

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACININ KANADININ
DENEYSEL VE SAYISAL YÖNTEMLER İLE DİNAMİK ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Emir ŞEVKİOĞLU

Anabilim Dalı : Uçak Uzay Mühendisliği

Programı : Uçak Uzay Mühendisliği

HAZİRAN 2009

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACININ KANADININ
DENEYSEL VE SAYISAL YÖNTEMLER İLE DİNAMİK ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Emir ŞEVKİOĞLU
(511071108)**

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

Tez çalışmamda bana yardımcı olan danışmanım Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU'na, sağladıkları imkan ve yardımlar için Baykar Makina A.Ş. camiasına, yoğun çalışma sürecinde yanımda olup destek veren Sn. Taylan AKSONGUR, Sn. Alev AKSONGUR, Sn. Didem ERBİL ve aileme sonsuz teşekkür ederim.

Mayıs 2009

Emir ŞEVKİOĞLU
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	v
KISALTMALAR.....	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	xi
ÖZET.....	xiii
SUMMARY.....	xv
1. GİRİŞ	1
2. BAYKAR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI	3
2.1 İnsansız Hava Araçları.....	3
2.2 Baykar Makine A.Ş.	4
2.3 Baykar Taktik İHA	4
3. KOMPOZİT KANAT YAPISI.....	5
3.1 Analiz Edilecek Kanadın Özellikleri.....	5
3.1.1 Geometri	6
3.1.2 Elyaf serilimi.....	7
3.1.3 Kompozit malzemeler.....	9
3.1.3.1 Karbon elyaflar	9
3.1.3.2 Epoksi reçineler.....	10
4. SAYISAL ANALİZ.....	11
4.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi.....	11
4.2 Malzeme ve Geometri	11
4.3 Sonlu Elemanlar Modeli	13
4.3.1 Kullanılan eleman.....	13
4.4 Ağ Yapısı ve Sınır Şartları.....	14
4.5 Dinamik Analiz	15
4.5.1 Titreşim.....	15
4.5.2 Formülasyon.....	15
4.6 Modal Analiz Sonuçları.....	16
5. DENEYSEL ANALİZ.....	17
5.1 Deney Düzenəğinin Hazırlanması.....	17
5.2 Deneyde Kullanılan Cihazlar	19
5.3 Deney	19
5.4 Fourier Dönüşümü ve FFT Analizi	20
5.5 Elde Edilen Sonuçlar	21
6. DEĞERLENDİRME.....	23
KAYNAKLAR.....	25
EKLER.....	27

KISALTMALAR

AÖÜ	: Ataletsel Ölçüm Ünitesi
İHA	: İnsansız Hava Aracı
TİHA	: Taktik İnsansız Hava Aracı

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 4.1: Doğal Frekans Değerleri	16
Çizelge 5.1: Deney Sonuçları	21
Çizelge 5.2: Sayısal ve deneysel çalışma verileri	22

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 3.1: Kanadın görüntüsü.....	6
Şekil 3.2: Kanat Kesiti.....	6
Şekil 3.3: Alt Kanat Elyaf Serilimi.....	7
Şekil 3.4: Üst Kanat Elyaf Serilimi.....	8
Şekil 3.5: Ana Kiriş Elyaf Serilimi.....	8
Şekil 4.1: Kanat Geometrik Modeli.....	12
Şekil 4.2: Quad4 elemanı.....	13
Şekil 4.3: Quad4 Elemanıylı Hesaplanabilen Kuvvet ve Gerilmeler.....	14
Şekil 4.4: Kanat Ağ Yapısı.....	14
Şekil 5.1: Kanadın test sehıpasına sabitlenmesi.....	17
Şekil 5.2: AÖÜ yerleştırilmesi.....	18
Şekil 5.3: Deney Düzenegı.....	19
Şekil EK A.1.1: Normal Durum Test 1 Verileri.....	29
Şekil EK A.1.2: Normal Durum Test 2 Verileri.....	29
Şekil EK A.1.3: Normal Durum Test 3 Verileri.....	30
Şekil EK A.1.4: Normal Durum Test 4 Verileri.....	30
Şekil EK A.1.5: Normal Durum Test 5 Verileri.....	31
Şekil EK A.1.6: Normal Durum Test 6 Verileri.....	31
Şekil EK A.1.7: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 1 Verileri.....	32
Şekil EK A.1.8: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 2 Verileri	32
Şekil EK A.1.9: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 3 Verileri.....	33
Şekil EK A.1.10: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 4 Verileri.....	33
Şekil EK A.1.11: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 5 Verileri.....	34
Şekil EK A.1.12: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 6 Verileri.....	34
Şekil EK A.2.1: Normal Durum 1. Mod Şekli.....	35
Şekil EK A.2.2: Normal Durum 2. Mod Şekli.....	35
Şekil EK A.2.3: Normal Durum 3. Mod Şekli.....	36
Şekil EK A.2.4: Normal Durum 4. Mod Şekli.....	36
Şekil EK A.2.5: Normal Durum 5. Mod Şekli.....	37
Şekil EK A.2.6: Normal Durum 6. Mod Şekli.....	37
Şekil EK A.2.7: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 1. Mod Şekli.....	38
Şekil EK A.2.8: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 2. Mod Şekli.....	38
Şekil EK A.2.9: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 3. Mod Şekli.....	39
Şekil EK A.2.10: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 4. Mod Şekli.....	39
Şekil EK A.2.11: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 5. Mod Şekli.....	40
Şekil EK A.2.12: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 6. Mod Şekli.....	40
Şekil EK A.3.1: Normal Durum Test 1 Analizleri.....	41
Şekil EK A.3.2: Normal Durum Test 2 Analizleri.....	41
Şekil EK A.3.3: Normal Durum Test 3 Analizleri.....	42
Şekil EK A.3.4: Normal Durum Test 4 Analizleri.....	42
Şekil EK A.3.5: Normal Durum Test 5 Analizleri.....	43
Şekil EK A.3.6: Normal Durum Test 6 Analizleri.....	43

Sayfa

Şekil EK A.3.7: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 1 Analizleri.....	44
Şekil EK A.3.8: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 2 Analizleri	44
Şekil EK A.3.9: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 3 Analizleri.....	45
Şekil EK A.3.10: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 4 Analizleri.....	45
Şekil EK A.3.11: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 5 Analizleri.....	46
Şekil EK A.3.12: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 6 Analizleri.....	46

BİR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACININ KANADININ DENEYSEL VE SAYISAL YÖNTEMLER İLE DİNAMİK ANALİZİ

ÖZET

İnsansız hava araçları, savunma teknolojilerinde yeni yeni kullanılmaya başlanılan, önemli bir araçtır. Bütün havacılık araçlarında olduğu gibi insansız hava araçlarında da hafiflik en önemli parametrelerin başında gelir. Bu sebeple insansız hava araçlarının üretiminde mümkün olduğu kadar kompozit malzemelere başvurulur. Son yıllarda yapısal elemanları tamamen kompozitten yapılmış birçok uçak örneğine rastlamak mümkündür.

Kompozit malzemelerden üretilmiş yapıların çeşitli yükler altındaki davranışını kestirerek tasarım iyileştirmelerinin buna göre yapılması gerekir. Örneğin kompozit bir kanadın uçuş yükleri altındaki davranışı, çeşitli yöntemlerle incelenebilir. Bu yöntemlerin başında sonlu elemanlar analizi gelmektedir. Sonlu elemanlar analizinin deneysel olarak doğrulanması ile yapının davranışı gerçeğe en uygun şekilde modellenebilir.

Bu tez çalışmasında Baykar Makina bünyesinde tasarlanan ve tamamı kompozit malzemeden imal edilen bir taktik insansız hava aracının kanat dinamik analizleri yapılmıştır. Analiz kapsamında kanadın doğal frekansları ve mod şekilleri deneysel ve sayısal yöntemler kullanılarak belirlenmiştir. Sayısal çalışmada sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak kanadın doğal frekansları ve mod şekilleri hesaplanmıştır. Bilgisayar ortamında 3 boyutlu modellenen kanat NASTRAN-PATRAN sonlu elemanlar paket programındaki QUAD 4 elemanından faydalanılarak analiz edilmiştir. Deneysel çalışmada kök kısmından ankastre olarak mesnetlenen kanadın ucu yüklenerek eğilmiş ve aniden bırakılarak serbest titreşmesi sağlanmıştır. İkinci tip deney çalışmasında ise kanat üzerine anlık darbe yükü uygulanmış ve serbest titreşmesi sağlanmıştır. Ardından kanat üzerine ilave ağırlık koyularak aynı deneyler tekrarlanmıştır. Kanatın ucu üzerine yerleştirilmiş olan ivme ölçerden elde edilen veriler incelenerek kanadın doğal frekansları elde edilmiştir. Sonuçta iki farklı yöntem ile elde edilen veriler karşılaştırılmış ve değerlendirme yapılmıştır.

DYNAMIC ANALYSIS WITH EXPERIMENTAL AND NUMERICAL METHODS OF A TACTICAL UNMANNED AERIAL VEHICLES WING

SUMMARY

Unmanned air vehicles are very important vehicles, which are used newly in defence technologies. As is the same in every air vehicles, light weightness is one of the most important parameters in unmanned air vehicles. By this reason, in the production of unmanned air vehicles, composite materials are frequently used. It is possible to find examples to air vehicles whose ther structures are all made by composite.

Design betterments of structures which are made of composite materials should be done by estimating their behaviour under different load conditions. For example, behaviour of a composite aircraft wing under flight loads could be examined by different methods. Finite element analysis is one of the major mehtods. Verification of finite element analysis with experimental study allows modelling the behaviour of the structure accuretely.

In this study, dynamic analysis of a wing of a tactical unmanned aerial vehicle that is designed and compeletely produced by composite material in Baykar Machine has been done. As content of analysis, wings free vibration natural frequencies and mode shapes have been determined by using experimental and numerical methods. In numerical study, free vibration natural frequencies and mode shapes of the wing has been calculated by using finite element method. Wing that is 3 dimensionally modeled in computer, has been analysed by using QUAD 4 element of NASTRAN-PATRAN finite elemet packet program. In experimental study, wing, which is clamped from root, has been bent by loading at tip and suddenly released to vibrate freely. In second experimental study, impact load has been applied to the wing and made vibrate freely. After that, same eperiments have been done with the wing, which has been weighted with extra mass. Free vibration natural frequencies of the wing have been gained from the data obtained from the accelometer that has been positioned on the tip of the wing. At the end, datas gained from two different methods have been compared and commented.

1. GİRİŞ

Yapılan çalışmada geliştirme ve prototip üretim aşaması sonlandırılmış olan Baykar Taktik İnsansız Hava Aracı'nın (TİHA) dinamik analizleri kapsamında kanat modal analizi deneysel ve sayısal yöntemler kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ardından farklı iki yöntem ile elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Bu çalışmayı gerçekleştirmekteki amaç hava aracının dinamik davranışı hakkında bilgi edinmektir.

Literatürde kompozit kanatlar ve modal analiz üzerine birçok çalışma mevcuttur. Wang ve diğerleri [1] yaptıkları çalışmada kompozit malzemeden üretilmiş kanadın deneysel ve sonlu elemanlar yöntemleri ile yapılan yapısal analizlerini yapmışlardır. Sonuçların birbirine yakın olduğunu belirlemişlerdir. Romano ve diğerleri [2] P180 Avanti uçağının alüminyum kanatçığı yerine tamamı kompozit malzemeden üretilmesi planlanan yeni kanatçık tasarımı yaptıkları çalışmalarında kanatçık üzerinde deneysel ve sonlu elemanlar yöntemlerini kullanarak analizler yapmışlardır. Jensen ve diğerleri [3] tam ölçekli rüzgar türbini palini analiz ettikleri çalışmalarında 32 m açıklığındaki pali plastik deformasyona uğrattıkları yapısal testler ve bu testleri simüle eden sonlu elemanlar analizleri yapmışlardır. Bassiouni ve diğerleri [4] tabakalı kompozit kirişlerin dinamik analizlerini yaptıkları çalışmada kirişin doğal frekanslarını ve mod şekillerini bulmak için sonlu elemanlar yöntemini kullanmışlardır. Yaptıkları deneyler ile teorik modellerinden elde ettikleri sonuçları karşılaştırarak uyumlu olduklarını göstermişlerdir.

Bu çalışmada BAYKAR taktik insansız hava aracı kanadının modal analizleri sayısal ve deneysel olarak gerçekleştirilmiştir. Sayısal analizlerde sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır. Elyaf serilimine uygun şekilde katmanlar yazılıma girilerek katmanlı kompozit malzeme modelleri oluşturulmuştur. Kanat kökünden ankastre olarak mesnetli olacak şekilde deney şartlarına uygun sınır koşulu belirlenerek modal analiz yapılmış ve kanadın doğal frekansları ve bunların mod şekilleri elde edilmiştir.

Deneysel çalışmalarda iki yöntemle veri toplanarak doğal frekanslar elde edilmiştir. İlk olarak kanat kökünden ankastre olarak mesnetlenmiş ve ucuna belirli miktarda yük uygulanarak eğilmesi sağlanmıştır. Uygulanan yük ani olarak kaldırılarak

kanadın salınım yaparak denge haline gelmesi sağlanmıştır. Bu salınım sırasında kanat ucuna yerleştirilmiş olan ataletsel ölçüm ünitesinden (AÖÜ) veri toplanmıştır. İkinci tip testlerde ise kanat üzerine anlık darbe yükü uygulanarak salınım yapması sağlanmış ve yine AÖÜ kullanılarak veri toplanmıştır. Topalanan veriler incelenerek kanadın doğal frekansları elde edilmiştir.

Sonuçta her iki yöntem kullanılarak elde edilen veriler karşılaştırılmış ve değerlendirme yapılmıştır. Farklı yöntemler kullanılarak yapılan analizlerde yapılan yaklaşımlar, modellemedeki basitleştirmeler ve malzeme özelliklerinin imalat sırasında standart olmaması gibi sebeplerden ötürü belirli seviyede hata çıktığı görülmüştür.

2. BAYKAR TAKTİK İNSANSIZ HAVA ARACI

2.1 İnsansız Hava Araçları

İnsansız hava araçları, sürekli bir ivme ile büyüyen savunma teknolojilerinde çok önemli bir yer kaplamaktadır. Keşif ve gözlem görevleri başta olmak üzere, savunma gereksinimlerinin birçoğunu pilot gereksinimi duymadan otonom olarak gerçekleştiren bu hava araçları, birçok çalışmanın da temelini oluşturmuştur.

Pilotu olmayan insansız hava araçları, uzaktan kontrol edilebilen veya daha kompleks dinamik kontrol sistemler kullanılarak önceden veya anlık programlanan uçuş rotasında gidebilen, üzerinde video kamera, sensör, iletişim araçları ve çeşitli yükler taşıyabilen robot hava araçlarıdır.

Askeri ve 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 [5, 6].

Günümüzde İHA'lar konusunda en gelişmiş ülke İsrail'dir. Sinyal istihbaratı ve deniz keşfi yapan, radar imha eden, 10.000 m irtifa ve 2500 km kontrol ve uçuş menzili olanlar gibi bir çok gelişmiş İHA'ları üretmektedir.

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'i takip eden ülkeler ise İngiltere, Almanya, Fransa, Çin ve Rusya'dır [7].

Türkiye ise ilk kez Körfez savaşı sırasında askeri kapsamda İHA'larla karşılaşmış ve 90'larda ABD'den altı tane Gnat tipi İHA ve bir yer kontrol istasyonu almıştır. Günümüzde ise milli İHA'lar üretilmektedir ve bu konuyla ilgili ciddi Ar-Ge çalışmaları yapılmaktadır [7]. 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 [6].

2.2 Baykar Makina A.Ş.

1982 yılında otomotiv yedek parçaları üretmek amacıyla kurulan Baykar Makina, 2005 yılından beri otomotiv sanayinin yanı sıra insansız hava araçları sistemleri üzerine çalışmaktadır. 2008 yılından itibaren sadece insansız hava araçları teknolojileri ile ilgili çalışmalar yapan firmada mini insansız hava aracı ve döner kanatlı hava araçları üretilmiş ve kullanıma başlanmıştır. Taktik İHA projesi devam etmektedir. Türkiye'nin ilk mini İHA'sını üreten Baykar Makine Türk Silahlı Kuvvetleri'ne hizmet sunmaktadır. Türk Silahlı Kuvvetleri tarafından kullanılan ilk mini döner kanat robot sistemini geliştirmiştir [8]. Yapılan çalışma Baykar Makina bünyesinde tasarlanan ve imal edilen Taktik İHA'nın kanadının dinamik analizleri üzerinedir.

2.3 Baykar Taktik İHA

Silahlı Kuvvetler tarafından kullanılmak üzere tasarlanan Taktik İHA, gündüz ve gece anlık görüntü aktarımı sağlayabilen, 10 saat havada kalabilen, tamamen otonom kalkış, seyir ve iniş gerçekleştirebilen bir taktik gözetleme ve keşif aracıdır. Yer kontrol istasyonundan komuta edilen araç uçuşunu içinde bulunan otopilot ve sensörler sayesinde otonom olarak gerçekleştirir ve operatörden pilotaj komutları yerine sadece üst düzey rota komutları alarak görevini gerçekleştirir. Aracın özellikleri şunlardır:

Seyir Hızı: 60 knot

Kanat açıklığı: 9 m

Azami Kalkış Ağırlığı: 400 kg

Paralı Yük Kapasitesi: 45 kg

Motor Gücü: 65 bg

Tavan İrtifası: 6200 m

Havada Kalış Süresi: 10 saat

Haberleşme yarıçapı: 200 km

3. KOMPOZİT KANAT YAPISI

3.1 Analiz Edilecek Kanadın Özellikleri

Çalışmada Baykar Taktik insansız hava aracının kompozit kanadının dinamik analizi gerçekleştirilmiştir. Kanatta kullanılan malzemeler, karbon epoksi başta olmak üzere, köpük ve cam elyafıdır.

Analiz edilecek olan kanat, tamamı kompozit malzemeden üretilmiş sandviç yapıdadır. Uçağın kanat açıklığı 3.5 m'dir. Kanat profilinde, kök veteri 70 cm, uç veteri 65 cm'dir. Tek kanat ağırlığı ise 18,5 kg'dır.

Kanat imalatı karbon elyaflarından ıslak yatırma yöntemi kullanılarak yapılmıştır. Kanat alt ve üst olmak üzere iki farklı bölüm olarak imal edilmiş ve bu bölümlerin birleştirilmesiyle yapı oluşturulmuştur.

Öncelikle kanat dış kabuğunu oluşturacak elyaflar kanat kalıbına yerleştirilerek kür işlemi gerçekleştirilmiştir. Elyaf katmanları uçuş sırasında kanat üzerindeki yüklemenin oluşturacağı gerilme dağılımına bağlı olarak uç kısımlarda 2 kök kısımlarında 15 kat olarak belirlenmiştir. Ardından sert köpük malzemeden imal edilen dolgu kısmı kalıba yerleştirilmiştir. Bu kısmın üzeri uzunlamasına kirişleri oluşturacak şekilde elyaf ile kaplanarak kür işlemi yapılmıştır. Böylece kanatın bir kısmı imal edilmiştir.

Son olarak kanat alt ve üst kısımları birbirine yapıştırılarak kanat imalatı tamamlanmıştır. Kanat parçalarının yapıştırılması, yine epoksi ve elyaflar yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Kanat ribli yapıya benzer yapıdadır fakat ribler tekil plakalardan oluşmak yerine tüm kanat boyunca yayılmıştır.

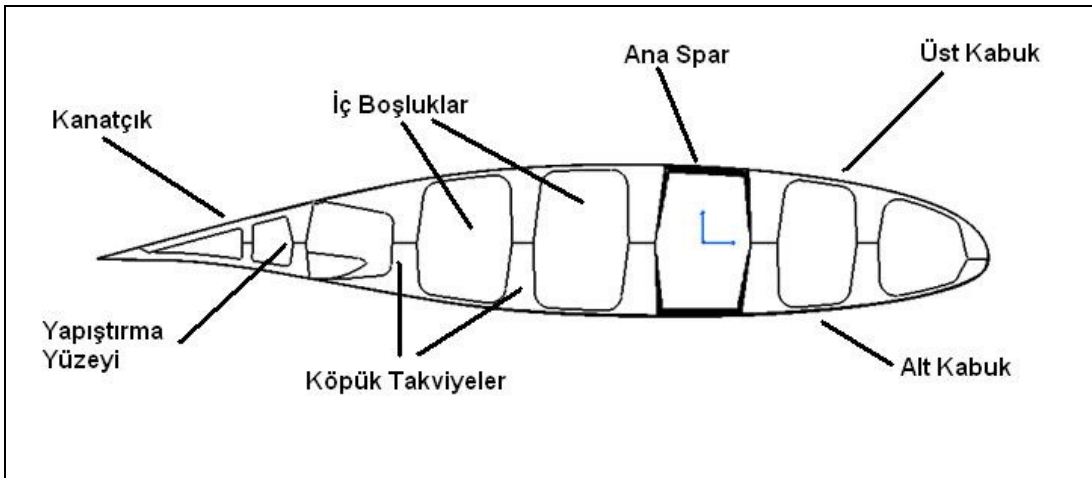
Kanat imalatından Toray T700 karbon elyaf ve Toray 250 °F Epoksi rezin kullanılmıştır. Kompozit malzeme üretimi % 60 fiber hacim oranı ile yapılmıştır. Test sehпасına bağlanmış haldeki kanatın görüntüsü Şekil 3.1'de verilmiştir.



Şekil 3.1: Kanadın görüntüsü

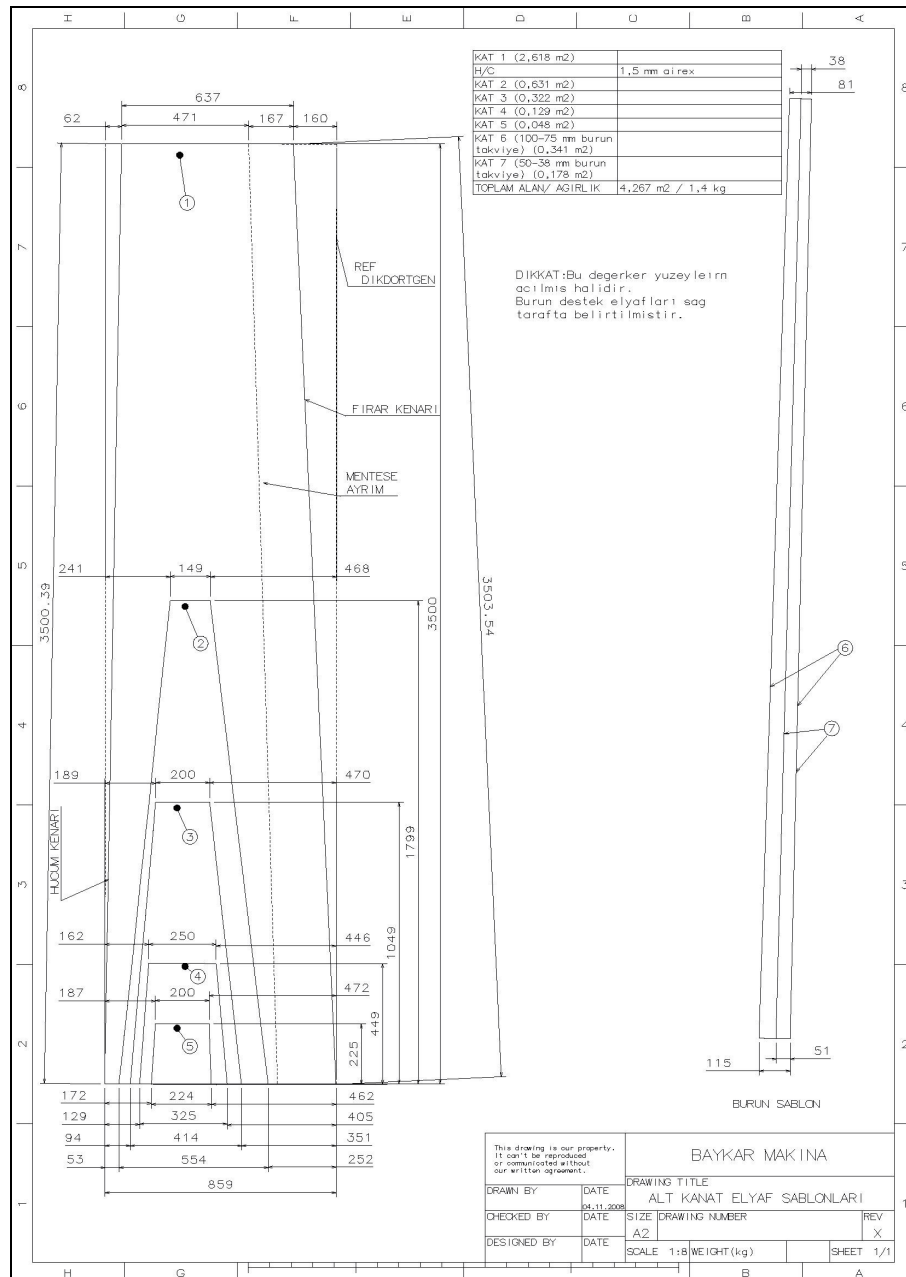
3.1.1 Geometri

Kanat ribli yapıda üretilmiştir. Bu ribler kesitler halinde değil, açıklık boyunca sürekli uzanarak aynı zamanda kiriş benzeri yapıları da oluşturur. Kanadın kesiti Şekil 3.2’de verilmiştir.

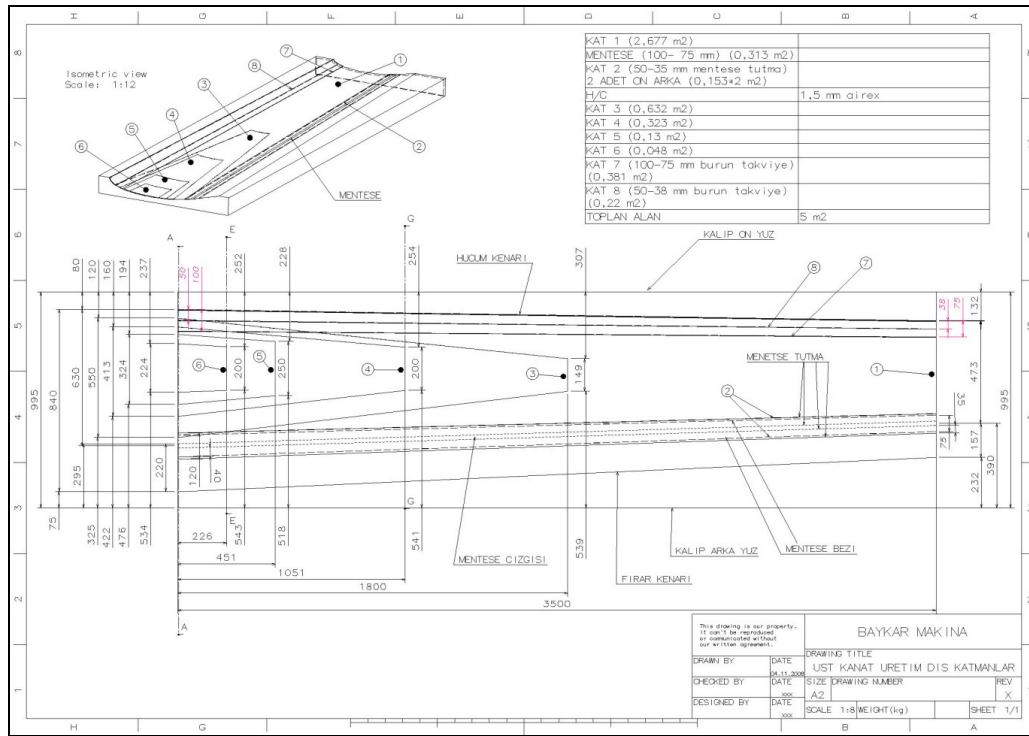


Şekil 3.2: Kanat Kesiti

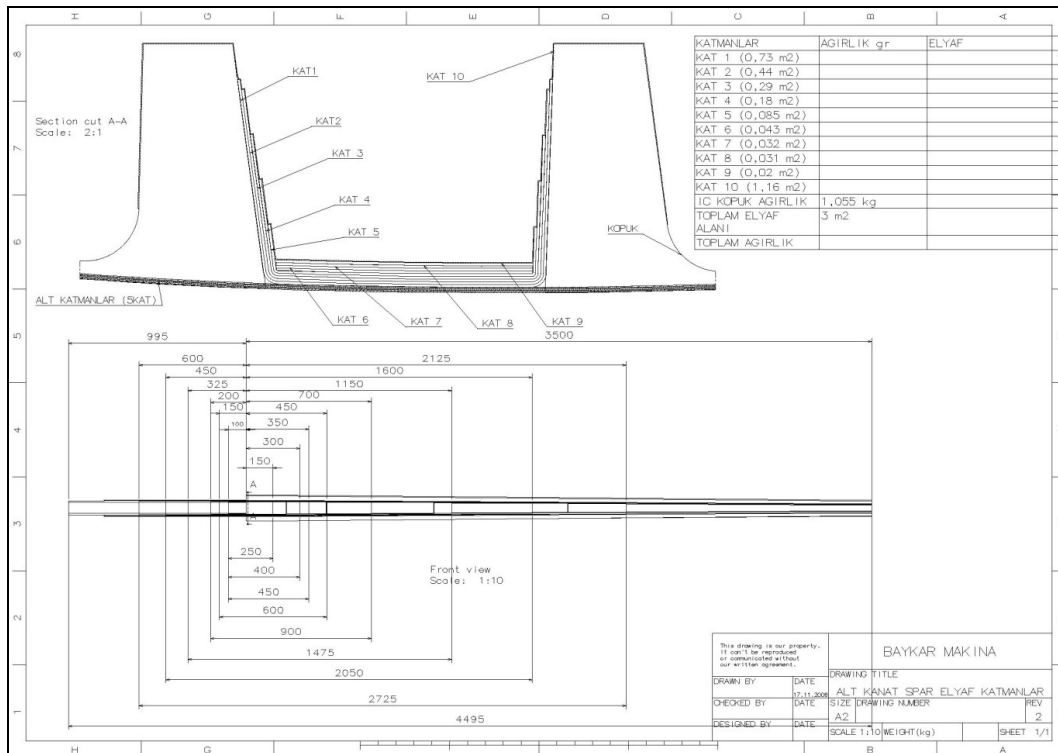
Kanat yapısı Toray T700 karbon kompozitten oluşmaktadır. Kanadın taşıyacağı yüke bağlı olarak farklı bölgelerinde farklı sayı ve farklı kalınlıkta kompozit elyaflar serilmiştir. Ana kirişde 600 g/m²'lik, diğer yerlerde 200 g/m²'lik karbon malzeme kullanılmıştır. Kanadın uç kısımlarında 2 kat, kök kısımlarında ise 15 kat elyaf kullanılmıştır. Kompozit elyafların serilimi üst kabuk, alt kabuk ve ana kiriş için Şekil 3.3 - Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.3: Alt Kanat Elyaf Serilimi



Şekil 3.4: Üst Kanat Elyaf Serilimi



Şekil 3.5: Ana Kiriş Elyaf Serilimi

3.1.3 Kompozit malzemeler

Yapısal alanda kullanılabilecek malzemeler 4 temel kategoriye ayrılabilirler. Bunlar metaller, polimerler, seramikler ve kompozitler. Kompozisyonları ya da biçimleri farklı iki ya da daha fazla sayıdaki malzemenin kendi özelliklerini kaybetmeden ve birbirini içerisinde çözünmeden kimyasal ya da mekanik olarak bir araya getirilmesiyle oluşmuş heterojen yapısal malzemelere kompozit malzeme denilmektedir. Kompozitlerin bileşenleri metaller, seramikler ve polimerlerdir. Kompozitin içindeki bileşen malzemeler birbirlerinden bağımsız davranırlar. Kompozit malzemeler anizotropik özellik gösterirler. Yani özellikleri ölçüm yapılan yöne göre değişmektedir. Yapay kompozit malzeme üretiminde bu özellik parça tasarımında ve malzeme entegrasyonunda kullanılmaktadır [9].

Kompozit malzemenin süreksiz, katı ve kuvvetli olan fazına takviye, sürekli, daha az katı ve zayıf olan fazına ise matris denir. Bazen kimyasal reaksiyonlardan veya diğer işlemlerden ötürü takviye ve matris fazlar arasında bir ara faz meydana gelir. Kompozit malzemenin özellikleri, bileşenler, geometri ve fazların dağılımına bağlıdır. En önemli parametrelerden biri takviye hacim katsayısı veya fiber hacim oranıdır. Takviyenin dağılımı sistemin homojenliğini veya üniformluğunu belirler. Takviyenin üniform dağılımı azaldıkça veya heterojenliği arttıkça zayıf bölgelerdeki kırılma ihtimali artmaktadır. Takviye malzemenin geometrisi ve oryantasyonu sistemin anizotropikliğini etkilemektedir.

Farklı tiplerde kompozit malzemeler mevcuttur. Kompozitler fiber veya matris türüne göre sınıflandırılabilirler. En genel fiber türleri cam, karbon, bor ve aramid, matris türleri ise polimer, metal ve seramiktir. Kompozitler fiber/matris şeklinde yazılarak isimlendirilirler. Örnek olarak; cam/epoksi, karbon/cam/epoksi [10].

3.1.3.1 Karbon elyaflar

Karbon fiberler HVAC'da uçak yapılarında ve motorlarda geniş uygulama alanlarına sahiptir. Karbon fiberler Poli Akrilo Nitril (PAN)'ın karbonizasyon yöntemi kullanılarak dönüştürülmesi ile üretilmektedir. Düşük yoğunluklarına karşın elastisite modülleri yüksektir. Ağırlığına oranla yüksek mukavim olmasının sebebi karbon atomlarının bileşimi oluştururken meydana getirdiği geometridir. Özellikleri son kütleme işlemindeki sıcaklığa bağlı olarak değişir.

Kanatta Toray T700 12k 660 g/m² ve Toray T700 12k 200 g/m² karbon elyaf kullanılmıştır.

3.1.3.2 Epoksi reçineler

Havacılık alanında geniş kullanım alanına sahip olan epoksi reçine testleri yapılan hava aracının üretiminde de kullanılmıştır. Genellikle yüksek sıcaklıklarda kullanılmasına rağmen katkı malzemesi kullanılarak oda sıcaklığındaki uygulamalarda da kullanılabilinmektedirler. Bu uygulamadaki sorunlardan biri tüm katkı maddesi buharlaşmadan reçinenin kürlenmesidir. Epoksi reçineler kürlenme sıcaklığına bağlı olarak 177⁰C, 120⁰C, 93⁰C ve oda sıcaklığı olmak üzere dört gruba ayrılırlar. 177⁰C’de sertleşen epoksi , yüksek sıcaklıklarda iyi mekanik özellikler gösterirler ve katı kompozit tabakalarda kullanılırlar. Uzun süre neme maruz kalma durumlarında özellikleri zayıflar. 120⁰C’de kürlenmiş epoksiler hava araçlarını ikincil yapılarında kullanılırlar ve servis sıcaklıkları 93⁰C’yi geçmez. 93⁰C’de olgunlaşmış epoksiler 80 ⁰C civarındaki servis sıcaklıklarında kullanılırlar ve elle ıslak serme yöntemi kullanılarak uygulanırlar. Oda sıcaklığında kürlenmiş epoksi reçineler kompozit malzeme tamiratlarında kullanılırlar ve uygulamalarda katalizöre ihtiyaç duyarlar [11].

Kanat imalatında Toray 250 ⁰F Epoksi Rezin kullanılmıştır. Oluşturulan kompozit malzeme içerisinde %60 fiber hacmi bulunmaktadır.

4. SAYISAL ANALİZ

Mühendislik çalışmalarında karşılaşılan problemler her zaman analitik yöntemlerle çözülebilecek kadar basit değildir. Böyle durumlarda sayısal veya deneysel yöntemlere başvurulur. Deneysel yöntemlerin yüksek maliyet ve uzun çalışma süresi gerektirdikleri durumlarda daha pratik ve nispeten ucuz olan sayısal yöntemler kullanılabilir. Varsayımlar ve basitleştirmeler yapılarak problem matematik olarak modellenebilir ve çözülür. Böyle çözümler yaklaşık sonuç vermesine rağmen kabul edilebilir hata dahilinde kullanılmaları mümkündür. Farklı sayısal yöntemlerden biri de sonlu elemanlar yöntemidir. Yapılan çalışmada sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak TİHA kanadının serbest titreşim analizleri yapılmış ve doğal frekansları ile mod şekilleri elde edilmiştir.

4.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi

Sonlu elemanlar yönteminde yapı davranışı bilinen sonlu sayıda elemana bölünür. Elemanlar düğüm noktaları ile birbirlerine bağlıdır. Bu şekilde yapı matematik denklemleri ile ifade edilir ve problemin matematik modeli oluşturulur. Böylece sonlu serbestlik derecesine sahip model bilgisayar yardımı ile çözülebilir. Yapılan çalışmada sonlu eleman analizi paket programlarından NASTRAN-PATRAN kullanılmıştır. Bu programda PATRAN, görsel olarak çalışılan arayüz, NASTRAN ise arka planda çalışan çözücüdür. Problem PATRAN arayüzünde belirlendikten sonra NASTRAN çalıştırılarak çözüm yaptırılır ve yine PATRAN arayüzünden sonuçlar incelenebilir.

4.2 Malzeme ve Geometri

Kanat yapısında Toray T700 karbon elyaf ve Toray 250⁰F Epoksi Rezin birleşiminden oluşan kompozit malzeme kullanılmıştır. Karbon kompozitin özellikleri verilmiş olmasına karşın, üretim tekniğinden kaynaklanabilecek farklılıklar düşünülerek, malzeme özellikleri girilirken Aksongur'un [12] yapmış olduğu çekme deneylerinde elde ettiği sonuçlar kullanılmıştır.

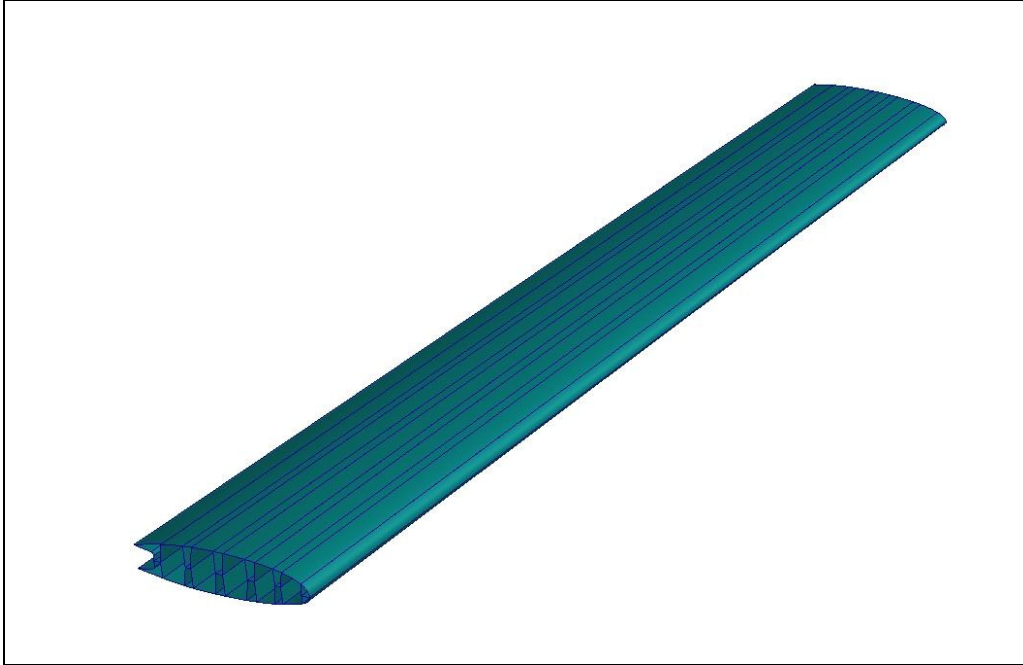
Programa 2d ortotropik malzeme, düzlem içi Elastisite modülleri $E_{11} = 54$ GPa, $E_{22} = 54$ GPa, poisson oranı 0,22 ve düzlem içi kayma modülü $G_{12} = 6$ GPa olarak değerler girilmiştir. Bunun yanı sıra malzemenin yoğunluğu 1859 kg/m^3 olarak girilmiştir. Yoğunluk hesaplanırken kanatın toplam ağırlığı toplam hacime bölünmüş ve böylece modellemeye ihmal edilen köpük takviye kısımları eklenmiştir.

Kanadın katmanlı kompozit yapısını modellemek için PATRAN yazılımının 'Laminate Modeler' aracı kullanılmıştır. Her bir katman için daha önce verilmiş olan katman şekilleri ve katman kalınlıkları girilmiştir. Kanadın uç kısımlarında 2 kat, kök kısımlarında ise 15 kat elyaf kullanılmıştır.

Geometrik modelleme yapılırken aşağıda belirtildiği gibi bazı basitleştirmeler yapılmıştır.

- Köpük takviyeli kısımlar ihmal edilmiş ve boşluk olarak modellenmiştir.
- Kanat birbirine rijit bağlı yüzeylerden oluşturulmuştur.
- Kanatçıkların bulunduğu firar kenarındaki kısım modele eklenmemiştir.

Oluşturulan kanat geometrisi Şekil 4.1'de verilmiştir.



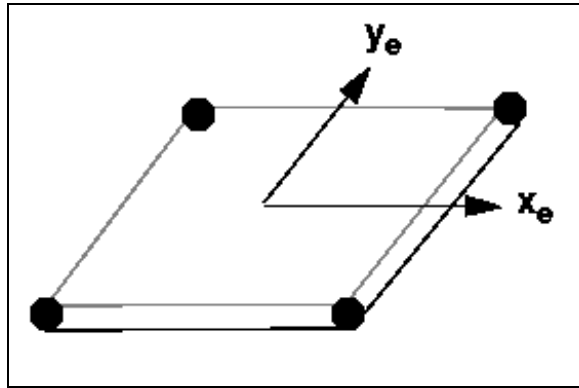
Şekil 4.1: Kanat Geometrik Modeli

4.3 Sonlu Elemanlar Modeli

Kanat geometrisi ince cidarlı bir yapı özelliğindedir. Bu sebeple kabuk elemanlar kullanılarak sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur.

4.3.1 Kullanılan Eleman

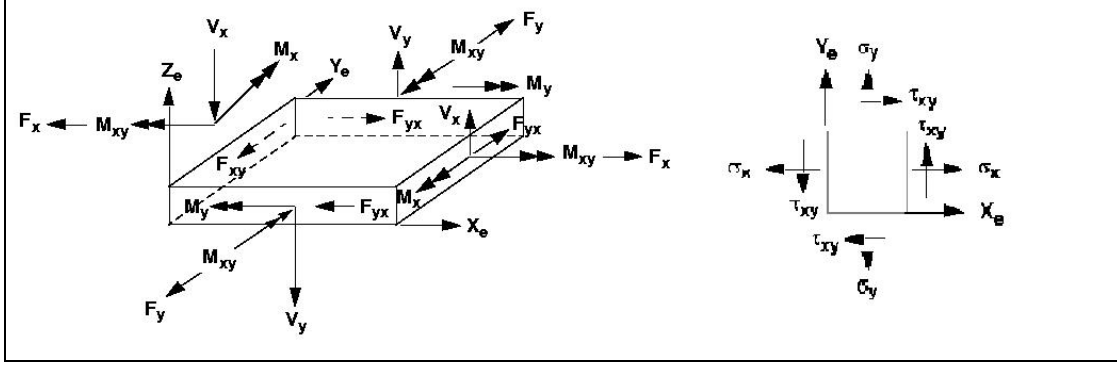
PATRAN yazılımı eleman kütüphanesinde bulunan kabuk elemanlardan QUAD 4 kullanılmıştır. Bu eleman 4 düğüm noktasına sahip kabuk gerilme elemanıdır. Her bir düğüm noktasında dönme ve ötelenmeler olmak üzere 6 serbestlik derecesine sahiptir. Böylece bir QUAD 4 elemanda 24 serbestlik derecesi elde edilir.



Şekil 4.2: QUAD4 elemanı

Bu eleman kullanılarak hesaplanabilen kuvvet ve gerilmeler aşağıda verilmiştir.

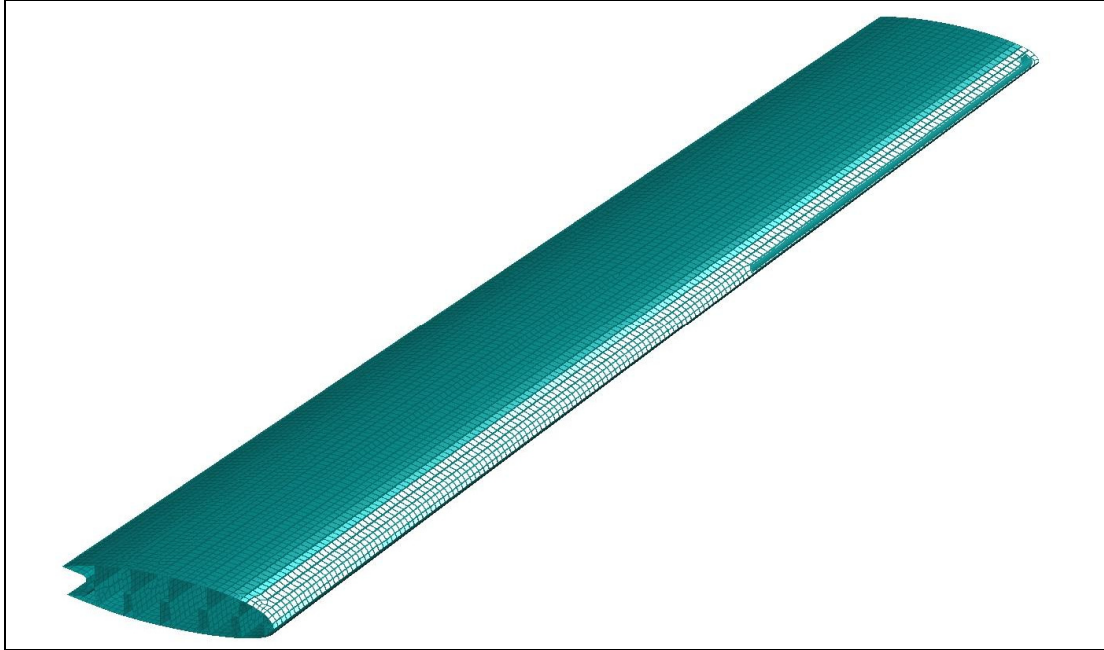
- Düzlem içi normal F_x , F_y kuvvetleri
- Düzlem içi kayma F_{xy} kuvveti
- Düzlem içi eğilme M_x , M_y momentleri
- Düzlem içi M_{xy} burulma moment
- V_x , V_y enleme kesme kuvveti
- σ_x , σ_y düzlem içi normal gerilmeler
- τ_{xy} düzlem içi kayma gerilmesi [13]



Şekil 4.3: QUAD4 Elemanı ile Hesaplanabilen Kuvvet ve Gerilmeler

4.4 Ağ Yapısı ve Sınır Şartları

Oluşturulan geometriye QUAD4 elemanları kullanılarak ağ atanmıştır. Toplam eleman sayısı 19884 ve düğüm sayısı 17053'tür. Kanadın elemanlar bölünmüş hali Şekil 4.4'te gösterilmiştir.



Şekil 4.4: Kanat Ağ Yapısı

Ağ yapısının oluşturulmasından sonra sonlu elemanlar modeline gerekli sınır şartları uygulanmıştır. Taktik İHA'da kanadın ana kirişinin olduğu yerde kirişin girebileceği yuva ve tüm kanadı saran etekler mevcuttur. Fakat deney düzeneğinde kanat kirişden ankastre olarak mesnetlenmiştir. Bu sebeple deney düzeneğindeki yapıyı modellemek için kanat modelinin ana kiriş kısmındaki tüm düğüm noktalarda dönme

ve yerdeşiştirmeler kısıtlanmıştır. Böylece kanat kökünden ankastre olarak mesnetlenmiştir.

4.5 Dinamik Analiz

Yapılan çalışmada taktik insansız hava aracının kanadının dinamik analizi yapılmıştır. Dinamik analiz kapsamında modal analiz yapılarak kanadın doğal frekansları bulunmuş ve mod şekilleri hesaplanmıştır.

4.5.1 Titreşim

Bir katı yapı elastik bir şekilde deforme edilip aniden bırakılırsa denge konumuna gelene kadar salınır. Bu periyodik harekete serbest titreşim adı verilir. Birim zamanda gerçekleşen salınım sayılarına ise frekans denir. Denge pozisyonundan azami yer değiştirme ise genliktir. Gerçekte titreşim hareketi sonsuza kadar devam etmez. Bunun sebebi sistemdeki sönümdür. En basit modelde sönüm etkileri ihmal edilmiştir. Sönümsüz serbest titreşim analizi sistemin dinamik davranışı hakkında bilgi verir.

Modal analizle yapının doğal frekansları ve mod şekilleri elde edilir. Bunlar yapının serbest titreşim karakteristiğini belirleyen unsurlardır. Bu karakteristik sadece sistemin fiziksel özelliklerine bağlıdır. Serbest titreşim modları ve doğal frekansları yapının zorlayıcı kuvvetler altındaki davranışının belirlenmesinde yardımcı olur. Sistemde rezonans oluşabilecek bölgelerin ve girdi frekanslarının belirlenebilmesi açısından doğal frekansların bilinmesi önemlidir.

4.5.2 Formülasyon

En genel halde zorlanmış bir sistemin hareket denklemi sonlu elemanlar formülasyonu ile řu şekilde yazılır:

$$[M]\{\ddot{q}\}+[C]\{\dot{q}\}+[K]\{q\}=\{F\} \quad (4.1)$$

Burada, [M] sistemin kütle matrisi, [C] sönüm katsayıları matrisi, [K] yay katsayıları matrisi, {F} zorlayıcı kuvvetler vektörü ve {q} yerdeğiştirmeleri ifade eder. Sistemde dışarıdan etkiyen zorlayıcı kuvvet ve sönümleme olmadığı kabul edilirse serbest titreşim için;

$$[M]\{\ddot{q}\}+[K]\{q\}=0 \quad (4.2)$$

denklemini elde edilir. Denge konumundan başlayarak daimi durum için, A düğüm noktalarının titreşim genlikleri ve ω (rad/s) frekans olmak üzere yerdeğiştirmeler;

$$\{q\} = \{A\} \sin \omega t \quad (4.3)$$

olarak denklem 4.2’de yerine girilirse;

$$[K]\{A\} = \omega^2 [M]\{A\} \quad (4.4)$$

denklemini elde edilir. Burada $\omega^2 = \lambda$ olarak tanımlandığında 4.4 denkleminin genel özdeğer problemi olduğu görülür. $\{A\}$, λ özdeğerine tekabül eden titreşim modlarını belirten özvektördür. Frekans $f = \omega / 2\pi$ (hertz) olarak dairesel frekans kullanılarak hesaplanabilir. İlk mod en düşük enerji ile oluşur ve doğal frekansı verir. Diğer mod şekilleri daha fazla enerjiye ihtiyaç duyarlar. Kütle atalet momenti ile doğal frekans arasında ters orantı vardır [14,15].

4.6 Modal Analiz Sonuçları

Geometri malzeme ve ağ yapısı hazırlanan modele modal analiz yapılmıştır. Öncelikle modelin ilk 6 titreşim modu doğal frekansları belirlenmiştir. Bunlar Çizelge 4.1’de verilmiştir. Ayrıca her bir modun şekli belirlenmiştir. Elde edilen mod şekilleri EK A.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1: Doğal Frekans Değerleri

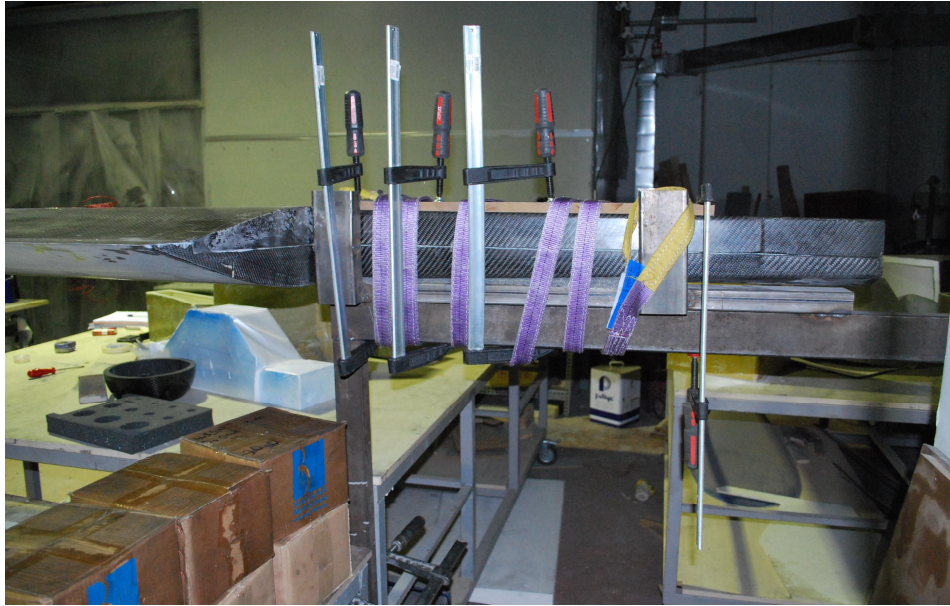
Mod No	1	2	3	4	5	6
Yüksüz Durum Doğal Frekans (Hz)	36	47	59	67	98	118
24 kg İlave Yüklü Durum Doğal Frekans (Hz)	26	32	39	65	98	101

5. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Yapılan çalışmada Baykar Taktik İHA'nın sağ kanadının doğal frekansı deneysel metodlar ile belirlenmiştir. İlk olarak deney düzeneğine kökteki ana kiriş kısmından ankastre olarak sabitlenen kanadın serbest titreşim deneyleri yapılmış ardından kanat kökünden 2m uzaklığa kiriş üzerine 24 kg ağırlık yerleştirilerek serbest titreşim deneyleri yapılmıştır. Deneylerde MicroStrain firması tarafından imal edilen AÖÜ kullanılarak ivme verileri toplanmış ve daha sonra bu veriler analiz edilerek doğal frekanslar elde edilmiştir.

5.1 Deney Düzeneğinin Hazırlanması

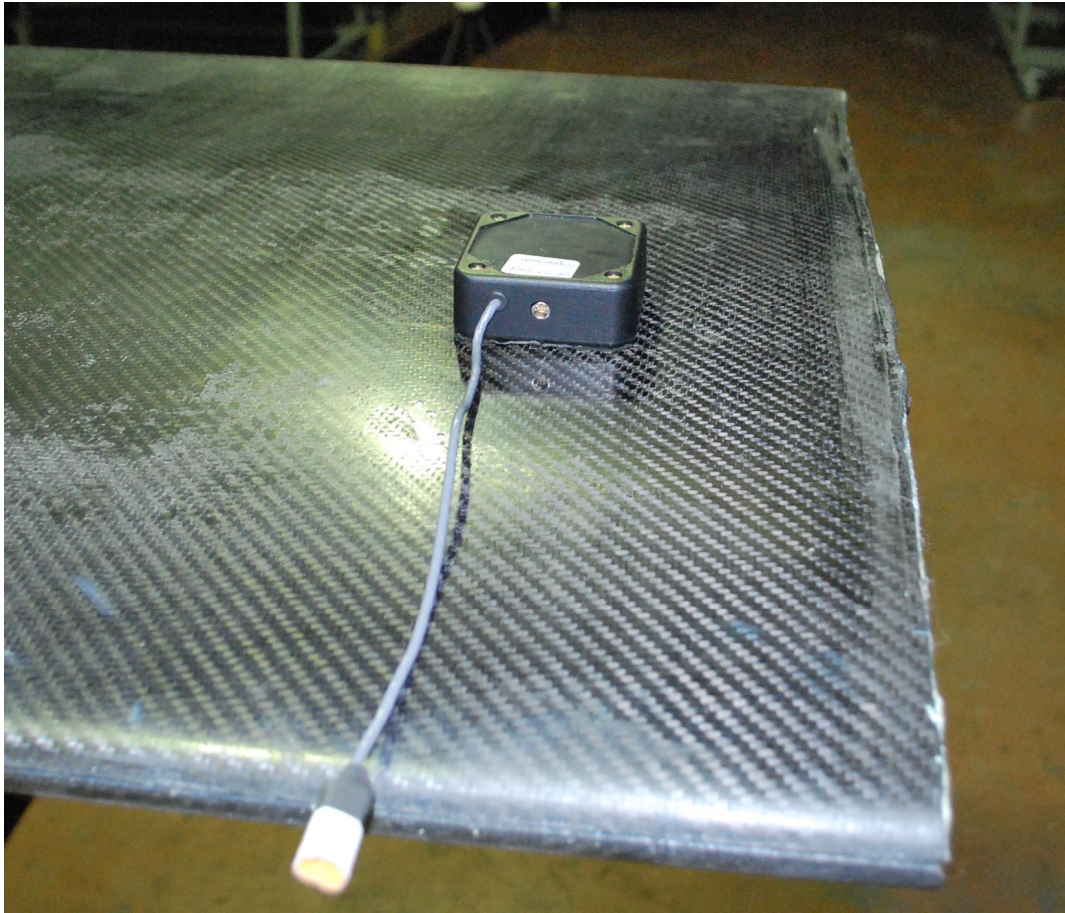
Kanadı kök kısmından ankastre olarak mesnetleyebilmek için duvara monte edilebilen demir sehpa hazırlanmıştır. Kanat ana kiriş uzantısı bu sehpanın kolları arasına mengeneler ile bağlanarak kanadın ana kiriş bölgesinden ankastre olarak mesnetlenmesi sağlanmıştır. Emniyetli olması için bağlantının çevresi halat ile sarılmıştır. Sehpanın hareket etmesini engellemek için bacağı demir masalar arasında mengene ile sabitlenmiştir. Kanadın sehpaaya bağlanması Şekil 5.1'de gösterilmiştir.



Şekil 5.1: Kanadın test sehpaasına sabitlenmesi

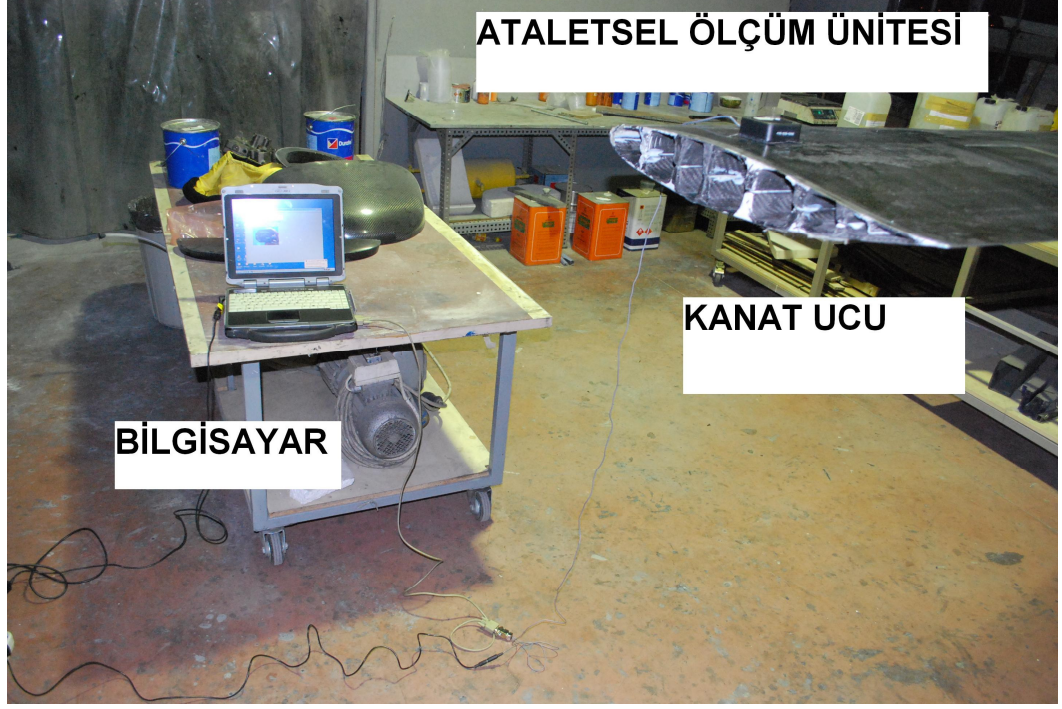
Kanat hareketi sırasında ivme ölçümü için kanadın uç kısmından 12.5 cm içeride hücum kenarından 22 cm geride ana kirişin tam üzerine gelecek şekilde ataletsel ölçüm ünitesi yerleştirilmiştir.

Ataletsel ölçüm ünitesi kanada özel yapıştırıcı ile sabitlenmiştir. Kanat boyutlarına göre küçük bir kütleye sahip ataletsel ölçüm ünitesinin, kanat hareketine ve dinamik analiz sonuçlarına etkisi ihmal edilebilecek seviyededir. Ataletsel ölçüm ünitesi yerleşimi Şekil 5.2’de gösterilmiştir.



Şekil 5.2: AÖÜ yerleştirilmesi

Ataletsel ölçüm ünitesi yapılan ölçümleri görüntülemek ve kaydetmek için bir dizüstü bilgisayara RS232 portu üzerinden bağlanmıştır. Diz üstü bilgisayar bir masaya yerleştirilerek kablo bağlantılarının yapılabileceği şekilde kanat ucuna yakın bir yere konumlandırılmıştır. Deney düzeneği Şekil 5.3’te verilmiştir.



Şekil 5.3: Deney Düzenegi

5.2 Deneyde Kullanılan Cihazlar

Deneylerde ataletsel ölçüm ünitesi ve bilgisayar kullanılmıştır.

Ataletsel Ölçüm Ünitesi: Micro strain firması tarafından üretilen AÖÜ dinamik ve statik ortamlarda oryantasyon bilgisi vermek için, üç ortogonal DC ivmeölçer, üç açısız gyro, üç ortogonal magnetometre, multiplekser, 16 bit G/Ç dönüştürücü, gömülü mikrokontrolör kullanır. 350 Hz yenileme hızında veri sunabilir. Bunun sayesinde titreşim, hızlı hareket verileri yüksek kesinlikte ve hızda takip edilebilir. İvmeölçerler 5g'ye kadar ölçüm yapabilirler [16].

Bilgisayar: Ataletsel ölçüm Ünitesinden veri görüntülemek ve kaydetmek için MicroStrain firmasının üretmiş olduğu yazılımın bulunduğu dizüstü bilgisayar kullanılmıştır. RS232 portu üzerinden AÖÜ ile bilgisayar arasında bağlantı kurulmuştur.

5.3 Deney

Yapılan çalışmada deney düzeneğine ankastre olarak mesnetlenmiş ve ucuna AÖÜ yerleştirilmiş olan Baykar Taktik İHA'nın sağ kanadının doğal frekansları bulunmuştur. Birinci grup testlerde kanat ucu yüklenerek yaklaşık 5 cm sehim

yapması sağlanmıştır. Yükün aniden çekilmesi ile kanada serbest titreşim hareketi yaptırılmıştır. İkinci grup testlerde ise kanat ucuna plastik çekiç ile vurulup anlık darbe yükü uygulanarak serbest titreşim hareketi yapması sağlanmıştır. Deneyler 3'er defa tekrarlanmıştır. AÖÜ kullanılarak veriler toplanmış ve bilgisayara kayıt edilmiştir.

Kanat üzerine asılabilecek harici yakıt tankı, anten, mühimmat gibi ek ağırlıklar düşünülerek kanadın kök kısmından 2 m uzakta, ana kirişin tam üzerine gelecek şekilde 24 kg ağırlık bağlanmıştır. Daha önce yapılmış olan deneyler bu yükleme durumu için tekrar edilmiş ve veriler toplanmıştır.

5.4 Fourier Dönüşümü ve FFT Analizi

Belirli bir zaman aralığında T periyoduyla tekrarlanan bir $f(x)$ fonksiyonu sonsuz seriyle ifade edilebilir. Bu periyodik fonksiyon sonsuz sayıda cosinüs ve sinüs fonksiyonun doğrusal bileşimi olarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$f(x) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos\left(\frac{2\pi nx}{T}\right) + \sum_{n=1}^{\infty} b_n \sin\left(\frac{2\pi nx}{T}\right) \quad (5.1)$$

Fourier serileri sonlu sınırları olan periyotlarda tekrarlanan fonksiyonlar içindir. Bir fonksiyon periyodik değil ise ve aynı zamanda bütün uzayda tanımlı ise Fourier serisi anlamsızdır. Bu durumlarda Fourier serilerinin genel biçimi olarak kabul edilebilecek olan Fourier dönüşümü ele alınmalıdır. Fourier dönüşümü zaman uzayından frekans uzayına dönüşümü sağlar.

$$F(w) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\infty} f(t) e^{j\omega t} dt \quad (5.2)$$

Bu dönüşümün sayısal olarak yapılmasına Sayısal Fourier dönüşümü (Discrete Fourier Transform) denir. N adet datadan oluşan bir dizinin Fourier dönüşümü F_h ;

$$F_h = \frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} f_k e^{-j2\pi kh/N} \quad h=0,1,2,3,\dots,N-1 \quad (5.3)$$

olarak tanımlanır. Ölçüm sayısının çok fazla olduğu işlemlerde hızlı Fourier dönüşümü (FFT) tercih edilir [17].

Yapılan çalışmada deney verilerinin analiz etmek için FFT yöntemi kullanılmıştır. Deneylerden elde edilen veriler MATLAB’de hazırlanmış olan FFT analiz kodu [17] ile analiz edilerek herbir deney veri grubu için frekans değerleri elde edilmiştir.

5.5 Elde Edilen Sonuçlar

Yapılan çalışmalar sonucunda yüksüz durum ve 24 kg ilave kütle eklenmiş durumlar için ayrı ayrı yük asılıp aniden bırakılarak titreşmesi sağlandığı birinci grup testlerden 3, anlık darbe uygulanarak titreşmesi sağlandığı ikinci grup testlerden 3 olmak üzere toplam 6 deney yapılmış ve 6 veri elde edilmiştir. Bu verilerin grafikleri çizdirilmiş ve elde edilen veriler FFT yönteminin kullanıldığı MATLAB yazılımı ile analiz edilerek 3 doğal frekans değeri elde edilmiştir. Kullanılan MATLAB kodu EK A.4’te verilmiştir. Elde edilen sonuçlar Çizelge 5.1’de özetlenmiştir. Deneylerde elde edilen verilerin ayrıntılı grafikleri Ek A.2’de verilmiş, bu verilerin FFT analizleri EK A.3’te verilmiştir.

Çizelge 5.1: Deney Sonuçları

Yüksüz Kanat Durumu				
Uyarma Tipi	Deney No	1. Doğal Frekans (HZ)	2. Doğal Frekans (HZ)	3. Doğal Frekans (HZ)
Yük Asılarak Aniden Bırakma	1	40	50	80
	2	40	49	80
	3	40	50	76
Anlık Darbe Uygulama	4	40	54	79
	5	42	50	83
	6	41	56	100

Çizelge 5.1 (devam): Deney Sonuçları

24 kg Ek Ağırlık Takılan Durum				
Uyarma Tipi	Deney No	1. Doğal Frekans (HZ)	2. Doğal Frekans (HZ)	3. Doğal Frekans (HZ)
Yük Asılarak Aniden Bırakma	1	24	52	83
	2	24	48	65
	3	23	44	60
Anlık Darbe Uygulama	4	26	50	75
	5	26	51	72
	6	26	50	78

Elde edilen tüm sonuçların ortalaması alınarak değerlendirildiğinde, kanadın 1. mod doğal frekansının yaklaşık olarak 41 Hz mertebesinde olduğu ve kanat kokunden 2 m açıklıkta ilave edilen 24 kg'lık ağırlığın bu frekansı yaklaşık olarak 16 Hz kadar azaltarak 25 Hz mertebesine çektiği belirlenmiştir. Aşağıda sayısal ve deneysel çalışmaların özeti verilmiştir.

Çizelge 5.2: Sayısal ve deneysel çalışma verileri

Mod No	ÇALIŞMA TİPİ	SAYISAL ÇALIŞMA	DENEYSEL ÇALIŞMA
1	Yüksüz Durum Doğal Frekans (Hz)	36	40
	24 kg İlave Yüklü Durum Doğal Frekans (Hz)	26	25
2	Yüksüz Durum Doğal Frekans (Hz)	47	52
	24 kg İlave Yüklü Durum Doğal Frekans (Hz)	32	44
3	Yüksüz Durum Doğal Frekans (Hz)	59	80
	24 kg İlave Yüklü Durum Doğal Frekans (Hz)	39	60

6. DEĞERLENDİRME

Yapılan çalışmada, Baykar Taktik İHA'nın sağ kanadının dinamik davranışı deneysel ve sayısal yöntemler kullanılarak incelenmiştir. Öncelikle sayısal analiz yapılmıştır. Sayısal analiz kapsamında NASTRAN-PATRAN paket program kullanılarak sonlu elemanlar yöntemi ile modal analiz yapılmıştır. Bunun için kanat 3 boyutlu olarak modellenmiş ve sadece kabuki elemanlardan oluşacak şekilde bazı basitleştirmeler yapılarak sonlu elemanlar ağı örülmüştür. Gerekli sınır şartlar ve malzeme özellikleri girilerek programın Laminat Modeler aracı sayesinde katmanlı kompozit yapı modellenmiştir. Normal durum ve 24 kg ilave ağırlık eklenmiş durum için hesaplamalara yapılarak kanadın ilk 6 mod titreşim frekansları ve bunların mod şekilleri elde edilmiştir. Sonlu elemanlar analizi sonucunda normal durumda kanadın doğal frekansı 36 Hz, 24 kg ilave ağırlık eklenmiş durumda ise 26 Hz olarak hesaplanmıştır. Ardından deneysel çalışma yapılmıştır. Bu çalışmada kanat kök kısmından ankastre olarak mesnetlenip uç kısmından uyarılarak serbest titreşim yapması sağlanmıştır. Kanat ucunu yerleştirilmiş olan AÖÜ'den ivme değerleri toplanmıştır. Deneyler kanadın normal hali ve kökten 2m uzaklıkta 24kg ilave ağırlık eklenmiş iki farklı durum için gerçekleştirilmiştir. Elde edilen veriler incelendiğinde, yüksüz kanadın doğal frekansının 40 Hz mertebesinde olduğu, 24 kg ilave ağırlık eklenmiş durumda ise 25 Hz olduğu belirlenmiştir.

Sonuçta, sonlu elemanlar yöntemi ile yapılan hesaplamalardan elde edilen sonuçların deneysel verilerden elde edilen sonuçlarla farklılık gösterdiği belirlenmiştir. Bunun sebepleri şunlardır:

- Deney sırasında kanat kökünden ankastre olarak mesnetlenmeye çalışılmıştır ama azda olsa sehpanın hareketinden dolayı mesnette hareket oluşmuştur. Ayrıca kanat kirişinin hasar görmemesi için sehpa üzerine yerleştirilen sünger mesnete çok az hareket vermiştir.

- Sonlu elemanlar modeli oluşturulurken kanat iç yapısında bulunan takviye köpükleri ihmal edilmiştir. Yoğunluk arttırılarak köpük kısmı modele dahil edilmiştir. Ayrıca kanat sadece kabuklardan oluşan 3 boyutlu şekil ile modellenmiştir. Modelde kanatçık kısmı ihmal edilmiştir.
- Malzeme özelliklerini belirlemek için test verileri kullanılmasına karşın kanat imalatında standart bir üretim olmaması ve imalat sırasındaki serim, ısıtma ve ısıtma işlemlerinde yapılmış olan ufak farklılıklar sebebiyle kanadın her yerindeki malzeme özellikleri test numunesi ile aynı özelliği göstermiyor olabilmektedir.
- Sonlu elemanlar yöntemiyle çözüm yapılması sebebiyle hesaplamada belirli bir hata vardır. Bu hata eleman sayısı arttırılarak azaltılabilir. Fakat imkanlar dahilindeki donanımlar ile ancak bu seviyede analiz yapılabilen, daha fazla elemanlı hesaplamalar çok uzun zaman almaktadır.
- FFT analizlerinden elde edilen grafiklerde 2. ve 3. modlar kesin olarak belirlenememiştir. Bunun sebebi ivme ölçerin bu modların maksimum genliklerinin bulunduğu yerlere yerleştirilmemiş olmasıdır. İvme ölçer farklı yerlere yerleştirilerek veya çekiç farklı noktalara vurularak başka deneyler yapıp daha iyi sonuçlar elde edilebilir.

Tüm bu sebeplerden kaynaklanan ufak hatalar birleşerek toplamdaki hatayı oluşturmuştur. Deney şartları daha iyileştirilerek ve sonlu elemanlar modeli geliştirilerek hatayı azaltmak mümkündür.

Bu çalışmanın ardından benzer şekilde harmonic ve transient analizler yapılabilir. Aynı şekilde İHA'nın farklı yapısal elemanları için dinamik analizler yapılabilir. Yapının uçuş sırasındaki davranışının öğrenilebilmesi için gerçekleştirilecek olan test uçuşlarında yapının farklı yerlerine sensörler yerleştirilerek veri toplanabilir ve incelenebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Wang, J.T., Jegley, D.C. and Bush, H.G.** 1996. Correlation of structural analysis and test results for the McDonald Douglas Stitched/Rfi all-composite wing stub box, *NASA Technical Memorandum 110267*, Langley Research Center Hampton, Virginia, USA
- [2] **Romano, F., Fiori, J. and Mercurio, U.** 2008. Structural design and test capability of a CFRP aileron, *Elsevier Composite Structures*, Vol. **88**, pp. 333-341.
- [3] **Jensen, F.M., Falzon, B.G., Ankersen, J. and Stang, H.** 2006. Structural testing and numerical simulation of a 34 m composite wind turbine blade, *Elsevier Composite Structures*, Vol. **76**, pp. 52-61.
- [4] **Bassiouni, A.S., Gad-Elrab, R.M. and Elmahdy, T.H.** 1999. Dynamic analysis for laminated composite beams, *Elsevier Composite Structures*, Vol. **44**, pp. 81-87.
- [5] **Bone, E. and Bolkom, C.,** 2004. Unmanned Aerial Vehicles: Background and Issues, Novinka Books, New York.
- [6] **Url-1** <<http://insansiz.com>>, alındığı tarih 13.04.2009.
- [7] **Url-2** <<http://www.ruveyda.com/iha.htm>>, alındığı tarih 13.04.2009.
- [8] **Url-3** <<http://www.baykarmakina.com/>>, alındığı tarih 14.04.2009.
- [9] **Rosato, D.V.,** 1997. Designing with reinforced composites, *Hanser-Gardener Publications*, U.S.A.
- [10] **Middleton, D.,** 1990. Composite Materials in Aircraft Structures, *Brunt Hill*, Harlow, Essex-U.K.
- [11] **Baker, A., Dutton, S., and Kelly, D.,** 2004. Composite materials for aircraft structures, *AIAA Education Series*, Virginia, U.S.A.
- [12] **Aksongur, B.T.,** 2009. Bir taktik insansız hava aracı kanadının sonlu elemanlar ve deneysel analizi, *Yüksek Lisans Tezi*, İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [13] **MSC:NASTRAN 105 Course Notes**, 2005. MSC. Software Corporation, U.S.A.
- [14] **Mecitoğlu, Z.,** 2008. Finite Element Analysis in Structures Ders Notları, İ.T.Ü., İstanbul.
- [15] **Bathe, K.,** 1982. Finite Element Procedures In Engineering Analysis, *Prentice Hall International Inc*, New Jersey.
- [16] **Url-4** <<http://www.microstrain.com/3dm-gx1.aspx/>>, alındığı tarih 20.04.2009.
- [17] **Arifoğlu, U.,** 2005. Matlab 7.04 Simulink ve Mühendislik Uygulamaları, *Alfa Yayınları*, İstanbul, Türkiye.

[18] **Url-5** <<http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/3770>>, alındığı tarih 20.04.2009.

EKLER

EK A.1 : Sonlu elemanlar analizinden elde edilen mod şekilleri

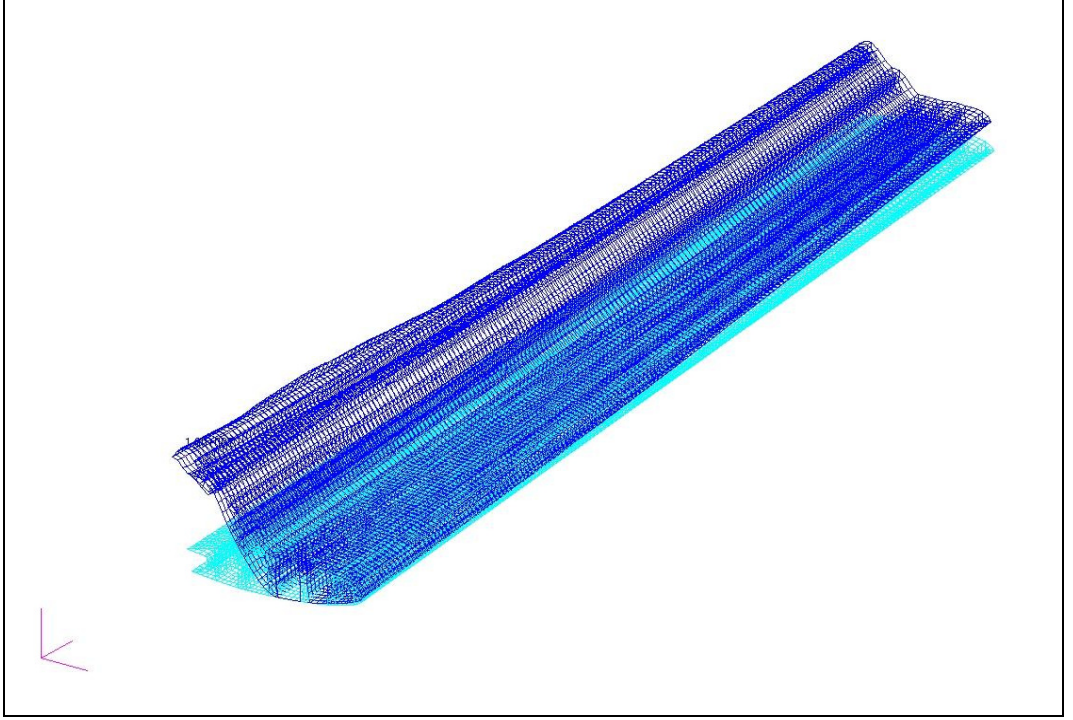
EK A.2 : Deneylerden elde edilen veriler

EK A.3 : Deneylerden Elde Edilen Verilerin FFT Analizleri

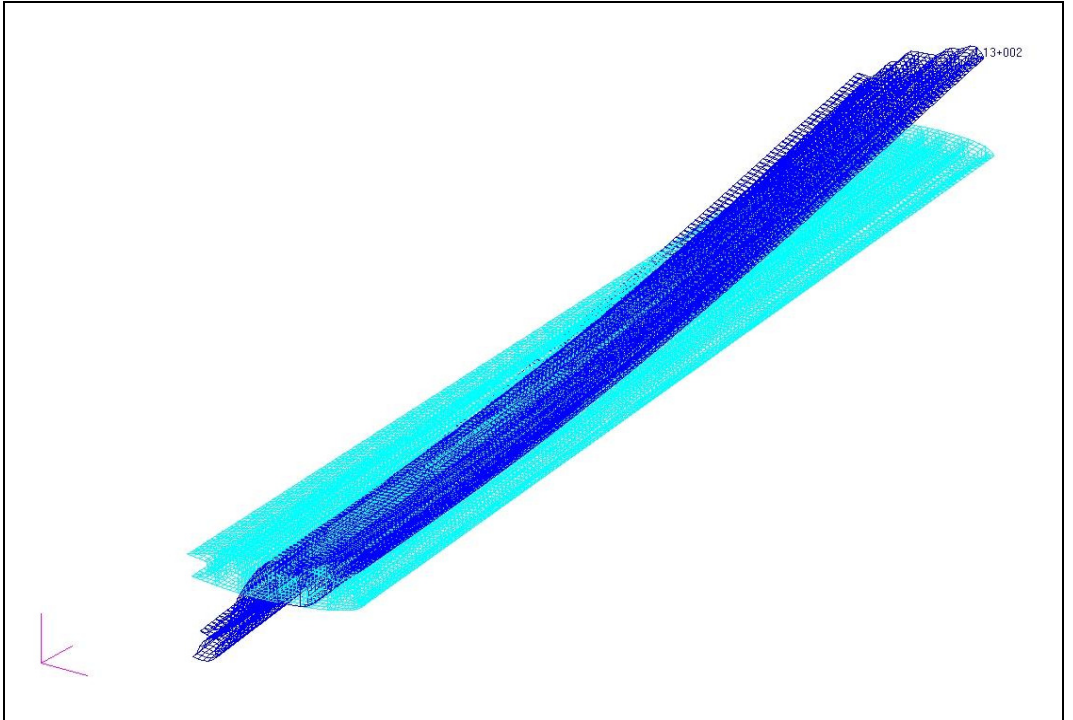
EK A.4 : FFT Analizlerinde Kullanılan MATLAB Kodu

EK A.1: Sonlu elemanlar analizinden elde edilen mod şekilleri

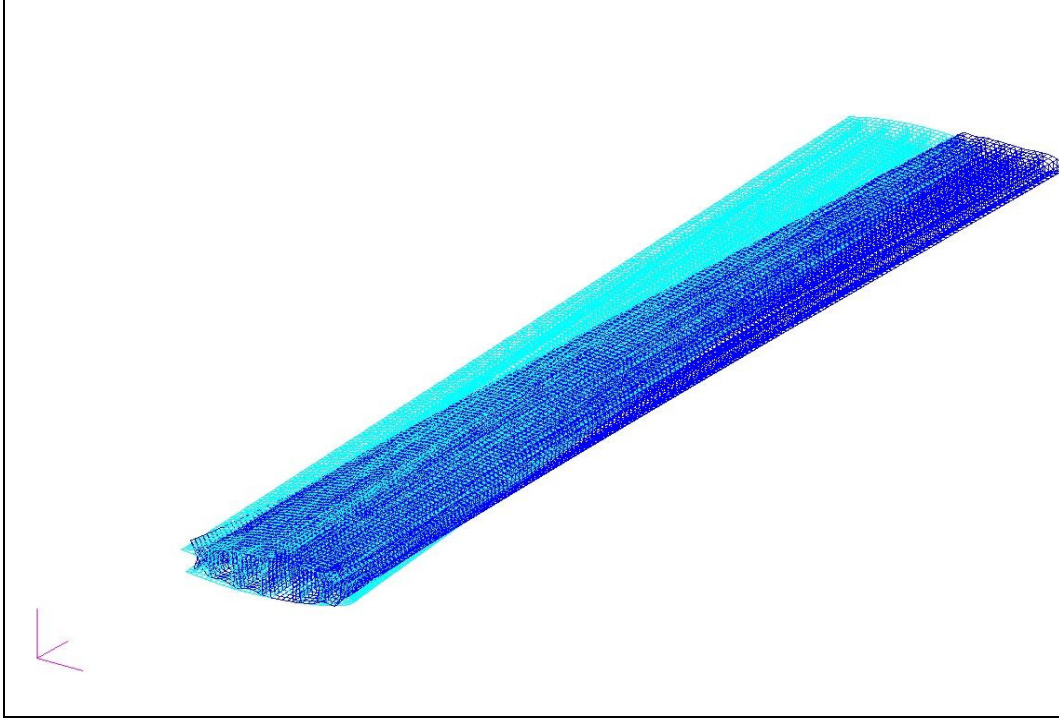
Yüksüz Durum Mod Şekilleri



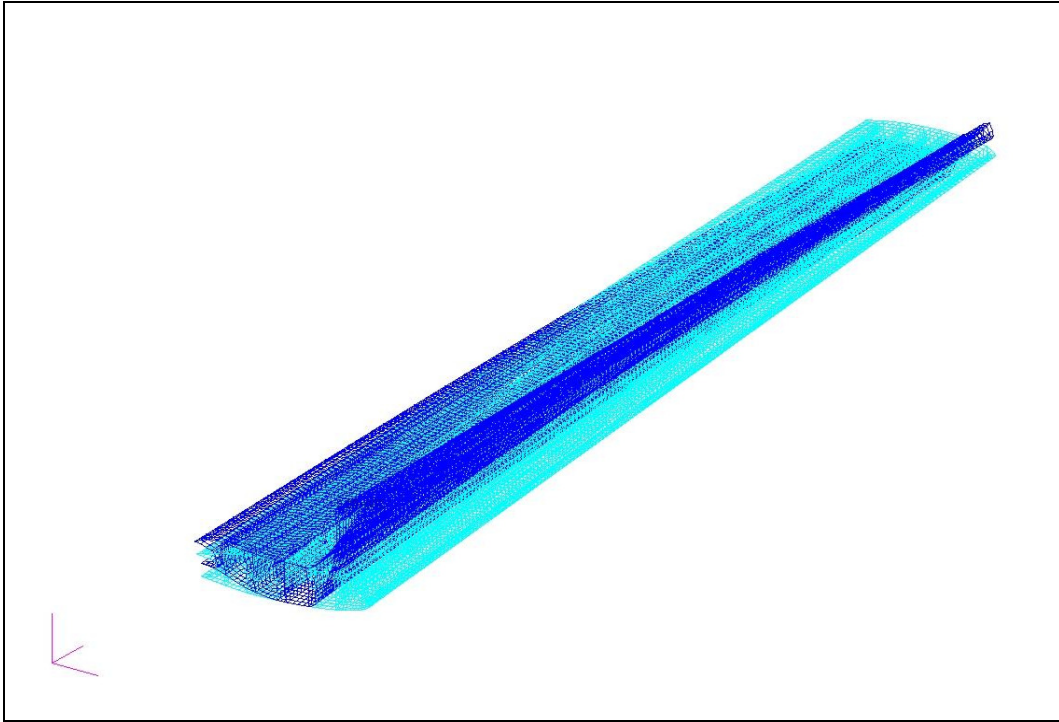
Şekil EK A.1.1: Yüksüz Durum 1. Mod Şekli



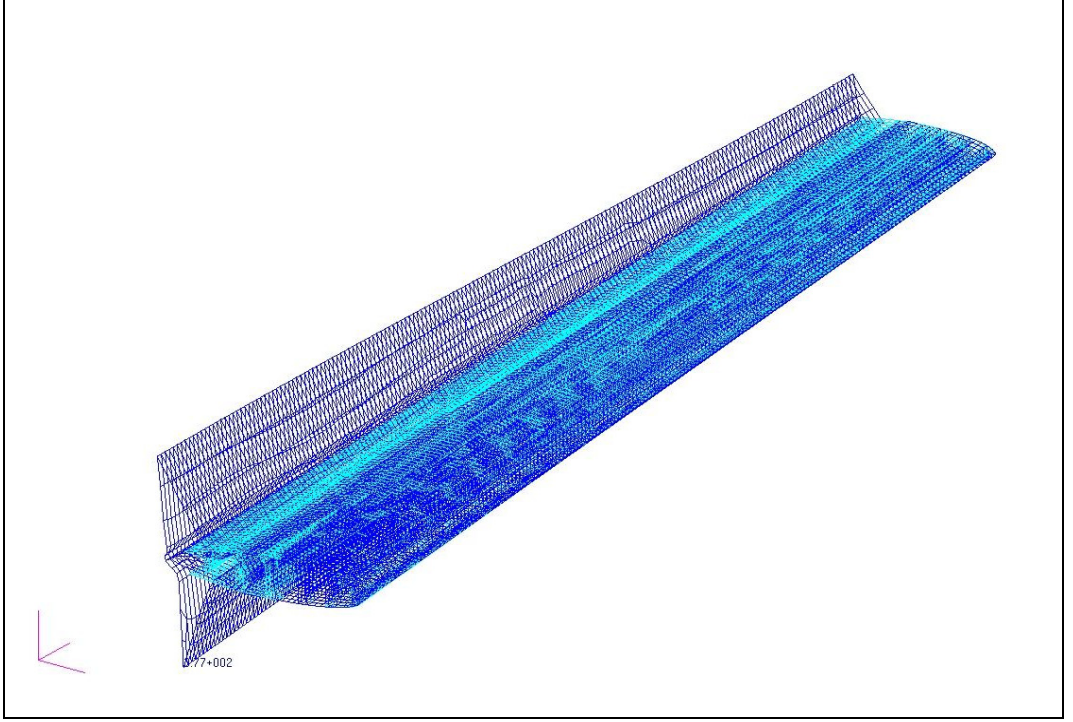
Şekil EK A.1.2: Yüksüz Durum 2. Mod Şekli



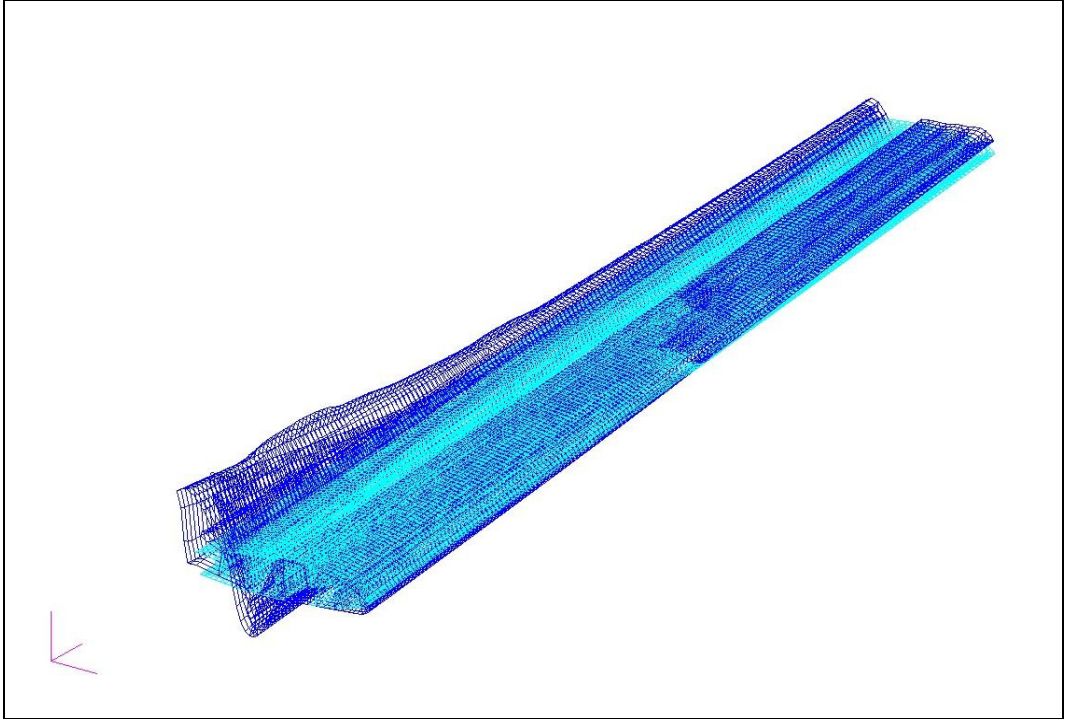
Şekil EK A.1.3: Yüzsüz Durum 3. Mod Şekli



Şekil EK A.1.4: Yüzsüz Durum 4. Mod Şekli

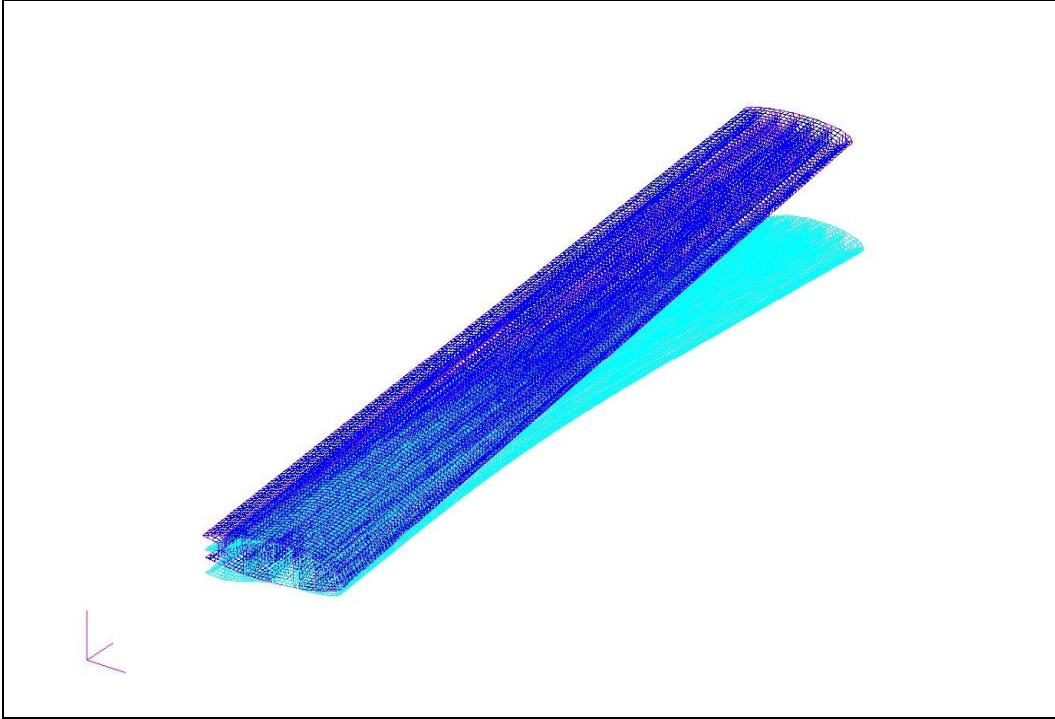


Şekil EK A.1.5: Yüksüz Durum 5. Mod Şekli

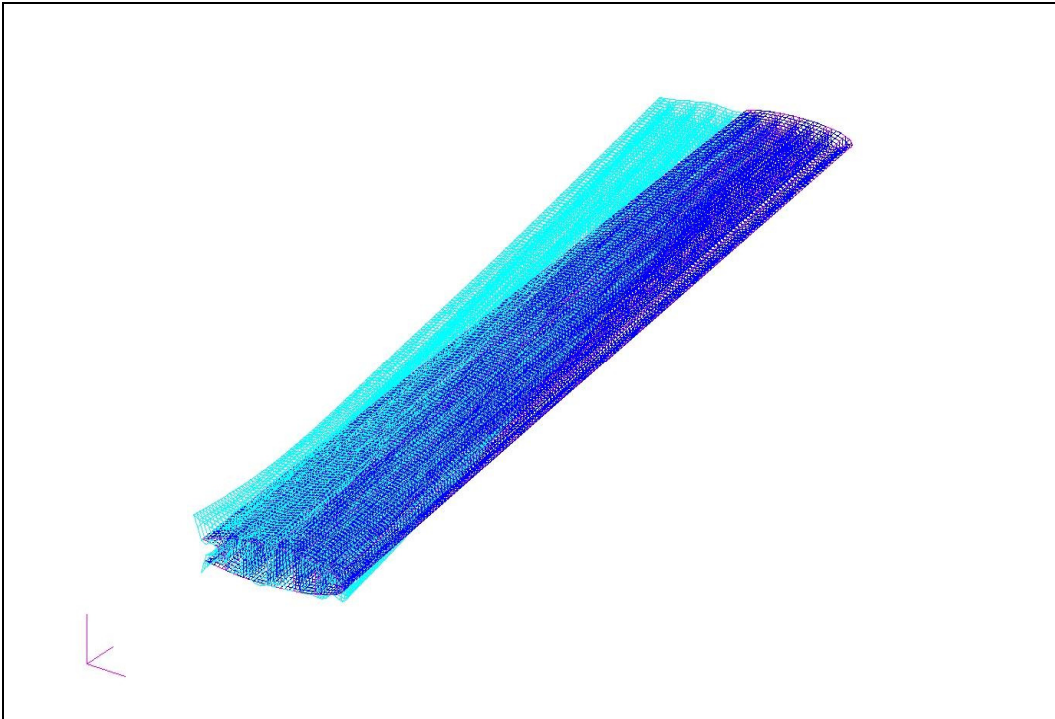


Şekil EK A.1.6: Yüksüz Durum 6. Mod Şekli

24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durumdaki Mod Şekilleri



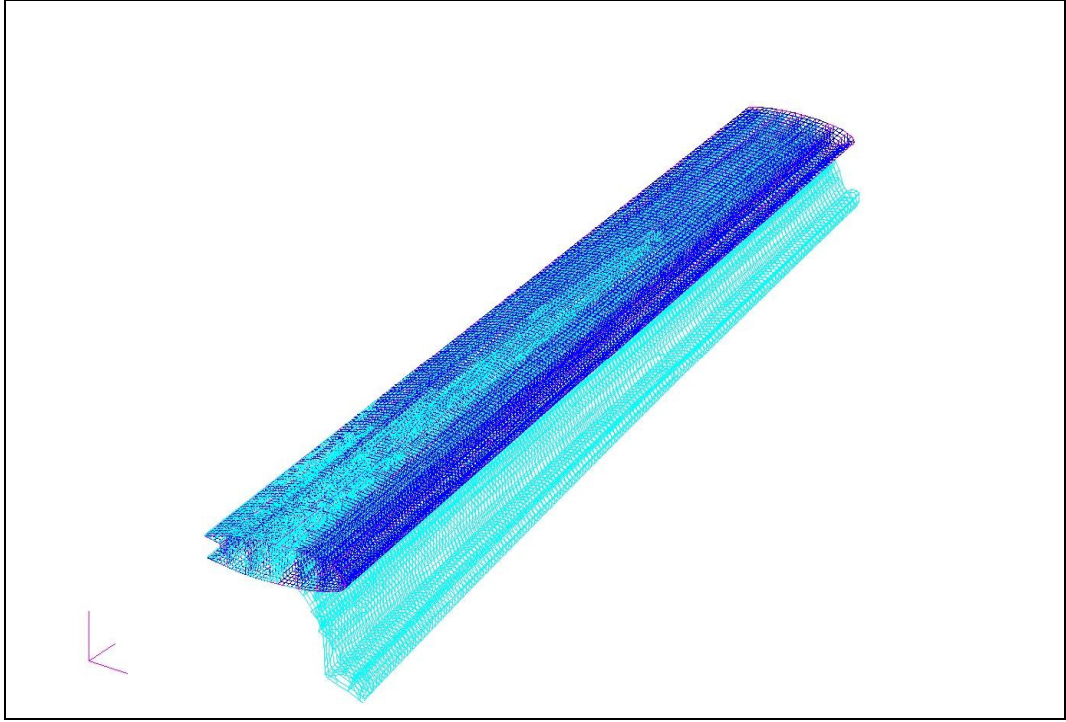
Şekil EK A.1.7: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 1. Mod Şekli



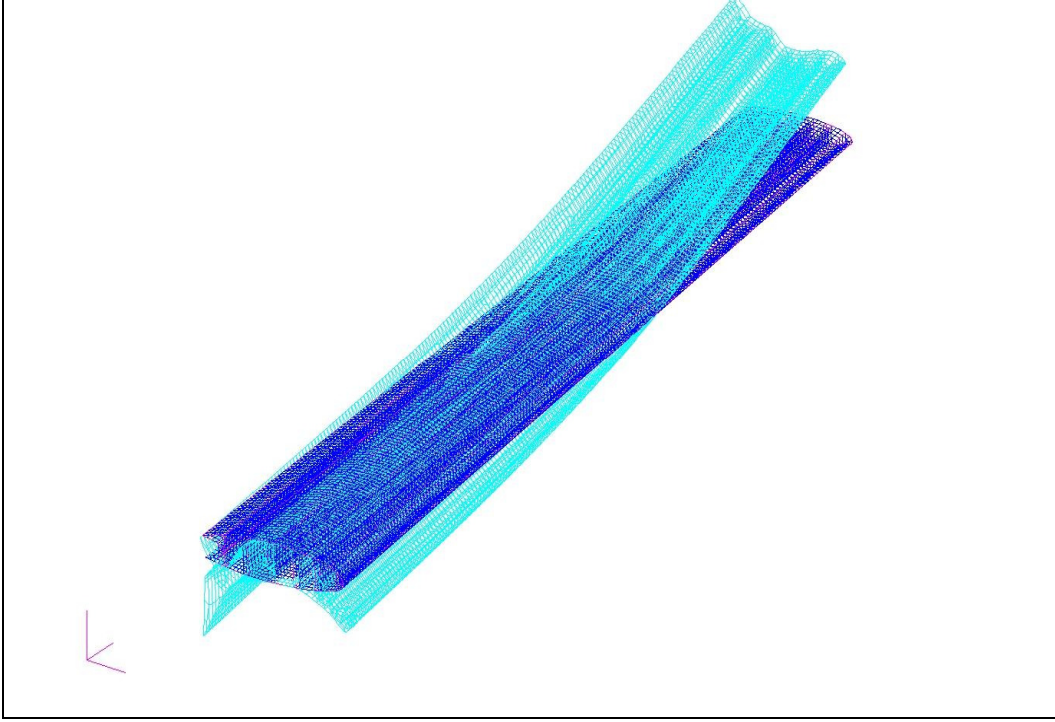
Şekil EK A.1.8: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 2. Mod Şekli



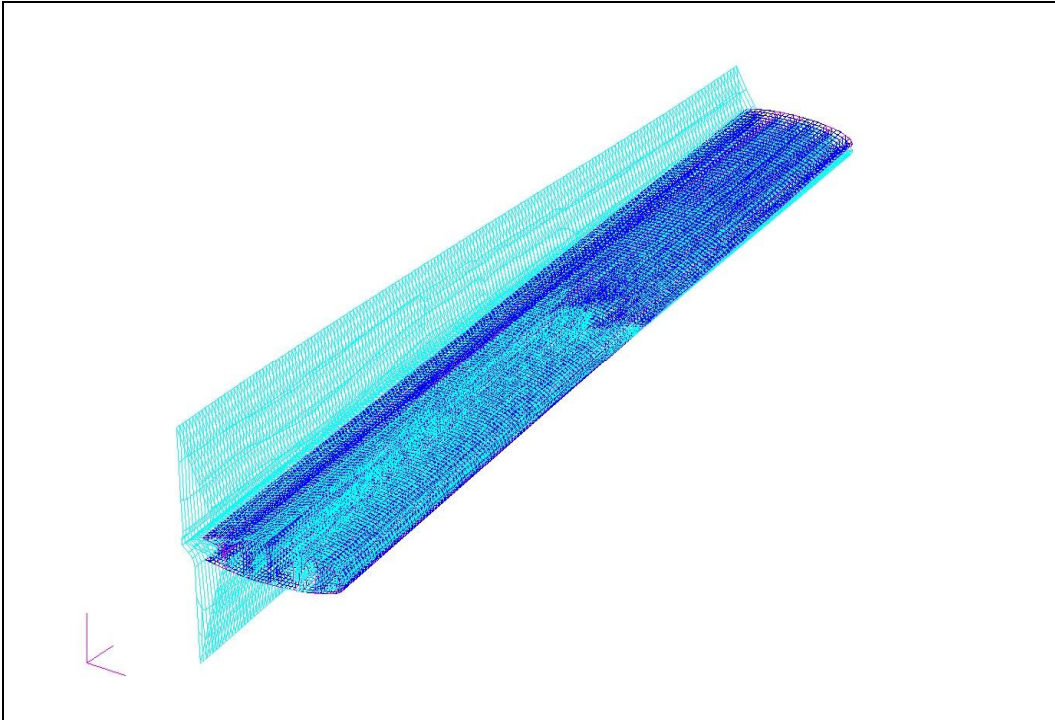
Şekil EK A.1.9: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 3. Mod Şekli



Şekil EK A.1.10: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 4. Mod Şekli



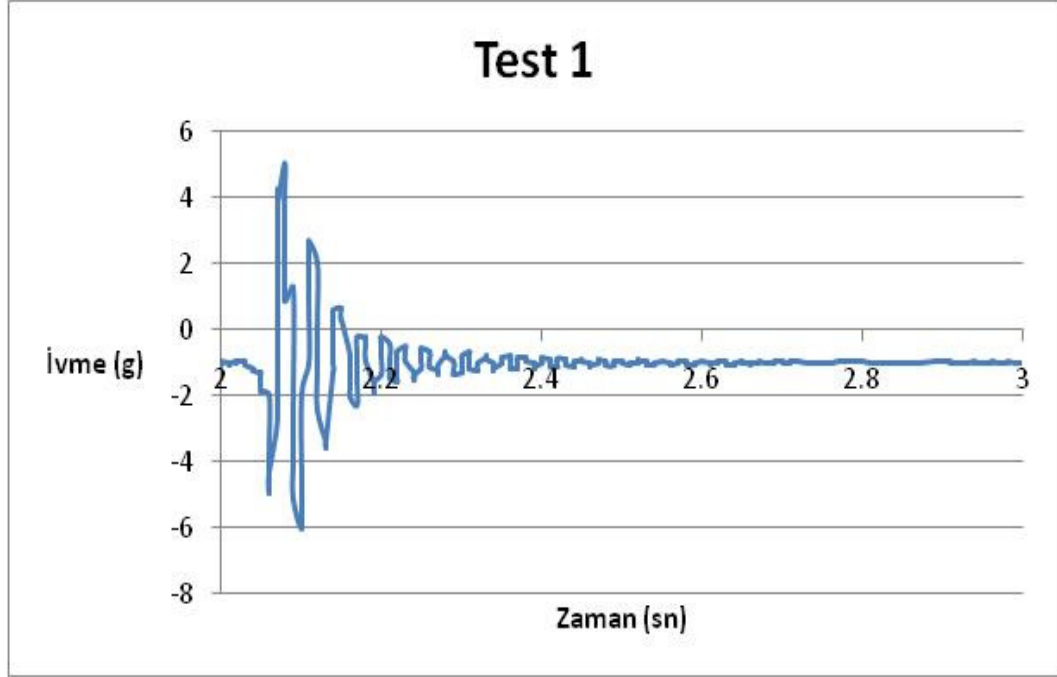
Şekil EK A.1.11: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 5. Mod Şekli



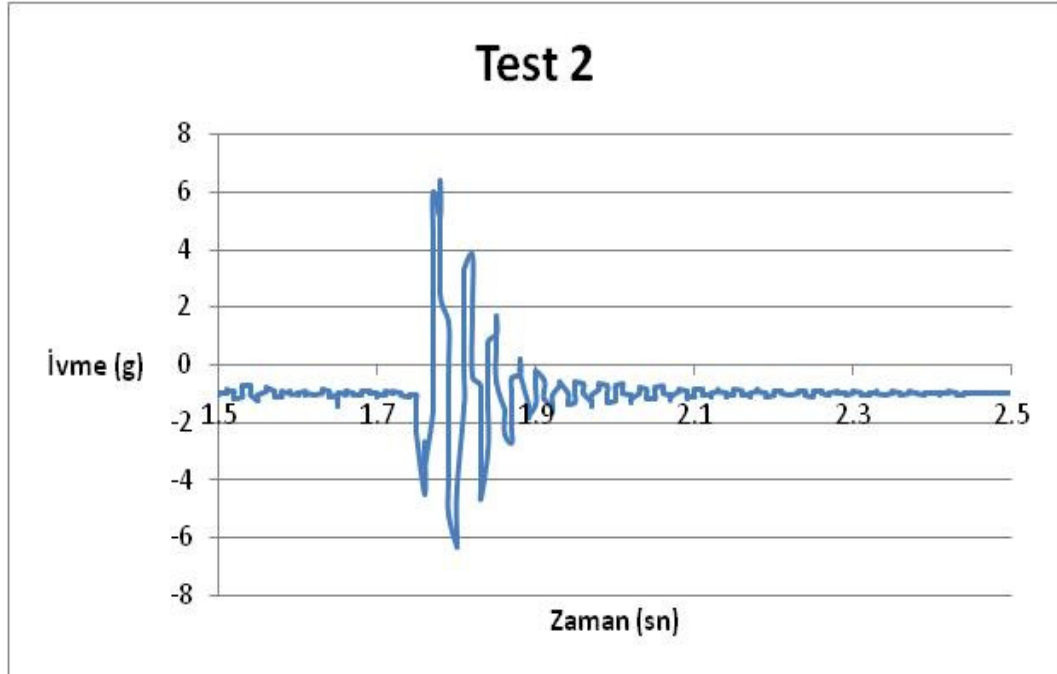
Şekil EK A.1.12: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum 6. Mod Şekli

EK A.2: Deneylerden Elde Edilen Veriler

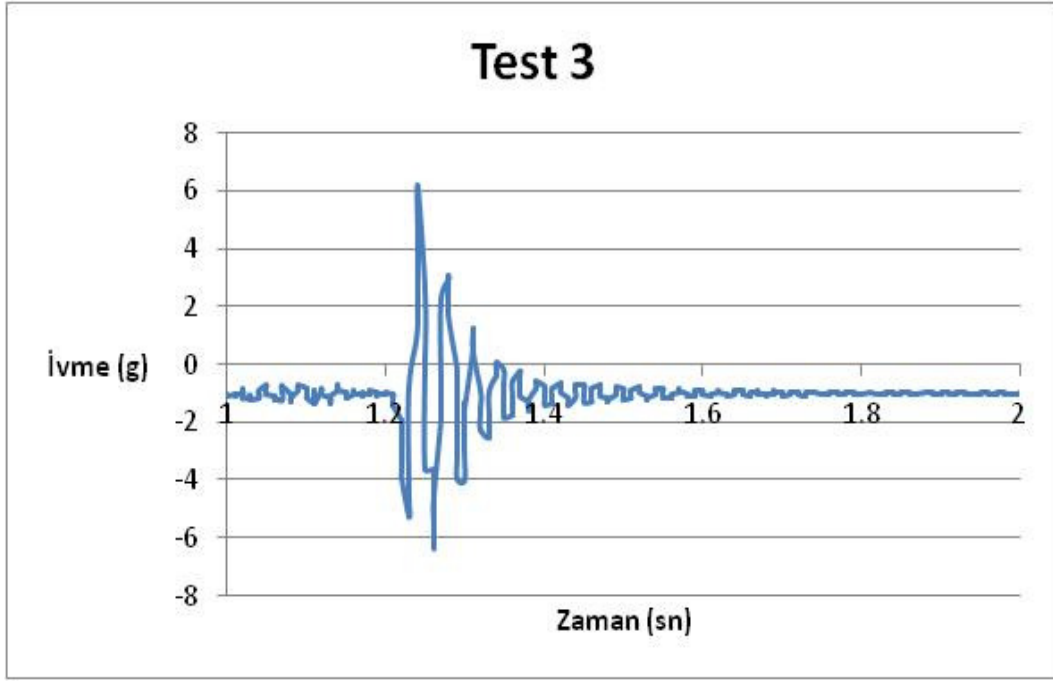
Yüksüz Durumda Elde Edilen Deney Verileri



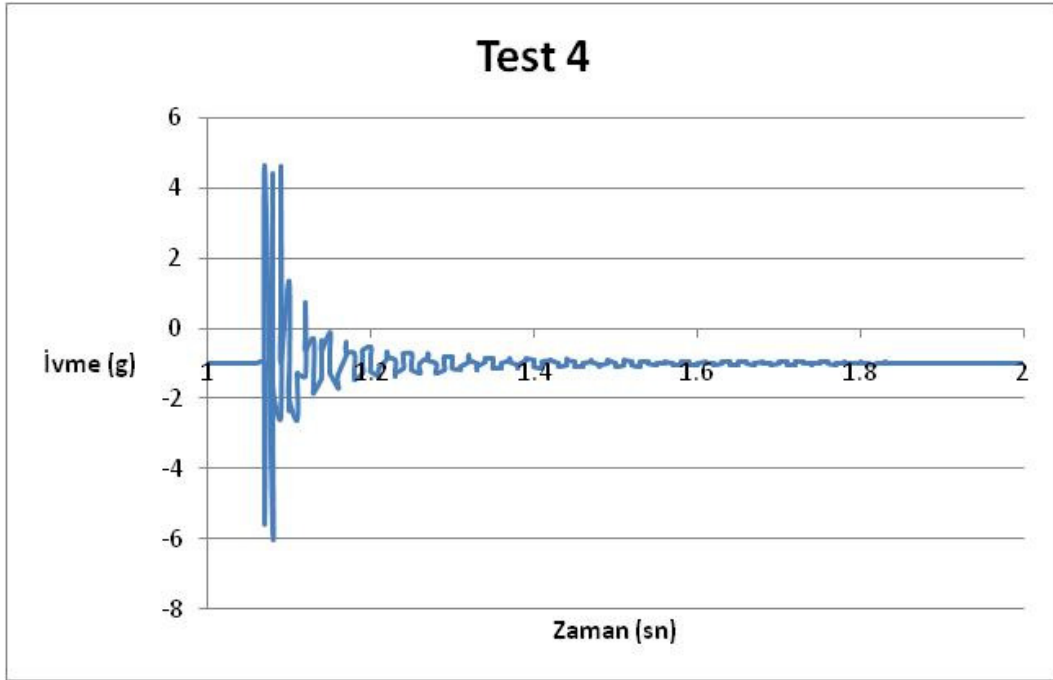
Şekil EK A.2.1: Yüksüz Durum Test 1 Verileri



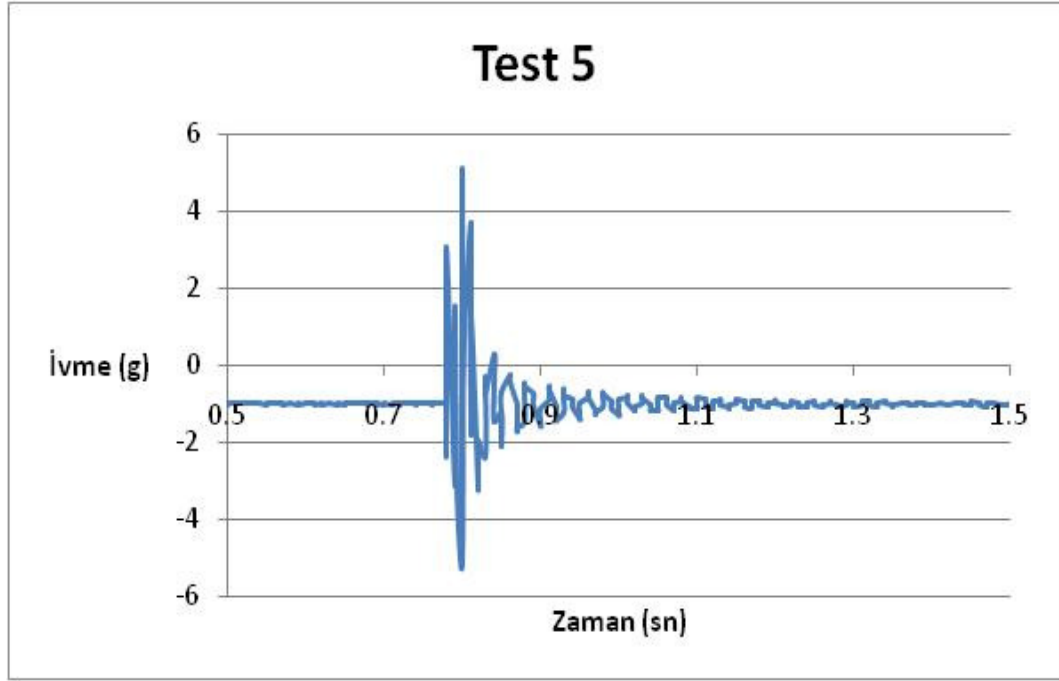
Şekil EK A.2.2: Yüksüz Durum Test 2 Verileri



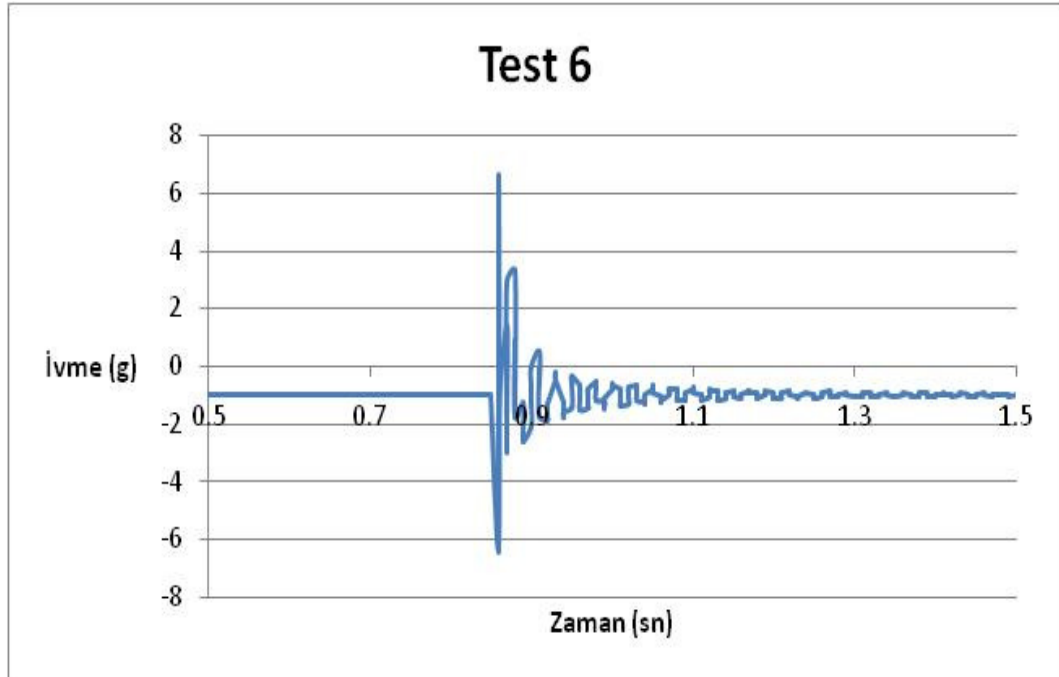
Şekil EK A.2.3: Yüksüz Durum Test 3 Verileri



Şekil EK A.2.4: Yüksüz Durum Test 4 Verileri

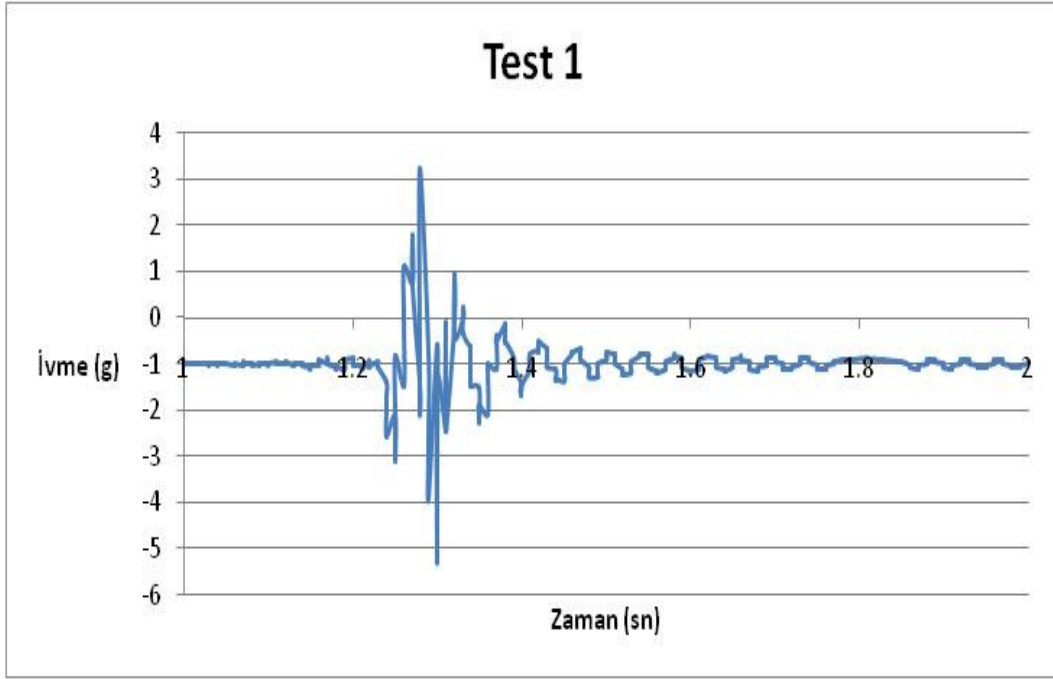


Şekil EK A.2.5: Yüksüz Durum Test 5 Verileri

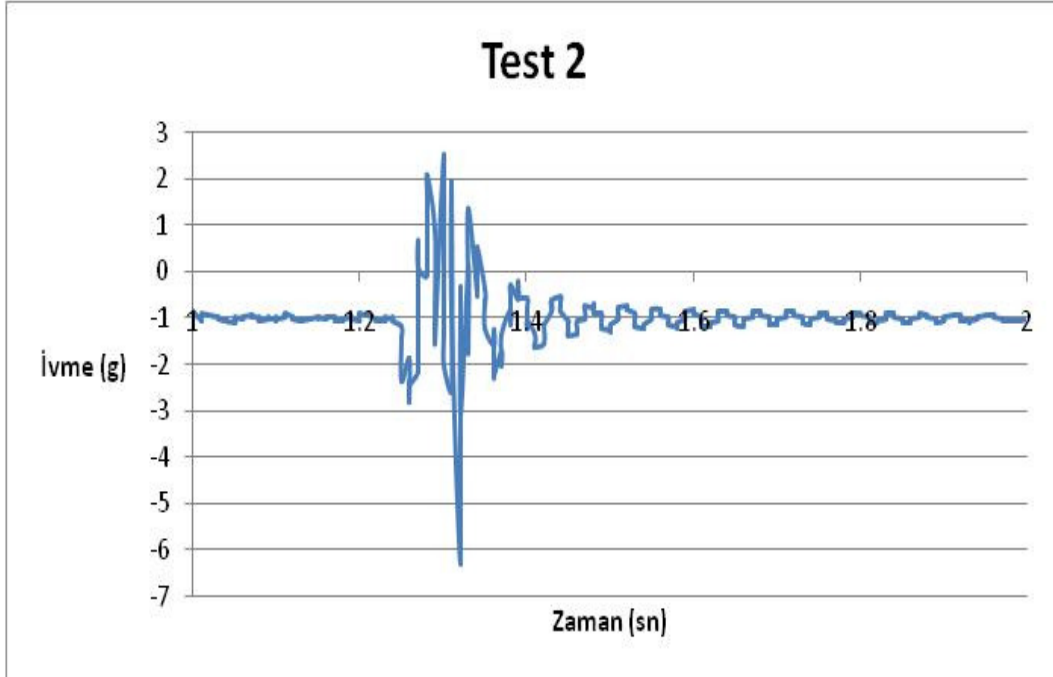


Şekil EK A.2.6: Yüksüz Durum Test 6 Verileri

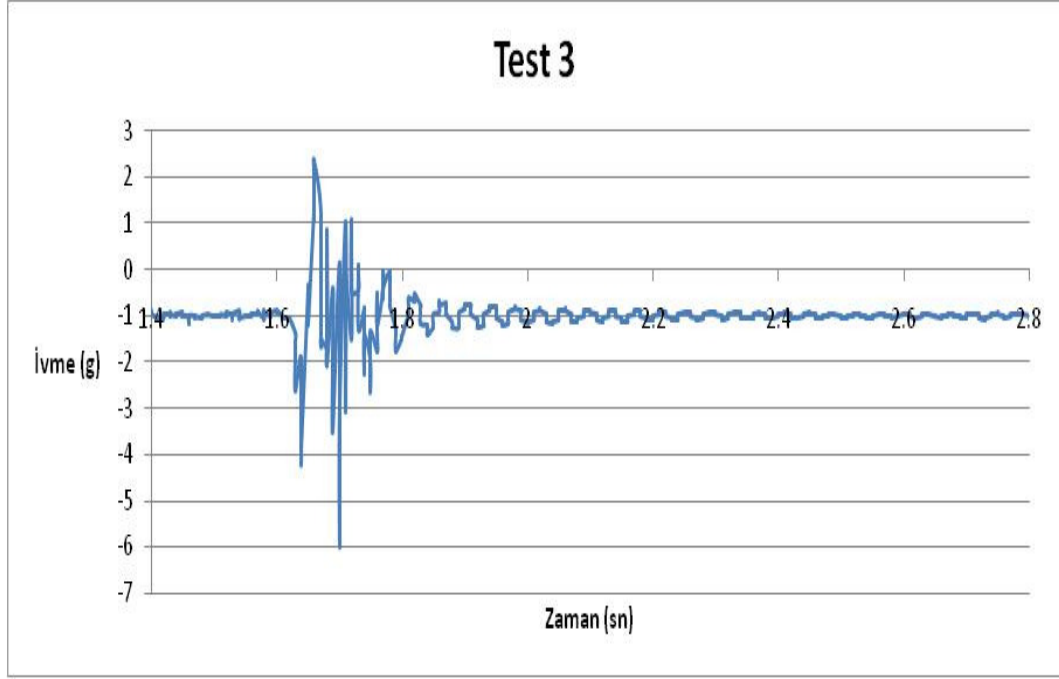
24 kg Ağırlık Eklenmiş Durumdaki Deneyden Elde Edilen Veriler



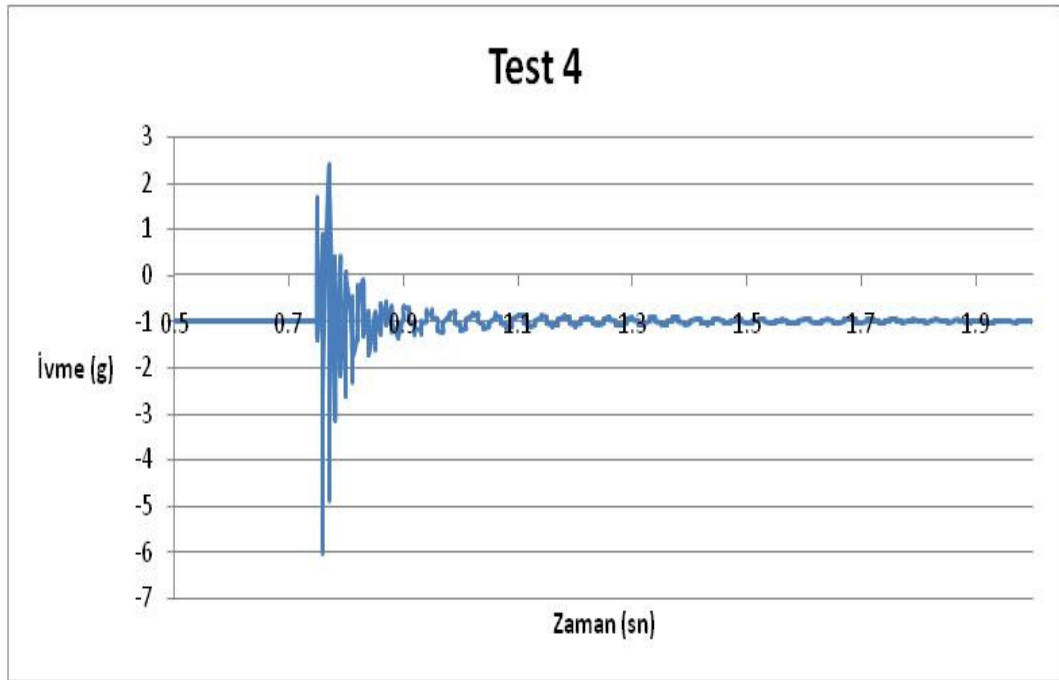
Şekil EK A.2.7: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 1 Verileri



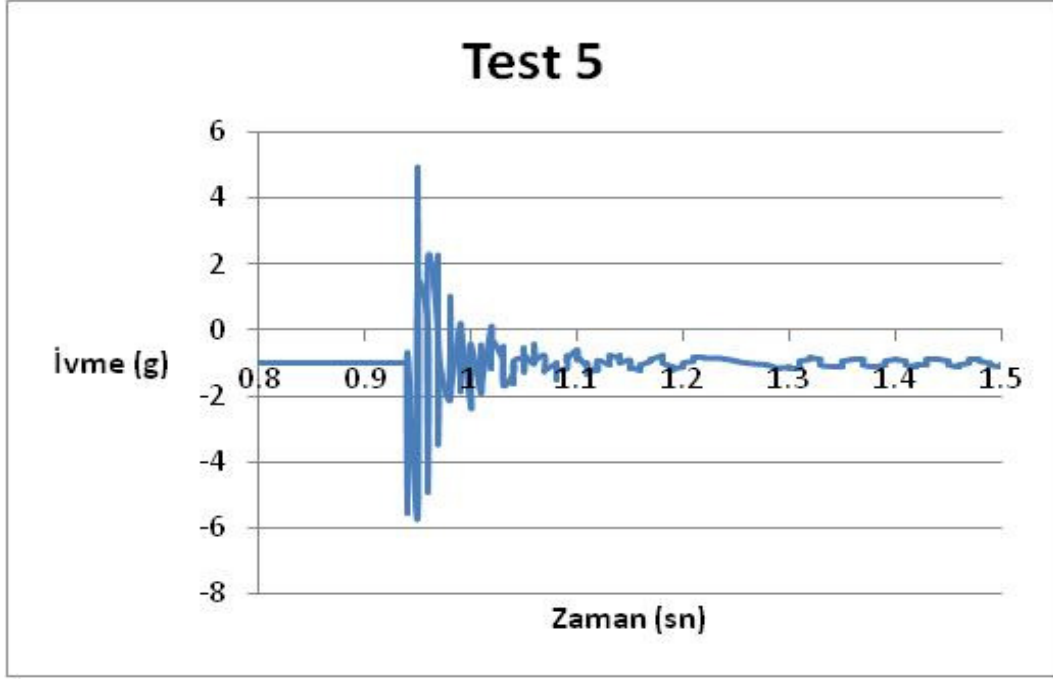
Şekil EK A.2.8: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 2 Verileri



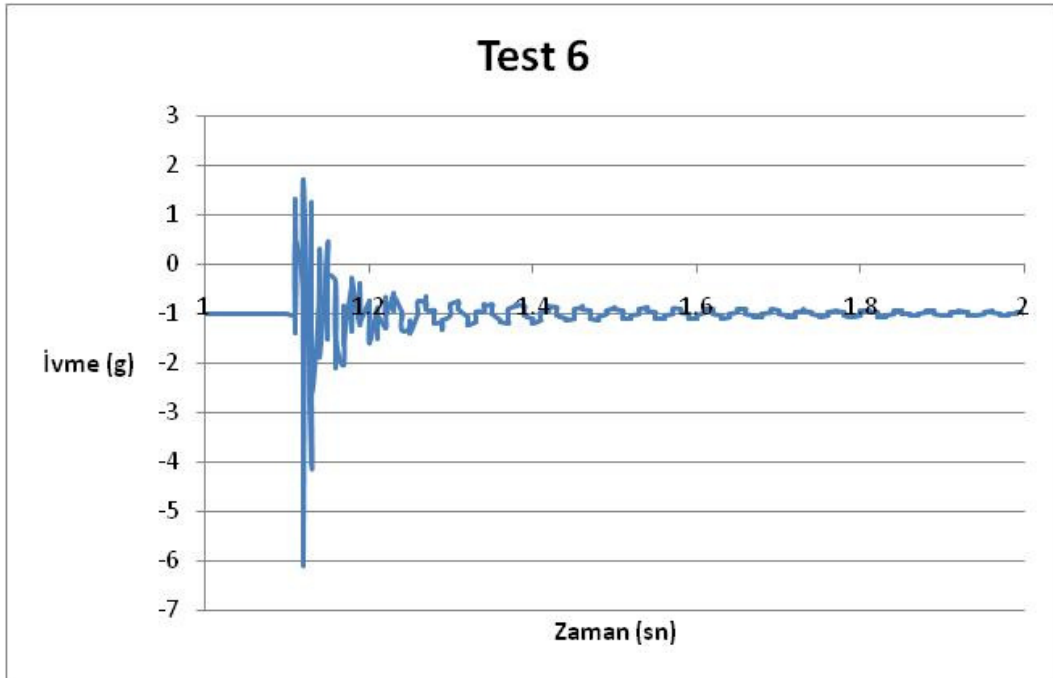
Şekil EK A.2.9: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 3 Verileri



Şekil EK A.2.10: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 4 Verileri



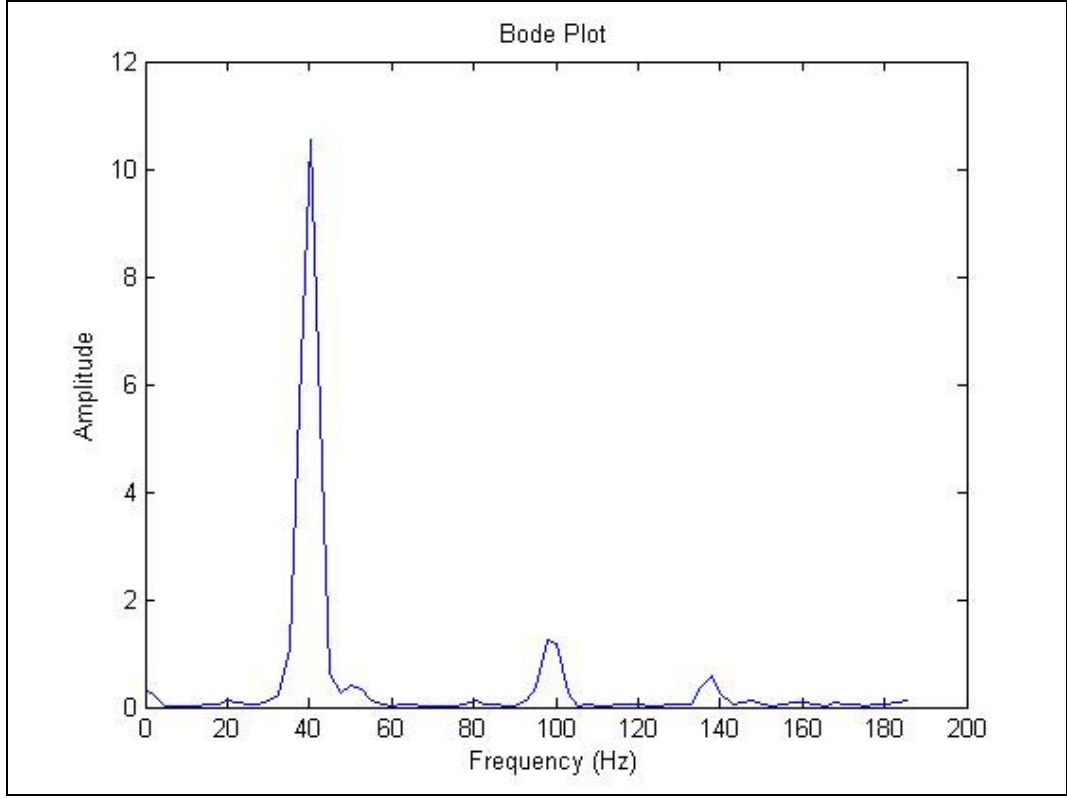
Şekil EK A.2.11: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 5 Verileri



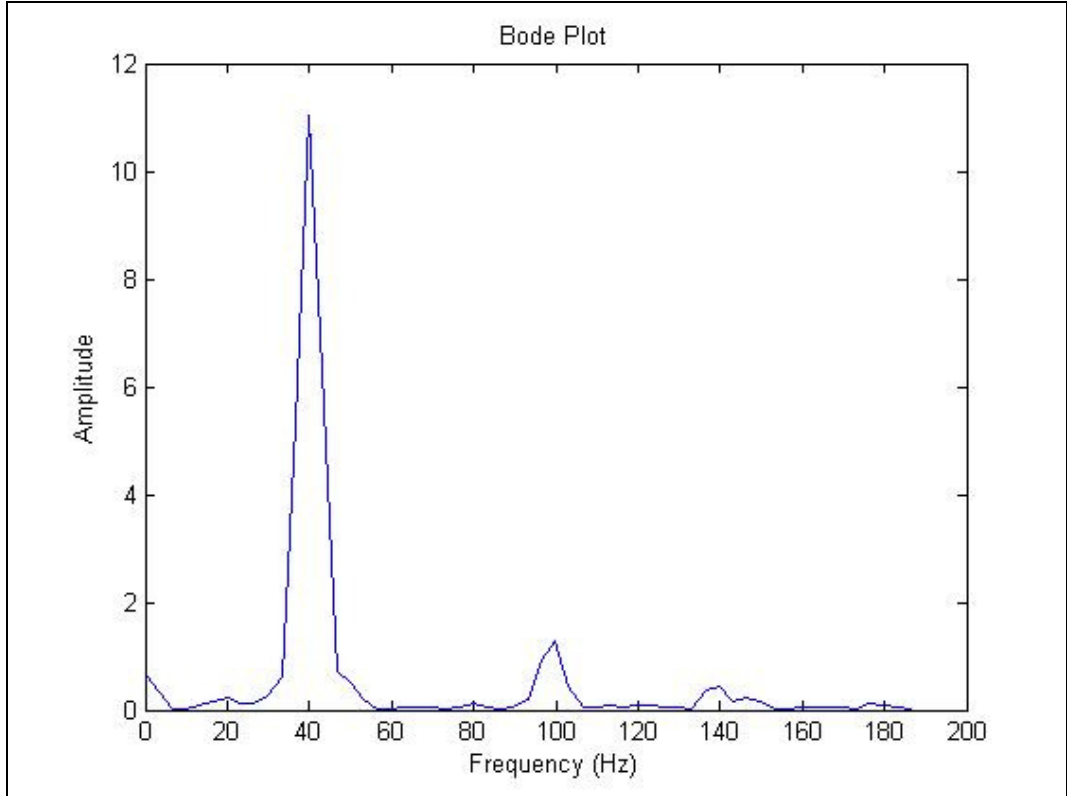
Şekil EK A.2.12: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 6 Verileri

EK A.3: Deneylerden Elde Edilen Verilerin FFT Analizleri

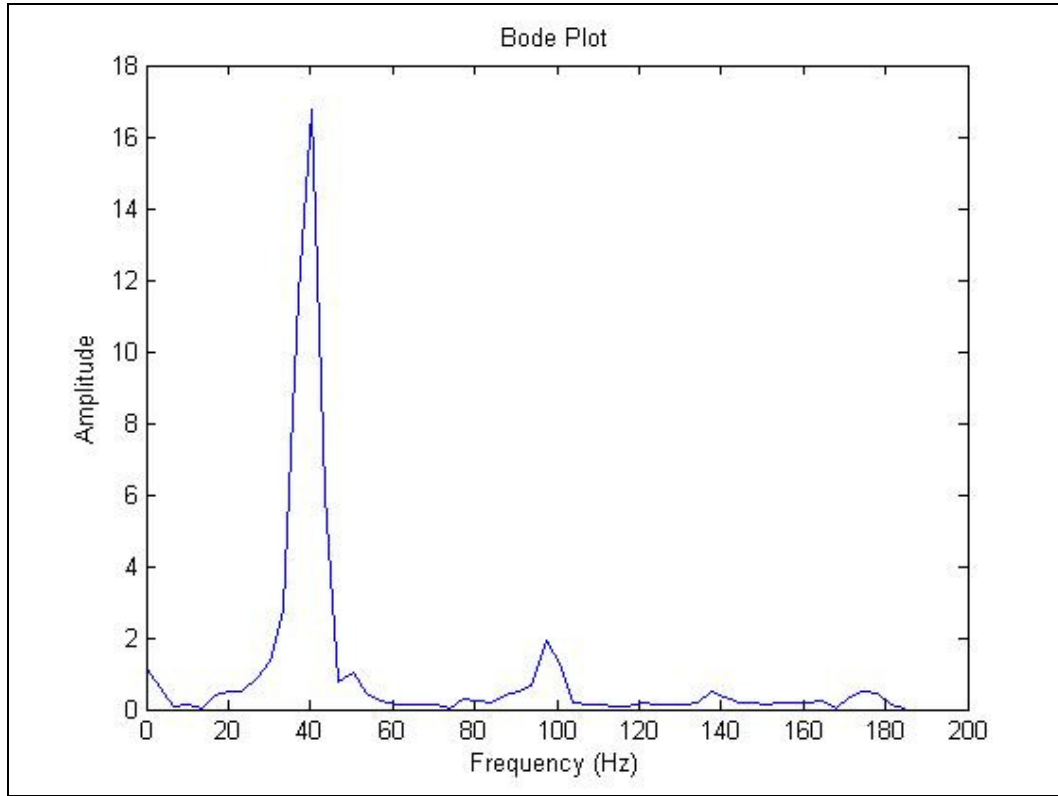
Yüksüz Durumda Elde Edilen Deney Verileri



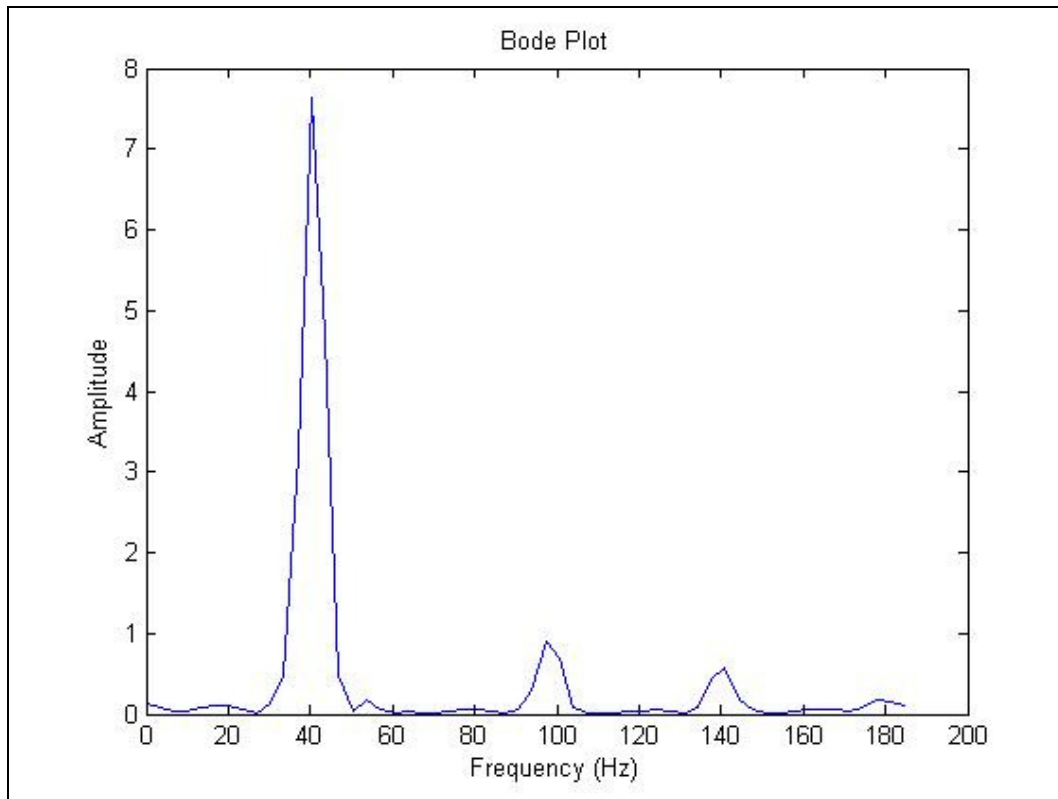
Şekil EK A.3.1: Yüksüz Durum Test 1 Analizleri



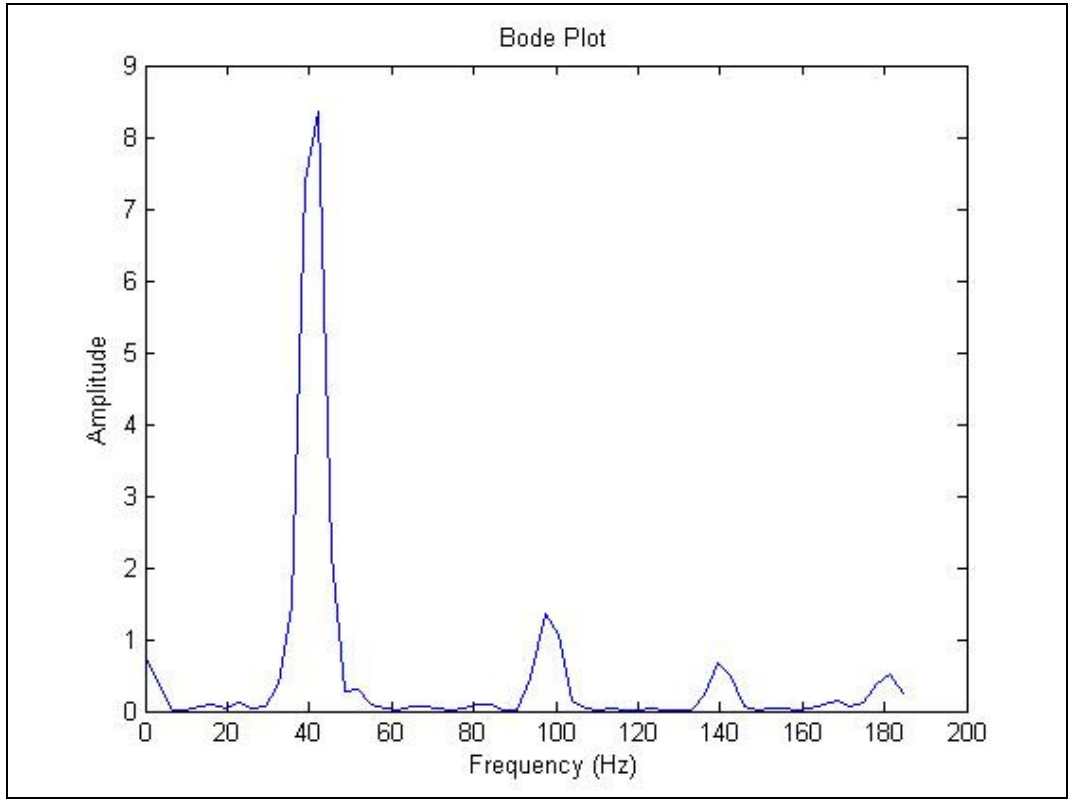
Şekil EK A.3.2: Yüksüz Durum Test 2 Analizleri



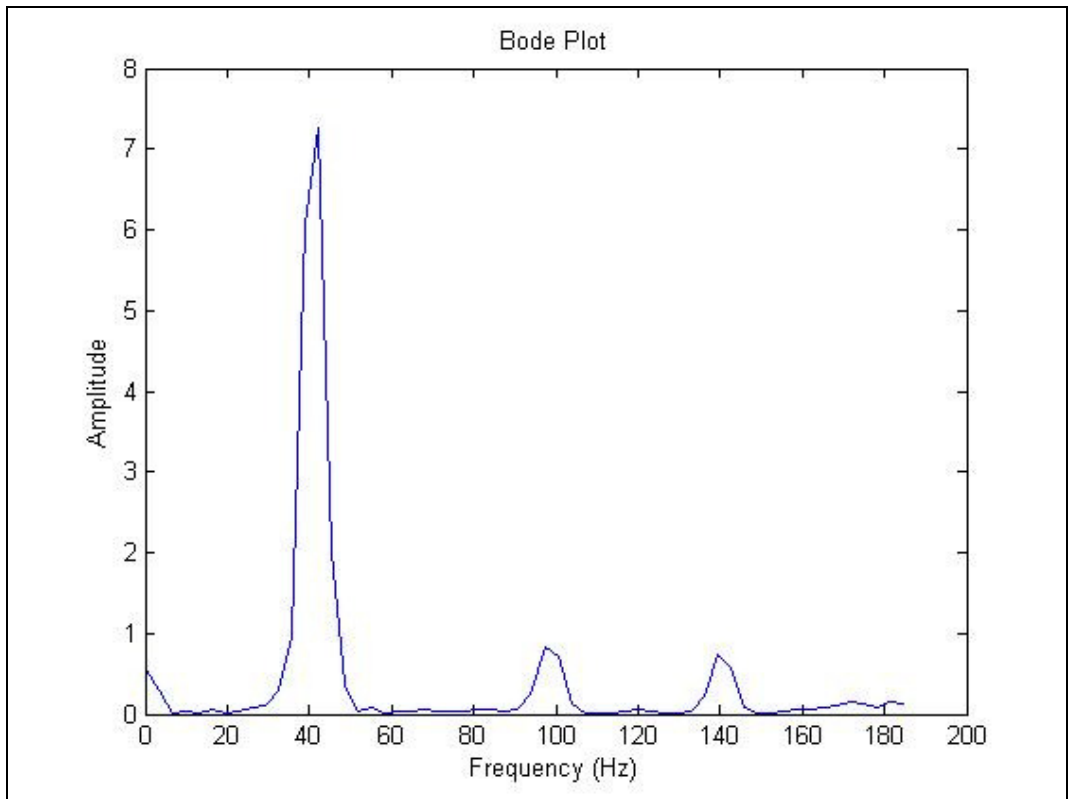
Şekil EK A.3.3: Yüksüz Durum Test 3 Analizleri



Şekil EK A.3.4: Yüksüz Durum Test 4 Analizleri

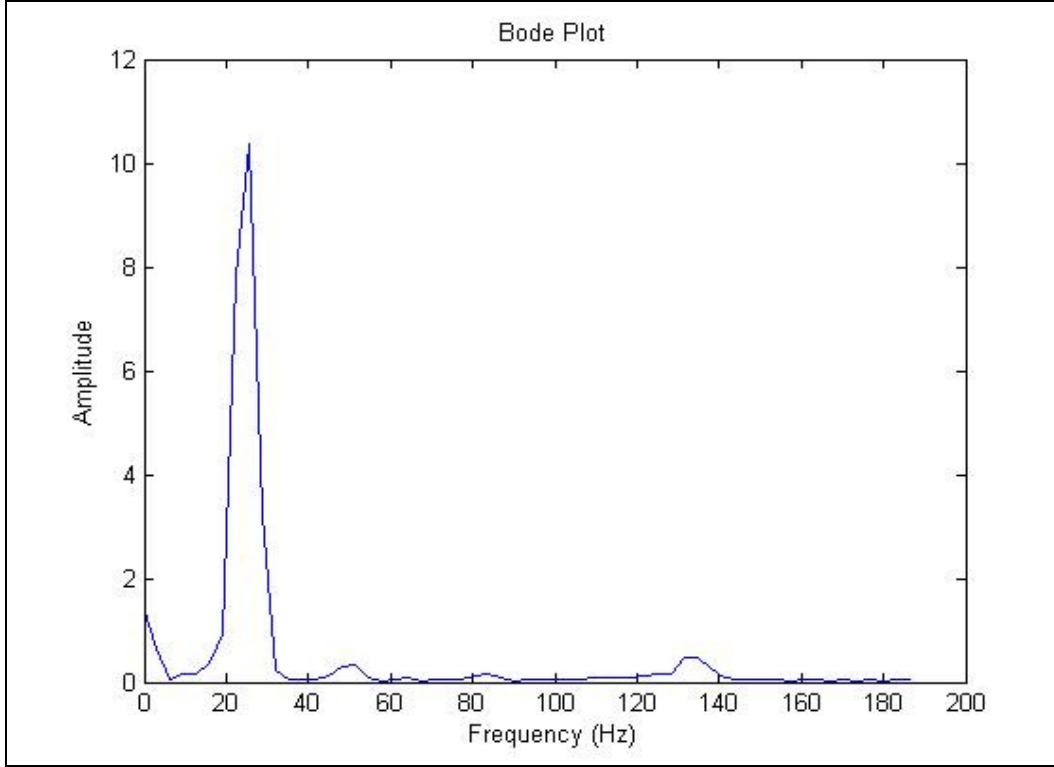


Şekil EK A.3.5: Yüksüz Durum Test 5 Analizleri

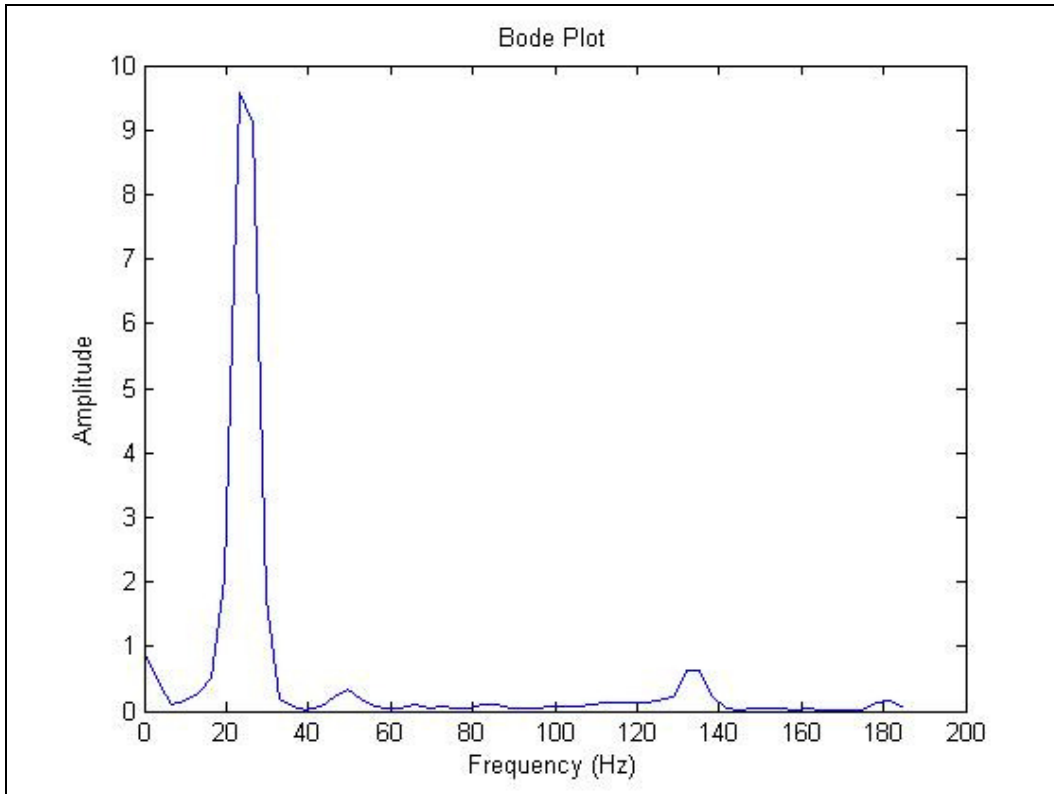


Şekil EK A.3.6: Yüksüz Durum Test 6 Analizleri

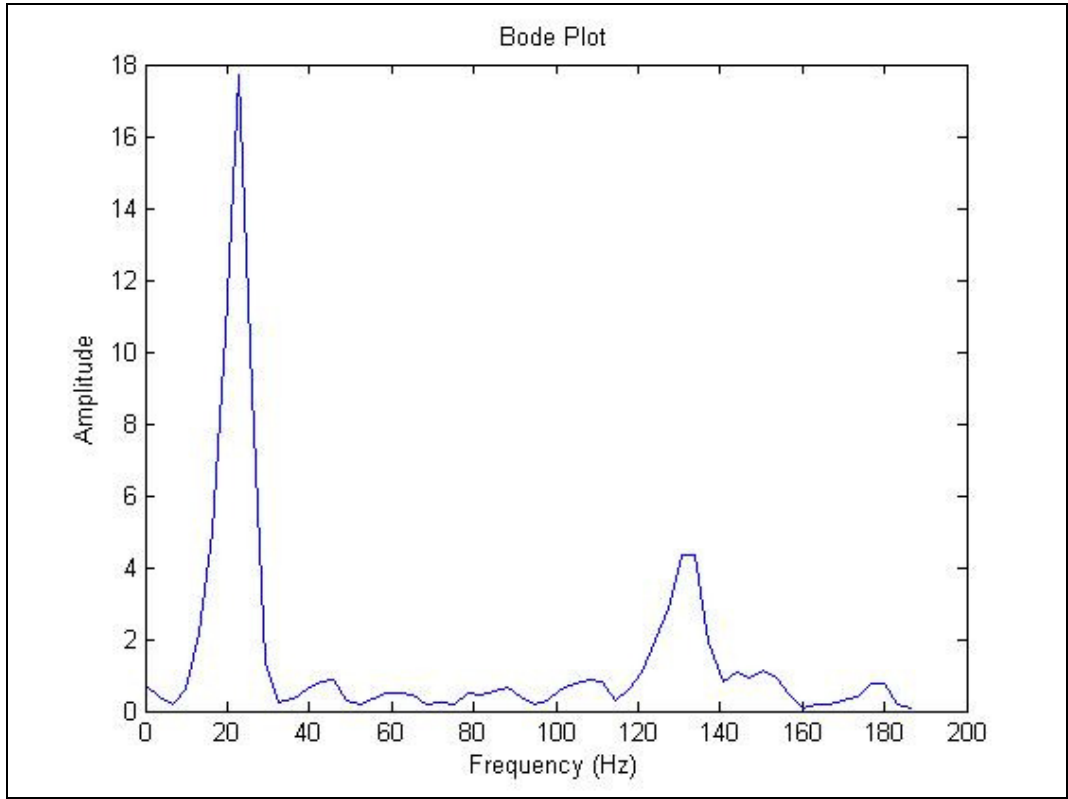
24 kg Ağırlık Eklenmiş Durumdaki Deneyden Elde Edilen Veriler



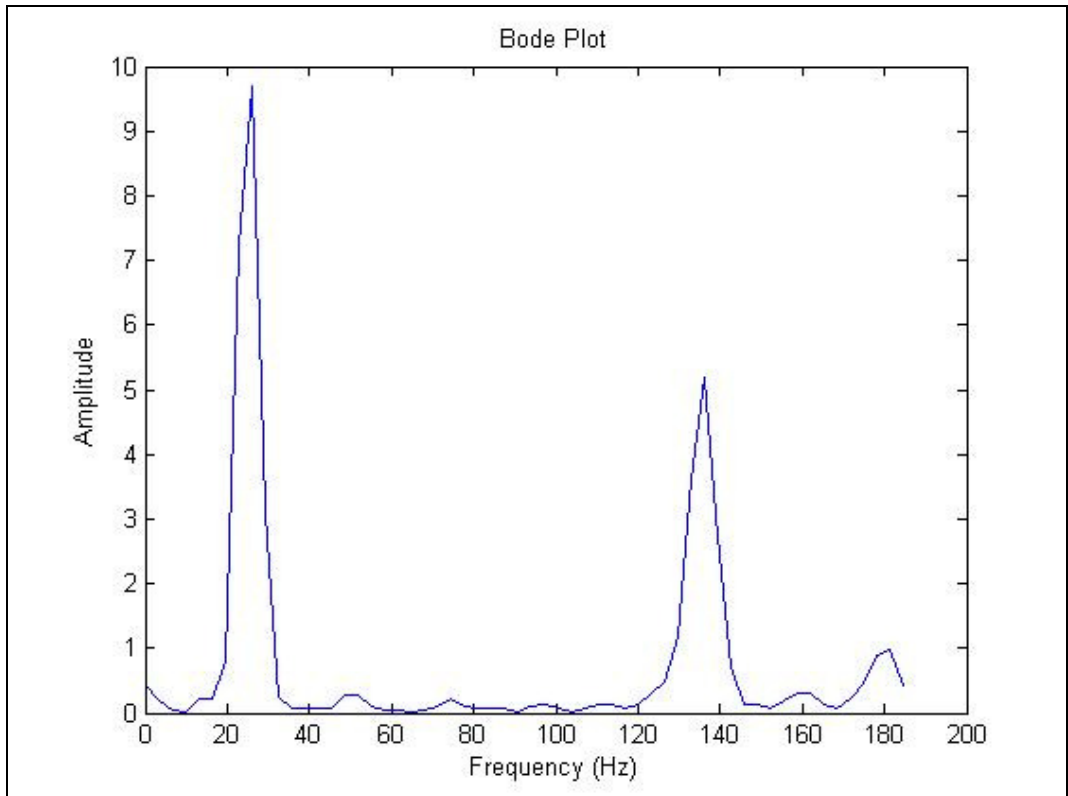
Şekil EK A.3.7: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 1 Analizleri



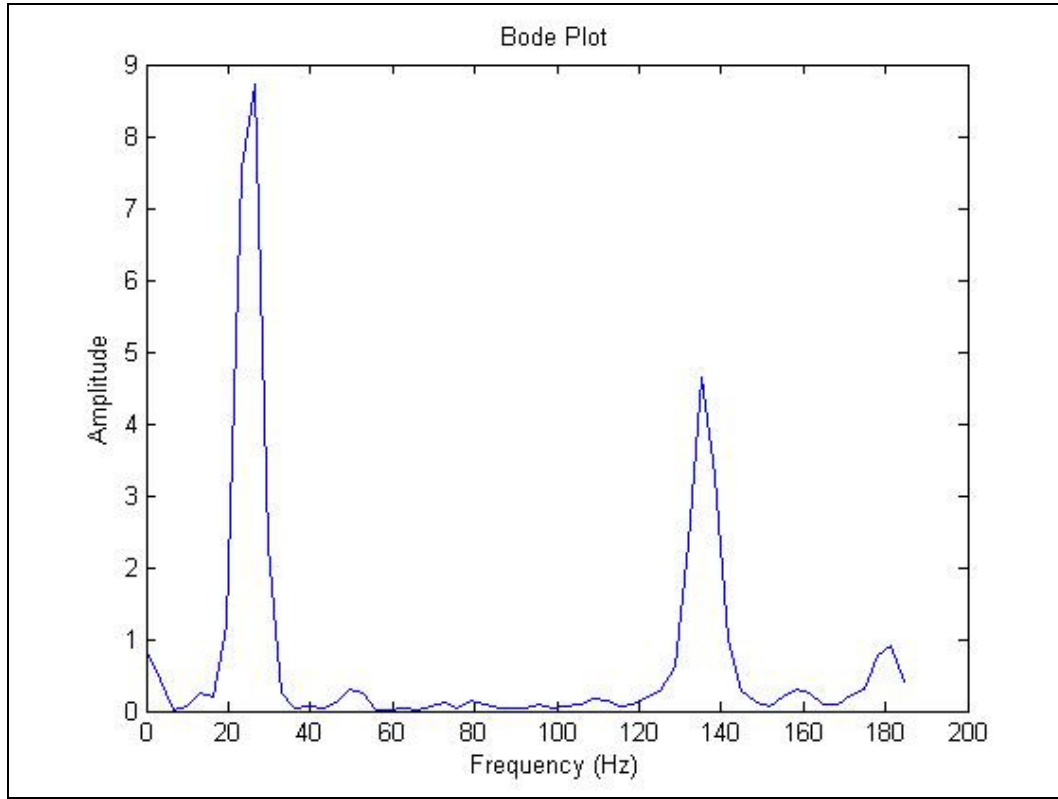
Şekil EK A.3.8: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 2 Analizleri



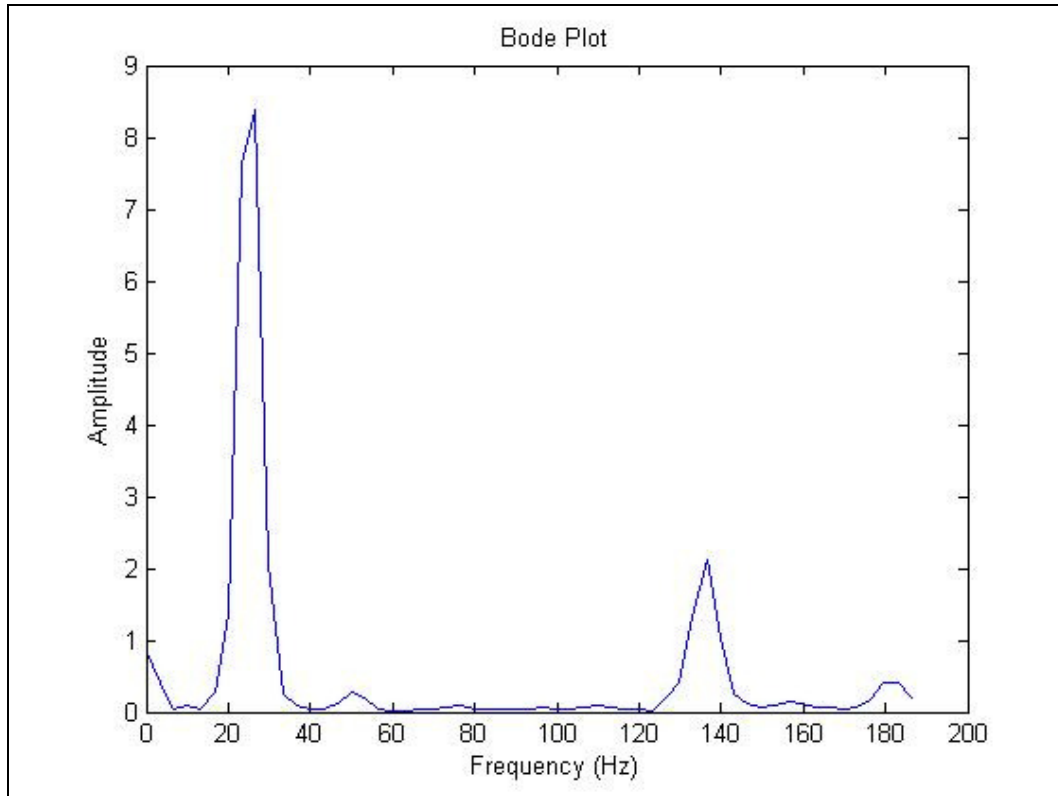
Şekil EK A.3.9: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 3 Analizleri



Şekil EK A.3.10: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 4 Analizleri



Şekil EK A.3.11: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 5 Analizleri



Şekil EK A.3.12: 24 kg İlave Ağırlık Eklenmiş Durum Test 6 Analizleri

EK A.4: FFT Analizlerinde Kullanılan MATLAB Kodu [25]

```
vData = data;
fastfft(vData, 376, 1)

function [vFrequency, vAmplitude] = fastfft(vData, SampleRate, Plot)

%FASTFFT Create useful data from an FFT operation.
% Usage: [vFrequency, vAmplitude] = fastfft(vData, SampleRate, [Plot])
%
% (no plot will be shown if the last input == 0 or is not included)
%
% This function inputs 'vData' as a vector (row or column),
% 'SampleRate' as a number (samples/sec), 'Plot' as anything,
% and does the following:
%
% 1: Removes the DC offset of the data
% 2: Puts the data through a hanning window
% 3: Calculates the Fast Fourier Transform (FFT)
% 4: Calculates the amplitude from the FFT
% 5: Calculates the frequency scale
% 6: Optionally creates a Bode plot
%
% Created 7/22/03, Rick Auch, mekaneck@campbellsville.com

%Make vData a row vector
if size(vData,2)==1
    vData = vData';
end

%Calculate number of data points in data
n = length(vData);

%Remove DC Offset
vData = vData - mean(vData);

%Put data through hanning window using hanning subfunction
vData = hanning(vData);

%Calculate FFT
vData = fft(vData);

%Calculate amplitude from FFT (multiply by sqrt(8/3) because of effects of hanning
window)
vAmplitude = abs(vData)*sqrt(8/3);

%Calculate frequency scale
vFrequency = linspace(0,n-1,n)*(SampleRate/n);

%Limit both output vectors due to Nyquist criterion
```

```

DataLimit = ceil(n/2);
vAmplitude = vAmplitude(1:DataLimit);
vFrequency = vFrequency(1:DataLimit);

if exist('Plot', 'var')==1 & Plot~=0
    plot(vFrequency, vAmplitude);
    title('Bode Plot');
    xlabel('Frequency (Hz)');
    ylabel('Amplitude');
end

%-----
%Hanning Subfunction
function vOutput = hanning(vInput)
% This function takes a vector input and outputs the same vector,
% multiplied by the hanning window function

%Determine the number of input data points
n = length(vInput);

%Initialize the vector
vHanningFunc = linspace(0,n-1,n);

%Calculate the hanning function
vHanningFunc = .5*(1-cos(2*pi*vHanningFunc/(n-1)));

%Output the result
vOutput = vInput.*vHanningFunc;

```

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Emir ŞEVKİOĞLU

Doğum Yeri ve Tarihi: İstanbul, 1984

Adres: Kazım Karabekir C. Ensar A. D:2 Erenköy İstanbul

Lisans Üniversitesi: İstanbul Teknik Üniversitesi