

**T.C.
YOZGAT BOZOK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

Yüksek Lisans Tezi

**UÇAK KANATLARINDAKİ TİTREŞİMLERDE
KANATÇIK ETKİSİ**

Akif KALINSAZLIOĞLU

**Tez Danışmanı
Dr. Öğr. Üyesi Davut Erdem ŞAHİN**

Yozgat 2019

**T.C.
YOZGAT BOZOK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

Yüksek Lisans Tezi

**UÇAK KANATLARINDAKİ TİTREŞİMLERDE
KANATÇIK ETKİSİ**

Akif KALINSAZLIOĞLU

**Tez Danışmanı
Dr. Öğr. Davut Erdem ŞAHİN**

Yozgat 2019



YOZGAT BOZOK ÜNİVERSİTESİ

TEZ ONAY FORMU

T.C.
YOZGAT BOZOK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ

Enstitümüzün Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Tezli Yüksek Lisans Programı 70110915009 numaralı öğrencisi Akif KALINSAZLIOĞLU'nun hazırladığı “**Uçak Kanatlarındaki Titreşimlerde Kanatçık Etkisi**” başlıklı tezi ile ilgili tez savunma sınavı, Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği'nin ilgili maddeleri gereğince 08/10/2019 Salı günü saat 13:00'de yapılmış, tezin onayına oy birliği/oy çokluğu ile karar verilmiştir.

Başkan : Doç. Dr. Kemal YILDIZLI

Jüri Üyesi (Danışman) : Dr. Öğr. Üyesi Davut Erdem ŞAHİN

Jüri Üyesi : Dr. Öğr. Üyesi Sertan OZAN

ONAY:

Bu tezin kabulü, Enstitü Yönetim Kurulu'nun 10.../10.../19. tarih ve 48. sayılı Enstitü Yönetim Kurulu Kararı ile onaylanmıştır.

10.../10.../2019

Prof. Dr. Mustafa SACMACI
Müdür



İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iii
ABSTRACT	iv
TEŞEKKÜR	v
TABLolar LİSTESİ	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ	vii
KISALTMALAR LİSTESİ	xi
SEMBOLLER LİSTESİ	xii
1. GİRİŞ	1
2. GENEL BİLGİLER	4
2.1. Uçaklarda Meydana Gelen Titreşimler	4
2.2. Kanat Uçları	5
2.2.1. Kanat Ucu Tiplerinin Tarihçesi.....	7
2.3. Kanatçık	8
2.3.1. Tanım	8
2.3.2. Kanatçığın Keşfi	9
2.3.3. Kanatçık Tipleri	10
2.3.3.1. Harmanlanmış Kanatçık.....	11
2.3.3.2. Spiroid Kanatçık.....	11
2.3.3.3. Izgara Kanatçık	12
2.3.3.4. Raked Kanatçık	12
2.4. Modal Analiz.....	13
2.4.1. Deneysel Modal Analiz.....	13
2.4.1.1. Fourier Dönüşümü	15
2.4.2. Teorik Modal Analiz.....	17
2.5. Literatür Araştırması	18
3. MATERYAL VE YÖNTEM	26
3.1. Geometrik Modelleme	26
3.1.1. Kanat Modelleme	26
3.1.2. Kanatçık Modelleme	28
3.1.3. Kanat ve Kanatçık Modellerinin Montajı	29

3.2. Prototip İmalatı.....	30
3.3. Rüzgâr Tüneli.....	32
3.3.1. Tanım	33
3.3.2. Açık Çevrimli Rüzgâr Tüneli.....	33
3.3.2.1. Emiş Fanı	34
3.3.2.2. Deney Odası.....	34
3.3.2.3. Difüzör	36
3.3.2.4. Kollektör	37
3.3.2.5. Dinlenme Odası.....	37
3.4. Titreşim Analizinde Kullanılan Cihazlar	37
3.4.1. Titreşim Analizörü	38
3.4.2. Darbe Çekici	38
3.4.3. Üç Eksenli İvmeölçer.....	39
3.4.4. Sinyal Analiz Yazılımı.....	39
3.5. Matematiksel Model.....	40
4. DENEY SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRİLMESİ.....	43
4.1. Rüzgâr Tüneli Akış Anındaki Kanat Titreşimleri.....	43
4.2. Taşıyıcı Kanadın (NACA 2412) Deneysel ve Sayısal Modal Analizi.....	67
4.2.1. Taşıyıcı Kanadın Deneysel Modal Analizi	67
4.2.2. Taşıyıcı Kanadın Sayısal Modal Analizi	70
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	74
5.1. Sonuçlar.....	74
5.2. Öneriler	74
KAYNAKLAR	76
ÖZGEÇMİŞ.....	81

UÇAK KANATLARINDAKİ TİREŞİMLERDE KANATÇIK ETKİSİ

Akif KALINSAZLIOĞLU

Yozgat Bozok Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi

2019; Sayfa: 81

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Davut Erdem ŞAHİN

ÖZET

Uçak kanatları uçuş esnasında aerodinamik kuvvetlerin etkisi altında olup bu kuvvetler titreşimlere neden olmaktadır. Titreşimlerin kabul edilebilir değerlere düşürülmesi ile hava araçlarının uçuş özelliklerine olumlu katkı yapılmaktadır. Bu nedenle hem tasarım hem de üretim aşamalarında uçak kanatlarının titreşim analizinin yapılması mühendislik çalışmalarında büyük öneme sahiptir. Bu tez çalışmasında, NACA 2412 profiline sahip uçak kanadı prototipi ve dört farklı kanatçık tasarlanmış ve PLA filament malzemesi ile imal edilmiştir. İmalatlar 3D yazıcı yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Rüzgâr tüneli ile farklı kanatçık tipleri için titreşim değerleri ölçülmüştür. Farklı tipte kanatçıkların, uçak kanadı titreşimlerini etkilediği belirlenmiştir. Kanatçık kullanımı motor kaynaklı titreşim genliğini azaltmıştır. NACA 2412 kanat profilinin Pulse MTC ve Abaqus yazılımlarıyla doğal frekans ve mod şekilleri elde edilerek karşılaştırılmıştır. Deneysel ve sayısal çalışma arasında bir uyum gözlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Uçak kanadı, kanat titreşimleri, kanatçık, rüzgâr tüneli.

THE WINGLET EFFECT ON VIBRATION IN AIRCRAFT WINGS

Akif KALINSAZLIOĞLU

Yozgat Bozok University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering
Master of Science Thesis

2019; Page: 81

Thesis Supervisor: Assist. Prof. Dr. Davut Erdem ŞAHİN

ABSTRACT

Aircraft wings are under the influence of aerodynamic forces during flight and these forces cause vibrations. Reducing vibrations to acceptable values makes a positive contribution to the flight characteristics of aircraft. Therefore, vibration analysis of aircraft wings in both design and production stages is of great importance in engineering studies. In this thesis, an aircraft wing prototype with NACA 2412 profile and four different aileron designs and PLA filament material were produced. Productions were carried out with the help of 3D printer. Vibration values were measured for different types of fins with the wind tunnel. It has been determined that different types of fins affect aircraft wing vibrations. The use of fins reduced the amplitude of the vibration caused by the motor. NACA 2412 wing profile was compared with Pulse MTC and Abaqus software to obtain natural frequency and mode shapes. A concordance between experimental and numerical study was observed.

Keywords: Aircraft wing, wing vibrations, winglet, wind tunnel.

TEŞEKKÜR

Her şeyden önce gerek yüksek lisans eğitimim süresince ve gerekse tüm tez çalışmalarımın başından sonuna her aşamasında bilgi ve tecrübeleri ile her konuda yardımcı olan tez danışmamım ve değerli hocam Sayın Dr. Öğr. Üyesi Davut Erdem ŞAHİN'e en içten teşekkürlerimi sunmak isterim.

Tez çalışmam süresince tecrübe ve deneyimlerinden faydalandığım değerli hocalarım Sayın Öğr. Gör. Ferdi GEVREK ve Öğr. Gör. Dr. Mehmet Akif DÜNDAR'a, Makine Mühendisi Muhammed Bahadır SÜZEN'e, eğitim sürem boyunca sağladıkları kolaylıklardan dolayı Yozgat İl Özel İdaresi Proje ve Yapım İşleri Bürosunda çalışan tüm iş arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Hayatımın her aşamasında maddi manevi her konuda tüm desteklerini esirgemedi sunan sevgili ailem ve sevgili eşim Sema KALINSAZLIOĞLU'na sonsuz teşekkür etmeyi borç bilirim.

TABLÖLAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 3.1. PLA Filament İçyapısı ve Yazdırma İşlemlerine Ait Özellikler.....	30
Tablo 4.1. Kanat Tiplerinin Maksimum Titreşim Genlikleri	60
Tablo 4.2. Taşıyıcı Kanadın Deneysel Doğal Frekansları.....	68
Tablo 4.3. PLA Filament Malzeme Özellikleri.....	70
Tablo 4.4. Taşıyıcı Kanadın Sayısal Doğal Frekansları	71
Tablo 4.5. Taşıyıcı Kanadın Deneysel ve Sayısal Doğal Frekansları	73

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1. Kanat Üzerinde Oluşan Hava Akımı [11]	5
Şekil 2.2. Kanat Ucunda Oluşan Dairesel Akış Görünümü [13].....	6
Şekil 2.3. Kanatçıklı ve Düz Kanat Ucu Arasındaki Vorteks Görüntüsü [14]	6
Şekil 2.4. Kanat Uç Tipleri [15].....	7
Şekil 2.5. Yukarı Eğimli Kanat Uçlarına Sahip Somerville [18].....	7
Şekil 2.6. Kanatçık Görünümü [21].....	8
Şekil 2.7. Whitcomb Kanatçık Tasarımı [23].....	9
Şekil 2.8. Learjet 28/29 Kanatçığı İle Uçan İlk Jet Uçağı [28].....	10
Şekil 2.9. Harmanlanmış Kanatçık [32].....	11
Şekil 2.10. Spiroid Kanatçık Görünümü [34].....	11
Şekil 2.11. Izgara Kanatçık Görünümü [36].....	12
Şekil 2.12. Raket Kanatçık Görünümü [38]	12
Şekil 2.13. Deneysel Modal Analizde Darbe Çekici İle Test Sistemi [40].....	14
Şekil 2.14. Fast Fourier Dönüşümünün 3 Boyutlu Görüntüsü [41].....	15
Şekil 2.15. Fourier Dönüşümü Gösterimi [42]	16
Şekil 2.16. Mod Şekilleri Gösterimi [43]	17
Şekil 2.17. Dassault Falcon 10'un Kanatçık 1545 İle Görünümü [45].....	19
Şekil 2.18. Rüzgâr Tünelindeki Kanatçıklı Uçak Modeli [47].....	19
Şekil 2.19. Analizleri Yapılan Farklı Kanatçık Modelleri [52].....	21
Şekil 2.20. Rüzgâr Tünelinde Gerçekleşen Test Görünümü [52].....	21
Şekil 2.21. Farklı Eğrilik Açısına Sahip Kanatçık Modelleri [53]	22
Şekil 2.22. Rüzgâr Tünelinde Test Edilen Farklı Kanat Düzenleri [54].....	22
Şekil 2.23. Çoklu Kanatçık Konfigürasyonları [55].....	23

Şekil 2.24. Transonik Rüzgâr Tünelindeki Model 55 [56]	23
Şekil 2.25. CHNT-1 Uçak Kanadının Rüzgâr Tünelinde Görünümü [57]	24
Şekil 2.26. Rüzgâr Tüneline Monte Edilmiş Kanatçıklı Uçak Modeli [58]	24
Şekil 2.27. Rüzgâr Tüneline Monte Edilmiş Model Uçak [59]	25
Şekil 3.1. NACA 2412 Kanat Profili [62]	26
Şekil 3.2. NACA 2412 Kanat Kesit Profili	27
Şekil 3.3. Solidworks'te Modellenen 3 Boyutlu NACA 2412 Kanat Profili	27
Şekil 3.4. NACA 2412 Kanat Kesit Görünümü	28
Şekil 3.5. Tasarlanan Kanatçık Profilleri	29
Şekil 3.6. Kanatçıkların Montaj Görünümleri	29
Şekil 3.7. Dilimleme Programı (a) ve Üretilen Kanatçık Görünümü (b)	31
Şekil 3.8. İmalatı Yapılan Kanat ve Kanatçık Görünümleri	32
Şekil 3.9. İmalatı Tamamlanmış Kanat ve Kanatçık Prototipleri	32
Şekil 3.10. Açık Çevrimli Rüzgâr Tüneli [65]	33
Şekil 3.11. Rüzgâr Tüneli Tasarım Görünümü	33
Şekil 3.12. Deneysel Çalışmalarda Kullanılan Rüzgâr Tüneli	34
Şekil 3.13. Rüzgâr Tüneli Deney Odasındaki Kanat ve Kanatçıkların Görünümü ...	35
Şekil 3.14. Hücum Açısı [67]	35
Şekil 3.15. Taşıyıcı Kanat Profiline Tünel İçerisinde Laminer Akış Görünümü	36
Şekil 3.16. Akım Düzenleyicisi	37
Şekil 3.17. Titreşim Analizörü	38
Şekil 3.18. Darbe Çekici	38
Şekil 3.19. Üç Eksenli İvmeölçerin Konumu	39
Şekil 3.20. Pulse Programı Ekran Görünümü	39
Şekil 3.21. Tünel İçindeki Taşıyıcı Kanat (a), Model Gösterimi (b) ve Eşdeğer Titreşim Sistemi (c)	40

Şekil 4.1. Deney Düzenegi Görünümü	43
Şekil 4.2. Pulse Analiz Ayarı Pencere Görünümü	44
Şekil 4.3. Anemometre İle Akış Hızı Ölçümü	44
Şekil 4.4. A Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	45
Şekil 4.5. A Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	46
Şekil 4.6. A Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	47
Şekil 4.7. B Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	48
Şekil 4.8. B Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	49
Şekil 4.9. B Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	50
Şekil 4.10. C Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	51
Şekil 4.11. C Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	52
Şekil 4.12. C Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	53
Şekil 4.13. D Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	54
Şekil 4.14. D Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	55
Şekil 4.15. D Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	56
Şekil 4.16. O Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	57
Şekil 4.17. O Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	58
Şekil 4.18. O Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri	59

Şekil 4.19. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin X Yönündeki 0 – 3.2 kHz Aralığında Titreşim Verileri.....	61
Şekil 4.20. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin X Yönündeki 0 – 500 Hz Aralığında Titreşim Verileri.....	62
Şekil 4.21. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Y Yönündeki 0 – 3.2kHz Aralığında Titreşim Verileri.....	63
Şekil 4.22. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Y Yönündeki 0 – 500Hz Aralığında Titreşim Verileri.....	64
Şekil 4.23. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Z Yönündeki 0 – 3.2kHz Aralığında Titreşim Verileri.....	65
Şekil 4.24. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Z Yönündeki 0 – 500Hz Aralığında Titreşim Verileri.....	66
Şekil 4.25. Pulse MTC’de Oluşturulan Geometrik Model	67
Şekil 4.26. Ankastre-Serbest Sınır Şartına Sahip Kanat.....	68
Şekil 4.27. 1.Mod Şekli ($f = 19$ Hz).....	69
Şekil 4.28. 2.Mod Şekli ($f = 27$ Hz).....	69
Şekil 4.29. 3.Mod Şekli ($f = 80$ Hz).....	70
Şekil 4.30. NACA 2412 Sonlu Elemanlar Modeli.....	71
Şekil 4.31. 1.Mod Şekli ($f = 17,27$ Hz).....	72
Şekil 4.32. 2.Mod Şekli ($f = 28,26$ Hz).....	72
Şekil 4.33. 3.Mod Şekli ($f = 104,20$ Hz).....	73

KISALTMALAR LİSTESİ

NACA	: National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	: National Aeronautics and Space Administration
İHA	: İnsansız Hava Aracı
FFT	: Fast Fourier Transform
SE	: Sonlu Elemanlar
3D	: Üç Boyut
PLA	: Polilaktik Asit
ABS	: Akrilonitril Bütadien Stiren
FDM	: Fused Deposition Modeling
USB	: Universal Serial Bus
STL	: Stereolithography
Hz	: Hertz
MTC	: Modal Test Consultant

SEMBOLLER LİSTESİ

[M]	: Kütle Matrisi
[K]	: Rijitlik Matrisi
[C]	: Sönümlenme Matrisi
{F}	: Kuvvet Matrisi
ω_i	: Doğal Frekans
H(ω)	: Frekans Tepki Fonksiyonu
{\ddot{x}}	: İvme Vektörü
{\dot{x}}	: Hız Vektörü
{x}	: Deplasman Vektörü
X(ω)	: Frekans Ortamındaki Tepki Fonksiyonu
F(ω)	: Frekans Ortamındaki Etki Fonksiyonu
E	: Elastisite Modülü
ρ	: Yoğunluk
k	: Yay rijitlik katsayısı
δ	: Sehim
I	: Eğilme Momenti
m	: Kütle
L	: Uzunluk
b	: Sönüm Sabiti
α	: Hücum Açısı

1. GİRİŞ

Uçak kanatları, uçağı kaldıran ve havada kalmasını sağlayan en önemli yapıdır. Bir uçağın kanatları genellikle süpürme ve dihedral açıları olan ve sivrilen, ince çeperli, düzgün olmayan ve keyfi şekilli yapılardan oluşur. Bu özellikler karmaşık yapısal modelleme gerektiren bir durumdur. Uçak mühendisliği çalışmalarında uçak kanadı analizinin serbest titreşim analizi, bir uçak tasarlama sürecinde ele alınması en güç sorunlardan biri olup uçak kanatlarının performanslarının analiz edilmesi büyük öneme sahiptir [1]. Uçak kanatları birçok dinamik sistemlerde olduğu gibi titreşim hareketi yapmaktadır. Uçak kanatlarında meydana gelen titreşimler seyir halinde iken genellikle hava akımı ve uçak motorundan kaynaklanmakta olup kanat üzerinde oluşan kuvvetler sonucu arzu edilmeyen titreşimler meydana gelmektedir.

Titreşim çok basit bir deyişle bir makine veya mekanik parçasının başlangıç pozisyonundan ileri geri hareketidir. Titreşim, mekanik sistemlerde mevcut olan ve mühendislik tasarımlarının yapısını etkileyen ve yapı davranışları üzerinde önemli bir etkiye sahip olan fiziksel bir harekettir. Genel olarak titreşimlerin kabul edilebilir değerlere düşürülmesi mühendislik tasarımlarında ana hedefler arasındadır. Titreşim analizi, makine ekipmanlarının çalışma ve mekanik durumunu belirlemek için kullanılmakla beraber ekipmanlarının güvenilirliğini önemli ölçüde artırmak için yapılmaktadır. Tasarım planlamalarında yapılan titreşim analizleri ile ileride ortaya çıkabilecek büyük titreşim sorunlarının çok ciddi hale gelmeden önüne geçebilmektedir [2].

Makinelerde meydana gelen titreşimler mekanik parçalarda hasarlara yol açmakta ve ilerleyen safhalarda kırılmalar oluşmaktadır. Bunun en önemli sebebi makinenin çalışma frekansıyla mekanik parçaların doğal frekansının çakışması başka bir deyişle rezonans olayının meydana gelmesidir. Makinelerin çalışmalarından dolayı oluşan titreşimlerin engellenmesinin zor olduğundan mekanik parçaların bu titreşimlere karşı davranışlarının belirlenmesi gerekliliği ortaya çıkmıştır. Bu amaçla 1940'lı yıllarda uçak parçalarının dinamik parametreleri olarak isimlendirilen doğal

frekansları, sönüm oranları ve mod şekillerinin deneysel olarak belirlenmesi amacıyla çalışmalar yapılmış ve deneysel modal analiz yöntemi geliştirilmiştir [3].

Titreşim analizi mekanik sistemlerin dinamik karakterini belirleyen önemli bir analiz yöntemidir. Titreşimler mühendislik tasarımlarında planlamalar dışında oluşabildiği gibi sistemde yapılan değişimlerle de meydana gelebilir [4]. Mekanik sistemlerin dinamik yükler etkisindeki davranışları her ayrı sistem için karakteristik özelliğe sahip dinamik parametreler kullanılarak belirlenmektedir. Bu çalışmaların deneysel olarak incelenmesi için yapılan deneysel modal analiz yöntemi son zamanlarda gitgide önemli hale gelmiştir. Teorik olarak hesaplanan dinamik parametreler deneysel olarak doğrulanması mühendislik tasarımlarında güvenli sonuçlara ulaşılmasını olanak sağlamaktadır.

Titreşimler uçak kanatlarının hem mekanik ve elektronik sisteminin sağlıklı çalışması hem de yorulma dayanımı bakımından oldukça önemlidir. Kanatlarda oluşan titreşimlerin azaltılması için serbest titreşimlerinin araştırılması gerekmektedir. Bu nedenle kanatların tasarım aşamasında maruz kalacakları dinamik ve statik yüklere karşı verecekleri cevapların incelenmesi çok önemlidir. Söz konusu bu cevaplar sinyal analiz teknikleri kullanılarak belirlenebilmektedir. Kanatlara etki eden dinamik ve statik yüklerden oluşan titreşimlerin analizleri ile doğal frekans grafikleri elde edilir. Bu grafiklerden kanadın rezonansa girme frekanslarının elde edilmesi tasarım için çok önemlidir. Yapıya uygulanan periyodik bir kuvvetin frekansı, bu doğal frekanslardan herhangi birisi civarında ise, bu frekans uyarılmış olur ve yapı bu doğal frekans ve şekli ile titremeye başlar. Eğer uyarıcı kuvvetin frekansı ile yapının doğal frekansı çakışır ise rezonans olayı meydana gelir. Rezonans istenmiyorsa, ya uyarıcı kuvvetin frekansının, ya da yapının frekansının değiştirilmesi gerekecektir [5]. Bu sebeple tasarım ve üretim aşamalarında titreşim analizinin yapılması ve doğal frekans değerleri ile mod şekillerinin tespit edilmesi titreşim temelli mühendislik problemlerinin çözümünde büyük bir öneme sahiptir.

Havacılık tarihinde uçaklar hakkında gelişmeler sürekli olmuştur. Havayolu şirketleri ve uçak üreticileri uçak performansını arttırmak için aerodinamik, yapı, tahrik ve kontrol mekanizması gibi her alanda çok fazla çalışma yapmıştır. Uçakların performansını arttırmak için en önemli etkenlerden sürüklenme kuvvetinin azaltılması

gerekmektedir. Bu da uçaklarda performans göstergesi olan kaldırma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranının artmasına dolayısıyla uçaklarda performans artışını sağlamaktadır [6]. Kanatların aerodinamik performansını artırmak için de birçok araştırmalar yapılmış olup kanat uçlarında oluşan vortekslerin ve indüklenmiş sürüklemenin oluşturduğu etkinin azaltılması için uçuş karakteristiğini artıran birçoğ kanatçık tasarlamışlardır. Tasarlanan kanatçıklar kanatta küçük vortekslerin oluşumunu sağlayarak vorteksleri yüzey üzerine dağıtıp daha küçük sürüklenme oluşumunu ve taşıma kuvvetinin artışını sağlamaktadır [7]. Kanatçıklar, kanatların aerodinamik performansının artırırken aynı zamanda titreşim özelliklerini değiştirmektedir. Bu nedenle kanat sisteminin doğal frekans ve mod şekilleri tekrar tespit edilip hesaplanması gerekmektedir.

Bu tezde, farklı geometriye sahip kanatçıkların NACA 2412 taşıyıcı kanat profili ucuna eklenerek titreşim özelliklerinin araştırılmasını konu almaktadır. Bu kapsamda rüzgâr tüneli içerisinde akış anında kanat uç noktasının dinamik davranışı incelendi. Farklı tiplerde kanatçıklarla yapılan kanat titreşim testlerinden kanatçık kullanımının motor titreşimini baskıladığu, kanat titreşimlerini her üç ekseninde etkilediğu gözlemlendi. Ayrıca taşıyıcı kanadın (NACA 2412) deneysel ve sayısal modal analizleri yapıldı. Deneysel modal analizde çekici testi uygulandı. Sayısal modal analizde Abaqus sonlu elemanlar yazılımı kullanıldı. Deneysel ve sayısal modal analiz sonucunda doğal frekans ve mod şekilleri elde edildi ve sonuçlar karşılaştırıldı.

2. GENEL BİLGİLER

2.1. Uçaklarda Meydana Gelen Titreşimler

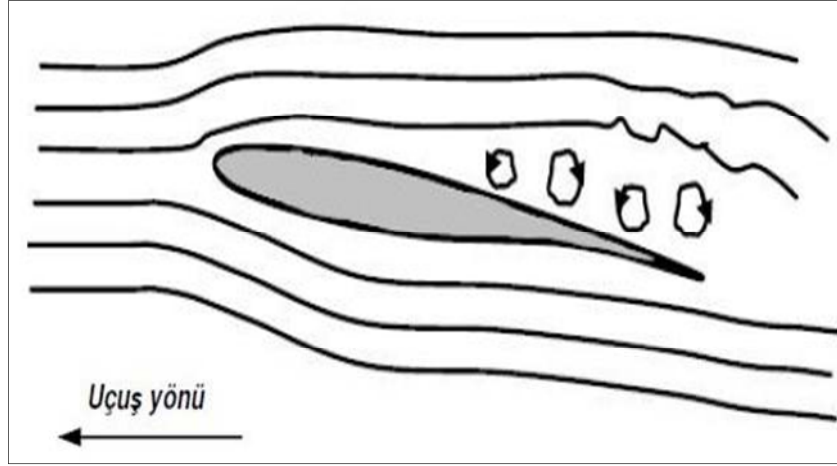
Uçakların uçuş esnasında titreşim yapmaları olağandışı bir durum değildir. İniş takımlarının açılması veya geri çekilmesi, uçak pistlerinin yapısı, hız frenlerinin uzatılması, hareketli yüzeylerde serbest oynama ve sistem arızaları dâhil olmak üzere birçok uçak titreşim nedeni bulunmaktadır [8]. Aerodinamik kuvvetler, mekanik arızalar ve atmosferik türbülans gibi dış faktörler uçağın titreşimine neden olabilir. Uçaklarda meydana gelen tüm titreşimler, uçuş ekibi ve yolcularda kolayca veya zorlukla algılanabilen frekans ve büyüklüklere sahiptir [8].

Uçakların genel yapısı incelendiğinde yapı üzerine birçok yük binmektedir. Bu yükler arasında atalet ve itki kuvvetleri, ağırlık, aerodinamik yükler en önemlileridir. Söz konusu bu yükler uçaklarda titreşimlere neden olmaktadır. Bu nedenle uçak tasarımlarında ya da mevcut uçaklarda çalışmalar yapılırken yapı üzerine binen yüklerin meydana getirdiği titreşimlerinin incelenmesi gerekmektedir [9].

Gövde, kanat, kuyruk gibi yapı elemanları üzerinde değişik modlarda (burulma, esneme vs.) titreşimler meydana gelebilir. Bundan dolayı tasarım aşamasında yapılar ayrı ayrı değerlendirilir. Sonrasında uçak bir bütün halinde üzerine etki eden yüklere karşı dayanımı incelenir [9].

Uçak kanatları, uçağı kaldıran ve havada kalmasını sağlayan en önemli yapıdır. Uçuş boyunca kanatlarda meydana gelen dinamik yükler, çatlak oluşumlarına sebep olmakla beraber oluşan çatlaklar sonucunda kırılmalar meydana gelebilmektedir [10].

Uçak kanatları üzerine hava akımı etkisinden dolayı birden fazla yük binmektedir. Şekil 2.1'de uçak kanat profilinden geçen havanın oluşturduğu kuvvet etkisi genel olarak gösterilmektedir. Bu kuvvet etkisiyle kanat üzerinde, kanat üst bölgelerinde türbülans basıncı gelişigüzel oluşur. Normal şartlarda kanat basit bir yapıya sahip olduğundan ölçümlerde sinüzoidal bir dalga meydana gelmesi gerekirken kanat üzerinde oluşan bu kuvvetler nedeniyle gelişigüzel dalgalar gözükür [11].

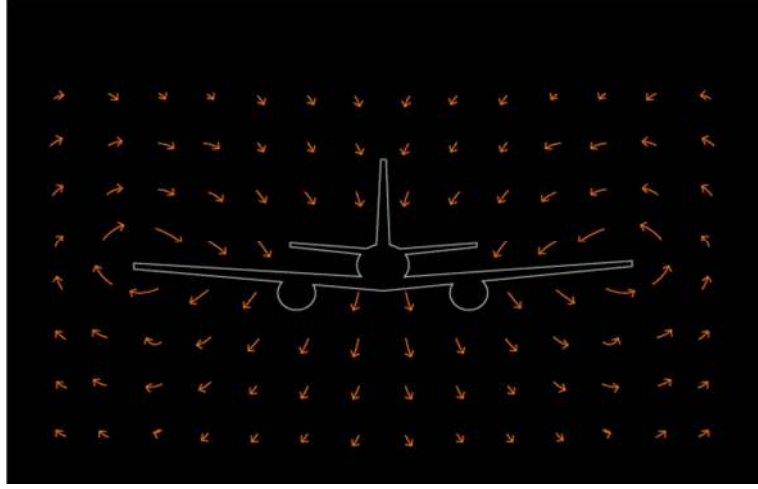


Şekil 2.1. Kanat Üzerinde Oluşan Hava Akımı [11]

Uçaklarda titreşimlere sebep olan diğer bir faktör ise uçak iniş takımlarıdır. Uçakların iniş sırasında üzerine binen yükleri karşılayan iniş takımları aynı zamanda aerodinamik yapıyı da değiştirmektedir. Değişen aerodinamik kuvvetler nedeniyle titreşimler meydana gelmektedir. Uçak iniş takımları bilindiği üzere uçak kanadında veya gövdesinde yer almaktadır. Kanat ve gövdede oluşan bu titreşimleri uçak tüm yapısıyla sönmülemeye çalışmaktadır. Bunun sonucunda uçak yapısı üzerinde düzensizlikler başlamakla beraber kırılmalara da neden olabilir [12].

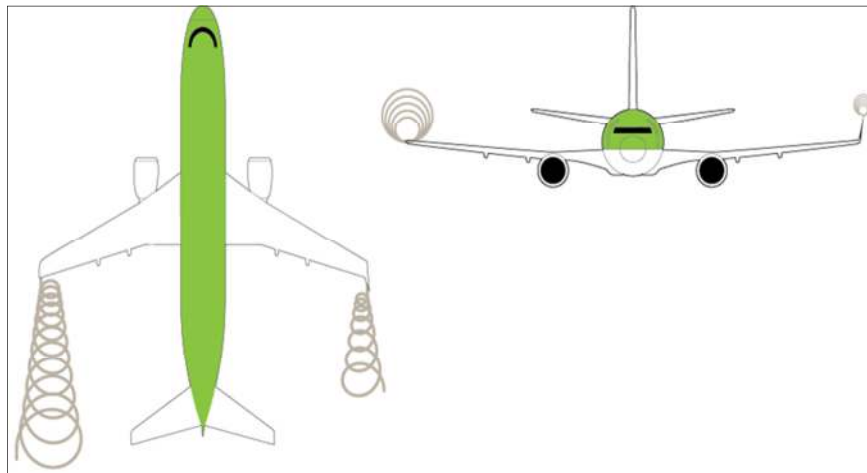
2.2. Kanat Uçları

Kanat verimliliğini artırmak havacılık meraklıları tarafından sürekli bir çaba olmuştur. Uçağın tasarımı ağırlık kısıtlamaları ve en boy oranının geometrik özelliği ile sınırlıdır. Bu nedenle, mevcut uçakta veya yeni tasarımda yapılacak herhangi bir ekleme ya da değişiklik bu perspektifte görülmelidir. Uçak kanatlarında oluşan vorteksler kanadın üst yüzeyindeki düşük basınç ve kanadın alt yüzeyindeki yüksek basıncın neden olduğu hava akımı nedeniyle oluşur. Bu hava akımına kanat ucu vorteksi denir. Kanat ucunda meydana gelen vortekslerin kanat titreşimleri açısından olumsuz etkileri olmaktadır. Söz konusu basınç dengesizliğinin sonucu olarak dairesel akış deseni Şekil 2.2’de gösterildiği gibi oluşur. Bu da uçakta indüklenmiş sürüklemeye sebep olmaktadır. Bu sorunu hafifletmek için araştırmacılar kanat ucu vortekslerin üstesinden gelebilecek cihazların piyasaya sürülmesiyle en uygun çözüm bulmuşlardır [13].



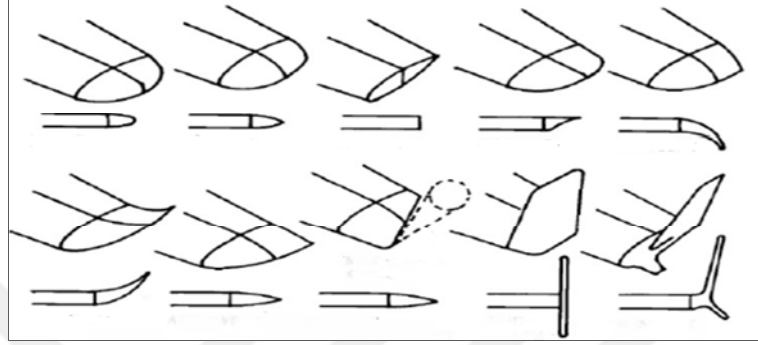
Şekil 2.2. Kanat Ucunda Oluşan Dairesel Akış Görünümü [13]

Aerodinamik kuvvetlere etki eden sürüklenme kuvvetinin türlerinden olan indüklenmiş sürüklemenin azaltılmasının en etkili yöntemi kanat ucunda oluşan vortekslerin azaltılmasıdır. Kanat uçlarında, kanatlarda meydana gelen vortekslerin ve indüklenmiş sürüklemenin oluşturduğu etkiyi önemli ölçüde azaltarak uçağın aerodinamik verimliliğini arttırmak için tasarlanan ve uçağın taşıma özelliklerini de geliştiren bileşenlerdir. Kanat uçları kanatta küçük vortekslerin oluşumunu sağlayarak vorteksleri yüzey üzerine dağıtıp daha küçük sürüklenme oluşumunu ve taşıma kuvvetinin artışı sağlamaktadır [7]. Şekil 2.3'de uçuş esnasında kanat ucunda meydana gelen vortekslerin kanatçıklı ve kanatçıksız kanata göre vorteks oluşumunu göstermektedir [14].



Şekil 2.3. Kanatçıklı ve Düz Kanat Ucu Arasındaki Vorteks Görüntüsü [14]

Kanat uçları, hava araçlarında sürekli olarak gelişme göstermiştir. Kullanım amaçlarına göre farklı şekillerde ve boyutlarda tasarlanmış birçok kanat ucu tipi bulunmaktadır ve bazıları Şekil 2.4'de gösterilmiştir. Kanat uçları kanatlara eklenerek vorteks oluşumunu en uç kısma ötelemektedir.



Şekil 2.4. Kanat Uç Tipleri [15]

2.2.1. Kanat Ucu Tiplerinin Tarihçesi

Uçağa kanat ucu kullanma fikri ilk olarak 1897’ de bir İngiliz bilim adamı olan F. Lanchester tarafından ortaya konuldu. İndüklenen sürüklemeyi azaltmak için uç plaka tekniğini geliştirdi. Bu tekniğin ilk patentini “kanat ucu” olarak aldı ve düşük hızlarda kanat sürtünmesini azaltacağını önerdi. Ancak, kanat sürüklemesinde çok büyük bir artışa neden olan büyük akış ayrımları yarattığı için tasarım seyir koşullarında çok verimli değildi [16]. 1910'da ABD'de doğmuş İskoç mühendis Somerville yukarı kavisli kanat uçları için patent aldı [17]. Şekil 2.5’de Somerville’nin kendi adını verdiği uçağın kanat uçlu hali gösterilmektedir.



Şekil 2.5. Yukarı Eğimli Kanat Uçlarına Sahip Somerville [18]

Ardından, araştırmacılar 1928 ve 1950 yılları arasında teorik çalışmaların yanında deneysel çalışmalarda yapmışlardır. National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) tarafından yapılan deneysel çalışmalar teorik olarak elde edilen değerlere uygun olmamıştır. Tasarımı basit kalan kanat uçları arzu edilen değerlere ulaşmamıştır [19].

2.3. Kanatçık

Kanatçıklar, kanat uç tiplerinde en yaygın kullanılan tip olup küçük, dikeye yakın ve kanat benzeri yüzeyleri olan yapılardır.

2.3.1. Tanım

Kanat uçlarına eklenen kanatçıklar köpekbalığı yzgelerinden esinlenerek yapılmış olup genellikle sabit kanatlı uçaklarda uçağın uçuş performansını iyileştiren ve aerodinamik performansının artırılması için kullanılan kanat ucu tasarımı olup kanat ucu vorteksleri minimuma indiren yapılardır. Tek parçadan oluşan kanatçık dışa ve yukarı doğru yaptığı kıvrımın eğimli olmasından dolayı sürüklemeyi azalttığı, itif performansını ve uçakların menzilinı artırdığı hesaplanmıştır [20]. şekil 2.6'da kanatçıklı kanat görünümü gösterilmektedir.

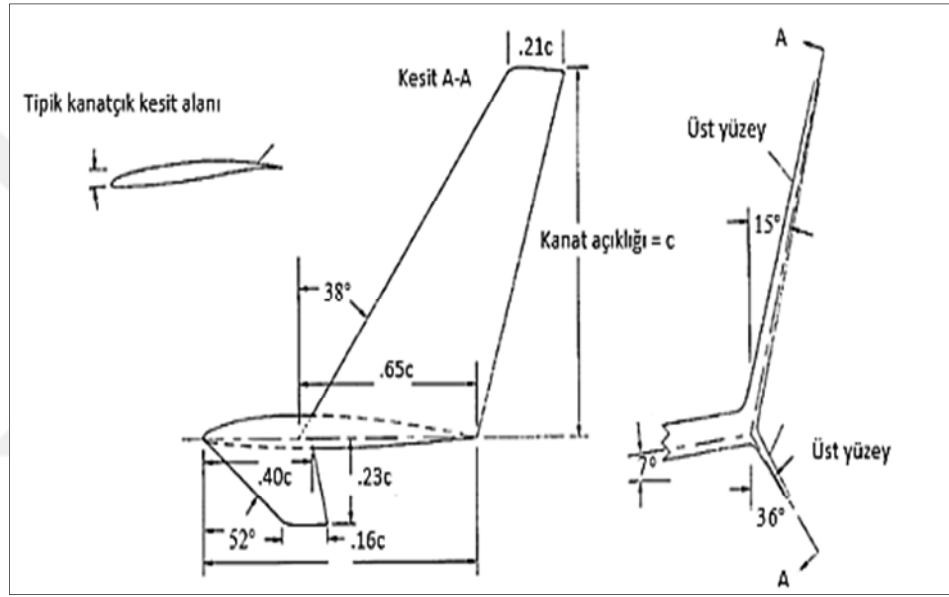


şekil 2.6. Kanatçık Görünümü [21]

Kanat uçları arasında en yaygın olarak kullanılan kanatçıklar diğer kanat ucu plakalarına oranla daha iyi aerodinamik performans gösterdikleri ve kanat ucu vortekslerini azaltarak taşıma kuvvetini arttırıldığı kanıtlanmıştır [22]. Tüm dünyadaki hava taşıtları ticari olarak karlı işletme maliyetini etkilemek için yakıt tasarrufu için kanatçık teknolojisini kullanmaktadır.

2.3.2. Kanatçığın Keşfi

Kanatçıkların tarihi, kanatçık yaratıcı olarak bilinen NASA Langrey Araştırma Merkezi'nde bir hava mühendisi olan Richard T. Whitcomb ile 1970'lerin başında başlamaktadır. Whitcomb Şekil 2.7'de gösterildiği gibi kanatçık olarak isimlendirdiği, yüksek boyut oranlı, özenle tasarlanmış düzlemsel kanat uçlarını tasarladı ve rüzgar tüneline test etti. Deneysel çalışmalarında kanat verimliliğini % 9 arttırdığını ve indüklenmiş sürüklemeyi de %20 azalttığını tespit etti [23].



Şekil 2.7. Whitcomb Kanatçık Tasarımı [23]

Sonrasında Heyson matematiksel çalışmasında, kanatçıkların aerodinamik performans açısından önemli üstünlük sağladığını çeşitli kanatlar üzerinde denediği ilkel kanatçık tasarımlarıyla göstermiştir [24]. Kanatçıkların verimlilikleri birçok araştırmacı tarafından ispat edilmiş olsa da o günün şartlarında yüksek üretim ve bakım maliyetleri nedeniyle tüm uçaklara montajı yapılamamıştır. 2008 yılından sonra artan yakıt fiyatları ve işletme giderleri kanatçıkları tekrar kullanma görüşünü getirmiştir. Havayolu firmaları ve uçak üreticileri işletme maliyetlerini ve yakıt giderlerini düşürebilmek için yeni teknolojiler geliştirmişler ve aerodinamik iyileştirmeler yapmışlardır [25].

İndüklenmiş sürüklenme seyir durumunda ticari bir uçağın toplam sürtünmesinin % 40'ını oluşturur [26]. Bu açıdan, kanatçıkların indüklenen sürüklenme etkisini

azaltmak için büyük önemi sahiptir. Kanatçığın uçağın menzilini seyir durumunda yaklaşık %7 oranında artırdığını göstermek için çalışmalar yapılmıştır [27].

Şekil 2.8'de ilk jet uçağı olan, kanatçıkla uçan Learjet Model 28' i göstermektedir. Uçuş testi, kanatçıkların Learjet Model 28' in menzilini yaklaşık % 6,5 artırdığını gösterdi [28].



Şekil 2.8. Learjet 28/29 Kanatçığı İle Uçan İlk Jet Uçağı [28]

Günümüzde, Boeing ve Airbus gibi havayolu firmalarının hemen hemen tüm ticari uçaklarında kullanılan kanatçıklar indüklenen sürükleme etkisini azaltarak uçağın menzil ve malzeme ömrünü uzamasını sağlamış olup uçağın daha fazla saat havada kalmasını sağlamışlardır. Dahası, son zamanlarda farklı şekillerde İHA'lar üzerinde de kullanılmış olup özellikle uzun ömürlü İHA için uç vorteksinin ve indüklenmiş sürüklemenin etkinin azaltılması için uçuş karakteristiğini artıran birçok kanatçık tasarlamışlardır [29,30].

2.3.3. Kanatçık Tipleri

Kanatçık Whitcomb tarafından keşfedildikten sonra, uçak tasarımcıları tarafından birçok kanatçık türü geliştirilmiştir. Tasarımcılar ve uçak üreticileri tarafından geliştirilen kanatçıkların bazıları aşağıdaki bölümde ele alınmıştır.

2.3.3.1. Harmanlanmış Kanatçık

1994 yılında Grazter tarafından Şekil 2.9’da gösterilen harmanlanmış adı verilen bir kanatçık tasarımı geliştirmiştir. Bu tasarımda kanat ve kanatçığın birleştiği geçiş alanı keskin bir kenar değildi ve birleşim noktası yumuşak bir eğri izlemekteydi. Bu kanatçığın amacı Whitcomb’un kanatçıklarında oluşan parazit sürüklemesini azaltmaktı. Söz konusu tasarımın patentini aldı [31]. Şekil 2.9’da uçak kanadının uç kısmında gösterilen harmanlanmış kanatçıktır.



Şekil 2.9. Harmanlanmış Kanatçık [32]

2.3.3.2.Spiroid Kanatçık

1992 yılında Gratzler tarafından spiroid adı verilen kanatçık tasarımı yapıldı ve patentini aldı. Spiroid uçlu kanat, indüklenen sürüklemeyi azaltmak ve uç vortekslerle ilişkili gürültü etkilerini azaltmak için tasarlanmıştır [33]. Şekil 2.10’da uçak kanadının uç kısmında gösterilen spiroid tipi kanatçıktır.



Şekil 2.10. Spiroid Kanatçık Görünümü [34]

2.3.3.3. Izgara Kanatçık

Kanat ızgara geometrisi, ızgarayı oluşturan kanat bölümünün ucundan birbirine paralel uzanan iki veya daha fazla kanat benzeri yüzeyle tanımlanır. 1998 yılında La Roche tarafından ızgara kanatçık tasarımı yapıldı ve patenti alındı. Uç tertibatı olmayan kanatların tamamı yerine, kısmi açıklıktaki kanat ızgaraları değiştirilebilir. La Roche, kanat ızgarasının, kanat açıklığı uzatmasıyla karşılaştırıldığında indüklenen sürüklemeye daha fazla azalma sağlayabileceğini iddia etti [35]. Şekil 2.11’de uç kanadının uç kısmında gösterilen ızgara tipi kanatçıktır.



Şekil 2.11. Izgara Kanatçık Görünümü [36]

2.3.3.4. Raked Kanatçık

Boeing mühendisi Herrick tarafından tasarlanan raked kanatçık 2000 yılında patenti alındı. Raked kanatçık ana kanattan daha yüksek süpürge açısına sahip bir şekilde tutturulur. Bu sayede kanat ucunda oluşan vortekslerin oluşturduğu olumsuz etkiler azalmaktadır [37]. Şekil 2.12’de gösterilen yeni nesil Boing 777 uçakta raked kanatçık kullanılmıştır



Şekil 2.12. Raket Kanatçık Görünümü [38]

2.4. Modal Analiz

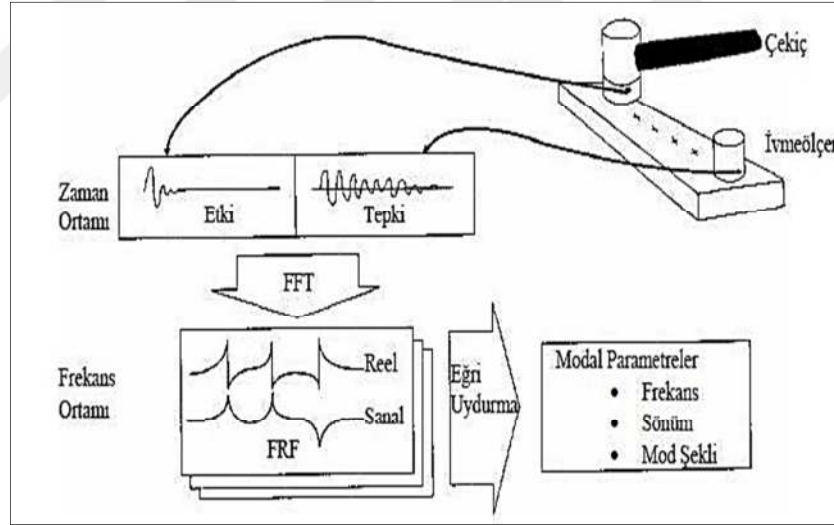
Modal analiz, mekanik yapıların dinamik karakteristiklerinin belirlenmesi için uygulanan yaygın bir yöntemdir. Mekanik yapılarda hasara neden olan titreşimleri veya oluşan titreşimleri minimuma indirmeye yardımcı olur. Bu şekilde mekanik yapıların performansı artırılabilir. Modal analiz yöntemi ile analizi yapılacak sisteme bir kuvvet uygulayarak sistemin kuvvete karşı gösterdiği tepkisi ölçülmektedir. Bu yöntemle, analizi yapılacak sistemlerin dinamik parametreleri olarak adlandırılan doğal frekans, mod şekilleri ve sönüm oranları deneysel olarak bulunabilmektedir. [3]. Kullanım alanı çok geniş olmakla beraber özellikle hava, uzay ve savunma sanayisinde yaygın kullanılmaktadır. Bu yöntemle uçaklardaki titreşim problemlerinin belirlenmesi, makine elemanlarının titreşim analizlerinin yapılması gibi birçok mühendislik alanında yaygın olarak kullanılmaktadır [39]. Ayrıca titreşimin sorun yaratabileceği her tasarımda modal analiz çalışması önem taşımaktadır. Modal analiz yöntemi, günümüzde teknolojinin gelişmesiyle sistemlerin dinamik karakteristiklerinin tespit edilmesinde veya iyileştirilmesinde olanak sağlamıştır. Yapılar üzerinde oluşan istenmeyen titreşimlere karşı sayısal, analitik ve deneysel yöntemlerle veya bunların kombinasyonları ile daha dayanıklı ürünler ortaya koyma gereksinimi mühendislerin karşısına çıkmaktadır. Modal analiz araştırmacılar tarafından günümüzde çok fazla ilgilenilen bir konu olmuştur. Bilgisayar teknolojisinin geliştiği günümüzde bilgisayar destekli ölçüm cihazları bu işlemin daha hızlı yapılmasına olanak sağlamaktadır. Özellikle kompleks yapıli sistemlerin tasarım özelliklerine karşı gösterdiği tepkilerin ölçülmesi ve tasarımın optimize edilebilmesi açısından bilgisayar destekli ölçümlerin kısa sürede verdiği başarılı sonuçlarla önemli hale gelmiştir. Modal analiz ile sistemlerin dinamik davranışlarını belirlemede matematiksel bir model kullanılır. Formüle edilen matematiksel model sistemin modal modeli olarak adlandırılmaktadır. Modal analiz yöntemi deneysel ve teorik olmak üzere iki kısımda incelenir.

2.4.1. Deneysel Modal Analiz

Deneysel modal analiz yöntemi teknolojik gelişmelere paralel olarak araştırmacılar tarafından ilgi çekici bir konu olmuştur. Günümüzde gelişen teknoloji ile bilgisayar destekli elektriksel ölçüm cihazları deneysel çalışmaların daha hızlı ve güvenilir

şekilde yapılmasına imkân sağlamıştır. Söz konusu analiz yöntemi ile mekanik sistemlerin doğal frekans, mod şekilleri ve sönüm oranları deneysel çalışma ile belirlenebilmektedir. Böyle bir deneysel yöntem gereklilik duyulmasının ana sebepleri arasında teorik olarak yapılan modal analizlerin doğruluğunu göstermek, yapılan kabullerin gerçekte sağlanıp sağlanmadığını tespit etmek veya teorik analizin yapılmasında zorluk çekilen mekanik sistemlerin dinamik karakteristiklerinin belirlenmesi için deneysel modal analiz yöntemine ihtiyaç duyulmuştur.

Deneysel olarak analizi yapılacak mekanik sisteme önceden belirlenen noktalara çekiç ile kuvvet uygulanır ve birçok noktadan sistemin bu kuvvete karşı gösterdiği tepki ölçülür. Uygulanan kuvvetin büyüklüğü kuvvet transdüseriyle ölçülmektedir. Sistemin kuvvete karşı gösterdiği tepki ise modal ivmeölçer ile x, y ve z eksenlerinde ölçülmektedir. Elde edilen verileri görmek için sinyal analizörü kullanılmaktadır [40].



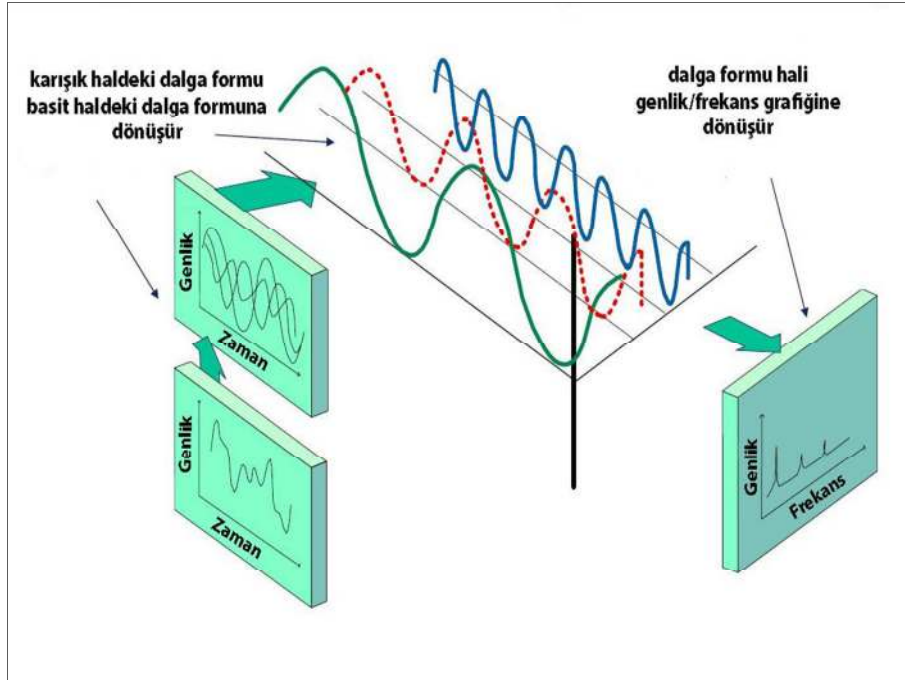
Şekil 2.13. Deneysel Modal Analizde Darbe Çekici İle Test Sistemi [40]

Şekil 2.13’de şematik olarak gösterildiği gibi analizi yapılacak sisteme çekiç ile uygulanan kuvvet zaman ortamında ölçülür. Uygulanan kuvvet, darbe çekicinin ucunda bulunan kuvvetölçer ile tespit edilir. Uygulanan bu kuvvet altında, sistem malzeme özelliklerine ve sınır koşullarına bağlı olarak titreşim hareketi yapar. Sistemin bu kuvvete karşı gösterdiği tepki, analizi yapılacak sisteme bağlanan ivmeölçer ile x, y ve z eksenlerinde zaman ortamında ölçülür [40].

2.4.1.1. Fourier Dönüşümü

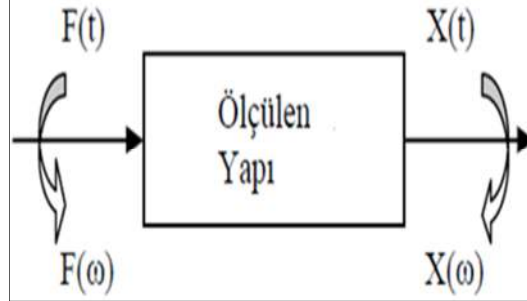
Titreşim analizlerinde kullanılan Fourier dönüşümü (FFT – Fast Fourier Transform) istatistik tabanlı olup matematiksel bir işlemdir. Titreşimi yapılacak makinelerin veya parçalarının titreşim ölçümlerinde elde edilen titreşim analiz dataları tüm sinüsoidal dalgaların üst üste eklenerek oluşturdukları kompleks yapılı dalga biçiminde olup titreşim analizinin yapılabilmesi için kompleks yapılı dalgayı oluşturan tüm sinüsoidal dalgaların ayrıştırılması gerekmektedir. Fourier Dönüşümü sayesinde kompleks yapılı dalgayı oluşturan sinüsoidal dalgalara erişilir [2].

Fourier Dönüşümü Şekil 2.14’de gösterildiği gibi genlik - zaman şeklindeki kompleks yapılı dalga formunu genlik - frekans spektrumuna dönüştürür. Bu dönüşüm FFT (Fast Fourier Transform) analizörleri aracılığıyla yapılır. Elde edilen dalgalarla hangi frekansta ne şiddette bir titreşim olduğunu gösterir. Titreşim dönüştürücüler bu hareketi elektrik sinyaline dönüştürür. Elektrik sinyali daha sonra veri toplayıcılara veya analizörlere iletilir. Analizörler daha sonra FFT’leri ve diğer parametreleri vermek için bu sinyali işlemektedir [2].



Şekil 2.14. Fast Fourier Dönüşümünün 3 Boyutlu Görüntüsü [41]

Fourier dönüşümü kullanılarak etki ve tepki fonksiyonları Şekil 2.15’de şematik olarak gösterildiği gibi zaman ortamından frekans ortamına dönüştürülür [42].



Şekil 2.15. Fourier Dönüşümü Gösterimi [42]

Çok serbestlik dereceli bir sisteme ait hareket denkleminin çözümünde yapının tepki modelini oluşturmak için yapının aynı frekansta fakat değişen genlik ve fazda sinüzoidal bir kuvvetle titreştirildiği varsayıldığında, hareket denklemi;

$$([K] - \omega^2 [M])\{X\}e^{i\omega t} = \{F\}e^{i\omega t} \quad (2.1)$$

şeklinde düzenlenir. Bu ifadeden frekans tepki fonksiyonu $H(\omega)$,

$$\{X\} = ([K] - \omega^2 [M])^{-1} \{F\} \quad (2.2)$$

$$H(\omega) = \frac{X(\omega)}{F(\omega)} \quad (2.3)$$

olarak elde edilir.

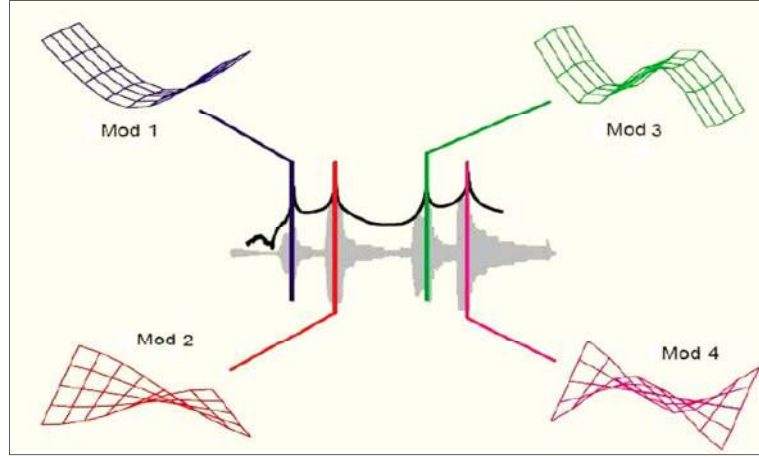
Burada;

$X(\omega)$: Frekans ortamındaki tepki fonksiyonunu,

$F(\omega)$: Frekans ortamındaki etki fonksiyonunu,

$H(\omega)$: Frekans tepki fonksiyonunu göstermektedir.

Frekans tepki fonksiyonları kullanılarak yapının doğal frekansları, mod şekilleri ve sönüm oranları belirlenir [3]. Şekil 2.16’da elde edilen mod şekillerinin şematik resmi gösterilmiştir.



Şekil 2.16. Mod Şekilleri Gösterimi [43]

Modal analiz sayesinde incelenen modelin rezonans değerlerinde nasıl davrandığı, sönümlenme miktarının ne kadar olduğunun anlaşılması tasarım açısından çok önemlidir. Yine bu çalışma ile elde edilen sonuçlar, bilgisayar ortamında sonlu elemanlar yöntemiyle oluşturulan modellerin cevapları ile karşılaştırılarak, hazırlanan modelin ne kadar başarılı olduğu görülür. Günümüzde titreşimin sorun yaratabileceği her tasarımda modal analiz çalışması mühendisler tarafından önem kazanmaktadır.

2.4.2. Teorik Modal Analiz

Teorik modal analiz yöntemi, sistemin veya yapının titreşim davranışlarını belirlenmek için kullanılmakla beraber kütle, sönümlenme ve rijitlik özelliklerini içeren dinamik bir sistemin fiziksel modeli üzerinde durmaktadır. Bu şekilde modal parametreler belirlenerek sistemin doğal frekans, mod şekilleri, sönüm oranları hesaplanmaktadır. Teorik modal analiz aşağıda (2.4) ile gösterilen genel hareket denklemleri kullanılarak yapılmaktadır.

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [C]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{F(t)\} \quad (2.4)$$

ifadesiyle verilmektedir. Burada $[M]$, $[C]$ ve $[K]$ kütle, sönümlenme ve rijitlik matrislerini, $\{\ddot{x}(t)\}$, $\{\dot{x}(t)\}$, $\{x(t)\}$ ve $\{F(t)\}$ sırasıyla zamana bağlı ivme, hız, yer değiştirme ve kuvvet vektörlerini göstermektedir.

Sistemin serbest titreşim yaptığı düşünülduğünde basitleştirilmiş doğrusal hareket denklemi denklem (2.5) halini almaktadır.

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{0\} \quad (2.5)$$

Sistem hareketi harmonik kabul edildiğinde ise $\{\ddot{x}(t)\}$ ve $\{x(t)\}$ yerine denklem (2.5)'te denklem (2.6) ve (2.7)'ye konularak iki karakteristik kök içeren denklem (2.9) elde edilmektedir.

$$\{x(t)\} = \{\varphi_i\} \sin(\varphi_i t + \theta_i) \quad (2.6)$$

$$\{\ddot{x}(t)\} = -\omega_i^2 \{\varphi_i\} \sin(\varphi_i t + \theta_i) \quad (2.7)$$

$$([K] - \omega_i^2 [M])\{\varphi_i\} = \{0\} \quad (2.8)$$

$$\det|[K] - \omega_i^2 [M]| = 0 \quad (2.9)$$

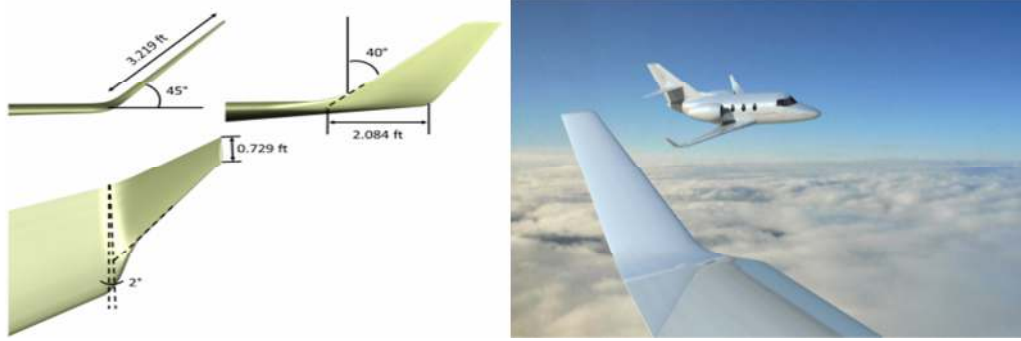
Denklem (2.9)' da gösterilen ω_i^2 teriminin köklerinden sönümsüz doğal frekanslar elde edilmektedir. Her bir doğal frekansa karşılık sistemin almış olduğu şekil, mod şekli olarak tanımlanır. Doğal frekansların küçükten büyüğe doğru sıralanması sonucunda elde edilen en küçük frekans temel frekans ve bu frekansa karşılık gelen mod şekli birinci mod şekli olarak adlandırılır [44].

2.5. Literatür Araştırması

Kanatçıkların kanatlar üzerindeki etkileri birçok araştırmacı tarafından incelenmiştir. Özellikler rüzgâr tünellerindeki çalışmalara bakıldığında tünel içerisine yerleştirilen uçak kanatlarının kanatçıklı tiplerinin analizleri ve hava araçları üzerinde yapılan titreşim analizleri literatürde araştırılmış ve yapılmış olan araştırmalardan bazıları aşağıda sıralanmıştır.

Nicolas ve Gonzalez yaptıkları çalışmada Dassault Falcon 10 tipi jet uçağının rüzgâr tüneline en iyi kanatçık uyumu gösteren konfigürasyonunu elde etmek için Vorteks Kafes Yöntemini uygulamışlardır. Bu çalışmada, Şekil 2.17'de tasarımı yapılan kanatçık 1545 modelinin deneysel ve sonlu elemanlar analizi metodu gerçekleştirilerek elde edilen sonuçları karşılaştırmışlardır. Sonuçlara göre yakıt

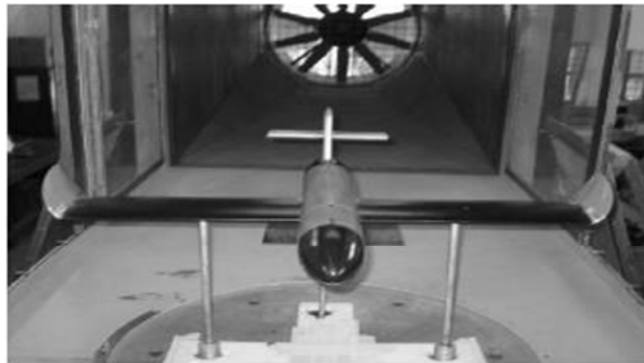
tasarrufunun kanatçıklı kanat yapısının kanatsızına göre % 3,9 arttığını bilgisayar simülasyonları ile gösterildi [45].



Şekil 2.17. Dassault Falcon 10'un Kanatçık 1545 ile Görünümü [45]

Jan ve arkadaşları, yaptıkları çalışmada havacılık alanında dinamik yükleme prosedürünün geçerliliğinin bir uçak kanadı bölümünde lokal bir bölgeden alınan kompozit panelin dinamik yükler altında burkulma davranışlarını araştırarak statik yükleme yerine dinamik yükleme kullanarak geliştirilmiş tasarım / modelleme süreçleriyle ağırlığı azaltma olasılığını anlatan bir çalışma bulunmaktadır. Deneysel ve sonlu elemanlar analizi metodu ile gerçekleştirilen çalışma sonuçlarını karşılaştırmışlardır [46].

Arora ve arkadaşları Şekil 2.18'de gösterilen rüzgâr tüneline NACA 653218 kanat profili ucuna eliptik kanatçık monte ederek aerodinamik performansları hakkında araştırma yaptılar. Sonuçlara göre eliptik kanatçık eğiminin 60° olduğu açının en iyi aerodinamik performansa ve en iyi kaldırma/sürüklenme oranına sahip olduğunu gösteren çalışması vardır [47].



Şekil 2.18. Rüzgâr Tüneline Kanatçıklı Uçak Modeli [47]

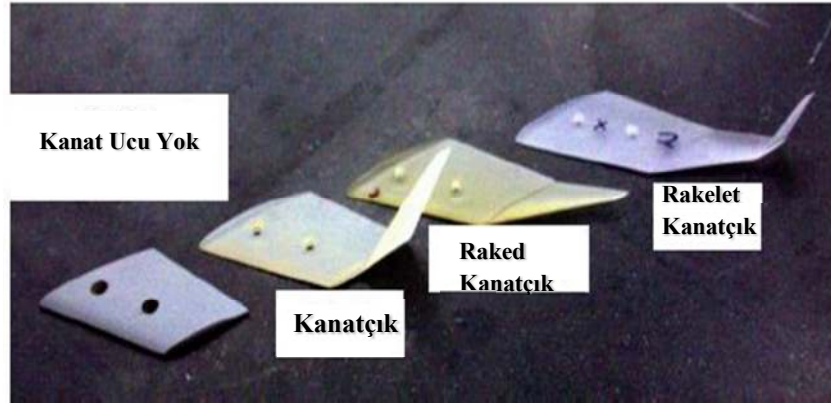
Viglietti ve arkadaşları, değişken açılı kompozit kanat yapılarının serbest titreşim analizleri üzerine çalışmalar yapmıştır. Analizlerini yörüngeleri keyfi olarak tanımlanabilen eğrisel liflerle laminatları çalıştırabilen Carrera Birleşik Formülasyonu çerçevesinde geliştirilen yenilikçi sayısal yaklaşım kullanılarak gerçekleştirmişlerdir. Bu yaklaşımı doğrulamak için çeşitli durumlar araştırılmış ve sonuçlar karşılaştırılmıştır [48].

Ohman ve Singhal çalışmalarında uçak motorlarının testi sırasında kullanılan fanların doğal frekanslarını belirlemek amacıyla fan kanadı üstünde deneysel ve sonlu elemanlar modal analizi metodu gerçekleştirerek elde edilen sonuçları karşılaştırarak tartıştılar [49].

S.Durmaz, tez çalışmasında tek hücreli ince cidarlı kompozit uçak kanadına kiriş modeli uygulayarak serbest titreşim analizlerine yer vermiştir. Söz konusu analizler literatür ile karşılaştırılmış ve başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür [50].

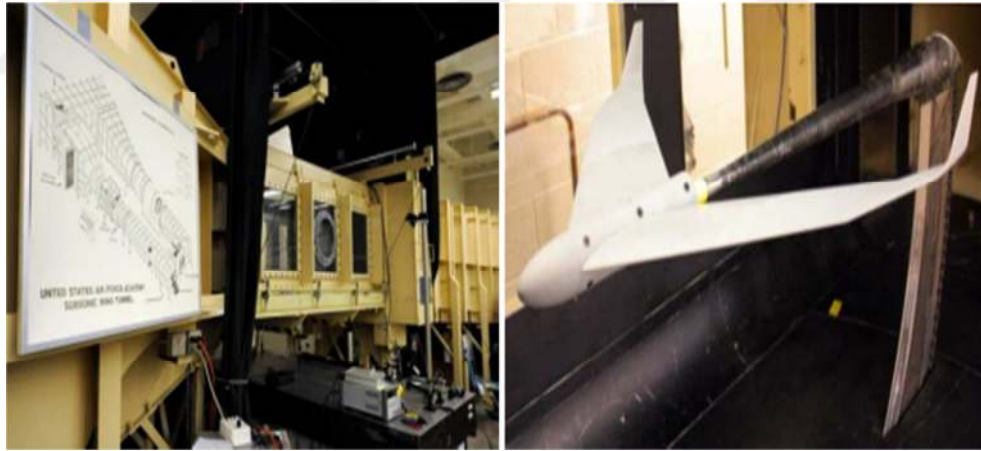
Demirtaş ve Bayraktar çalışmalarında kanat profilini bir konsol kiriş olarak değerlendirilerek NACA 4415 profiline sahip uçak kanadının teorik ve sayısal modal hesaplamalarını gerçekleştirmişlerdir. Sayısal çalışma kapsamında, ANSYS'de uçak kanadı modelinin doğal frekansları ve buna bağlı mod şekillerini elde etmişlerdir. Teorik hesaplar neticesinde elde edilen doğal frekans sonuçları ile ANSYS'de elde edilen doğal frekans değerlerini karşılaştırılmışlar ve iki çalışmada elde edilen doğal frekans değerlerinin uyumlu olduğunu göstermişlerdir [51].

Diaz ve arkadaşları, havada yakıt ikmali yapan KC-135 Stratotanker tipi uçaklar için Şekil 2.19'da gösterilen Rakelet kanatçık olarak isimlendirdikleri ve tasarladıkları iki kanatçık mekanizmasının (kanatçık ve raked kanatçık) bir kombinasyonunu (Rakelet) rüzgâr tüneline aerodinamik analizleri üzerinde çalışmalar ortaya koymuşlardır [52].



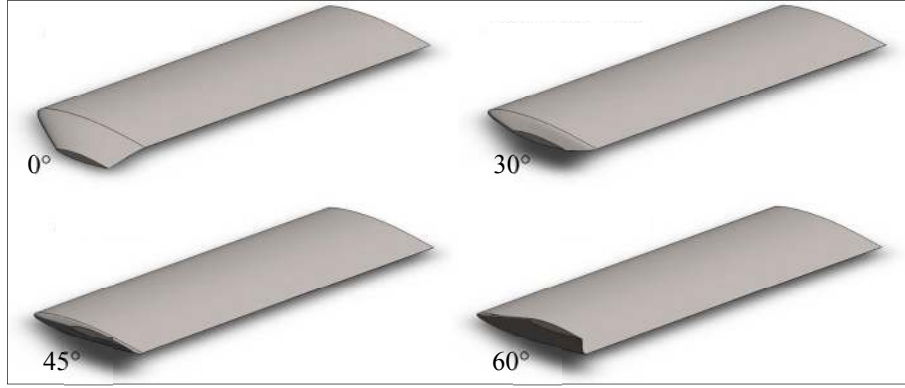
Şekil 2.19. Analizleri Yapılan Farklı Kanatçık Modelleri [52]

Çalışmalarında Şekil 2.20’de gösterilen rüzgâr tüneline kullanmışlardır. Deney odasında iki farklı ölçekli model kullanarak aerodinamik analizleri gerçekleştirmişler ve elde edilen sonuçları karşılaştırmışlardır. Sonuçlara göre Rakelet kanatçığının diğer kanatçık modellere göre önemli bir dayanıklılık, menzil ve yakıt tasarrufu potansiyeli sağladığı gösterilmiştir [52].



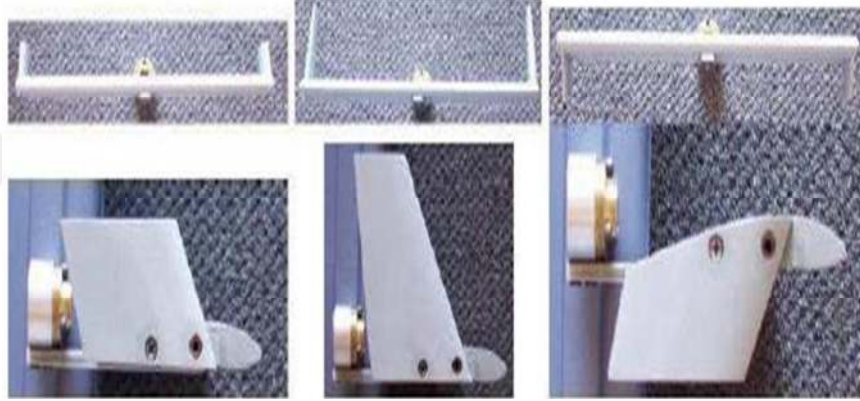
Şekil 2.20. Rüzgâr Tüneline Gerçekleşen Test Görünümü [52]

Beehook çalışmasında, NACA 652218 kanat profili ucuna Şekil 2.21’de gösterilen 0° , 30° , 45° , 60° eğrilik açısına (cant angle) sahip dört farklı kanatçığı ekleyerek uçağın aerodinamik özellikleri üzerindeki etkisini araştırmıştır. Bu çalışma deneysel olarak rüzgâr tüneline ve sonlu elemanlar analizi metodu (SE) gerçekleştirerek elde edilen sonuçları karşılaştırmıştır. Sonuçlara göre 45° eğrilik açısına sahip kanatçığının en iyi aerodinamik performansa sahip olduğunu gösteren bir çalışması vardır [53].



Şekil 2.21. Farklı Eğrilik Açısına Sahip Kanatçık Modelleri [53]

David ve arkadaşları rüzgâr tüneline farklı reynolds sayılarında ve hücum açılarında Şekil 2.22’de gösterilen üç farklı kanatçıklı kanat konfigürasyonlarının aerodinamik özellikleri karşılaştırmak amacıyla çeşitli araştırmalar yapmışlardır [54].

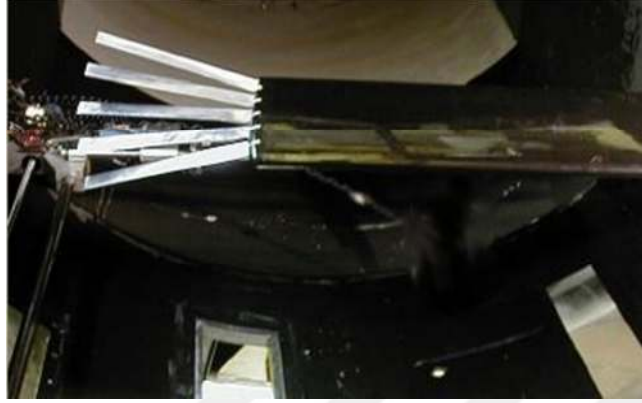


Şekil 2.22. Rüzgâr Tüneline Test Edilen Farklı Kanat Düzenleri [54]

H.U.Şekerci, helikopter pallerinin dinamik yapısının belirlemek için sayısal ve deneysel modal analizler yapmış ve bu analizlerin birbirlerine yakın sonuçlar verdiğini anlatan tez çalışması bulunmaktadır [9].

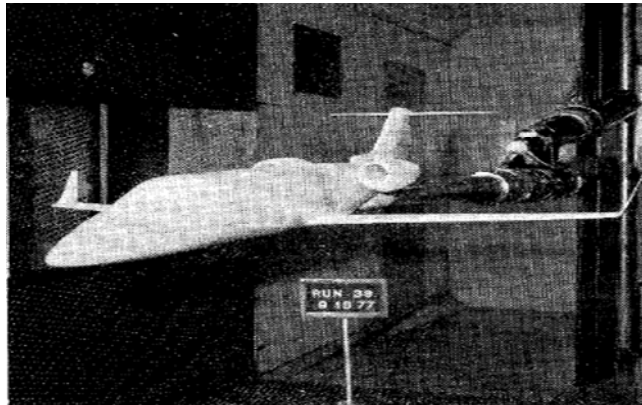
Niles ve arkadaşları, uçağın kanat açıklığını arttırmadan indüklenmiş sürüklemenin azaltılmasını ve kaldırma kuvvetinin sürükleme kuvvetine oranını artırmak için Şekil 2.23’te gösterilen NACA 0012 kanat profili gövdesi kullanarak kanat ucuna bükülmemiş dikdörtgen plakalı kanatçık konfigürasyonları kullanmışlardır. Plakalı kanatçıkların uçağın aerodinamik özellikleri üzerindeki etkisini araştırmıştır. Rüzgâr

tünelinde farklı reynolds sayılarında kanatçıkların aerodinamik analizleri üzerinde çalışmalar yaparak elde edilen sonuçları karşılaştırmışlardır [55].



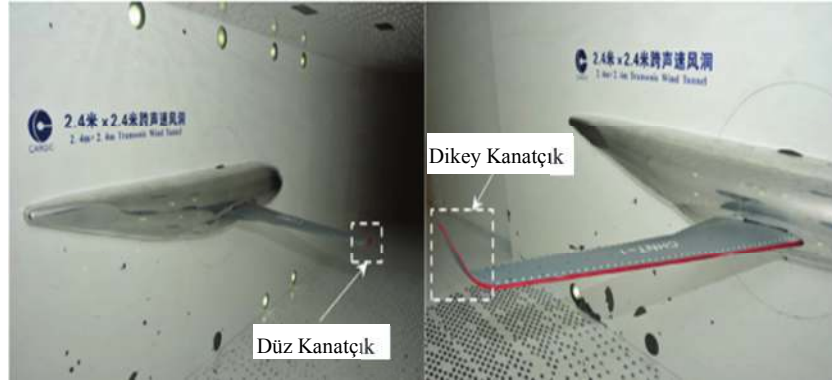
Şekil 2.23. Çoklu Kanatçık Konfigürasyonları [55]

Norm çalışmasında Gates Learjet Longhorn model uçağın kanatçık uç kısım açısı optimizasyonu hakkında bir araştırma yapmıştır. Söz konusu uçağın iki farklı modelinde düşük hızda ve Şekil 2.24’de gösterilen transonik rüzgâr tünelinde test ederek kanatçık uç kısım açi etkisini araştırmıştır. Sonuçlara göre, -2° ’lik dışa açılı kanatçıkların optimum performans gösterdiğini anlatan bir çalışması bulunmaktadır. Ayrıca optimum kanatçık tasarımı için bazı kriterler önermiştir [56].



Şekil 2.24. Transonik Rüzgâr Tünelindeki Model 55 [56]

Binbin ve arkadaşları, Şekil 2.25’te gösterilen rüzgâr tüneli deney odasında CHNT-1 uçak kanadının ucuna farklı tip kanatçıklar ekleyerek transonik çarpıntı özelliklerini incelemişlerdir. Çarpma hızının kanatçıklı kanat yapısının kanatsızına göre yüzde yedi azalttığını anlatan bir çalışması bulunmaktadır [57].



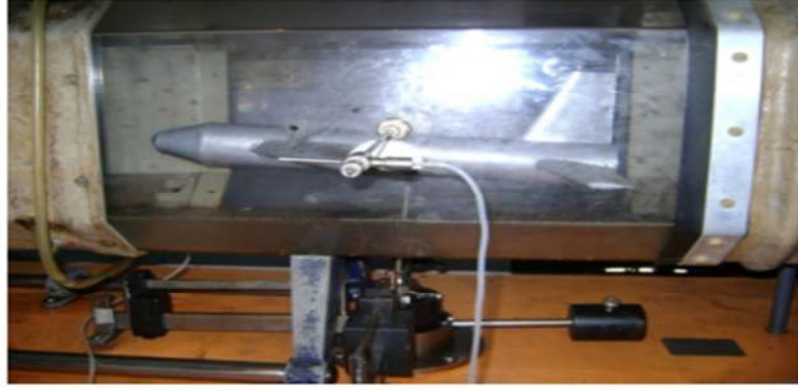
Şekil 2.25. CHNT-1 Uçak Kanadının Rüzgâr Tünelinde Görünümü [57]

Muthusamy ve arkadaşları, standart bir uçak modelini 0° , 30° , 60° eğrilik açısına sahip 3 farklı kanatçığı, uçağın kanadına takarak Şekil 2.26'da gösterilen rüzgâr tünelinde sürtünme katsayıları sonuçlarını karşılaştırmışlardır. Kanatçıklı uçak modellerinde kanatçiksıza göre sürtünme katsayısının önemli ölçüde azaldığını göstermişlerdir [58].



Şekil 2.26. Rüzgâr Tüneline Monte Edilmiş Kanatçıklı Uçak Modeli [58]

Mohammad ve arkadaşları, uçağın menzilini artırmadan indüklenmiş sürüklemenin azaltılması için kanat uçları NACA 4315 olan alüminyum alaşımdan bir model uçak üretmişlerdir. Deney için üç farklı tipte (dikdörtgen, üçgen ve dairesel) kanatçık kullanarak kanatçıklı ve kanatçiksız model kanadı için Şekil 2.27'de gösterilen rüzgâr tünelinde farklı reynolds sayılarında kanatçıkların aerodinamik analizleri üzerinde çalışmalar yaparak elde edilen sonuçları karşılaştırmışlardır. Sonuçlara göre indüklenmiş sürüklemenin kanatçığı olan ve olmayan uçak modeline göre % 26.4 - %30.9 oranında azaldığını göstermektedir [59].



Şekil 2.27. Rüzgâr Tüneline Monte Edilmiş Model Uçak [59]

Khadse ve Zaweri, konsol kirişi olarak kabul edilen NACA 64A215 profiline sahip uçak kanadının modal analizlerini yapmışlardır. Kanadın bilgisayar destekli modeli PROE 5.0 kullanılarak oluşturulmuş ve modal analiz ANSYS WORKBENCH 14.0 ile yapılmıştır. Teorik ve nümerik çalışmalar sonucunda altı titreşim modu elde edildiğini gösteren çalışmaları bulunmaktadır [60].

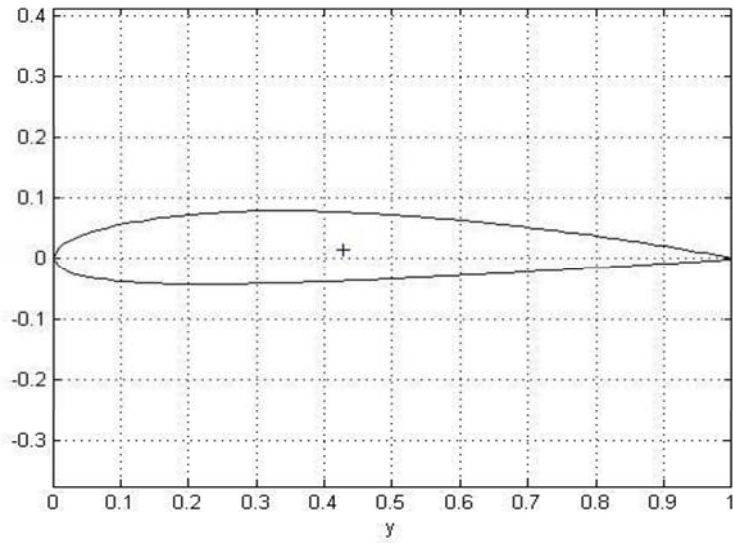
3. MATERYAL VE YÖNTEM

Deneysel çalışma kapsamında kullanılan taşıyıcı kanat NACA 2412 kanat profilidir. Taşıyıcı kanat ve 4 farklı kanatçık tipiyle toplam beş farklı durum için rüzgâr tüneline deneysel çalışma yapılmıştır. Kanat profilinin prototip üretimi 3D yazıcıyla PLA filament malzemesi kullanılarak imal edilmiştir. Ayrıca NACA 2412 taşıyıcı kanadın modal analizleri deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Deneysel çalışma kapsamında Pulse MTC yazılımı, sayısal çalışma kapsamında Abaqus yazılımı kullanılarak doğal frekans ve mod şekilleri elde edilmiştir.

3.1. Geometrik Modelleme

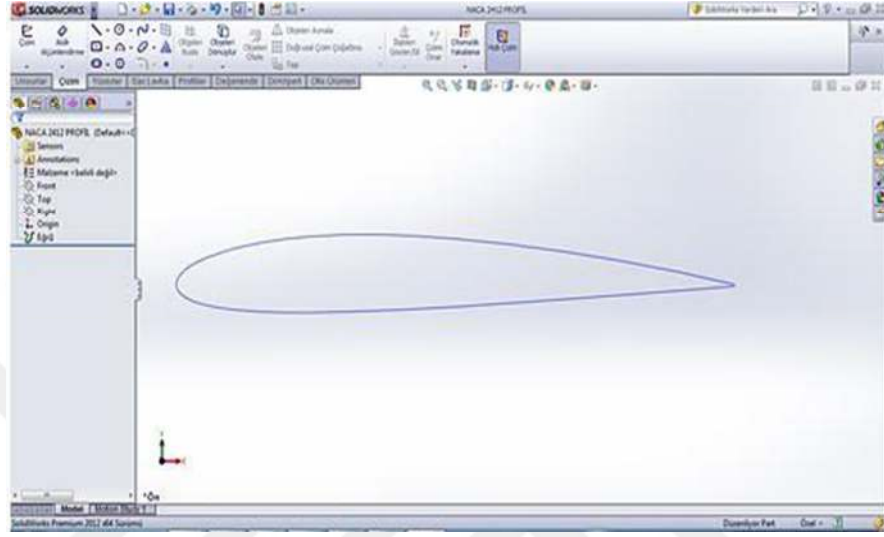
3.1.1. Kanat Modelleme

Çalışma kapsamında kullanılan kanat ve kanatçık geometrileri Solidworks programı ile modellenmiştir. Kullanılan kanat profili Şekil 3.1’de gösterildiği gibi NACA 2412 kanat profilidir. NACA (National Advisory Committee for Aeronautics / Havacılık Alanında Ulusal Danışma Komitesi) havacılık alanında araştırmalar yapan bir kuruluştur. Bu kurum uçak kanatları dâhil hava ile etkileşimi olan tüm sistemler için rüzgâr tünellerinde araştırmalar yapmıştır [61].



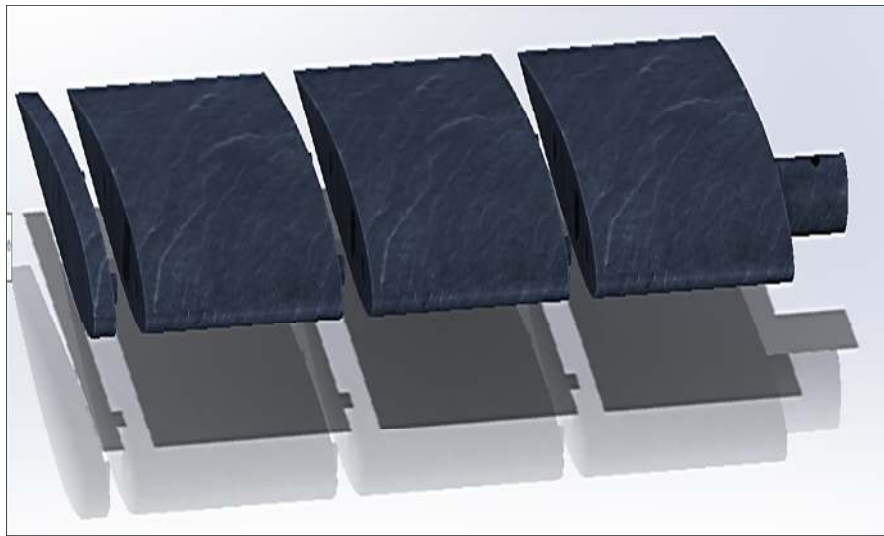
Şekil 3.1. NACA 2412 Kanat Profili [62]

NACA 2412 kanat kesit profilinin x ve y koordinat noktaları [63] bulunarak not defterine kaydedildi. Solidworks programında not defterine kaydedilen değerler eğri ekle komutu ile programa aktarıldı ve oluşturulan iki boyutlu kanat kesit profili Şekil 3.2'de gösterilmiştir.



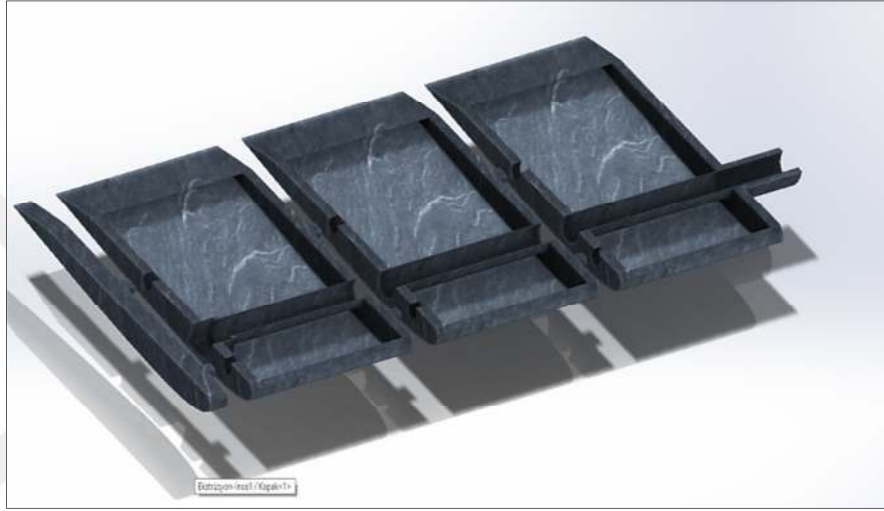
Şekil 3.2. NACA 2412 Kanat Kesit Profili

3D yazıcıda üretim sınırlaması olduğundan NACA 2412 kanadı Solidworks programında dört parça halinde oluşturuldu ve üç boyutlu katı model Şekil 3.3'de gösterilmiştir. Taşıyıcı kanadın boyu 300 mm, eni 110 mm'dir.



Şekil 3.3. Solidworks'te Modellenen 3 Boyutlu NACA 2412 Kanat Profili

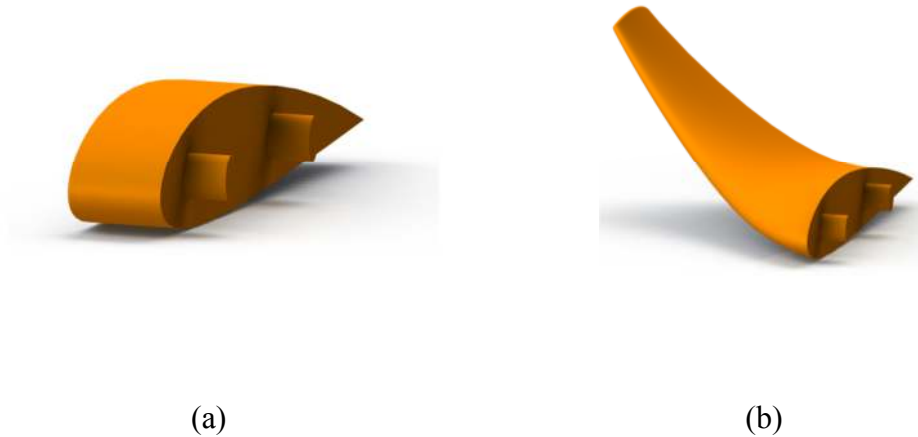
Oluşturan modelde, titreşim analizde kullanılan üç eksenli ivmeölçer için taşıyıcı kanat boyunca Şekil 3.4’de kesit görünümü ile gösterilen kanat profilinin 13 mm çapında dairesel kesitli bir kanal oluşturuldu. Kanal sonunda, taşıyıcı kanat ucunda 11 mm x 11 mm kare kesitinde sensörün kanata boşluksuz yerleşmesi için sensör boşluğu bırakıldı. Ayrıca taşıyıcı kanadın çekiç ve rüzgâr tüneli testlerinde ankastre olarak sabitlenmesi için baş kısmında 35 mm çapında dairesel bir çıkıntı modellendi. Bu çıkıntı aynı zamanda kanat hücum açısında değişimine izin verir niteliktedir.



Şekil 3.4. NACA 2412 Kanat Kesit Görünümü

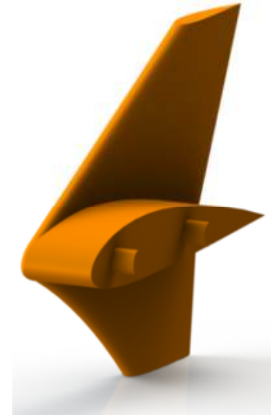
3.1.2. Kanatçık Modelleme

Solidworks programında 4 farklı tipte kanatçık geometrisi tasarlanmıştır. Tasarlanan kanatçık tipleri Şekil 3.5’te gösterilmiştir.





(c)



(d)

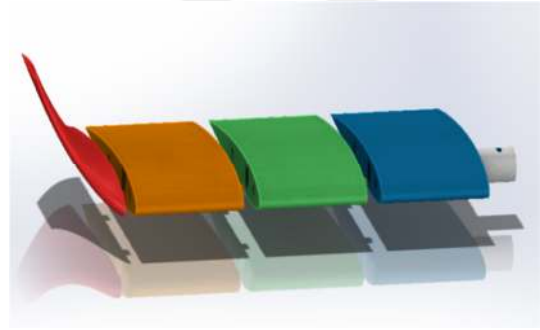
Şekil 3.5. Tasarlanan Kanatçık Profilleri

3.1.3. Kanat ve Kanatçıkların Montajı

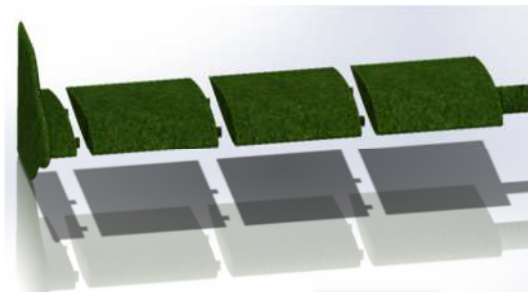
Solidworks'te modellenen kanat ve kanatçıkların montajları yapıldı ve montaj görünümleri Şekil 3.6'da gösterilmiştir. Şekil 3.6 (a) A kanat tipini, Şekil 3.6 (b) B kanat tipini, Şekil 3.6 (c) C kanat tipini, Şekil 3.6 (d) D kanat tipini göstermektedir.



(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 3.6. Kanatçıkların Montaj Görünümleri

3.2. Prototip İmalatı

Çalışma kapsamında kullanılan kanat ve kanatçıklar 3D yazıcı ile PLA filament malzemesi kullanılarak imal edilmiştir. 3D yazıcı, bilgisayar ortamında tasarlanan herhangi üç boyutlu bir modelin katı formda basılması işlemidir. Bu işlemi gerçekleştiren cihazlara 3D yazıcı denilmektedir. 3D yazıcının günümüzde en yaygın olarak kullanılan modeli FDM (fused deposition modeling) tipi yazıcıdır. Baskılarda en yaygın kullanılan hammadde PLA ve ABS adı verilen sert plastiklerdir. Baskı prensibi üç boyutlu modelin sanal olarak katmanlara bölünmesine ve her bir katmanının eritilen hammadde dökülerek üst üste gelecek şekilde basılmasında dayanmaktadır [64].

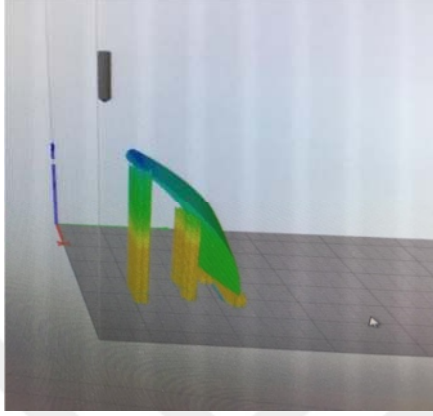
NACA 2412 kanat ve modellenen kanatçıklar, yazdırma kapasitesi X200 mm, Y200 mm ve Z200 mm olan Anet A8 marka 3D yazıcı ile Esun marka PLA filament malzemesi kullanılarak yazdırma işlemi gerçekleştirilmiştir. Yazıcının X ve Y eksen hareketleri Gt2 (2 mm.Adım) triger kayış kullanılmıştır. Z ekseninde ise T8 (8mm.adım) vidalı mil ve pirinç somun kullanılmıştır. Isıtıcı tabla 80°C ve ekstruder sıcaklığı 260°C'ye kadar ulaşabilmektedir. Kullanılan PLA filament malzemesine ait özellikler ve imalat verileri Tablo 3.1'de verilmiştir.

Tablo 3.1. PLA Filament İçyapısı ve Yazdırma İşlemlerine Ait Özellikler

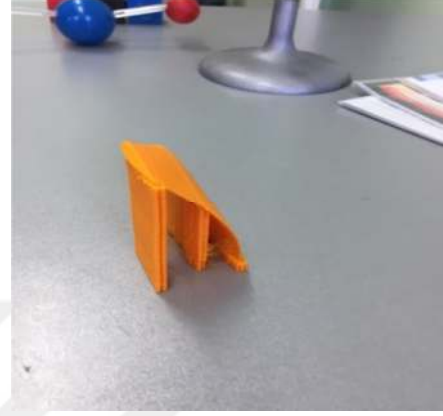
PLA filament çapı	1,75	mm
İç doluluk oranı	20%	
Kabuk sayısı	2	
Katman kalınlığı	2	mm
Yazdırma hızı	50	mm/s
İç yapı tipi	Bal peteği	
Ekstruder Sıcaklığı	205	°C
Tabla Sıcaklığı	50	°C
Nozul çapı	0,4	mm

Dilimleme programı olarak Simplify3d programı kullanılmıştır. Solidworks programında modellenen kanat ve kanatçıklar STL dosya formatına dönüştürüldü. Ardından Simplify3d programında STL uzantılı tasarım dosyası açıldı ve gerekli

ayarlamalar yapıldıktan sonra dilimlenmiş dosya USB aracılığıyla 3D yazıcıya aktarıldı. Şekil 3.7 (a)'da dilimleme programı ve Şekil 3.7 (b)'de üretilen kanatçık tipi gösterilmiştir.



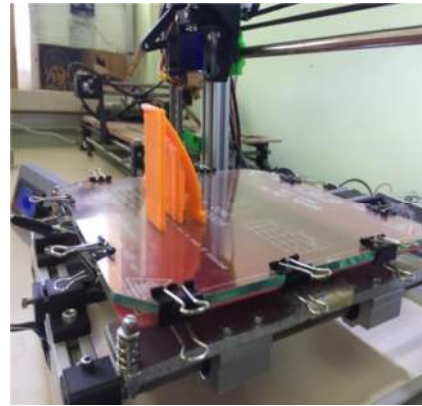
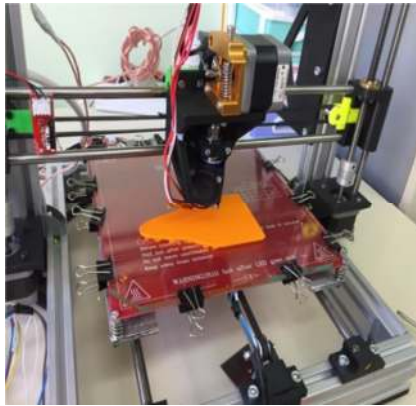
(a)

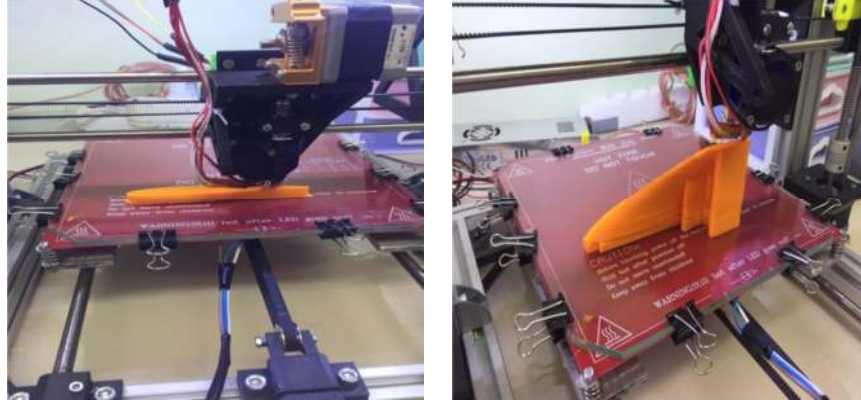


(b)

Şekil 3.7. Dilimleme Programı (a) ve Üretilen Kanatçık Görünümü (b)

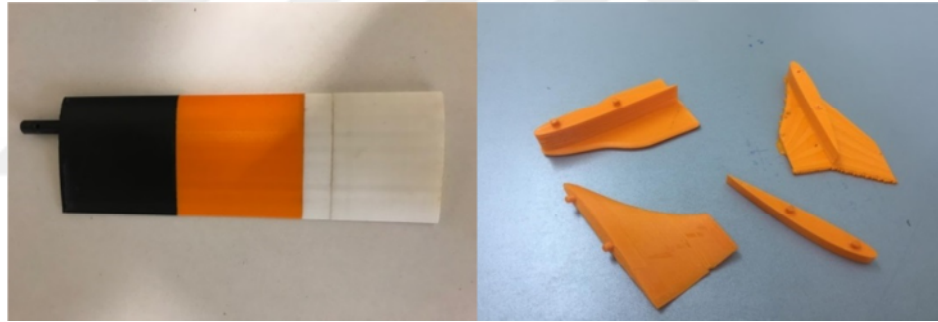
3D yazıcıda gerekli ayarlamalar yapıldıktan sonra dilimleme işlemi başlatıldı. PLA filamentini bir motor aracılığıyla nozula çekilir. Isıtılmış olan nozulda eriyen PLA filament tablaya dökülür ve her ardışık katman önceki katmanın üstüne basılarak model oluşturuldu. 3D yazıcıda imalat aşamalarına Şekil 3.8'de gösterilmiştir.





Şekil 3.8. İmalatı Yapılan Kanat ve Kanatçık Görünümleri

İmalatı tamamlanmış kanat ve kanatçık prototipleri Şekil 3.9’da gösterilmiştir. Sol tarafta montajlanmış deneysel çalışmada kullanılmaya hazır NACA 2412 kanat profili, sağ tarafta yer alan fotoğrafta ise kanatçık profilleri yer almaktadır.

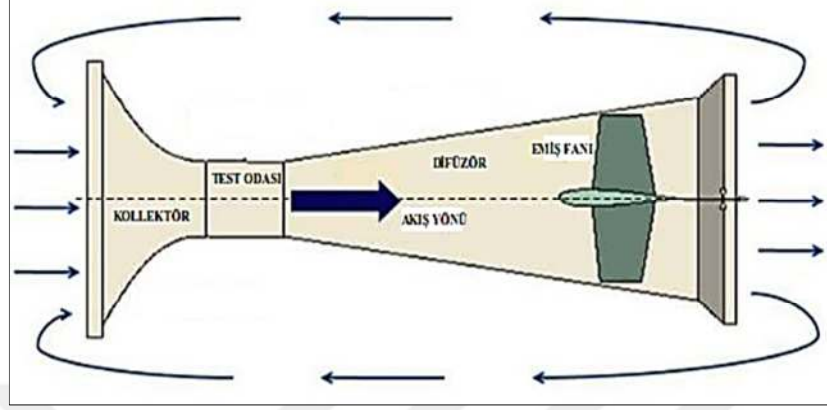


Şekil 3.9. İmalatı Tamamlanmış Kanat ve Kanatçık Prototipleri

3.3. Rüzgâr Tüneli

Hava, kara ve deniz araçları sürekli hızlı gelişim göstermişlerdir. Bu araçların tasarım ve imalat safhalarında deneysel uygulamalar önemli hale gelmiştir. Bu nedenle araçların aerodinamik tasarımlarında rüzgâr tüneli deneyleri kolaylık sağlamaktadır. Rüzgâr tünelinde deneyi yapılacak yapının ya da modelin kendisi veya ölçekli modeli tünel içerisindeki test odasına monte edildikten sonra istenilen sınır şartları ve açı ayarlamaları yapılır. Ardından, fan yardımıyla istenilen hızlarda hava verilir ve ölçüm düzenekleri ile istenilen ölçümler alınır. Rüzgâr tünelleri çevrim tipine göre açık ve kapalı çevrimli rüzgâr tüneli olmak üzere iki çeşittir. Açık çevrimli rüzgâr tüneli de üflemler ve emmeli tip olmak üzere ikiye ayrılır [65]. Bu tezde deneysel çalışmalar Şekil 3.10’da şematik olarak gösterilen, emmeli tip açık

çevrimli rüzgâr tüneline gerçekleştirildi. Açık çevrimli rüzgâr tünelleri, gerekli olan havanın atmosferden alındığı ve tekrar atmosfere verildiği tünellerdir.



Şekil 3.10. Açık Çevrimli Rüzgâr Tüneli [65]

3.3.1. Tanım

Rüzgâr tüneli, içerisinde bulunan hava gibi hareketli gazın, tünel içinde analizi yapılacak katı modellere, gazın modele uyguladığı etkinin incelenmesi, araştırılması ve yorumlanması için tasarlanan test tünelidir [66].

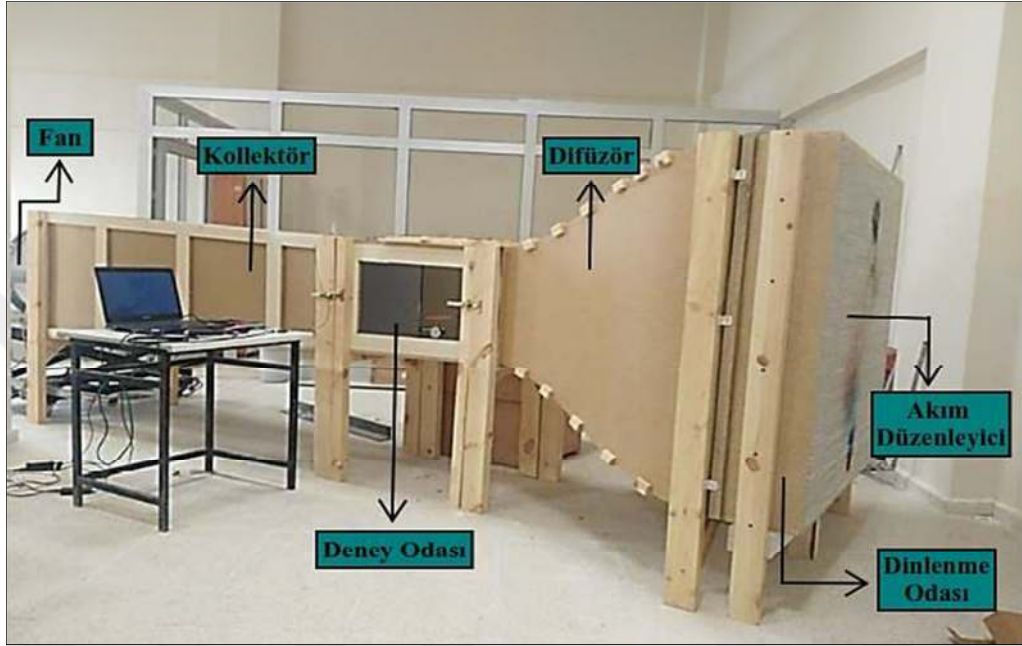
3.3.2. Açık Çevrimli Rüzgâr Tüneli

Çalışma kapsamında 0,52 m x 0,52 m kare kesitinde deney odasına sahip rüzgâr tüneli kullanılmıştır. Tünel açık devreli, emişli tipinde ve ses altı çalışmalara uygundur. Şekil 3.11'de Solidworks programında tasarımı yapılan açık çevrimli rüzgâr tüneli gösterilmiştir.



Şekil 3.11. Rüzgâr Tüneli Tasarım Görünümü

Şekil 3.12’de ahşap malzemeden imalatı yapılan ve deneysel çalışmalarda kullanılan rüzgâr tüneli gösterilmiştir. Açık çevrimli rüzgâr tüneli ana elemanları emiş fanı, difüzör, deney odası, kollektör, dinlenme odası ve akım düzenleyiciden oluşmaktadır.



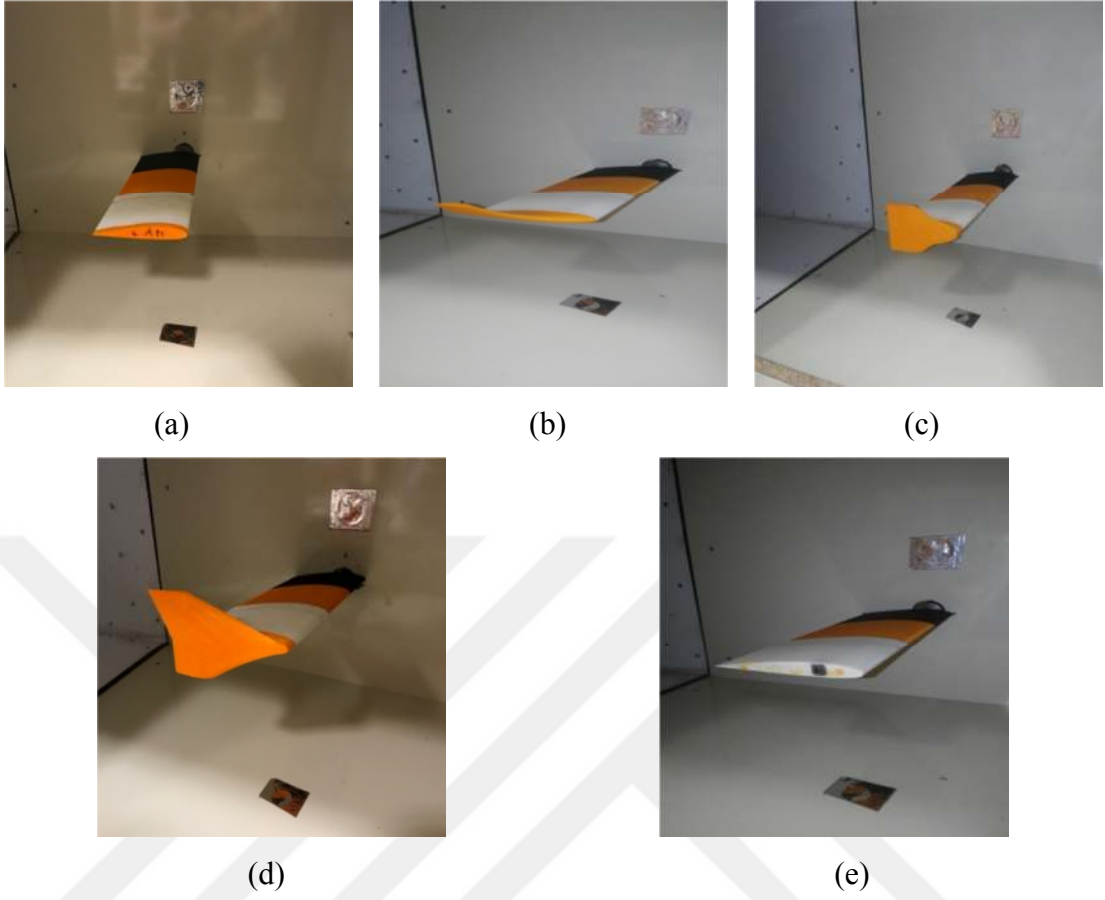
Şekil 3.12. Deneysel Çalışmalarda Kullanılan Rüzgâr Tüneli

3.3.2.1. Emiş Fanı

Emiş fanı, rüzgâr tüneline gerekli hava akımının sağlanması için kullanılmaktadır. Hava akımının daimi-üniform akım şartlarında olması için dışarıdan bir güç verilmesi gerekmektedir [67]. Çalışmamızda Kayıtes marka AXI 630-5-30 model, hava debi kapasitesi 12000 m³/sa, motor devri 1400 d/dk olan emiş fanı kullanılmıştır.

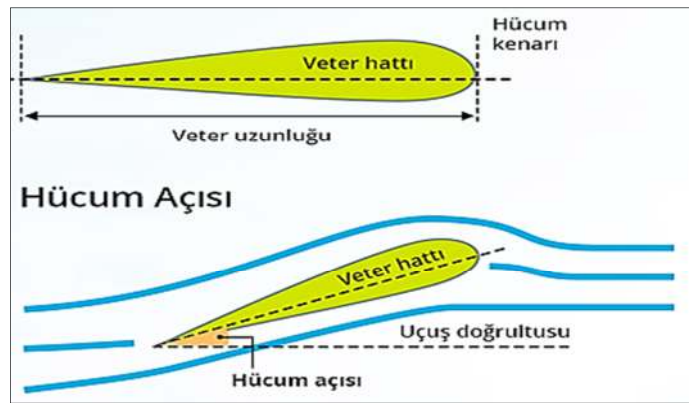
3.3.2.2. Deney Odası

Deney odası, içerisine analizi yapılacak modelin konulduğu, ölçümlerin yapıldığı kısımdır. Şekil 3.13’de deney odasında tez çalışmasında titreşim analizi yapılan kanatçıklı ve kanatçiksız kanat modelleri gösterilmiştir.



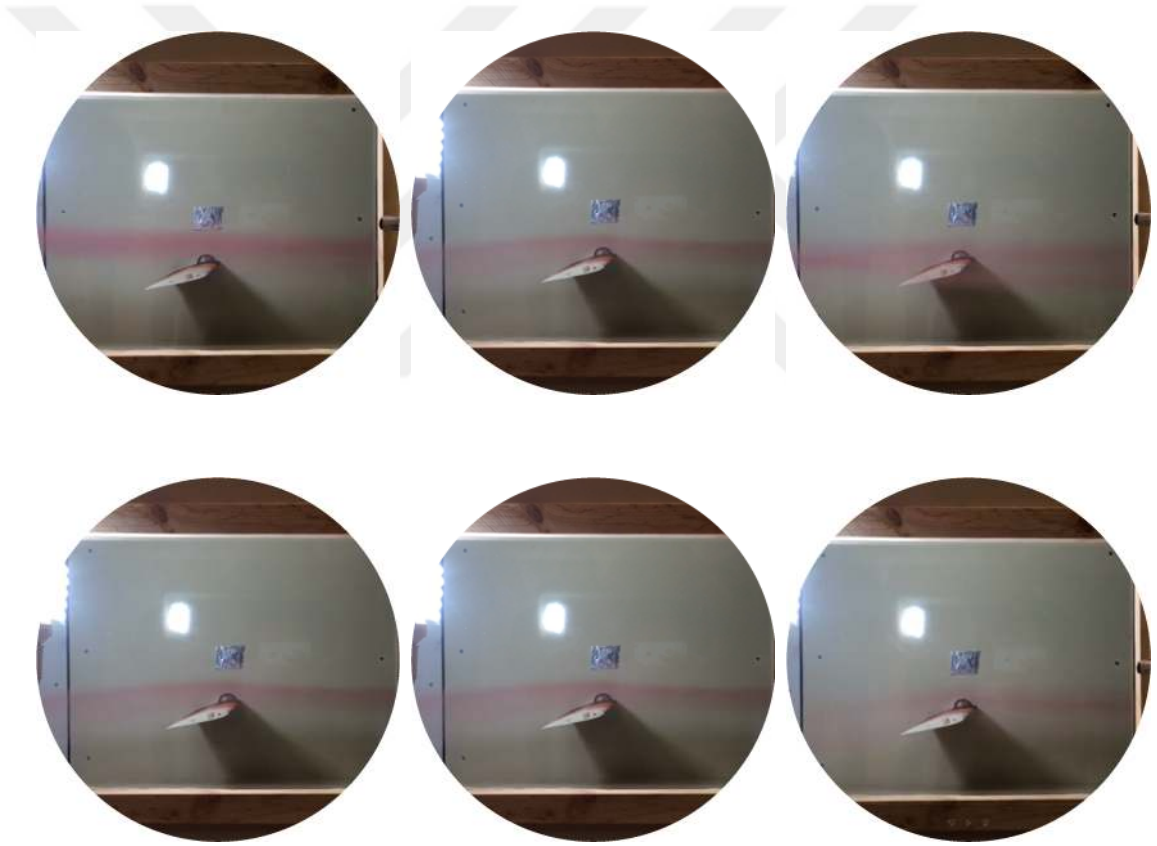
Şekil 3.13. Rüzgâr Tüneli Deney Odasındaki Kanat ve Kanatçıkların Görünümü

Ayrıca deney odasındaki kanat modellerinin hücum açıları 0° olarak sabitlenerek titreşim analizleri yapılmıştır. Hücum açısı aerodinamikte akış çizgileri ile kanat profilinin veter çizgisi arasında kalan açıdır. Şekil 3.14’de hücum açısı gösteriminde siyah çizgiler akışı, α açısı da hücum açısını gösterir. Hücum açısı ölçülürken kanat profilinden uzaktaki akış çizgileri referans alınır [67].



Şekil 3.14. Hücum Açısı [67]

Rüzgâr tünellerinde deneysel olarak yapılan çalışmalarda ölçülen değerlerin gerçeğe en yakın olması için havanın akışı deney odasından geçerken model üzerinde türbülans oluşturmamalıdır. Çalışmamızda rüzgâr tünelinin test doğruluğunu ve akışın laminer akış olduğunu göstermek için kırmızı renkli sis bombası kullanılmıştır. Rüzgâr tüneline bulunan fan çalıştırılıp sis bombasından çıkan kırmızı renkli duman deney odasına yerleştirilen kanat üzerindeki hava akımı Şekil 3.15’de gösterilmiştir. Kanat üzerindeki kırmızı renkli akım çizgisinin kanat yüzeyine yapışarak devam etmesi kanadın türbülanslı bir akış içerisinde olmadığını göstermiştir.



Şekil 3.15. Taşıyıcı Kanat Profilinin Tünel İçerisinde Laminer Akış Görünümü

3.3.2.3. Difüzör

Difüzör, rüzgâr tünellerinde deney odasının sonrasında yer almakta olup genişleyen bir yapıya sahip olmasının nedeni deney odasında yüksek hıza sahip olan hava akımının yavaşlamasını sağlamaktır [68].

3.3.2.4. Kollektör

Kollektör, rüzgâr tünellerinde deney odasında önce yer almakta olup hava akım hızının kısa mesafede artırılması için kullanılmaktadır. Daralan bir yapıya sahip olmasının nedeni durgun atmosferden emilen havanın hızı düşük olup deney odasında istenilen hıza ulaşılabilmesi için hava akımının kısa mesafede üniform olarak hızlandırmak için kullanılır [68].

3.3.2.5. Dinlenme Odası

Dinlenme odası, rüzgâr tünellerinde kollektörden önce yer almakta olup hava akımının kollektöre üniform ve paralel olarak girmesini sağlamak için yavaşlatıldığı bir kısımdır. Dinlenme odasında akım düzenleyici adı verilen hava akımını paralel hale getirmeye yarayan ve akımın laminarlığını göstermek için küçük kare kesitli elekli yapılar yer alır [68]. Deneysel çalışma kapsamında imalatını yaptığımız rüzgâr tüneline elekli yapı malzemesi olarak kare kesitli plastik lambri kullanıldı. Dinlenme odasının her kesitini kapsayacak şekilde montajları yapıldı. Böylece tünel içerisinde hava akışının laminar olmasını sağlayarak türbülans etkisi azaltıldı (Şekil 3.15) ve hız dağılımının homojen olması sağlandı.



Şekil 3.16. Akım Düzenleyicisi

3.4. Titreşim Analizinde Kullanılan Cihazlar

Geçmişte titreşim analizleri mekanik ve optik prensiplere göre çalışan cihazlar aracılığıyla yapılmaktaydı. Günümüzde ise gelişen teknoloji ile elektriksel ölçüm cihazları, analiz ve kaydetme gibi üstünlükleri nedeniyle kullanılmaktadır [69].

Titreşim analizlerinde kullanılan ana cihazlar Brüel&Kjaer firmasına ait analizör, darbe çekici, üç eksenli ivmeölçer ve sinyal analiz programı aşağıda açıklanmıştır.

3.4.1. Titreşim Analizörü

Kanatçıklı ve kanatçıksız kanadımızın deneysel modal analizini gerçekleştirmek için Şekil 3.17’de gösterilen tip 3050-B-060 model sinyal toplama cihazı kullanılmıştır. Altı girişe sahip olan cihaz USB bağlantı kablosu ile bilgisayara bağlanmıştır. Darbe çekici ile uygulanan kuvveti ve ivmeölçerden gelen sinyaller titreşim analizörüne gönderilerek elde edilen veriler yazılım programında işlenmektedir.



Şekil 3.17. Titreşim Analizörü

3.4.2. Darbe Çekici

NACA 2412 taşıyıcı kanadı darbe çekici ile titreştirmek için Şekil 3.18’de gösterilen Brüel&Kjaer üretimi tip 8206-002 model darbe çekici kullanılmıştır. Darbe çekicinin ucuna yerleştirilen ivmeölçer ile darbe etkisi uygulandığında uygulanan kuvvet ölçülebilmektedir.



Şekil 3.18. Darbe Çekici

3.4.3. Üç Eksenli İvmeölçer

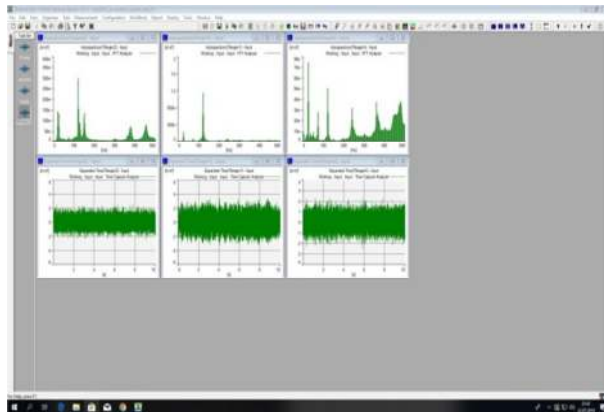
Kanat tiplerinin uygulanan kuvvete karşı tepkisini ölçmek amacıyla Brüel&Kjaer firmasına ait 4524B model üç eksenli ivmeölçer kullanılmıştır. Çalışmamızda ivmeölçer Şekil 3.19’da gösterildiği gibi kanat içinde bırakılan 13 mm çapındaki dairesel kesitli kanala yerleştirilmiştir.



Şekil 3.19. Üç Eksenli İvmeölçerin Konumu

3.4.4. Sinyal Analiz Yazılımı

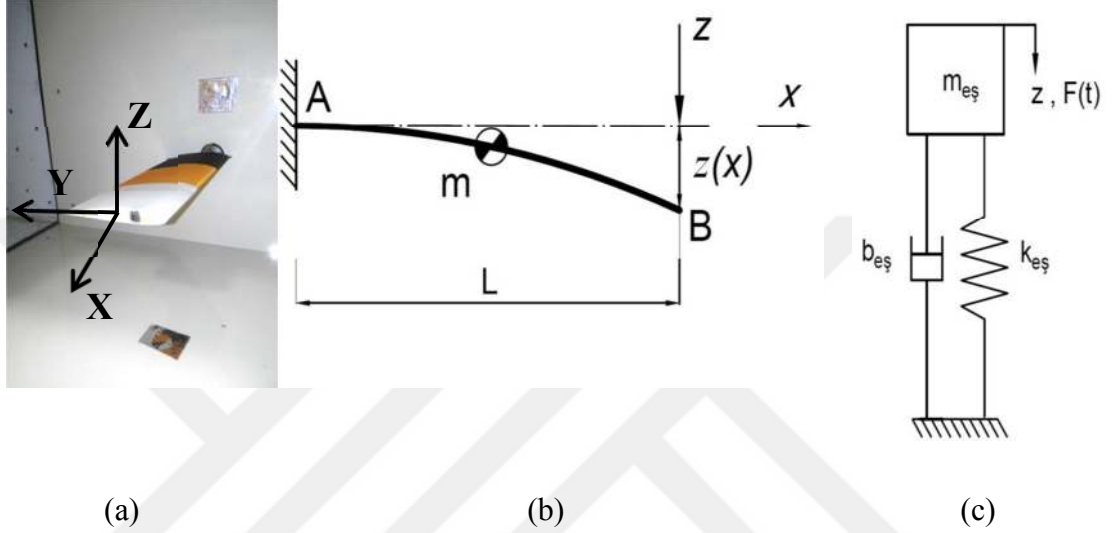
NACA 2412 kanat modellerinin deneysel modal analizini yapmak için Brüel&Kjaer markasına ait Şekil 3.20’de ekran görüntüsü ile gösterilen Pulse yazılımı kullanılmıştır.



Şekil 3.20. Pulse Programı Ekran Görünümü

3.5. Matematiksel Model

Rüzgâr tüneli içerisinde yerleştirilen Şekil 3.21 (a)'da gösterilen taşıyıcı kanat için ucundaki sehim gösteren Şekil 3.21 (b)'de çizilen bir model oluşturulmuş ve aynı uç nokta için Şekil 3.21 (c)'de gösterilen eşdeğer titreşim sistemi elde edilmiştir.



Şekil 3.21. Tünel İçindeki Taşıyıcı Kanat (a), Model Gösterimi (b) ve Eşdeğer Titreşim Sistemi (c)

Burada kanat ucundaki sehim;

$$z(x) = \frac{Px^2}{6EI} (3L - x) = \frac{z_{max}x^2}{2L^3} (3L - x) \quad (3.1)$$

olur. Burada z_{max} , kiriş ucundaki en büyük sehim değeridir. Kirişin maksimum kinetik enerji ise;

$$T_{max} = \frac{1}{2} \int_0^L \frac{m}{L} \{(\dot{z}(x))\}^2 dx \quad (3.2)$$

ile verilir.

Burada m kirişin toplam kütesidir. Denklem (3.1) ve (3.2) kullanılarak T_{max} yeniden elde edildiğinde;

$$T_{max} = \frac{1}{2} \left(\frac{33m}{140} \right) \dot{z}_{max} \quad (3.3)$$

elde edilir. Eşdeğer kütle için ise;

$$m_{eş} = \frac{33}{140} m \quad (3.4)$$

olduğu görülür.

Denklem (3.1)'den z_{max} değeri;

$$z_{max} = \frac{PL^3}{3EI} \quad (3.5)$$

olarak bulunur.

Denklem (3.5) kullanılarak Elastisite modülü;

$$E = \frac{PL^3}{3\delta(z)I} \quad (3.6)$$

olarak bulunur. Eşdeğer direngenlik olan $k_{eş}$ ise;

$$k_{eş} = \frac{3EI}{L^3} \quad (3.7)$$

ifadesiyle elde edilir.

$$\ln \left(\frac{y_1}{y_2} \right) = 2\pi/\zeta\sqrt{1-\zeta^2} = \delta \quad (3.8)$$

δ logaritmik azalma olarak isimlendirilir. Buradan sönüm sabiti;

$$b = 2 \zeta \sqrt{k \cdot m} \quad (3.9)$$

Sistemin eşdeğer sönüm katsayısı $b_{eş}$ ise, yukarıda belirtilen benzer kinetik hesaplamalarla;

$$b_{eş} = \frac{33}{140} b \quad (3.10)$$

olarak elde edilmiştir.

Eşdeğer sistemin hareket denklemi:

$$m_{eş} \ddot{z} + b_{eş} \dot{z} + k_{eş} z = F(t) \quad (3.11)$$

ile verilirken, doğal frekansı ise,

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k_{eş}}{m_{eş}}} \quad (3.12)$$

eşitliğiyle hesaplanır.

4. DENEY SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRİLMESİ

4.1. Rüzgâr Tüneli Akış Anındaki Kanat Titreşimleri

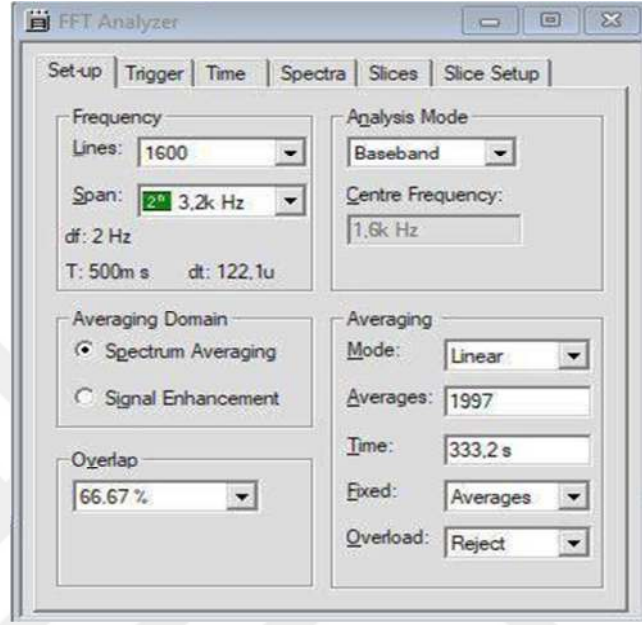
Rüzgâr tüneli içerisine ankastre giriş olarak sabitlenen taşıyıcı kanat içine üç eksenli ivmeölçer yerleştirilmiş ve her defasında O, A, B, C ve D kanatçık tipi olmak üzere toplam beş farklı kanat modeliyle akış anında titreşim kayıtları yapılmıştır. Üç eksenli ivmeölçerin yerleşimi için titreşim yönünden en kritik nokta olan kanadın uc noktası seçilerek akış anında titreşim değerleri zaman ve frekansa bağlı olarak elde edilmiştir. Rüzgâr tüneli deney düzeneği görünümü Şekil 4.1’de gösterilmiştir. Kanat tiplerimizin deney odasında titreşim davranışını kolaylıkla görebilmek için camlı bir kapak imal edilmiştir.



Şekil 4.1. Deney Düzeneği Görünümü

Kanat tiplerimizin titreşim verilerini Brüel&Kjaer markasına ait Pulse yazılımı ile x, y ve z yönlerinde zamana ve frekansa bağlı olarak elde edilmiştir. Akış anında kanat ucunda bulunan üç eksenli ivmeölçerden gelen sinyaller titreşim analizörüne gönderilerek elde edilen veriler Pulse yazılım programında işlenmektedir.

Titreşim testinde kullanılan Pulse yazılımının analiz ayarları Şekil 4.2’de gösterilmiştir. Titreşim verileri, 3.2 kHz frekans üst değeri esas alınmış olup örnekleme zamanı 500m s için kayıt edilmiştir. Her titreşim kaydı 30 s süreyle gerçekleştirilmiştir.



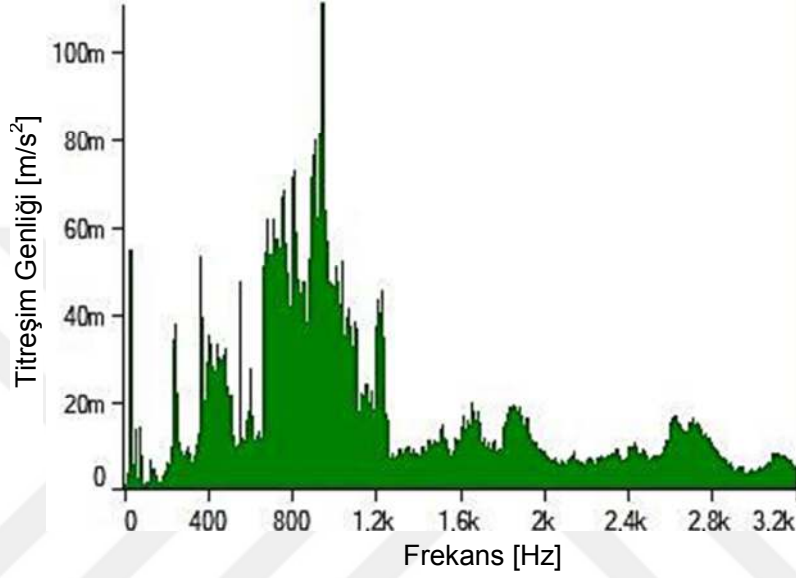
Şekil 4.2. Pulse Analiz Ayarı Pencere Görünümü

Rüzgar tüneli hava akışında en yüksek hız Şekil 4.3’de gösterildiği gibi anemometre kullanılarak ölçülmüş ve 14,65 m/s olarak gözlemlenmiştir.

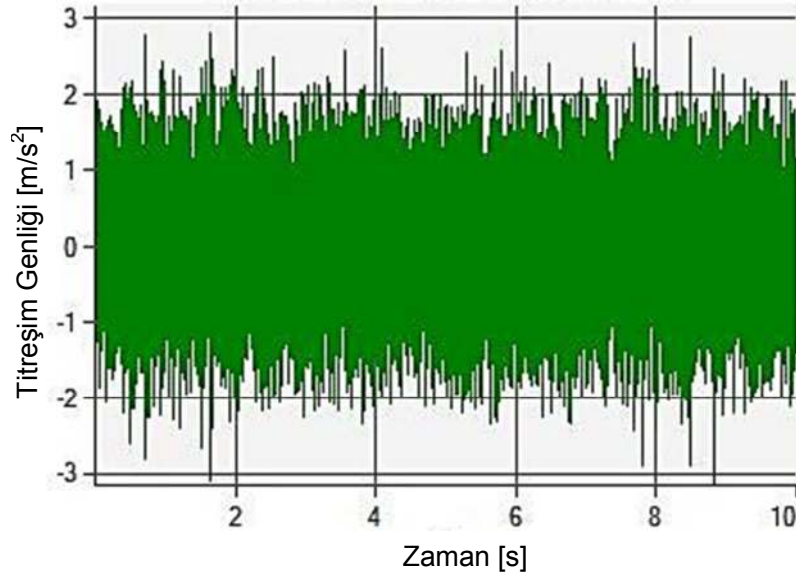


Şekil 4.3. Anemometre İle Akış Hızı Ölçümü

Şekil 4.4'de A tipi kanadın x yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $100 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer y ve z yönlerindeki titreşim genliklerinden daha düşük değerdir. Ayrıca diğer yönlere göre de doğal frekans sayısı daha fazladır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 3 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



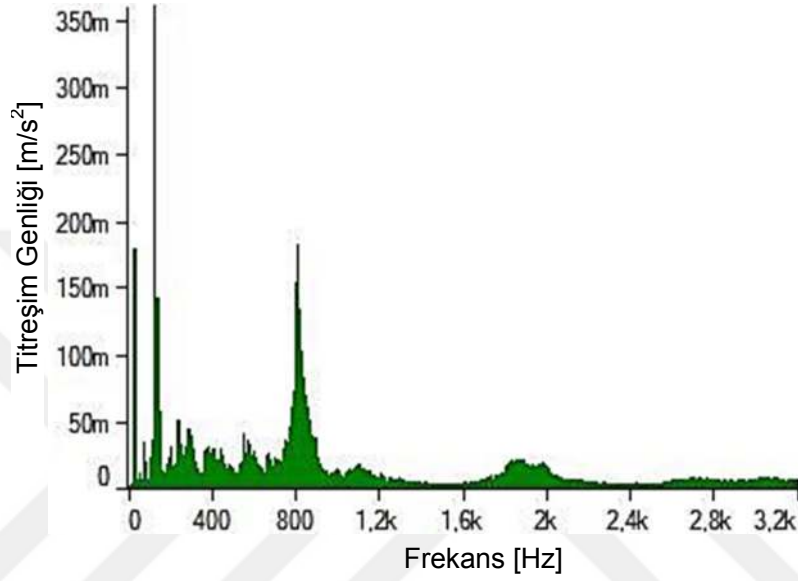
(a)



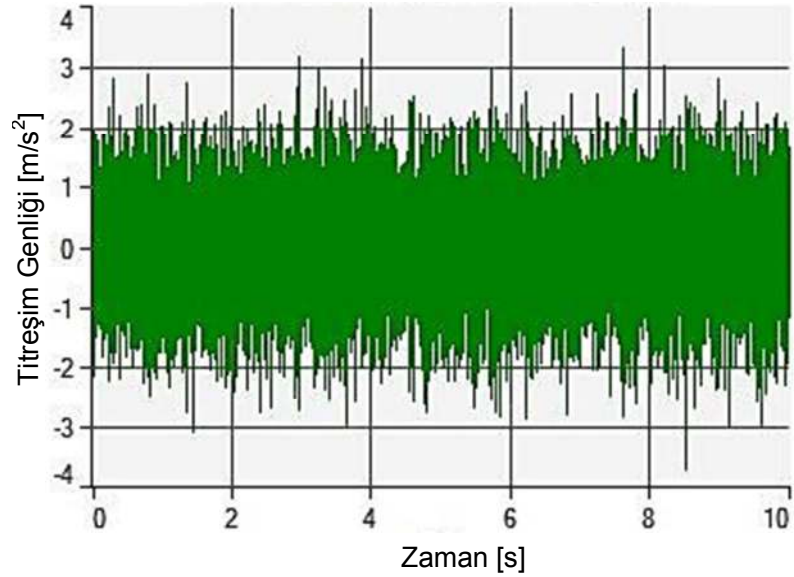
(b)

Şekil 4.4. A Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.5'te A tipi kanadın y yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $350 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer x yönündeki titreşim genliğinin yaklaşık üç katıdır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise x yönünde olduğu gibi 3 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



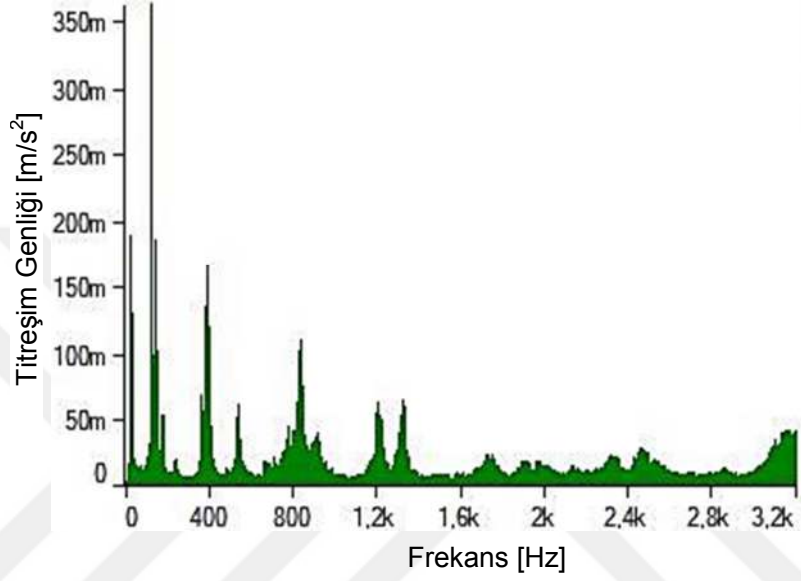
(a)



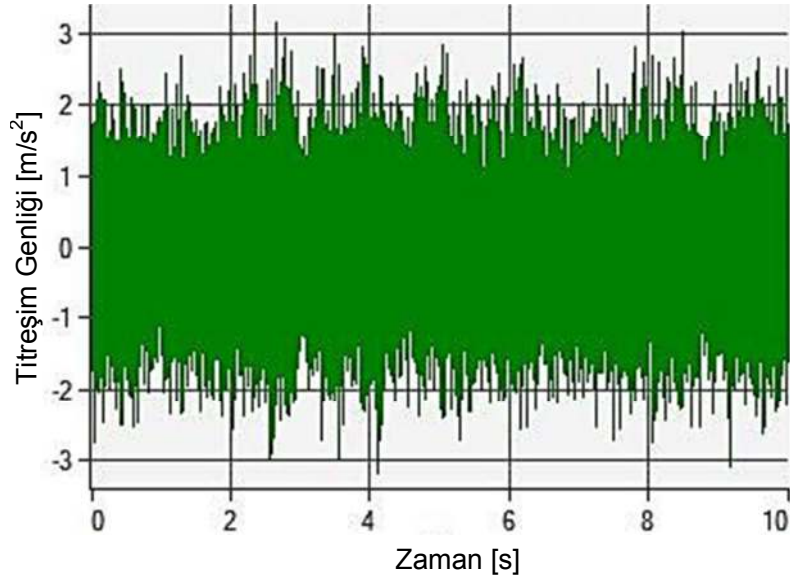
(b)

Şekil 4.5. A Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.6'da A tipi kanadın z yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $350 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer y yönündeki en yüksek değerle aynıdır. Aynı zamanda x yönündeki titreşim genliğinin yaklaşık üç katıdır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 3 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



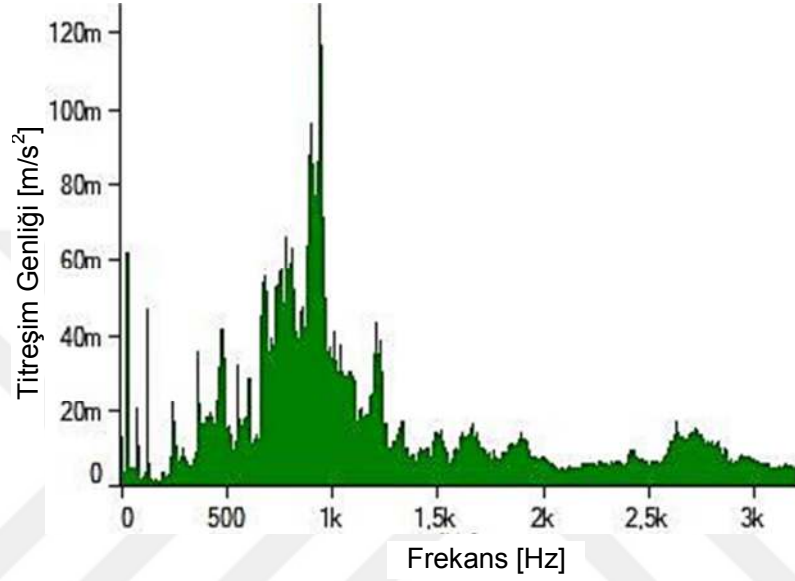
(a)



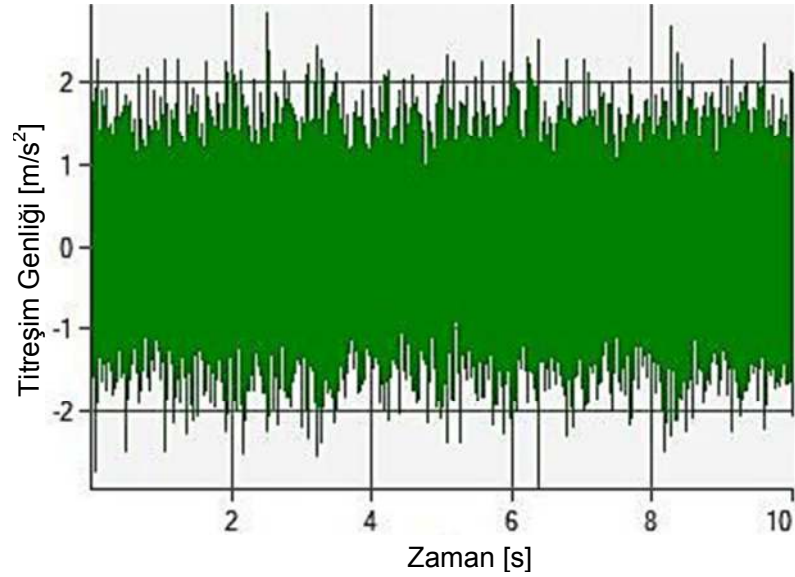
(b)

Şekil 4.6. A Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.7’de B tipi kanadın x yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $120 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer y ve z yönlerindeki titreşim genliklerinden daha düşük değerdir. Ayrıca diğer yönlere göre de doğal frekans sayısı daha fazladır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 2 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



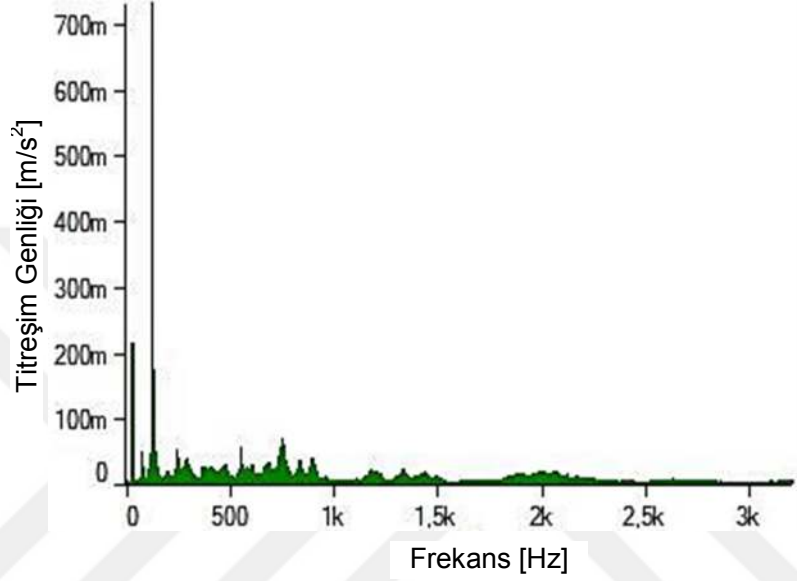
(a)



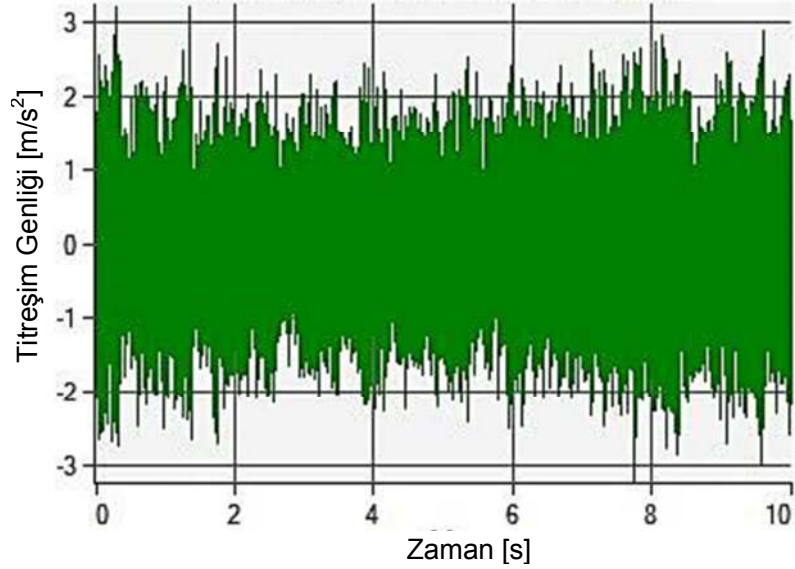
(b)

Şekil 4.7. B Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.8’de B tipi kanadın y yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $700 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer x ve y yönlerindeki titreşim genliklerinden daha yüksek değerdir. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 3 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiş olup bu değer diğer iki yöne göre de daha fazladır.



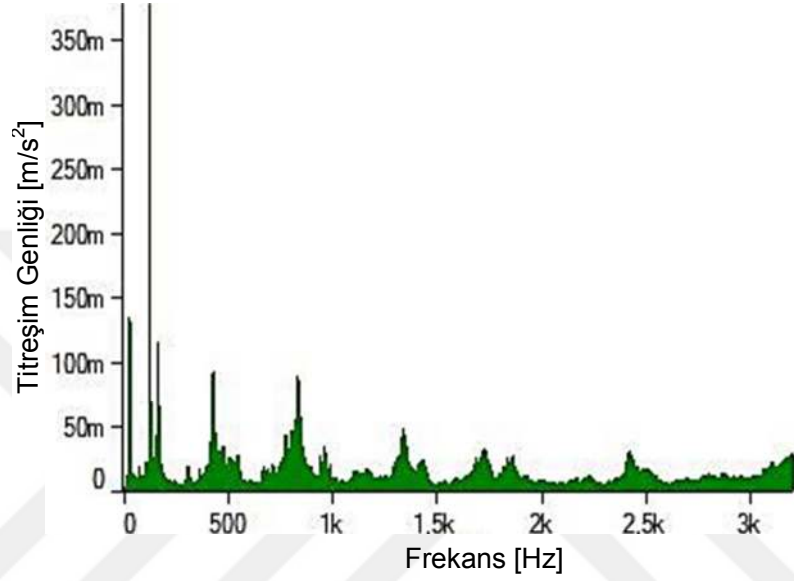
(a)



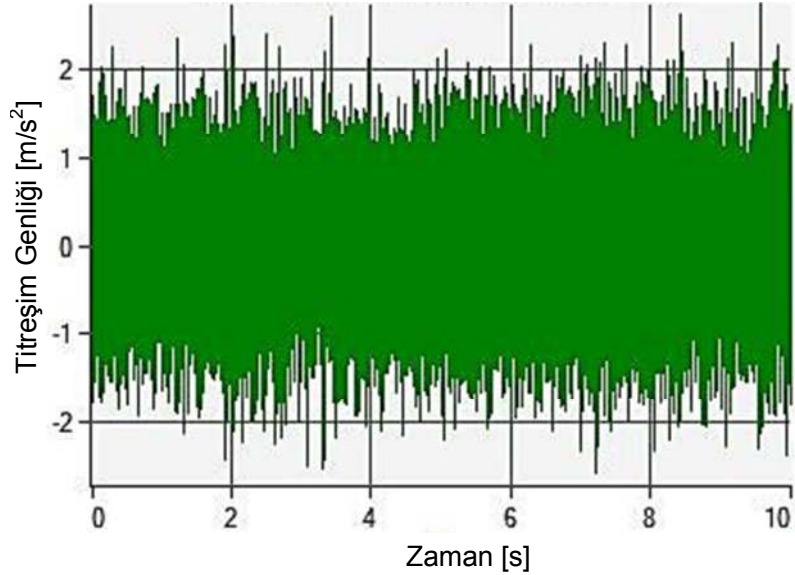
(b)

Şekil 4.8. B Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.9'da B tipi kanadın z yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $350 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer x yönündeki titreşim genliğinin yaklaşık üç katıdır. Aynı zamanda x yönündeki titreşim genliğinin yaklaşık üç katıdır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 2 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



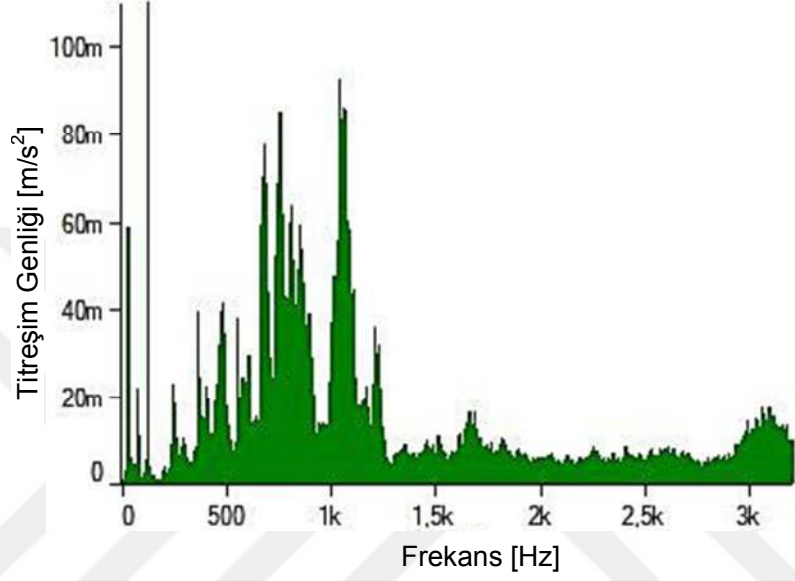
(a)



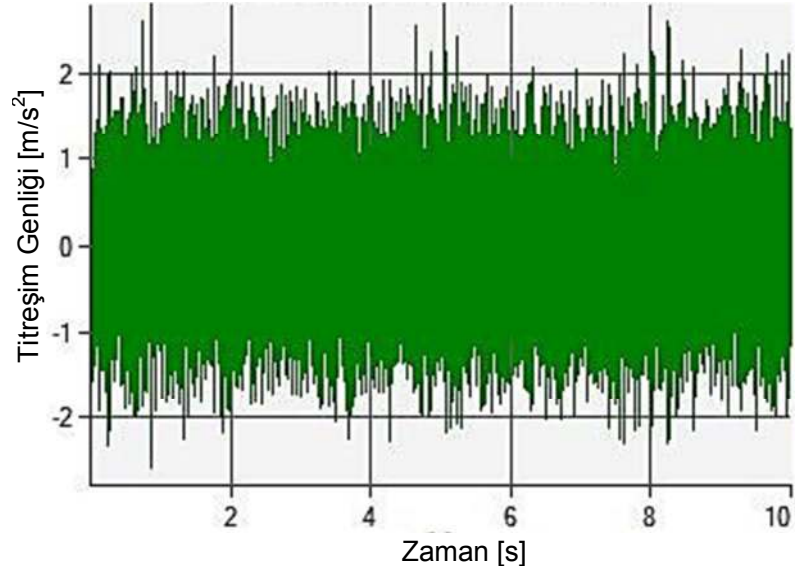
(b)

Şekil 4.9. B Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.10'da C tipi kanadın x yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $100 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer y ve z yönlerindeki titreşim genliklerinden daha düşük değerdir. Ayrıca diğer yönlere göre de doğal frekans sayısı daha fazladır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 2 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



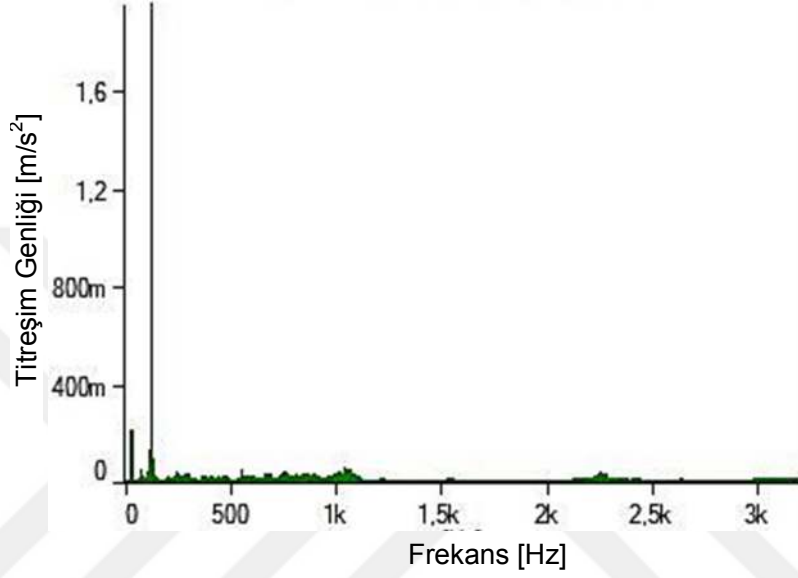
(a)



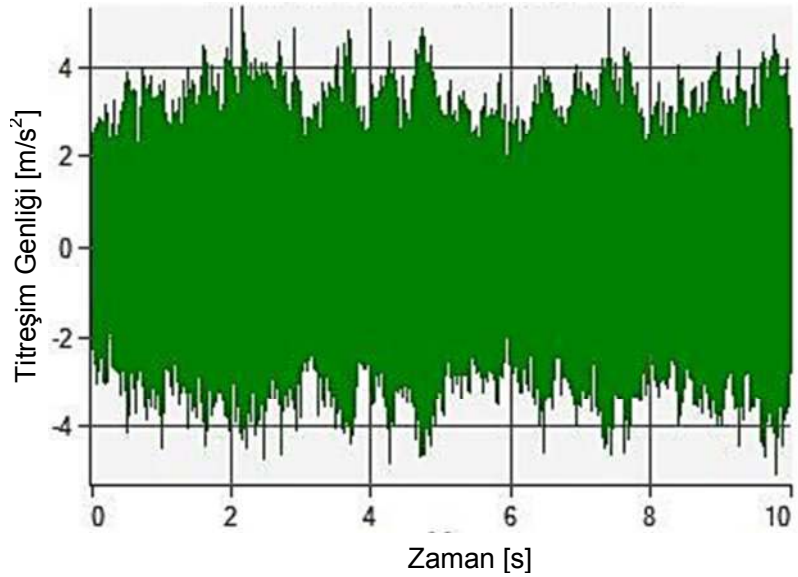
(b)

Şekil 4.10. C Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.11’de C tipi kanadın y yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $2,0 \text{ m/s}^2$ civarında değer gözlenmiş olup bu değer x ve z yönlerindeki titreşim genliklerinden daha yüksek değerdir. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 4 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiş olup bu değer x yönüne göre iki kat daha fazladır.



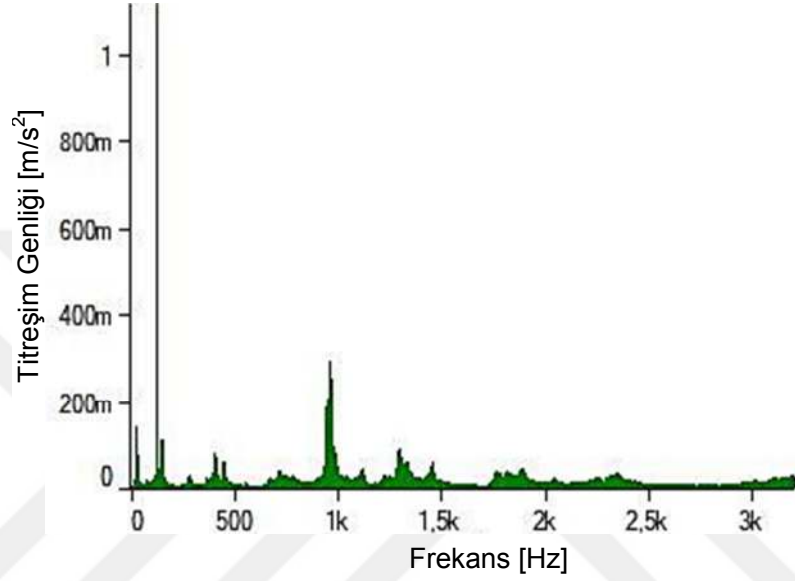
(a)



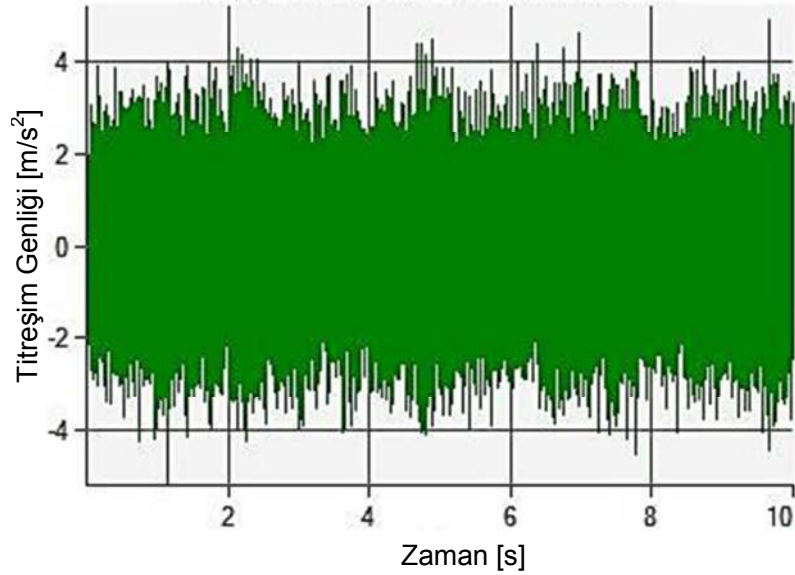
(b)

Şekil 4.11. C Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.12’de C tipi kanadın z yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $1,2 \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer B tipi kanadın z yönündeki titreşim genliğinin yaklaşık üç katıdır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 4 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiş olup bu değer y yönü ile aynıdır.



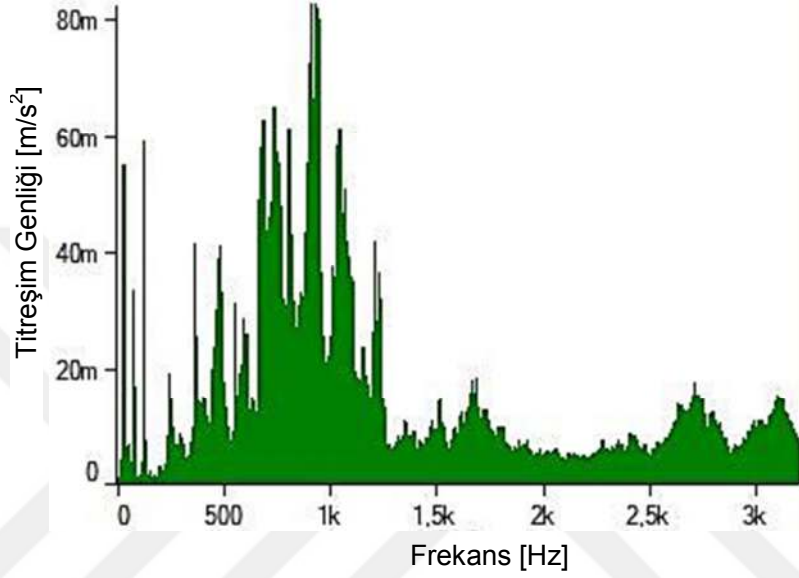
(a)



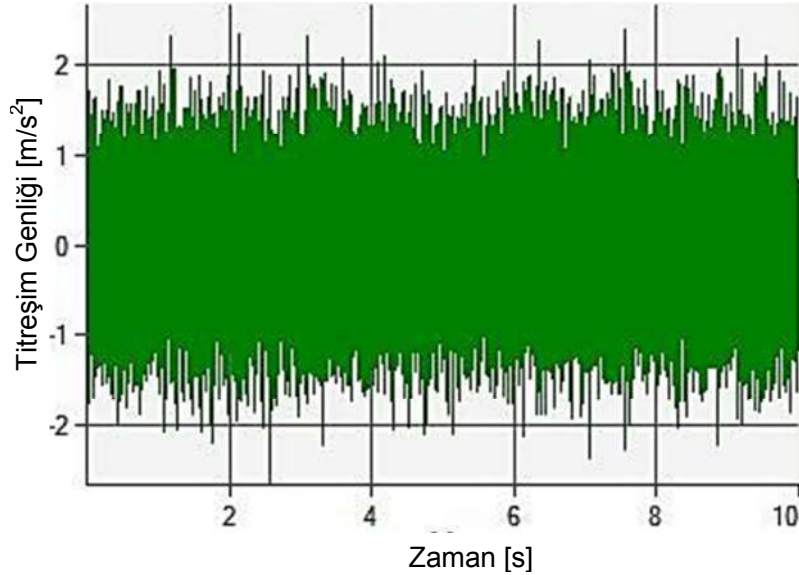
(b)

Şekil 4.12. C Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.13'de D tipi kanadın x yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $80 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer y ve z yönlerindeki titreşim genliklerinden daha düşük değerdir. Ayrıca diğer yönlere göre de doğal frekans sayısı daha fazladır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 2 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



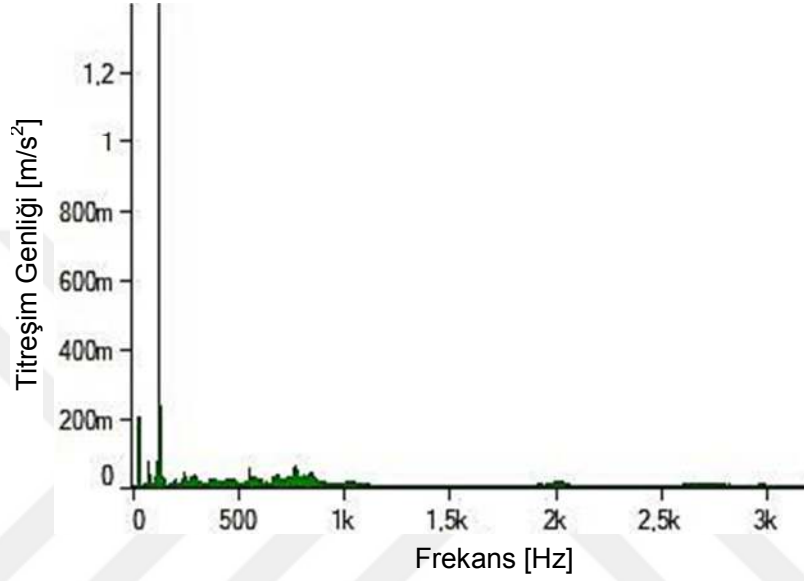
(a)



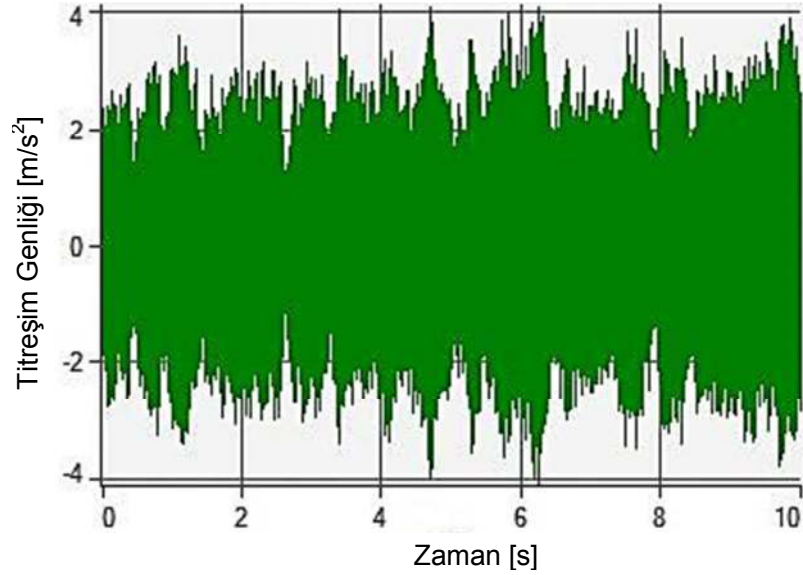
(b)

Şekil 4.13. D Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.14'de D tipi kanadın y yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $1,2 \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer x ve z yönlerindeki titreşim genliklerinden daha yüksek değerdir. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 4 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiş olup bu değer x ve z yönüne göre iki kat daha fazladır.



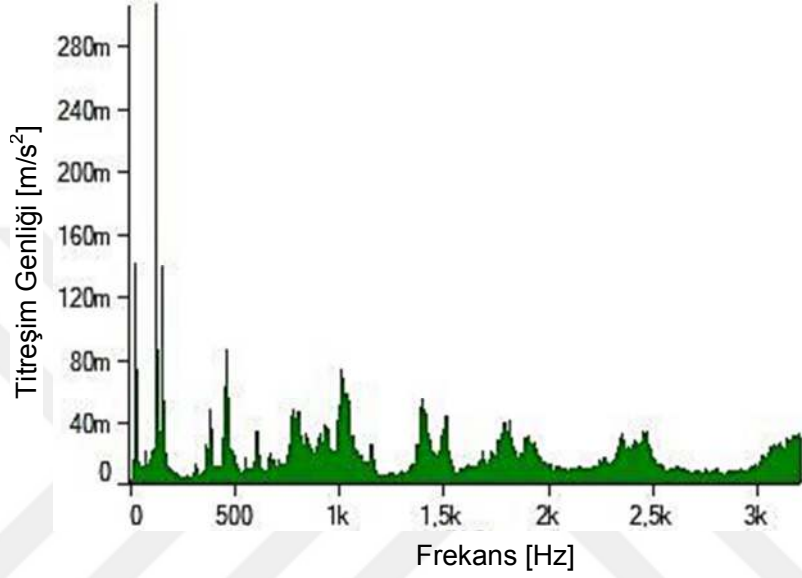
(a)



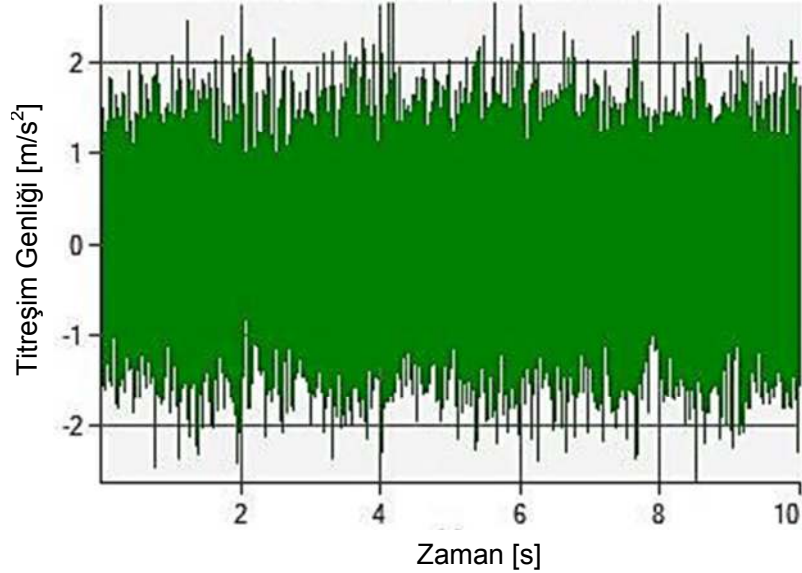
(b)

Şekil 4.14. D Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.15’de D tipi kanadın z yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $280 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer C tipi kanadın z yönündeki titreşim genliğinin yaklaşık üç buçuk kat daha küçüktür. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 2 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiş olup bu değer x yönü ile aynıdır.



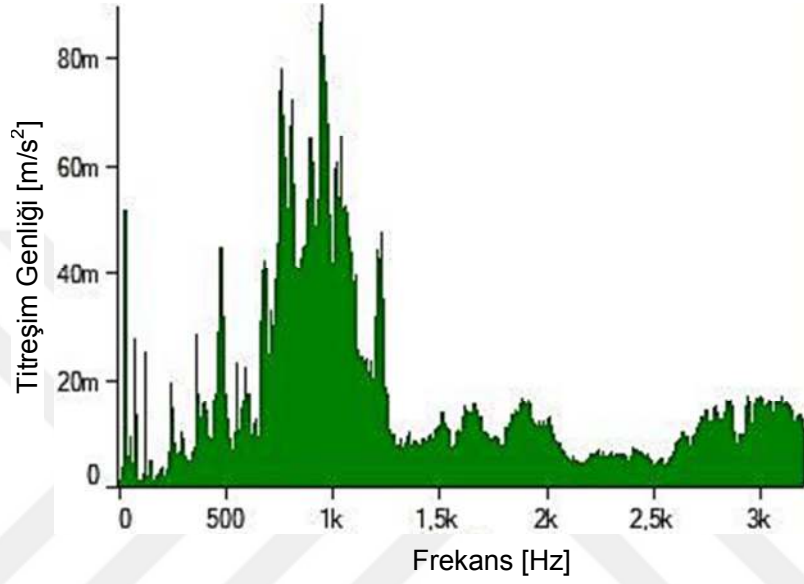
(a)



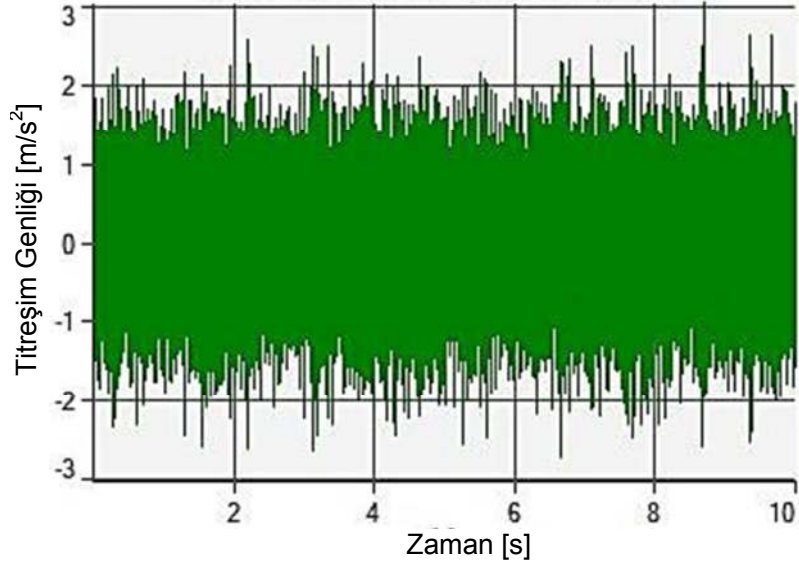
(b)

Şekil 4.15. D Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.16'da O tipi kanadın x yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $100 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer y ve z yönlerindeki titreşim genliklerinden daha düşük değerdir. Ayrıca diğer yönlere göre de doğal frekans sayısı daha fazladır. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 3 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiştir.



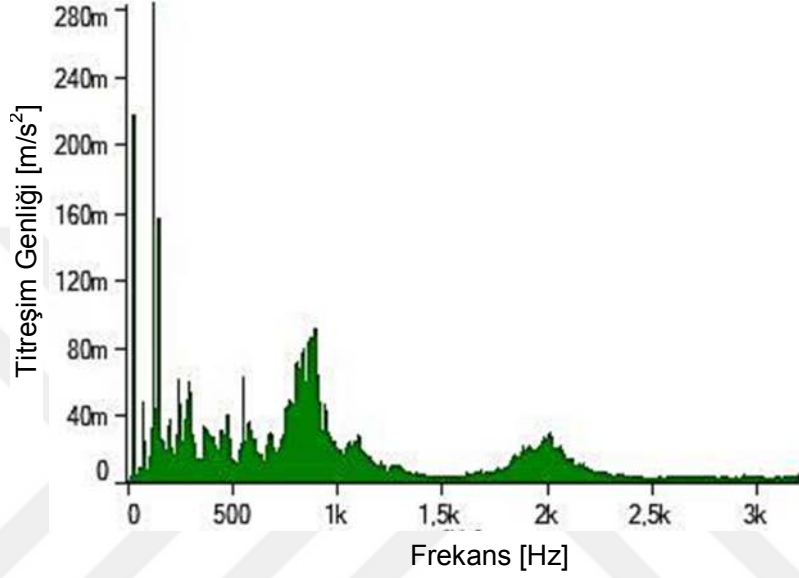
(a)



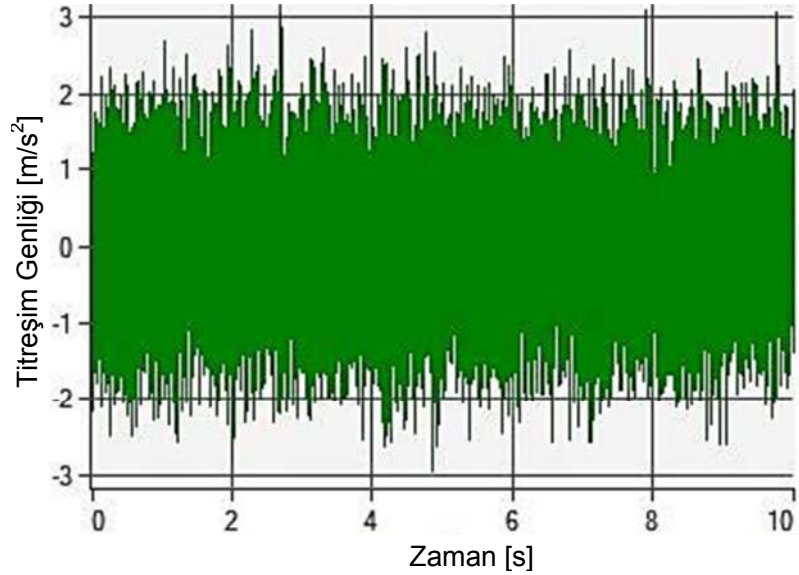
(b)

Şekil 4.16. O Tipi Kanadın X Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.17’de O tipi kanadın y yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $280 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değeri gözlenmiş olup bu değer tüm kanat tipleri titreşim genliklerinden daha düşük değerdir. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 3 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiş olup bu değer her üç ekseninde de aynıdır.



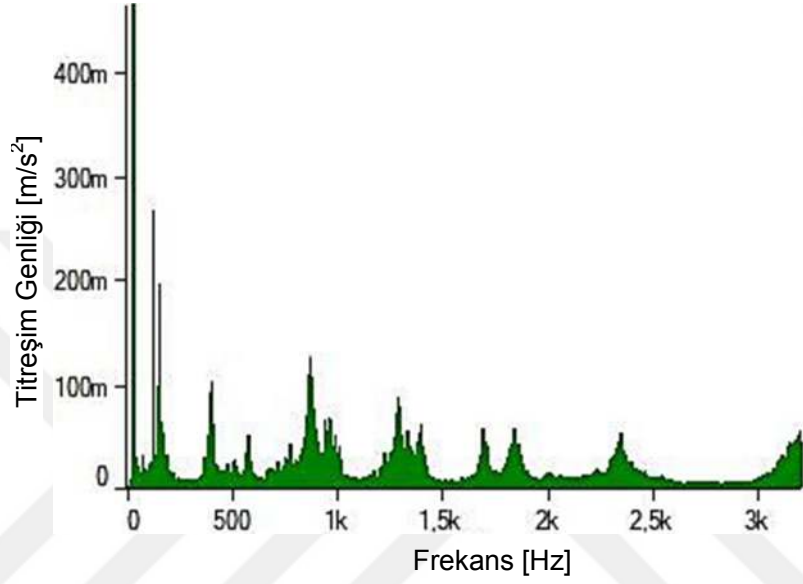
(a)



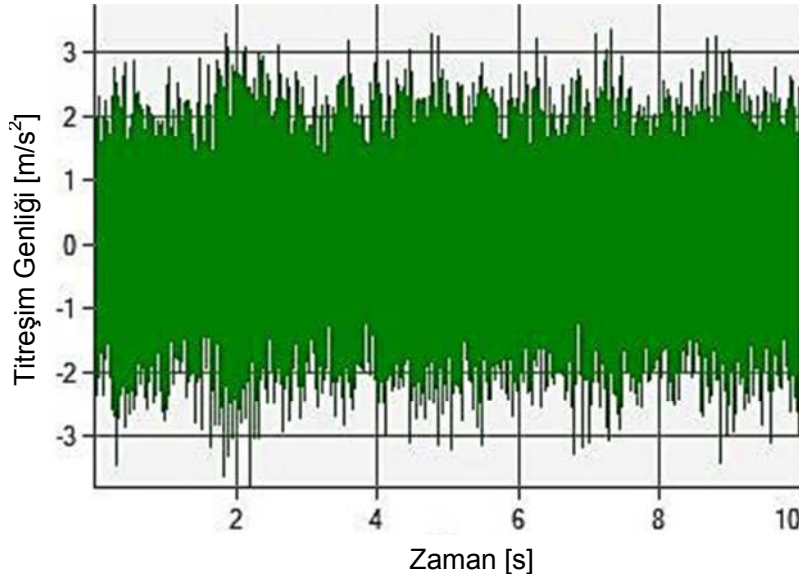
(b)

Şekil 4.17. O Tipi Kanadın Y Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

Şekil 4.18’de O tipi kanadın z yönünde frekans ve zamana bağlı titreşim verileri gösterilmiştir. Frekansa bağlı titreşim genliğinde en büyük değer olan $500 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ değer gözlenmiş olup bu değer D tipi kanadın z yönündeki titreşim genliğinin yaklaşık bir buçuk kat daha büyüktür. Zamana bağlı titreşim genliğinde ise 3 m/s^2 civarında en yüksek değer gözlenmiş olup bu değer x ve y yönleri ile aynıdır.



(a)



(b)

Şekil 4.18. O Tipi Kanadın Z Yönünde Frekans (a) ve Zamana Bağlı (b) Titreşim Verileri

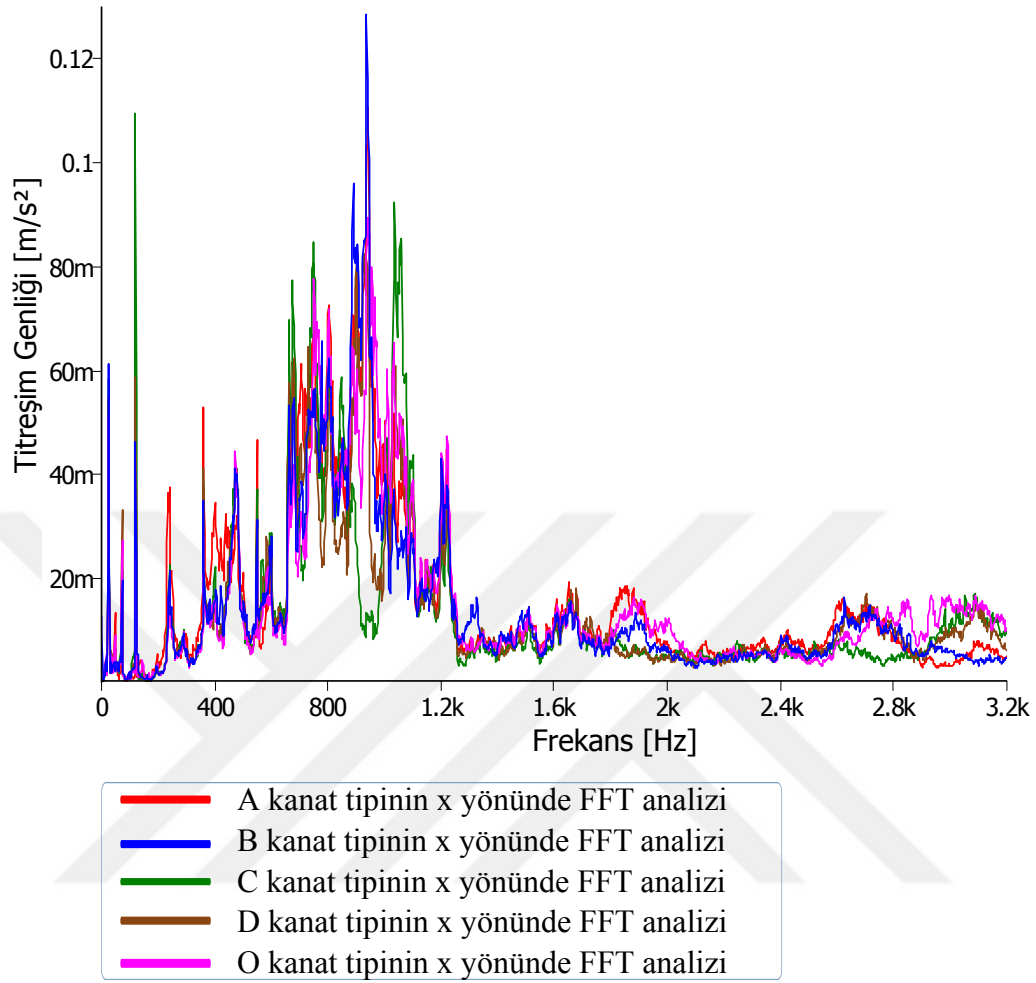
Tablo 4.1’de rüzgar tüneli akış anındaki kanat tiplerinin frekans ve zamana bağlı maksimum titreşim genliklerinin karşılaştırılması verilmiştir.

Tablo 4.1. Kanat Tiplerinin Maksimum Titreşim Genlikleri

Kanat tipi	Frekansa Bağlı Maksimum Titreşim Genliği (m/s ²)			Zamana Bağlı Maksimum Titreşim Genliği (m/s ²)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
A tipi	100x10 ⁻³	350x10 ⁻³	350x10 ⁻³	3	3	3
B tipi	120x10 ⁻³	700x10 ⁻³	350x10 ⁻³	2	3	2
C tipi	100x10 ⁻³	2,0	1,2	2	4	4
D tipi	80x10 ⁻³	1,2	280x10 ⁻³	2	4	2
O tipi	100x10 ⁻³	280x10 ⁻³	500x10 ⁻³	3	3	3

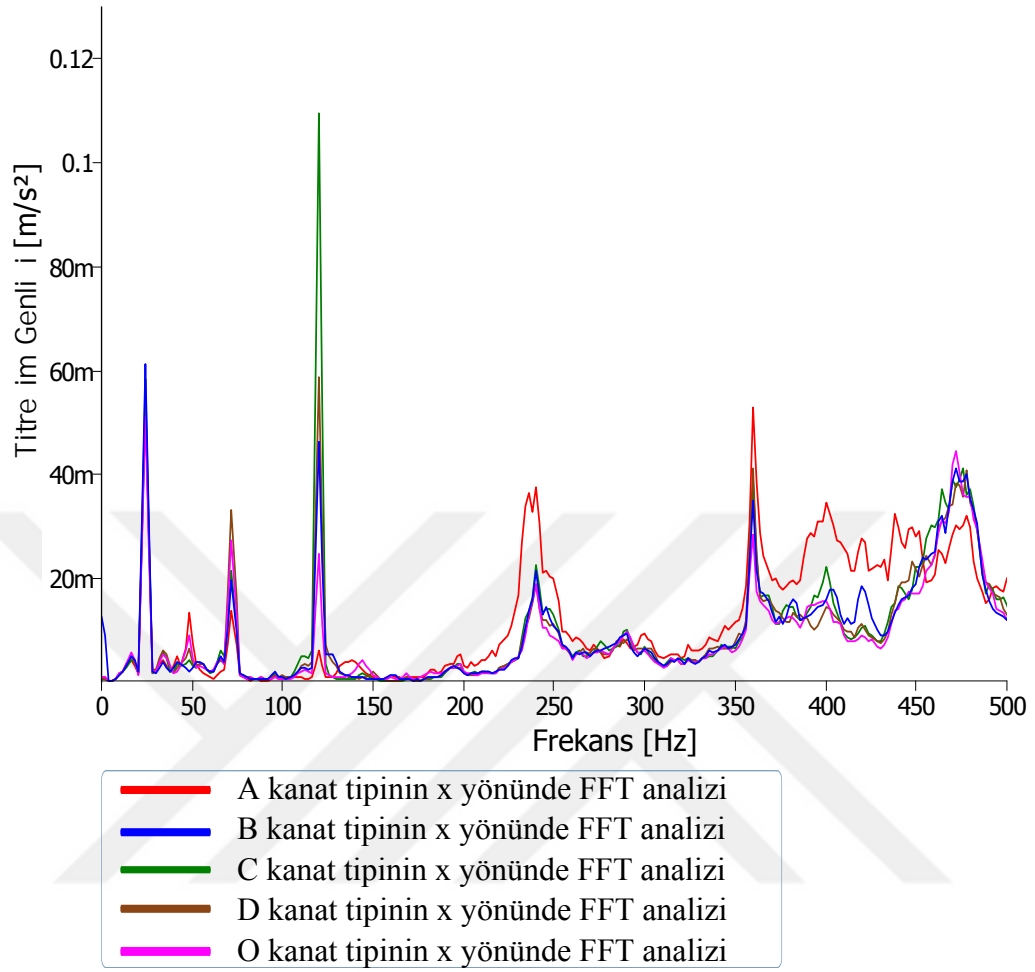
Rüzgâr tüneline yapılan titreşim deneylerinde, NACA 2412 taşıyıcı kanat ucuna eklenen farklı tip kanatçıklar kanat ucu titreşimlerini etkilemiştir. Maksimum titreşim genliği küçüldükçe kanatlardaki titreşimde azalır. Buna göre Tablo 4.1’de gösterildiği gibi z yönünde en iyi titreşim özelliği gösteren kanat tipi D tipi, en kötü titreşim özelliği gösteren kanat tipi ise C tipi kanattır.

Deneyleerde kullanılan tüm kanat tiplerinin tek grafik halinde x, y ve z yönlerinde 0 – 3.2 kHz ve 0 – 500 Hz aralığındaki titreşim veri grafikleri aşağıda sunulmuştur. Şekil 4.19’da A,B,C,D ve O kanat tiplerinin x yönündeki 0 – 3.2 kHz aralığında titreşim verileri tek grafik halinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. En yüksek titreşim genliği B tipi kanatta 120x10⁻³ m/s² civarında gözlenmiştir. 1.2 kHz’den sonra kanat tipleri benzer titreşim davranışı göstermişlerdir.



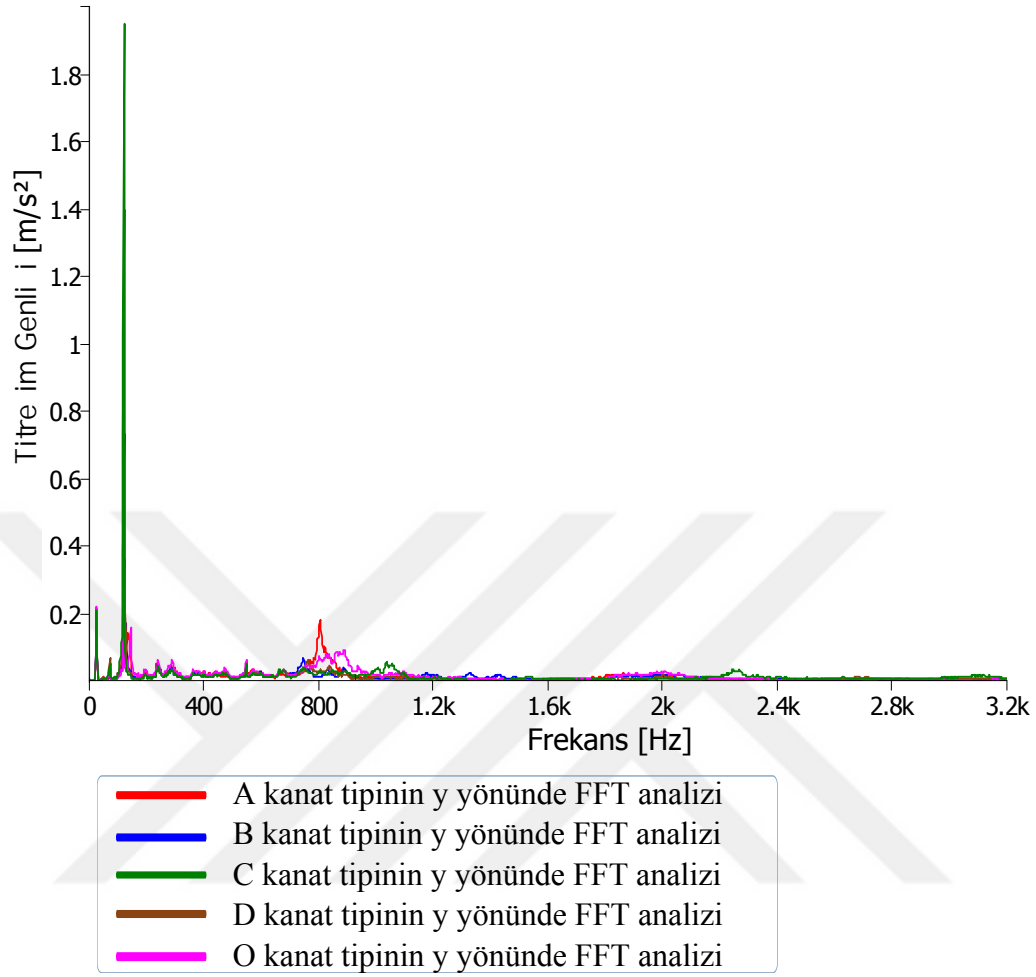
Şekil 4.19. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin X Yönündeki 0 – 3.2 kHz Aralığında Titreşim Verileri

Şekil 4.20’de A,B,C,D, ve O kanat tiplerinin x yönündeki daha büyük ölçekli olarak 0 – 500 Hz aralığında titreşim verileri tek grafik halinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. En yüksek titreşim genliği bu frekans aralığında C tipi kanatta $110 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ civarında gözlenmiştir.



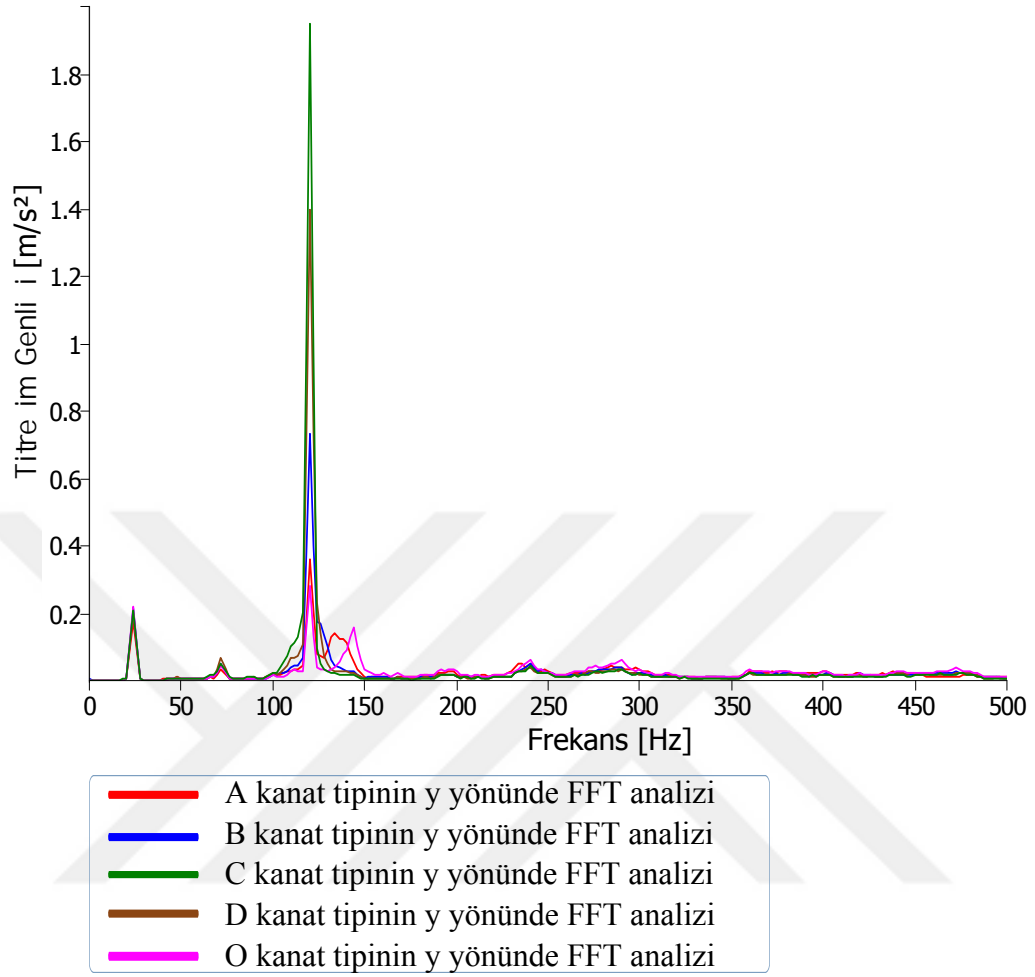
Şekil 4.20. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin X Yönündeki 0 – 500 Hz Aralığında Titreşim Verileri

Şekil 4.21’de A,B,C,D, ve O kanat tiplerinin y yönündeki 0 – 3.2 kHz aralığında titreşim verileri tek grafik halinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. En yüksek titreşim genliği C tipi kanatta $2,0 \text{ m/s}^2$ civarında gözlenmiştir. 1 kHz’den sonra kanat tipleri benzer titreşim davranışı göstermişlerdir.



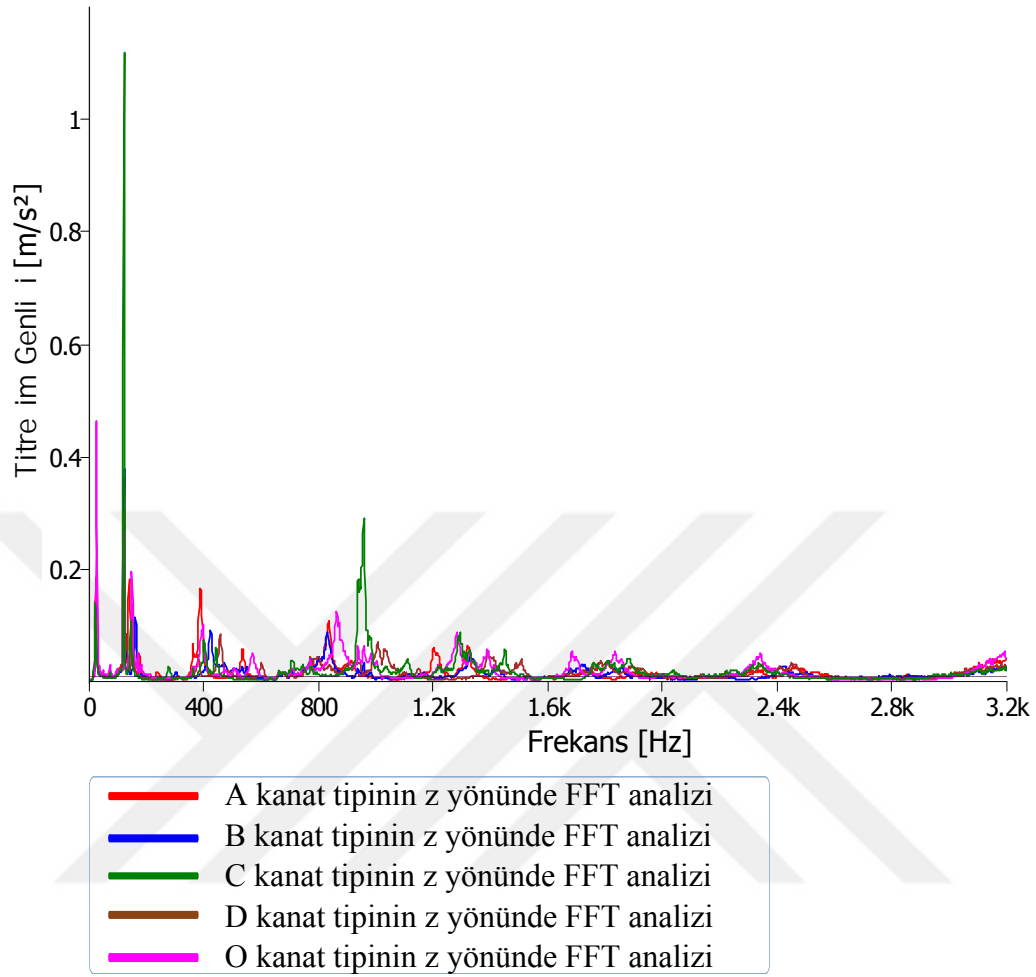
Şekil 4.21. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Y Yönündeki 0–3.2kHz Aralığında Titreşim Verileri

Şekil 4.22’de A,B,C,D, ve O kanat tiplerinin y yönündeki daha büyük ölçekli olarak 0 – 500 Hz aralığında titreşim verileri tek grafik halinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. En yüksek titreşim genliği bu frekans aralığında C tipi kanatta $2,0 \text{ m/s}^2$ civarında gözlenmiştir. 125 Hz frekans aralığında tüm kanat tiplerinin titreşim genliği artarken bu frekans değerinden sonra titreşim genliklerinde düşme gözlenmiştir. Ayrıca 150 Hz’den sonra tüm kanat tipleri benzer titreşim davranışı göstermişlerdir.



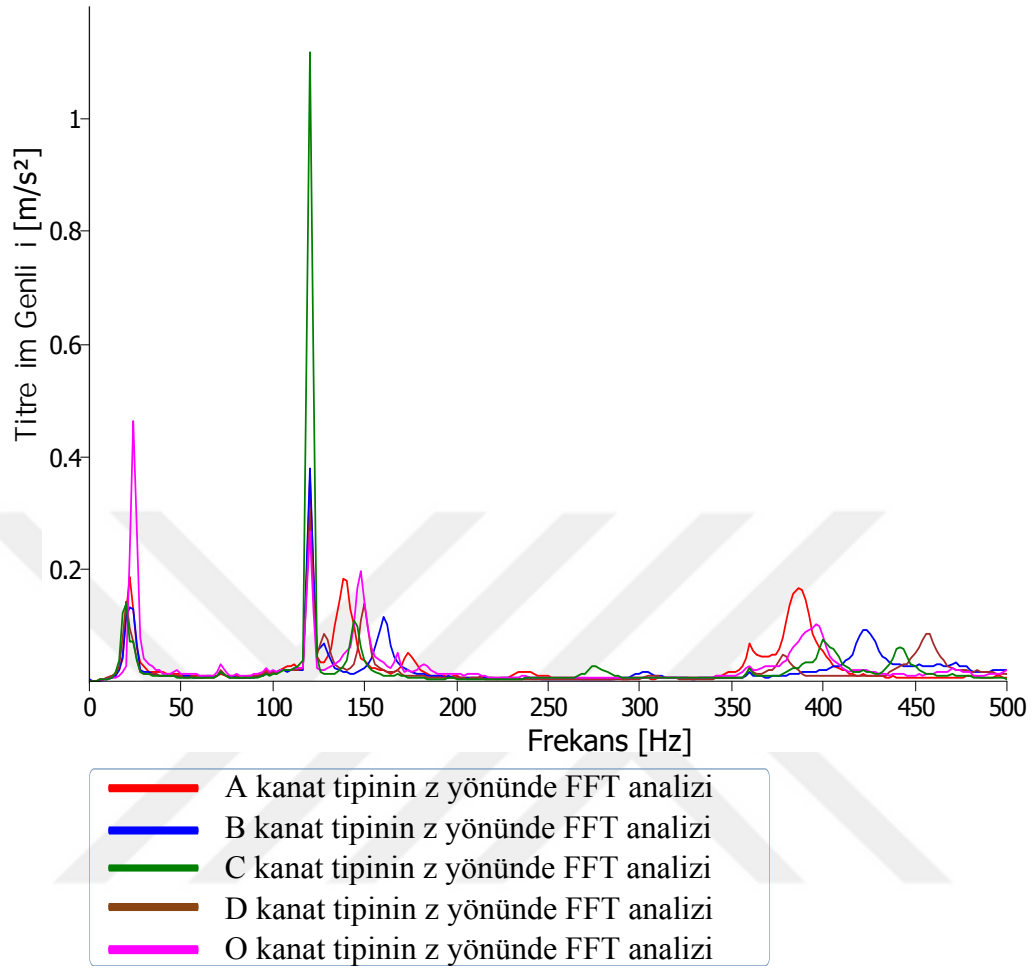
Şekil 4.22. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Y Yönündeki 0 – 500Hz Aralığında Titreşim Verileri

Şekil 4.23'te A,B,C,D, ve O kanat tiplerinin z yönündeki 0 – 3.2 kHz aralığında titreşim verileri tek grafik halinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. En yüksek titreşim genliği C tipi kanatta $1,2 \text{ m/s}^2$ civarında gözlenmiştir. Aynı zamanda diğer kanat tiplerinin birbirlerine yakın tepkiler verdiği görülmüştür.



Şekil 4.23. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Z Yönündeki 0 – 3.2kHz Aralığında Titreşim Verileri

Şekil 4.24’de A,B,C,D, ve O kanat tiplerinin z yönündeki daha büyük ölçekli olarak 0 – 500 Hz aralığında titreşim verileri tek grafik halinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. En yüksek titreşim genliği bu frekans aralığında C tipi kanatta $1,2 m/s^2$ civarında gözlenmiştir. 125 Hz frekans aralığında tüm kanat tiplerinin titreşim genliği artarken bu frekans değerinden sonra titreşim genliklerinde düşme gözlenmiştir. 150 Hz’den sonra tüm kanat tipleri benzer titreşim davranışı göstermişlerdir. Ayrıca grafikte tüm kanat tiplerinin ilk pik değerlerine bakıldığında O tipi kanat için yaklaşık 24 Hz civarında olduğu görülmektedir. Bu değer aynı zamanda rüzgâr tüneline kullanılan fan motorunun devir frekansıdır. Kanatçıklı kanat modellerinin hepsi motor titreşim genliğini baskılamıştır. D tipi kanat modelinin titreşim genliğinin en küçük değerde olduğu görülmektedir.



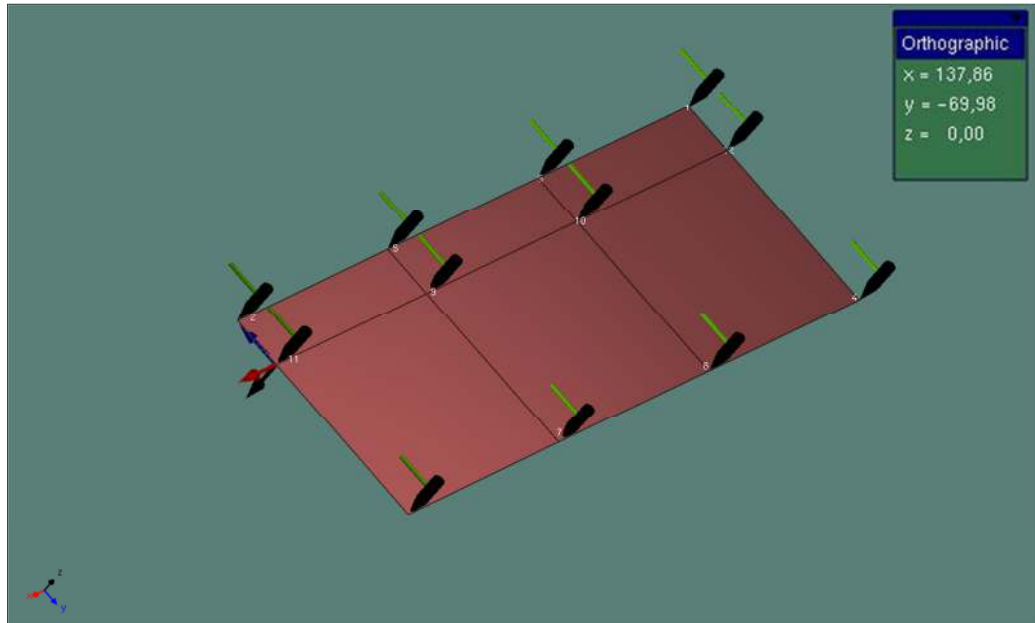
Şekil 4.24. A,B,C,D, ve O Kanat Tiplerinin Z Yönündeki 0 – 500Hz Aralığında Titreşim Verileri

4.2. Taşıyıcı Kanadın (NACA 2412) Deneysel ve Sayısal Modal Analizi

Bu çalışmada taşıyıcı kanadın serbest titreşim doğal frekansları ve mod şekilleri deneysel ve sayısal olarak tespit edilmiştir. Deneysel çalışma kapsamında çekiç testi ile modal analiz yapılmıştır. Sonlu elemanlar yöntemi ile doğal frekans ve mod şekilleri sayısal olarak incelenmiştir. Sayısal çalışma kapsamında Abaqus yazılımı kullanılmıştır. Ardından bulunan bu sonuçlar birbirleriyle karşılaştırılmıştır.

4.2.1. Taşıyıcı Kanadın Deneysel Modal Analizi

Taşıyıcı kanadın deneysel modal analizinde çekiç testi uygulanmıştır. Test ekipmanlarının tamamı Brüel&Kjaer marka olmak üzere 3050-B-060 model ve 50 kHz kapasiteli titreşim analizörü, 8206-002 model çekiç ve 4524B tipi üç eksenli ivmeölçer sensörü kullanılmıştır. Geometrik modelin oluşturulması ve modal analiz için Pulse MTC (Modal Test Consultant) yazılımı kullanılmıştır. Model üzerinde ivmeölçerin bağlanacağı ve çekiğin vurulacağı noktalar belirlenmiştir. Ölçümlere başlamadan önce ölçümün yapılacağı frekans aralığı belirlenmiştir. Daha sonra sırasıyla belirlenen noktalara çekiç ile vurularak doğal frekanslar elde edilmiştir. Şekil 4.25’de gösterildiği gibi toplamda 12 nokta işaretlenmiş ve bu noktalar darbe çekiği ile vurularak model titreştirilmiş ve ölçümler yapılmıştır.



Şekil 4.25. Pulse MTC’de Oluşturulan Geometrik Model

Analizi yapılacak modelde Şekil 4.26’da gösterildiği gibi ankastre-serbest sınır şartı sağlanmaya çalışılmıştır. Modelin bir ucu tezgâh mengersi ile sabitlenmiş olup diğer ucu serbest bırakılmıştır. Sınır şartı belirlenen kanadın deneysel modal analizi Pulse MTC ortamında gerçekleştirilmiştir. Çekiç testi ile elde edilen veriler titreşim analizöründen Pulse MTC programına aktarılmıştır. Ardından kanadın doğal frekans ve mod şekilleri elde edilmiştir.



Şekil 4.26. Ankastre-Serbest Sınır Şartına Sahip Kanat

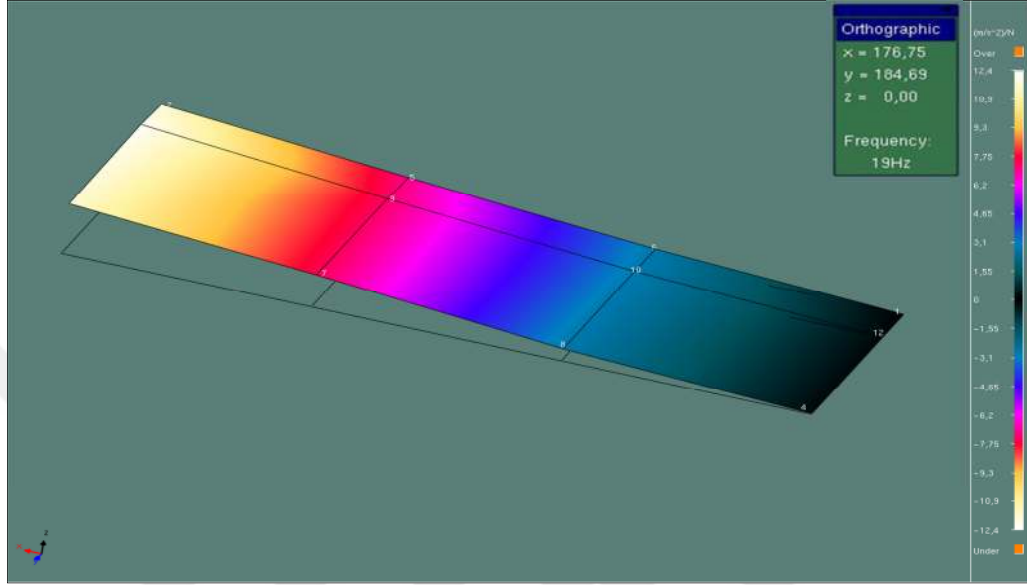
Tablo 4.2’de deneysel modal analiz sonucunda taşıyıcı kanata ait elde edilen doğal frekanslar değerleri verilmiştir. Kanadın elde edilen doğal frekans değerlerine göre hangi şekillerde titreceğinin fikrini verecek olan mod şekillerinin tespit edilmesi ve kanadın doğal frekans değerlerinin belirlenmesini sağlayan dinamik analizin ilk aşamasıdır.

Tablo 4.2. Taşıyıcı Kanadın Deneysel Doğal Frekansları

Mod No	Doğal Frekans Deneysel (Hz)
01	19
02	27
03	80

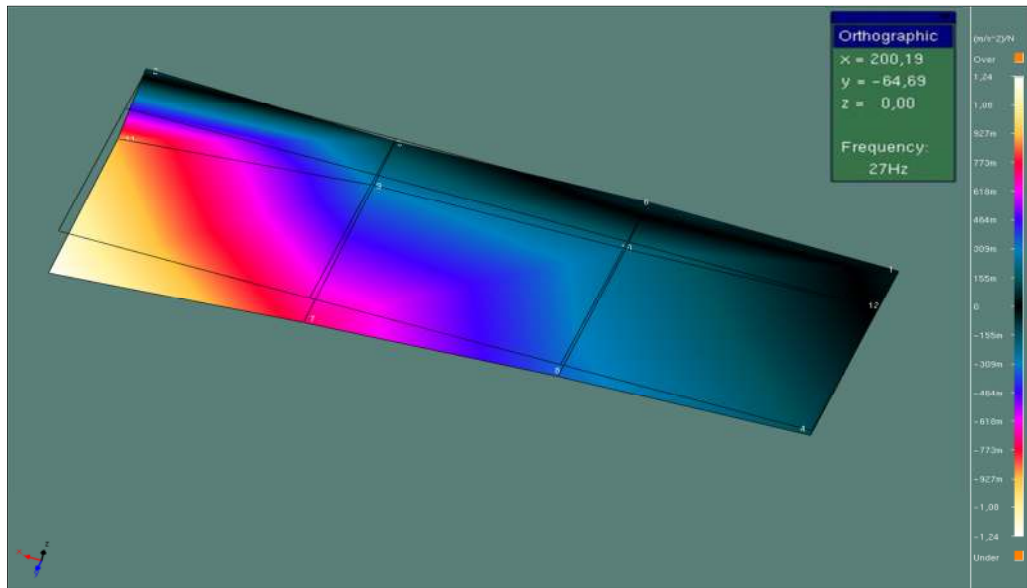
Deneysel analiz sonucu Pulse MTC ortamında elde edilen ilk üç modun gösterimi aşağıda verilmiştir.

Şekil 4.27’de taşıyıcı kanadın 19 Hz frekans değerinde aldığı şekil olan 1. mod şekli gösterilmiştir. Kanadın bir ucu ankastre sabitlendiği için herhangi bir deplasman meydana gelmemiştir. Diğer ucu ise yukarı yönde eğilme davranışı göstermiştir.



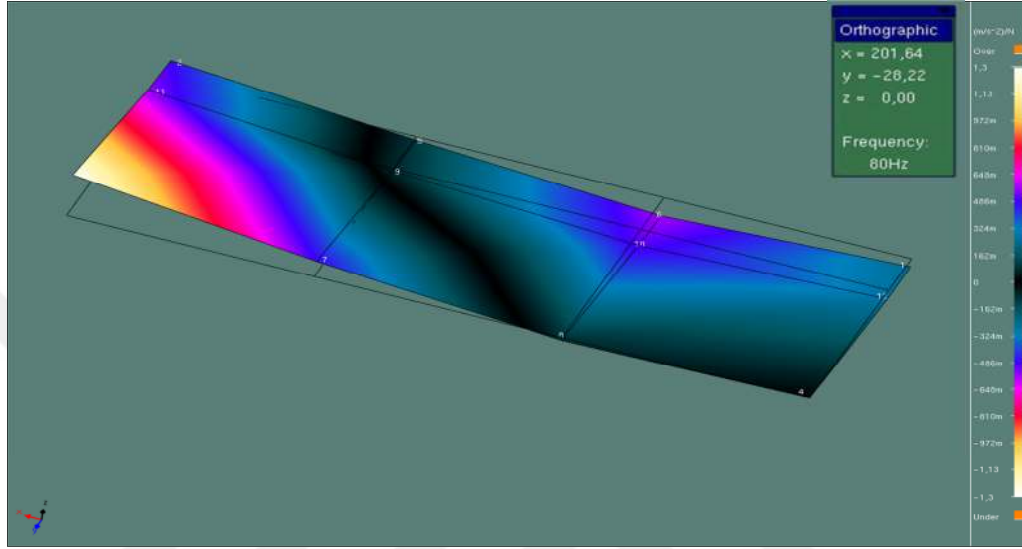
Şekil 4.27. 1.Mod Şekli (f = 19 Hz)

Şekil 4.28’de taşıyıcı kanadın 27 Hz frekans değerinde aldığı şekil olan 2. mod şekli gösterilmiştir. Kanadın bir ucu ankastre sabitlendiği için herhangi bir deplasman meydana gelmemiştir. Diğer ucu ise aşağı yönde eğilme davranışı göstermiştir.



Şekil 4.28. 2.Mod Şekli (f = 27 Hz)

Şekil 4.29’da taşıyıcı kanadın 80 Hz frekans değerinde aldığı şekil olan 3. mod şekli gösterilmiştir. Kanadın bir ucu ankastre sabitlendiği için herhangi bir deplasman meydana gelmemiştir. Diğer ucu ise diğer modlara göre daha az eğilme davranışı göstermiştir.



Şekil 4.29. 3.Mod Şekli (f = 80 Hz)

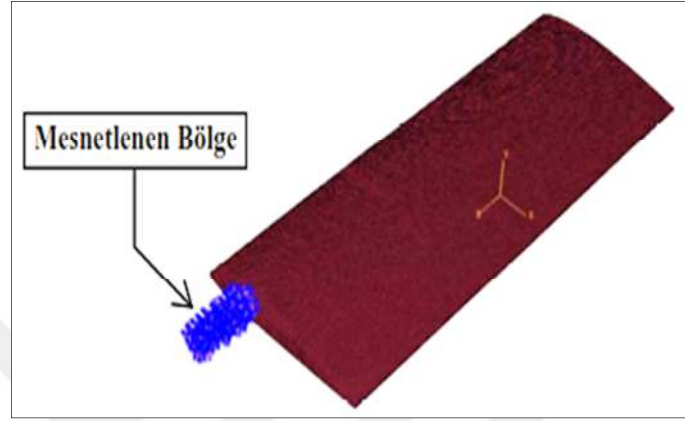
4.2.2. Taşıyıcı Kanadın Sayısal Modal Analizi

Taşıyıcı kanadın sayısal modal analizi için sonlu elemanlar programı Abaqus yazılımı kullanılmıştır. Analizde Lanczos yöntemi kullanılarak kanatta en küçük modların bulunması sağlanmıştır. Prototip taşıyıcı kanadın ağırlığı 146 g olup hacim değeri de 286.875 mm^3 olarak Hypermesh programından elde edildi. Bu bilgiler doğrultusunda yoğunluk değeri $508,932 \text{ kg/m}^3$ olarak hesaplanıp simülasyonlar da kullanıldı. Kullanılan PLA filamentin iç doluluk oranı %20, içyapı tipi ise bal peteği formunda olup malzeme mekanik özellikleri literatürden alınarak Tablo 4.3’de verilmiştir [70,71].

Tablo 4.3. PLA Filament Malzeme Özellikleri

Yoğunluk	508,932	kg/m^3
Elastisite Modülü	635,3	MPa
Poisson Oranı	0,36	

Analizden önce programa kanat malzemesi olan PLA filamentin mekanik özellikleri tanıtılmıştır. Ardından modele mesh uygulanarak kanadın bir ucu Şekil 4.30’da gösterildiği gibi ankastre mesnetlenmiştir. Abaqus’de kanadın sayısal model analizi gerçekleştirilerek doğal frekans ve mod şekilleri elde edilmiştir.



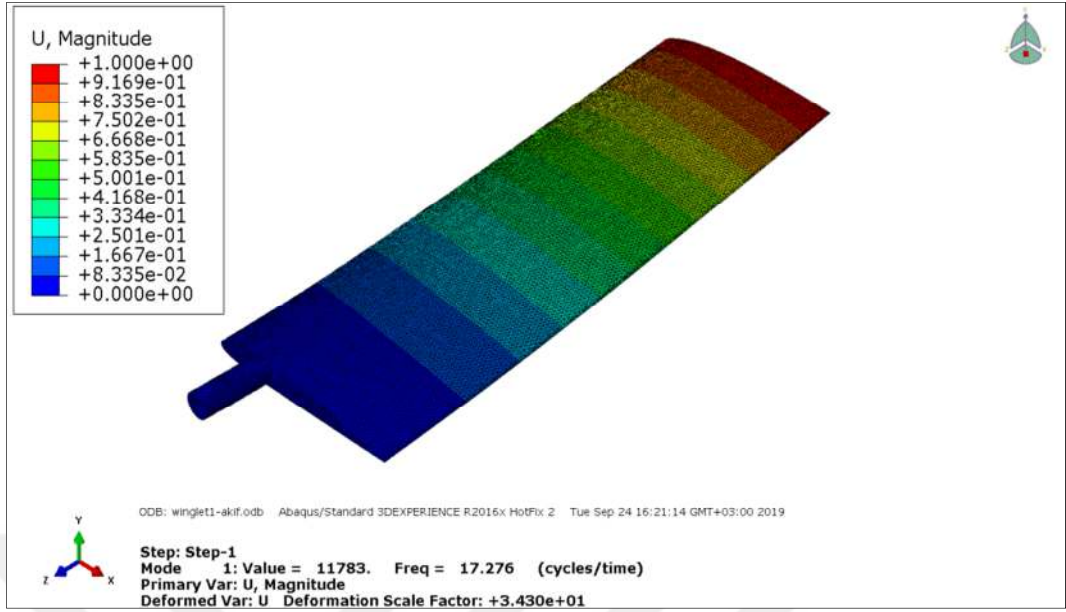
Şekil 4.30. NACA 2412 Sonlu Elemanlar Modeli

Tablo 4.4’de sayısal modal analiz sonucunda taşıyıcı kanata ait elde edilen doğal frekanslar değerleri verilmiştir.

Tablo 4.4. Taşıyıcı Kanadın Sayısal Doğal Frekansları

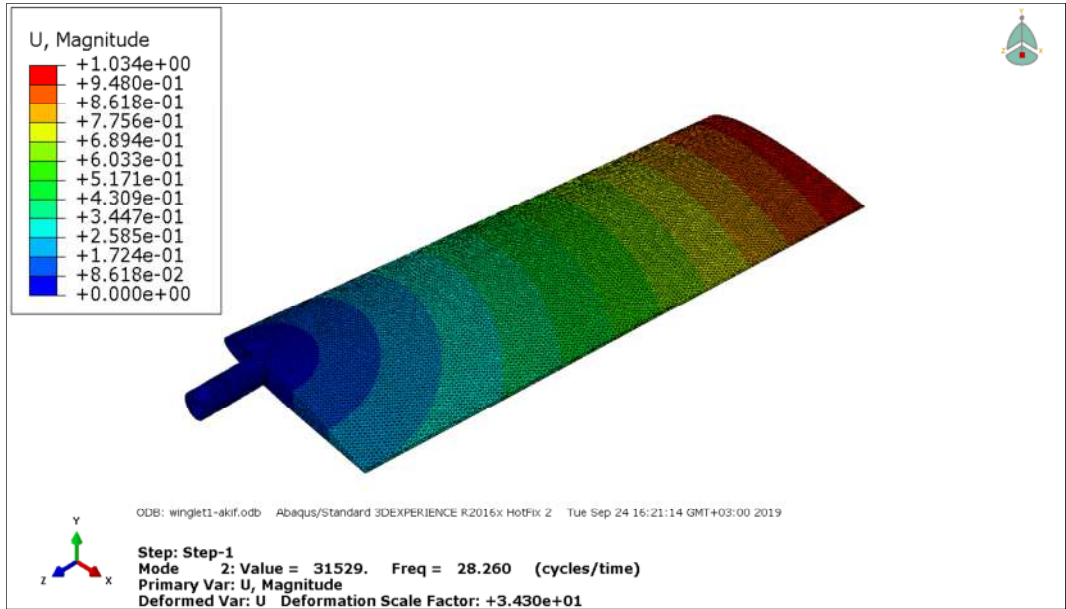
Mod No	Doğal Frekans Sayısal (Hz)
01	17,27
02	28,26
03	104,20

Sayısal analiz sonucu Abaqus ortamında elde edilen ilk üç modun gösterimi aşağıda verilmiştir. Şekil 4.31’de 17,27 Hz frekans değerinde aldığı şekil olan 1. mod şekli gösterilmiştir. Kanadın mesnetlenen bölgesinde herhangi bir deplasman meydana gelmemiştir. Diğer ucu ise yukarı yönde eğilme davranışı göstermiştir.



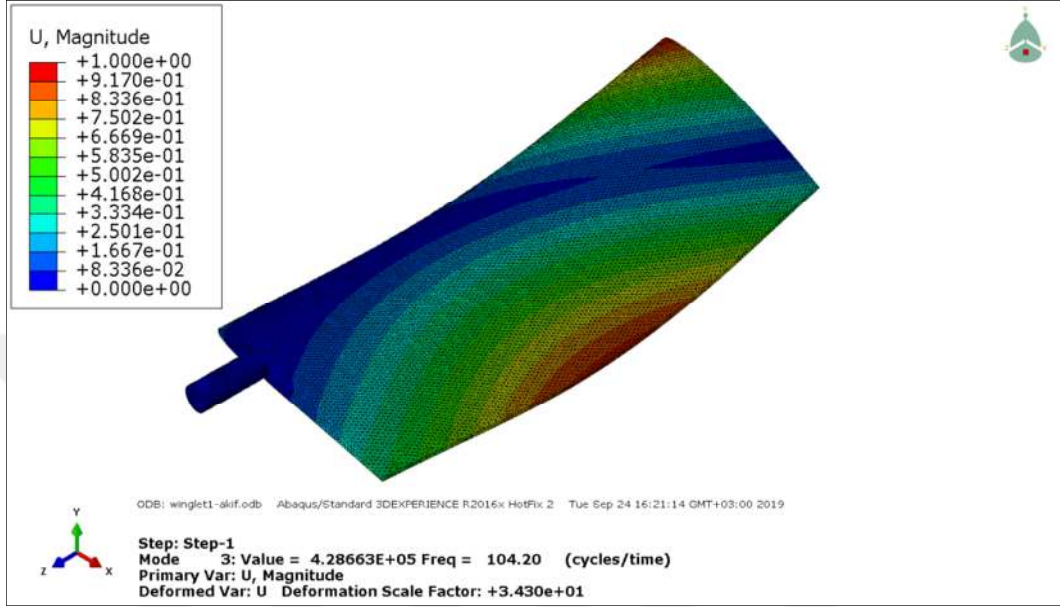
Şekil 4.31. 1.Mod Şekli ($f = 17,27$ Hz)

Şekil 4.32’de 28,26 Hz frekans değerinde aldığı şekil olan 2. mod şekli gösterilmiştir. Kanadın mesnetlenen bölgesinde diğer bölgelere göre daha az deplasman meydana gelmiştir. Kanat aşağı yönde eğilme davranışı göstermiştir.



Şekil 4.32. 2.Mod Şekli ($f = 28,26$ Hz)

Şekil 4.33’de 104,20 Hz frekans değerinde aldığı şekil olan 3. mod şekli gösterilmiştir. Kanadın mesnetlenen bölgesinde diğer bölgelere göre daha az deplasman meydana gelmiştir. Diğer ucu ise burulma davranışı göstermiştir.



Şekil 4.33. 3.Mod Şekli (f = 104,20 Hz)

Deneysel ve sayısal analizler sonucunda elde edilen doğal frekansların karşılaştırılması Tablo 4.5’de verilmiştir.

Tablo 4.5. Taşıyıcı Kanadın Deneysel ve Sayısal Doğal Frekansları

Mod No	Doğal Frekans Deneysel (Hz)	Doğal Frekans Sayısal (Hz)
01	19,0	17,27
02	27,0	28,26
03	80,0	104,20

Deneysel ve sayısal yapılan modal analiz sonuçlarına göre ilk üç mod ele alındığında doğal frekans değerlerinin ilk iki modda yakın olurken üçüncü modda ise sayısal doğal frekans değerinin daha yüksek olduğu belirlenmiştir. Diğer modların karşılaştırılması, rüzgâr tüneline çok yüksek hızlara ulaşamadığından gerek görülmemiş ve yapılmamıştır.

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1. Sonuçlar

NACA 2412 kanat profili ve dört farklı kanatçık tipi tasarlanarak, bu kanatçık tipleriyle rüzgâr tüneline titreşim testleri yapılmıştır. Ayrıca NACA 2412 kanadın deneysel ve sayısal modal analiz testleri yapılmıştır. Yapılan bu testler sonucunda aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

1. Rüzgâr tüneline yapılan titreşim deneylerinde, NACA 2412 taşıyıcı kanat ucuna eklenen farklı tip kanatçıklar kanat ucu titreşimlerini etkilemiştir. Deneysel sonuçlarından elde edilen titreşim grafiklerine göre z yönünde en iyi titreşim özelliği gösteren kanat tipi D tipi, en kötü titreşim özelliği gösteren kanat tipi ise C tipi kanattır.
2. Rüzgâr tüneline kullanılan fan motorunun devir frekansı 24 Hz civarındadır. Kanatçıklı kanat modellerinin hepsi motor titreşim genliğini baskılamıştır. D tipi kanat modelinin titreşim genliğinin en küçük değerde olduğu görülmektedir.
3. Uçak kanatlarının seyir halindeki titreşimleri ile test ortamında yapılan çekiç testi ve simülasyon yardımıyla elde edilen mod şekilleri arasında iyi bir uyum olduğu görülmüş ancak prototipin mekanik özelliklerini doğru tespit edilmesiyle gerçekleştirileceği değerlendirilmektedir.
4. Sayısal çalışmada elde edilen üçüncü mod frekansının deneysel çalışmanınkinden daha yüksek olması yapılan prototipin üç parça halinde imal edilip daha sonra bu parçaların hızlı yapıştırıcı yardımıyla birleştirilmesi sebebiyle ortaya çıkan ara yüzlerden kaynaklandığı düşünülmektedir.

5.2. Öneriler

1. Tek bir kanat profili ve farklı kanatçık tipleriyle kanat ucu titreşimlerinin araştırıldığı bu çalışmanın farklı kanat profilleriyle tekrarlanacak testlere

kolaylık sağlaması ve endüstriyel uygulamalara yardımcı olması düşünölmektedir.

2. Daha yüksek akış hızında çalışacak rüzgar tünellerinde araştırılacak türbölans kopma frekansı ile kanadın yapısal frekansı arasındaki ilişki gelecekteki yapılacak çalışmalar için bir hedef olabilir.
3. Farklı hücum açılarında kanadın sönüm ve direngenlik katsayıları hesaplanarak oluşturacak modellerden elde edilen sonuçlar karşılaştırarak araştırmalar yapılabilir.



KAYNAKLAR

1. Demirtaş, A., Bayraktar, M., Free Vibration Analysis of an Aircraft Wing by Considering as a Cantilever Beam, S.Ü. Müh. Bilim ve Teknik Dergisi, 7(1), 12-21, 2019.
2. Girdhar, P., Practical Machinery Vibration Analysis and Predictive Maintenance, Oxford: Elsevier, 2004.
3. Ewins, D.J., Modal Testing: Theory and Practice, John Wiley&Sons, New York, 1995.
4. Çakır, A., Mekanik Titreşimler ve Titreşimin Yalıtımı, 11.Ulusal Tesistat Mühendisliği Kongresi, İzmir, 2013.
5. <http://www.mesh.com.tr/titresim-analizleri.html> (Erişim Tarihi: 05.07.19)
6. Kroo, I., Aircraft Design: Synthesis and Analysis. Desktop Aeronautics Inc., 570 pp, 2001.
7. Guanea, M., Johansen, J., Can Cp be Increased by the Use of Winglets?, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, January, 2008.
8. http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_16/vibration.pdf (Erişim Tarihi: 07.07.2019)
9. Şekerci, H.U., Bir Hava Aracı Komponentinin Dinamik Karakteristiklerinin Teorik ve Deneysel Modal Analiz Metodu ile Belirlenmesi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ, İstanbul, 2013.
10. Tsyfansky, S.L., Beresnevich, V.I., Non-Linear Vibration Method for Detection of Fatigue Cracks in Aircraft Wings, Journal of Sound and Vibration, 2000.
11. Irvine, T., An Introduction to Random Vibration, Vibrationdata Publication, 2000.
12. Torenbeek, E., Synthesis of Subsonic Airplane Design, Kluwer Academic Publishers, Hollanda, 1982.
13. Freitag, W., Schulze E.T., Blended Winglets Improve Performance. Aero Magazine 03.09., USA, https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_03_09/article_03_1.html, 2009.
14. <https://aviationbenefits.org/case-studies/wingtip-devices/> (Erişim Tarihi: 08.07.2019)

15. Raymer, D.P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, July, 2012.
16. Lanchester, F.W., Aerodynamics, Bradbury, Agnew, & Co. LD, London, UK, 1907.
17. Somerville, W.E., Coal City, IL, U.S. Patent for “A Flying-Machine,” Docket No. 1154214, Patented 21 September, 1915.
18. http://historylink101.com/bw/e_plane/bi-plane/slides/IMG_7101_e2a.html (Erişim Tarihi: 09.07.2019)
19. Eickmann, K.E., Assessment Of Wingtip Modifications To Increase The Fuel Efficiency Of Airforce Aircraft, The National Academies Press, 113 pp., 2007.
20. <https://tr.wikipedia.org/wiki/Winglet> (Erişim Tarihi: 10.07.2019)
21. https://tr.wikipedia.org/wiki/Boeing_737 (Erişim Tarihi: 10.07.2019)
22. Andrew, S., Krooy, I., Tip Extensions, Winglets, and C-Wings: Conceptual Design and Optimization, American Institute for Aeronautics and Astronautics, USA, <http://aero.stanford.edu/reports/Ning2008.pdf>, 2008.
23. Whitcomb, R.T., A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Result at High Subsonic Speed for Wing-Tip Mounted Winglets, NASA TN D-8260, July, 1976.
24. Heyson, H.H., Riebe, G.D., Fulton, C.L., Theoretical Parametric Study of the Relative Advantages of Winglets and Wing-Tip Extensions, National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, vol.1020, 1997.
25. Uyar, T., Havacılık Sektöründe Krizle Mücadele Yöntemi Olarak Tasarım, 4'üncü Ulusal Tasarım Kongresi, İstanbul, 2009.
26. Kroo, I., Drag Due to Lift: Concepts for Prediction and Reduction, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.33, No. 1, pp. 587-617, 2001.
27. Babigian, R., and Hayashibara, S., Computational Study of the Vortex Wake Generated by a Three-Dimensional Wing with Dihedral, Taper, and Sweep, 27. AIAA Applied Aerodynamics Conference, 22-25 June, 2009.
28. Chambers, J.R., Concept to Reality: Contributions of the NASA Langley Research Center to U.S: Civil Aircraft of the 1990s, NASA, SP-2003-4529
29. Alacacı, A.G., Kanat Performansını Artırmak için Winglet Tasarımı ve Bir Uygulaması, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ, İstanbul, 2015.

30. Turanoğuz, E., Taktik Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve Kanat Ucu Geometrileri Kullanılarak Performansının İyileştirilmesi, Yüksek Lisans Tezi, Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Ankara, 2014.
31. Gratzler, L.B., Blended Winglet, ed: Google Patents, 1994.
32. <https://www.aviationpartners.com/aircraft-winglets/types-blended-winglets/> (Erişim Tarihi: 11.07.2019)
33. Gratzler, L.B., Spiroid-Tipped Wing, ed: Google Patents, 1992.
34. <http://airpigz.com/blog/2010/8/27/poll-spiroids-funky-circular-winglets-love-em-or-hate-em.html> (Erişim Tarihi: 12.07.2019)
35. La Roche, U., Wing With a Wing Grid as the End Section, ed: Google Patents, 1998.
36. http://web.mit.edu/16.62X/www/Bennett_David_622.pdf (Erişim Tarihi: 13.07.2019)
37. Herrick, L.L., et al., Blunt-Leading-Edge Raked Wingtips, ed: Google Patents, 2000.
38. <https://www.boeing.com/commercial/777/#/gallery> (Erişim Tarihi: 13.07.2019)
39. Maia, N.M.M., Silva, J.M.M., Theoretical and Experimental Modal Analysis. John Wiley and Sons, Inc. New York, 1997.
40. Schwarz, B.J., ve Richardson, M.H., Experimental Modal Analysis, Vibrant Technology, Inc., Jamestown, California, 1999.
41. Köse, R.K., Makina Arızası Belirlenmesinde Kullanılan Vibrasyon Analizinde Dairesel Titreşim Dalgaformu, Mühendis ve Makine, 50, 61-65, 2019.
42. Bayraktar A., Türker T., Deneysel Modal Analiz Yöntemi ile Düzlem Çerçevelerin Dinamik Karakteristiklerinin Belirlenmesi, Deprem Sempozyumu, Kocaeli, 1035-1041, 2005.
43. Avitabile, P., Experimental Modal Analysis, A Simple Non-Mathematical Presentation, Sound and Vibration, 2001.
44. Petyt, M., Introduction to Finite Element Vibration Analysis. Cambridge University Press, Cambridge, 1990.
45. El Haddad, N. R., Gonzalez, L., Aerodynamic Design of a Winglet for the Dassault Falcon 10, AIAA Aerospace Science Meeting, San Diego, California, USA, January, 2016.

46. Jan S., Antonin P., Jiri H., Dynamic Tests of Composite Panels of an Aircraft Wing, *Progress in Aerospace Sciences*, 78, 50-61 , 2015.
47. Arora, P.R., et al., Drag Reduction in Aircraft Model Using Elliptical Winglet, March, 2014.
48. Viglietti, A., Zappino, E., Carrera, E., Free Vibration Analysis of Variable Angle-Tow Composite Wing Structures, *Aerospace Science and Technology*, 92, 114-125, 2019.
49. Ohman, H.L., Singhal, K., Modal Analysis of Axial Fan Blade, 11th International Modal Analysis Conference, 1294-1298, Kissimmee, Florida, USA, 1993.
50. Durmaz, S., İnce Cıdarlı Bir Uçak Kanadının Dinamik Analizi, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ, İstanbul, 2019.
51. Demirtaş, A., Bayraktar, M., Free Vibration Analysis of An Aircraft Wing by Considering as a Cantilever Beam, *Serçuk Üniversitesi Müh. Bilim ve Teknik Dergisi*, 7(1), 12-21, 2019.
52. Diaz, M.R.A, Yechout, T.R., Bryant, E.M., ‘The Raket’- A Wingtip Modification Approach to Improve Endurance, Range and Fuel Savings, 50 Th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 9-12 January, 2012.
53. Beechook, A., Wang, J., Aerodynamic Analysis of Variable Cant Angle Winglets for Improved Aircraft Performance, *Proceedings of the 19 th International Conference Conference on Automation & Computing*, Brunel University, London, UK, 1314 September, 2013.
54. Ogurek, D.J., Ashworth, J., Experimental Investigation of Various Winglet Designs for a Wing in Ground Effect, 22. Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, 16-19 August, 2004.
55. Niles K., Sharad C., Investigation of natural frequency and modal analysis of brake rotor using FEA and EMA, *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2014.
56. Conley, N., Winglet Toe-Out Angle Optimization for the Gates Learjet Longhorn Wing, *Journal of Aircraft*, vol.17, no.12, Article no. 79-1831R, December, 1980.
57. Binbin L., et al., Investigation of Winglet on the Transonic Flutter Characteristics for a Wind Tunnel Test Model CHNT-1, *Aerospace Science and Technology*, 86,430-437, 2019.
58. Muthusamy, N., et. al., Force Measurement on Aircraft Model with and without Winglet using Low Speed Wind Tunnel, *International Journal of Engineering and Technology*, Vol: 6, No: 6, Dec 2014 Jan, 2015.

59. Mohammad, I.I., et. al., Induced Drag Reduction for Modern Aircraft without Increasing the Span of the Wing by using Winglet, International Journal of Mechanical & Mechatronics IJMME-IJENS, 10(3), 69-74.
60. Khadse, N.A., Zaveri, S.R., Modal Analysis of Aircraft Wing Using Ansys Workbench Software Package, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), ISSN: 2278-0181, IJERTV4IS070291, 4(7), 2015.
61. <https://tr.wikipedia.org/wiki/NASA> (Erişim Tarihi: 15.07.2019)
62. <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:NACA2412.jpg> (Erişim Tarihi: 16.08.2019)
63. <http://airfoiltools.com/plotter/index?airfoil=user-000> (Erişim Tarihi: 19.07.2019)
64. https://tr.wikipedia.org/wiki/Üç_boyutlu_baskı (Erişim Tarihi: 20.07.2019)
65. National Aeronautics And Space Administration, Open Return Wind Tunnel, <http://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuncret.html>, 6 March.2014.
66. https://tr.wikipedia.org/wiki/Rüzgâr_tüneli (Erişim Tarihi: 22.07.2019)
67. <http://www.bilimgenc.tubitak.gov.tr/makale/ucaklar-nasil-bas-asagi-ucabiliyor> (Erişim Tarihi: 24.07.2019)
68. Önen, B., Çınar, A., Bilgisayar Destekli Rüzgar Tüneli Simülasyonu ve Akış Analizi, 2.Ulusal Tasarım İmalat ve Analiz Kongresi, 331-342, Balıkesir, Kasım, 2010.
69. Dokumacı, E., Ergüven, N., Makine Mühendisliği El Kitabı, Cilt 1. Üretim ve Tasarım, TMMOB Makine Mühendisleri Odası, Ankara, 1994.
70. Torres, J., et al., Mechanical Property Optimization of FDM PLA in Shear with Multiple Objectives, The Minerals, Metals & Materials Society, 67(5), 1183-1193, 2015.
71. Farbman, D., McCoy, C., Materials Testing of 3D Printed ABS and PLA Samples to Guide Mechanical Design, Proceedings of the ASME 2016 International Manufacturing Science and Engineering Conference, Blacksburg, Virginia, USA, 2016.

ÖZGEÇMİŞ

1990 yılında Kırıkkale’de doğan Akif KALINSAZLIOĞLU, ilk ve orta öğrenimini Dumlupınar İlköğretim okulunda, lise öğrenimini Yozgat Anadolu Lisesinde, lisans eğitimini 2009 yılında Atatürk Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği bölümünde başlamış olup 2014 yılında başarıyla tamamlamıştır. Evli ve bir çocuk babasıdır.

2016 yılında yüksek lisans eğitimine Bozok Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim dalında başlamıştır.

Eğitim hayatının yanı sıra Yozgat İl Özel İdaresi Proje ve Yapım İşleri bürosunda kontrol mühendisi olarak iş hayatını devam ettirmektedir.

İletişim Bilgileri

Adres : Şeyh Osman Mah. Cemil Çiçek Cad. Çemsan Sitesi B Blok No:14

66100 YOZGAT

Telefon : (506) 693 71 10

E-Posta : akifkalinsazlioglu@gmail.com