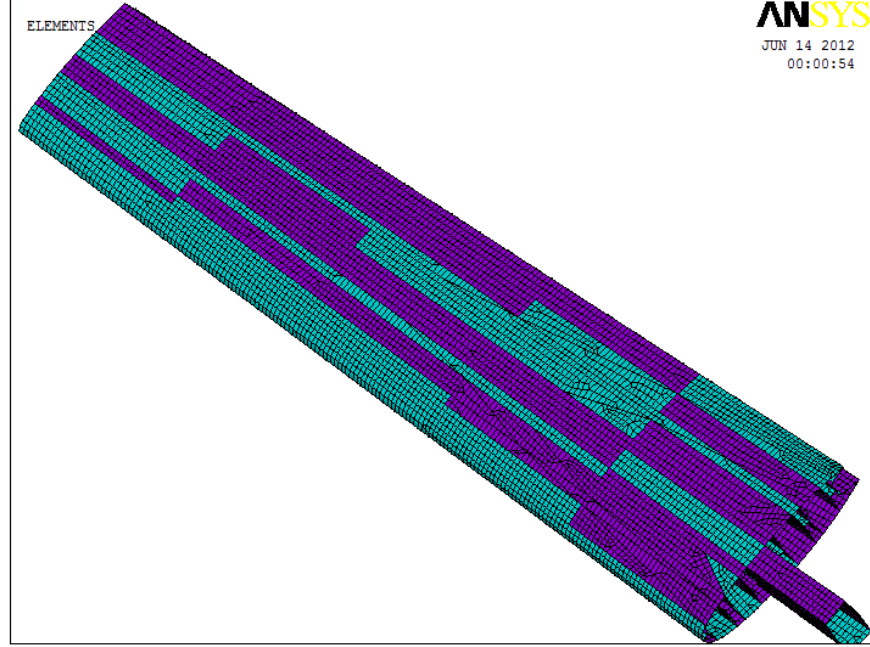
Kanadın katı modelindeki kalınlıklardan faydalınarak CATIA programında kabuk modeli oluşturulmuştur. Kabuk model oluşturulurken farklı katman kalınlıklarının olduğu bölgelerin ayrı kabuk yüzeyler olarak modellenmesine dikkat edilmiştir.

3.2 Sonlu Elemanlar Modeli



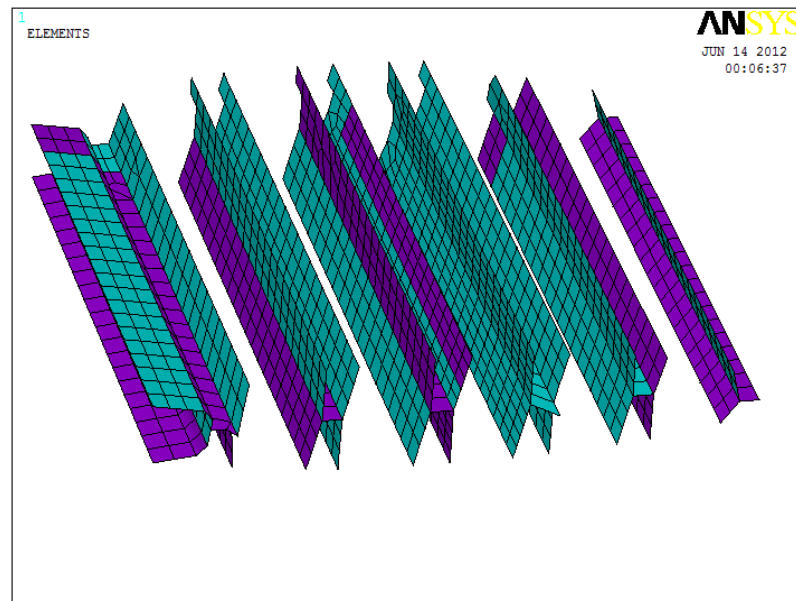
Şekil 3.3 : Kanadın sonlu elemanlar programındaki görünümü.

Kanat CATIA modeli sonlu elemanlar programına yüzey modeli olarak alınmıştır. Bu modelde üzerine yük uygulanacak bölgeler belirlenmiş ve ayrı yüzeyler olarak modellenmiştir. Ayrıca geometri aktarımından dolayı yaşanan hatalar giderilerek yüzeyler arasındaki temassızlıklar giderilmiştir.

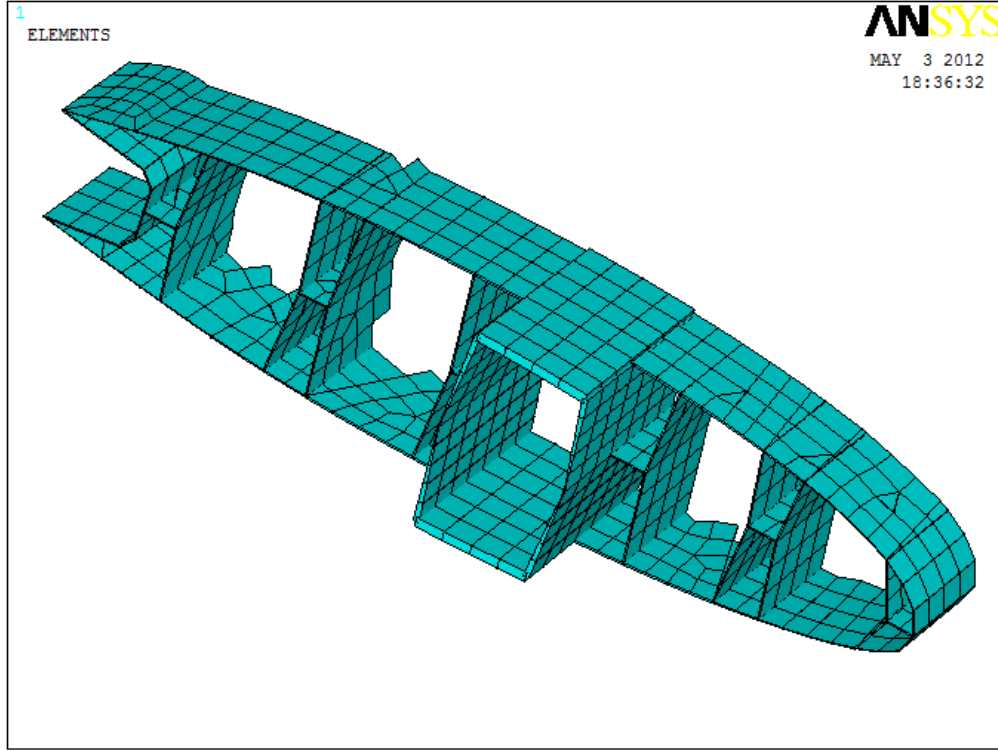


Şekil 3.4 : Kanadın sonlu elemanlar çözüm ağı [11].

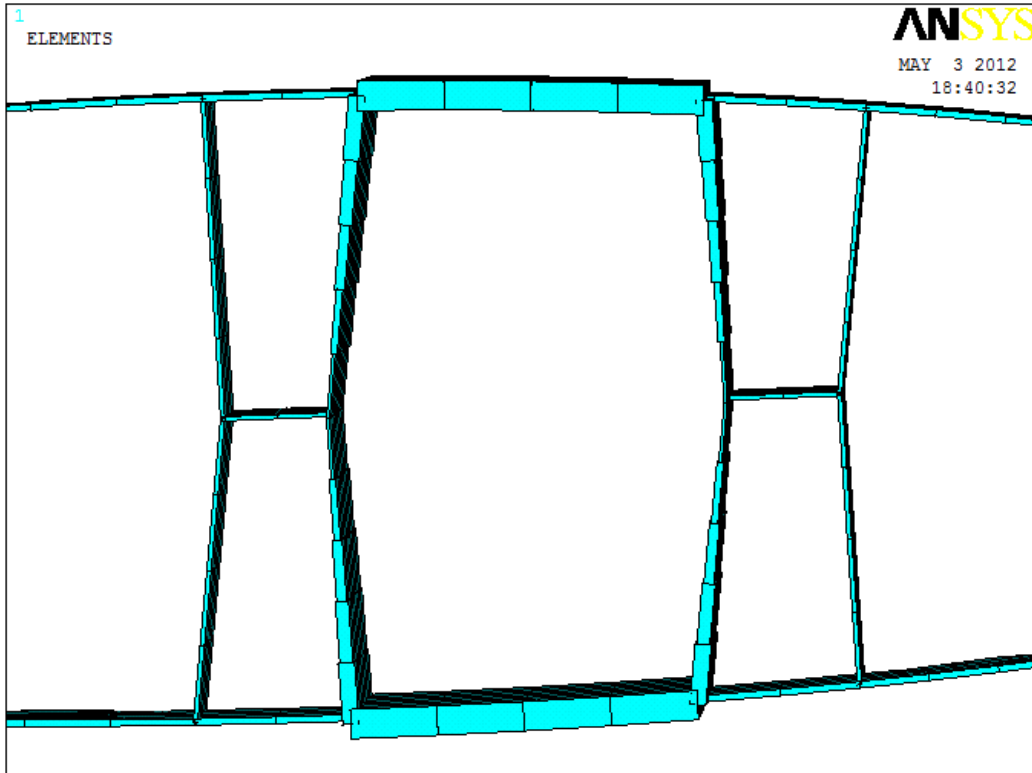
Kanat kirişi ve kaplaması ANSYS kütüphanesinde bulunan SHELL 281 kabuk elemanlarla modellenmiştir. Toplam 26537 eleman ve 111326 düğüm noktası kullanılmıştır.



Şekil 3.5 : Kanadın sonlu elemanlar çözüm ağı kirişler.



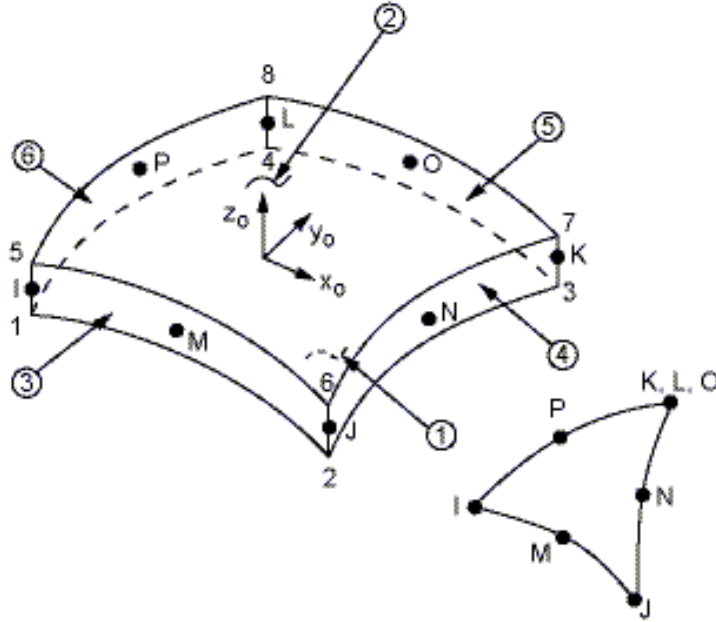
Şekil 3.6 : Katman kalınlıkları.



Şekil 3.7 : Kanat kirişi kalınlıkları.

3.3 Eleman Tipi

Taktik insansız hava aracı kanadının sonlu elemanlar modelinin ANSYS yazılımında oluşturulmasında SHELL 281 kabuk eleman kullanılmıştır.



Şekil 3.8 : Shell 281 kabuk eleman [11].

Shell 281 ince cidarlı yapıların modellenmesinde kullanılan 8 düğüm noktalı bir kabuki elemandır. Her bir nokta 6 serbestlik derecesine sahiptir. Bunlar x, y, z eksenleri doğrultusunda yer değiştirme ve bu eksenler etrafında dönmelerdir. Shell 281 kompozit kabuk yapılar ve sandviç yapılarda da kullanılmaktadır. Bu eleman Mindlin-Reissner kabuk teorisi üzerine kuruludur.

Eleman sayısı artırılarak yakınsama işlemi yapılmıştır. Bu durumda yapılan 4 farklı çözüm ağında %1'in altında yakınsama ile sonuç elde edilmiştir.

Çizelge 3.1 : Çözüm ağı ve yakınsama değerleri.

Eleman Sayısı	Düğüm sayısı	Gerilme değeri MPa	Yakınsama (%)
6444	16958	37,5	-
13612	37078	39,2	4,26
18464	50836	39,8	1,73
26544	74026	39,7	0,41

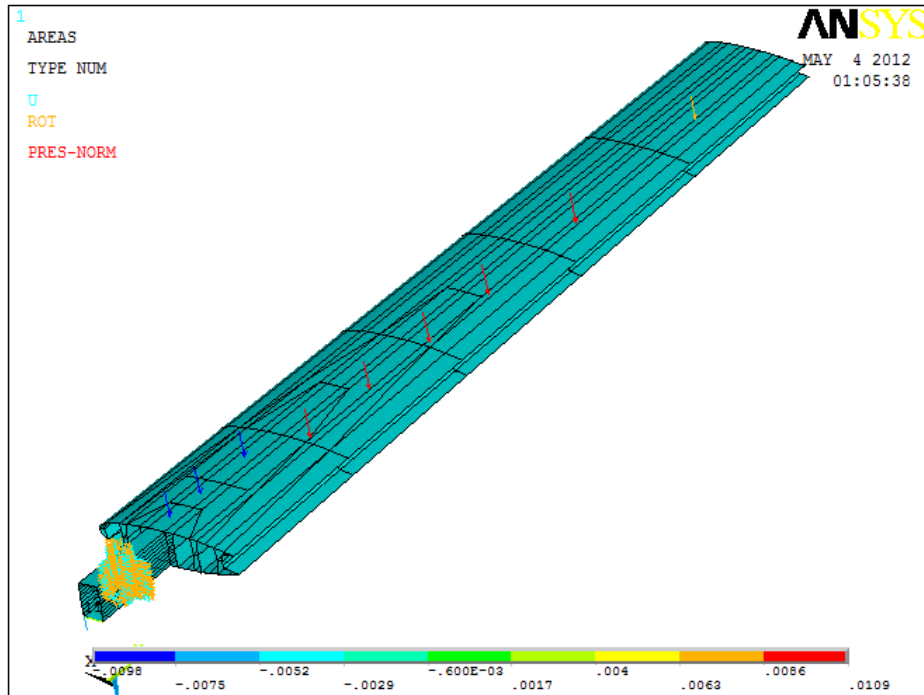
3.4 Yüklerin ve Sınır Şartlarının Uygulanması

Sonlu elemanlar analizindeki kanat modeline uygulanan yükler deneysel çalışmadaki yükleme durumuna uygun şekilde tatbik edilmiştir. Bu yükler kanadın kökünden ucuna doğru kanat yüzeyi beş parçaya ayrılmış ve her bir yüzeye yükler uniform bir şekilde etki ettirilmiştir.

Kanadın aileron yüzeyinin taşıma yapmadığı kabul edilmektedir. Bu durumda kanat kök kısmından itibaren 700 mm aralıklarla bölümlere ayrılmıştır. Yükleme durumu beş adet alana bölünmüş şekilde aşağıdaki gibidir.

Çizelge 3.2 : Kanadın alt kısmına uygulanacak olan yükler.

KANAT YÜZEYİ BÖLÜMLERİ	BÖLÜMLERİN ALANLARI(M ²)	ALANA YÜKLENECEK KUVVET(N)	YÜKLENECEK BASINÇ(Pa)
1. BÖLÜM	0,052	510	9807
2. BÖLÜM	0,046	470	10217
3. BÖLÜM	0,039	420	10769
4. BÖLÜM	0,033	360	10909
5. BÖLÜM	0,028	230	8214



Şekil 3.9 : Kanada uygulanmış yükler.

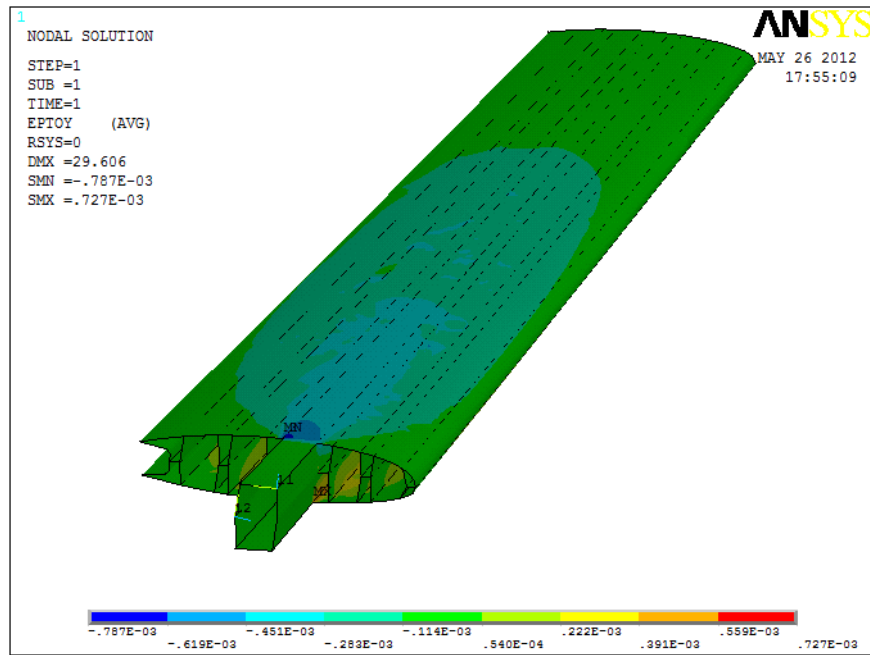
Kanadın kiriş doğrultusuna dağıtılmış olan kuvvetler kanadın taşıma yönünde etki ettirilmiştir. Kanat kirişinin kökten itibaren çıkma yapan kısmı ankastre mesnetlenmiştir.

Titreşim analizlerinde kanadın sonlu elemanlar modelinin ağırlığı test kanadının ağırlığına eşit olacak şekilde modelde modifikasyonlar yapılmıştır. Kanadın iç yapısında bulunan köpük modellenmediğinden dolayı gerçek kanat ile model arasında bir ağırlık farkı meydana gelmiştir. Karbon/epoksinin yoğunluğu değiştirilerek model ile gerçek kanat arasındaki ağırlık farkı ortadan kaldırılmıştır. Böylelikle kanadın kütlesi ile modelde hazırlanan kanadın kütlesi eşitlenmiştir.

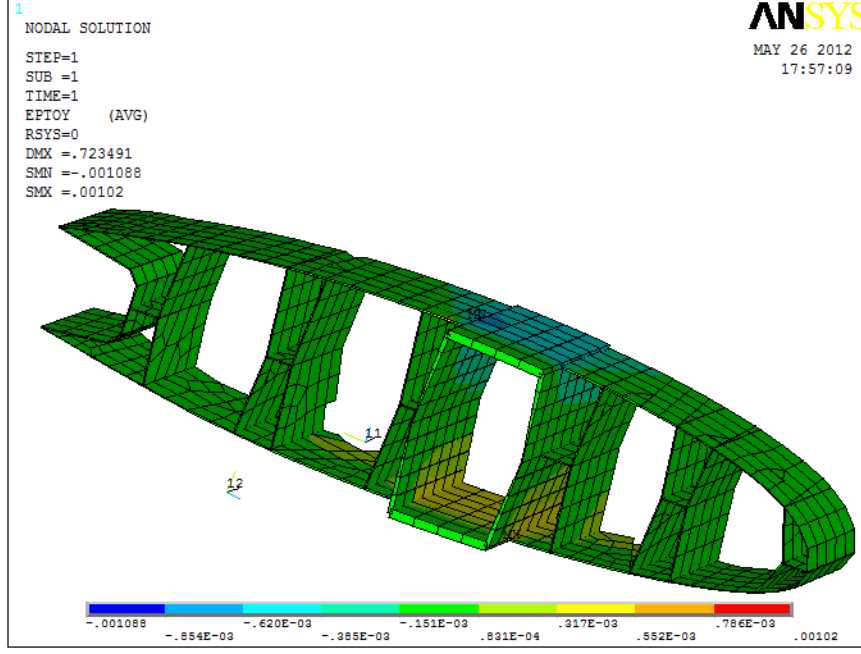
3.5 Analiz Sonuçları

3.5.1 Statik analiz sonuçları

Bu bölümde statik analizlerden elde edilen gerilme, gerinim ve deformasyon sonuçları sunulmuştur. Şekil 3.10 – Şekil 3.17 ‘de 1g’lik yükleme altında kanatta oluşan gerilme, gerinim ve deformasyon durumları verilmiştir.

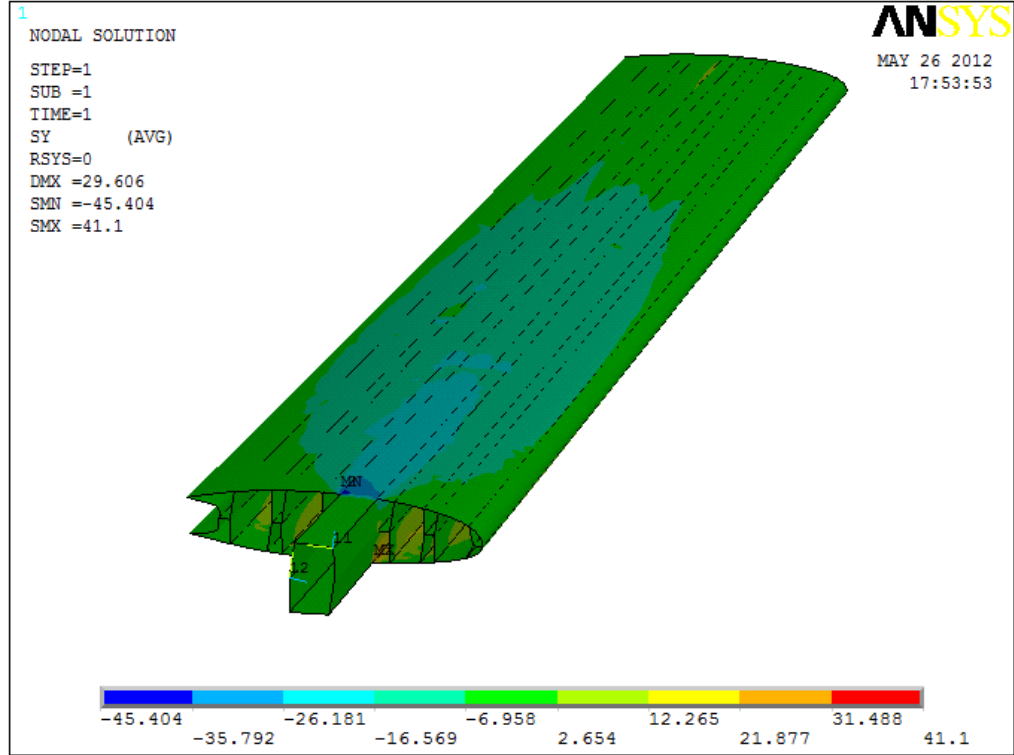


Şekil 3.10 : Kanat açıklığı boyunca gerinimler (1g yükleme durumu).

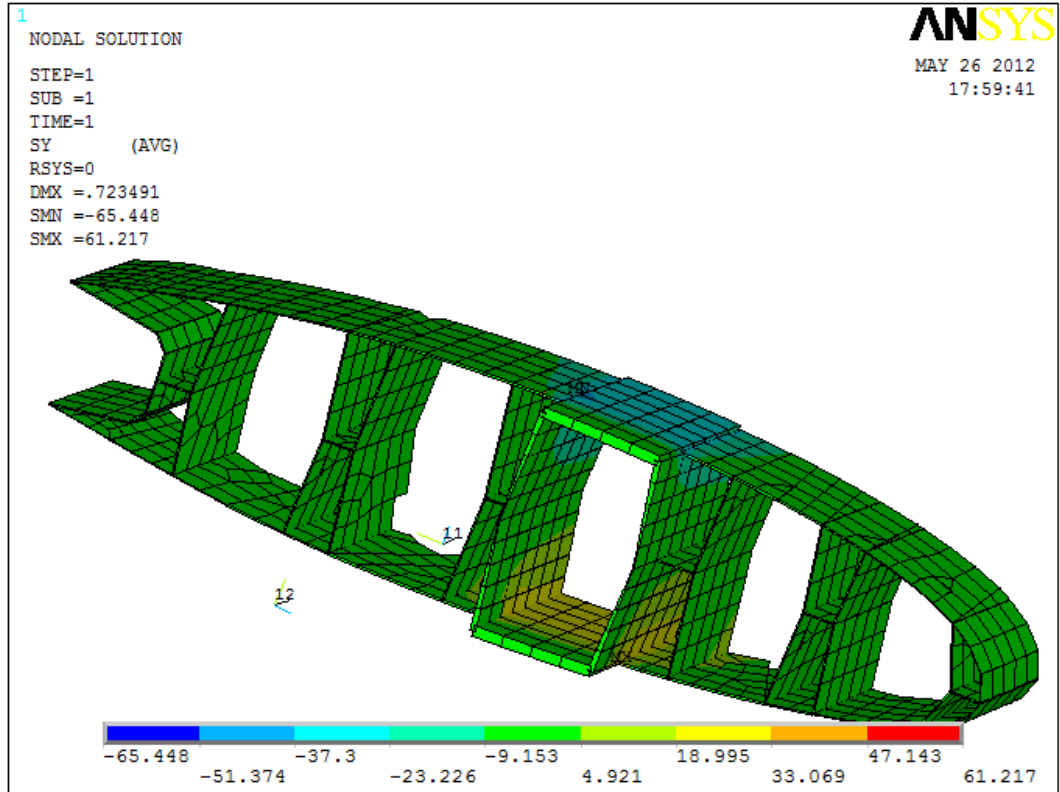


Şekil 3.11 : Kanadın kökünde kanat açıklığı boyunca gerinimler (1g yükleme durumu).

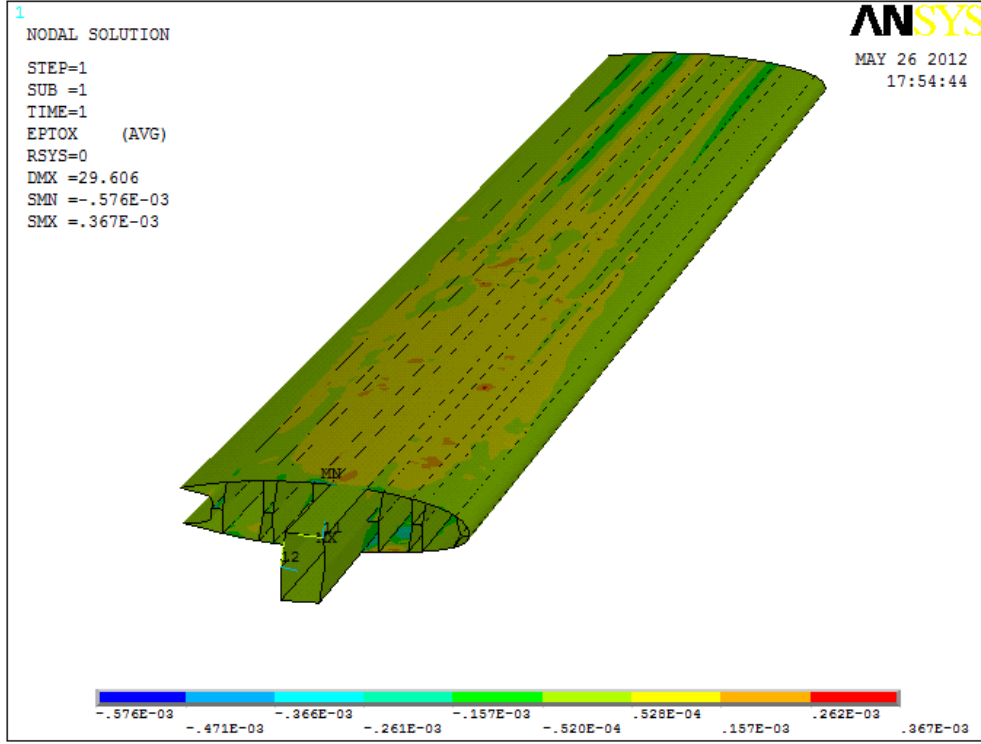
Kompozit malzemelerdeki kırılma kriterlerine göre kanat üzerinde ölçülmesi gereken gerilme ve gerinim değerleri liflerin yönünde ve liflere çapraz yonde olanlardır. Kanat üzerinde liflerin yerleşimi kanat açıklığı boyunca ve kanat veteri doğrultusunda olmak üzere 90° açı yapacak şekildedir Kanadın yük katsayısının bir olma durumunda kanat açıklığı boyunca normal gerilme maksimum 41,1 MPa iken, minimum normal gerilme -45,4 MPa'dır. Kanat açıklığı boyunca maksimum normal gerinim 727 $\mu\epsilon$ iken minimum normal gerinim -787 $\mu\epsilon$ 'dir. Kanat veteri doğrultusunda maksimum normal gerilme 29,8 MPa iken, minimum normal gerilme -34,0 MPa'dır. Kanat veteri doğrultusunda gerinim minimum normal -576 $\mu\epsilon$, maksimum normal gerinim 367 $\mu\epsilon$ 'dir [12].



Şekil 3.12 : Kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (1g yükleme durumu).

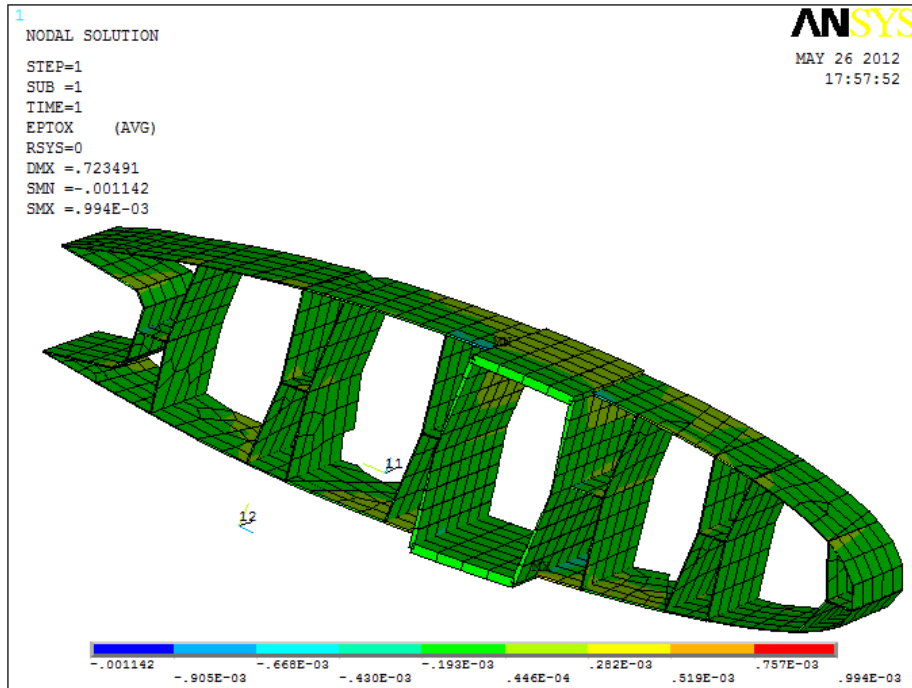


Şekil 3.13 : Kanadın kökünde kanat açıklığı doğrultusundaki normal gerilmeler (1g yükleme durumu).

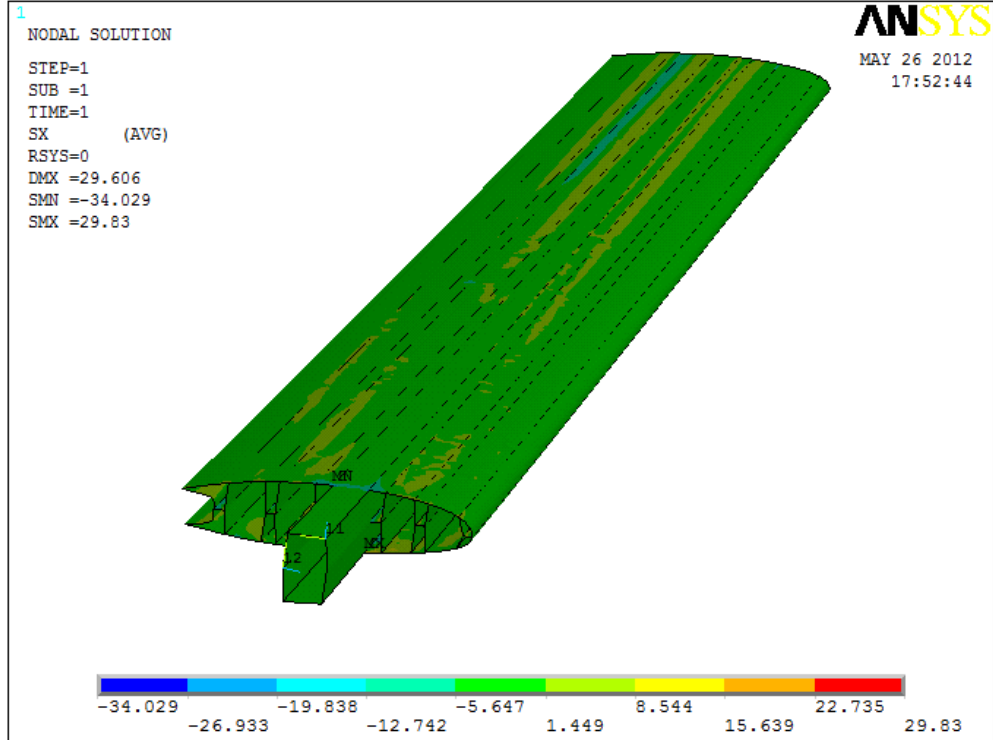


Şekil 3.14 : Kanat veteri doğrultusunda normal gerinimler (1g yükleme durumu).

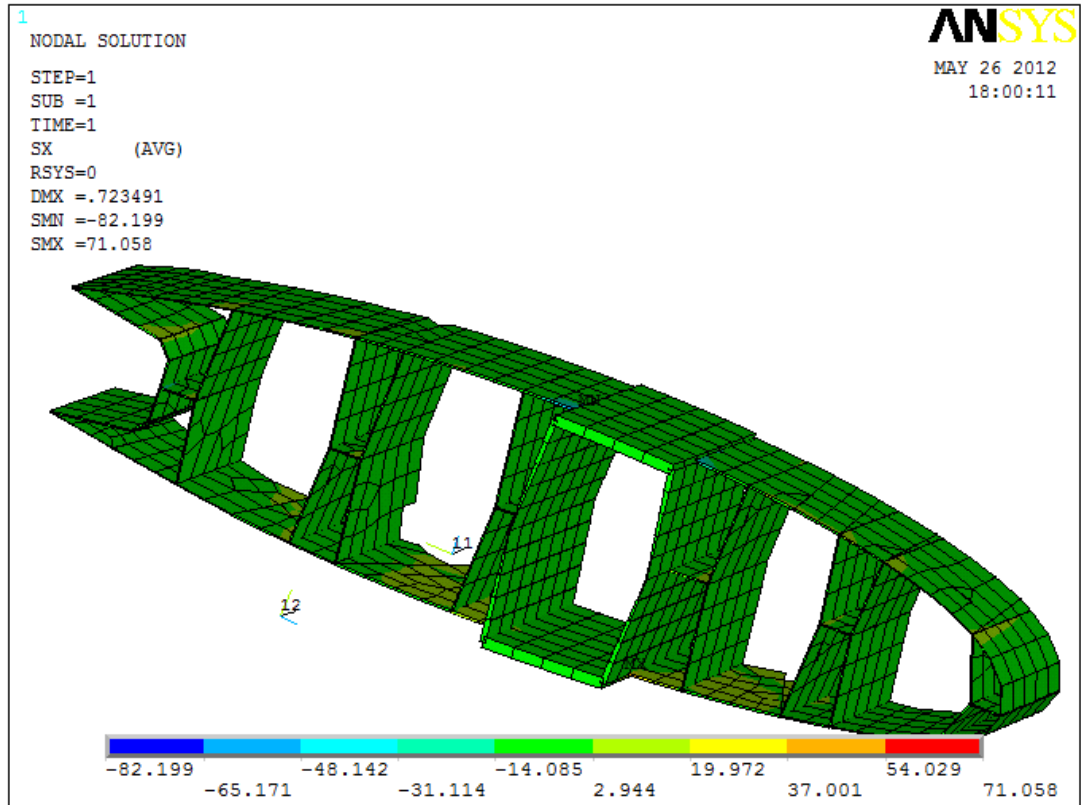
Yükleme katsayısının bir olduğu durumda kanat kökündeki gerinimler Şekil 3.15'te görüldüğü gibidir.



Şekil 3.15 : Kanadın kökünde kanat veteri doğrultusunda normal gerinimler (1g yükleme durumu).



Şekil 3.16 : Kanat veteri doğrultusunda normal gerilmeler (1g yükleme durumu).

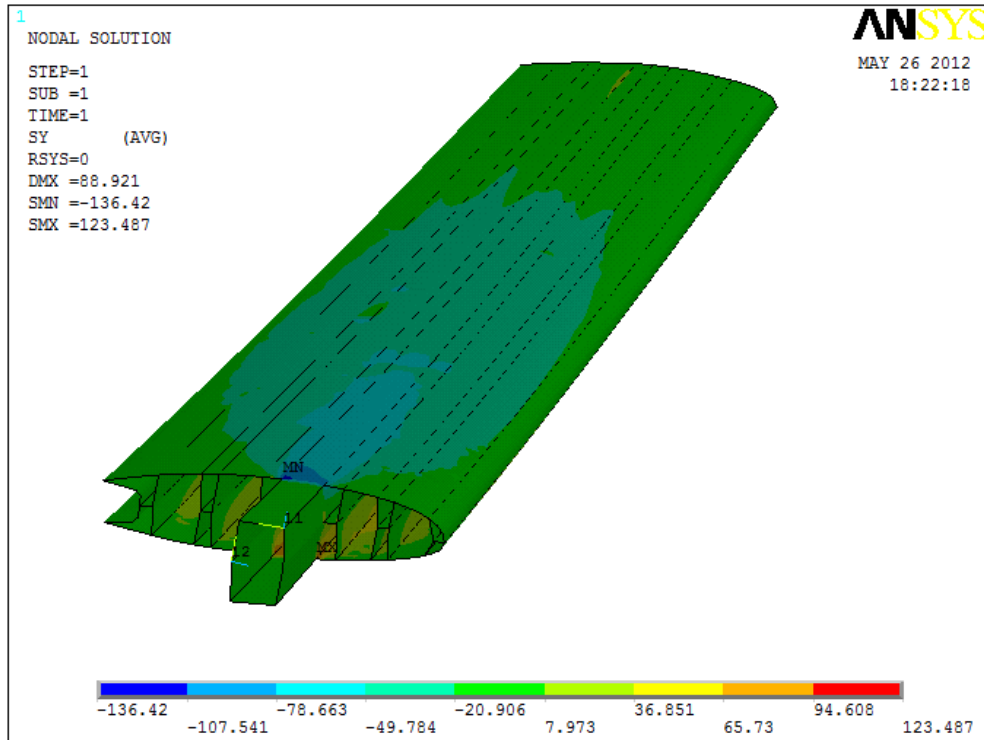


Şekil 3.17 : Kanadın kökünde kanat veteri doğrultusunda normal gerilmeler (1g yükleme durumu).

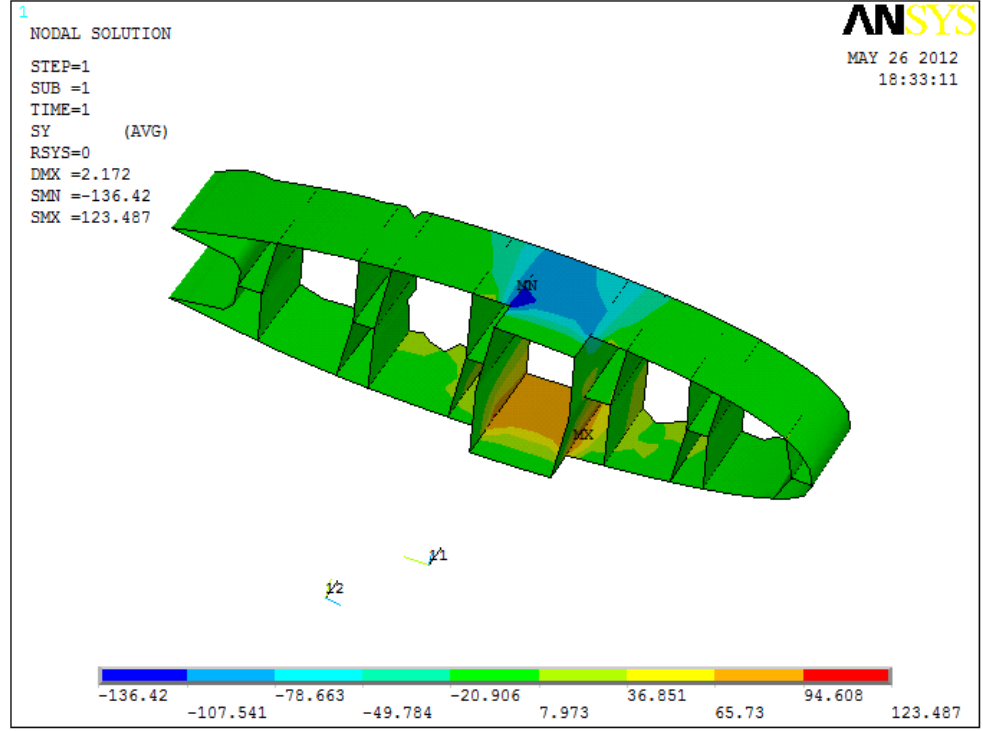
Kanattaki gerilmelerin maksimum olduğu ve kanadın gerilme ve gerinimlerinin en kritik olduğu değer nihai yükleme durumudur. Nihai yükleme durumu aşağıda belirtilmiştir. Bu durumda kanat açıklığı boyunca gerilme maksimum 123,4 MPa iken, minimum gerilme -136,1 MPa'dır. Kanat açıklığı boyunca maksimum gerinim 2185 $\mu\epsilon$ iken minimum gerinim -2366 $\mu\epsilon$. Kanat veteri doğrultusunda gerilme 89,6 MPa iken, minimum gerilme -102,2 MPa'dır. Kanat veteri doğrultusunda gerinim minimum -1729 $\mu\epsilon$, maksimum gerinim 1102 $\mu\epsilon$ 'dir [13].

Çizelge 3.3 : Kanadın nihai yükleme durumu.

KANAT YÜZEYİ BÖLÜMLERİ	BÖLÜMLERİN ALANLARI(m^2)	ALANA YÜKLENECEK KUVVET(N)	YÜKLENECEK BASINÇ(Pa)
1. BÖLÜM	0,052	510	9807
2. BÖLÜM	0,046	470	10217
3. BÖLÜM	0,039	420	10769
4. BÖLÜM	0,033	360	10909
5. BÖLÜM	0,028	230	8214

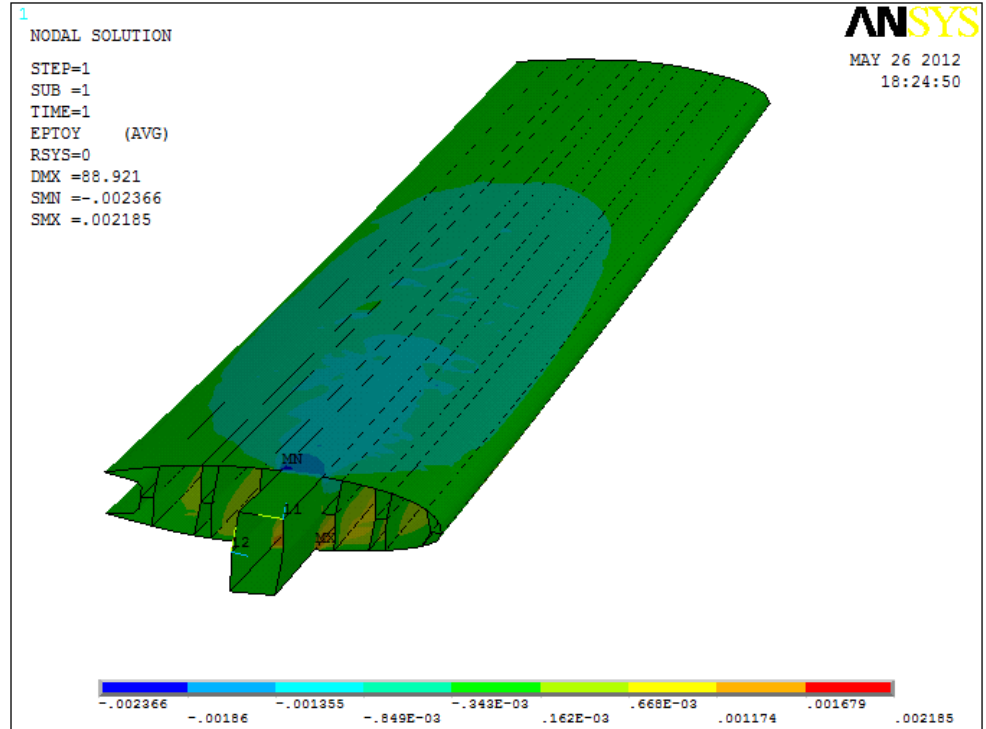


Şekil 3.18 : Kanat açıklığı doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).

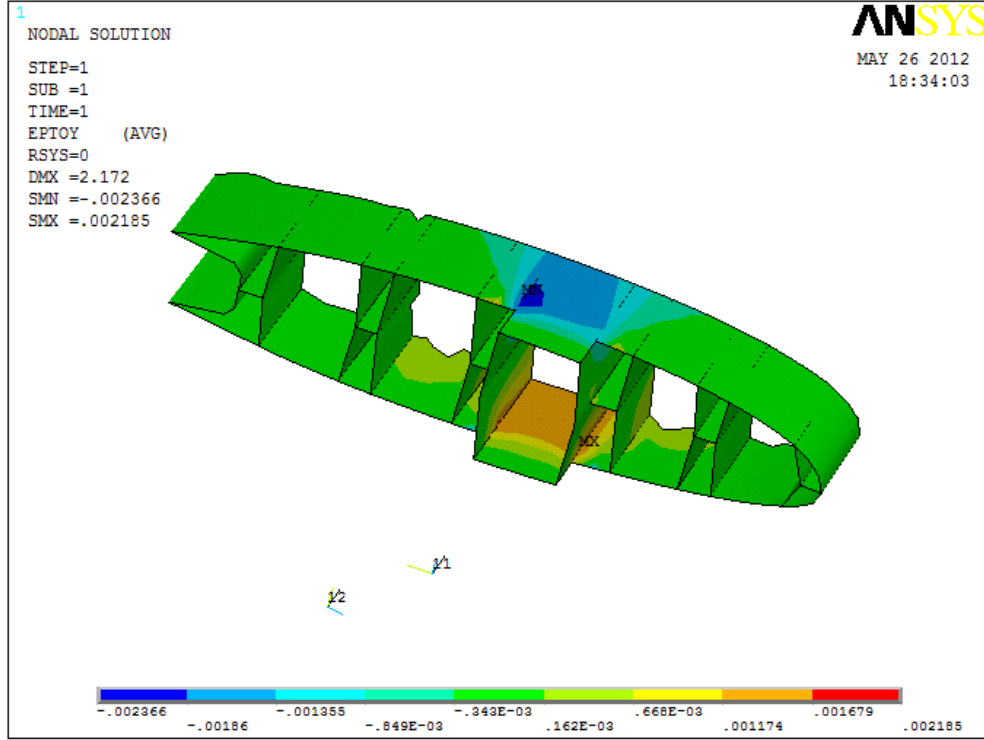


Şekil 3.19 : Kanadın kökünde kanat açıklığı doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).

Yük katsayısının üç olduğu durumda kanat açıklığı boyunca normal gerinimler Şekil 3.20’de görülmektedir.

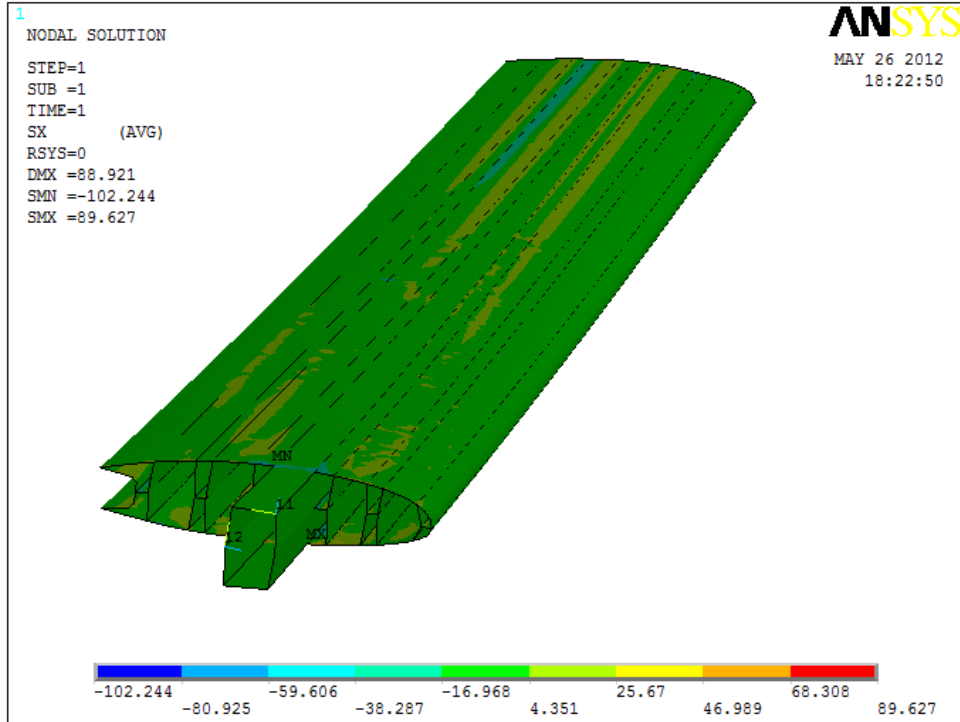


Şekil 3.20 : Kanat açıklığı doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).

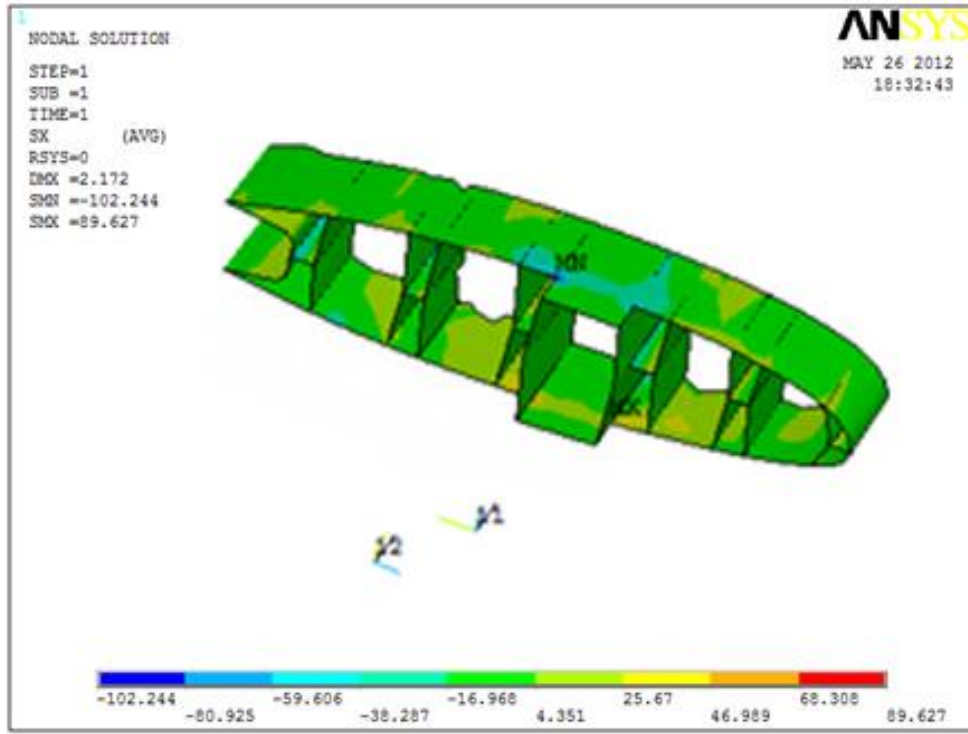


Şekil 3.21 : Kanadın kökünde kanat açıklığı doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).

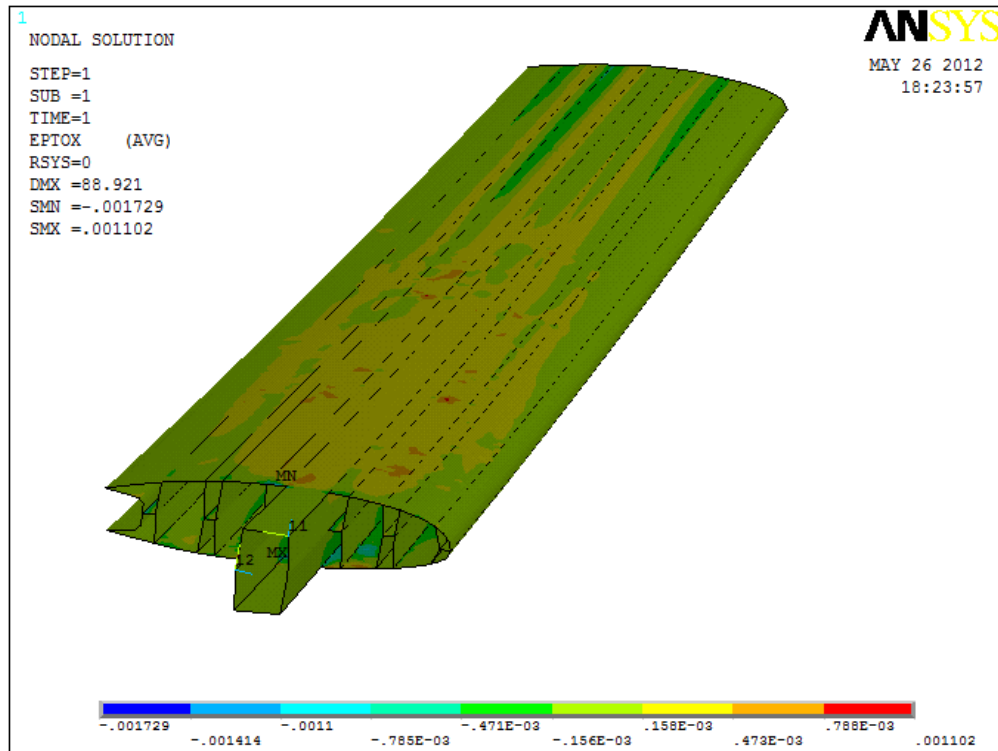
Yük katsayısının üç olduğu durumda kanat veter doğrultusunda normal gerilmeler Şekil 3.22’de görülmektedir.



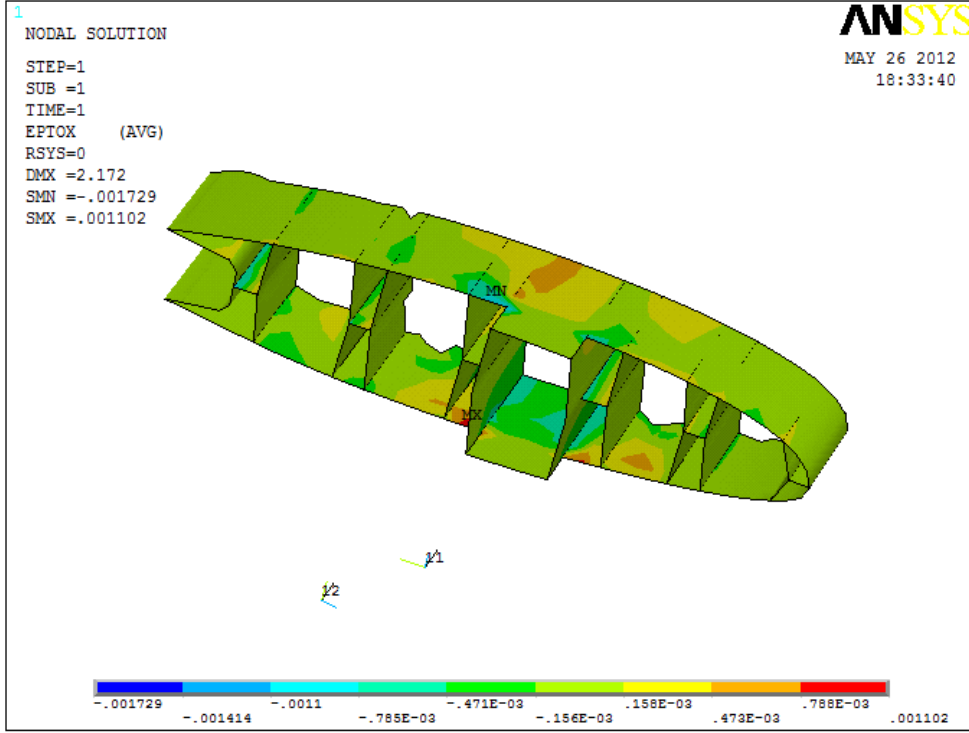
Şekil 3.22 : Kanat veter doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).



Şekil 3.23 : Kanadın kökünde kanat veter doğrultusunda normal gerilmeler (3g yükleme durumu).

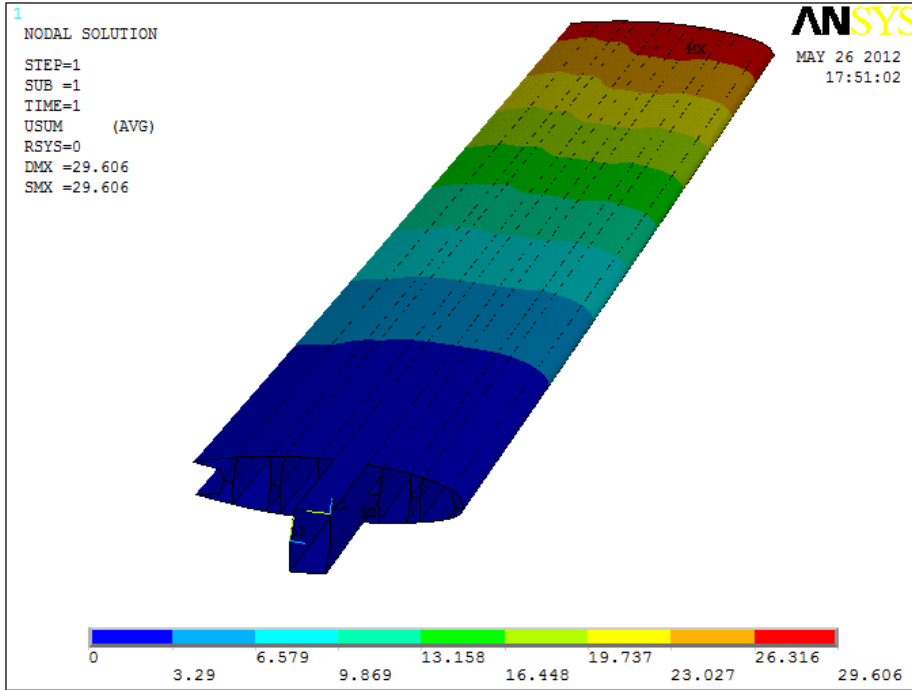


Şekil 3.24 : Kanat veter doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).

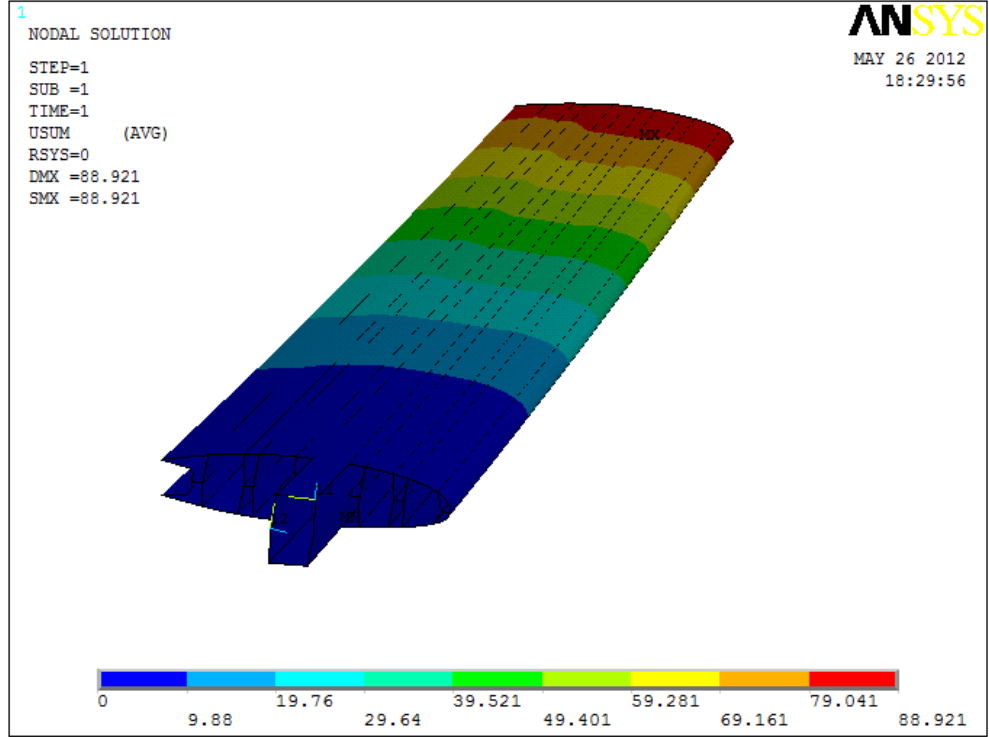


Şekil 3.25 : Kanadın kökünde kanat veter doğrultusunda normal gerinimler (3g yükleme durumu).

Yük katsayısının bir olduğu durumda kanattaki yer değiştirmeler Şekil 3.26 ve yüklemenin üç olduğu durumda yer değiştirmeler Şekil 3.27’de görülmektedir.

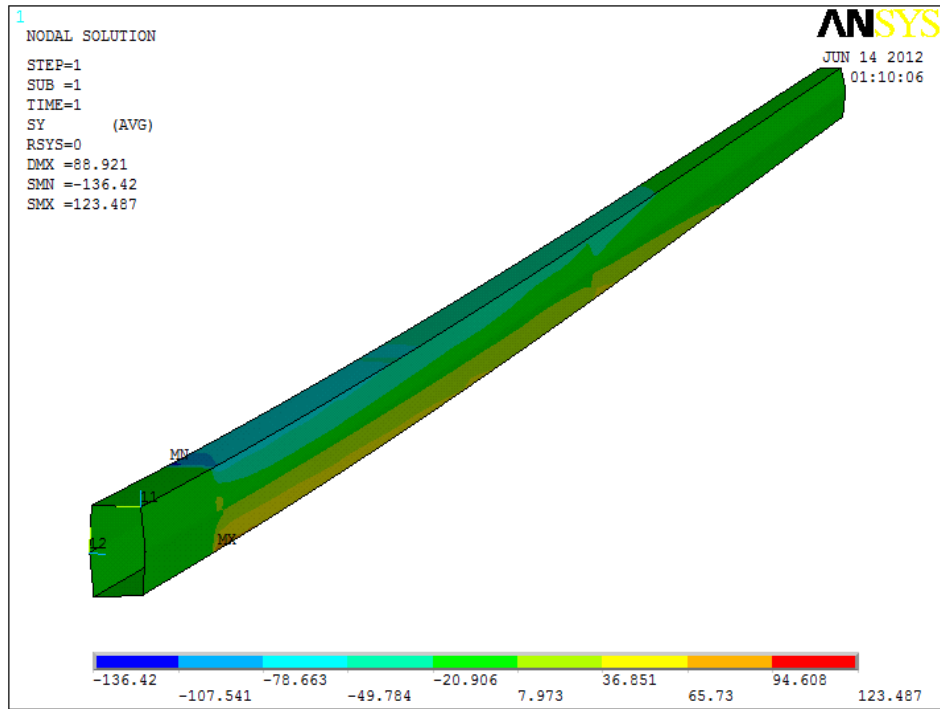


Şekil 3.26 : Kanattaki bileşke yer değiştirmeler (mm) (1g yükleme durumu).

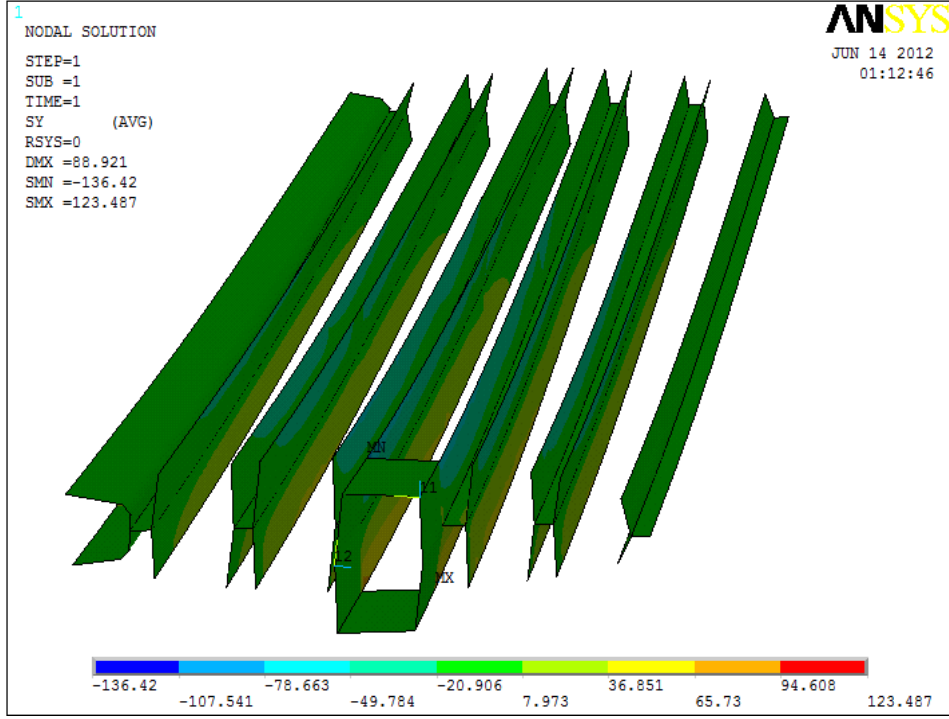


Şekil 3.27 : Kanattaki bileşke yer değiştirmeler (mm) (3g yükleme durumu).

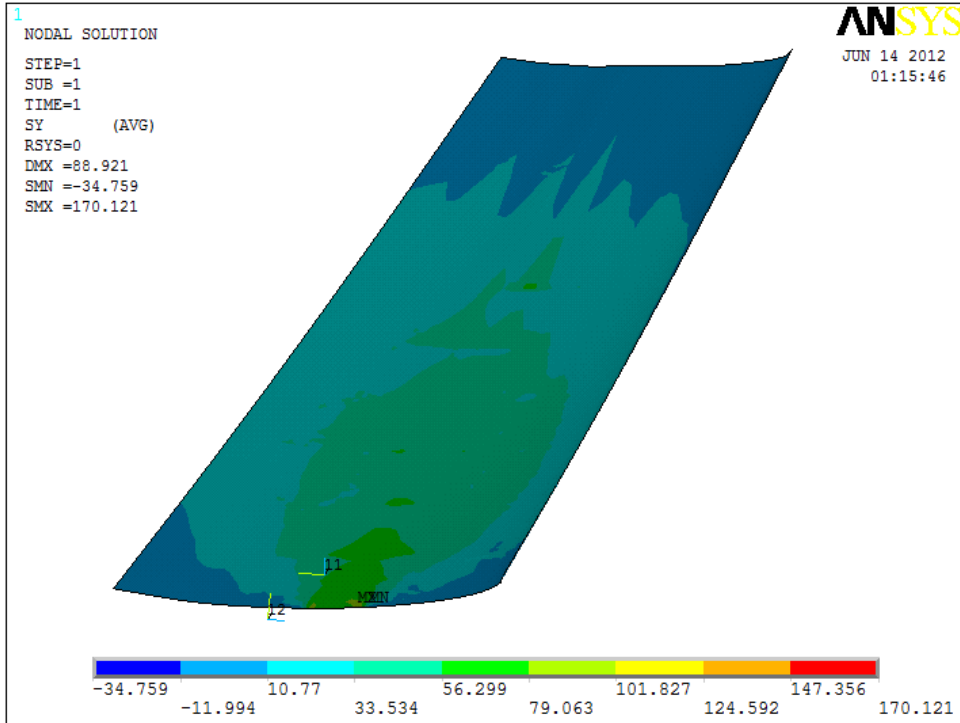
Yük katsayısının üç olduğu durumda gerinimler ve gerilmeler Şekil 3.28-Şekil 3.31’de görülmektedir.



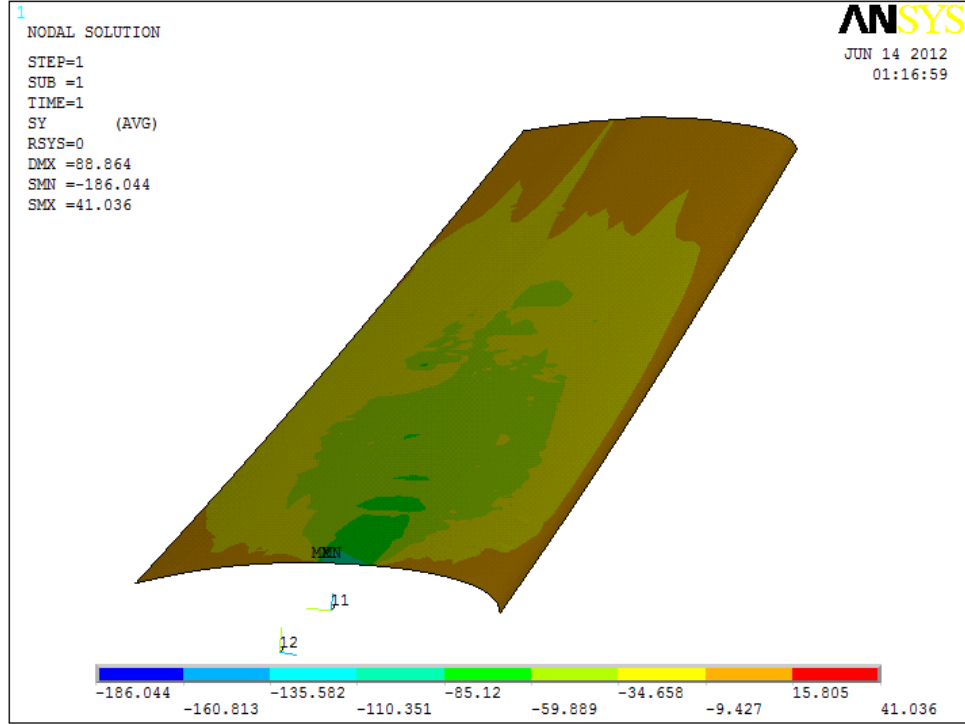
Şekil 3.28 : Ana kirişteki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (3g yükleme durumu).



Şekil 3.29 : Kirişlerdeki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler
(3g yükleme durumu).



Şekil 3.30 : Kanat alt kabuktaki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler
(3g yükleme durumu).



Şekil 3.31 : Kanat üst kabuktaki kanat açıklığı boyunca normal gerilmeler (3g yükleme durumu).

Kanadın ana kirişi dışında kalan diğer kanat içi hücrelerde gerilmeler sıfıra yakın elde edilmektedir. Bu bölgeler gereğinden fazla mukavemetli yapılmıştır. Bunun nedeni ise üretim tekniğinden kaynaklanmaktadır. Üst ve alt parça olarak üretilen kanadın bu birleşme yüzeyine iki kat malzeme gelmektedir. Bu da bu kısmın gereğinden fazla mukavemetli olmasına neden olmuştur.

3.5.2 Titreşim analizi sonuçları ve değerlendirmesi

Titreşim analizi yapılırken kanadın gövdesinin dayanımı kadar modellemedeki kütlenin gerçek kütleyle aynı olması gerekmektedir. Kanadın yapısı içerisinde karbon/epoksi malzemelerinin ağırlığının yarısı kadar köpük malzeme bulunmaktadır. Köpüğün kütlesinin eklenmesi kanadın yoğunluğu değiştirilerek gerçekleştirilmiştir. Kanadın analizdeki ağırlığı 18,5 kg yani gerçek ağırlığına ulaşmıştır. Bu durumda elde edilen doğal frekanslar aşağıdaki gibidir.

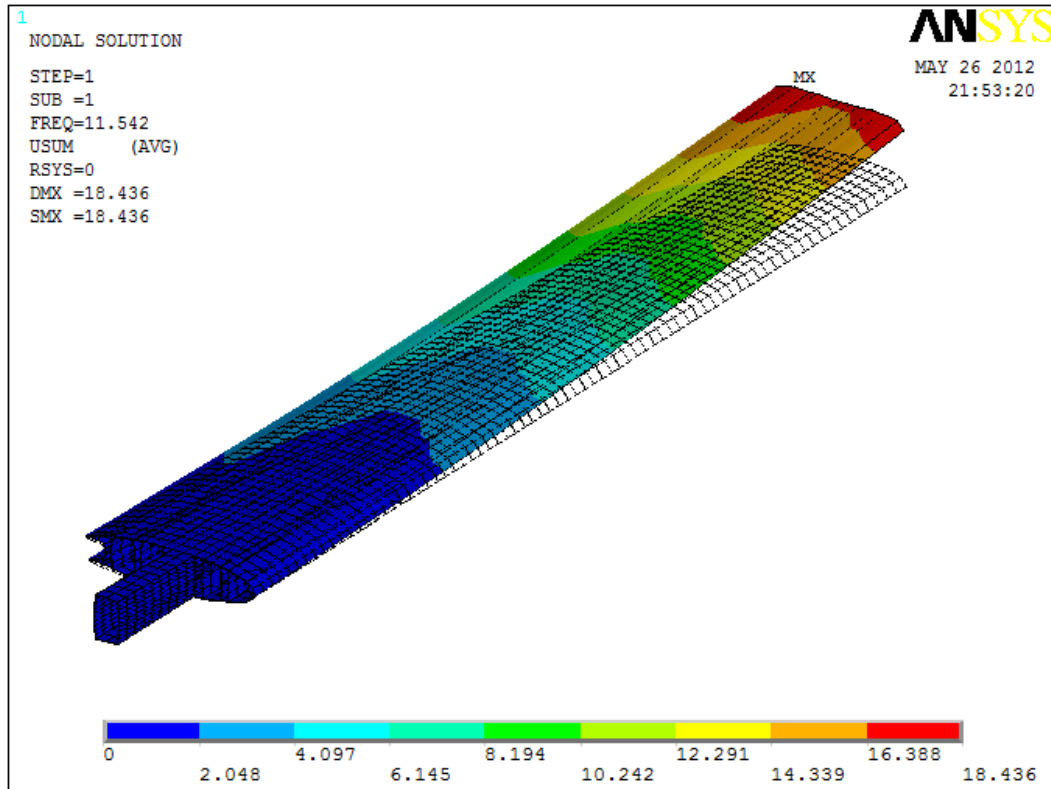
Kullanılan çözüm yöntemi Block Lanczos'dur. Bu metod büyük simetrik eigenvalue problemlerinde kullanılmaktadır. Bu yöntemde hem kabuk yapılar hemde katı modeller bir arada kullanılarak çözüm elde edilebilir.

Birinci mod düşey yönde, ikinci mod yatay yönde, üçüncü mod veter doğrultusunda eğilme modudur. Dördüncü ve beşinci modlar kanadın burulma modlarıdır..

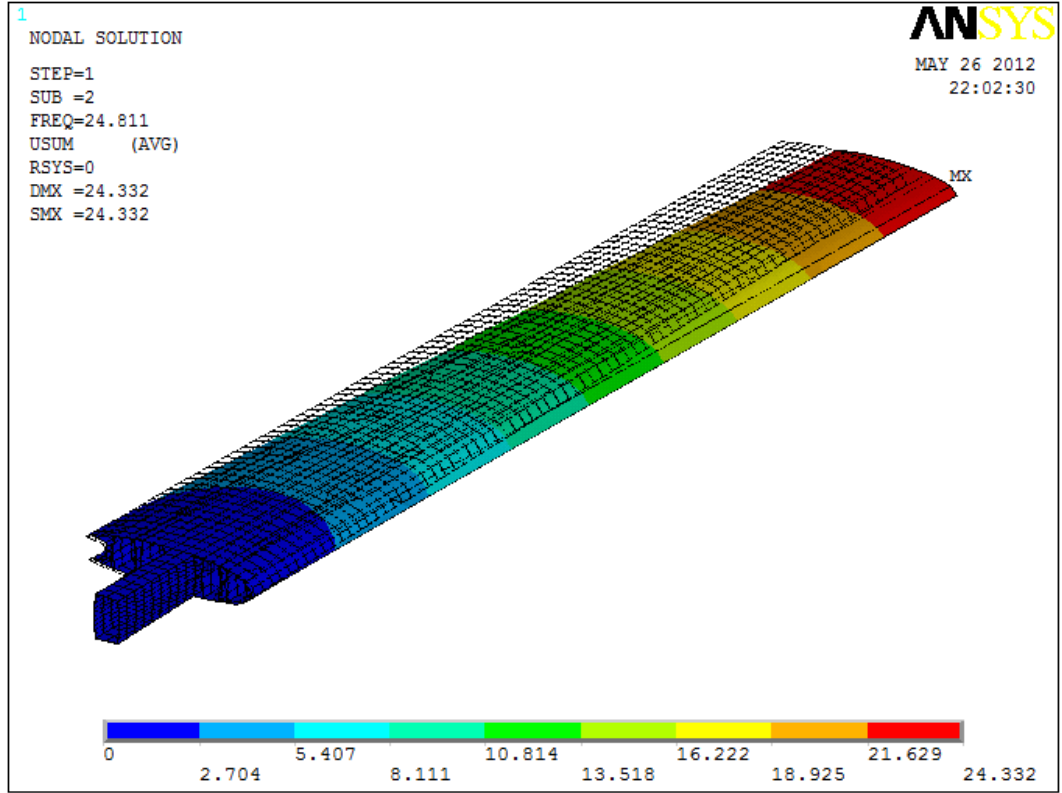
Çizelge 3.4 : Doğal frekanslar.

Mod Numarası	Frekans(Hz)
1	11,5
2	24,8
3	36,2
4	46,0
5	57,9

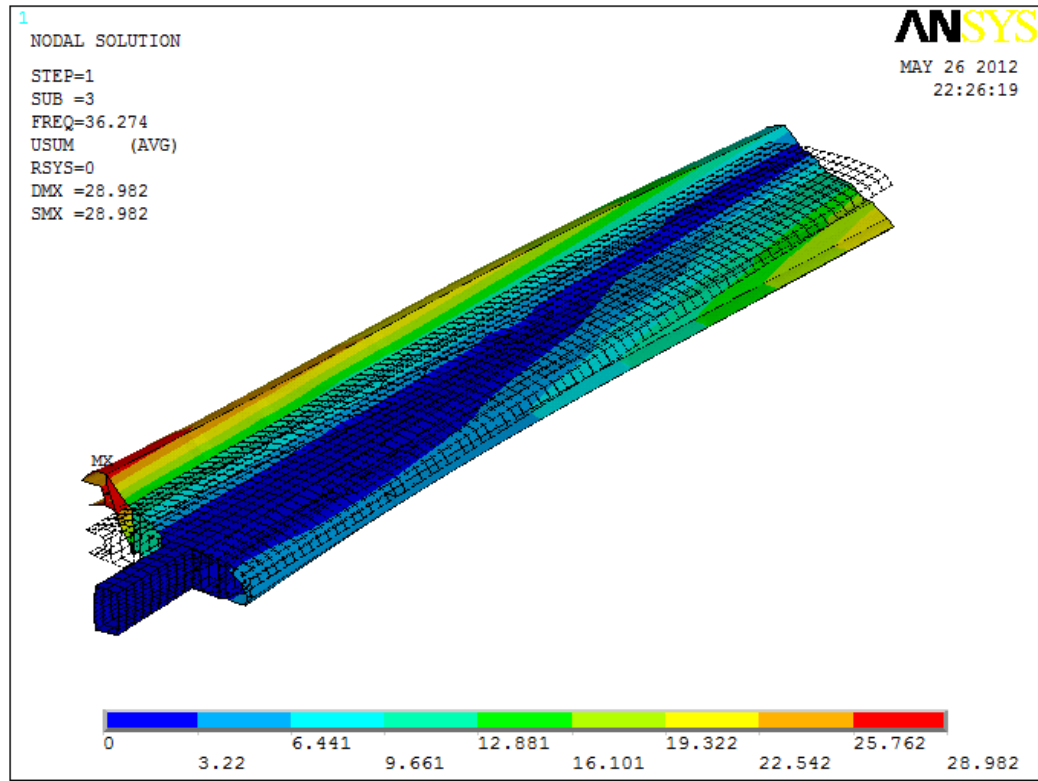
Yukarıdaki tabloda görülen doğal frekansların mod şekilleri Şekil 3.29-Şekil 3.33’de sunulmuştur.



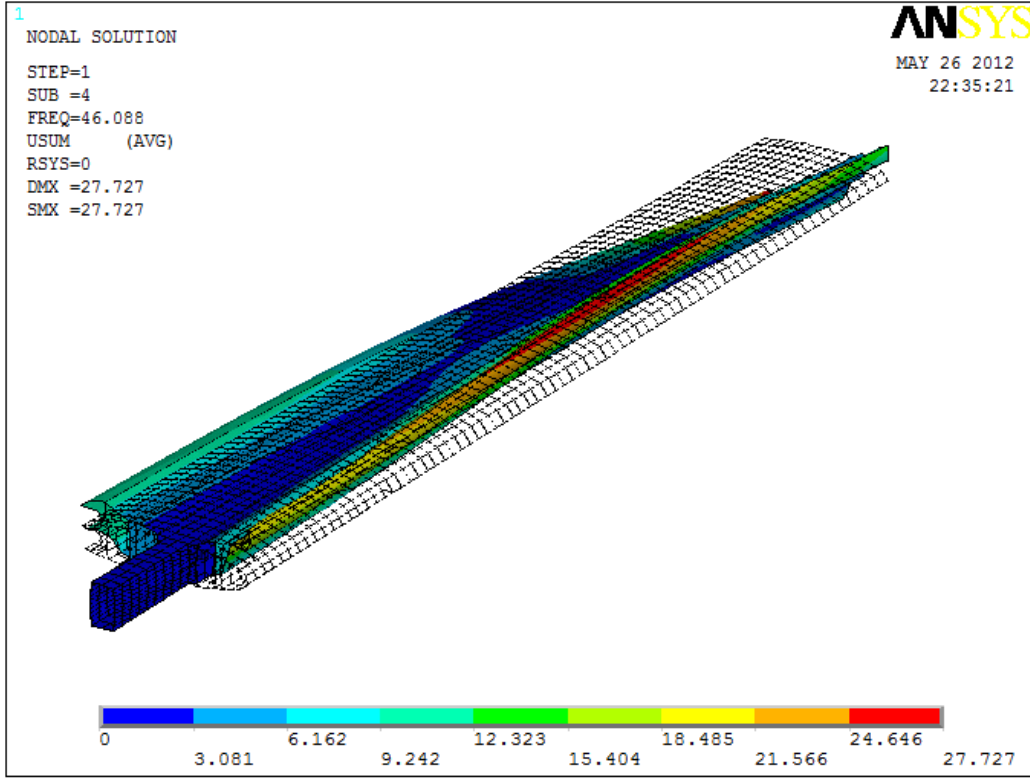
Şekil 3.32 : Birinci mod(11,5 Hz).



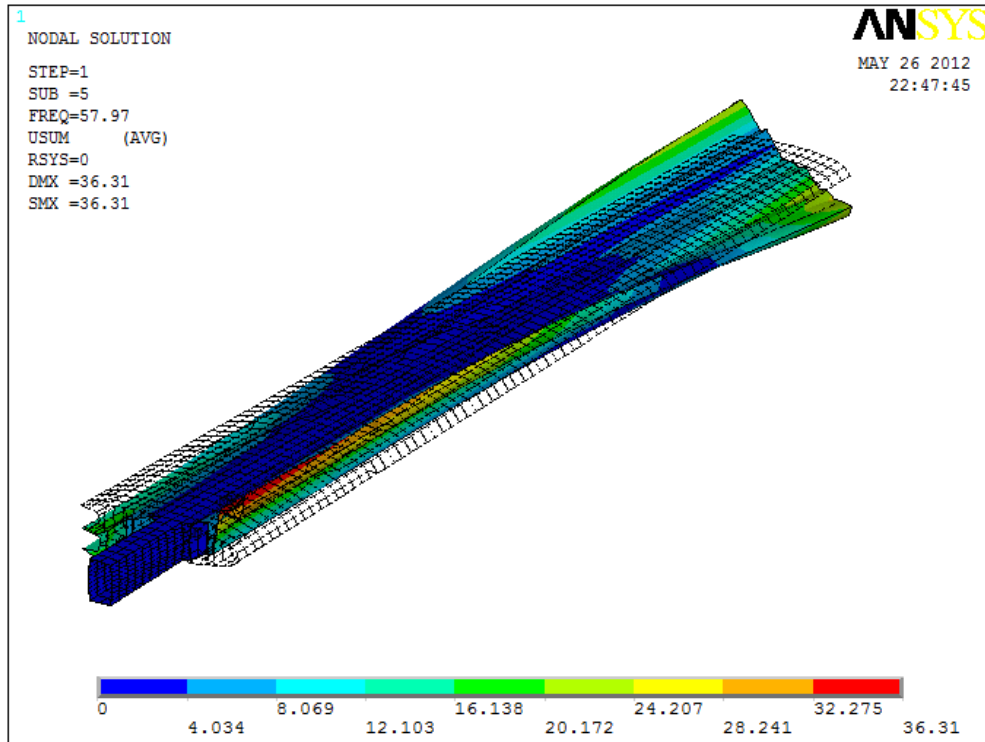
Şekil 3.33 : İkinci mod (24,8 Hz).



Şekil 3.34 : Üçüncü mod (36,2 Hz).



Şekil 3.35 : Dördüncü mod (46 Hz).



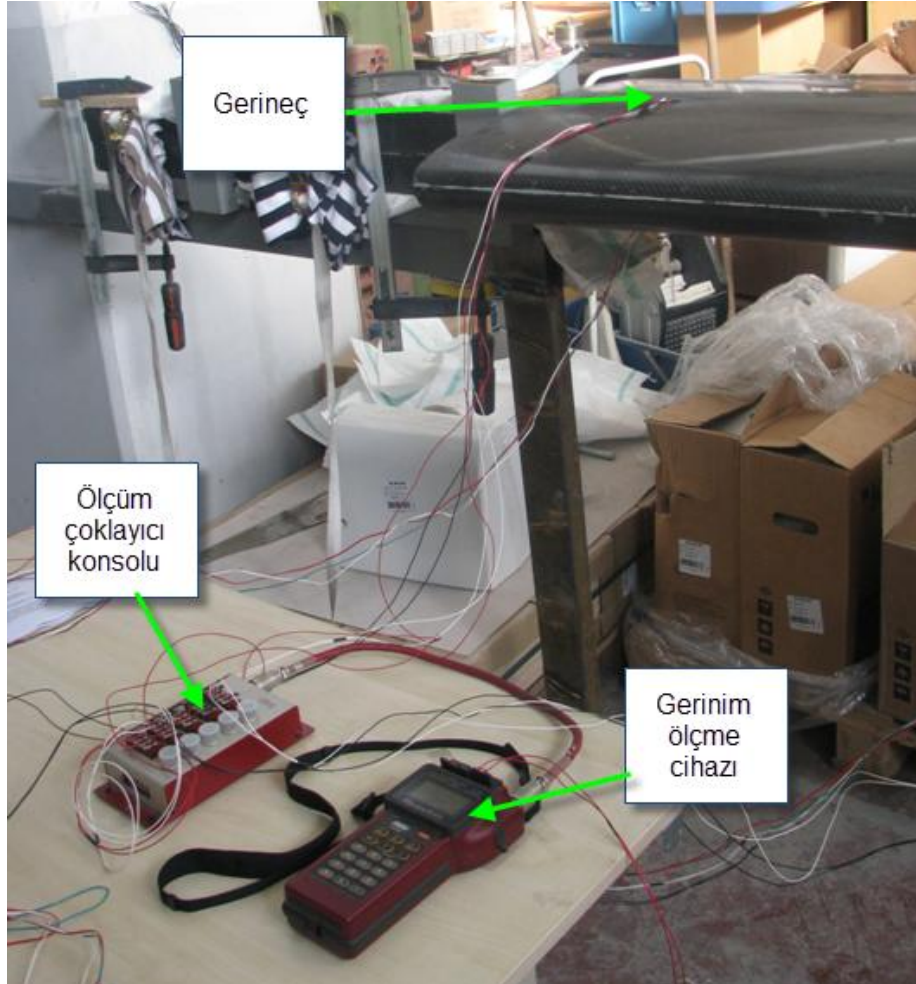
Şekil 3.36 : Beşinci doğal frekans (57,9 Hz).

4. DENEYSEL ÇALIŞMA

Bu bölümde deney donanımlarının özellikleri, mesnetleme ve yüklerin nasıl uygulandığı, ölçümler ve yapılan hesaplamalar ile sonuçların karşılaştırılması sunulmuştur.

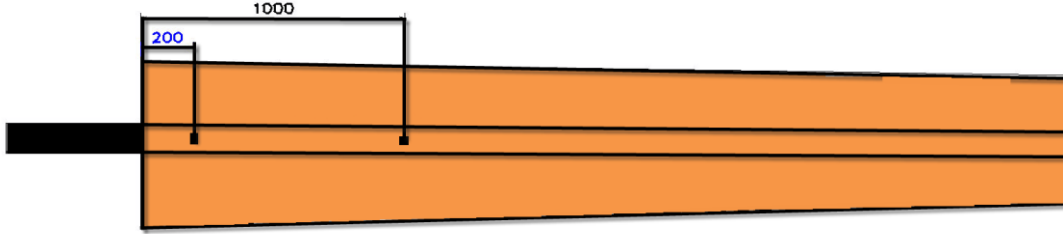
4.1 Deney Donanımları

4.1.1 Statik test donanımları



Şekil 4.1 : Statik test düzeneği.

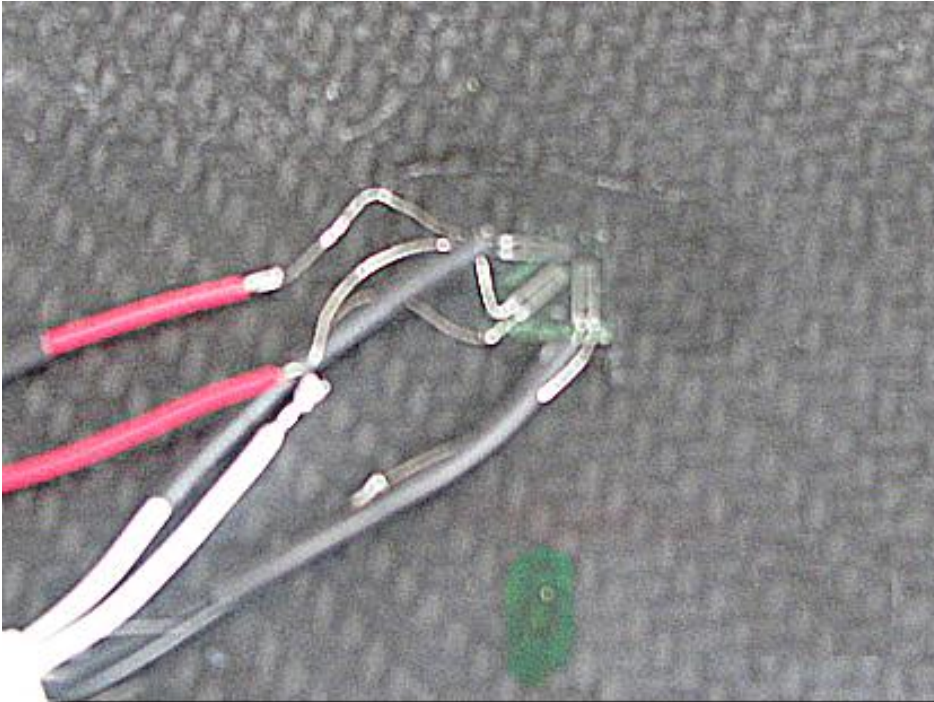
Statik yükleme testleri sırasında üç eksen gerinim pulları, gerinim lme cihazı ve ölçüm çoklayıcı konsolu kullanılmıştır. Bu durumda kanadın kökünden 20 cm ve 100 cm olmak üzere kanadın üstüne ve altına üç eksen gerine yerleştirilmiştir, yerleştirilen gerine bilgileri izelge 4.1'deki gibidir.



şekil 4.2 : Gerineç yerleşimi.

Çizelge 4.1 : Gerineç zellikleri [14].

Gerinim ler	GFRA-3-50
Boyu	3 mm
Eni	1,7 mm
Rozet genişliği	10,5 mm
Rozet boyu	10,5 mm
Direnç değeri	120 Ω



şekil 4.3 : Üç eksen gerinim pulu.

Deney sırasında 4 farklı noktaya uygulanan üç eksen gerineçler için kullanılan gerinim ölçme cihazından aynı anda veriler alınmıştır.

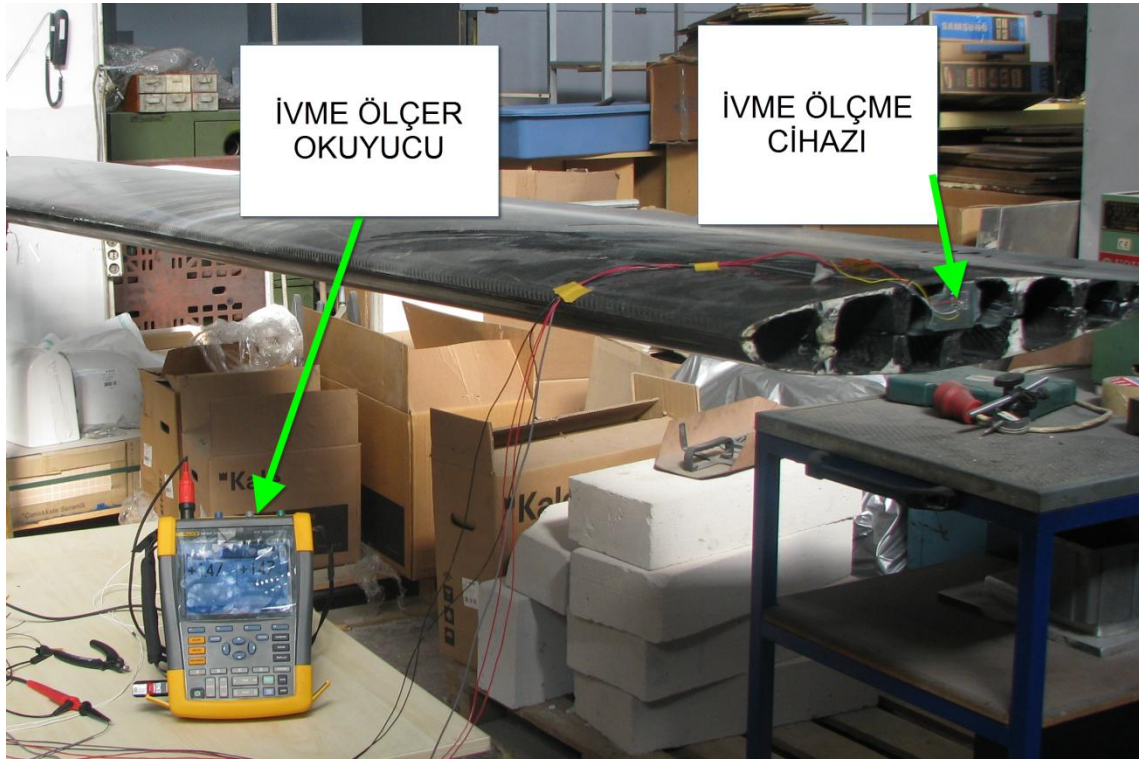


Şekil 4.4 : Gerinim ölçme cihazı [15].

Çizelge 4.2 : Gerinim ölçme cihazı özellikleri [15].

Tipi	TC-31K
Kanal sayısı	1 kanal (dahili) 5 kanal harici CSW-5A ile
Ölçülebilecek büyüklükler	Gerinim, DC voltaj, Termocouple, Pt-RTC
Ölçüm hızı	0.25 s/kanal
Ağırlık	850 g

4.1.2 Titreşim deneyi donanımları



Şekil 4.5 : Titreşim deney düzeneği.

Titreşim deneyleri sırasında bir adet ivme ölçme cihazı ve ivme ölçer okuyucu kullanılmıştır. İvme ölçer okuyucu ile değişik zaman aralıklarında veriler alınmıştır. İvme ölçer okuyucunun hafızasından alınan veriler daha sonra bilgisayara aktarılarak hesaplamalara gidilmiştir. Kullanılan ivme ölçer ile ilgili bilgi Çizelge 4.3'deki gibidir.

Çizelge 4.3 : İvme ölçme cihazı özellikleri [16].

Kullanılan İvme Ölçer	MMA6233Q
Veri okuma Hızı	900 Hz
Ölçülebilir Maksimum İvme	10 g
Voltaj	12 V
Amper	2,2 mA

Çizelge 4.4 : İvme ölçer okuyucu özellikleri [17].

İvme ölçer okuyucu	Fluke 190-204 Scopemeter
Bant genişliği	200 MHz
Kanal sayısı	4 kanal
Gerçek zamanlı ölçüm sıklığı	2.5 Gs/s
Çalışma sıcaklığı	0-40 ° C
Ağırlık	2.2 kg

4.2 Mesnetleme ve Yüklerin Uygulanması

4.2.1 Statik test

Kanat gövdeye bağlandığı kanat giriş yuvasındaki gibi ankastre mesnetlenerek deney düzeneği üzerinde sabitlenmiştir. Uygulanacak yükler hesaplanarak, hesaplamalar uygun ağırlıkta kum torbaları hazırlanmıştır. Bu kum torbaları kanadın üzerinde oluşacak eliptik taşıma eğrisine göre kanadın ucundan kanadın köküne doğru artan miktarda yerleştirilmiştir. Kum çuvallarının ağırlıkları Çizelge 4.5’deki gibidir.

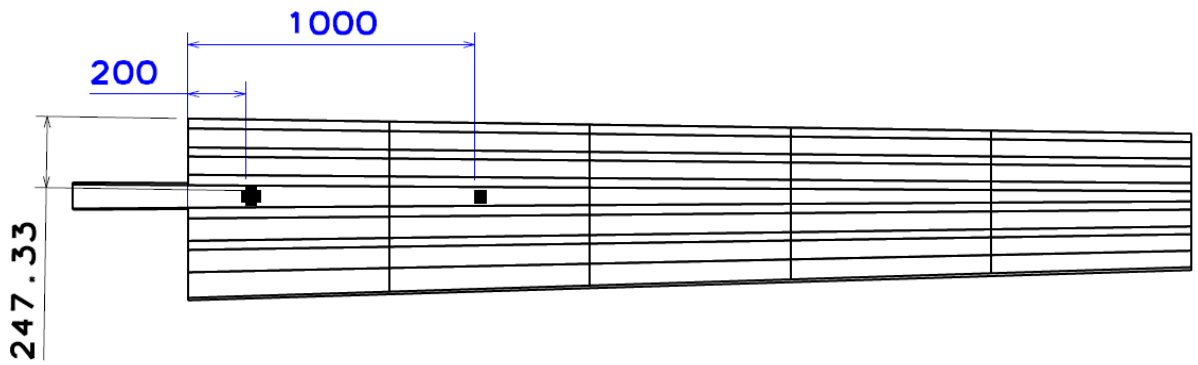
Çizelge 4.5 : Deney için hazırlanan yükler.

Kum Torba Numarası	Kütle (Kg)
1	52,0
2	47,9
3	42,8
4	36,7
5	23,4

Deneyde pulların yerleşimi kritik bölge olan kanat girişinin bağlı olduğu yüzeyler üzerine yerleştirilmiştir. Üretimde oluşabilecek sıkıntılardan uzak olması için kanadın kökünden 20 cm mesafeye ve 100 cm mesafeye gerinim ölçerler yerleştirilmiştir. Deney için malzemelerin hazırlanmasının ardından gerinim ölçerler balanslanarak deneye başlanmıştır. Kanadın yüklemeleri sırasında gerinim ölçerlere temas ettiği durumlarda yükler indirilip gerinim ölçerler tekrar balanslandıktan sonra yükleme tekrar yapılmıştır. Kanadın yüklenmiş hali Şekil 4,6’da görülmektedir.



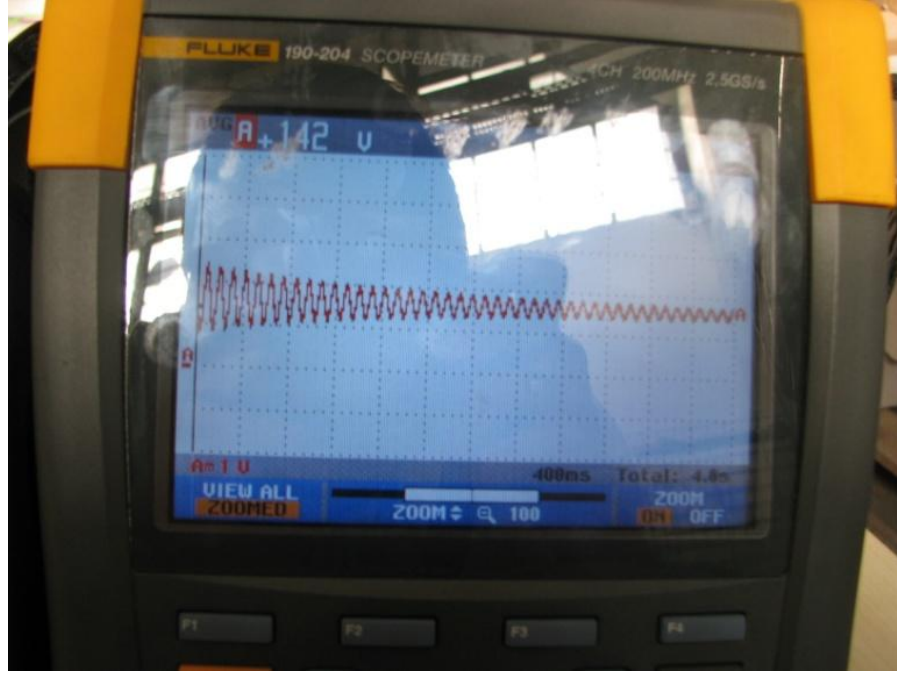
Şekil 4.6 : Kanadın yüklenmiş hali.



Şekil 4.7 : Gerinim ölçerlerin yerleşimi.

4.2.2 Titreşim testi

Titreşim testi sırasında mesnetleme işlemi statik testte olduğu gibi kanadın kiriş kısmı ankastre yapılarak gerçekleştirilmiştir. Test sırasında anlık darbe ve ani bırakma yöntemi ile veriler alınmaya çalışılmıştır. Test sırasında alınan veriler anlık olarak ivme ölçer okuyucunun ekranında görülebilmektedir.



Şekil 4.8 : Örnek titreşim verisi

4.3 Ölçümler ve Hesaplamalar

4.3.1 Statik test

Statik yükleme deneyinde üç eksen gerinim ölçerler kullanılmıştır. Kanadın kökünden 20 cm ve 100 cm mesafede ölçülen değerler Çizelge 4.6’teki gibidir.

Çizelge 4.6 : Statik yükleme deney sonuçları.

Kanadın Alt Yüzeyinden Alınan Veriler		
Ölçüm Yapılan Yönler	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm mesafede($\mu\epsilon$)
Kanat açıklığı boyunca	408	349
Kanat veteri doğrultusunda	-40	-34
Kanadın veter doğrultusunda 45 °	387	221

Çizelge 4.7 : Statik yükleme deney sonuçları.

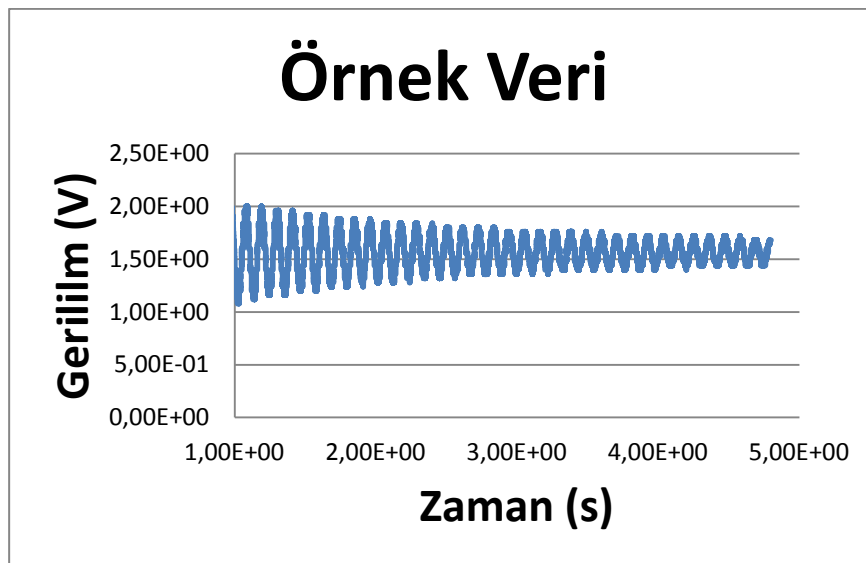
Kanadın Üst Yüzeyinden Alınan Veriler		
Ölçüm Yapılan Yönler	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm mesafede($\mu\epsilon$)
Kanat açıklığı boyunca	-205	-172
Kanat veteri doğrultusunda	15	12
Kanadın veter doğrultusunda 45 °	-187	-99

Kanadın yüzeylerinden alınan veriler yük katsayısının bir olduğu durum için alınmış verilerdir.

4.3.2 Titreşim testi

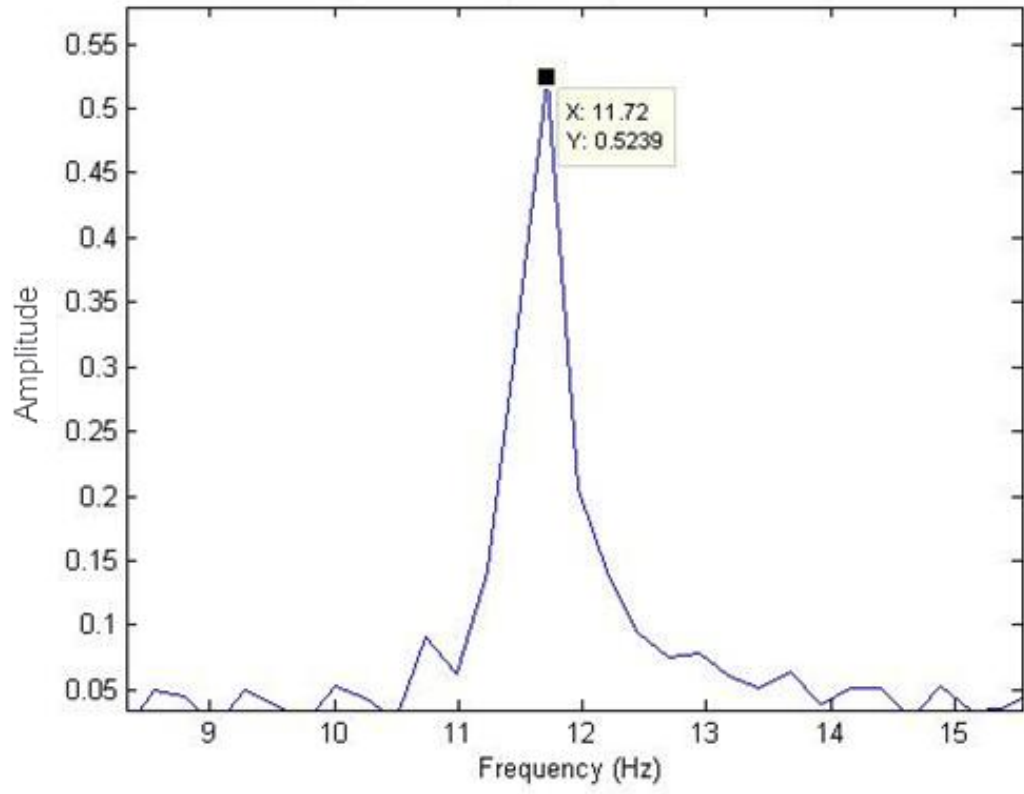
Titreşim testi sırasında ani bırakma ve anlık darbe deneyleri yapılmıştır. Deney sonuçlarının hesaplanmasında FFT analizi kullanılmıştır. FFT analizleri elde edilirken MATLAB programı kullanılmıştır. FFT diyagramlarının elde edilebilmesi için kullanılan MATLAB kodu Ek-1’de verilmiştir [18].

Deneyler sırasında elde edilen örnek bir grafik Şekil 4.8’teki gibidir.

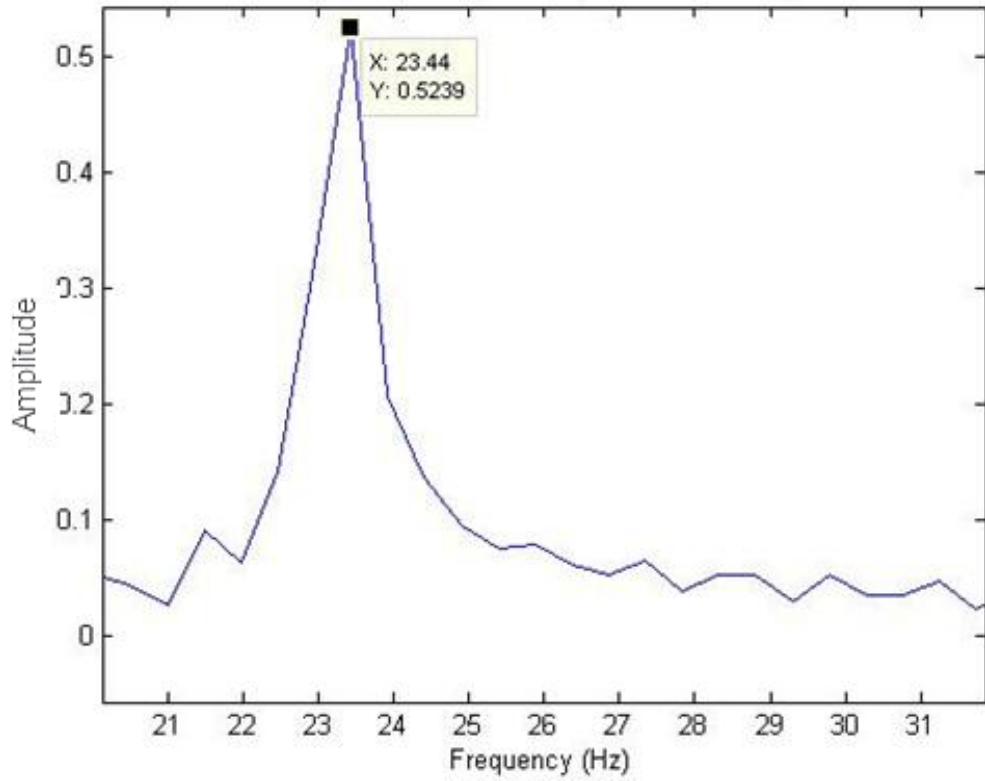


Şekil 4.9 : Örnek deney ölçüm verileri.

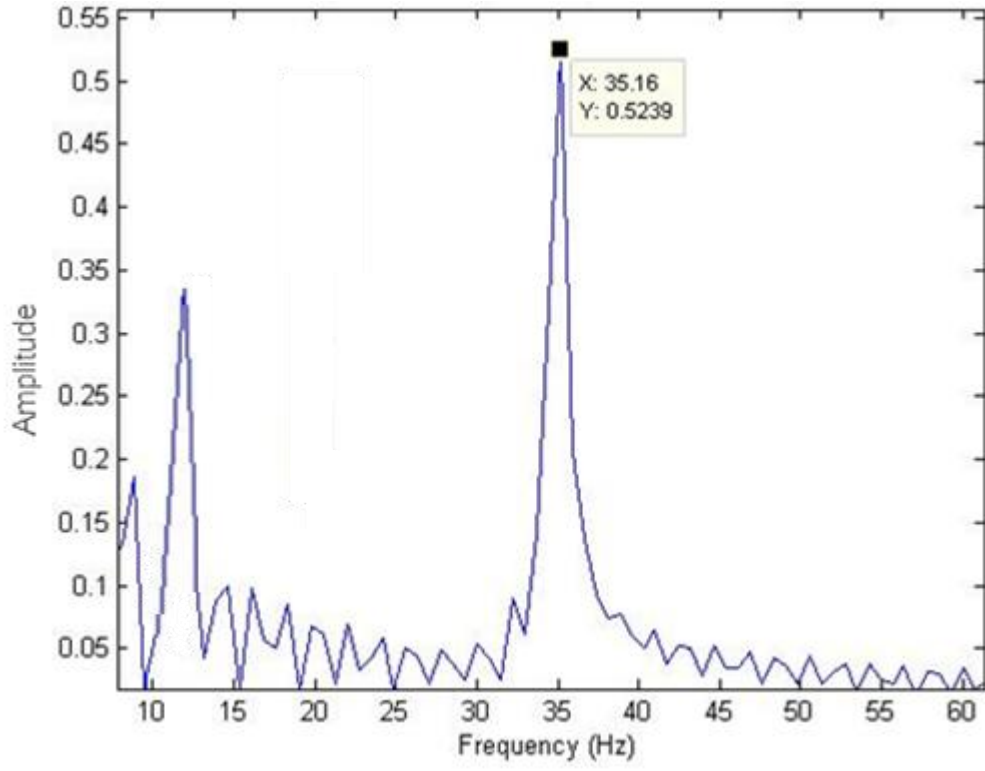
Elde edilen verilerin FFT analiz sonuçları Şekil 4.10- Şekil 4.14’de sunulmuştur.



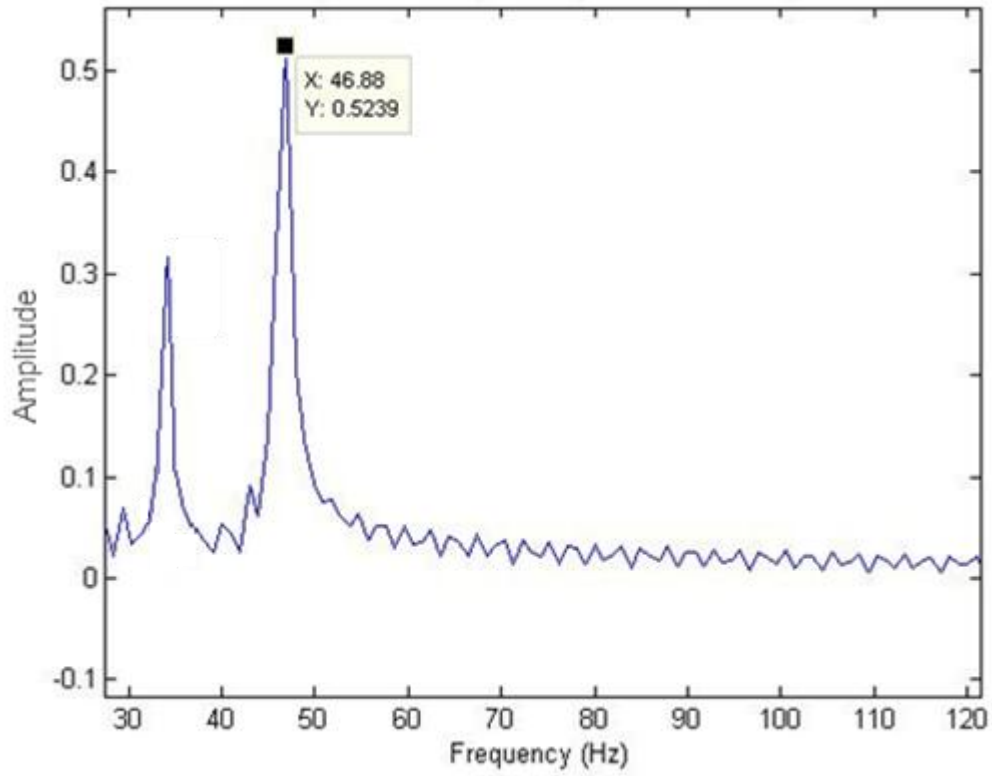
Şekil 4.10 : Birinci doğal frekans.



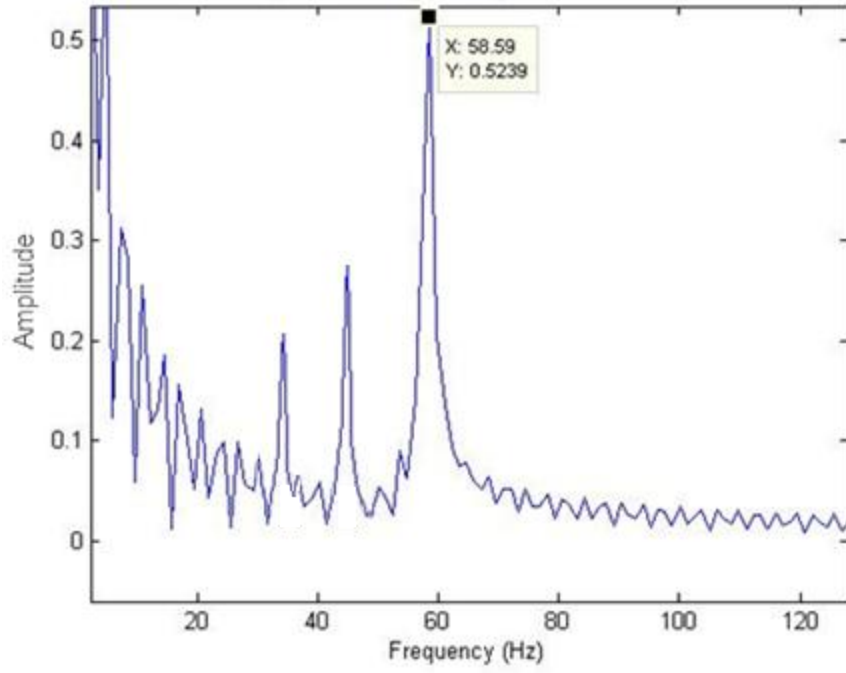
Şekil 4.11 : İkinci doğal frekans.



Şekil 4.12 : Üçüncü doğal frekans.



Şekil 4.13 : Dördüncü doğal frekans.



Şekil 4.14 : Beşinci doğal frekans.

4.4 Deney Sonuçlarının Sayısal Sonuçlarla Karşılaştırılması

4.4.1 Statik test ve analiz sonuçları

Çizelge 4.7’te kanadın üst alt yüzeyinde yapılan gerinim ölçüm sonuçları ile sonlu elemanlar analizinden elde edilen gerinimlerin karşılaştırılması yapılmıştır. Kanadın veter doğrultusundaki normal gerinimlerdeki hata oranlarının, kanadın açıklık doğrultusundaki normal gerinimlerdeki hata oranlarına göre daha büyük olduğu görülmektedir. Bunun bir nedeni veter doğrultusundaki normal gerinimlerin açıklık doğrultusunda normal gerinimlere göre oldukça küçük olması ve bu nedenle ölçüm hatalarının daha belirgin hale gelmesidir.

Çizelge 4.8 : Kanadın alt yüzeyindeki ölçüm noktalarında deneysel ve sayısal gerinimlerin karşılaştırılması.

	Deneysel sonuçlar		Sayısal sonuçlar		Fark (%)	
	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm	100 cm
Kanat açıklığı doğrultusunda	408	349	387	325	5	7
Kanat veteri doğrultusunda	-40	-34	-38	-43	5	26
Kanadın veter doğrultusunda 45 °	387	221	314	186	17	15

Çizelge 4.9 : Kanadın üst yüzeyindeki ölçüm noktalarında deneysel ve sayısal gerinimlerin karşılaştırılması.

	Deneysel sonuçlar		Sayısal sonuçlar		Fark(%)	
	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm	100 cm
Kanat açıklığı doğrultusunda	-205	-172	-183	-230	10,7	33,2
Kanat veteri doğrultusunda	15	12	22	14	-46,6	-16,6
Kanadın veter doğrultusunda 45 °	-187	-99	-160	-71	14,4	28,2

Kanat açıklığı boyunca elde edilen sonuçlar arasında en düşük %5’lik bir fark görülmektedir. Bu fark kanadın veter doğrultusunda yüzde olarak artmaktadır. Bu da ölçülen değerlerin küçüklüğünden olduğu düşünülmektedir [19].

Çizelge 4.10 : Kanadın alt yüzeyindeki asal gerinimler.

	Deneysel sonuçlar		Sayısal sonuçlar		Fark (%)	
	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm	100 cm
ϵ_a	486,3	359,3	428,7	330,4	11,8	8,0
ϵ_b	-118,3	-44,3	-79,7	-48,4	32,6	-9,4

Çizelge 4.11 : Kanadın üst yüzeyindeki asal gerinimler.

	Deneysel sonuçlar		Sayısal sonuçlar		Fark (%)	
	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	100 cm Mesafede($\mu\epsilon$)	20 cm	100 cm
ϵ_a	48,4	13,9	49,2	19,5	-1,7	-39,8
ϵ_b	-238,4	-173,9	-210,2	-235,5	11,8	-35,4

Asal gerilmeler incelendiğinde oluşan farkların elemanların koordinat sisteminin gerçekteki haline yakın olduğundan ve kanadın modellenirkenki yapılan kabullerden kaynaklandığı düşünülmektedir.

4.4.2 Titreşim testi ve analiz sonuçları

Çizelge 4.9’de yapılan deneyin sonuçları ile sayısal sonuçların karşılaştırılması yapılmıştır. Analizdeki sonlu elemanlar modelindeki kanadın ağırlığı ile test kanadının ağırlığı aynıdır. Bu şartlarda yapılan analizlerde deneysel sonuçlara oldukça yakın sonuçlar elde edilmiştir. İkinci ve üçüncü frekansların farklı çıkması oluşturulan modelin gerçek modele göre belirli bir yaklaşıma göre yapılmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Modellenmeyen köpüğün yapısı bu farkı oluşturabilir [20].

Çizelge 4.12 : Titreşim deneyi ile sayısal sonuçların karşılaştırılması.

Mod Numarası	Sayısal Sonuçlar(Hz)	Deneysel Sonuçlar(Hz)	Fark(%)
1	11,5	11,4	0,8
2	24,8	22,9	8,2
3	36,2	34,4	5,2
4	46,0	45,8	0,4
5	57,9	57,2	1,2

5. DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada bir taktik insansız hava aracının kanadının deneysel ve sayısal olarak yapısal davranışı incelenmiştir. İlk olarak kanat bilgisayar ortamında mümkün mertebede gerçeğine uygun şekilde modellenmiştir. Sonlu elemanlar programında belirli yaklaşımlar ile kanadın önce statik yüklemeler altındaki statik davranışı incelenmiştir. Statik yükleme analizinin ardından kanadın gerçekteki ağırlığı dikkate alınarak dinamik analizi yapılmıştır. Sayısal çalışmaların ardından kanadın deneysel çalışmalarına geçilmiştir. Kanat yüklenerek kanat kökünden 20 cm ve 100 cm mesafede kanadın kanat kirişinin bulunduğu kanat kaplama yüzeyinden gerinimler ölçülmüştür. Kanadın dinamik analizleri sırasında ise kanat kirişinden mesnetlenerek ani bırakma ve anlık darbe yöntemi ile kanadın titreşim davranışı gözlenmiştir. Deneysel ve sayısal yolla bulunan veriler karşılaştırılmıştır.

Kanadın statik testinden elde edilen deneysel veriler ile analiz sonuçları çekme gerinimlerinin hakim olduğu kanat alt panellerinde nisbeten uygun çıkmaktadır. Ancak basma gerinimlerinin hakim olduğu üst panellerde test ve analiz gerinimleri arasında önemli farklılıklar gözlenmektedir. Yapılan analizlerde kanadın kritik yerleri olan kanat kirişi, kanat kaplaması ve kaburgalarda ortaya çıkan gerilmeler emniyet gerilmesinin altında kalmaktadır. Kanadın üst parçası ile alt parçasının yapıştırılma yüzeyinde ve kanadın son 1,5 m'lik kısımlarında gerilmeler çok düşük elde edilmektedir. Yalnızca bu durum gözlemlenerek kanadın aşırı mukavim yapıldığı söylenemez. Çatlak ilerleme deneyleri, yorulma deneyleri, kuş çarpması, katman ayrılması gibi deneyler de yapılarak kanadın tasarımıyla ilgili mukavemet yorumu yapılabilir. Bu durumlar göz önünde bulundurularak kalınlıkların büyüklüğü belirlenebilir.

Titreşim frekanslarının elde edildiği test ve analizlerden elde edilen verilerde görüldü ki sonuçların genel olarak nisbeten yakın çıkmaktadır. Bu sonuçlara göre analiz yapılacak kanadın bütün yapısı modellenerek ağırlıkları gerçeğe daha yakın bir

şekilde modele yansıtıldıktan sonra yapılan analizlerde sonuçlar daha da iyileştirilebilir.

Gelecek çalışmalarda kanadın yapısındaki bütün yapılar modellenerek gerçeğe daha uygun sonuçlar elde edilebilir. Kanadın üzerine uçuş sırasında gerineçler yerleştirilerek bir uçuşta oluşabilecek gerinimler ölçülebilir. Bu gerinimlerin tekrar sayısı ve büyüklüğüne göre kanadın yorulması incelenebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Frulla G. and CESTINO E.** (2007), *Design, Manufacturing and Testing of a HALE-UAV Structural Demonstrator*, Politecnico di Torino, Department of Aerospace Engineering, Corso Duca degli Abruzzi 24, 10129 Turin, Italy
- [2] **Liu Y.** (2000) *Efficient Methods For Structural Analysis Of Built-Up Wings*, Dissertation Submitted to the Faculty of Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia
- [3] **Bussambra F. L. S., VILCHEZ C. M. M. and SANTOS J. C.** (2009), *Numerical And Experimental Structural Analysis Of Unmanned Aerial Vehicle Wings*, 3rd CTA-DLR Workshop on Data Analysis & Flight Control September 14-16, 2009, S. J. Campos, SP, Brazil
- [4] **Han J. S.** (2011), *Structural Analysis of a Composite Target-drone*, Research Center for Aircraft Parts Technology, Department of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 660-701, Korea
- [5] **Mailen R.** (2007), *Structural and Manufacturing Analysis for Meridian UAV Wing Concept*, Technical Report, University of Kansas
- [6] **Aksongur B. T.** (2009). *Taktik İnsansız Hava Aracı Kanadının Sonlu Elemanlar Ve Deneysel Analizi*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği, İstanbul
- [7] **Aktaş A.** (2010), *Bir Taktik İnsansız Hava Aracı Kanadının Yorulma Testi Ve Analizleri*, Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak Mühendisliği, İstanbul
- [8] **Şevkioğlu, E.**, 2009. *Bir Taktik İnsansız Hava Aracının Kanadının Deneysel ve Sayısal Yöntemler ile Dinamik Analizi*, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü
- [9] **Nato Standardization Agency**, STANAG 4671 *Unmanned Aerial Vehicles Systems Airworthiness Requirements (Usar)* signed by B. Reedijk, 9 Mayıs 2007

- [10] **Url-1** <<http://airtechbilgidunyasi.blogspot.com/2012/02/ucagi-meydana-getiren-ana-elemanlar.html>>
- [11] **Url-2** <<http://www.mece.ualberta.ca/tutorials/ansys/IT/IT.html>> alındığı tarih 23.04.2012
- [12] **Hibbeler R.C.**(2004), *Mechanics of Materials*, SI conversion by S.C. Fan
- [13] **Ugural A.C.** 1999 *Stresses In Plane and Shells*
- [14] **Url-3** <http://www.tml.jp/e/product/strain_gauge/gauge_list/gf_list.html > alındığı tarih 24.04.2012
- [15] **Url-4** <http://www.tml.jp/e/product/instrument/instrument_sub/tc31k.html> alındığı tarih 24.04.2012
- [16] **Url-5** <http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MMA6231Q.pdf > alındığı tarih 24.04.2012
- [17] **Url-6** <<http://www.fluke.com/fluke/usen/ScopeMeter/Fluke-190-Series-II-Scopemeter.htm?PID=70366&trck=190seriesiiscopemeter&trck=190seriesiiscopemeter.com>> alındığı tarih 22.04.2012
- [18] **Url-7** <<http://www.mathworks.com/help/techdoc/ref/fft.html>>, alındığı tarih 24.04.2012
- [19] **Sook-Ying Ho,** (2010) *Structural Failure Analysis and Prediction Methods for Aerospace Vehicles and Structures*
- [20] **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*,

EKLER

EK-A FFT Analizi MATLAB kodu

EK A

Titreşimde uygulanan MATLAB kodu aşağıdaki gibidir.

```
>>clc
```

```
>>clear
```

```
>>load Veri_4ms_1.txt
```

```
>>plot(Veri_4ms_1(:,1),Veri_4ms_1(:,2))
```

```
>>load Veri_4ms_2.txt
```

```
>>plot(Veri_4ms_2(:,1),Veri_4ms_2(:,2))
```

```
>>load Veri_200ms.txt
```

```
>>plot(Veri_200ms(:,1),Veri_200ms(:,2))
```

```
%DATA1----->
```

```
>>Fs = 1/(Veri_4ms_1(2,1)-Veri_4ms_1(1,1)); % Sampling frequency
```

```
>>T = 1/Fs; % Sample time
```

```
>>t = Veri_4ms_1(:,1); % Time vector
```

```
>>y = Veri_4ms_1(:,2); % data vector
```

```
>>L = length(y); % Length of signal
```

```
>>NFFT = 2^nextpow2(L); % Next power of 2 from length of y
```

```
>>Y = fft(y,NFFT)/L;
```

```
>>f = Fs/2*linspace(0,1,NFFT/2+1);
```

```
>>plot(f,2*abs(Y(1:NFFT/2+1)))
```

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Ahmet Aktaş
Doğum Yeri ve Tarihi: Ankara 28/10/1986
Adres: Poligon Mah. Bağlar Cad. No:3/1 Sarıyer İstanbul
E-Posta: hasmet86@gmail.com
Lisans: Uçak Mühendisliği (İTÜ)