

**HELİKOPTER ROTOR KANADI TİTREŞİMLERİNİN AKTİF
FLAPLARLA AZALTILMASI**

Uğur DALLI

**DOKTORA TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ŞUBAT 2007
ANKARA**

Uğur DALLI tarafından hazırlanan HELİKOPTER ROTOR KANADI
TİTREŞİMLERİNİN AKTİF FLAPLARLA AZALTILMASI adlı bu tezin doktora
tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Şefaatdin YÜKSEL
Tez Yöneticisi

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Makina Mühendisliği Anabilim Dalında
doktora tezi olarak kabul edilmiştir.

Başkan : Prof. Dr. Yaşar T. HONDUR _____

Üye : Prof. Dr. Yücel ERCAN _____

Üye : Prof. Dr. M. Kemal ÖZGÖREN _____

Üye : Prof. Dr. R. Tuna BALKAN _____

Üye : Doç. Dr. Şefaatdin YÜKSEL _____

Tarih : 02 / 02 / 2007

Bu tez, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygundur.

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Uğur DALLI

HELİKOPTER ROTOR KANADI TİTREŞİMLERİNİN AKTİF FLAPLARLA AZALTILMASI

(Doktora Tezi)

Uğur DALLI

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

Şubat 2007

ÖZET

Helikopterlerdeki rotor kanadı titreşimlerini ve kanat kökü yüklerini çoklu firar kenarı flapları kullanarak azaltmak için bir modelleme ve analiz sunulmuştur. Aktif firar kenarı flaplı rotor kanadına yönelik kapsamlı bir kanat modeli geliştirilmiştir. Rotor kanadı, sonlu elemanlar metodu kullanılarak elastik bir sistem olarak modellenmiştir. Doğrusal olmayan yarı-durağan bir aerodinamik model kullanılarak rotor kanadı köküne ve rotor göbeğine aktarılan kuvvetler hesaplanmıştır. Her türlü karmaşık kompozit veya metal helikopter rotor kanadının titreşim özelliklerini, doğal frekanslarını ve mod şekillerini hesaplamak için Helirotor programı geliştirilmiştir. Geliştirilen Helisim programı ile rotor kanadının aerodinamik zorlama şartlarında sistem cevabı, kanat kökü kuvvet ve momentleri hesaplanmıştır. Kullanılan çözüm yöntemi ve geliştirilen programla, sistem cevabı kanadın yapısal ve aerodinamik özelliklerine, firar kenarı flapı yapısal parametrelerine ve firar kenarı flapı tahrikleyici kontrol girdilerine bağlı olarak hesaplanmıştır. Aktif firar kenarı flapsız nominal bir rotor kanadı üzerindeki yüklerin belirlenmesinin ardından, aktif flap hareketlerinin kanat üzerindeki mevcut yüklere ilave etkisi belirlenmiştir. Çoklu aktif firar kenarı flapları hem açık ve hem de kapalı çevrimli kontrolcü ile kontrol edilmiş ve frekans, genlik ve faz açısı gibi tahrikleyici sinyal çıkış değişkenlerinin sistem cevabına etkileri incelenmiştir. Çoklu firar kenarı flapları kullanımının helikopter rotor titreşimlerini kontrol

etmede etkisi incelenmiş ve kanat kökü yüklerini en aza indirecek tahrikleyici çıkışı sağlayacak firar kenarı flapı kontrolcüsü tasarımına yönelik kurallar ve tasarım ölçütleri belirlenmiştir. Geliştirilen aktif firar kenarı flaplı rotor kanadı modelinin, helikopterde rotordan kaynaklanan titreşimleri % 36'ya varan oranlarda azaltabileceği hesaplanmıştır.

Bilim Kodu : 914.1.091

Anahtar Kelimeler : Helikopter rotor kanadı titreşimleri, aktif firar kenarı flapı, aktif titreşim kontrolü, aeroleastik rotor kanadı modeli

Sayfa Adedi : 153

Tez Yöneticisi : Doç.Dr. Şefaaddin YÜKSEL

HELICOPTER ROTOR BLADE VIBRATION REDUCTION USING ACTIVE FLAPS

(Ph.D. Thesis)

Uğur DALLI

**GAZI ÜNİVERSİTESİ
İNSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY**

February 2007

ABSTRACT

A modeling and analysis study is presented to reduce helicopter rotor blade vibrations and rotor blade root loads using multiple trailing edge flaps. A comprehensive model for rotor blade with active trailing edge flaps is developed. Rotor blade is modeled as an elastic system using the finite elements method. Rotor blade root and hub loads are calculated using a non-linear quasi-steady aerodynamic model. Helirotor program is developed to calculate the vibration characteristics, natural frequencies and mode shapes of any complex composite or metal helicopter rotor blade. Helisim program is developed to calculate the system response, rotor blade root forces and moments under aerodynamic forcing conditions. Rotor blade system response is calculated using the proposed solution method and the developed program depending on any structural and aerodynamic properties of rotor blades, structural properties of trailing edge flaps and properties of trailing edge flap actuator inputs. Rotor blade loads are determined first on a nominal rotor blade without multiple active trailing edge flaps and then the effects of the active flap motions on the existing rotor blade loads are investigated. Multiple active trailing edge flaps are controlled by using both open loop and closed loop controllers and the effects of the actuator signal output properties such as frequency, amplitude and phase on the system response are analyzed. Effects of using multiple trailing edge flaps on controlling rotor blade vibrations are investigated and rules and

design criteria are determined for the design of trailing edge flap controller that will provide actuator signal outputs to minimize the rotor blade root loads. It is calculated that using the developed active trailing edge rotor blade model, helicopter rotor blade vibrations can be reduced up to 36 % of the nominal rotor blade vibrations.

Science Code : 914.1.091

Key Words : Helicopter rotor blade vibrations, active trailing edge flaps, active control of vibrations, aeroelastic rotor blade model

Page Number : 153

Advisor : Assoc. Prof. Dr. Şefaatdin YÜKSEL

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren tez yöneticim Doç.Dr. Şefaaddin YÜKSEL ile değerli hocalarım Prof.Dr. Yücel ERCAN ve Prof.Dr. Kemal ÖZGÖREN'e teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım süresince desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen, her zaman yanımda olan ve bana yardımcı olan, başta eşim Hatice ve kızım Zeynep olmak üzere tüm aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
A_i	Firar kenarı flapı tahrikleyici çıkış sinyali genliği
AF	Aerodinamik kuvvetler
C	Sirkülasyonlu kuvvet ve momentler
$\bar{C}$	Kanadın modal sönümlleme matrisi
C_b^f	Firar kenarı flapının sönümlleme matrisi
C_b^i	i 'nci kanat elemanının sönümlleme matrisi
C_R	Hedeflenen titreşim indeksi azaltma oranı
D	Aerodinamik sürüklenme kuvveti
EA	Eksenel yay sabiti
EI_{yy}, EI_{zz}	Flaplama ve ileri-geri bükme modülleri
$\bar{F}$	Kanadın modal yük vektörü
F_b^i	i 'nci kanat elemanının yük vektörü
F_b^f	Firar kenarı flapının yük vektörü
F_x^m, F_y^m, F_z^m	Kanat kökü kesme kuvvetleri
GJ	Burulma ataleti modülü
H_v, H_w	Hermite biçim fonksiyonları
H_ϕ	Lagrange biçim fonksiyonlar

Simgeler	Açıklama
I_b	Kanat ataleti
$\bar{K}$	Kanadın modal yay matrisi
K_b^f	Fırar kenarı flapının yay matrisi
K_b^i	i 'nci kanat elemanının yay matrisi
L	Aerodinamik taşıma kuvveti
L_{AF_v}	İleri-geri yönünde aerodinamik kuvvetler
L_{AF_w}	Flaplama yönünde aerodinamik kuvvetler
$\bar{M}$	Kanadın modal kütle matrisi
$M_{AF_{\dot{\phi}}}$	Yunuslama momenti
M_b^i	i 'nci kanat elemanının kütle matrisi
$M_{c/4}$	Çeyrek veter etrafındaki yunuslama momenti
M_f^i	Fırar kenarı flapının kütle matrisi
M_x^m, M_y^m, M_z^m	Kanat kökü momentleri
NC	Sirkülasyonsuz kuvvet ve momentler
N_b	Kanat sayısı
N_t	Kullanılan toplam zaman elemanı sayısı
P_I	Performans indeksi
R	Kanat uzunluğu
T	Kanat kinetik enerjisi
$T_1 \sim T_{14}$	Theodersen katsayıları

Simgeler	Açıklama
T_{DU}	Koordinat sistemi arasındaki dönüşüm matrisi
T_{FH}	Koordinat sistemi arasındaki dönüşüm matrisi
T_{RM}	Koordinat sistemi arasındaki dönüşüm matrisi
T_{UR}	Koordinat sistemi arasındaki dönüşüm matrisi
U	Gerinim enerjisi
$\vec{V}$	Hız vektörü
VBI	Titreşim indeksi
VBI_C	Titreşim indeksi hata katsayısı
VBI_E	Titreşim indeksindeki anlık hata oranı
VBI_T	Hedeflenen titreşim indeksi değeri
VBI_i	Anlık titreşim indeksi değeri
VBI_{nom}	Flapsız nominal rotor kanadına ait titreşim indeksi
W	Virtüel iş
$\vec{a}$	İvme vektörü
b	Rotordaki kanat numarası
c	Veter uzunluğu
d	Kanat elastik eksenine paralel uzaklık
e_g	Kanadın kütle merkezinin veter eksenindeki ofset uzaklığı
f	Titreşim frekansı
f_i	Fırar kenarı flapı tahrikleyici çıkış sinyali frekansı
f_R	Rotor dönüş frekansı

Simgeler	Açıklama
$\hat{i}_F, \hat{j}_F, \hat{k}_F$	Flap koordinat sistemi birim vektörleri
$\hat{i}_H, \hat{j}_H, \hat{k}_H$	Flap menteşesi koordinat sistemi
$\hat{i}_M, \hat{j}_M, \hat{k}_M$	Rotor göbeği dönel olmayan koordinat sistemi birim vektörleri
$\hat{i}_R, \hat{j}_R, \hat{k}_R$	Rotor göbeğine sabit dönel olmayan koordinat sistemi birim vektörleri
$\hat{i}_U, \hat{j}_U, \hat{k}_U$	Deforme olmamış kanat koordinat sistemi birim vektörleri
$\hat{i}_\xi, \hat{j}_\eta, \hat{k}_\zeta$	Deforme olmuş kanat koordinat sistemi birim vektörleri
k_{m_1}, k_{m_2}	Flap ve veter yönlerindeki jirasyon yarıçapları
m	Rotor kanadı birim uzunluğunun kütlesi
m_0	Düzgün dağılımlı olmayan bir kanadın referans birim uzunluğunun kütlesi
p	Normal mod koordinatlarını
q	Kanat genel yer değiştirme vektörü
$\bar{r}_b$	Kanat üzerindeki bir noktanın rotor göbeğine göre konum vektörü
u	Eksenel deformasyon serbestlik derecesi
v	İleri-geri deformasyon serbestlik derecesi
w	Flaplama deformasyon serbestlik derecesi
Δ_i	i 'inci kanat elemanının enerjisindeki toplam değişim
Δ_i^f	Firar kenarı flapının enerjisindeki değişim
Φ	Dönüşüm matrisi
ψ	Azimut açısı
Ω	Rotorun açısal dönüş hızı

Simgeler	Açıklama
α_i	i 'nci firar kenarı flapı tahrikleyici çıkış sinyali
β_p	Ön koniklik açısı
δ	Flap açısı
ε	Terimlerin ihmal edilebilirlik dereceleri
θ_0	Kontrol sistem ayarları açısı
θ_1	Toplam kanat yunuslama açısı
ϕ	Burulma deformasyon serbestlik derecesi
ϕF_i	Firar kenarı flapı tahrikleyici çıkış sinyali faz açısı
$\underline{\zeta}, \underline{\beta}, \underline{\theta}$	Euler açıları
λ	Rotor iç akımı,
ϕ_w	Wagner fonksiyonu
$\bar{\omega}_b$	Kanat üzerindeki bir noktanın rotor göbeğine göre açısal hızı
$\dot{()}$	Zamana göre türev
$\ddot{()}$	Zamana göre ikinci türev
$()'$	Konuma göre türev
$()''$	Konuma göre ikinci türev

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR	ix
İÇİNDEKİLER	xiv
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	xvi
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	xvii
1. GİRİŞ	1
1.1. Helikopterdeki Titreşimlerin Sınıflandırılması	2
1.2. Helikopterdeki Titreşimleri Azaltma Yolları	3
1.2.1. Düşük titreşime göre rotor tasarımı ve optimizasyonu	4
1.2.2. Titreşimlerin rotor hizalama ve dengeleme metotları ile azaltılması	6
1.2.3. Titreşimlerin pasif kontrol araçları ile bastırılması	9
1.2.4. Titreşimlerin aktif kontrol araçları ile bastırılması	11
1.2.5. Aktif firar kenarı flapları ile titreşimlerin azaltılması	16
1.3. Çalışmanın Amacı ve Kapsamı	21
2. MODELLEME VE ANALİZ	24
2.1. Aktif Firar Kenarı Flaplı Elastik Kanat Modeli	24
2.2. Koordinat Sistemleri	26
2.2.1. Rotor göbeği dönel olmayan koordinat sistemi	27
2.2.2. Rotor göbeği dönel koordinat sistemi	27
2.2.3. Deforme olmamış kanat koordinat sistemi	29
2.2.4. Deforme olmamış yerel koordinat sistemi	29
2.2.5. Deforme olmuş kanat koordinat sistemi	30
2.2.6. Flap menteşesi koordinat sistemi	33
2.2.7. Flap koordinat sistemi	34
2.3. Hareket Denklemleri	35
2.4. Kanat Kinetik Enerjisi	36
2.5 Gerinim Enerjisi	42

	Sayfa
2.6. Virtüel İş.....	46
2.6.1 Aerodinamik kuvvetlerin yaptığı virtüel iş	46
2.6.2 Fırar kenarı flapı tarafından yapılan virtüel iş	62
3. ROTOR KANADI CEVABININ HESAPLANMASI	72
3.1. Boyutsuzlaştırma.....	72
3.2. Terimlerin İhmal Edilebilirlik Dereceleri	73
3.3. Sonlu Elemanlar Analizi	75
3.4. Kanadın Aeroelastik Cevabının Hesaplanması.....	78
3.4.1. Kanat matrisleri.....	85
3.4.2. Rotor kanadı modal analizi	89
3.5. Kanat Kökü Yüklerinin Hesaplanması	98
3.6. Titreşim ve Performans İndeksleri	101
4. KANAT CEVABININ AKTİF FLAPLARI İLE KONTROLÜ.....	103
4.1. Helisim Programı	103
4.2. Aktif Flap Değişkenlerinin Açık Çevrim Sistem Cevabına Etkisi.....	105
4.2.1. Fırar kenarı flapı yerleşimi, sayısı ve uzunluğu.....	109
4.2.2. Fırar kenarı flapı tahrikleyici frekansının sistem cevabına etkisi	112
4.2.3. Fırar kenarı flapı tahrikleyici genliği	118
4.2.4. Fırar kenarı flapı tahrikleyici fazı	124
4.2.5. Üç fırar kenarı flapının aynı anda aktif kontrolü	130
4.3. Aktif Flap Değişkenlerinin Kapalı Çevrim Sistem Cevabına Etkisi.....	134
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	139
5.1. Yapılan Çalışmaların Özeti ve Değerlendirilmesi	139
5.2. İleriye Yönelik Tavsiyeler.....	141
KAYNAKLAR	144
EKLER.....	148
EK-1 UH-60 helikopter rotor kanadı özelliklerinin kanat boyunca dağılımı	149
ÖZGEÇMİŞ	153

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Temel boyutsuzlaştırma parametreleri	72
Çizelge 3.2. Karmaşık boyutsuzlaştırma parametreleri	73
Çizelge 3.3. Terimlerin ihmal edilebilirlik dereceleri	74
Çizelge 3.4. UH-60 helikopteri rotorunun temel parametreleri	92
Çizelge 3.5. UH-60 helikopteri rotorunun doğal frekansları	93
Çizelge 4.1. Temel alınan helikopter rotor kanadı özellikleri	109
Çizelge 4.2. Firar kenarı flapı özellikleri	109

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1.1. Helikopter uçuşu sırasında aerodinamik koşullar	3
Şekil 1.2. Tipik bir kanatta hizalama ve dengeleme elemanları	7
Şekil 1.3. Pasif titreşim sönümleyiciler.....	10
Şekil 1.4. Kanat yapısı üzerinden aktif kontrol bölgeleri	12
Şekil 1.5. Yüksek harmonik kontrol (HHC) şematik çizimi.....	13
Şekil 1.6. Kanatların bağımsız kontrolü (IBC) şematik çizimi.....	14
Şekil 1.7. Kanat şeklinin değiştirilmesi ile aktif kontrol şematik çizimi	15
Şekil 1.8. Kanat içine yerleştirilmiş bükme tipi aktif kontrolcü	15
Şekil 1.9. Kanadın aktif burulmasına yönelik çeşitli yöntemler	16
Şekil 1.10. Aktif firar kenarı flapı şematik gösterimi	17
Şekil 1.11. Aktif flap tahrikleyici mekanizmasının şematik gösterimi.....	19
Şekil 1.12. Elektromanyetik tahrikleyicili kanat flapları	20
Şekil 1.13. Deneysel piezo-seramik tahrikleyicili kanat flapları	21
Şekil 2.1. Düz ve servo firar kenarı flapları.....	25
Şekil 2.2. Rotor göbeği dönel ve dönel olmayan koordinat sistemleri	28
Şekil 2.3. Bir noktanın deforme olmuş ve olmamış sistemler arası hareketi.....	30
Şekil 2.4. Deforme olmuş kanadın kesiti	31
Şekil 2.5. Deforme olmuş ve olmamış sistem dönüşümü Euler açıları	31
Şekil 2.6. Firar kenarı flap menteşesi koordinat sistemi	34
Şekil 2.7. Firar kenarı flap koordinat sistemi.....	35
Şekil 2.8. Kanat profili kesitinde hızlar ve kanat yükleri.....	48
Şekil 2.9. Hücum ve çarpıklık açılarının tanımları	52
Şekil 2.10. Kanat kesiti aerodinamik kuvvetleri ve momentleri.....	53
Şekil 2.11. Dalma ve yunuslama hareketi yapan kanat profili ve flap yapısı	67
Şekil 3.1. Firar kenarı flaplı rotor kanadının sonlu elemanlar modeli	76
Şekil 3.2. Sonlu elemanlar düğüm noktaları ve serbestlik dereceleri	76
Şekil 3.3. Zamanlı sonlu elemanlar.....	83
Şekil 3.4. UH-60 rotor kanadı kesidi	93

Sayfa

Şekil 3.5. Rotor kanadı 1. mod şekli (1. ileri- geri mod)	94
Şekil 3.6. Rotor kanadı 2. mod şekli (1. flaplama modu)	94
Şekil 3.7. Rotor kanadı 3. mod şekli (2. flaplama modu)	95
Şekil 3.8. Rotor kanadı 4. mod şekli (2. ileri-geri mod)	95
Şekil 3.9. Rotor kanadı 5. mod şekli (1. burulma mod)	96
Şekil 3.10. Rotor kanadı 6. mod şekli (3. flaplama modu)	96
Şekil 3.11. Rotor kanadı 7. mod şekli (3. ileri-geri mod)	97
Şekil 3.12. Rotor kanadı 8. mod şekli (2. burulma mod)	97
Şekil 4.1. Helisim programı ana bloğu	104
Şekil 4.2. Helisim rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğu.....	105
Şekil 4.3. Helisim açık çevrim sistem kontrolcü bloğu	106
Şekil 4.4. Helisim çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğu	106
Şekil 4.5. Rotor kanadı firar kenarı flap sistemi analiz değişkenleri	107
Şekil 4.6. Tipik çoklu firar kenarı flapı yerleşimi	110
Şekil 4.7. Aktif firar kenarı flaplarının etkisinin şematik gösterimi	111
Şekil 4.8. Üçlü firar kenarı flapı yerleşimi	111
Şekil 4.9. Titreşim indeksinin flap tahrik frekansı ile değişimi	113
Şekil 4.10. Performans indeksinin flap tahrik frekansı ile değişimi	113
Şekil 4.11. Maksimum flaplama kuvvetinin tahrik frekansı ile değişimi	114
Şekil 4.12. Flaplama kesme kuvveti genliğinin tahrik frekansı ile değişimi	114
Şekil 4.13. Maksimum yanal kuvvetin flap tahrik frekansı ile değişimi	115
Şekil 4.14. Yanal kesme kuvveti genliğinin tahrik frekansı ile değişimi.....	115
Şekil 4.15. Maksimum flaplama momentinin tahrik frekansı ile değişimi	116
Şekil 4.16. Flaplama momenti genliğinin tahrik frekansı ile değişimi	116
Şekil 4.17. Maksimum yanal momentin tahrik frekansı ile değişimi	117
Şekil 4.18. Yanal moment genliğinin tahrik frekansı ile değişimi.....	117
Şekil 4.19. Titreşim indeksinin flap tahrik genliği ile değişimi	119
Şekil 4.20. Performans indeksinin flap tahrik genliği ile değişimi	119
Şekil 4.21. Maksimum flaplama kuvvetinin tahrik genliği ile değişimi	120
Şekil 4.22. Flaplama kesme kuvveti genliğinin tahrik genliği ile değişimi	120

Sayfa

Şekil 4.23. Maksimum yanal kesme kuvvetinin tahrik genliği ile değişimi	121
Şekil 4.25. Maksimum flaplama momentinin tahrik genliği ile değişimi.....	122
Şekil 4.26. Flaplama momenti genliğinin tahrik genliği ile değişimi	122
Şekil 4.27. Maksimum yanal momentinin tahrik genliği ile değişimi	123
Şekil 4.28. Yanal moment genliğinin tahrik genliği ile değişimi	123
Şekil 4.29. Titreşim indeksinin flap tahrik faz açısı ile değişimi.....	125
Şekil 4.30. Performans indeksinin flap tahrik faz açısı ile değişimi.....	125
Şekil 4.31. Maksimum flaplama kuvvetinin tahrik faz açısı ile değişimi.....	126
Şekil 4.32. Flaplama kesme kuvveti genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi	126
Şekil 4.33. Maksimum yanal kuvvetin tahrik faz açısı ile değişimi	127
Şekil 4.34. Yanal kesme kuvveti genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi	127
Şekil 4.35. Maksimum flaplama momentinin tahrik faz açısı ile değişimi.....	128
Şekil 4.36. Flaplama momenti genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi.....	128
Şekil 4.37. Maksimum yanal momentin tahrik faz açısı ile değişimi	129
Şekil 4.38. Yanal momenti genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi	129
Şekil 4.39. Üçlü firar kenarı hareket profili	131
Şekil 4.40. Üç flaplı kanat titreşim indeksinin frekans ile değişimi	132
Şekil 4.41. Üç flaplı kanat performans indeksinin frekans ile değişimi	132
Şekil 4.42. Üç flaplı kanat flaplama momentinin frekans ile değişimi.....	133
Şekil 4.43. Üç flaplı kanat yanal momentinin frekans ile değişimi	133
Şekil 4.44. Helisim açık çevrim sistem kontrolcü bloğu	135
Şekil 4.45. Helisim çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğu	135
Şekil 4.46. Titreşim indeksinin kapalı çevrim değişkenleri ile değişimi	138

1. GİRİŞ

Modern helikopterler kullandıkları görevler ve çalışma ortamları nedeniyle servis ömürleri boyunca yüksek seviyede titreşimlere ve aşınmaya maruz kalan karmaşık dinamik sistemlerdir. Titreşimler, helikopter performansını ve güvenilirliğini etkileyen en önemli problemlerden biridir.

Helikopterdeki titreşimler nedeniyle mekanik parçalarda oluşan yorulma miktarını ve yorulmanın yerini tespit etmek çok zor olduğundan, mevcut bakım uygulamaları helikopteri sürekli denetlemeye ve servis ömrü dolan parçaların gerçek durumlarına bakılmaksızın değiştirilmesine odaklanmış durumdadır.

Titreşimler, aviyonik cihazlarda yüksek oranda arızalanmalara sebebiyet vererek bu cihazların ortalama hatasız kullanım süresini azaltır. Gerek korumacı bakım yaklaşımı ve gerekse sık arızalanan aviyonik cihazlar bir yandan hava aracının göreve hazır olma süresini azaltırken diğer yandan bakım için harcanan yedek parça ve işçilik sürelerini artırarak helikopterin bakım maliyetlerinin önemli derecede artmasına sebep olur.

Titreşimler, hava aracı üzerindeki her çeşit aviyonik sistem için uygunsuz çalışma ortamı oluşturarak uçuş göstergelerinin okunmasını, kullanımını veya hedefi işaretlemeyi zorlaştırarak kullanıcı performansını olumsuz etkilemektedir. Helikopterdeki titreşimler yolcuların ve özellikle pilotların daha çok ve daha çabuk yorulmasına sebep olduğundan kritik bir durum arz etmektedir. Yüksek titreşim seviyeleri pek çok durumda helikopterin operasyon limitlerini ve uçuş zarfını da sınırlandırmaktadır.

Helikopter bakım maliyetlerinin azaltılması, hava aracı sistemlerinin güvenilirliğinin ve pilot performansının iyileştirilmesi ve bunlarla birlikte helikopterin yüksek hız ve yüksek ivmeli manevralar gibi kabiliyetlerle uçuş zarfının genişletilmesi gibi ihtiyaçlar, helikopter titreşimlerini azaltmak için etkin kontrol yöntemlerinin uygulanmasını gerektirmektedir.

1.1. Helikopterdeki Titreşimlerin Sınıflandırılması

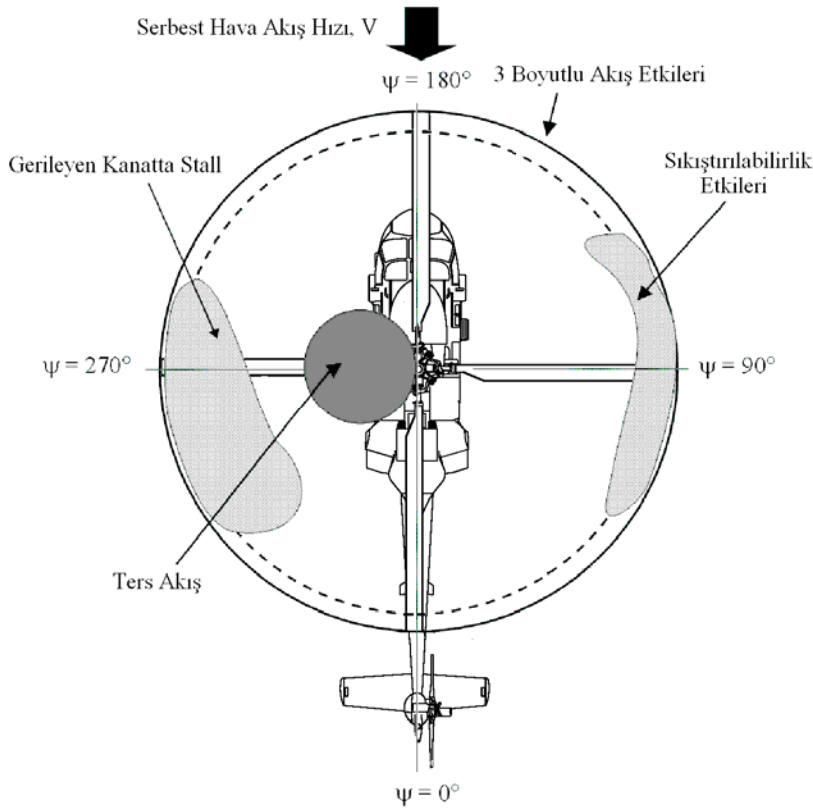
Helikopterdeki titreşimler, frekans seviyeleri dikkate alınarak genel olarak yüksek, orta seviyeli ve düşük frekanslı titreşimler olmak üzere üç kategoriye ayrılır [1]. Genellikle motor veya şanzımandan kaynaklanan yüksek frekanslı titreşimlerde titreşim frekansı, rotor dönüş frekansının yirmi katından yüksektir. Rotor dönüş frekansının beş katı ile yirmi katı arasındaki orta seviye frekanslı titreşimler kuyruk rotoru ve az ölçüde ana rotordan kaynaklanmaktadır.

Rotor dönüş frekansının beş katına kadar olan ve insan tahammülüne ve mekanik parçaların yorulmasına en önemli olumsuz etkiyi oluşturan düşük frekanslı titreşimlerin ana kaynağı helikopter ana rotorudur. Ana rotordan kaynaklanan düşük frekanslı titreşimler, rotorun asimetric doğasından kaynaklanan titreşimler ve kanatlar arasındaki farklılıklardan kaynaklanan titreşimler olmak üzere iki gruba ayrılmaktadır.

İleri uçuşta rotorun asimetric doğasından kaynaklanan titreşimler rotora bağlı tüm kanatların aynı olması durumunda da mevcuttur. Rotor mekanik bir filtre gibi davranarak hava aracı gövdesine rotor dönüş frekansının harmoniklerinde, m pozitif tamsayılar (1, 2, ...), b rotordaki kanat sayısı ve f_R rotor dönüş frekansı olmak üzere mbf_R frekanslarında titreşim uygular. Helikopterdeki titreşim seviyesi havada duruş (hover) sırasında genellikle düşüktür ve yüksek ileri hızlarla birlikte artış gösterir.

Titreşim seviyelerinin kritik olduğu düşük hızda uçuş ve yüksek hızda uçuş şeklinde iki uçuş rejimi vardır. Düşük hızda uçuşta kanat dibindeki vorteksler rotor diskine yakın olduğundan vorteksle arasında önemli derecede etkileşme olur ve sonuçta kanatta yüksek harmonik yüklenme oluşur. Yüksek hızlarda ise rotor diski ileri doğru açılı olduğundan, hava akımı disk düzlemi üzerinden süpürülür ve dolayısıyla hava akımından kaynaklanan titreşimler azalır. Ancak bununla beraber, Şekil 1.1'de gösterildiği gibi periyodik olarak ilerleyen kanadın hücum tarafındaki sıkıştırma etkisi ve gerileyen kanadın stall durumuna gelmesi, yani kanat üzerindeki kaldırma

kuvvetinin ortadan kalkması yüksek titreşimlere sebep olmaktadır. Bu titreşimler, rotorun ileri uçuştaki doğası gereği oluştuğundan sürekli mevcuttur ve helikopterin maksimum uçuş hızını sınırlandırmaktadır.



Şekil 1.1. Helikopter uçuşu sırasında aerodinamik koşullar [2]

Rotor kanatları arasındaki farklılıklar da rotorda düşük frekanslı titreşimlere sebep olmaktadır. Bu farklılıklar kanat imalatındaki hassasiyetsizlikler nedeniyle olabileceği gibi, kanatların tamir ve bakımları sonucu oluşan yapısal değişiklikler sonucu ortaya çıkabilir. Bu nedenle rotor kanatlarının sürekli bakım ve kontrolü gerekmektedir.

1.2. Helikopterdeki Titreşimleri Azaltma Yolları

Helikopterdeki titreşimleri azaltmada temel olarak düşük titreşime göre rotor tasarımı, titreşimlerin rotor hizalama ve dengeleme metotları ile azaltılması, titreşimlerin pasif veya aktif kontrol araçları ile bastırılması yaklaşımları uygulanmaktadır.

1.2.1. Düşük titreşime göre rotor tasarımı ve optimizasyonu

Hava aracı tasarımında temel prensip titreşimi azaltarak tahrik kuvveti frekansının sebep olduğu yapısal rezonansı engellemektir. Rotor, harmonik aerodinamik kuvvetlerden yeterli frekans ayırımı sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır. Gövde ise rotor hızının ve motor, transmisyon ve kuyruk rotoru gibi diğer dönel sistemlerin harmoniklerinden rezonansa girmeyecek şekilde tasarlanmalıdır.

Helikopterin titreşim modlarının analizi, yapının karmaşıklığı nedeniyle çok zordur. Hava aracı yapısının frekanslarını ayarlayarak rezonansı engellemek, çok sayıda tahrik frekansının dikkate alınmasını gerektirdiğinden oldukça karmaşıktır. Ayrıca sadece rotor kanatlarının frekanslarını ele almak, rotor titreşimini minimize edecek bir tasarım için yetersizdir.

Son yirmi yılda, optimizasyon metodolojisi rotor tasarımında titreşimleri azaltmak için kuvvetli bir araç haline gelmiştir. Kanadın yapısal ve aerodinamik özellikleri ayarlanarak ve otomatik optimizasyon teknikleri kullanılarak titreşim seviyeleri azaltılmaktadır. Bir optimizasyon işlemi için bir amaç fonksiyonunun, tasarım değişkenlerinin ve sınırlayıcıların belirlenmesi gerekmektedir. Optimizasyon programı ile sınırlandırıcılar dahilinde amaç fonksiyonunu minimize eden bir set tasarım değişkenlerinin belirlenmesi gerekmektedir.

Helikopter uygulamalarında, amaç fonksiyonu genellikle titreşim yapan rotor göbeği ve/veya kanat yüklerini minimize etmektir. Tasarım değişkenleri ise kütle, yay ve sönümleme dağılımı ve kanat geometrisi gibi kanadın yapısal ve aerodinamik özelliklerdir. Genellikle kullanılan sınırlandırıcılar ise kanat frekansları, otorotasyon ataleti ve aeroelastik kararlılıktır. Hassasiyet analizi optimizasyon işleminde genellikle hesaplamada en çok işlem gerektiren kısımdır. Basit ama pahalı bir metot ise sonlu farklar yaklaşımasıdır. Doğrudan analitik yöntemle sonlu farklar metodu için gerekli zaman büyük oranda azaltılabilir, ancak bu yaklaşım sadece kanat yüklerinin ve cevabının açık analitik ifadelerinin tasarım değişkenlerinin fonksiyonları olarak bilindiği durumlarda uygulanabilir.

Son yıllarda düşük titreşimli rotor tasarımı için aeroelastik optimizasyonun uygulandığı pek çok araştırma yapılmıştır. Bu araştırmalar aeroelastik kaplinleri ihmal eden basit analizlerden, çok kapsamlı aeroelastik optimizasyonlara kadar geniş bir alanda yapılmıştır.

Friedmann ve Shanthakumaran birleştirilmiş flaplama-ileri geri-burulma aeroelastik modeli bir dizi sınırlandırılmamış minimizasyon teknikleri ile birleştirerek salınımlı rotor göbeği kesme kuvvetlerini ve rotor göbeği dönme momentlerini azaltmaya çalışmıştır [3].

Davids ve Weller, kanadın dinamik karakteristiklerini geliştirmek için modal analiz temelli optimizasyon metodu uygulamıştır [4]. Kanat kütle ve yay dağılımlarını tasarım değişkeni olarak ele alan bu metot, rotorun yapısal sönümlemesini maksimize etmek, kanat doğal frekanslarını değiştirmek ve rotor göbeği modal kesme kuvvetlerini ve titreşimleri azaltmak amacıyla kullanılmış ve rotor göbeği titreşimlerinin önemli derecede azaltılabileceğini göstermiştir.

Lim ve Chopra yaptıkları kapsamlı kanat yapısal optimizasyon çalışmalarında titreşen rotor göbeği kuvvetlerini ileri uçuşta aeroelastik kararlılığı koruyarak minimize etmeyi amaçlamışlardır [5]. Yaptıkları çalışmada tasarım değişkenleri olarak denge ağırlıklarının kanat üzerindeki yerleşimleri, kanadın yay özelliği ve kanadın ağırlık merkezinin kaçıklık mesafesini kullanmışlardır. Kanadın aeroelastik analizi zaman ve konuma bağlı olarak sonlu elemanlar metodu ile bir optimizasyon programı kullanılarak yapılmış ve bilgisayar modelindeki 4 kanatlı rotor sisteminde titreşim kuvvetlerinde %60-%90 arasında bir azalma gerçekleştirildiği bildirilmiştir. Bu çalışmanın en önemli katkılarından biri, kanat cevabının hassasiyet türevlerinin, rotor göbeği yükleri ve özdeğerlerin tasarım değişkenleri cinsinden doğrudan analitik yaklaşımla bulunmuş olmasıdır. Bu metotla, sonlu farklar metoduna göre yaklaşık %80 bilgisayar işlemci zamanı kazancı olduğu da belirtilmiştir.

Günümüzde modern helikopter rotor kanatlarının pek çoğu metal kanatlara göre daha uzun yorulma ömrüne ve daha iyi hasar toleransına sahip kompozit malzemelerden

üretilmektedir. Kanat tasarımında kompozit malzemelerin kullanımının artması, daha karmaşık geometriye sahip kanatların kolaylıkla üretilmesini ve aeroelastik özelliklerin şekillendirilmesi potansiyelini de beraberinde getirmektedir. Ganguli ve Chopra, 4 kanatlı ileri geometriye sahip kompozit rotor için aeroelastik optimizasyon prosedürü geliştirmişlerdir [6]. Bu çalışmalarında amaç fonksiyonu titreşen rotor göbeği yükleri ve kanat kökü eğilme momentleridir.

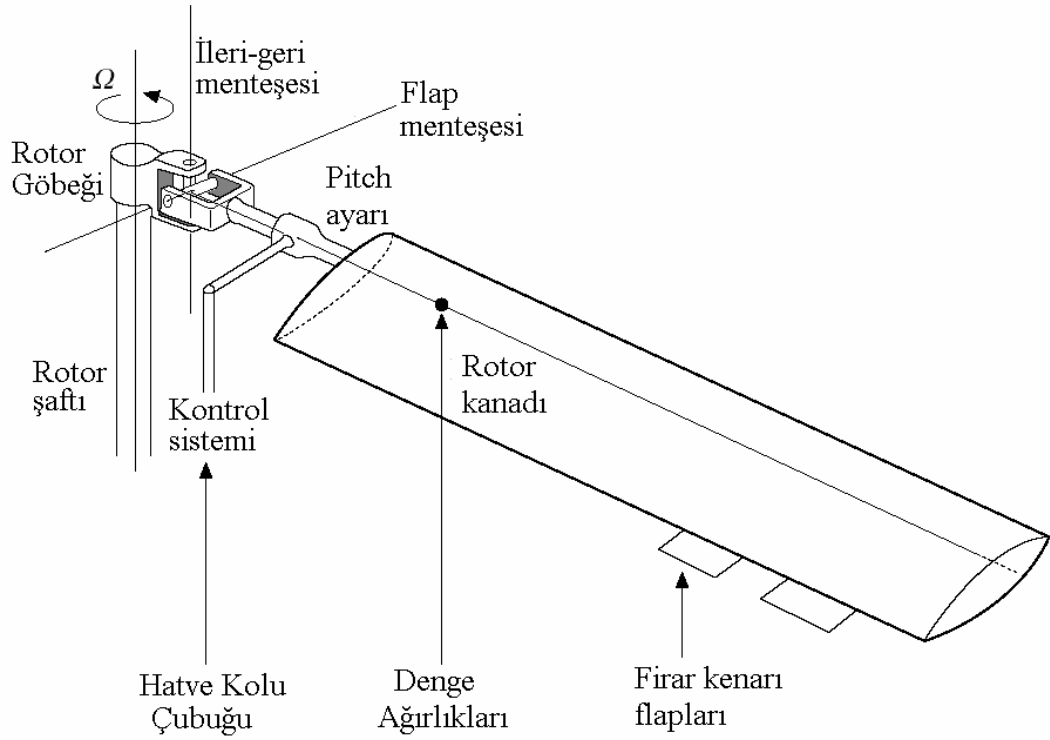
Young ve Tarzanin, Mach ölçekli 4 kanatlı bir rotor üzerine rüzgar tüneli çalışması yaparak düşük titreşimli rotor tasarımını doğrulamaya çalışmışlardır [7]. Çalışmalarında iki ayrı rotor test edilmiştir. Bunlardan biri referans rotoru olup geleneksel frekans yerleştirmesi metodu ile tasarlanmıştır. Diğer düşük titreşime göre optimizasyon prosedürü kullanılarak tasarlanmıştır. Genel maksatlı bir optimizasyon programı kullanılarak 5 ayrı ileri hız için hava yükleri optimize edilmiştir. Bu optimizasyon çalışmasında aeroelastik kaplin etkisi ihmal edilmiş, dışarıdan etkiyen hava yükleri sabit kabul edilmiş ve bunlara göre kanat dinamik cevabı titreşen rotor göbeği kuvvetlerini minimize edecek şekilde optimize edilmiştir.

1.2.2. Titreşimlerin rotor hizalama ve dengeleme metotları ile azaltılması

Tüm rotor kanatları teorik olarak uçuş sırasında aynı düzlemde olmalı ve birbirleri arasında eşit açısal mesafeyi korumalıdır. Rotor kanatları, imalat aşamalarındaki hassasiyetsizlikler, bakım-onarım sırasında oluşan değişiklikler veya helikopterin çalışması sırasında oluşan ve büyüyen farklılıklar nedeniyle kanat boyunca birbirlerinden farklı aerodinamik ve yapısal özelliklere sahip olabilirler. Kanatlar arasındaki farklılıklara ayrıca kanat kökü ile rotor göbeği arasındaki bağlantıların farklılıkları da eklenebilir.

Bu farklılıkları azaltmak için, bu istenmeyen ve doğal olarak var olduğu kabul edilebilecek farklılıklara yine bu doğal farklılıkların sonuçlarını yok etmek için bazı yollarla istemli farklılıklar eklenebilmektedir. Bu istemli farklılıklar, kanadın aerodinamik ve yapısal özelliklerinde sonradan oluşturulabilen değişiklikleri içermektedir. Şekil 1.2’de tipik bir kanatta yer alan hizalama ve dengeleme

elemanları şematik olarak gösterilmiştir. Hatve kolu çubuğu ayarı ile hatve kolunun boyu değiştirilerek, kanadın yunuslama açısı ve dolayısıyla kanat boyunca etkiyen aerodinamik yükün değişmesi sağlanır. Pasif firar kenarı flapları bükülerek kanadın eğrilik kesiti değiştirilebilir ve sonucunda aerodinamik yükler değiştirilebilir. Denge ağırlıkları kanat boyunca belirli özel yerlere yerleştirilerek kanadın kütle dağılımı değiştirilebilir.



Şekil 1.2. Tipik bir kanatta hizalama ve dengeleme elemanları [1]

Rotordan helikopter gövdesine titreşimler nedeniyle aktarılan yükleri azaltmak için rotor kanatlarının hizalanması ve dengelenmesinde çeşitli metotlar geliştirilmiştir. Rotor kanatlarının hizalanması, yani tüm kanatların uç yörüngelerinin çakıştığı bir duruma ulaşılması için kanatlar arasındaki farklılıkları minimize etmede hatve kolu ayarı ve firar kenarı flapları kullanılarak gerekli ayarlamalar yapılır. Bu ayarlamalar sonunda, kanatlar arasındaki farklılıklar telafi edilerek tüm ileri hızlarda kanatların aynı düzlemde olması sağlanır. Rotor hizalama sistemleri, hatve kolu ve firar kenarı

flaplarını ayarlayabilmek için gerekli bilgiyi sağlama üzerine yoğunlaşmış ve farklı kanatların “hizadan sapma” değerini ölçmek için çeşitli metotlar geliştirilmiştir.

İlk zamanlarda rotoru hizalamak için bayrak metodu kullanılmıştır. Her kanadın ucu farklı renklerle boyandıktan sonra uç noktada bulunan beyaz bir bez rotor kanadı yolunun kenarına doğru getirilir. Kanat ucunun beze çarpmasıyla bez üzerinde oluşan izler kanatların hiza bilgisini verir. Rotor hizası yüksekliğini ve rotorun önde veya geride olduğu bilgisini veren opto-elektronik metotlar 1960’lı yıllarda ve strobe ışığı ve kanat ucunda reflektörlerin kullanıldığı metotlar 1970’li yıllarda geliştirilmiş olup, kanat hizasını istikrarlı bir şekilde doğru olarak veren ileri elektro-optik metotlar 1980’li yıllarda geliştirilmiştir.

Günümüzde lazer ışığının dönen kanattan yansımadaki farklılıklar esasına dayanan optik metotlar gibi çeşitli ileri optik metotlar kullanılarak kanatların hizadan sapma değerleri ölçülmektedir. Bununla beraber, rotorun hizalanmasının titreşimlerin azaltılmasında her zaman en iyi sonuçları vermediği, helikopter test ve bakım uzmanlarının hiza ayarı uygun olduğu halde yüksek titreşim seviyelerine sahip helikopterlerle karşılaştıkları bilinmektedir. Bu gerçekten yola çıkan çeşitli helikopter üreticileri, hiza ayarını ölçmenin yanında, çeşitli ivmeölçerlerin gövde boyunca yerleştirildiği ve gövde titreşimlerinin ölçüldüğü ileri ayarlama sistemlerini geliştirmişlerdir.

Helikopter hover durumunda hava asıl durumda iken, rotordaki kütle dengesizliği ile kanadın hiza ayarı arasında bir etkileşim vardır. Bir kanat yüksekte uçar ve yüksek kaldırma uygularsa, normal pozisyonunda yüksek sürüklenme nedeniyle geride kalacaktır. Bu durum, kanadın olması gereken pozisyonda olmaması sebebiyle etkili bir kütle dengesizliğine neden olur. Rotorun dengelenmesi için, gövde titreşimlerini ve rotorun hizasızlığını azaltacak rotor ayarları yapılır. Ayar prosedürü, gövde üzerine yerleştirilmiş tüm ivme ölçerlerin ve diğer sensörlerin değişik hızlardaki ölçümelerini giriş verisi olarak kullanan bir bilgisayar yazılımı ile yönlendirilmektedir. Bu yazılımda değerlendirilen sonuçlardan yola çıkarak, kanat üzerinde denge

ağırlıklarının nereye ve hangi miktarda yerleştirileceği, hatve ayar çubuğunun boyu ve firar kenarı flap açısı bilgileri elde edilir.

Çeşitli helikopter imalatçıları, ileri ve oldukça karışık rotor ayar sistemleri sunmakta olup, literatürde helikopter rotorunun optimal dengelenmesi ve bunun rotor hizalanması ile ilgisini açıklayan detaylı bir analitik çalışmaya rastlanmamıştır.

Rotorun dengelenmesi için kullanılan ayar yazılımları, helikopterin durumu yazılım içinde yer alan matematiksel modele yakınsa iyi sonuçlar vermektedir. Helikopter test pilotlarının tecrübeleri, bu durumun ancak %50~%75 oranları arasında sağlanabildiğini ve matematiksel modelle helikopterin gerçek durumunun tam uyuşmadığı hallerde yazılımın rotorun ayarı için ileri yönde herhangi bir yardım sağlamadığını göstermektedir. Buna ek olarak, bir uçuş sonrasında yazılım tarafından önerilen değişikliklerin doğru şekilde yapılıp yapılamadığı tam olarak doğrulanamamaktadır. Çünkü önerilen rotor ayarları iç içe olduğundan birbirini etkilemekte ve ayarlar bir bütün olarak çoğunlukla doğru yapılamamaktadır. Bu durum, defalarca tekrarlanan uçuş testlerine ve dolayısıyla helikopterin uçuş ömrünün azalmasına, bakım-onarım sürelerinin ve maliyetlerin artmasına, helikopterin ve mürettebatın göreve hazır olma durumunun azalmasına sebep olmaktadır.

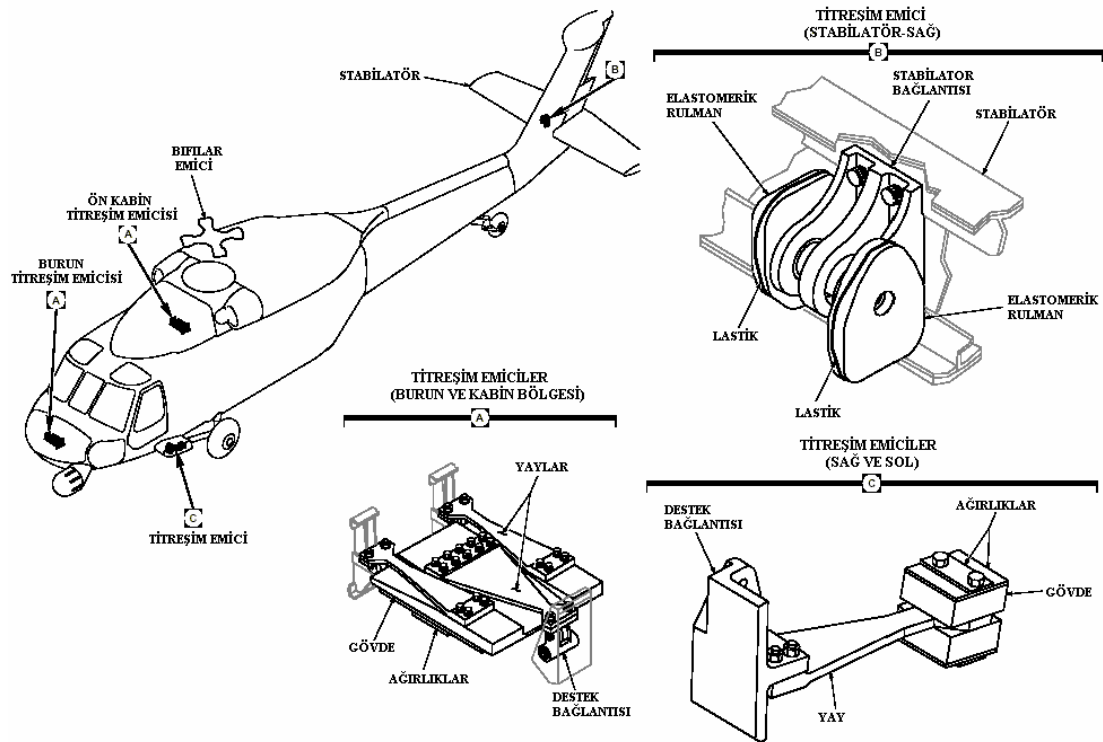
1.2.3. Titreşimlerin pasif kontrol araçları ile bastırılması

Helikopter titreşimlerini bastırarak azaltma yaklaşımı için kullanılan araçlar genel olarak pasif ve aktif kontrol araçları olmak üzere iki gruba ayrılmaktadır.

En yaygın pasif kontrol araçları dinamik titreşim sönümleyiciler ve izolasyonların montajıdır. Tipik bir dinamik sönümleyici tek serbestlik dereceli, yay üzerinde hareket eden kısmen düşük kütleli bir sistemdir. Tahrik frekansına ayarlandığında, rezonans halinde karşı salınım kuvveti uygulayarak destek yapısı üzerinde bir sönümleyici nokta oluşturur. Dinamik rotor göbeği sönümleyici veya bifilar sarkaç bunlara örnektir. İlave ağırlığı minimize edecek en iyi tasarım, ekstra bir ağırlık yerine helikopterin bir parçasını titreşim sönümleyici olarak kullanmaktır. Kaman

UH-2 helikopterinde batarya, sönümleyici titreşim emici ağırlık olarak kullanılmaktadır.

Helikopterlerde kullanılan tipik pasif sönümleyicilerin yerleşimleri ve mekanik yapısı Şekil 1.3'te gösterilmiştir.



Şekil 1.3. Pasif titreşim sönümleyiciler [2]

Titreşim izolasyonu montajı da diğer tipik bir pasif kontrol yöntemidir. Titreşen bölge ile gövde arasına lastik yastıklar veya yaylar yerleştirilerek titreşen sistemden bağlandığı yapıya aktarılan kuvvetler azaltılabilir. Helikopterlerde, güç aktarma sistemlerinin gövdeye geleneksel montajı esnek desteklerle değiştirilebilir. Dinamik sönümleyicilerle izolasyon araçlarının kombinasyonu UH-1H helikopterlerinde başarı ile uygulanmaktadır.

Pasif kontrol sistemleri harici güç gerektirmemekte, tasarımları ve yerleştirilmeleri kolay olmakla birlikte, hem dinamik sönümleyicilerde hem de izolasyon montajında pratikte aynı ortak problem mevcuttur: Helikopterde ilave ağırlığa sebep olmalarının dışında, bu araçlar sadece belli titreşim frekanslarında güzel sonuçlar vermektedirler. Rotor dönüş hızı bir manevra sırasında biraz değiştiğinde, tahrik frekansı istenmeyen bir bölgeye kayabilir. İzolasyon sisteminde manevralar sırasında veya diğer ara geçiş uçuş şartlarında büyük yapısal esnemeler oluşabilir. Rotor kanadına yerleştirilen dinamik sarkaç sönümleyiciler sürüklenme kuvvetinin artmasına sebep olmaktadır.

1.2.4. Titreşimlerin aktif kontrol araçları ile bastırılması

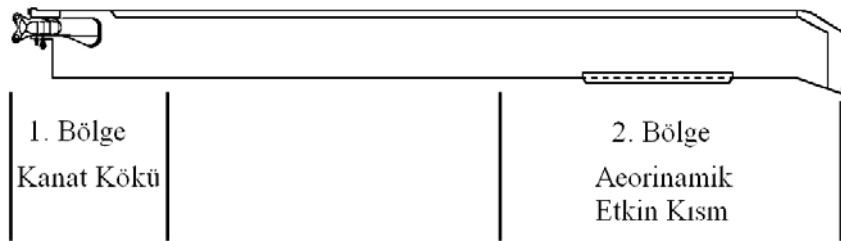
Titreşim azaltmada sönümleyiciler ve izolatörler gibi geleneksel pasif sönümleme yaklaşımları veya kanat ve gövde yapısının optimizasyonu, helikopter uçuşunda arzu edilen konforu gerçekleştirmede genellikle yeterli değildir. Son 25–30 yıl boyunca helikopter titreşimlerinin aktif kontrolü pek çok araştırmacı ve kuruluş tarafından araştırılmaktadır. Aktif kontrol sistemlerinde sensörler, tahrik sistemleri ve kontrolcü olmak üzere üç temel eleman vardır.

Helikopter titreşimlerinin aktif kontrolü yaklaşımları genel olarak helikopter yapısı üzerinde kontrol ve kanat yapısı üzerinde kontrol olmak üzere iki kategoriye ayrılabilir.

Helikopter yapısı üzerindeki kontrolde, kontrol faaliyetleri doğrudan gövde yapısı üzerine uygulanarak, salınım yapan rotor göbeği kuvvetleri tahrik sisteminden gelen cevapla birleştirilerek titreşimlerin yok edilmesi amaçlanmaktadır. Yapısal cevabın aktif kontrolü (ACSR) metodu, Westland Helicopter tarafından EH-101 helikopterinde uygulanan ve yapı üzerinde titreşim kontrolüne verilebilecek bir örnektir [8]. ACSR, gövde üzerine dağılmış ivme ölçerlerden, bir dijital kontrol bilgisayarından ve ana gövde ile transmisyon arasına yerleştirilmiş bir takım elektro-hidrolik kuvvet üretici elemanlardan oluşmaktadır.

Gövde yapısı üzerindeki kontrol yaklaşımı, kanat yapısı üzerinden kontrol yaklaşımında karşılaşılan sinyallerin iletilmesindeki ve kontrol eylemindeki karmaşıklıkları ortadan kaldırmaktadır. Bu yöntemle rotor göbeğinden kaynaklanan titreşimlerle birlikte kuyruk rotoru ve diğer titreşim kaynaklarından gelen titreşimler de kontrol edilebilmektedir. Gövde üzerindeki titreşimi azaltma kapasitesinin sınırlı olması, kuvvetlerin aktarımındaki karmaşıklıklar nedeniyle güvenilirlik ve bakım-onarım yönlerinden karşılaşılan problemler ve sistemin helikopterin ağırlığına getirdiği ek yük, gövde yapısı üzerinden kontrolün dezavantajlarından [9].

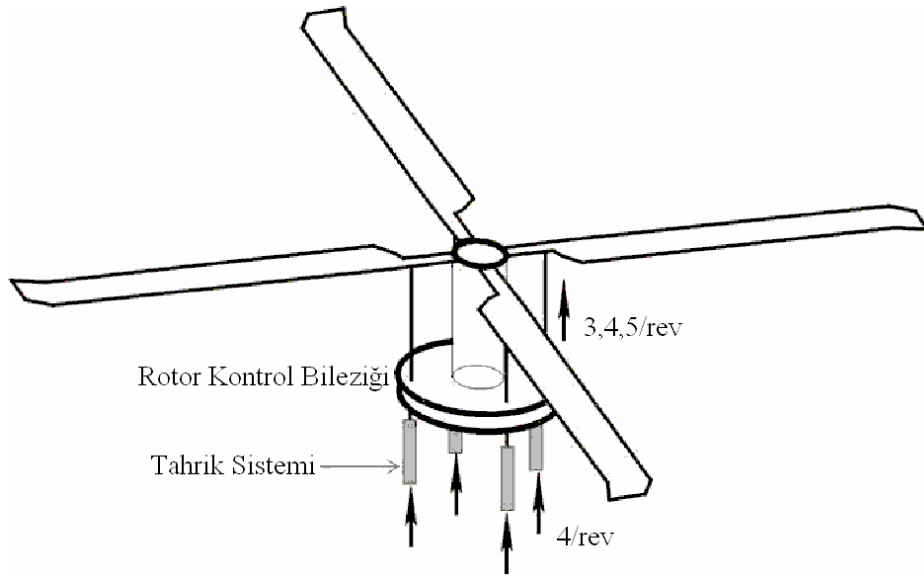
Helikopter titreşimlerinin kanat yapısı üzerinden aktif kontrolü, kontrol kuvvetlerinin kanat üzerine uygulandığı bölgeye göre iki gruba ayrılabilir [10]. Kanat titreşimlerinin aktif kontrolü Şekil 1.4'te gösterildiği gibi kanat kökü bölgesinden veya aerodinamik açıdan daha etkin olan kanat ucu bölgesinden yapılabilir. Kanat kökünden aktif kontrol uyarlanabilir (adaptive) kanat kökü ile veya hatve kolu üzerinden aktif kontrol ile sağlanabilir.



Şekil 1.4. Kanat yapısı üzerinden aktif kontrol bölgeleri [2]

Kanat kökü üzerinden aktif kontrol yaklaşımları arasında Yüksek Harmonik Kontrol (HHC) sistemleri önemli yer almaktadır. Bu yaklaşımda helikopterdeki sayıklık, Şekil 1.5'te gösterildiği gibi servo tahrik sistemleri kullanılarak rotor dönüş frekansında tahrik edilmekte ve bu harekete rotor dönüş frekansının yüksek harmoniklerinde kontrol hareketleri eklenerek kanat yunuslama salınımları elde edilmektedir. Bu yüksek harmonik kanat yunuslama hareketleri hücum açısını, iç akış hızını ve kanat deformasyonlarını etkilemekte ve dolayısıyla ilave kararlı olmayan aerodinamik ve salınımlı atalet yükleri oluşturarak rotor göbeği titreşimlerini azaltabilmektedir. Bu

nedenle titreşim, henüz kaynağında iken ve gövdeye aktarılmadan bastırılabilir. Bununla beraber, bu tip tahrik metodu rotor dönüş frekansının harmonikleri ile sınırlıdır.

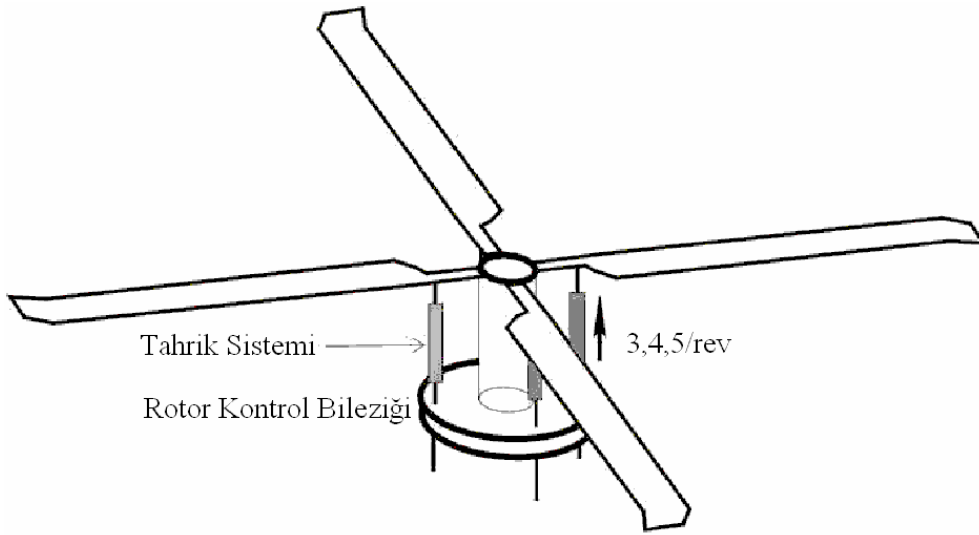


Şekil 1.5. Yüksek harmonik kontrol (HHC) şematik çizimi [11]

Kanatların Bağımsız Kontrolü (IBC), HHC'ye alternatif bir yöntemdir. Bu yöntemle, dönen sistemdeki her kanat ayrı ayrı ve geniş bir frekans aralığında kontrol edilmektedir. Bu kontrol yaklaşımı IBC'ye göre daha kapsamlı bir yaklaşım olup HHC'deki sabit tahrik frekansı gibi mevcut bazı sınırlamaları ortadan kaldırmaktadır. Şekil 1.6'da gösterildiği gibi genellikle dönen sistemde kanat yunuslama bağlantılarına hidrolik tahrik sistemleri yerleştirilir. Tahrik sistemlerinin kontrol girişleri kanat üzerine yerleştirilmiş sensörlerden gelen geri besleme sinyallerine göre yapılır. Bir hidrolik kayar halka birimi dönen sistemde hidrolik gücü tahrik sistemlerine aktarmak için kullanılır.

HHC ve IBC üzerine yapılan çeşitli analitik çalışmalar, rüzgar tüneli testleri ve uçuş testleri, bu metotların titreşimleri %90 oranında azaltma potansiyellerinin olduğunu, ancak her iki yaklaşımın pratik uygulanmasında çeşitli sınırlamaların olduğunu ortaya koymaktadır. Helikopter kütlesindeki önemli artışa sebep olmaları ve gerektirdikleri

yüksek maliyetlerin yanında, tüm kanada yunuslama hareketi vermek için yüksek tahrik gücü ihtiyacı bu iki metodun mevcut bazı dezavantajlarıdır. Ayrıca, tahrik sistemlerinin karmaşık yapısı, hava aracının güvenilirliğine ve bakım onarımına olumsuz yan etkileri her iki yaklaşımın uygulanmasında zorluklar çıkarmaktadır [12]. Bunlara ek olarak, her iki HHC ve IBC metodu, aktif kontrolü helikopterin temel uçuş kontrol sistemi olan rotor kontrol bileziği üzerinden yaptığından bu durum helikopterin uçuş emniyetini doğrudan etkilemektedir. HHC ve IBC bugüne kadar üretilmiş herhangi bir helikopter üzerinde kullanılmamıştır.

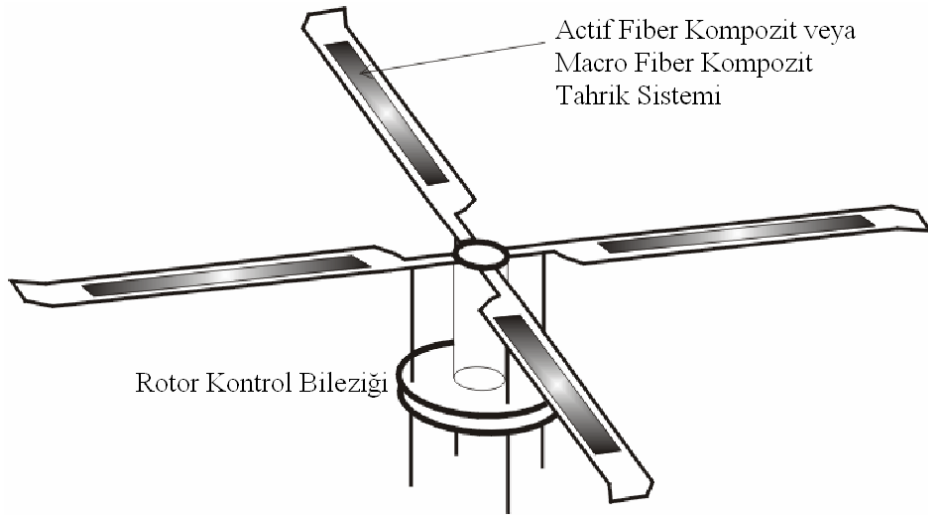


Şekil 1.6. Kanatların bağımsız kontrolü (IBC) şematik çizimi [11]

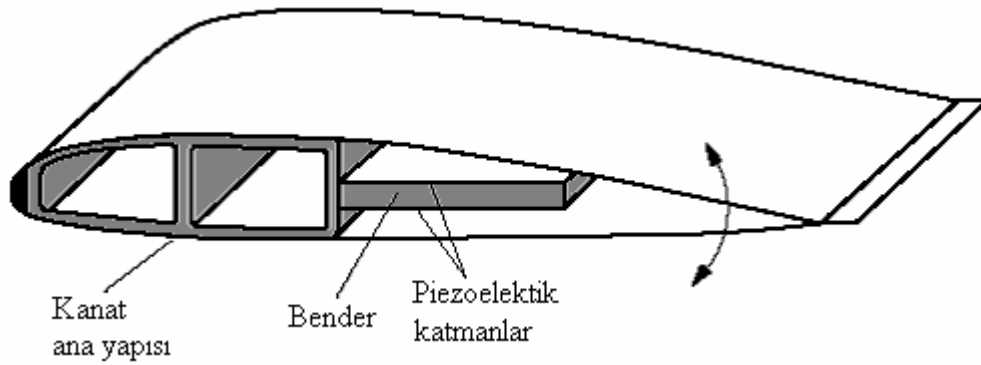
Helikopter rotor kanadı üzerinde aerodinamik olarak etkin olan ve Şekil 1.4'te 2. bölge olarak gösterilen kanat bölgesine yönelik aktif kontrol uygulamalarının amacı, kanat hareketi ile karşılıklı etkileşimli olan aerodinamik yüklerin kontrol edilmesidir. Şekil değiştiren kanatlar üretilerek kanadın burulması, kanat kesitinin değiştirilmesi ve kanadın düzlem dışı esnemesi sağlanabilir. Kanat şeklinin değiştirilmesi ile aktif kontrol şematik çizimi Şekil 1.7'de gösterilmiştir.

Narkiewicz ve Done, aktif “bender” tipi eğilme sağlayan titreşim bastırma elemanlarının yerleştirildiği kanat üzerinde çalışmalar yapmışlardır [13]. Eğilme sağlayan “bender” tipi eleman Şekil 1.8'de gösterildiği gibi, bükülme düzlemine dik

olarak kanat eksenini boyunca piezoelektrik malzemeler tarafından sandviç şeklinde çevrilmiş elastik bir ankastre çubuk şeklinde modellenmiştir. Piezoelektrik katmanlarda voltaj farklılığı oluşturulduğunda, bu eleman eğilme hareketi yaparak bağlandığı noktada bir dinamik kuvvet ve moment oluşturmaktadır.



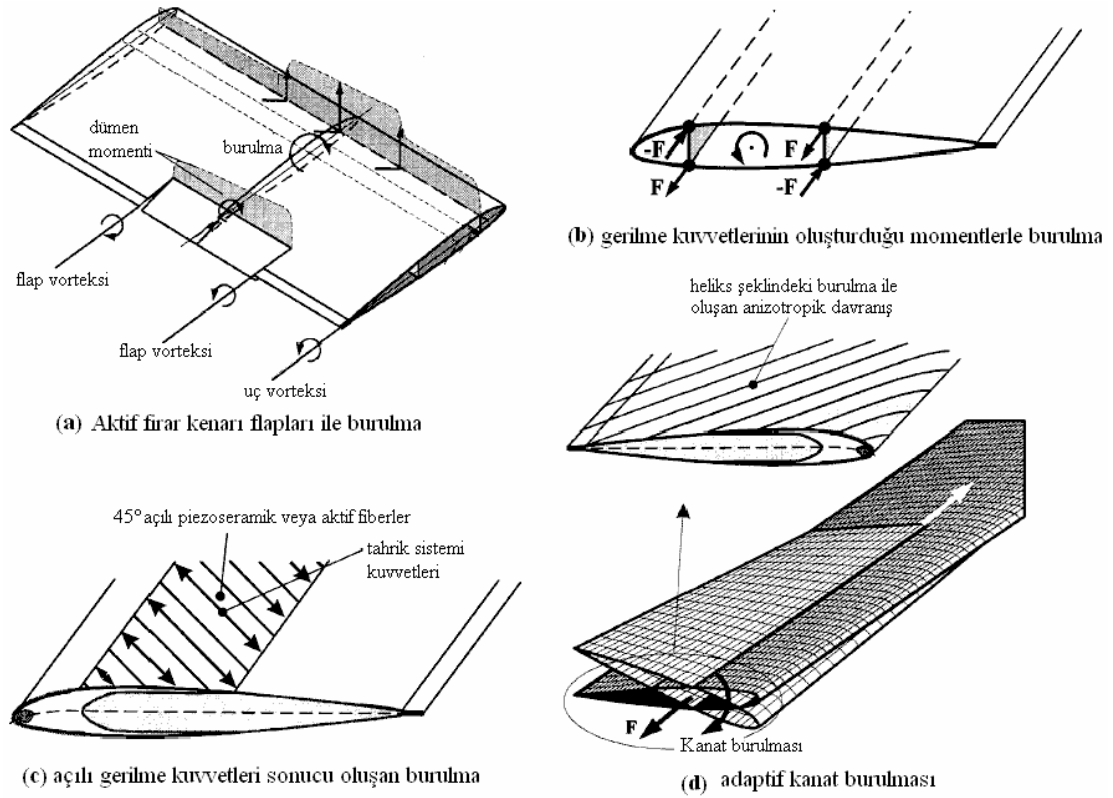
Şekil 1.7. Kanat şeklinin değiştirilmesi ile aktif kontrol şematik çizimi [11]



Şekil 1.8. Kanat içine yerleştirilmiş bükme tipi aktif kontrolcü [13]

Büter ve Breitbach, rotor kanadının burulmasını sağlamak amacıyla adaptif kanat bükme yaklaşımını diğer aktif kanat bükme yaklaşımları ile karşılaştırmıştır [10]. Şekil 1.9'da, sırasıyla aktif firar kenarı flapları ile oluşturulan burulma, gerilme kuvvetlerinin oluşturduğu momentler sonucu sağlanan burulma, gerilme kuvvetlerinin

açılı uygulanması sonucu oluşan burulma ve adaptif kanat bükme yaklaşımı ile heliks şeklindeki burulma çeşitleri gösterilmiştir. Adaptif kanat bükme yaklaşımının dezavantajı, rotor kanadı ana yapısının kanat boyunca oldukça katı olması nedeniyle kanat ana yapısı ile kanat yüzeyi arasında bunları birbirinden ayıran bir ara katmana ihtiyaç duyulmasıdır.



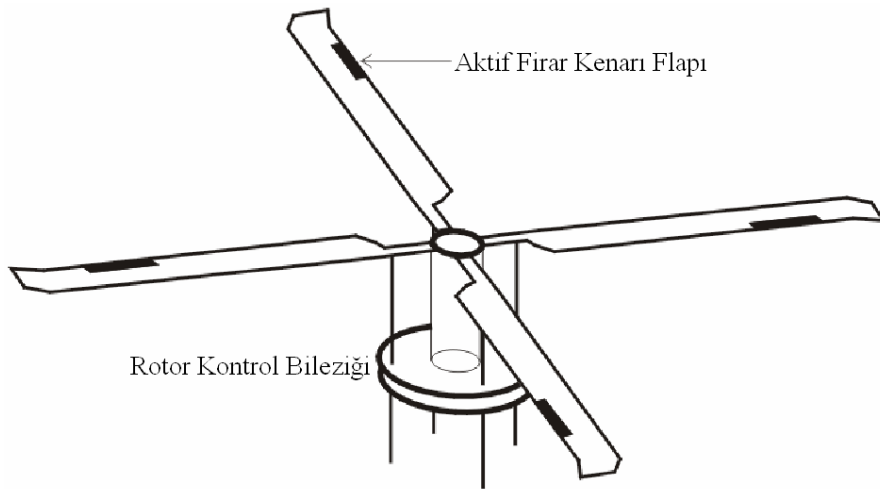
Şekil 1.9. Kanadın aktif burulmasına yönelik çeşitli yöntemler [10]

1.2.5. Aktif firar kenarı flapları ile titreşimlerin azaltılması

Akıllı malzemelerin ve özellikle piezoelektrik malzemelerin ortaya çıkması ile birlikte, kanat titreşimlerinin azaltılmasında düşük enerji gerektiren yerel tahrik sistemi olarak aktif firar kenarı flaplarının kullanılması yaygınlaşmaktadır. Aktif firar kenarı flapı kullanımı yaklaşımında, rotor kanadı firar kenarının belirli bölümlerine ek hareket kabiliyeti kazandırılarak ve flapları belirli harmoniklerde, istenen genlik ve fazda harekete geçirerek kanat boyunca ek kararsız salınımlı aerodinamik kuvvetler

oluşturulur. Ayrıca, atalet yükleri ve rotor dinamikleri de aktif flap kontrol girişlerinden etkilenmektedir. Kanadın sadece yaklaşık % 4-5 oranındaki küçük bir bölümü tahrik edildiğinden, bu yaklaşım HHC ve IBC'ye göre çok daha az kontrol gücü gerektirmektedir [9].

Aktif flap kontrol sistemi Şekil 1.10'da gösterildiği gibi rotor kontrol bileziğinden tamamı ile bağımsız olduğundan, helikopterin uçuş emniyetine etkisi çok az olmaktadır. Çeşitli analitik simülasyonlarda ve rüzgar tüneli testlerinde aktif flapların titreşim yüklerinin azaltılmasında, gürültünün azaltılmasında ve rotor performansının artırılmasında önemli bir potansiyele sahip olduğu gösterilmiştir [14, 15].



Şekil 1.10. Aktif firar kenarı flaps şematik gösterimi [11]

Piezoelektrik malzemeler düşük ağırlığa ve yüksek enerji yoğunluğuna sahip olduğundan, flapların aktif kontrolü için çeşitli formlarda piezoelektrik malzeme esaslı akıllı tahrik sistemleri geliştirilmektedir. Bu kavramsal tasarımlar, rüzgar tünellerinde veya laboratuvar ortamlarında test edilmektedir. Piezo-bimorph bükme tahrik sistemleri, piezo-stack tahrik sistemleri ve indüklenmiş-kesme piezoelektrik tüp tahrik sistemleri gibi tasarımlar üzerine çalışmalar devam etmektedir [16].

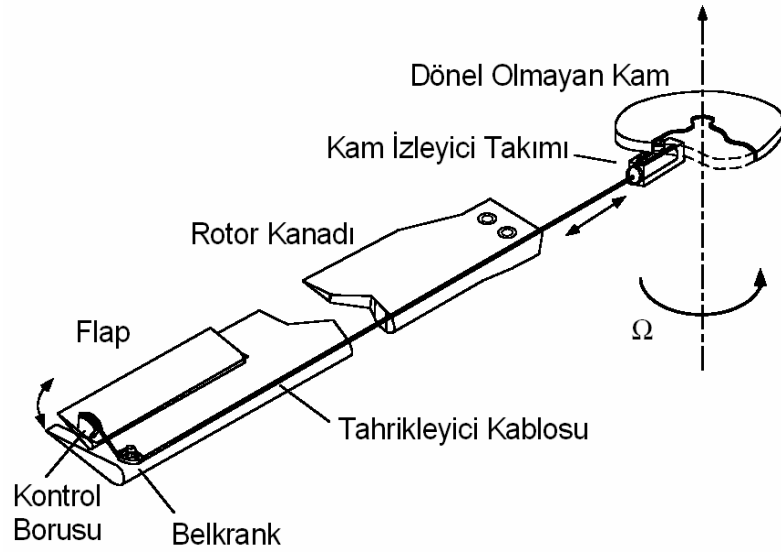
Millott ve Friedmann, aktif firar kenarı flaps üzerine tamamiyle esnek kanat modeli ele alarak kapsamlı bir analitik araştırma yürütmüşler ve aktif firar kenarının

titreşimleri azaltmada ve titreşen rotor göbeği kuvvetlerinin azaltılmasında %90'a kadar etkili olduğunu bildirmişlerdir [17]. Bu çalışmada kanadın burulma yayı özelliğinin titreşimin azaltılmasında ve aktif kontrolünde çok etkili olduğu belirtilmiştir. Bu çalışmaya göre kanat burulmaya karşı ne kadar katı ise, firar kenarı flapı, titreşimi azaltmada o kadar az etkili olmakta ve daha fazla aktif kontrol girişi gerekmektedir. Bu çalışmada aktif firar kenarı flap kontrolü ile IBC karşılaştırılmış, her iki metodun titreşimi azaltmada etkili olduğu görülmüş ve aynı seviyede titreşimi azaltabilmek için aktif firar kenarı kontrolüne göre IBC ile kontrolde 5-25 kat daha fazla güç gerektiği ortaya çıkmıştır.

Aktif firar kenarı flap kontrolünün pratik uygulamalarını ve faydalarını doğrulamak için McDonnell Douglas Helicopter Systems tarafından NASA Langley Research Center'in desteklediği çalışmalar yürütülmüştür [15, 18]. Şekil 1.11'de gösterilen, kanat eni genişliğinin %25'i oranında düzgün şekilli mekanik olarak bir kam ve kablo takımı ile tahrik edilen firar kenarı flapa sahip 4 kanatlı rotor, üretim hattında ve ardından hover testlerinde test edildikten sonra NASA Langley Subsonic Wind Tunnel'da test edilmiştir.

Yapılan testler sonucunda aktif flapın hareketi ile kenar vortekslerin mukavemetinin azaldığı ve dolayısıyla rotor gürültüsünün azaldığı sonucu ortaya çıkmıştır. Fakat bu gürültü azalması, genellikle beraberinde kanat yüklerinin artmasını getirmiştir. Rotor dönüş frekansının 5. harmoniğinde üretilen aktif firar kontrol girişinin, titreşen rotor göbeği kuvvetinin %80'e kadar azaltılmasında etkili olduğu gözlemlenmiştir.

S-76 helikopterinin 4 kanatlı rotor sisteminde flap boyu ve yerleşimi gibi temel aktif flap tasarım parametrelerinin değişiminin etkisini incelemek üzere bir çalışma yapılmıştır [19]. Hem basit harmonik açık çevrim ve hem de kapalı çevrim kontrollü firar kenarı flap girişleri rotor dönüş frekansının 3., 4. ve 5. harmoniklerinde incelenmiştir. Aktif firar kenarı kontrol sisteminin titreşimi azaltmada tüm kanat hücum açılarında etkili olduğu belirlenmiştir. Bununla birlikte, aktif firar kenarı flaplarının orta ileri hızlarda, düşük veya yüksek hızlara oranla daha etkili olduğu görülmüştür.



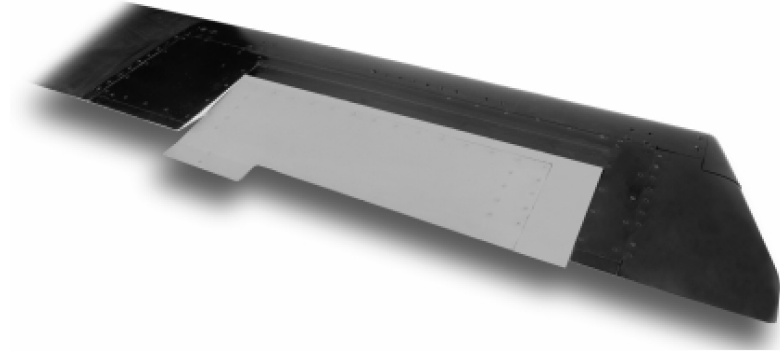
Şekil 1.11. Aktif flap tahrikleyici mekanizmasının şematik gösterimi [20]

Straub ve Hassan yaptıkları kavramsal aktif fırar kenarı flaplı rotor tasarımı ile MD-900 helikopterinde gürültünün, titreşimin ve aynı zamanda kanat hiza ayarının aktif kontrolünü sağlamayı amaçlamışlardır [21]. Aktif kontrol, piezoelektrik tahrik sistemi kullanılarak sürülen fırar kenarı flaplarla ve kanadın uçuş sırasındaki hizalanmasını içeriden ayarlayan şeklini hatırlayan alaşımlarla sağlanmıştır. Bu çalışma sonucunda, kanat/flap aerodinamik özelliklerinin ve kanat/flap/tahrik sistemi dinamik parametrelerinin çok dikkatli seçilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Ayrıca, kanat burulması ve kontrol sistemi yay özelliği gibi değişkenlerin aktif flap kontrolünde çok etkili parametreler olduğu belirtilmiştir.

De Terlizzi ve Friedmann aktif fırar kenarı flapları kullanarak Kanat Vorteks Etkileşimi (BVI) sebebiyle oluşan titreşen rotor göbeği yüklerinin azaltılmasını incelemiştir [22]. Bu çalışmalar sonucunda, aktif fırar kenarının düşük ileri hızlarda BVI sebebiyle oluşan titreşen rotor göbeği yüklerinin azaltılmasında çok önemli bir potansiyele sahip olduğu değerlendirilmiştir.

Milgram ve Chopra, tekli düz fırar kenarı flapının titreşimleri azaltmaya etkisini incelemek üzere analitik çalışmalar yapmışlardır [23, 24]. Yapılan analizlerde, rotor dönüş frekansının 3. ve 4. harmoniklerinde açık çevrim kontrollü tekli fırar kenarı

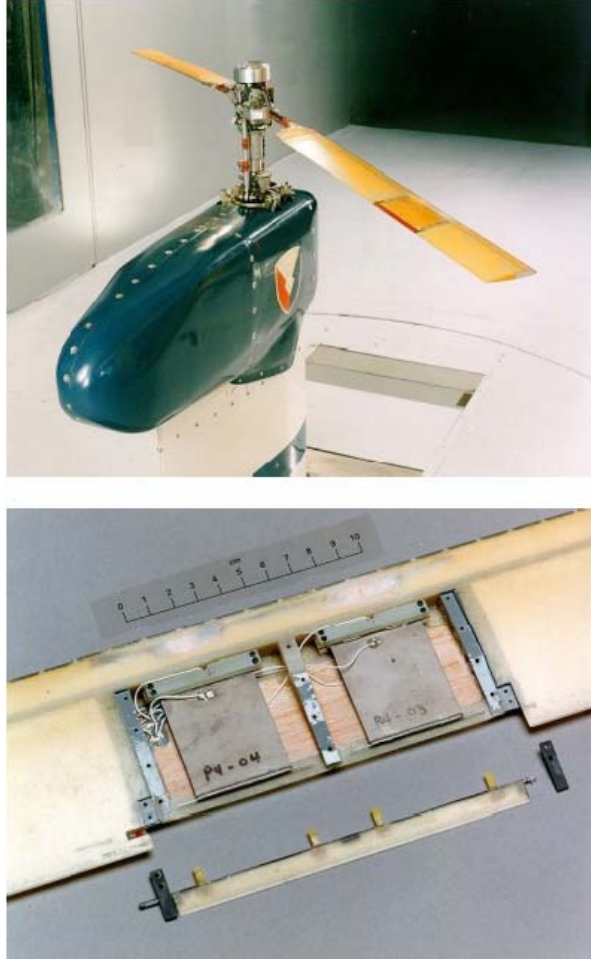
flapının rotor göbeği kesme kuvvetlerini %98'e varan oranlarda azaltabileceği belirtilmiştir.



Şekil 1.12. Elektromanyetik tahrikleyicili kanat flapları [25]

Gerek analitik simülasyonlar ve gerekse rüzgar tüneli testleri, aktif firar kenarı flapların titreşim kuvvetlerinin azaltılmasında ve dolayısı ile rotor performansının iyileştirilmesinde çok önemli bir potansiyele sahip olduğunu göstermektedir. Bununla birlikte, günümüz teknolojisinde aktif flaplar mevcut bir kanat tasarımı üzerine modifikasyonlar yapılarak yerleştirilmekte ve aktif flaplar üzerine sadece sınırlı sayıda parametrik çalışma yürütülmektedir. Şekil 1.12'de OH-58 rotoruna takılarak rüzgar tüneline test edilen HeliflapTM elektromanyetik tahrikleyicili kanat flapları gösterilmiştir [25]. Deneysel amaçla kanada takılmış piezo-seramik tahrikleyicili kanat flapları Şekil 1.13'te gösterilmiştir [26].

Bu gibi akıllı tahrik sistemleri tarafından sürülen firar kenarı flaplara sahip ölçekli model rotor kanatları üzerinde çeşitli rüzgar tüneli çalışmaları ile ilerleme kaydedilmiş olmakla beraber, gerçek büyüklükte uygun tahrik sistemleri ile başarılı hareket ve menteşe moment çıkışı kombinasyonu henüz geliştirilmemiştir. Bu nedenle, akıllı tahrik sistemlerinin kontrolü, gerçek ölçekte rotor sistemlerinde firar kenarı flaplarının pratik uygulamasında kritik tasarım limiti olmaya devam etmektedir.



Şekil 1.13. Deneysel piezo-seramik tahrikleyicili kanat flapları [26]

1.3. Çalışmanın Amacı ve Kapsamı

Helikopter gibi döner kanatlı hava araçlarında akıllı malzemeler kullanılarak firar kenarı flaplarının aktif kontrolü hem analitik hem de deneysel olarak güncel araştırma konularından biridir. Literatürde değişik tahrikleyici mekanizmaların kullanıldığı çeşitli aktif firar kenarı flaplı rotor kanadı sistemleri yer almaktadır. Yapılan analitik çalışmalar, simülasyonlar ve az sayıda testler aktif firar kenarı flaplarının helikopter rotor kanadı titreşimlerinin azaltılmasında etkili olduğunu göstermektedir.

Aktif firar kenarı flapları ile titreşim kuvvetlerinin azaltılması üzerine yapılan çalışmalarda genellikle metal rotor kanatları gibi kanat yapısal özelliklerinin kanat

boyunca düzgün dağılım gösterdiği kanatlar ele alınmış, karmaşık kompozit rotor kanatlarındaki aktif firar kenarı flaplarından dolayı titreşimdeki azalma incelenmemiştir. Günümüzdeki modern helikopterlerin çoğu kompozit kanatlar kullandığından, kompozit yapılı kanat davranışını doğru olarak hesaplayacak kapsamlı bir aeroelastik rotor kanadı modeline ihtiyaç duyulmaktadır.

Literatür araştırması sonucunda, kanadın aeroelastik optimizasyonu yönünde pek çok çalışma yapıldığı halde, kanadı aktif firar kenarı flapları ile birlikte optimize ederek en etkili aktif firar kenarı flap kontrolü ile donatacak bir tasarım metodolojisinin bulunmadığı görülmüştür.

Bu çalışmada, çoklu firar kenarı flapları kullanılarak helikopterdeki rotor kanadı titreşimlerini kontrol etmek için bir modelleme ve analiz sunulmaktadır. Elastik rotor kanadı modeli kullanılarak firar kenarı flaplarının aktif kontrol parametrelerinin kanat cevabına etkileri analiz edilerek, helikopter rotor kanadı titreşimlerinin ve rotor göbeği yüklerinin azaltılması hedeflenmektedir.

Bu amaçla öncelikle firar kenarı flaplı helikopter rotor kanadına yönelik kapsamlı bir aeroelastik kanat modeli geliştirilmiştir. Rotor kanadı sonlu elemanlar metodu kullanılarak elastik olarak modellenmiştir. Rotor kanadına etkiyen aerodinamik kuvvetlerin belirlenmesi için bir aerodinamik model seçilerek rotor kanadı köküne ve rotor göbeğine aktarılan kuvvetler hesaplanmıştır. Nominal bir rotor kanadı üzerindeki yüklerin belirlenmesinin ardından, flap hareketinin rotordan kaynaklanan yüklere ilave etkisi hesaplanmıştır.

Firar kenarı flaplarının titreşimi azaltmadaki etkisini inceleyebilmek için en uygun firar kenarı flap hareketlerinin otomatik olarak belirlenmesi gerekmektedir. Bunun için kanat cevabını ve kanat kökü yüklerini hesaplayacak bir çözüm metodu geliştirilmiştir. Sistem cevabının ve sonuçta oluşan yüklerin belirlenmesinin ardından aktif firar kenarı flapları açık ve kapalı çevrim kontrolcü ile kontrol edilerek tahrikleyici sisteme ait frekans, genlik ve faz açısı gibi sinyal çıkışı değişkenlerinin sistem cevabına etkileri incelenmiştir. Çoklu firar kenarı flapları kullanımının

helikopter rotor titreşimlerini kontrol etmede etkisi incelenerek etkin ve en uygun tahrikleyici çıkışı sağlayacak firar kenarı flapı kontrolcüsü tasarımına yönelik kurallar ve tasarım ölçütleri belirlenmiştir.

Geliştirilen aktif firar kenarı flaplı rotor kanadı modeli ve analiz yöntemi ile rotor kanadı kökü kuvvet ve momentleri hesaplanarak ve sonuçlar aktif firar kenarı flapsız kanat sisteminin performansı karşılaştırılarak, geliştirilen model ve yöntemin uygunluğu doğrulanmıştır.

Bu çalışma beş bölümden oluşmaktadır. Çalışmanın birinci bölümünde helikopter titreşimlerinin azaltılmasına yönelik literatür araştırması yapılarak helikopter titreşimlerinin nedenleri, titreşimlerin sınıflandırılması ve titreşimleri azaltma yolları anlatılmıştır.

Çalışmanın ikinci bölümünde helikopter rotor kanadına yönelik aeroelastik kanat modeli sunulmuştur. Bu bölümde kanadın aeroelastik cevabının hesaplanmasına yönelik olarak kanat hareket denklemleri oluşturulmuş, bu denklemlerin çözüm metodu ve örnek bir rotor kanadı için elde edilen sonuçlar sunulmuştur.

Çalışmanın üçüncü bölümünde kanat hareket denklemleri zamana göre sonlu elemanlar analizi yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Bu bölümde modal analiz yapılarak kanadın doğal frekansları ve mode şekilleri hesaplanmış ve elde edilen sonuçların literatürdeki sonuçlarla tutarlılığı araştırılmıştır.

Çalışmanın dördüncü bölümünde kanat kökü yüklerini azaltmaya yönelik en uygun aktif firar kenarı flapı tahrikleyici çıkışı değişkenlerinin belirlenmesine yönelik çalışmalar yapılmıştır. Bu bölümde çoklu firar kenarı flapları kullanımının helikopter rotor titreşimlerini kontrol etmede etkisi incelenerek etkin ve en uygun tahrikleyici çıkışı sağlayacak firar kenarı flapı açık ve kapalı çevrim kontrolcüsü tasarımına yönelik kurallar ve tasarım ölçütleri belirlenmiştir. Çalışmanın beşinci bölümünde elde edilen sonuçlar ve ileride yapılacak çalışmalara yönelik tavsiyeler yer almaktadır.

2. MODELLEME VE ANALİZ

Bu çalışmada helikopter, katı cisim hareketi yapan bir gövde ve üzerinde elastik kanatlardan oluşan bir ana rotor olarak modellenmiştir. Ana rotoru oluşturan her kanadın flaplama eğilme, ileri-geri eğilme ve burulma deformasyonlarına maruz kaldığı kabul edilmiştir. Bu deformasyonların orta derecede olduğu, dolayısıyla gerinimlerinin düşük olduğu kabul edilmiştir.

Hamilton prensibi kullanılarak kanadın elastik ve kinetik enerji ifadeleri elde edilmiş, bu ifadelerin tüm kanat boyunca integralleri bulunarak rotor kanadına ait kütle, sönümleme, yay matrisleri ve genel kuvvet vektörleri hesaplanmıştır.

2.1. Aktif Firar Kenarı Flaplı Elastik Kanat Modeli

Bu çalışmada elastik kanat modeli ele alınmaktadır. Kanat üzerindeki her noktanın eksenel, flaplama ve burulma deformasyonlarına maruz kaldığı kabul edilmektedir. Sürekli kanat modeli, belirli sayıda serbestlik derecesine sahip sonlu elemanlara bölünecektir. Her sonlu elemanda boyutsal, atalet ve yapısal özelliklerin eleman boyunca düzgün dağıldığı kabul edilmektedir.

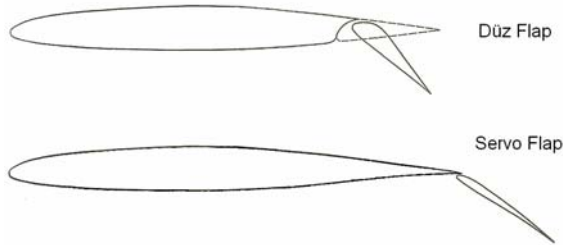
Helikopterin ana rotorunu oluşturan kanatların her birinin dış yüzeyine, firar kenarı bölümüne belirli genişlikte firar kenarı flapları yerleştirildiği kabul edilmiştir. Firar kenarı flapları belirli harmoniklerde tahrik edilerek, kanat boyunca ilave düzensiz aerodinamik yükler oluşturulabilir. Ayrıca, atalet kuvvetleri ve rotor dinamiği de aktif firar kenarı kontrol girişlerinden etkilenir. Doğru şiddette ve fazda verildiğinde, bu ilave kuvvetler kanat yüklerinin ve rotor göbeği titreşim kuvvetlerinin azaltılmasını sağlayabilirler.

Bu çalışmada, firar kenarı flaplarının hücum kenarı, kanadın firar kenarına bir menteşe yardımı ile tutturulmuştur. Flap özelliklerinin flap ana eksenlerine göre simetrik olduğu ve flap boyunca düzgün dağıldığı kabul edilmiştir. Kanat üzerinde

geometrik eleman sayısından fazla olmayacak şekilde herhangi sayıda firar kenarı flapı modellenilebilir.

Firar kenarı flapının yapacağı hareketlerin kontrol sistemi tarafından belirlendiği ve flapın hareketinin tanımlandığı kabul edildiğinden, kanat hareketini analiz etmek için kullanılacak sonlu elemanlar modeline firar kenarı flapları nedeniyle eklenecek ilave bir serbestlik derecesi yoktur. Bu çalışmada, aktif firar kenarı flaplarının, rotor hızının herhangi sayıda bir harmoniğinde veya kontrolcü tarafından belirlenen frekanslarda periyodik hareket yaptığı kabul edilecektir.

Helikopter rotor kanadı aktif firar kenarı flapı olarak Şekil 2.1’de gösterildiği gibi düz flap ve servo flap olmak üzere iki alternatif kullanılabilir. Düz firar kenarı flapları genellikle bir kanat profili üzerine entegre edilirken, servo flap helikopterin firar kenarının sonuna eklenen ayrı bir aerodinamik yüzey oluşturmaktadır.



Şekil 2.1. Düz ve servo firar kenarı flapları [2]

Servo flap sisteminde, tipik olarak Kaman helikopterlerindeki gibi ayrı dış bir aerodinamik yapı rotor kanadının firar kısmına monte edilip hücum açısı değiştirilerek genellikle mekanik yollarla kontrol edilmektedir. Servo flap ile kanat elastik eksen arasındaki göreceli olarak büyük ofset mesafesi, büyük aerodinamik yunuslama momentleri oluşmasına imkan verir. Kanat, bu momentlere burulma elastik deformasyonları şeklinde cevap verir ve bu deformasyonlar rotor kontrolü için periyodik aerodinamik yükler oluşturur. Servo flapların, flapın hücum kenarı ile ana rotor kanadının firar kenarı arasındaki yatay boşluğa bağlı olarak aerodinamik açıdan dezavantajları vardır. Bu boşluk, flapın taşıma ve kanat yunuslama momentleri

oluşturma kabiliyetini azaltabilir. Ayrıca, servo flaplarda güvenilirlik ve idame ettirilebilirlik açılarından problemler yaşanabilmektedir.

Düz flap, kanadın mevcut profiline uygun şekilde yerleştirilmektedir. Kanat elastik eksenini ile düz flap arasındaki mesafe az olduğundan, uçaklarda kullanılan flaplara benzer şekilde bu flaps taşıma flapsı olarak da adlandırılmaktadır. Düz flapslarla yüksek menteşe momentleri elde edilebilir.

Bu çalışmada sadece düz firar kenarı flapsları ele alınarak modelleme yapılmıştır. Bu bölümde geliştirilen matematiksel model, aktif firar kenarı flapsı olmayan bir kanat modeli esas alınarak incelenmiş ve elde edilen sonuçların literatürdeki sonuçlarla tutarlılığı araştırılmıştır. Dolayısıyla temel kanat için geliştirilen modelin uygun olduğu doğrulanmıştır. Doğrulanmış bu matematiksel kanat modeli esas alınarak, aktif firar kenarı flapslarının rotor göbeği titreşimlerinin ve kanat yüklerinin azaltılmasında etkisi incelenmiştir.

Firar kenarı flapsının yapısal özelliklerinin kanat yapısı içine dahil olduğu ve dolayısıyla flapsın kanada herhangi yapısal bir katkısı olmadığı kabul edilmiştir. Flapsın varlığı nedeniyle kanat yayındaki değişikliğin ihmal edilebilir olduğu kabul edilmiştir.

Kanat üzerinde firar kanadı flapsının varlığı kanat hareket denklemlerine uygun şekilde dahil edilmiştir. Bu çalışmada, aktif firar kanadının aerodinamik katkısı kanat hareket denklemlerinde ilave yük vektörü olarak ele alınmıştır. Düz flapsın atalet katkısı ek bir yük vektörü olarak dikkate alınmıştır.

2.2. Koordinat Sistemleri

Kanat ve firar kenarı flaps hareketlerini tanımlamak için çeşitli koordinat sistemleri tanımlanmıştır. Kullanılan koordinat sistemleri, daha önce yapılan benzer çalışmalarda yer alan koordinat sistemlerine benzer şekilde ele alınmış ve ilave olarak flaps ve menteşe koordinat sistemleri eklenmiştir [27].

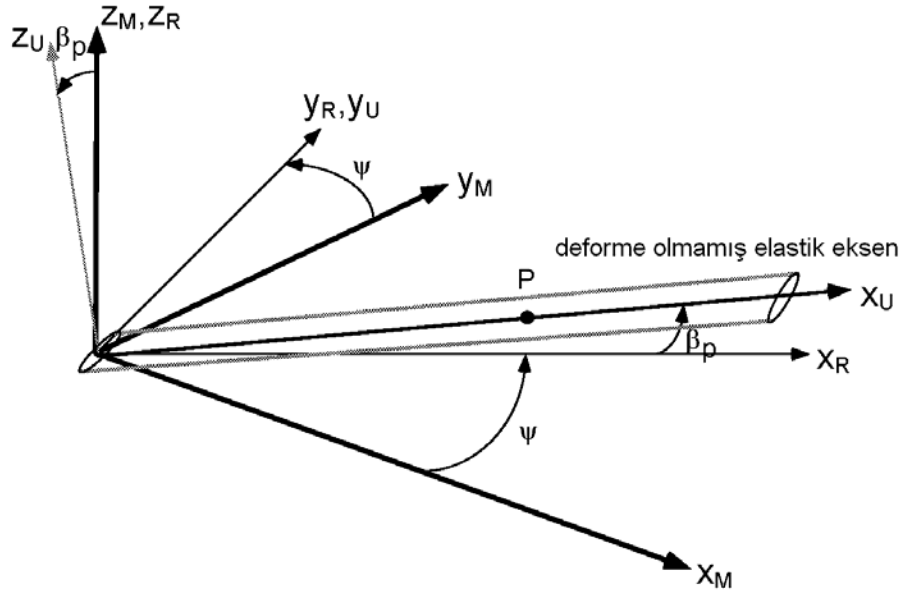
Tüm koordinat sistemleri bir set birbirine dik $\hat{i}$, $\hat{j}$ ve $\hat{k}$ birim vektörlerinden oluşan sağ el kartezyen koordinat sistemleri olarak tanımlanmıştır. Bu çalışmada kullanılan koordinat sistemlerinin kısaltmaları ve tanımları şu şekildedir: [M] rotor göbeği dönel olmayan koordinat sistemi, [R] rotor göbeği dönel koordinat sistemi, [U] deforme olmamış kanat koordinat sistemi, [L] deforme olmamış yerel koordinat sistemi, [D] deforme olmuş kanat koordinat sistemi, [H] flap menteşe koordinat sistemi ve [F] flap koordinat sistemidir.

2.2.1. Rotor göbeği dönel olmayan koordinat sistemi

Rotor göbeğine sabit dönel olmayan koordinat sistemi $\hat{i}_M$, $\hat{j}_M$ ve $\hat{k}_M$ birim vektörleri ile tanımlanmış, merkezi rotor şaftı olan ve helikopter gövdesine göre sabit bir kartezyen koordinat sistemidir. Bu koordinat sisteminde $\hat{i}_M$ birim vektörü helikopter gövdesi boyunca kuyruk tarafına, $\hat{j}_M$ birim vektörü ilerleyen kanadın ucuna doğru ve $\hat{k}_M$ birim vektörü rotor şaftının merkezinden yukarı doğru yönlendirilmiştir.

2.2.2. Rotor göbeği dönel koordinat sistemi

Rotor göbeğine sabit dönel koordinat sistemi, merkezi rotor şaft eksenine ile kanat elastik ekseninin kesişim noktası olan dönel bir kartezyen koordinat sistemidir. Bu koordinat sistemini tanımlayan $\hat{i}_R$, $\hat{j}_R$ ve $\hat{k}_R$ birim vektörleri, rotor göbeğine sabit dönel olmayan koordinat sistemine göre kanatla birlikte $\hat{k}_M$ eksenine göre Ω hızı ile dönerler. $\hat{i}_R$ birim vektörü şaft eksenine dik, deforme olmamış kanat elastik eksenine ile aynı düzlemde (kanat elastik eksenine ile ön koniklik açısı $\beta_p = 0$ iken çakışık) ve kanat ucuna doğru yönlendirilmiştir. $\hat{j}_R$ birim vektörü x eksenine ve şaft eksenine dik ve ilerleyen kanada doğru yönlendirilmiştir. $\hat{k}_R$ birim vektörü ise kanat şaft eksenine $\hat{k}_M$ ile çakışık ve yukarı doğru yönlendirilmiştir.



Şekil 2.2. Rotor göbeği dönel ve dönel olmayan koordinat sistemleri [28]

Rotorun açısal dönüş hızı Ω , “R” koordinat sisteminde şu şekilde tanımlanır:

$$\vec{\Omega} = \Omega \cdot \hat{k}_R \quad (2.1)$$

Rotor göbeğine sabit dönel ve dönel olmayan koordinat sistemleri arasındaki dönüşüm matrisi şu şekildedir:

$$\begin{Bmatrix} \hat{i}_R \\ \hat{j}_R \\ \hat{k}_R \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_M \\ \hat{j}_M \\ \hat{k}_M \end{Bmatrix} = T_{RM} \begin{Bmatrix} \hat{i}_M \\ \hat{j}_M \\ \hat{k}_M \end{Bmatrix} \quad (2.2)$$

Burada azimut açısı, ψ saat tersi yön pozitif yön kabul edilerek şu şekilde tanımlanmıştır:

$$\psi = \Omega t \quad (2.3)$$

2.2.3. Deforme olmamış kanat koordinat sistemi

Deforme olmamış kanat koordinat sistemi $\hat{i}_U$, $\hat{j}_U$ ve $\hat{k}_U$ birim vektörlerinden oluşur ve rotor göbeği dönel koordinat sistemi ile hemen hemen aynıdır. Sadece, bu koordinat sistemi $\hat{j}_R$ eksenine göre β_p önkoniklik açısı kadar eğimlidir. Rotorda önkoniklik yoksa bu iki koordinat sistemi birbirinin aynısıdır. Bu iki koordinat sistemi arasındaki dönüşüm matrisi şu şekildedir:

$$\begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_p & 0 & \sin \beta_p \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \beta_p & 0 & \cos \beta_p \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_R \\ \hat{j}_R \\ \hat{k}_R \end{Bmatrix} = T_{UR} \begin{Bmatrix} \hat{i}_R \\ \hat{j}_R \\ \hat{k}_R \end{Bmatrix} \quad (2.4)$$

Deforme olmamış kanat koordinat sistemi ile rotor göbeğine sabit dönel olmayan koordinat sistemi arasındaki dönüşüm şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} = T_{UR} T_{RM} \begin{Bmatrix} \hat{i}_M \\ \hat{j}_M \\ \hat{k}_M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_p \cos \psi & \cos \beta_p \sin \psi & \sin \beta_p \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ -\sin \beta_p \cos \psi & -\sin \beta_p \sin \psi & \cos \beta_p \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{I} \\ \hat{J} \\ \hat{K} \end{Bmatrix} = T_{UM} \begin{Bmatrix} \hat{i}_M \\ \hat{j}_M \\ \hat{k}_M \end{Bmatrix} \quad (2.5)$$

2.2.4. Deforme olmamış yerel koordinat sistemi

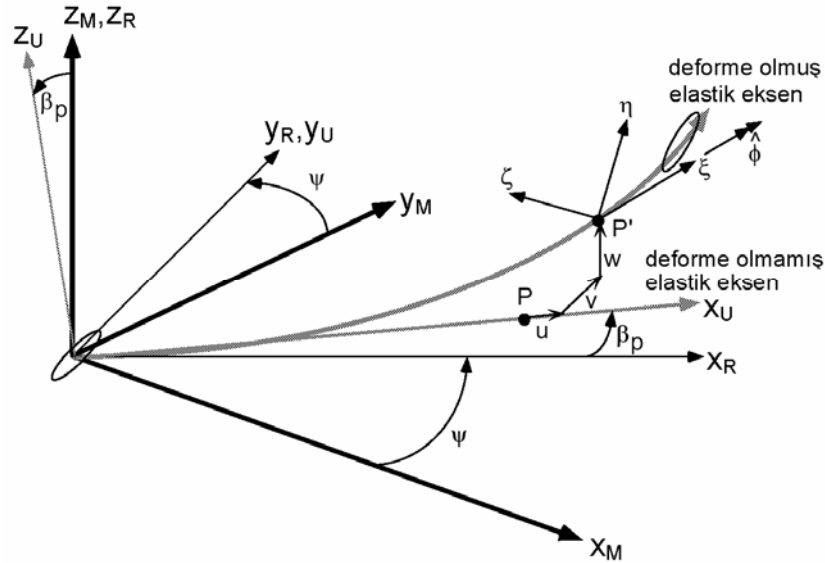
Bu koordinat sisteminin merkezi kanat üzerinde kanat kökünden $x = r/R$ uzaklıkta herhangi bir P noktasıdır. “L” sisteminin birim vektörleri “U” sistemi ile aynı olmakla birlikte, “L” sistemi ile “U” sisteminin merkezleri farklıdır. “L” sistemi içindeki bir konum vektörü, “U” sistemine aşağıdaki yer değiştirme transformasyonu ile taşınır:

$$\begin{Bmatrix} \hat{i}_L \\ \hat{j}_L \\ \hat{k}_L \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\vec{v}_U = \vec{v}_L + \begin{bmatrix} x & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} \quad (2.7)$$

2.2.5. Deforme olmuş kanat koordinat sistemi

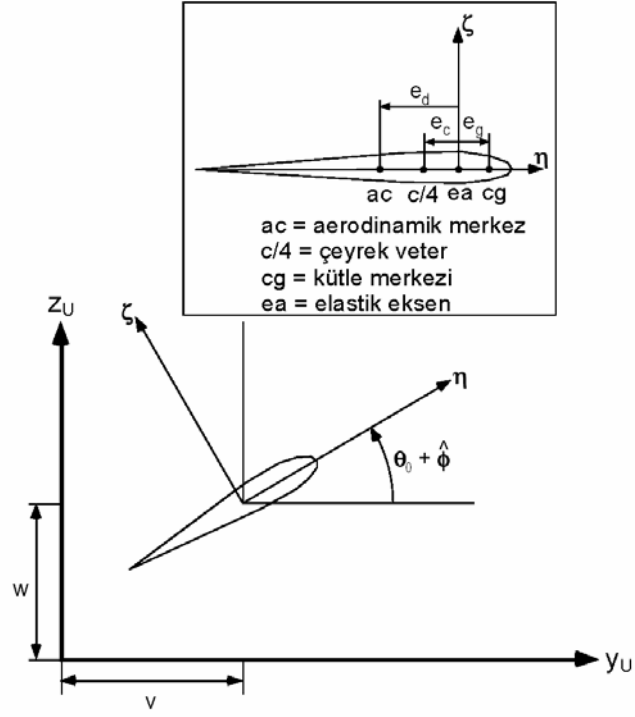
Deforme olmuş kanat koordinat sistemi $\hat{i}_\xi, \hat{j}_\eta, \hat{k}_\zeta$ birim vektörleri ile tanımlanır ve kanadın yer değiştirmesi ve dönüşleri için kullanılır. Deforme olmamış elastik eksen üzerindeki bir P noktası, Şekil 2.3'te gösterildiği gibi u , v ve w deformasyonları sonucu ve deforme olmuş elastik eksene göre toplam kanat yunuslama açısı θ_1 (pozitif yukarı yönde) kadar dönerek P' noktasına hareket eder. Deforme olmuş kanadın kesiti Şekil 2.4'te detaylı olarak gösterilmiştir.



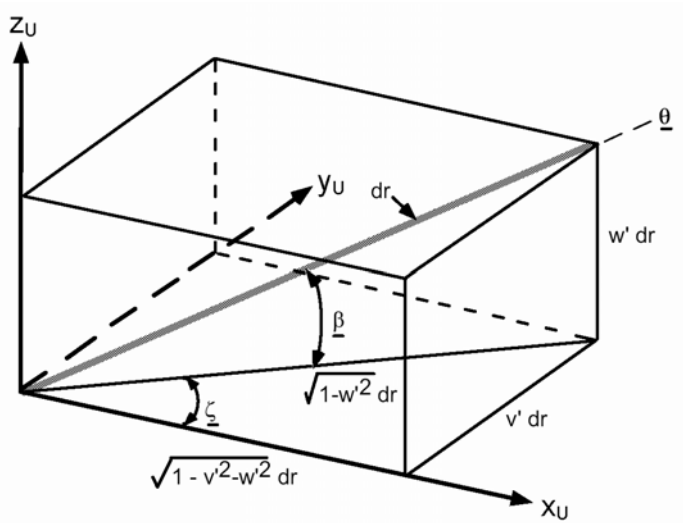
Şekil 2.3. Bir noktanın deforme olmuş ve olmamış sistemler arası hareketi [28]

Deforme olmuş kanat koordinat sistemi ile deforme olmamış kanat koordinat sistemi arasındaki dönüşüm, Euler açıları $\underline{\zeta}$, $\underline{\beta}$ ve $\underline{\theta}$ üzerinden Şekil 2.5'te gösterilmiştir. Bu açılar cinsinden deforme olmuş-deforme olmamış kanat koordinat sistemleri arasındaki dönüşüm matrisi şu şekildedir:

$$T_{DU} = \begin{bmatrix} \cos \underline{\beta} \cos \underline{\zeta} & \cos \underline{\beta} \sin \underline{\zeta} & \sin \underline{\beta} \\ -\sin \underline{\theta} \sin \underline{\beta} \cos \underline{\zeta} - \cos \underline{\theta} \sin \underline{\zeta} & \cos \underline{\theta} \cos \underline{\zeta} - \sin \underline{\theta} \sin \underline{\beta} \sin \underline{\zeta} & \cos \underline{\beta} \sin \underline{\theta} \\ -\cos \underline{\theta} \sin \underline{\beta} \cos \underline{\zeta} + \sin \underline{\theta} \sin \underline{\zeta} & -\sin \underline{\theta} \cos \underline{\zeta} - \sin \underline{\zeta} \sin \underline{\beta} \cos \underline{\theta} & \cos \underline{\beta} \cos \underline{\theta} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$



Şekil 2.4. Deforme olmuş kanadın kesiti [28]



Şekil 2.5. Deforme olmuş ve olmamış sistem dönüşümü Euler açıları [28]

Yer değiştirmeleri Euler açıları cinsinden ifade etmek çok elverişli olmadığından, kanat yer değiştirmelerini kullanmak daha uygun olmaktadır. Bu şekilde, dönüş matrisindeki terimler kanat yer değiştirmeleri cinsinden ifade edilen diğer terimlerle bir araya getirilebilir. Küçük açı kabulü yapılarak, Euler açılarının yaklaşık değerleri şu şekilde verilebilir:

$$\cos \underline{\zeta} = \frac{\sqrt{1 - v'^2 - \omega'^2}}{\sqrt{1 - \omega'^2}} \quad (2.9)$$

$$\sin \underline{\zeta} = \frac{v'}{\sqrt{1 - \omega'^2}} \quad (2.10)$$

$$\cos \underline{\beta} = \sqrt{1 - \omega'^2} \quad (2.11)$$

$$\sin \underline{\beta} = \omega' \quad (2.12)$$

$$\underline{\theta} = \theta_1 \quad (2.13)$$

Burada v' ve w' değerlerinin çok küçük olduğu ($\ll 1$) kabul edilirse, yukarıdaki ifadeler aşağıdaki şekle dönüşür:

$$\cos \underline{\zeta} = \frac{1 - \frac{1}{2}v'^2 - \frac{1}{2}\omega'^2}{1 - \frac{1}{2}\omega'^2} \quad (2.14)$$

$$\sin \underline{\zeta} = \frac{v'}{1 - \frac{1}{2}\omega'^2} \quad (2.15)$$

$$\cos \underline{\beta} = 1 - \frac{1}{2}\omega'^2 \quad (2.16)$$

$$\sin \underline{\beta} = \omega' \quad (2.17)$$

$$\underline{\theta} = \theta_1 \quad (2.18)$$

Bu değerler Eş. 2.8’de yerlerine konulduğunda, deforme olmuş-deforme olmamış kanat arasındaki dönüşüm matrisi şu şekilde elde edilir:

$$T_{DU} = \begin{bmatrix} 1 - \frac{v'^2}{2} - \frac{\omega'^2}{2} & v' & \omega' \\ -(v' \cos \theta_1 + \omega' \sin \theta_1) & (1 - \frac{v'^2}{2}) \cos \theta_1 - v' \omega' \sin \theta_1 & (1 - \frac{\omega'^2}{2}) \sin \theta_1 \\ v' \sin \theta_1 - \omega' \cos \theta_1 & -(1 - \frac{v'^2}{2}) \sin \theta_1 - v' \omega' \cos \theta_1 & (1 - \frac{\omega'^2}{2}) \cos \theta_1 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Toplam kanat yunuslama açısı, θ_1 şu şekilde ifade edilir:

$$\theta_1 = \theta_0 + \phi \quad (2.20)$$

Burada θ_0 kontrol sistem ayarları ve kanat ön burulması nedeniyle var olan sabit yunuslama açısını ve ϕ ise elastik burulma açısını ifade eder.

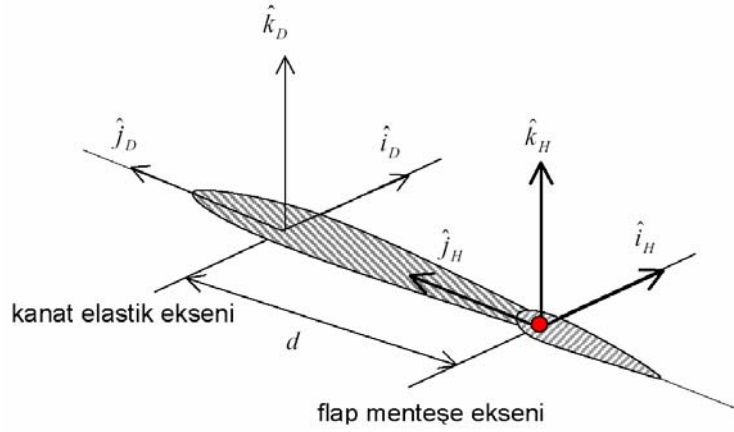
2.2.6. Flap menteşesi koordinat sistemi

Flap menteşesi koordinat sistemi $\hat{i}_H$, $\hat{j}_H$ ve $\hat{k}_H$ birim vektörleri ile tanımlanır. Bu koordinat sisteminin merkezi firar kenarı flap menteşesi üzerinde ve kanat elastik eksenine d paralel uzaklıktadır. H sisteminin birim vektörleri D sistemindeki birim vektörlere paraleldir. Firar kenarı flap menteşesi koordinat sistemi Şekil 2.6’da gösterilmiştir. Buna göre:

$$\begin{Bmatrix} \hat{i}_H \\ \hat{j}_H \\ \hat{k}_H \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \hat{i}_D \\ \hat{j}_D \\ \hat{k}_D \end{Bmatrix} \quad (2.21)$$

H ve D koordinat sistemleri arasında konum vektörü dönüşümü şu şekildedir:

$$\vec{v}_H = \vec{v}_D + \begin{bmatrix} 0 & -d & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_D \\ \hat{j}_D \\ \hat{k}_D \end{Bmatrix} \quad (2.22)$$



Şekil 2.6. Firar kenarı flap menteşesi koordinat sistemi [2]

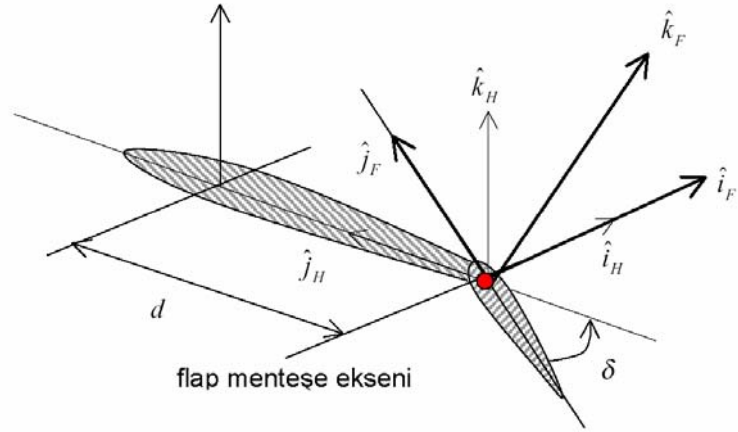
2.2.7. Flap koordinat sistemi

Flap koordinat sistemi, kanat firar kenarı flayı üzerinde $\hat{i}_F$, $\hat{j}_F$ ve $\hat{k}_F$ birim vektörleri ile tanımlanır ve flapla birlikte flap açısı δ ile hareket eder. Firar kenarı flap koordinat sistemi Şekil 2.7’de gösterilmiştir.

F ve H koordinat sistemleri arasındaki dönüşüm şu şekildedir:

$$\begin{Bmatrix} \hat{i}_F \\ \hat{j}_F \\ \hat{k}_F \end{Bmatrix} = T_{FH} \begin{Bmatrix} \hat{i}_H \\ \hat{j}_H \\ \hat{k}_H \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta & \sin \delta \\ 0 & -\sin \delta & \cos \delta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_H \\ \hat{j}_H \\ \hat{k}_H \end{Bmatrix} \cong \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \delta \\ 0 & -\delta & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_H \\ \hat{j}_H \\ \hat{k}_H \end{Bmatrix} \quad (2.23)$$

Tüm dönel dönüşüm matrisleri ortogonal koordinat sistemleri arasındaki dönüşümlerden oluştuğundan, bu matrislerin tersleri ve transpozları arasında aşağıda verilen bağıntılar vardır:



Şekil 2.7. Firar kenarı flap koordinat sistemi [2]

$$T_{RU}^T = T_{RU}^{-1} \quad (2.24)$$

$$T_{DL}^T = T_{DL}^{-1} \quad (2.25)$$

$$T_{FH}^T = T_{FH}^{-1} \quad (2.26)$$

2.3. Hareket Denklemleri

Bu bölümde, Hamilton prensibi kullanılarak kanat hareketini tanımlayan kısmi diferansiyel denklemler oluşturulmuştur. Hamilton prensibi şu şekilde ifade edilir:

$$\delta \Pi = \int_0^{t_f} \left[\sum_{i=1}^{N_b} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) \right] \delta t = 0 \quad (2.27)$$

Burada δU gerilim enerjisindeki değişimi, δT kinetik enerjideki değişimi, δW dış kuvvetler tarafından yapılan işteki değişimi ve N_b kanat sayısını ifade etmektedir. Aktif firar kenarı flaplarının oluşturduğu ataletsel ve aerodinamik etkiler, δW ifadesi içine ilave virtüel iş olarak eklenmiştir. Firar kenarı flapının toplam gerinim enerjisine etkisinin çok az olduğu ve dolayısıyla flapların varlığından dolayı yaylanmadaki değişimin ihmal edilebilir olduğu kabul edilmiştir.

Kinetik enerji, gerinim enerjisi ve virtüel iş değişimlerinde kanatlardan (b) ve aerodinamik kuvvetlerden (AF) gelen etkiler vardır.

$$\delta U_i = \delta U_b \quad (2.28)$$

$$\delta T_i = \delta T_b \quad (2.29)$$

$$\delta W_i = \delta W_{AF} \quad (2.30)$$

Rotor hızının sabit olduğu ve rotorun periyodik dönüş hareketi yaptığı kabul edilirse, Hamilton prensibine göre kanadın hareketi şu şekilde ifade edilir:

$$\delta \Pi = \int_0^{2\pi} \left[\sum_{i=1}^{N_b} (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) \right] d\psi \quad (2.31)$$

2.4. Kanat Kinetik Enerjisi

Bu bölümde, rotor sistemine ait toplam kinetik enerji ifadesi hesaplanmıştır. Kanat hareketi, genel olarak kanadın flaplama, ileri-geri, burulma ve eksenel deformasyonları cinsinden tanımlanır. Kanadın eksenel yönde deformasyonlarının çok küçük olduğu kabul edildiğinden, bu çalışmada kanadın eksenel elastik dinamiği ele alınmamıştır. Kanat kinetik enerjisi, kanat toplam hızına bağlı olarak şu şekilde ifade edilir:

$$T_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_A \rho_s \vec{V} \cdot \vec{V} d\eta d\zeta dr \quad (2.32)$$

Kanat toplam hızı, kanadın rotor göbeğine göre bağlı hareketi ve rotor göbeğinin kendi hareketinden kaynaklanmaktadır. Buna göre,

$$\vec{V} = \vec{V}_b + \vec{V}_f \quad (2.33)$$

Bu çalışmada, rotor göbeğinin kendi hareketinden kaynaklanan kinetik enerjinin, kanadın rotor göbeğine göre bağlı hareketinden kaynaklanan kinetik enerjiye göre çok küçük olduğu kabul edilmiştir. Bu durumda, kinetik enerji ifadesi şu şekli alır:

$$T_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_A \rho_s \vec{V}_b \cdot \vec{V}_b d\eta d\zeta dr \quad (2.34)$$

Kinetik enerjideki varyasyon şu şekildedir:

$$\delta T_b = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_A \rho_s \vec{V}_b \cdot \delta \vec{V}_b d\eta d\zeta dr \quad (2.35)$$

Kanat hızı şu şekilde ifade edilebilir:

$$\vec{V}_b = \left(\dot{\vec{r}}_b \right)_{rel} + \vec{\omega}_b \times \vec{r}_b \quad (2.36)$$

Burada $\vec{r}_b$ kanat üzerindeki bir noktanın rotor göbeğine göre konum vektörü ve $\vec{\omega}_b$ açısal hızı göstermektedir.

Deforme olmamış elastik eksen üzerindeki bir $P(x,0,0)$ noktasının deforme olmuş eksen üzerindeki $P'(x+u,v,w)$ noktasına doğrusal hareketi ve deforme olmuş elastik eksene göre θ_1 açısı kadar dönmesi sonucu, rotor göbeğinden P' noktasına konum vektörü şu şekilde ifade edilmektedir:

$$\vec{r}_b = x_{U_1} \hat{i}_U + y_{U_1} \hat{j}_U + z_{U_1} \hat{k}_U \quad (2.37)$$

$\vec{\omega}_b$ açısal hızı şu şekilde tanımlanır:

$$\vec{\omega}_b = \Omega (\sin \beta_p \hat{i}_U + \cos \beta_p \hat{k}_U) \approx \Omega \beta_p \hat{i}_U + \Omega \hat{k}_U \quad (2.38)$$

Eş. 2.37 ve Eş. 2.38'deki ifadeler Eş. 2.36'da yerlerine konulduğunda, kanat hızı aşağıdaki şekilde ifade edilir:

$$\vec{V}_b = V_{b_x,U} \hat{i}_U + V_{b_y,U} \hat{j}_U + V_{b_z,U} \hat{k}_U \quad (2.39)$$

Burada:

$$V_{b_x,U} = \dot{x}_1 - \Omega y_1 \quad (2.40)$$

$$V_{b_y,U} = \dot{y}_1 + \Omega x_1 - \Omega \beta_p z_1 \quad (2.41)$$

$$V_{b_z,U} = \dot{z}_1 + \Omega \beta_p y_1 \quad (2.42)$$

Eş. 2.40, Eş. 2.41 ve Eş. 2.42'deki hız bileşenlerinin varyasyonları şu şekildedir:

$$\delta \vec{V}_b = \delta V_{b_x,U} \hat{i}_U + \delta V_{b_y,U} \hat{j}_U + \delta V_{b_z,U} \hat{k}_U \quad (2.43)$$

Burada:

$$\delta V_{b_x,U} = \delta \dot{x}_1 - \Omega \delta y_1 \quad (2.44)$$

$$\delta V_{b_y,U} = \delta \dot{y}_1 + \Omega \delta x_1 - \Omega \beta_p \delta z_1 \quad (2.45)$$

$$\delta V_{b_z,U} = \delta \dot{z}_1 + \Omega \beta_p \delta y_1 \quad (2.46)$$

Eş. 2.44, Eş. 2.45 ve Eş. 2.46'daki ifadeler Eş. 2.35'teki yerlerine konulduğunda ve parçalı integraller alınıp gerekli düzenlemeler yapıldığında, Eş. 2.35 aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\delta T_b = \int_0^R \iint_A (T_{x_1} \delta x_1 + T_{y_1} \delta y_1 + T_{z_1} \delta z_1) d\eta d\zeta dr \quad (2.47)$$

Burada:

$$T_{x_1} = -\ddot{x}_1 + 2\Omega y_1 + \Omega^2 x_1 - \Omega^2 \beta_p z_1 \quad (2.48)$$

$$T_{y_1} = -\ddot{y}_1 - 2\Omega \dot{x}_1 + \Omega^2 y_1 + 2\Omega \beta_p \dot{z}_1 \quad (2.49)$$

$$T_{z_1} = -\ddot{z}_1 - \Omega^2 \beta_p x_1 - \Omega^2 \beta_p^2 z_1 - 2\Omega \beta_p \dot{y}_1 \quad (2.50)$$

Deforme olmamış koordinat sisteminde kanat yer değiştirmeleri şu şekilde tanımlanmıştır:

$$x_1 = x + u - \lambda_T \phi' - v'(\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) - w'(\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) \quad (2.51)$$

$$y_1 = v + (\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) \quad (2.52)$$

$$z_1 = w + (\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) \quad (2.53)$$

Eş. 2.51, Eş. 2.52 ve Eş. 2.53'deki yer değiştirmelerin varyasyonları şu şekildedir:

$$\begin{aligned} \delta x_1 = & \delta u - \lambda_T \delta \phi' - \delta v'(\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) - \delta w'(\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) \\ & + \delta \theta_1 [v'(\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) - w'(\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1)] \end{aligned} \quad (2.54)$$

$$\delta y_1 = \delta v - \delta \theta_1 (\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) \quad (2.55)$$

$$\delta z_1 = \delta w + \delta \theta_1 (\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) \quad (2.56)$$

ϕ ve $\hat{\phi}$ açıları arasındaki fark şu şekildedir: ϕ deforme olmamış elastik eksene göre dönüş açısını, $\hat{\phi}$ ise deforme olmuş elastik eksene göre dönüş açısını ifade etmektedir. Bu iki açı arasındaki ilişki şu şekildedir:

$$\phi = \hat{\phi} + \int_0^x \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial^2 v}{\partial^2 x} dx \quad (2.57)$$

Kinetik enerji terimleri ϕ cinsinden tanımlanmakta fakat $\hat{\phi}$ cinsinden çıkarılmakta ve gerektiğinde birbirine dönüştürülmektedir.

Eksenel deformasyon u , deforme olmamış koordinat sistemine göre elastik burulma, ϕ ve toplam kanat yunuslama açısı, θ_1 yukarıdaki eşitliklerde yerlerine yerleştirildikten sonra, ikinci dereceye kadar olan terimler korunarak Eş. 2.47 şu şekilde yeniden yazılır:

$$\delta T_b = \int_0^l \left(T_v \delta v + T_{v'} \delta v' + T_w \delta w + T_{w'} \delta w' + T_{\hat{\phi}} \delta \hat{\phi} + T_F \right) dx \quad (2.58)$$

Burada

$$\begin{aligned} T_v = m \left[e_g \left(\Omega^2 \cos \theta_0 + \ddot{\theta}_0 \sin \theta_0 \right) + \Omega^2 v - \Omega^2 e_g \hat{\phi} \sin \theta_0 + 2\Omega \beta_p \dot{w} + 2\Omega \dot{v}' e_g \cos \theta_0 \right. \\ \left. + 2\Omega \dot{w}' e_g \sin \theta_0 - \ddot{v} + \ddot{\phi} e_g \sin \theta_0 + 2\Omega \int_0^x (v' \dot{v}' + w' \dot{w}') dx \right] \end{aligned} \quad (2.59)$$

$$T_{v'} = m \left[-e_g \left(\Omega^2 x \cos \theta_0 - \Omega^2 x \hat{\phi} \sin \theta_0 + 2\Omega \dot{v} \cos \theta_0 \right) \right] \quad (2.60)$$

$$T_w = m \left[-\Omega^2 \beta_p x - \ddot{\theta}_0 e_g \cos \theta_0 - 2\Omega \beta_p \dot{v} - \ddot{w} - \ddot{\phi} e_g \cos \theta_0 \right] \quad (2.61)$$

$$T_{w'} = m \left[-e_g \left(\Omega^2 x \sin \theta_0 + \Omega^2 \hat{\phi} x \cos \theta_0 + 2\Omega \dot{v} \sin \theta_0 \right) \right] \quad (2.62)$$

$$\begin{aligned}
T_{\dot{\phi}} = m & \left[-k_{m_2}^2 \ddot{\phi} - \Omega^2 (k_{m_2}^2 - k_{m_1}^2) \cos \theta_0 \sin \theta_0 - \Omega^2 x \beta_p e_g \cos \theta_0 - \Omega^2 v e_g \sin \theta_0 \right. \\
& + \Omega^2 v' x e_g \sin \theta_0 - \Omega^2 w' x e_g \cos \theta_0 + \ddot{v} e_g \sin \theta_0 - \Omega^2 \hat{\phi} (k_{m_2}^2 - k_{m_1}^2) \cos 2\theta_0 \\
& \left. - \ddot{w} e_g \cos \theta_0 - k_{m_1}^2 \ddot{\theta}_0 \right]
\end{aligned} \quad (2.63)$$

$$T_F = m \left[-(\Omega^2 x + 2\Omega \dot{v}) \right] \int_0^x (v' \delta v' + w' \delta w') dx \quad (2.64)$$

Kesitsel integraller şu şekilde tanımlanmıştır:

$$m = \iint_A \rho_s d\eta d\zeta \quad (2.65)$$

$$m e_g = \iint_A \rho_s \eta d\eta d\zeta \quad (2.66)$$

$$m k_{m_1}^2 = \iint_A \rho_s \zeta^2 d\eta d\zeta \quad (2.67)$$

$$m k_{m_2}^2 = \iint_A \rho_s \eta^2 d\eta d\zeta \quad (2.68)$$

$$m k_m^2 = \iint_A \rho_s (\eta^2 + \zeta^2) d\eta d\zeta \quad (2.69)$$

Yukarıdaki eşitliklerde e_g kanadın kütle merkezinin veter eksenindeki ofset uzaklığını, k_{m_1} ve k_{m_2} sırasıyla flap ve veter yönlerindeki jirasyon yarıçapını ifade etmektedir.

Kanat kinetik enerjisi denklemlerinin çıkarılmasında, kanat kesitinin $\xi - \eta$ düzlemine göre simetrik olduğu kabul edildiğinden, $\iint_A \zeta () d\eta d\zeta$ formundaki tüm

integrallerin değeri sıfıra eşittir. Kanat kesitinin toplam burulma ataleti şu şekilde bulunur:

$$mk_m^2 = m(k_{m_1}^2 + k_{m_2}^2) \quad (2.70)$$

2.5 Gerinim Enerjisi

Bu bölümde, rotor sisteminde kanadın elastik deformasyonlarına ait toplam gerinim enerjisi hesaplanmıştır.

Kanadın Bernoulli-Euler çubuk gibi davrandığı ve dolayısıyla $\sigma_{\eta\eta} = \sigma_{\xi\xi} = \sigma_{\eta\zeta} = 0$ olduğu kabul edilmiştir. Kanadın gerinim enerjisi şu şekilde tanımlanmıştır:

$$U_b = \frac{1}{2} \int_0^1 \iint_A (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \varepsilon_{x\zeta}) d\eta d\zeta dx \quad (2.71)$$

Doğrusal gerilim-gerinim eşitlikleri ($\sigma_{xx} = E \varepsilon_{xx}$, $\sigma_{x\eta} = G \varepsilon_{x\eta}$, $\sigma_{x\zeta} = G \varepsilon_{x\zeta}$) yerlerine konulduğunda,

$$U_b = \frac{1}{2} \int_0^1 \iint_A (E \varepsilon_{xx}^2 + G \varepsilon_{x\eta}^2 + G \varepsilon_{x\zeta}^2) d\eta d\zeta dx \quad (2.72)$$

Gerinim enerjisindeki varyasyon şu şekildedir:

$$\delta U_b = \int_0^1 \iint_A (E \varepsilon_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + G \varepsilon_{x\eta} \delta \varepsilon_{x\eta} + G \varepsilon_{x\zeta} \delta \varepsilon_{x\zeta}) d\eta d\zeta dx \quad (2.73)$$

Gerinimler şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} = & u' + \frac{1}{2} v'^2 + \frac{1}{2} w'^2 - \lambda_T \phi'' + (\eta^2 + \zeta^2) \left(\theta_0 \phi' + \frac{1}{2} \phi'^2 \right) \\ & - v''(\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) - w''(\sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) \end{aligned} \quad (2.74)$$

$$\varepsilon_{x\eta} = -\hat{\zeta}\phi' \quad (2.75)$$

$$\varepsilon_{x\zeta} = \hat{\eta}\phi' \quad (2.76)$$

Eş. 2.74, Eş. 2.75 ve Eş. 2.76'daki gerinimlerin varyasyonları şu şekildedir:

$$\begin{aligned} \delta\varepsilon_{xx} = & \delta u' + v'\delta v' + w'\delta w' - \lambda_T\delta\phi'' + (\eta^2 + \zeta^2)(\theta_0 + \phi')\delta\phi' \\ & - (\eta\cos\theta_1 - \zeta\sin\theta_1)(\delta v'' + w''\delta\theta_1) - (\eta\sin\theta_1 + \zeta\cos\theta_1)(\delta w'' - v''\delta\theta_1) \end{aligned} \quad (2.77)$$

$$\delta\varepsilon_{x\eta} = -\hat{\zeta}\delta\phi' \quad (2.78)$$

$$\delta\varepsilon_{x\zeta} = \hat{\eta}\delta\phi' \quad (2.79)$$

ϕ ve $\hat{\phi}$ açıları arasındaki bağıntı, daha önce de ifade edildiği gibi şu şekildedir:

$$\phi = \hat{\phi} + \int_0^x w'v''dx \quad (2.80)$$

$\hat{\phi}$ açısının çok küçük olduğu kabul edilirse, aşağıdaki eşitlikler elde edilir:

$$\sin\theta_1 = \sin(\theta_0 + \hat{\phi}) \cong \sin\theta_0 + \hat{\phi}\cos\theta_0 \quad (2.81)$$

$$\cos\theta_1 = \cos(\theta_0 + \hat{\phi}) \cong \cos\theta_0 - \hat{\phi}\sin\theta_0 \quad (2.82)$$

Toplam eksenel uzama u , elastik deformasyon u_e ile açısal önkısalma deformasyonunun toplamından oluşmaktadır. Bu çalışmada, elastik eksenel deformasyon ihmal edildiğinden ($u_e = 0$), toplam eksenel uzama şu şekilde ifade edilmiştir:

$$u = -\frac{1}{2} + \int_0^x (\dot{v}'^2 + w'^2) dx \quad (2.83)$$

Yukarıdaki ifadeler yerlerine konulduğunda ve ikinci dereceye kadar olan terimler korunduğunda, Eş. 2.73 şu şekilde yazılır:

$$\delta U_b = \int_0^l (U_{v''} \delta v'' + U_{w'} \delta w' + U_{w''} \delta w'' + U_{\hat{\phi}} \delta \hat{\phi} + U_{\hat{\phi}'} \delta \hat{\phi}' + U_{\hat{\phi}''} \delta \hat{\phi}'') dx \quad (2.84)$$

Burada:

$$\begin{aligned} U_{v''} = & v'' (EI_{zz} \cos^2 \theta_0 + EI_{yy} \sin^2 \theta_0) + w'' (EI_{zz} - EI_{yy}) \cos \theta_0 \sin \theta_0 \\ & - \hat{\phi}' EB_2 \theta_0' \cos \theta_0 + w'' \hat{\phi} (EI_{zz} - EI_{yy}) \cos 2\theta_0 + v'' \hat{\phi} (EI_{zz} - EI_{yy}) \sin 2\theta_0 \\ & + (GJ + EB_1 \theta_0'^2) \hat{\phi}' w' \end{aligned} \quad (2.85)$$

$$U_{w'} = (GJ + EB_1 \theta_0'^2) \hat{\phi}' v' \quad (2.86)$$

$$\begin{aligned} U_{w''} = & w'' (EI_{yy} \cos^2 \theta_0 + EI_{zz} \sin^2 \theta_0) + v'' (EI_{zz} - EI_{yy}) \cos \theta_0 \sin \theta_0 \\ & - \hat{\phi}' EB_2 \theta_0' \sin \theta_0 + w'' \hat{\phi} (EI_{zz} - EI_{yy}) \sin 2\theta_0 + v'' \hat{\phi} (EI_{zz} - EI_{yy}) \cos 2\theta_0 \end{aligned} \quad (2.87)$$

$$\begin{aligned} U_{\hat{\phi}} = & w''^2 (EI_{zz} - EI_{yy}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 + v'' w'' (EI_{zz} - EI_{yy}) \cos 2\theta_0 \\ & - v''^2 (EI_{zz} - EI_{yy}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \end{aligned} \quad (2.88)$$

$$U_{\hat{\phi}'} = GJ (\hat{\phi}' + w' v'') + EB_1 \theta_0'^2 \hat{\phi}' - EB_2 \hat{\phi}' (v' \cos \theta_0 + w'' \sin \theta_0) \quad (2.89)$$

$$U_{\hat{\phi}''} = EC_1 \hat{\phi}'' + EC_2 (w'' \cos \theta_0 - v'' \sin \theta_0) \quad (2.90)$$

Kesitsel özellikler şu şekilde tanımlanmıştır:

$$EI_{yy} = \iint_A E \zeta^2 d\eta d\zeta \quad (2.91)$$

$$EI_{zz} = \iint_A E \eta^2 d\eta d\zeta \quad (2.92)$$

$$EA = \iint_A E d\eta d\zeta \quad (2.93)$$

$$GJ = \iint_A G (\hat{\eta}^2 + \hat{\zeta}^2) d\eta d\zeta \quad (2.94)$$

$$EB_1 = \iint_A E (\eta^2 + \zeta^2)^2 d\eta d\zeta \quad (2.95)$$

$$EB_2 = \iint_A E \eta (\eta^2 + \zeta^2)^2 d\eta d\zeta \quad (2.96)$$

$$EC_1 = \iint_A E \lambda_t^2 d\eta d\zeta \quad (2.97)$$

$$EC_2 = \iint_A E \zeta \lambda_t d\eta d\zeta \quad (2.98)$$

Kanat gerinim enerjisi eşitlikleri çıkarılırken kanat kesitinin $\xi - \eta$ düzlemine göre simetrik olduğu kabul edildiğinden, $\iint_A \zeta(\) d\eta d\zeta$ formundaki tüm integrallerin değeri sıfıra eşittir.

Helikopterde kullanılan rotor sistemi tipine bağlı olarak flap ve ileri-geri menteşelerde kanat hareketlerini kanat durmakta iken veya düşük hızlarda hareket ederken sınırlandırmak amacıyla mekanik durdurucular kullanılmaktadır. Literatürde yer alan bazı çalışmalarda, bu durduruculardaki dönel yaylardan kaynaklanan gerinim enerjisi helikopterin iniş ve kalkışlarında düşük rotor hızları için hareket

denklemlerine dahil edilmiştir. Bu çalışmada, helikopterin uçuşu sırasında rotor hızının sabit olduğu kabul edildiğinden, flap ve ileri-geri menteşelerde dönel yaylardan kaynaklanan gerinim enerjisinin ihmal edilebilir olduğu kabul edilmiştir.

2.6. Virtüel İş

Bu bölümde, kanat üzerindeki aerodinamik kuvvetlerden kaynaklanan virtüel iş hesaplanmaktadır.

Bu çalışmada, helikopterin uçuşu sırasında rotor hızının sabit olduğu kabul edildiğinden ve dolayısıyla kanat üzerindeki merkezci kuvvetin her zaman çok yüksek değerlerde olduğu kabul edildiğinden, yerçekiminin etkileri ihmal edilmektedir.

2.6.1 Aerodinamik kuvvetlerin yaptığı virtüel iş

Aerodinamik kuvvetler tarafından yapılan virtüel iş şu şekilde ifade edilebilir:

$$\delta W_{AF} = \int_0^1 \left(L_{AF_v} \delta v + L_{AF_w} \delta w + M_{AF_\phi} \delta \hat{\phi} \right) dx \quad (2.99)$$

Burada L_{AF_v} ve L_{AF_w} aerodinamik kuvvetleri, M_{AF_ϕ} ise yunuslama momenti ifade etmektedir. Bu kuvvetler, deforme olmuş kanat koordinat sisteminde aerodinamik taşıma ve sürüklenme kuvvetleri ile yunuslama momenti yardımıyla hesaplanmıştır. Aerodinamik kuvvetler, kanat kesiti üzerindeki toplam hızla doğru orantılıdır. Bu nedenle, öncelikle her bir kanat hızının toplam kanat hızına katkıları hesaplanmıştır.

Kanat hızları

Bu çalışmada kullanılan aerodinamik model yarı-durağan şerit teorisini esas almaktadır. Aerodinamik model, helikopterin ileri ve yükselme hızları ile rotor

dönüşünü içeren hava akım hızını ve kanatların rotor göbeğine göre bağlı hareketini dikkate almaktadır.

Kanat kesiti üzerinden akan havanın hızı, kanadın rotor göbeğine bağlı hareketinden kaynaklanan hava akış hızı ile rotor göbeğinin hareketinden kaynaklanan hava akış hızının farkından şu şekilde elde edilir:

$$\vec{V} = \vec{V}_b - \vec{V}_w \quad (2.100)$$

Hava akış hızını etkileyen bu hızlar aşağıda ayrı ayrı hesaplanmıştır:

Kanadın rotor göbeğine göre hızı daha önce Eş. 2.39, Eş. 2.40, Eş. 2.41 ve Eş. 2.42’de bulunmuştur. Aerodinamik modelde kullanmak üzere, deforme olmamış koordinat düzleminden Eş. 2.51, Eş. 2.52 ve Eş. 2.53’te ifade edilen değerler Eş. 2.40, Eş. 2.41 ve Eş. 2.42’de yerlerine konularak aşağıdaki eşitlikler elde edilmiştir:

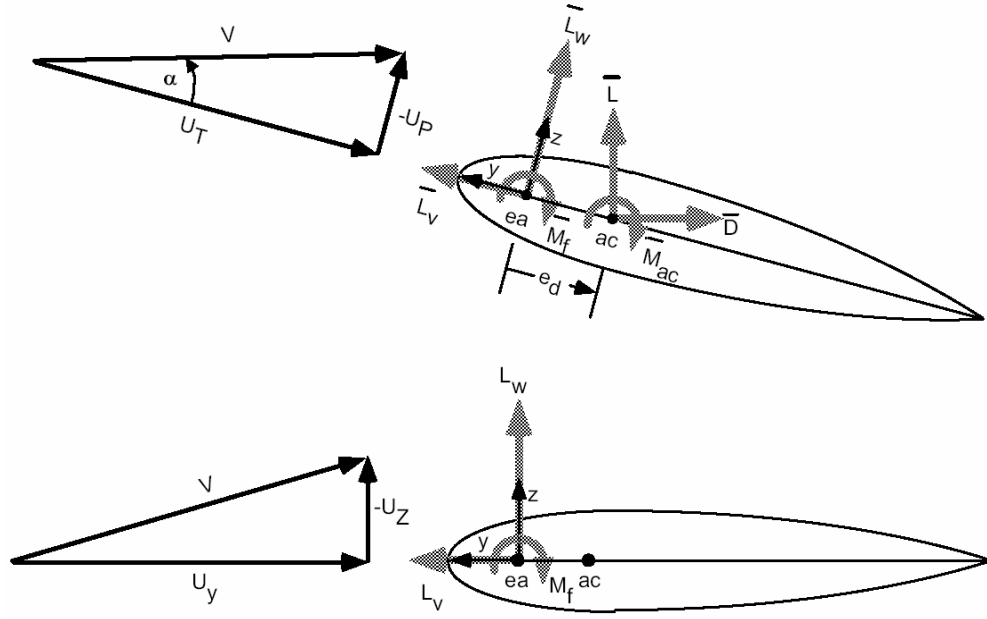
$$\begin{aligned} V_{b_{x,U}} = & \dot{u} - \lambda_T \dot{\phi}' - (\dot{v}' + w' \dot{\theta}_1)(\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) - (\dot{w}' + v' \dot{\theta}_1)(\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) \\ & - \Omega(v + \eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) \cos \beta_p \end{aligned} \quad (2.101)$$

$$\begin{aligned} V_{b_{y,U}} = & \dot{v} - \dot{\theta}_1(\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) + \Omega[(x + u - \lambda_T \phi' - v'(\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) \\ & - w'(\eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1)] \cos \beta_p - \Omega(w + \eta \sin \theta_1 + \zeta \cos \theta_1) \sin \beta_p \end{aligned} \quad (2.102)$$

$$V_{b_{z,U}} = \dot{w} + \dot{\theta}_1(\eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) + \Omega(v + \eta \cos \theta_1 - \zeta \sin \theta_1) \sin \beta_p \quad (2.103)$$

Bu eşitlikler kullanılarak kanadın herhangi bir noktasındaki hız hesaplanabilir. Aerodinamik yüklerin hesaplanması için ihtiyaç duyulan tek nokta, genellikle $\frac{3}{4}$ veter noktasında bulunan ve Şekil 2.8’de gösterilen aerodinamik hesaplama noktasıdır.

Bu kesitte $(\eta_r, 0)$ noktadasında $\eta = \eta_r$ ve $\zeta = 0$ ’dır. Buna göre:



Şekil 2.8. Kanat profili kesitinde hızlar ve kanat yükleri [28]

$$U_{b,x,U} = \dot{u} - (\dot{v}' + w' \dot{\theta}_1) \eta_r \cos \theta_1 - (\dot{w}' + v' \dot{\theta}_1) \eta_r \sin \theta_1 - \Omega(v + \eta_r \cos \theta_1) \quad (2.104)$$

$$U_{b,y,U} = \dot{v} - \dot{\theta}_1 \eta_r \sin \theta_1 + \Omega(x + u - \lambda_T \phi' - v' \eta_r \cos \theta_1 - w' \eta_r \sin \theta_1) - \Omega \beta_p (w + \eta_r \sin \theta_1) \quad (2.105)$$

$$U_{b,z,U} = \dot{w} + \dot{\theta}_1 \eta_r \cos \theta_1 + \Omega \beta_p (v + \eta_r \cos \theta_1) \quad (2.106)$$

Helikopterin ileri hareketi ve rotor dönüşünden kaynaklanan hızı şu şekilde bulunur: ifade edilir:

$$\vec{V}_w = \mu \Omega R \hat{i}_M - \lambda \Omega R \hat{k}_M \quad (2.107)$$

Rotor iç akımı λ , Bölüm 2.6.1.4'te detaylı anlatılmıştır. Bu çalışmada kullanılan basit iç akım, momentum teorisi kullanılarak doğrudan rotorun itmesinden ve helikopterin ileri hızından hesaplanmaktadır. Bu nedenle bundan sonraki formülasyonda λ 'nın sabit olduğu kabul edilmiştir.

Helikopterin ileri hareketi ve rotor dönüşünden kaynaklanan kanat hızları, deforme olmamış kanat koordinat sisteminde şu şekilde ifade edilir:

$$\vec{V}_w = \begin{bmatrix} \cos \beta_p \cos \psi & \cos \beta_p \sin \psi & \sin \beta_p \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ -\sin \beta_p \cos \psi & -\sin \beta_p \sin \psi & \cos \beta_p \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mu \Omega R \\ 0 \\ -\lambda \Omega R \end{Bmatrix} \quad (2.108)$$

Buna göre,

$$U_{w,x,U} = \mu \Omega R \cos \beta_p \cos \psi - \lambda \Omega R \sin \beta_p \quad (2.109)$$

$$U_{w,y,U} = -\mu \Omega R \sin \psi \quad (2.110)$$

$$U_{w,z,U} = -\mu \Omega R \sin \beta_p \cos \psi - \lambda \Omega R \cos \beta_p \quad (2.111)$$

Kanat toplam hızı, Eş. 2.104, Eş. 2.105, Eş. 2.106 ve Eş. 2.109, Eş. 2.110, Eş. 2.111'deki ifadelerin Eş. 2.100'de yerine konmasıyla şu şekilde elde edilir:

$$\vec{V} = U_{x,U} \hat{i}_U + U_{y,U} \hat{j}_U + U_{z,U} \hat{k}_U \quad (2.112)$$

Burada,

$$U_{x,U} = \dot{u} - (\dot{v}' + w' \dot{\theta}_1) \eta_r \cos \theta_1 - (\dot{w}' + v' \dot{\theta}_1) \eta_r \sin \theta_1 - \Omega(v + \eta_r \cos \theta_1) - \mu \Omega R \cos \beta_p \cos \psi + \lambda \Omega R \sin \beta_p \quad (2.113)$$

$$U_{y,U} = \dot{v} - \dot{\theta}_1 \eta_r \sin \theta_1 + \Omega(x + u - v' \eta_r \cos \theta_1 - w' \eta_r \sin \theta_1) - \Omega \beta_p (w + \eta_r \sin \theta_1) + \mu \Omega R \sin \psi \quad (2.114)$$

$$U_{z,U} = \dot{w} + \dot{\theta}_1 \eta_r \cos \theta_1 + \Omega \beta_p (v + \eta_r \cos \theta_1) + \mu \Omega R \sin \beta_p \cos \psi + \lambda \Omega R \cos \beta_p \quad (2.115)$$

Hava yüklerini Şekil 2.8'de gösterilen herhangi bir kanat kesitinde hesaplamak için bu hızların deforme olmuş kanat koordinat sistemine şu şekilde taşınması gerekmektedir:

$$\begin{Bmatrix} U_R \\ U_T \\ U_P \end{Bmatrix} = T_{DU} \begin{Bmatrix} U_{x,U} \\ U_{y,U} \\ U_{z,U} \end{Bmatrix} \quad (2.116)$$

Deforme olmuş kanat düzlemindeki hızlar kanat hücum açısını bulmak ve kanat boyunca radyal akışı belirlemek için kullanılacaktır. Yukarıdaki dönüşümü gerçekleştirirken, θ_1 açısı yerine Eş. 2.20'de verilen $(\theta_0 + \hat{\phi})$ konularak $\sin \theta_1$ ve $\cos \theta_1$ ifadeleri aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\sin \theta_1 = \sin(\theta_0 + \hat{\phi}) = \sin \theta_0 \cos \hat{\phi} + \cos \theta_0 \sin \hat{\phi} \approx \sin \theta_0 + \hat{\phi} \cos \theta_0 \quad (2.117)$$

$$\cos \theta_1 = \cos(\theta_0 + \hat{\phi}) = \cos \theta_0 \cos \hat{\phi} - \sin \theta_0 \sin \hat{\phi} \approx \cos \theta_0 - \hat{\phi} \sin \theta_0 \quad (2.118)$$

Eksenel yer değiştirme (u) terimleri, elastik deformasyon u_e ve doğrusal olmayan deformasyonlar şeklinde iki kısımda ele alınabilir. Bu terimlerden bazıları önemli atalet kaplinleri oluşturabilir, ancak aerodinamik açıdan etkileri çok küçüktür. Eksenel aerodinamik yüklerin hesaplanmasında önemli olmakla beraber, elastik eksenel yer değiştirme ihmal edilebilir. Rotor kanadı üzerinde eksenel yöndeki sürüklenme, rotor üzerinde net bir kuvvet oluşturur, fakat bu kuvvet herhangi bir eksenel harekete bağlı değildir. Eksenel yer değiştirme terimleri u teriminin içinde toplanmış olarak aşağıdaki denklemlerde ifade edilmektedir.

Deforme olmuş kanat düzlemine dönüşümden sonra radyal, teğet ve dik hızlar şu şekilde ifade edilir:

$$\vec{V} = U_R \hat{i}_\xi + U_P \hat{j}_\eta + U_T \hat{k}_\zeta \quad (2.119)$$

Burada,

$$\begin{aligned}
 U_R = & \dot{u} - \Omega v + \Omega v'(x + \mu R \sin \psi) - \mu \cos \psi (\Omega R - \Omega R \beta_p \omega') + \lambda \Omega R (\beta_p + \omega') \\
 & - \eta_r \cos \theta_0 (\Omega + \dot{v}') + \eta_r \sin \theta_0 (\Omega \hat{\phi} - \dot{\omega}' - v' \dot{\theta}_0) + v' \dot{v} + \omega' \dot{\omega} \\
 & + \frac{1}{2} \mu \Omega R \cos \psi (v'^2 + \omega'^2)
 \end{aligned} \tag{2.120}$$

$$\begin{aligned}
 U_T = & \cos \theta_0 \left[\Omega v' v + \mu \Omega R \cos \psi (v' + \omega' \hat{\phi}) + \dot{v} + \Omega x + \Omega u - \omega \beta_p + \mu \Omega R \sin \psi \right. \\
 & \left. - \frac{v'^2}{2} (\Omega x + \mu \Omega R \sin \psi) + \dot{\omega} \hat{\phi} + \hat{\phi} \mu \beta_p \Omega R \cos \psi + \hat{\phi} \lambda \Omega R \right] \\
 & + \sin \theta_0 \left[\omega' v + \omega' \Omega R \mu \cos \psi - v' \hat{\phi} \Omega R \mu \cos \psi - (\hat{\phi} + v' \omega') (\Omega x + \mu \Omega R \sin \psi) \right. \\
 & \left. - \hat{\phi} \dot{v} + \dot{\omega} + \beta_p v \Omega + \mu \beta_p \Omega R \cos \psi + \lambda \Omega R \right]
 \end{aligned} \tag{2.121}$$

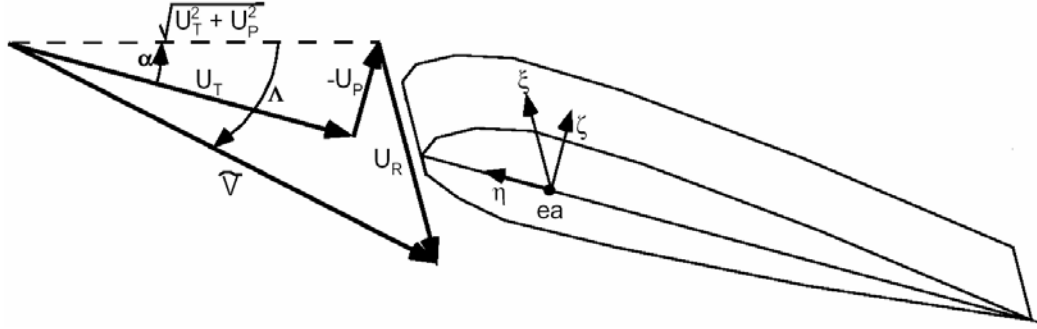
$$\begin{aligned}
 U_P = & \Omega \eta_r w' + \dot{\theta}_0 \eta_r + \hat{\phi} \dot{\eta}_r + \eta_r \Omega \beta_p + \sin \theta_0 \left[-\Omega v' v - v' \mu \Omega R \cos \psi - \dot{v} \right. \\
 & \left. - \hat{\phi} (\omega' + \beta_p) \mu \Omega R \cos \psi - \Omega (x + u - \omega \beta_p) - \mu \Omega R \sin \psi + \Omega \frac{v'^2}{2} (x + \mu R \sin \psi) \right. \\
 & \left. - \hat{\phi} \dot{\omega} - \hat{\phi} \lambda \Omega R \right] + \cos \theta_0 \left[(\Omega v + \mu \Omega R \cos \psi) (\omega' + \beta_p) - \hat{\phi} v' \mu \Omega R \cos \psi \right. \\
 & \left. - \hat{\phi} \dot{v} + \dot{\omega} - (\hat{\phi} + v' \omega') (\Omega x + \mu \Omega R \sin \psi) + \lambda \Omega R \right]
 \end{aligned} \tag{2.122}$$

U_T ve U_P Şekil 2.8'de gösterilmiştir. Buna göre U_R , sayfa düzleminin içine doğrudur.

Şekil 2.9'da gösterilen, yerel kanat kesiti hücum açısı α ve yerel kanat kesiti çarpıklık açısı Λ şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{-U_P}{U_T} \right) \tag{2.123}$$

$$\Lambda = \tan^{-1} \left(\frac{U_R}{\text{sgn}(U_T) \sqrt{U_T^2 + U_P^2}} \right) \quad (2.124)$$



Şekil 2.9. Hücum ve çarpıklık açılarının tanımları [28]

Aerodinamik kuvvetler

Aerodinamik kuvvetler tarafından yapılan virtüel işi hesaplamak için gereken ve deforme olmamış kanat koordinat sisteminde yer alan L_{AF_v} ve L_{AF_w} aerodinamik kuvvetleri ve M_{AF_ϕ} yunuslama momenti, deforme olmuş kanat koordinat sisteminde yer alan L_{AF_η} ve L_{AF_ζ} aerodinamik kuvvetleri ve M_{AF_ξ} yunuslama momentleri kullanılarak şu şekilde hesaplanır:

$$\begin{Bmatrix} L_{AF_u} \\ L_{AF_v} \\ L_{AF_w} \end{Bmatrix} = T_{UD} \begin{Bmatrix} L_{AF_\zeta} \\ L_{AF_\eta} \\ L_{AF_\xi} \end{Bmatrix} \quad M_{AF_\phi} \cong M_{AF_\xi} \quad (2.125)$$

Deforme olmuş kanat koordinat sisteminde yer alan L_{AF_η} ve L_{AF_ζ} aerodinamik kuvvetleri ve M_{AF_ξ} yunuslama momenti, aerodinamik taşıma (L), sürüklenme (D) ve çeyrek veter etrafındaki yunuslama momenti ($M_{c/4}$) kullanılarak şu şekilde hesaplanır:

$$L_{AF_\xi} = -D \sin \Lambda \quad (2.126)$$

$$L_{AF_\eta} = L \sin \alpha - D \cos \Lambda \cos \alpha \quad (2.127)$$

$$L_{AF_\zeta} = L \cos \alpha + D \cos \Lambda \sin \alpha \quad (2.128)$$

$$M_{AF_\xi} = M_{c/4} - e_c L_{AF_\zeta} \quad (2.129)$$

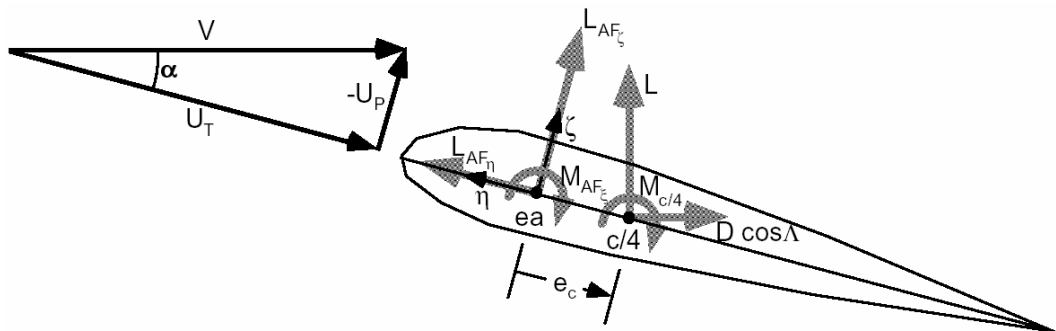
Burada,

$$L = \frac{\gamma V^2}{6a} C_l \quad (2.130)$$

$$D = \frac{\gamma V^2}{6a} C_d \quad (2.131)$$

$$M_{c/4} = \frac{\gamma V^2}{6a} c C_m \quad (2.132)$$

Şekil 2.10'da, kanat profili ve üzerindeki aerodinamik kuvvet ve momentler şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 2.10. Kanat kesiti aerodinamik kuvvetleri ve momentleri [28]

Eş. 2.130, Eş. 2.131 ve Eş. 2.132'deki terimler Eş. 2.126, Eş. 2.127 ve Eş. 2.128'deki yerlerine konulduğunda:

$$L_{AF_\xi} = \frac{\gamma W^2}{6a} (-C_d \sin \Lambda) \quad (2.133)$$

$$L_{AF_\eta} = \frac{\gamma W^2}{6a} (C_l \sin \alpha - C_d \cos \Lambda \cos \alpha) \quad (2.134)$$

$$L_{AF_\zeta} = \frac{\gamma W^2}{6a} (C_l \cos \alpha + C_d \cos \Lambda \sin \alpha) \quad (2.135)$$

$$M_{AF_\xi} = \frac{\gamma W^2}{6a} (cC_m - e_c (C_l \cos \alpha + C_d \cos \Lambda \sin \alpha)) \quad (2.136)$$

Aerodinamik taşıma, sürüklenme ve yunuslama kuvvet ve momentleri, kanat hücum açısı 0° ile 360° arasında değişebileceği için daima çeyrek veter noktası referans alınarak hesaplanır.

Aerodinamik model

Aerodinamik taşıma, drag ve yunuslama kuvveti ve momentleri, doğrusal olmayan yarı-durağan veya durağan olmayan aerodinamik modeller kullanılarak hesaplanabilir.

Doğrusal olmayan yarı-durağan aerodinamik modelde, aerodinamik kuvvetlerin, kanat hücum açısının anlık değerinin ve zamana göre türevlerinin fonksiyonu olduğu kabul edilmektedir. Bu modele göre durağan olmayan kuvvetlerin tüm etkileri ihmal edilmektedir. Ayrıca, aerodinamik kuvvetler sirkülasyonlu ve sirkülasyonsuz olmak üzere iki kısma ayrılmaktadır. Sirkülasyonlu aerodinamik taşıma, drag ve moment katsayıları rüzgar tüneli testlerindeki kanat profili verilerine eğri uydurma metodu ile

tüm hücum açıları için belirlenmektedir [29]. Sirkülasyonsuz aerodinamik kuvvet ve momentler, vuruş kuvvetleri yardımıyla analitik olarak bulunmaktadır.

Helikopter kanadı, rotor tam hızda iken bile kontrol girişlerinden, kanat hareketinden ve karmaşık üç boyutlu akış alanından dolayı zamana göre değişen hücum açıları ile dönmektedir. Bu durum hücum açısının değişim oranının çok fazla olduğu durumlarda ve özellikle duruş ve kalkışlarda geçerlidir. Durağan olmayan aerodinamik etkiler, statik stall açısının üzerindeki hücum açılarında taşıma kuvveti ve moment katsayılarının artmasına sebep olabilir. Durağan olmayan aerodinamik model, kapsamlı rotor dinamiği analizlerinde kullanılan yarı empirik doğrusal olmayan zamana bağlı bir metottur. Bu metot da sirkülasyonlu ve sirkülasyonsuz aerodinamik kuvvetleri ele almaktadır. Zamana göre değişen kuvvetlerin etkileri süperpozisyon prensibi ile hesaplanmaktadır. Durağan olmayan aerodinamik model olarak genellikle Leishman ve Beddoes tarafından geliştirilen model kullanılmaktadır.

Bu çalışma kapsamında kullanılan aerodinamik model için Leishman ve Beddoes tarafından geliştirilen model referans alınmıştır [29, 30]. Buna göre kanat yükleri yarı-durağan yükler olarak modellenmektedir. Buna göre, yükler zamana göre değişmekte, ancak herhangi bir anda bu kuvvetlerin sadece o andaki şartların bir fonksiyonu olduğu kabul edilmektedir. Diğer bir ifadeyle, kanadın herhangi bir kesitinde herhangi bir azimut açısı için, sirkülasyonlu taşıma kuvveti sadece o anda o kesitin hücum açısına bağlıdır. Sirkülasyonlu olmayan hava yükleri yarı-durağan modelde formülasyona dahil edilmemektedir. Yarı durağan sirkülasyonsuz formülasyon, anlık yunuslama hızı ve ivmesini ele almaktadır. Hücum açısının veya kanat hareketinin zamandaki geçmişi göz önüne alınmamaktadır.

Deforme olmamış koordinat düzleminde aerodinamik taşıma, sürüklenme ve yunuslama kuvvet ve momentleri sirkülasyonlu(C) ve sirkülasyonsuz (NC) olmak üzere iki kısımda hesaplanmaktadır:

$$L_{AF_u} = (L_{AF_u})_C \quad (2.137)$$

$$L_{AF_v} = (L_{AF_v})_C \quad (2.138)$$

$$L_{AF_w} = (L_{AF_w})_C + (L_{AF_w})_{NC} \quad (2.139)$$

$$M_{AF_{\dot{\phi}}} = (M_{AF_{\dot{\phi}}})_C + (M_{AF_{\dot{\phi}}})_{NC} \quad (2.140)$$

Deforme olmuş koordinat düzleminde birim uzunlukta sirkülasyonlu hava yükleri şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$L^C = \frac{1}{2} \rho V^2 c C_l \quad (2.141)$$

$$D^C = \frac{1}{2} \rho V^2 c C_d \quad (2.142)$$

$$M^C = \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 C_m \quad (2.143)$$

Her bir hava yükü, dinamik basınç, $\frac{1}{2} \rho V^2$, veter uzunluğu, c ve bir aerodinamik katsayı içermektedir. Taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları hücum açısı cinsinden şu şekilde tanımlanmıştır:

$$C_l = c_0 + c_1 \alpha \quad (2.144)$$

$$C_d = d_0 + d_2 \alpha^2 \quad (2.145)$$

$$C_m = f_0 + f_1 \alpha \quad (2.146)$$

Burada c_0 , kanat profili sıfır hücum açısında iken taşıma katsayısı ve c_1 taşıma grafiğinin eğimidir. d_0 viskoz etkiler nedeniyle kanat profili sürüklemesini ve doğrusal olmayan d_2 terimi ise sürüklenme kuvvetinin büyük hücum açıları ile artmasını ifade etmektedir. Moment katsayısı f_0 , genellikle $c_{\max}$ olarak veya sıfır hücum açısında ortalama aerodinamik merkeze göre moment olarak adlandırılır. Doğrusal katsayı f_1 moment grafiğinin eğimidir.

Sirkülasyonlu hava yükleri şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$L_w^C = L^C \cos \alpha + D^C \sin \alpha \quad (2.147)$$

$$L_v^C = L^C \sin \alpha - D^C \cos \alpha \quad (2.148)$$

$$L_u^C = -D^C \sin \Lambda \quad (2.149)$$

$$M_{\phi}^C = -M^C - e_d L_w^C \quad (2.150)$$

Taşıma ve sürüklenme kuvvetleri ile normal ve veter kuvvetleri arasındaki ilişki Şekil 2.10'da gösterilmiştir. Bu şekilde, kuvvetler flaplama, ileri-geri ve eksenel yönde hücum açısından bağımsız olarak hesaplanmaktadır. Λ açısı eksenel hız U_R nedeniyle oluşan radyal sapma açısını ifade etmektedir.

Bu denklemler Lock numarası γ , kanat ataleti I_b ve standart boyutsuzlaştırma faktörleri Ω ve R kullanılarak boyutsuzlaştırılmıştır. Bu işlemle, denklem Eş. 2.141, Eş. 2.142, Eş. 2.143 ve Eş. 2.144'deki ifadeler boyutsuzlaştırılarak $\frac{1}{2}\rho c$ yerine $\frac{\gamma}{6a}$ ifadesi konulmuştur:

$$\begin{aligned}
\frac{1}{2} \rho c V^2 &= \frac{1}{2} \left(\frac{R^2 \rho}{m_0} \right) \left(\frac{c}{R} \right) \left(\frac{V^2}{\Omega^2 R^2} \right) = \frac{1}{2} \left(\frac{R^2 \rho}{m_0} \right) \left(\frac{c}{R} \right) \left(\frac{V^2}{\Omega^2 R^2} \right) \left(\frac{a}{a} \right) \left(\frac{R^4}{R^4} \right) \left(\frac{I_b}{I_b} \right) \\
&= \frac{\gamma}{2a} \left(\frac{R^2}{m_0} \right) \left(\frac{1}{R} \right) (\bar{V}^2) \left(\frac{1}{a} \right) \left(\frac{1}{R^4} \right) \underbrace{\left(\frac{m_0 R^3}{3} \right)}_{\text{düzgün kanat } I_b} = \frac{\gamma}{6a} \bar{V}^2
\end{aligned} \tag{2.151}$$

Veter boyu, hız ve yoğunluk terimlerinin boyutsuzlaştırılarak kanat ataleti terimi I_b denklemdeki yerine konur. Kanadın düzgün dağılımlı olmadığı durumlarda, m_0 ifadesi hesaplanarak Eş. 2.151'deki yerine konulur. I_b ifadesi şu şekilde hesaplanır:

$$I_b = \int_0^R m x^2 dx \tag{2.152}$$

Kanat kuvvetlerini hesaplamak için Eş. 2.141, Eş. 2.142 ve Eş. 2.143'deki ifadeler Eş. 2.151 yardımıyla boyutsuzlaştırılarak Eş. 2.147, Eş. 2.148, Eş. 2.149 ve Eş. 2.150'de yerlerine konulduğunda:

$$\bar{L}_w^C = \frac{\mathcal{W}^2}{6a} (C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha) \tag{2.153}$$

$$\bar{L}_v^C = \frac{\mathcal{W}^2}{6a} (C_l \sin \alpha - C_d \cos \alpha) \tag{2.154}$$

$$\bar{L}_u^C = \frac{\mathcal{W}^2}{6a} (-C_d \sin \Lambda) \tag{2.155}$$

$$\bar{M}_{\phi}^C = \frac{\mathcal{W}^2}{6a} (\bar{c} C_m) - (e_d \bar{L}_w^C) \tag{2.156}$$

Deforme olmuş düzlemdeki U_R , U_P ve U_T hızlarını Eş. 2.153, Eş. 2.154, Eş. 2.155 ve Eş. 2.156'ya dahil etmek için açıların küçük olduğu kabul edilirse,

$$\sin \alpha \approx \alpha \quad (2.157)$$

$$\cos \alpha \approx 1 \quad (2.158)$$

$$\bar{V} \approx \bar{U}_T \quad (2.159)$$

$$\alpha \approx \frac{-U_P}{U_T} \quad (2.160)$$

$$\sin \Lambda \approx \frac{U_R}{U_T} \quad (2.161)$$

Bu durumda, Eş. 2.153, Eş. 2.154, Eş. 2.155 ve Eş. 2.156 temel kanat profili taşıma ve sürüklenme özellikleri ve deforme olmuş düzlemdeki dik hızlar cinsinden şu şekilde ifade edilir:

$$\bar{L}_w^C = \frac{\gamma}{6a} [c_0 \bar{U}_T^2 - (c_1 + d_0) \bar{U}_P \bar{U}_T] \quad (2.162)$$

$$\bar{L}_v^C = \frac{\gamma}{6a} [-d_0 \bar{U}_T^2 - c_0 \bar{U}_P \bar{U}_T + (c_1 - d_2) \bar{U}_P^2] \quad (2.163)$$

$$\bar{L}_u^C = \frac{\gamma}{6a} (-d_0 \bar{U}_R \bar{U}_T) \quad (2.164)$$

$$\bar{M}_\phi^C = \frac{\gamma}{6a} \{ \bar{c} [f_0 (\bar{U}_T^2 + \bar{U}_P^2) - f_1 \bar{U}_P \bar{U}_T] - e_d L_w^C \} \quad (2.165)$$

Bu denklemlerin deforme olmamış koordinat düzlemine taşınması gerekmektedir.

Sirkülasyonsuz kuvvetlerin hesaplanmasında tüm terimler deforme olmamış koordinat düzleminde yazılmıştır. Yunuslama ve dalma hareketleri yapan bir kanat

profili için sirkülasyonsuz taşıma kuvveti ve yunuslama momenti şu şekilde hesaplanabilir:

$$(L_{AF_w})_{NC} = L_2 + L_3 \quad (2.166)$$

$$(M_{AF_\phi})_{NC} = a_h b L_2 - (1 - a_h) b L_3 - \frac{1}{8} \rho \pi b^4 \ddot{\theta}_1 \quad (2.167)$$

İtme kuvvetleri L_2 ve L_3 şu şekilde hesaplanır:

$$L_2 = \rho \pi b^2 (-\ddot{w} - a_h b \ddot{\theta}_1) \quad (2.168)$$

$$L_3 = \rho \pi b^2 V \dot{\theta}_1 \quad (2.169)$$

Burada:

$$V = \Omega x + V_x \sin \psi - V_y \cos \psi \quad (2.170)$$

$$a_h b = -\left(e_c + \frac{c}{4}\right) \quad (2.171)$$

$$b = \frac{c}{2} \quad (2.172)$$

Eş. 2.168, Eş. 2.169, Eş. 2.170, Eş. 2.171 ve Eş. 2.172, Eş. 2.166 ve Eş. 2.167'de yerine koyulduğunda,

$$(L_{AF_w})_{NC} = \frac{\gamma \pi c}{12a} \left[-\ddot{w} + \left(e_c + \frac{c}{4}\right) (\ddot{\theta}_0 + \ddot{\phi}) + (\Omega x + V_x \sin \psi - V_y \cos \psi) (\dot{\theta}_0 + \dot{\phi}) \right] \quad (2.173)$$

$$\begin{aligned}
\left(M_{AF_{\phi}}\right)_{NC} = & \frac{\gamma\pi c}{12a} \left\{ \left(e_c + \frac{c}{4}\right) \ddot{w} - \left[\left(e_c + \frac{c}{4}\right)^2 + \frac{c}{32} \right] \left(\ddot{\theta}_0 + \ddot{\phi}\right) \right. \\
& \left. - \left(e_c + \frac{c}{2}\right) \left(\Omega x + V_x \sin \psi - V_y \cos \psi\right) \left(\dot{\theta}_0 + \dot{\phi}\right) \right\} \quad (2.174)
\end{aligned}$$

Eş. 2.173 ve Eş. 2.174 ile ifade edilen sirkülasyonsuz aerodinamik kuvvetler, sadece küçük hücum açıları için geçerlidir. Buna göre, 25°'den büyük hücum açıları için bu kuvvetlerin sıfır olduğu kabul edilmiştir.

İç akış

Bu çalışmada doğrusal iç akış dağılımı kabul edilmektedir. Literatürde serbest akış, tanımlı akış veya sonlu durum akışı modeli gibi daha karmaşık akış modelleri kullanılmaktadır. Bu gibi kapsamlı ve detaylı akış modelleri uçuş kalitesinin analizi, detaylı güç hesaplamaları ve gürültü gibi çalışmalar için önemli olmakla birlikte, rotor cevabını, yükleri ve titreşimleri hesaplamak için basit bir model kullanılması tercih edilmiştir.

İç akış iki kısma ayrılır. İlk tip olan indüklenmiş iç akış, taşıma kuvvetinin gelişmesiyle oluşur. Helikopter gibi havadan ağır bir cismin havada kalması için, hava aşağı doğru basılmalıdır ve rotorun itmesi arttıkça havanın daha yüksek hava akış oranı ile ve/veya daha yüksek hızla aşağı basılması gerekmektedir.

İkinci iç akış tipi ise ileri veya yukarı doğru uçuş sonucunda oluşur. Helikopter ileri doğru uçarken, ileri hızın bir bileşeni diske doğru yönelmiş olacak şekilde helikopter için rotor disk normalde öne doğru eğiktir. Helikopter yükseliyor veya alçalıyorsa, yine helikopterin yükseliş veya alçalış hızının bir bileşeni diske doğru yönelmiştir. Disk üzerinden geçen havanın kütle akış hızı veya toplam iç akış arttıkça, rotor kuvvetleri oluşturmak için havanın aynı oranda ivmelendirilmesine gerek duyulmamaktadır. Bu nedenle, yüksek uçuş hızlarında toplam iç akışın yaklaşık tamamı helikopterin ileri hızından kaynaklanmaktadır ve indüklenmiş iç akış çok

küçüktür. Doğrusal iç akış, momentum teorisi ile bulunan düz iç akışın bir devamı şeklindedir ve taşıma kuvvetinin radyal ve azimut yönlerindeki varyasyonlar nedeniyle iç akıştaki asimetriyi düzeltmek için yapılan bir tahmindir.

Rotor diski üzerinden geçen indüklenmiş iç hava akımı sabit kabul edilerek şu şekilde modellenmiştir:

$$\vec{V}_i = -\lambda_i \hat{k}_M \quad (2.175)$$

Deforme olmamış kanat koordinat sistemine dönüşümü yapıldığında,

$$\vec{V}_i = V_{ix,U} \hat{i}_U + V_{iy,U} \hat{j}_U + V_{iz,U} \hat{k}_U \quad (2.176)$$

Burada:

$$V_{ix,U} = -\beta_p \lambda_i \quad (2.177)$$

$$V_{iy,U} = 0 \quad (2.178)$$

$$V_{iz,U} = -\lambda_i \quad (2.179)$$

2.6.2 Firar kenarı flapı tarafından yapılan virtüel iş

Bu çalışmada, aktif firar kanadının aerodinamik katkısı kanat hareket denklemlerinde ilave yük vektörü olarak eklenmiştir. Bu kapsamda firar kenarı flapı menteşe momentlerinden ve firar kenarı flapının ilave aerodinamik yüklerinden kaynaklanan virtüel iş hesaplanmıştır.

Bunlara ek olarak, kullanılacak firar kenarı flapı modeline göre kinetik ve gerinim enerjisi denklemlerine ve kanat yüklerine firar kenarı flapı katkıları hesaplanmıştır.

Fırar kenarı flapı konum vektörleri

Şekil 2.7’de gösterildiği gibi fırar kenarı flapı üzerinde yatay düzlemde bir P' noktasında sonlu dm_f kütlesi olduğu kabul edilirse, bu kütlenin konum vektörü “F” koordinat düzleminde şu şekilde ifade edilir:

$$\vec{\rho}_F = [0 \quad y_F \quad z_F]_i \begin{Bmatrix} \hat{i}_F \\ \hat{j}_F \\ \hat{k}_F \end{Bmatrix} \quad (2.180)$$

Konum vektörü, “H” koordinat sisteminde şu şekilde ifade edilir:

$$\vec{\rho}_H = [0 \quad y_F \quad z_F]_i T_{FH} \begin{Bmatrix} \hat{i}_H \\ \hat{j}_H \\ \hat{k}_H \end{Bmatrix} \quad (2.181)$$

Konum vektörü, “D” koordinat sisteminde şu şekilde ifade edilir:

$$\vec{\rho}_D = \{[0 \quad y_F \quad z_F]_i T_{FH} + [0 \quad -d \quad 0]\} \begin{Bmatrix} \hat{i}_D \\ \hat{j}_D \\ \hat{k}_D \end{Bmatrix} \quad (2.182)$$

Konum vektörü, “L” koordinat sisteminde şu şekilde taşınır:

$$\vec{\rho}_L = \{ \{ [0 \quad y_F \quad z_F]_i T_{FH} + [0 \quad -d \quad 0] \} T_{DL} + [u \quad v \quad w] \} \begin{Bmatrix} \hat{i}_L \\ \hat{j}_L \\ \hat{k}_L \end{Bmatrix} \quad (2.183)$$

Konum vektörü, son olarak “U” koordinat sisteminde taşındığında aşağıdaki ifade elde edilir:

$$\begin{aligned}
\vec{\rho}_U &= \{ \{ [0 \quad y_F \quad z_F] T_{FH} + [0 \quad -d \quad 0] \} T_{DL} + [u \quad v \quad w] \} + [x \quad 0 \quad 0] \} \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} \\
&= \rho_{Ux} \hat{i}_U + \rho_{Uy} \hat{j}_U + \rho_{Uz} \hat{k}_U
\end{aligned} \tag{2.184}$$

Konum vektörü $\vec{\rho}_U$, flap atalet kuvvetlerinin hesaplanmasında kullanılmaktadır. Flapın deforme olmuş elastik eksene göre kesit momentlerinin hesaplanması için gerekli olan konum vektörü $\vec{\rho}_D$, “U” koordinat sisteminde şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{aligned}
\vec{\rho}_D &= \{ [0 \quad y_F \quad z_F] T_{FH} + [0 \quad -d \quad 0] \} T_{DL} \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} \\
&= \rho_{Dx} \hat{i}_U + \rho_{Dy} \hat{j}_U + \rho_{Dz} \hat{k}_U
\end{aligned} \tag{2.185}$$

Atalet kuvvetleri ve momentler

Firar kenarı flapından kaynaklanan ilave atalet kuvvetleri ve momentler “U” koordinat sisteminde hesaplanmıştır. Daha sonra bu ilave atalet kuvveti ve momentleri kanat atalet yükleri ile birleştirilerek toplam kesitsel kuvvet ve momentleri bulunmuştur. Firar kenarı flapı üzerindeki sonlu kütlenin ivmesi, Coriolis teoremi kullanılarak “U” koordinat sisteminde şu şekilde ifade edilir:

$$\vec{a} = \dot{\vec{\Omega}} \times \vec{\rho}_U + 2\vec{\Omega} \times \dot{\vec{\rho}}_U + \vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{\rho}_U + \ddot{\vec{\rho}}_U \tag{2.186}$$

Eş. 2.1 ve 2.4 kullanılarak, $\vec{\Omega}$ “U” koordinat sisteminde şu şekilde ifade edilebilir:

$$\vec{\Omega} = [\sin \beta_P \quad 0 \quad \cos \beta_P] \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} = [\beta_P \quad 0 \quad 1] \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} \tag{2.187}$$

Dolayısıyla, sonlu kütlenin ivmesi “U” koordinat sisteminde şu şekilde ifade edilir:

$$\vec{a} = a_{Ux}\hat{i}_U + a_{Uy}\hat{j}_U + a_{Uz}\hat{k}_U \quad (2.188)$$

Rotor göbeğinin ivmesinin sıfır olduğu ve kanat dönüş hızının, $\bar{\Omega}$ sabit olduğu kabul edilirse, Eş. 2.185’te yer alan $\dot{\bar{\Omega}} \times \vec{\rho}_U$ ve $\ddot{\vec{\rho}}_U$ terimleri sıfıra eşit olacaktır.

Firar kenarı flapının oluşturacağı ilave kesitsel atalet yükleri, birim elemandaki yükün tüm kanat kesiti boyunca integrali alınarak şu şekilde hesaplanır:

$$\begin{bmatrix} L_u^{I_f} & L_v^{I_f} & L_w^{I_f} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} = - \iint_{A_f} \vec{a} dm_f \quad (2.189)$$

Firar kenarı flapının oluşturacağı ilave kesitsel atalet momentleri, deforme olmuş elastik eksen sistemine göre şu şekilde hesaplanır:

$$\begin{bmatrix} M_x^{I_f} & M_y^{I_f} & M_z^{I_f} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{i}_U \\ \hat{j}_U \\ \hat{k}_U \end{Bmatrix} = - \iint_{A_f} \vec{\rho}_D \times \vec{a} dm_f \quad (2.190)$$

Şekil 2.7’de gösterilen firar kenarı flapının $\hat{j}_F$ eksenine göre simetrik olduğu ve $\hat{k}_F$ yönünde göreceli olarak ince olduğu kabul edilirse, Eş. 2.189 ve Eş. 2.190’da yer alan ve firar kenarı flapı kesiti boyunca hesaplanan integral ifadelerinde kullanılan bazı tanımlar aşağıdaki şekilde verilmiştir:

$$\iint_{A_f} dm_f = m_f \quad (2.191)$$

$$\int_{A_f} y_f dm_f = -m_f r_I = S_f \quad (2.192)$$

$$\int_{A_f} z_f dm_f = 0 \quad (2.193)$$

$$\int_{A_f} y_f^2 dm_f = m_f r_H^2 = I_f \quad (2.194)$$

$$\int_{A_f} z_f^2 dm_f \approx 0 \quad (2.195)$$

$$\int_{A_f} y_f z_f dm_f = 0 \quad (2.196)$$

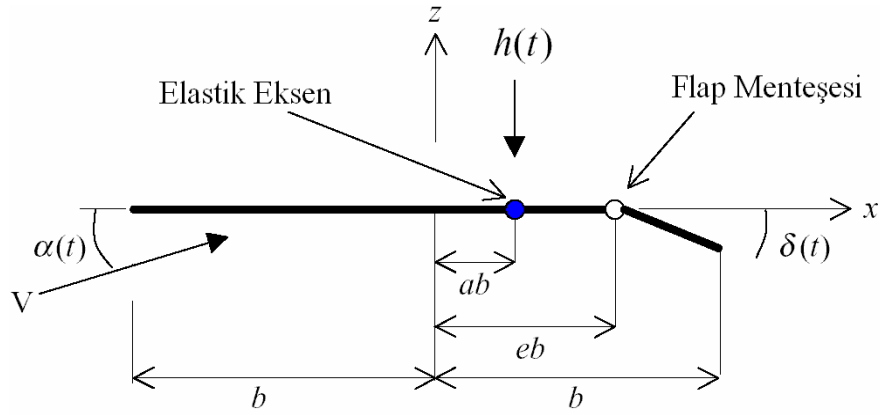
Düz firar kenarı flapı konfigürasyonunda, Eş. 2.189 ve Eş. 2.190'da yer alan firar kenarı flapı hareketinden bağımsız terimler önceden kanat atalet yüklerine dahil edilmişlerdir. Bu nedenle flapın atalet katkısı olarak, sadece firar kenarı flapı sapmalarını (δ , $\dot{\delta}$ ve $\ddot{\delta}$) içeren terimler dikkate alınmalıdır.

Firar kenarı flapı aerodinamiği

Bu bölümde firar kenarı flapı hareketleri nedeniyle oluşan ilave aerodinamik etkiler hesaplanacaktır.

Salınım hareketi yapan flapı olan bir kanat profilinin aerodinamiği ile ilgili klasik iki boyutlu şerit teorisi kullanılmaktadır. Bu çalışmada sıkıştırılmamış düz akışlı hava akımında Şekil 2.11'de gösterilen ince bir kanat profili ve flap yapısının küçük basit harmonik salınımlar sonucu uyguladığı aerodinamik yükler hesaplanmaktadır.

Sıkıştırılmamış ve viskoz olmayan bir akışkanda hareket eden boy/en oranı büyük bir kanat ve flap yapısı, aşağı yukarı yönde $h(t)$ ve kanat elastik eksenine göre yunuslama hareketi $\alpha(t)$ olmak üzere iki çeşit hareket yapmaktadır. Aerodinamik olarak dengelenmemiş firar kenarı flapı, flap menteşesi etrafında veter hattına göre $\delta(t)$ açısı ile dönmektedir.



Şekil 2.11. Dalma ve yunuslama hareketi yapan kanat profili ve flap yapısı [11]

Kaldırma kuvveti, kanat profili yunuslama momenti ve harmonik flap hareketleri sonucu oluşan flap menteşesi momenti katsayıları şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$C_N(t) = C_N^t(t) + 2\pi C(k)\delta_{qs} \quad (2.196)$$

$$C_M(t) = C_M^t(t) + \pi \left(a + \frac{1}{2} \right) C(k)\delta_{qs} + C_M^{qs}(t) \quad (2.197)$$

$$C_H(t) = C_H^t(t) - \frac{T_{12}}{2} C(k)\delta_{qs} + C_H^{qs}(t) \quad (2.198)$$

Eş. 2.196, Eş. 2.197 ve Eş. 2.198’de yer alan $C(k)$ indirgenmiş frekans, $k = \frac{\omega b}{V}$ olarak tanımlı Theodorsen’in kaldırma kuvvetindeki azalma fonksiyonu ve V serbest akım hızıdır. Bu denklemlerde yer alan δ_{qs} flap hareketi ile zorlanan yarı-durağan hücum açısını ifade eder ve şu şekilde hesaplanır:

$$\delta_{qs} = \left[\frac{T_{10}}{\pi} \delta + \frac{bT_{11}}{2\pi V} \dot{\delta} \right] \quad (2.199)$$

Eş. 2.196, Eş. 2.197 ve Eş. 2.198’de sirkülasyonsuz aerodinamik yükler $C'_N(t)$, $C'_M(t)$ ve $C'_H(t)$ ile quasi-durağan sirkülasyonlu aerodinamik yükler $C_M^{qs}(t)$ ve $C_H^{qs}(t)$ şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$C'_N(t) = \frac{b}{V^2} [-VT_4\dot{\delta} - bT_1\ddot{\delta}] \quad (2.200)$$

$$C'_M(t) = -\frac{1}{2V^2} [T_7 + (e-a)T_1] b^2 \ddot{\delta} \quad (2.201)$$

$$C'_H(t) = -\frac{1}{2V^2} \left[-\frac{1}{\pi} T_3 b^2 \ddot{\delta}_1 \right] \quad (2.202)$$

$$C_M^{qs}(t) = -\frac{1}{2V^2} \left[(T_4 + T_{10}) V^2 \delta + \left(T_1 - T_8 - (e-a)T_4 + \frac{1}{2} T_{11} \right) V b \dot{\delta} \right] \quad (2.203)$$

$$C_H^{qs}(t) = -\frac{1}{2V^2} \left[\frac{1}{\pi} V^2 (T_5 - T_4 T_{10}) \delta - \frac{1}{2\pi} T_4 T_{11} V b \dot{\delta} \right] \quad (2.204)$$

Yukarıdaki eşitliklerde yer alan $T_1 \sim T_{14}$ katsayıları geometrik katsayıları, a ve e boyutsuz kanat parametrelerini ifade etmektedir.

Theodersen tarafından geliştirilen bu kaldırma kuvveti ve moment ifadeleri frekans düzleminde yazılmış olup kanat profilinin ve flapın harmonik hareketi için kolaylık sağlar. Frekans düzleminde yazılmış olan bu yukarıdaki denklemler zaman düzleminde flapların keyfi ve düzensiz hareketi için Wagner’in indisli basamak cevabı ile Duhamel süperpozisyonu kullanılarak da yazılabilir [31, 32]. Aerodinamik kuvvetler zaman düzleminde şu şekilde yazılabilir:

$$C_N(t) = C'_N(t) + 2\pi \left[\delta_{qs}(0) \phi_W(S) + \int_0^S \frac{d\delta_{qs}}{d\sigma} \phi_W(S-\sigma) d\sigma \right] \quad (2.205)$$

$$C_M(t) = C_M^t(t) + C_M^{qs}(t) + \pi(a + \frac{1}{2}) \left[\delta_{qs}(0) \phi_W(S) + \int_0^S \frac{d\delta_{qs}}{d\sigma} \phi_W(S - \sigma) d\sigma \right] \quad (2.206)$$

$$C_H(t) = C_H^t(t) + C_H^{qs}(t) + \frac{T_{12}}{2} \left[\delta_{qs}(0) \phi_W(S) + \int_0^S \frac{d\delta_{qs}}{d\sigma} \phi_W(S - \sigma) d\sigma \right] \quad (2.207)$$

Burada ϕ_W Wagner fonksiyonudur ve Bessel fonksiyonu cinsinden şu şekilde ifade edilir:

$$S = \frac{Vt}{b} \quad (2.208)$$

Burada S boyutsuz zaman olup airfoilin yarım veterde yaptığı yer değiştirme olarak tanımlanır. Zamanlı sonlu elemanlar yaklaşımı ile, şu şekilde ifade edilebilir:

$$S = \frac{2\bar{V}\psi}{\bar{c}} \quad (2.209)$$

Zaman aralığı $\Delta\psi = \psi_i - \psi_{i-1}$ için,

$$\Delta S = \frac{2}{\bar{c}} \int_{\psi_{i-1}}^{\psi_i} \bar{V} d\psi = \frac{2}{\bar{c}} \int_{\psi_{i-1}}^{\psi_i} (x + \mu \sin \psi) d\psi \quad (2.210)$$

$$\Delta S = \frac{2}{\bar{c}} [x(\psi_i - \psi_{i-1}) - \mu(\cos \psi_i - \cos \psi_{i-1})] \quad (2.211)$$

Burada her bir i azimut adımıdır ve serbest akış hızı $\bar{V}$ aşağıdaki gibi ifade edilmiştir:

$$\bar{V} = x + \mu \sin \psi \quad (2.212)$$

Fırar kenarı flapı kaldırma kuvveti, yunuslama ve menteşe momentlerine ait katsayılar belirlendikten sonra kaldırma kuvveti, yunuslama ve menteşe momenti değerleri şu şekilde hesaplanır:

$$N^f = \frac{1}{2} \rho V^2 c C_N \quad (2.213)$$

$$M^f = \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 C_M \quad (2.214)$$

$$M_H^f = \frac{1}{2} \rho V^2 c^2 C_H \quad (2.215)$$

Bu ifadelerin boyutsuzlaştırılmış durumu şu şekildedir:

$$\bar{N}^f = \frac{\bar{V}^2}{6a} \gamma C_N \quad (2.216)$$

$$\bar{M}^f = \frac{\bar{V}^2}{6a} \gamma \bar{c} C_M \quad (2.217)$$

$$\bar{M}_H^f = \frac{\bar{V}^2}{6a} \gamma \bar{c} C_H \quad (2.218)$$

Normal kuvvet $\bar{N}^f$, deforme olmuş kanat eksenine şu şekilde taşınır:

$$\bar{L}_v = \bar{N}^f \sin \alpha \quad (2.219)$$

$$\bar{L}_w = \bar{N}_f \cos \alpha \quad (2.220)$$

Küçük açı kabulü yapıldığında, Eş. 2.219 ve Eş. 2.220 aşağıdaki şekilde yazılır:

$$\bar{L}_v = -\frac{\gamma}{6a} C_N \bar{U}_T \bar{U}_P \quad (2.221)$$

$$\bar{L}_w = \frac{\gamma}{6a} C_N \bar{U}_T^2 \quad (2.222)$$

Eş. 2.221 ve Eş. 2.222’de verilen kuvvetler deforme olmamış kanat eksenine taşınırsa:

$$\begin{bmatrix} L_v^{A_f} \\ L_w^{A_f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_1 & -\sin \theta_1 \\ \sin \theta_1 & \cos \theta_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{L}_v \\ \bar{L}_w \end{bmatrix} \quad (2.223)$$

Flap yunuslama momenti deforme olmamış kanat düzleminde yaklaşık olarak şu şekilde bulunur:

$$M_\phi^{A_f} \approx \bar{M}^f \quad (2.224)$$

Fırar kenarı flapı aerodinamik yükleri $L_v^{A_f}$, $L_w^{A_f}$ ve $M_\phi^{A_f}$ Eş. 2.137, Eş. 2.138, Eş. 2.139 ve Eş. 2.140’da ifade edilen kanat aerodinamik yüklerine eklenerek, fırar kenarı flapının bulunduğu bölgede oluşan toplam kanat aerodinamik yükleri bulunur.

3. ROTOR KANADI CEVABININ HESAPLANMASI

Bu bölümde kanadın aeroelastik cevabını, rotor göbeği yüklerini ve firar kenarı flapının değişik şartlarda kanat yüklerine ve titreşim seviyelerine etkilerini incelemek üzere bir önceki bölümde oluşturulan hareket denklemlerinin çözüm yöntemi sunulmuştur.

Hareket denklemleri, helikopterin değişik uçuş şartlarında zaman göre sonlu elemanlar analizi yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Modal analiz yapılarak kanadın doğal frekansları ve mod şekilleri hesaplanmıştır.

3.1. Boyutsuzlaştırma

Bu çalışmada tüm hesaplamalar boyutsuz terimler kullanılarak yapılmıştır. Boyutsuz terimlerle çalışmanın sağladığı en temel fayda, farklı özelliklerdeki helikopter rotor kanatları arasında daha sistematik ve doğrudan bir kıyaslama yapma imkanı vermesidir. Büyük bir rotor kanadı küçük bir rotor kanadına göre farklı aerodinamik kuvvetler sağlar, ancak boyutsuzlaştırılmış kuvvetler her iki kanat için aynı olabilir.

Boyutsuz terimlerle ifade edilen bazı niceliklerin fiziksel anlamı kolayca anlaşılabilirken, bazı terimlerin fiziksel olarak ne anlama geldiği tam olarak ifade edilemediğinden boyutsuz terimlerle çalışırken dikkatli olunması gerekmektedir.

Yapılan hesaplamalarda kullanılan nicelikler Çizelge 3.1’de verilen temel ölçek parametreleri kullanılarak boyutsuzlaştırılmıştır. Bu terimler Çizelge 3.2’deki gibi bir araya getirilerek daha karmaşık nicelikler ifade edilebilir.

Çizelge 3.1. Temel boyutsuzlaştırma parametreleri [2]

Fiziksel Değer	Referans Parametre
Uzunluk	R
Zaman	$1/\Omega$
Kütle/Uzunluk	m_0

Çizelge 3.2. Karmaşık boyutsuzlaştırma parametreleri [2]

Fiziksel Değer	Referans Parametre
Hız	ΩR
İvme	$\Omega^2 R$
Kuvvet	$m_0 \Omega^2 R^2$
Moment, Enerji veya İş	$m_0 \Omega^2 R^3$
Yoğunluk	m_0 / R^2

Referans birim uzunluğun kütlesi, m_0 tanımına özel dikkat gerekmektedir. Bu değer, ele alınan kanatla aynı flap ataletine sahip düzgün dağılımlı bir kanadın birim uzunluğunun kütlesi olarak tanımlanmıştır. Bu nedenle, düzgün dağılımlı olmayan bir kanadın referans birim uzunluğunun kütlesi şu şekilde hesaplanır:

$$m_0 = \frac{3I_b}{R^3} = \frac{3 \int_0^R m r^2 dr}{R^3} \quad (3.1)$$

Ayrıca, azimut açısı boyutsuz zaman olarak ele alınabilir. Bu durumda, rotor dönüş hızı Ω sabit kabul edilirse, zamana göre türev ifadeleri şu şekilde tanımlanabilir:

$$\psi = \Omega t \quad (3.2)$$

$$\dot{(\)} = \frac{d(\)}{dt} = \frac{d(\)}{d\psi} \frac{d\psi}{dt} = \Omega \frac{d(\)}{d\psi} \quad (3.3)$$

$$\ddot{(\)} = \frac{d^2(\)}{dt^2} = \frac{d^2(\)}{d\psi^2} \frac{d^2\psi}{dt^2} = \Omega^2 \frac{d^2(\)}{d\psi^2} \quad (3.4)$$

3.2. Terimlerin İhmal Edilebilirlik Dereceleri

Rotor kanadı cevabını hesaplamak için oluşturulan denklemlerde bütün terimleri dikkate almak ve formülasyona eklemek çok kullanışlı olmamaktadır. Formülasyondaki yüksek dereceli küçük terimleri atarak toplam terim sayısını

azaltmak ve analizin hassasiyetini koruyarak formülasyonu kullanılabilir hale getirmek için terimlerin ihmal edilebilirlik derecesi sınıflandırması yapılmaktadır. Terimlerin ihmal edilebilirlik derecesi sınıflandırması metodu, helikopter gibi döner kanat hava sistemlerinin analizinde sıklıkla kullanılmakta olan bir yöntemdir. Bu yöntemle, formülasyondaki bazı terimler bağıl büyüklüklerine göre sistematik olarak ihmal edilmektedir [27].

Terimlerin ihmal edilebilirlik dereceleri için, 1'den çok çok küçük birimsiz bir ε sayısı tanımlanmıştır. ($\varepsilon \ll 1$). Her terime, ε 'nin kuvvetleri cinsinden bir bağıl büyüklük verilmiştir. Bu analizde kullanılan bazı terimlerin dereceleri Çizelge 3.3'te verilmiştir. Derecesi ε^2 veya daha düşük olan terimler korunmuş, ancak derecesi ε^3 ve daha büyük olan terimler ihmal edilmiştir. Farklı nicelikler birbiri ile çarpıldığında bu dereceler de birleştirilmiştir.

Çizelge 3.3. Terimlerin ihmal edilebilirlik dereceleri [2]

Terim listesi	Derecesi
EA	$O(\varepsilon^{-2})$
$x_{CG}, y_{CG}, c, d, e_d, e_g$	$O(1)$
$\frac{\partial}{\partial \psi}, \frac{\partial}{\partial x}, \Omega, \dot{\Omega}, g$	$O(1)$
$V_x, V_y, V_z, \cos \psi, \sin \psi,$	$O(1)$
θ_0, θ_1	$O(1)$
m, EI_{yy}, EI_{zz}, GJ	$O(1)$
$v, w, \phi, \hat{\phi}, \alpha_s, \beta_p$	$O(\varepsilon)$
$k_A, k_{m_1}, k_{m_2}, k_{m_1}^2, k_{m_2}^2$	$O(\varepsilon)$
$\lambda, \eta_r, c_0, f_0$	$O(\varepsilon)$
λ_T, u	$O(\varepsilon^2)$

Derecesi ε^{-1} veya daha küçük (daha küçük negatif derece) terimlerde dikkatli olunmalıdır. Bu şekilde terimlerle işlemlerde, bütün çarpma işlemleri uygulanmadan ihmal etme derecelendirmesi uygulanmamalıdır. Aksi takdirde, daha sonra ε^{-3} veya ε^{-2} dereceli terimle çarpıldıktan sonra kalabilecek bir ε^3 dereceli terim, ihmal edilebilir.

Burulma terimleri $k_{m_1}^2$ ve $k_{m_2}^2$ için ayrıca özel dikkat gerekmektedir. Normalde ε^2 dereceli olması gereken bu terimler, bu çalışmada ε dereceli olarak ele alınacaktır. Burulma denklemlerinde burulma ile ilgili terimlerin çoğu flaplama ya da ileri-geri eğilme terimlerine göre daha küçüktür ve bu nedenle burulma ile ilgili bazı terimler korunarak denklemlerde daha fazla burulma terimi kalması sağlanmaktadır.

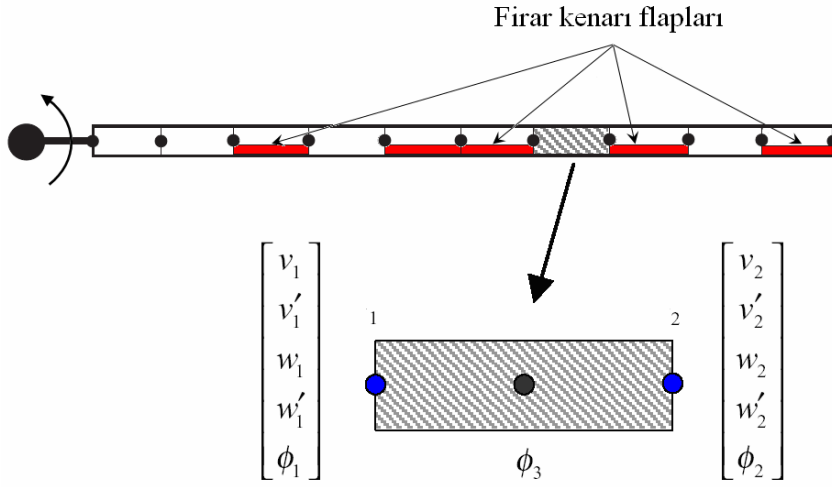
3.3. Sonlu Elemanlar Analizi

Sonlu elemanlar analizi kullanılarak, kanadın hareketini ifade eden kısmi diferansiyel denklemler adi diferansiyel denklemlere dönüştürülmüştür. Galerkin'in ağırlıklı artanlar metodu kullanılarak bir sonlu elemanlar analizi yapılmıştır.

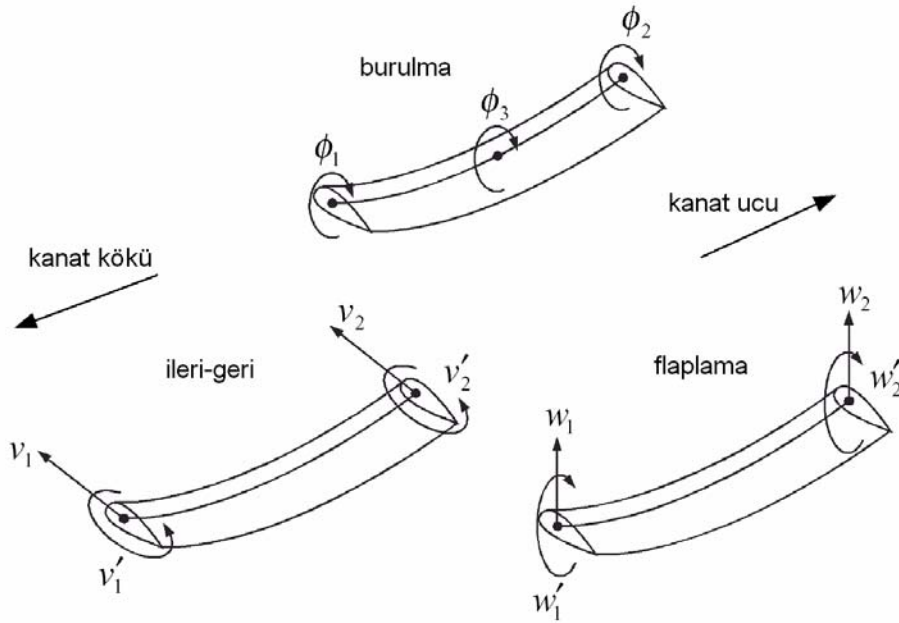
Sürekli kanat modeli, her biri 11 serbestlik derecesine sahip sonlu elemanlara bölünmüştür. Şekil 3.1'de her bir elemanın serbestlik derecesi gösterilmektedir.

Herhangi bir elemanın her iki ucunda flaplama ve ileri-geri eğilme yer değiştirmeleri ve açıları olmak üzere toplam 8 serbestlik derecesi, elemanın her iki ucunda ve ortadaki bir noktadaki burulma dönüşleri için toplam 3 serbestlik derecesi vardır. Şekil 3.1 ve 3.2'deki v , w ve ϕ , sırasıyla ileri-geri, flaplama ve burulma serbestlik derecelerini ifade etmektedir.

Literatürde yer alan bazı çalışmalarda, eksenel yönde yer değiştirmeyi ifade etmek için ilave 4 serbestlik derecesi daha kullanılmaktadır. Bu çalışmada, kanadın eksenel uzaması ihmal edildiğinden, bu ilave 4 serbestlik derecesi kullanılmayacaktır.



Şekil 3.1. Firar kenarı flaplı rotor kanadının sonlu elemanlar modeli [2]



Şekil 3.2. Sonlu elemanlar düğüm noktaları ve serbestlik dereceleri [2]

Bir sonlu elemanın herhangi bir noktasındaki deformasyonlar, düğüm noktalarındaki deformasyonların biçim fonksiyonları ile çarpılması ile bulunur. Flaplama ve ileri-geri serbestlik derecesindeki deformasyonları için üçüncü dereceden H_v ve H_w Hermite polinomları veya biçim fonksiyonları, burulma serbestlik derecesindeki

deformasyonlar için ikinci dereceden H_ϕ Lagrange biçim fonksiyonları kullanılmıştır. Bu biçim fonksiyonları aşağıdaki gibi tanımlanmışlardır:

$$v = H_v v \quad (3.5)$$

$$w = H_w w \quad (3.6)$$

$$\phi = H_\phi \phi \quad (3.7)$$

$$v = \begin{Bmatrix} v_1 \\ v'_1 \\ v_2 \\ v'_2 \end{Bmatrix} \quad (3.8)$$

$$w = \begin{Bmatrix} w_1 \\ w'_1 \\ w_2 \\ w'_2 \end{Bmatrix} \quad (3.9)$$

$$\phi = \begin{Bmatrix} \phi_1 \\ \phi_3 \\ \phi_2 \end{Bmatrix} \quad (3.10)$$

$$H_v = \begin{Bmatrix} H_{v_1} \\ H_{v'_1} \\ H_{v_2} \\ H_{v'_2} \end{Bmatrix}^T = \begin{Bmatrix} 2\eta^3 - 3\eta^2 + 1 \\ l(\eta^3 - 2\eta^2 + \eta) \\ -2\eta^3 + 3\eta^2 \\ l(\eta^3 - \eta^2) \end{Bmatrix}^T = \begin{Bmatrix} H_{w_1} \\ H_{w'_1} \\ H_{w_2} \\ H_{w'_2} \end{Bmatrix}^T = H_w \quad (3.11)$$

Burada l eleman boyu ve x_e incelenen noktanın elemanın iç taraftaki düğüm noktasından uzaklığı olmak üzere $\eta = x_e/l$ olarak tanımlanmıştır.

Burulma deformasyonları için kullanılan polinom veya şekil fonksiyonu aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$H_{\phi} = \begin{Bmatrix} H_{\phi_1} \\ H_{\phi_3} \\ H_{\phi_2} \end{Bmatrix}^T = \begin{Bmatrix} 2\eta^2 - 3\eta + 1 \\ -4\eta^2 + 4\eta \\ 2\eta^2 - \eta \end{Bmatrix}^T \quad (3.12)$$

3.4. Kanadın Aeroelastik Cevabının Hesaplanması

Aktif firar kenarı flaplı rotor kanadı için Hamilton prensibi şu şekilde ifade edilebilir:

$$\delta\Pi = \int_0^{2\pi} (\delta U - \delta T - \delta W) \delta\psi = 0 \quad (3.13)$$

Burada δU gerilim enerjisindeki değişimi, δT kinetik enerjideki değişimi ve δW dış kuvvetler tarafından yapılan işteki değişimi ifade etmektedir.

Aktif firar kenarı flaplarının oluşturduğu atalet ve aerodinamik etkiler, δW ifadesi içine ilave virtüel iş olarak eklenmektedir. Firar kenarı flapının toplam gerinim enerjisine etkisinin çok az olduğu ve dolayısıyla flapların varlığından dolayı yaylanmadaki değişimin ihmal edilebilir olduğu kabul edilmiştir.

Herhangi bir b numaralı firar kenarı flaplı kanat için, Eş. 3.13'te verilen enerjideki değişim, süreksiz formda şu şekilde ifade edilebilir:

$$\delta\Pi_b = \int_0^{2\pi} \left[\sum_{i=1}^{N_{el}} (\Delta_i) \right]_b d\psi \quad (3.14)$$

$$\Delta_i = \delta U_i - \delta T_i - \delta W_i \quad (3.15)$$

Burada i kanattaki i 'inci çubuk elemanını, N_{el} kanat modelindeki toplam uzaysal sonlu eleman sayısını ve Δ_i ise i 'inci kanat elemanının enerjisindeki değişimi ifade etmektedir.

Sonlu elemanlar metodu, Eş. 3.15'teki i 'inci kanat elemanına uygun şekil fonksiyonu ile uygulanırsa, aşağıdaki ifade elde edilir:

$$\Delta_i^b = \delta q_i^T (M_b^i \ddot{q}_i + C_b^i \dot{q}_i + K_b^i q_i - F_b^i) \quad (3.16)$$

Burada M_b^i , C_b^i , K_b^i ve F_b^i sırasıyla i 'inci kanat elemanının kütle, sönümlleme ve yay matrisleri ve yük vektörünü ifade etmektedir. Bu denklemdaki q_i kanat elemanının düğüm yer değiştirme vektörüdür ve şu şekilde ifade edilir:

$$q_i^T = [v_1 \quad v_1' \quad w_1 \quad w_1' \quad \phi_1 \quad \phi_3 \quad v_2 \quad v_2' \quad w_2 \quad w_2' \quad \phi_2] \quad (3.17)$$

Fırar kenarı flapının enerjisindeki değişim şu şekilde ifade edilebilir:

$$\Delta_i^f = \delta q_i^T (M_f^i \ddot{q}_i + C_f^i \dot{q}_i + K_f^i q_i - F_f^i) \quad (3.18)$$

Burada M_f^i , C_f^i , K_f^i ve F_f^i sırasıyla fırar kenarı flapının kütle, sönümlleme ve yay matrisleri ve yük vektörünü ifade etmektedir.

Fırar kenarı flapının katkısı, flapın yerleştirildiği kanat elemanlarına eklenmektedir. Doğrusal terimler karşılık gelen kanat elemanı kütle, sönümlleme ve yay matrislerine eklenir. Diğer sabit terimler ve doğrusal olmayan terimler ilgili kanat elemanının yük vektörüne eklenir.

Fırar kenarı flapının bulunduğu i 'inci kanat elemanının enerjisindeki değişim, Eş. 3.16 ve Eş. 3.18'in bir araya toplanmasıyla şu şekilde ifade edilir:

$$\Delta_i = \Delta_i^b + \Delta_i^f \quad (3.19)$$

$$\Delta_i = \delta q_i^T \left[(M_b^i + M_f^i) \ddot{q}_i + (C_b^i + C_f^i) \dot{q}_i + (K_b^i + K_f^i) q_i - (F_b^i + F_f^i) \right] \quad (3.20)$$

Her bir kanat elemanının katkısı bir araya getirilerek kanat genel düğümsel yer değiştirme vektörü terimleri ile oluşturulan doğrusal olmayan genel hareket denklemi aşağıdaki gibi elde edilir:

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = F \quad (3.21)$$

Burada M , C , K ve F sırasıyla kanadın genel kütle, sönümleme ve yay matrisleri ve yük vektörünü ifade etmektedir. Buradaki yük vektörü F , fırar kenarı flapının atalet ve aerodinamik etkilerini de içermektedir. Bu denklemde q kanat genel yer değiştirme vektörüdür. Bu terimler aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$q = \sum_{i=1}^{N_{el}} q_i \quad (3.22)$$

$$M = \sum_{i=1}^{N_{el}} (M_b^i + M_f^i) \quad (3.23)$$

$$C = \sum_{i=1}^{N_{el}} (C_b^i + C_f^i) \quad (3.24)$$

$$K = \sum_{i=1}^{N_{el}} (K_b^i + K_f^i) \quad (3.25)$$

$$F = \sum_{i=1}^{N_{el}} (F_b^i + F_f^i) \quad (3.26)$$

Kanat genel yer değiştirme vektörü q , mod şekillerinin ve normal mod koordinatlarının doğrusal kombinasyonu olarak şu şeklide ifade edilebilir:

$$q = \Phi p \quad (3.27)$$

Burada Φ dönüşüm matrisi olup normal modlardan oluşmaktadır. Genellikle üç flap, üç ileri-geri ve iki burulma modu analizlerde yeterli hassasiyette çözüm elde etmeye yeterli olmaktadır. Normal modlar, kanadın vakumlu ortamda sabit hücum açısı ile dönüşü ile hesaplanır. Yukarıdaki denklemde p normal mod koordinatlarını ifade etmektedir.

Normal mod dönüşümleri uygulandığında, normal mod eşitlikleri, Eş. 3.21'e göre daha az sayıda serbestlik derecesine sahip aşağıdaki denklemlere dönüşür:

$$\overline{M}\ddot{p} + \overline{C}(\psi)\dot{p} + \overline{K}(\psi)p = \overline{F}(\psi, p) \quad (3.28)$$

Burada, $\overline{M}$, $\overline{C}$, $\overline{K}$ ve $\overline{F}$ sırasıyla kanadın modal kütle, sönümleme ve yay matrisleri ve yük vektörünü ifade eder ve bu terimler aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\overline{M} = \Phi^T M \Phi \quad (3.29)$$

$$\overline{C} = \Phi^T C \Phi \quad (3.30)$$

$$\overline{K} = \Phi^T K \Phi \quad (3.31)$$

$$\overline{F} = \Phi^T F \quad (3.32)$$

Eş. 3.28 doğrusal olmayan, periyodik ve adi diferansiyel denklem olup, zamanlı sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak nümerik olarak çözülebilir. Bu denklem, Hamilton prensibi kullanılarak şu şekilde yazılabilir:

$$\int_0^{2\pi} \delta p^T (\bar{M}\ddot{p} + \bar{C}\dot{p} + \bar{K}p - \bar{F}) d\psi = 0 \quad (3.33)$$

Eş. 3.33 düzenlenirse, aşağıdaki birinci dereceden ifade elde edilir:

$$\int_0^{2\pi} \begin{Bmatrix} \delta p \\ \delta \dot{p} \end{Bmatrix}^T \begin{Bmatrix} F - \bar{C}\dot{p} - \bar{K}p \\ \bar{M}\dot{p} \end{Bmatrix} d\varphi = \begin{Bmatrix} \delta p \\ \delta \dot{p} \end{Bmatrix}^T \begin{Bmatrix} \bar{M}p \\ 0 \end{Bmatrix} \Big|_0^{2\pi} \quad (3.34)$$

Bu denklemin sağ tarafı, cevabın periyodik olması, yani $p(0) = p(2\pi)$ ve $\dot{p}(0) = \dot{p}(2\pi)$ olması nedeniyle sıfırdır. Ayrıca bu denklemde $\bar{M}$ matrisinin zamana bağımlı herhangi bir terim içermediği kabul edilmiştir.

Burada, aşağıdaki gibi y ve Q şeklinde iki vektör tanımlanırsa,

$$y = \begin{Bmatrix} p \\ \dot{p} \end{Bmatrix} \quad (3.35)$$

$$Q = \begin{Bmatrix} F - \bar{C}\dot{p} - \bar{K}p \\ \bar{M}\dot{p} \end{Bmatrix} \quad (3.36)$$

Eş. 3.34 aşağıdaki şekli alır:

$$\int_0^{2\pi} \delta y^T Q d\psi = 0 \quad (3.37)$$

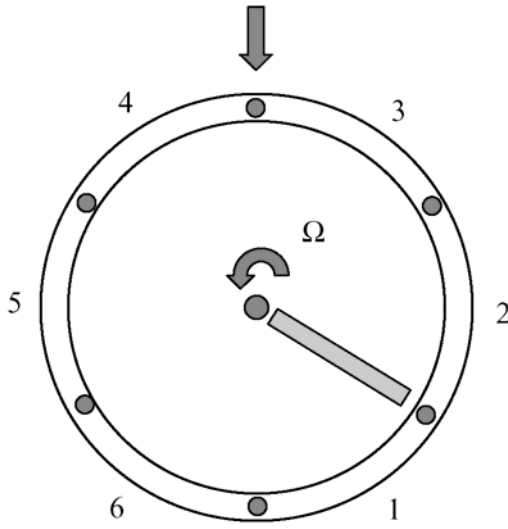
Bu eşitlikte Q vektörü, tüm doğrusal olmayan terimler $\bar{F}$ terimi içinde yer aldığı için doğrusal değildir. Ancak, $\bar{M}$, $\bar{C}$ ve $\bar{K}$ matrisleri yer değiştirmeye bağımlı değildir.

Hamilton prensibi üzerine zamana bağımlı sonlu elemanlar metodu kullanarak Eş. 3.37 sonlu zaman dilimlerine ayrılabilir. Bir rotor kanadı dönüşünden oluşan toplam zaman periyodu, Şekil 3.3'te gösterildiği gibi eşit aralıklı zamanlı elemanlara gibi

bölünebilir. Bu durumda, kanat hareketini tanımlayan Eş. 3.37, tüm zaman elemanlarında eleman denklemlerinin toplamı şeklinde ifade edilebilir:

$$\sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} \delta y_i^T Q_i d\psi = 0 \quad (3.38)$$

Burada N_t , kullanılan toplam zaman elemanı sayısını ifade eder ve $\psi_1 = 0$ iken $\psi_{N_t+1} = 2\pi$ 'dir.



Şekil 3.3. Zamanlı sonlu elemanlar [2]

Eş. 3.38'in, durağan durum değeri $y_0 = \begin{Bmatrix} p_0 \\ \dot{p}_0 \end{Bmatrix}$ etrafında birinci dereceden Taylor serisi açılımı aşağıdaki gibidir:

$$\sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} \delta y_i^T Q_i(y_0 + \Delta y) d\psi = \sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} \delta y_i^T [Q_i(y_0) + K_{ti}(y_0) \Delta y] d\psi = 0 \quad (3.39)$$

Burada,

$$K_{ti} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \bar{F}}{\partial p} - \bar{K} & \frac{\partial \bar{F}}{\partial \dot{p}} - \bar{C} \\ 0 & \bar{M} \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

Azimet etrafında normal modal yer değıştirme vektörü p 'nin yaklaşık değeri Lagrange polinomlarını şekil fonksiyonu olarak kullanarak bulunabilir. Dolayısıyla, i 'inci bir zaman elemanı için normal modal yer değıştirme vektörü, zamanlı şekil fonksiyonu H_i ve zamanlı düğüm noktası yer değıştirme vektörü ξ_i ile aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$p_i(\varphi) = H_i \xi_i \quad (3.41)$$

$$\dot{p}_i(\varphi) = \dot{H}_i \xi_i \quad (3.42)$$

Eş. 3.40, Eş. 3.41 ve Eş. 3.42, Eş. 3.39'da yerlerine konulursa, aşağıdaki ifade elde edilir:

$$\sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} \delta \xi_i^T N^T [Q_i + K_{ti} N \Delta \xi_i] d\psi = 0 \quad (3.43)$$

Burada,

$$y = \begin{Bmatrix} p \\ \dot{p} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} H_i(\psi) \\ \dot{H}_i(\psi) \end{Bmatrix} \xi = N(\psi) \xi \quad (3.44)$$

Eleman denklemleri genel denklemlerde bir araya getirildiğinde, Eş. 3.43 aşağıdaki şekli alır:

$$Q^G + K_i^G \Delta \xi^G = 0 \quad (3.45)$$

Burada,

$$Q^G = \sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} N^T Q_i d\psi \quad (3.46)$$

$$K_t^G = \sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} N^T K_{ti} N d\psi \quad (3.47)$$

$$\Delta \xi^G = \sum_{i=1}^{N_t} \Delta \xi_i \quad (3.48)$$

Eş. 3.45 zamana göre parçalı doğrusal olmayan cebirsel eşitlik olup, Newton-Raphson metodu kullanılarak çözülmektedir. Herhangi n 'inci bir iterasyonda cevap aşağıdaki gibi güncellenebilir:

$$\xi_{n+1}^G = \xi_n^G + \Delta \xi_n^G \quad (3.49)$$

ξ_0^G cevabına ait ilk tahmin, $Q^G(\xi_0^G) = 0$ denkleminin çözümünden elde edilir. Bu çözüm sırasında içerisindeki doğrusal olmayan tüm terimler ihmal edilir. $\Delta \xi_n^G \cong 0$ olması, durağan sistem cevabının yakınsak çözüme ulaştığını gösterir.

3.4.1. Kanat matrisleri

Sistem cevabını bulabilmek için Eş. 3.33'de yer alan kesitsel integrallerin tüm kanat boyunu ele alacak şekilde sonlu elemanlara dönüştürülmesi gerekmektedir. Bu amaçla Eş. 3.11 ve Eş. 3.12'de verilen biçim fonksiyonları kullanılmaktadır. Eş. 2.58 ve Eş. 2.84'te yer alan ifadeler Eş. 3.21 içinde birleştirilip integraller alındığında, ileri-geri v , flaplama w ve burulma ϕ serbestlik dereceleri için aşağıdaki denklemler elde edilir:

İleri-geri v serbestlik için:

$$\begin{aligned}
& \left[v''(EI_{zz} \cos^2 \theta_0 + EI_{yy} \sin^2 \theta_0) + w''(EI_{zz} - EI_{yy}) \cos \theta_0 \sin \theta_0 - \hat{\phi}' EB_2 \theta_0' \cos \theta_0 \right] \\
& - m \left[v + e_g \cos \theta_0 - e_g \hat{\phi} \sin \theta_0 + 2\beta_p \dot{w} + 2e_g (\dot{v}' \cos \theta_0 + \dot{w}' \sin \theta_0) - \ddot{v} + e_g (\ddot{\theta}_0 + \ddot{\hat{\phi}}) \sin \theta_0 \right. \\
& \left. + 2 \int_0^x (\dot{v}' \dot{v}' + \dot{w}' \dot{w}') dx \right] - me_g \left[x \cos \theta_0 + 2\dot{v} \cos \theta_0 - x \hat{\phi} \sin \theta_0 \right] \\
& + \left[mv' \int_x^1 (x + 2\dot{v}) dx \right]' - L_{AF_v} = 0
\end{aligned} \tag{3.50}$$

Flaplama w serbestlik için:

$$\begin{aligned}
& \left[w''(EI_{yy} \cos^2 \theta_0 + EI_{zz} \sin^2 \theta_0) + v''(EI_{zz} - EI_{yy}) \cos \theta_0 \sin \theta_0 - \hat{\phi}' EB_2 \theta_0' \sin \theta_0 \right] \\
& - m \left[\ddot{w} - e_g (\ddot{\theta}_0 + \ddot{\hat{\phi}}) \cos \theta_0 - \beta_p (x + 2\dot{v}) \right] - me_g \left[x \sin \theta_0 + 2\dot{v} \cos \theta_0 + x \hat{\phi} \cos \theta_0 \right] \\
& + \left[mw' \int_x^1 (x + 2\dot{v}) dx \right]' - L_{AF_w} = 0
\end{aligned} \tag{3.51}$$

Burulma ϕ serbestlik için:

$$\begin{aligned}
& w''^2 (EI_{zz} - EI_{yy}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 - v'' w'' (EI_{zz} - EI_{yy}) \cos 2\theta_0 \\
& + v''^2 (EI_{zz} - EI_{yy}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 - \left[EC_1 \hat{\phi}'' + EC_2 (w'' \cos \theta_0 - v'' \sin \theta_0) \right]' \\
& - \left[GJ (\hat{\phi}' + w' v'') + EB_1 \theta_0'^2 \hat{\phi}' - EB_2 \hat{\phi}' (v'' \cos \theta_0 + w'' \sin \theta_0) \right] \\
& - m \left[-k_m^2 (\ddot{\hat{\phi}} + \ddot{\theta}_0) - \Omega^2 (k_{m_2}^2 - k_{m_1}^2) \cos \theta_0 \sin \theta_0 - e_g (\ddot{v} \sin \theta_0 - \ddot{w} \cos \theta_0) \right. \\
& \left. - x \beta_p e_g \cos \theta_0 + e_g x (v' \sin \theta_0 - w' \cos \theta_0) - v e_g \sin \theta_0 - \hat{\phi} (k_{m_2}^2 - k_{m_1}^2) \cos 2\theta_0 \right]
\end{aligned} \tag{3.52}$$

Kanat matris elemanlarını bulmak için integral ifadelerini sonlu elemanlara bölmede izlenen yöntemi anlatmada örnek olarak Eş. 3.58'de T_v ifadesindeki doğrusal bir terimi ele alınmıştır:

$$\int_0^R m \Omega^2 v \delta v dx = \sum_{i=1}^{N_{el}} \int_0^L \delta v \left(H_v^T m \Omega^2 H_v \right) v d\eta \quad (3.53)$$

Burada L herhangi bir i elemanın boyu, parantez içindeki terim 4×4 yay matrisi olup kanada ait genel yay matrisinin K_{vv} elemanıdır. Bu integral ifadesinde δ -terimi yay matrisinin satırını ve doğrusal terim sütununu oluşturmaktadır. Bu örnekte her iki terim de v olduğundan, ifade K_{vv} matrisine ait olmaktadır. Mesela, $w \delta \phi$ içeren doğrusal bir terim $K_{w\phi}$ matrisine dahil edilir, bu matriste w sütun ve ϕ olarak alınır.

Zamana göre birinci türev içeren ifadeler sönümlleme matrisine ve zamana göre ikinci türevi içeren ifadeler kütle matrisine dahil edilirler. Kütle ve sönümlleme matrisleri kinetik enerji denkleminde elde edilmektedir. Bu yöntemle Eş. 3.50, Eş. 3.51 ve Eş. 3.52'den kanadın kütle, yay ve sönümlleme matrisleri aşağıdaki gibi elde edilir:

Kütle matrisi M :

$$M = \begin{bmatrix} M_{vv} & M_{vw} & M_{v\phi} \\ M_{wv} & M_{ww} & M_{w\phi} \\ M_{\phi v} & M_{\phi w} & M_{\phi\phi} \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

Burada ,

$$M_{vv} = \int_0^1 m H_v^T H_v d\eta \quad (3.55)$$

$$M_{ww} = \int_0^1 m H_w^T H_w d\eta \quad (3.56)$$

$$M_{\phi\phi} = \int_0^1 m k_m^2 H_\phi^T H_\phi d\eta \quad (3.57)$$

$$M_{vw} = M_{vw}^T = \bar{0} \quad (3.58)$$

$$M_{v\phi} = M_{\phi v}^T = -\int_0^1 m e_g \sin \theta_0 H_v^T H_v d\eta \quad (3.59)$$

$$M_{w\phi} = M_{\phi w}^T = \int_0^1 m e_g \cos \theta_0 H_w^T H_w d\eta \quad (3.60)$$

Yay matrisi K :

$$K = \begin{bmatrix} K_{vv} & K_{vw} & K_{v\phi} \\ K_{wv} & K_{ww} & K_{w\phi} \\ K_{\phi v} & K_{\phi w} & K_{\phi\phi} \end{bmatrix} \quad (3.61)$$

Burada

$$K_{vv} = \int_0^1 (EI_{zz} \cos^2 \theta_0 + EI_{yy} \sin^2 \theta_0) H_v^{''T} H_v^{''} d\eta - \int_0^1 m \Omega^2 H_v^T H_v d\eta \quad (3.62)$$

$$K_{ww} = \int_0^1 (EI_{zz} \sin^2 \theta_0 + EI_{yy} \cos^2 \theta_0) H_w^{''T} H_w^{''} d\eta \quad (3.63)$$

$$\begin{aligned} K_{\phi\phi} = & \int_0^1 m \Omega^2 (k_{m_2}^2 - k_{m_1}^2) \cos \theta_0 \sin \theta_0 H_\phi^T H_\phi d\eta + \int_0^1 (GJ - EB_1 \theta_0'^2) H_\phi'^T H_\phi' d\eta \\ & + \int_0^1 EC_1 H_\phi^{''T} H_\phi^{''} d\eta \end{aligned} \quad (3.64)$$

$$K_{vw} = K_{vw}^T = \int_0^1 (EI_{zz} - EI_{yy}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 H_v^{''T} H_\phi^{''} d\eta \quad (3.65)$$

$$\begin{aligned}
K_{w\phi} = K_{\phi w}^T &= \int_0^1 m\Omega^2 x e_g \cos \theta_0 \cos \theta_0 H_w'^T H_\phi d\eta - \int_0^1 EB_2 \theta_0' \sin \theta_0 H_w''^T H_\phi' d\eta \\
&+ \int_0^1 EC_2 \cos \theta_0 H_w''^T H_\phi'' d\eta
\end{aligned} \quad (3.66)$$

$$\begin{aligned}
K_{v\phi} = K_{\phi v}^T &= \int_0^1 m\Omega^2 e_g \sin \theta_0 H_v^T H_\phi d\eta - \int_0^1 mx\Omega^2 e_g \sin \theta_0 H_v'^T H_\phi d\eta \\
&- \int_0^1 EB_1 \theta_0' \cos \theta_0 H_v''^T H_\phi' d\eta - \int_0^1 EC_2 \sin \theta_0 H_v''^T H_\phi'' d\eta
\end{aligned} \quad (3.67)$$

Sönümleme matrisi C :

$$C = \begin{bmatrix} C_{vv} & C_{vw} & C_{v\phi} \\ C_{wv} & C_{ww} & C_{w\phi} \\ C_{\phi v} & C_{\phi w} & C_{\phi\phi} \end{bmatrix} \quad (3.68)$$

Burada

$$C_{vv} = \int_0^1 2m\Omega e_g \cos \theta_0 H_v'^T H_v d\eta - \int_0^1 2m\Omega e_g \cos \theta_0 H_v^T H_v' d\eta \quad (3.69)$$

$$C_{vw} = C_{wv}^T = -\int_0^1 2m\beta_p H_w^T H_w d\eta - \int_0^1 2me_g \sin \theta_0 H_w^T H_w' d\eta \quad (3.70)$$

$$C_{v\phi} = C_{\phi v} = C_{w\phi} = C_{\phi w} = C_{ww} = C_{\phi\phi} = \bar{0} \quad (3.71)$$

3.4.2. Rotor kanadı modal analizi

Kanadın doğal frekansları ve mod şekilleri özdeğer probleminin çözümü ile elde edilir. Doğal frekanslar sönümleyicisiz sistem kullanılarak hesaplanır.

$$M\ddot{q} + Kq = \bar{0} \quad (3.72)$$

Burada çözümün harmonik olduğu ve en iyi şekilde $q = Ae^{\lambda_e t}$ şeklinde olduğu kabul edilerek, aşağıdaki standart özdeğer ifadesi elde edilir:

$$\lambda_e^2 M + K = \bar{0} \quad (3.73)$$

Yukarıdaki denklemin çözümünden doğal frekanslar, λ_e ve mod şekilleri hesaplanır.

Etkin bir rotor kanadı fırar kenarı flap tasarımı için, geliştirilen analitik yöntemin öncelikle flapsız rotor kanadı davranışını doğru olarak modellediğinin anlaşılması gerekmektedir. Çalışmanın bu bölümünde amaç, geliştirilen analitik yöntemi kullanarak modal analiz yapmak, örnek bir rotor kanadının doğal frekanslarını ve mode şekillerini bulmak ve bu sonuçları literatürde bulunan diğer analitik ve deneysel sonuçlarla karşılaştırmaktır.

Bu amaçla, her türlü karmaşık kompozit veya metal helikopter rotor kanatlarının titreşim özelliklerini, doğal frekansları ve mod şekilleri hesaplayabilen Helirotor programı geliştirilmiştir. Helirotor programı, önceki bölümlerde sunulan analitik yöntemi kullanarak sonlu elemanlar metodu ile dönen rotor kanadına ait flaplama, ileri-geri ve burulma modlarını birbirleri ile etkileşimlerini de dikkate alarak hesaplayan bir titreşim analizi programıdır. Helirotor programı Compaq Visual Fortran Versiyon 6.6.0 kullanılarak geliştirilmiştir.

Rotor kanadına ait doğal frekans ve mod şekillerinin hesaplanabilmesi için ele alınan rotor kanadına ait dönüş hızı, kanat geometrisi, ön koniklik açısı ve kanat yapısal özelliklerinin kanat boyunca dağılımı gibi bilgilerin uygun şekilde bir giriş dosyasına kaydedilerek Helirotor programına girdi olarak sağlanması gerekmektedir. Kanadın yapısal özelliklerinin kanat boyunca dağılımı bilgileri programa girilebildiğinden, Helirotor programı ile yapısal özelliklerin düzgün dağılım gösterdiği metal rotor kanatları veya EK-1'de gösterildiği gibi kanat boyunca yapısal özellikleri büyük

farklılıklar gösteren karmaşık kompozit yapılı rotor kanatları kolaylıkla incelenebilmektedir.

Helirotor programı, ele alınan rotor kanadına ait bilgilerin yer aldığı giriş dosyası ile birlikte MS-DOS ortamında çalıştırıldığında, rotor kanadına ait doğal frekanslar ve mod şekilleri otomatik olarak bir çıkış dosyasına yazdırılmaktadır. Elde edilen mod şekillerine ait rakamsal ifadeler uygun programlar kullanılarak grafiksel mod şekilleri elde edilebilmektedir.

Rotor kanadı üreten firmalar, tasarımda ve imalatla kullandıkları ileri teknolojiyi ve tekelleşmeyi korumak için rotor kanatları ile ilgili bilgileri ticari sır kapsamında ele almakta ve korumaktadırlar. Bu nedenle literatürde gelişmiş kompozit rotor kanatlarının tüm fiziksel özelliklerini, doğal frekanslarını ve mod şekillerini bir arada içeren çok az sayıda örnek yer almaktadır.

Analitik modeli uygulamak ve geliştirilen Helirotor programı ile elde edilen sonuçları karşılaştırmak için rotor kanadı seçiminde günümüzde aktif olarak faaliyet gösteren, genel olarak özellikleri bilinen, üzerinde araştırmalar ve deneyler yapılmış, analiz ve deney sonuçları farklı kaynaklarda yayınlanmış ve özellikleri literatürde tutarlılık gösteren bir rotor kanadının seçilmesine dikkat edilmiştir.

Ülkemizde yaygın olarak kullanılmakta olan Sikorsky firmasının UH-60 (S-70 olarak da adlandırılmaktadır) tipi genel maksat helikopterin rotoru, rotor ana dikmesine bağlı birbirinden bağımsız hareket edebilen kompozit yapılı dört kanattan oluşmaktadır. Bu bölümde, UH-60 helikopteri rotorunun özellikleri kullanılarak rotorun doğal frekanslarını bulmak amaçlanmıştır.

UH-60 helikopteri rotor kanadına ait özellikler Çizelge 3.4'te ve kanat kesiti Şekil 3.4'te yer almaktadır. UH-60 helikopteri rotorunun tüm yapısal özellikleri literatürde yer almamakla birlikte, bulunamayan bazı özellikler benzer kanatlara ait özelliklere yakın değerler varsayılarak analize dahil edilmiştir.

UH-60 helikopteri rotoru NASA Langley Research Center Transonic Dynamics Tunnel'da (TDT) ve University of Maryland G. L. Martin Wind Tunnel'da test edilmiştir ve bu rotora ait NASA raporlarına ulaşılabilmektedir [33].

Çizelge 3.4. UH-60 helikopteri rotorunun temel parametreleri [2]

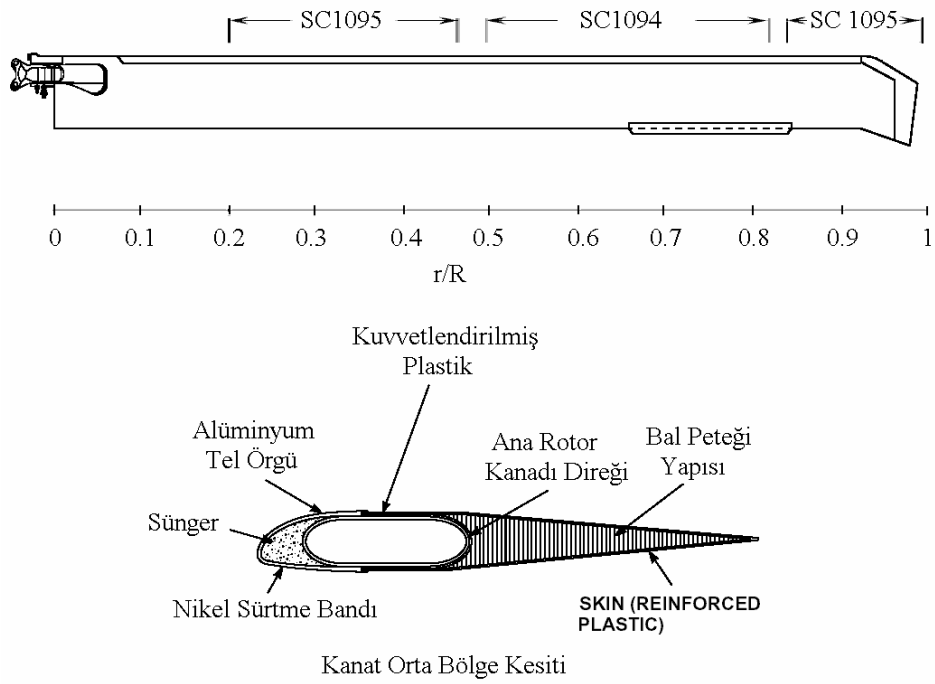
Rotor Kanat Sayısı N_b	4
Yarıçap R , ft	26.83
Veter Uzunluğu c , ft	1.7405
Kanat Ağırlığı m_0 , slug/ft	0.2785
Dönüş Hızı Ω , rad/sec	27.018
Önkoniklik Açısı β_p , deg	0
Doğrusal Büküm Açısı θ_0 , deg	-8
Burulma Atalet Momenti k_{m1}, k_{m2}	0.182, 0.926
Kanat Profili	SC 1095, SC 1094

Geliştirilen Helirotor programı kullanılarak Çizelge 3.4'te ve EK-1'de yer alan rotor kanadı özellikleri ele alınarak yapılan modal analiz sonucunda flaplama, ileri-geri ve burulma serbestlik derecelerinde hesaplanan rotor kanadı doğal frekans değerleri ve bu değerlerin literatürde yer alan değerlerle karşılaştırılması Çizelge 3.5'te sunulmuştur.

UH-60 helikopteri rotoruna ait hesaplanan mod şekilleri Şekil 3.5- Şekil 3.12'de gösterilmiştir.

UH-60 rotor kanadı için hesaplanan doğal frekans değerlerinin literatürde sunulan sonuçlara özellikle 1. ve 2. modlarda çok yakın olduğu görülmüştür. UH-60 helikopteri kanadına ait fiziksel özelliklerin kesin olarak bilinmemesi ve literatürde yer alan sonuçların hangi fiziksel özellikler kullanılarak bulunduğu ilişkin detayların olmaması, Helirotor programı kullanılarak hesaplanan değerlerle literatürde sunulan değerler arasındaki farklılıkların en önemli sebebi olarak ortaya çıkmaktadır. Ancak, ele alınan rotor tipi için elde edilen sonuçların literatürde elde

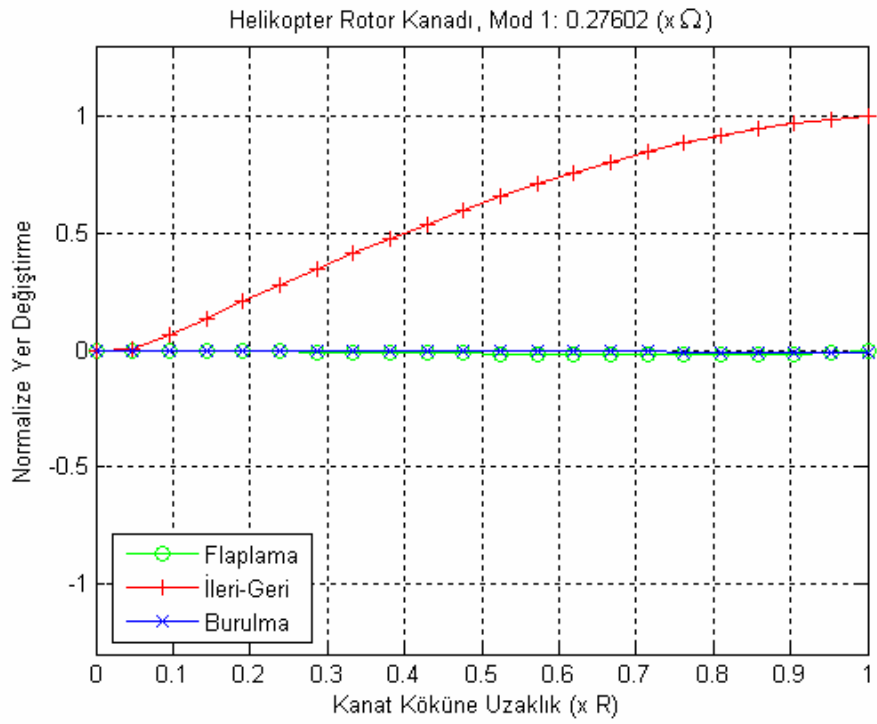
edilen sonuçlara oldukça yakın olduğu ve dolayısıyla, geliştirilen kanat modelinin, çözüm yönteminin ve Helirotor programının kanat cevabını bulmada doğru ve güvenilir olduğu ortaya çıkmaktadır.



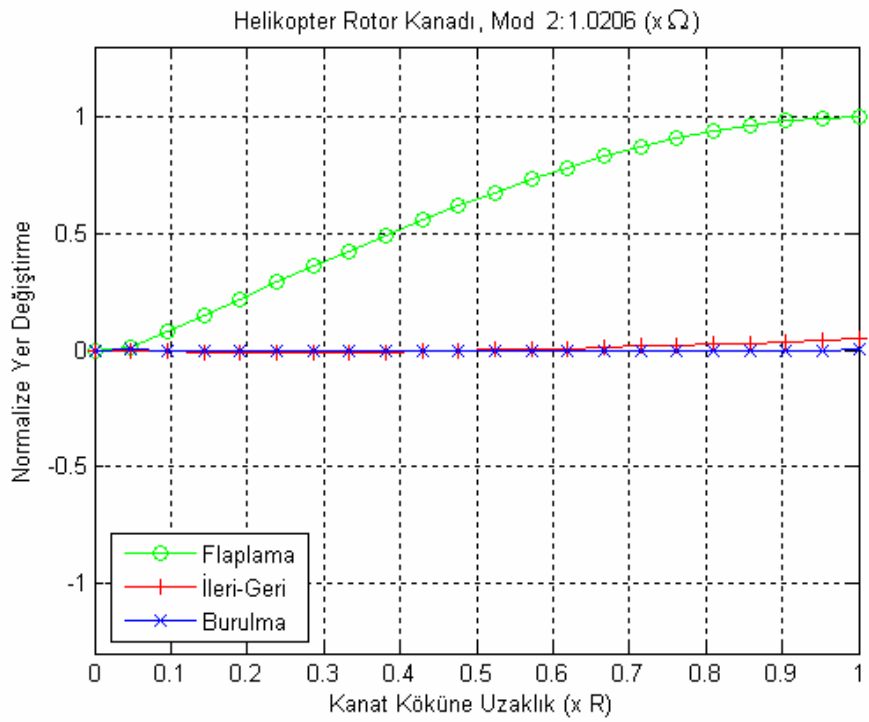
Şekil 3.4. UH-60 rotor kanadı kesidi [2]

Çizelge 3.5. UH-60 helikopteri rotorunun doğal frekansları [2]

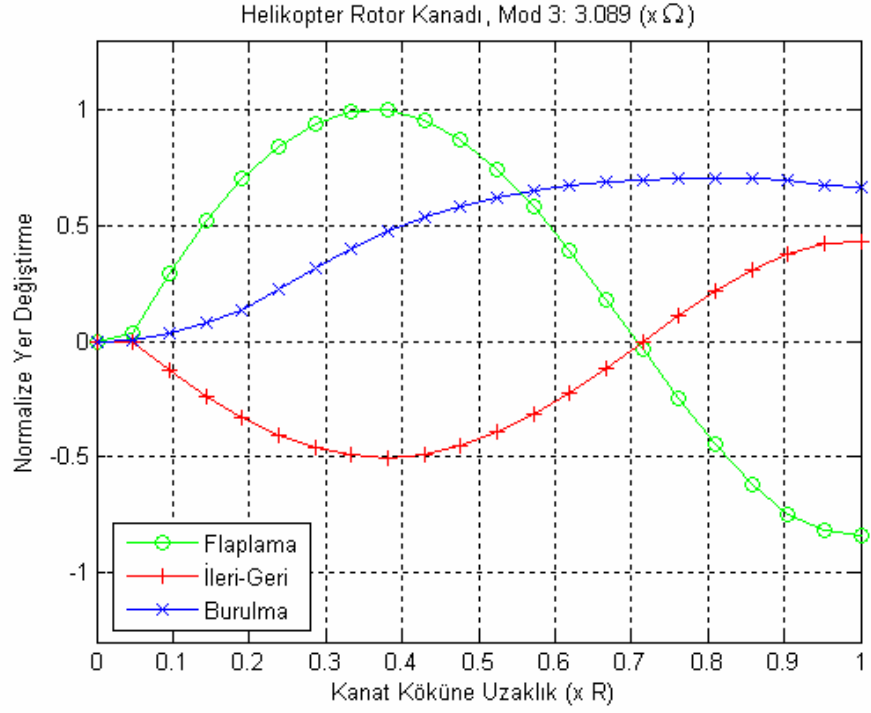
	Hesaplanan	Floros [28]	Theodore[34]	Ruzicka [35]	Bao [36]
Lag 1	0.276	0.276	0.268	0.27	0.271
Flap 1	1.030	1.036	1.035	1.03	1.036
Flap 2	2.640	2.633	2.819	2.63	2.747
Lag 2	3.008	3.112	5.180	4.09	-
Burulma 1	2.889	3.535	-	4.86	4.229
Flap 3	4.623	4.706	4.652	-	4.516
Lag 3	9.549	7.746	7.889	-	-
Burulma 2	10.700	10.273	-	14.59	-



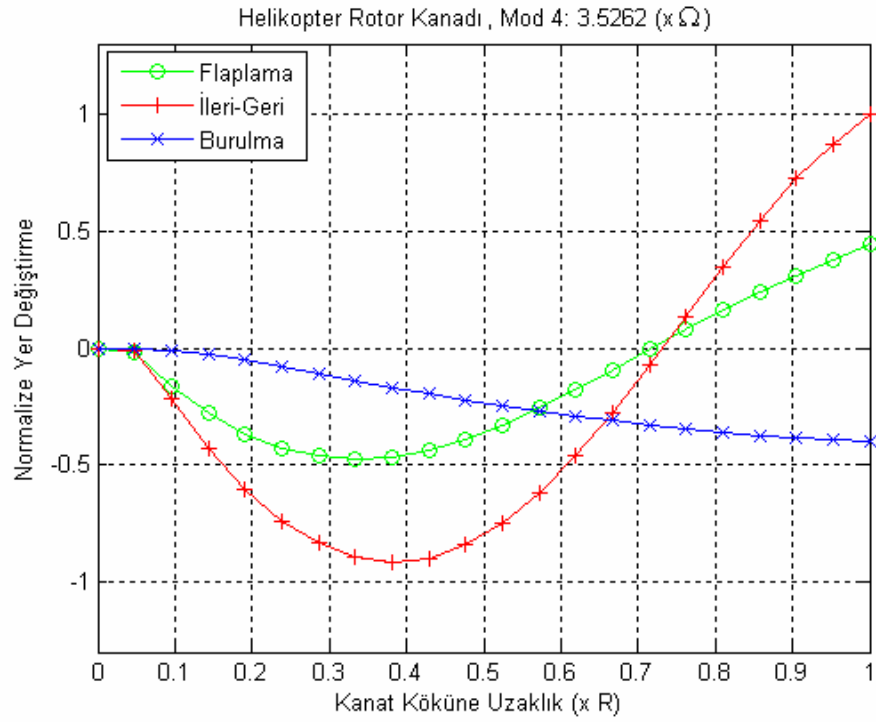
Şekil 3.5. Rotor kanadı 1. mod şekli (1. ileri- geri mod) [2]



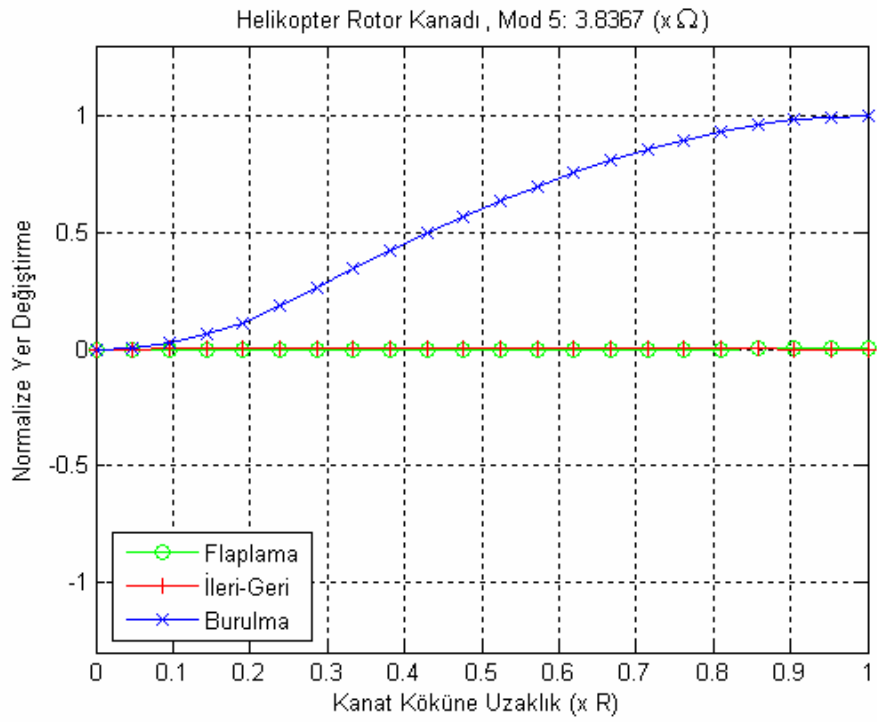
Şekil 3.6. Rotor kanadı 2. mod şekli (1. flaplama modu) [2]



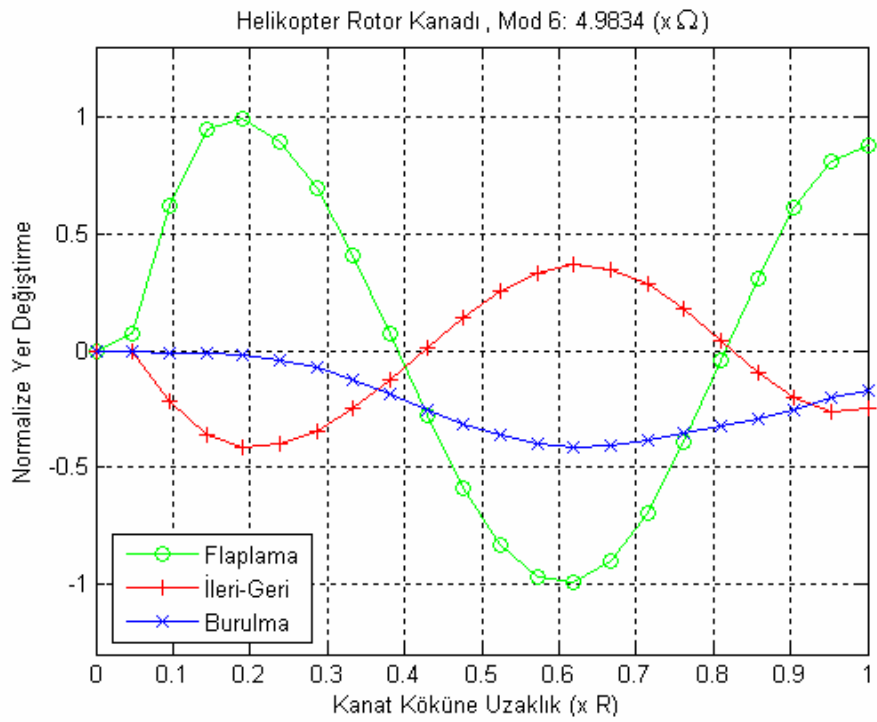
Şekil 3.7. Rotor kanadı 3. mod şekli (2. flaplama modu) [2]



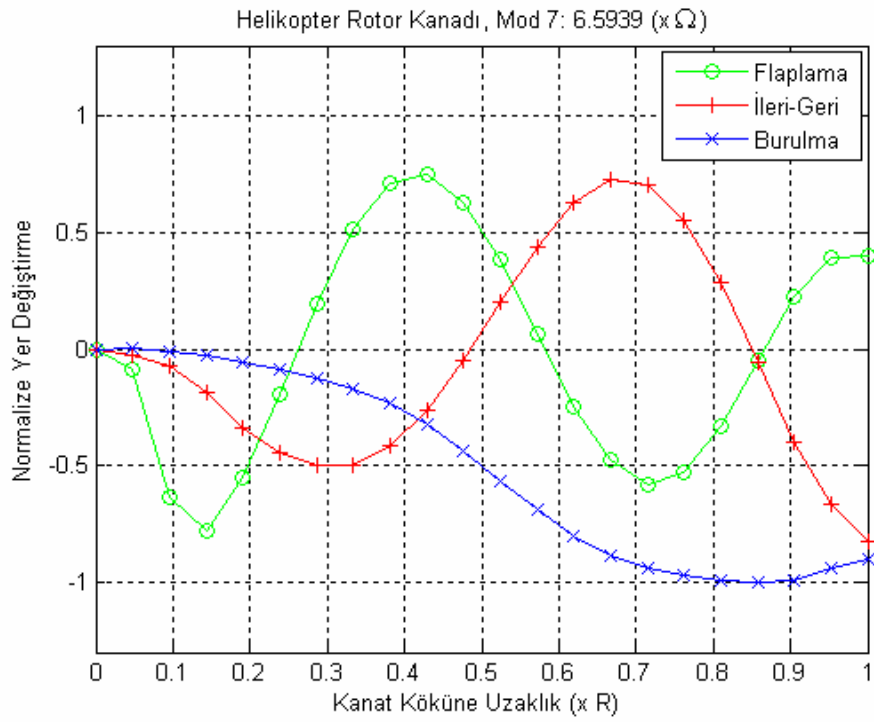
Şekil 3.8. Rotor kanadı 4. mod şekli (2. ileri-geri mod) [2]



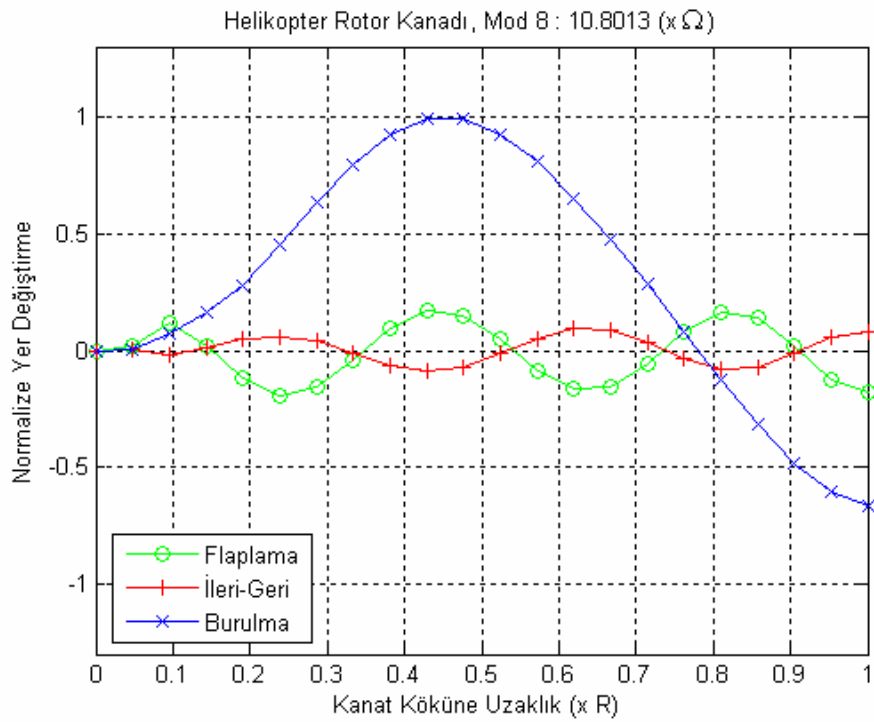
şekil 3.9. Rotor kanadı 5. mod şekli (1. burulma mod) [2]



şekil 3.10. Rotor kanadı 6. mod şekli (3. flaplama modu) [2]



Şekil 3.11. Rotor kanadı 7. mod şekli (3. ileri-geri mod) [2]



Şekil 3.12. Rotor kanadı 8. mod şekli (2. burulma mod) [2]

3.5. Kanat Kökü Yüklerinin Hesaplanması

Çalışmanın bu bölümünde rotor kanat kökü yükleri hesaplanmıştır. Kanat yüklerinin belirlenmesi kanattaki firar kenarı flaplarının yapısal gereksinimlerini belirlemek ve firar kenarı flap kontrolcüsünün çıkış tahrik sinyali özelliklerini ayarlayarak kanadın en uygun titreşim ve performans değerlerini vermesi için gereklidir.

Kanat yükleri, kuvvet toplama metodu ve reaksiyon kuvvetleri metodu olmak üzere iki yolla hesaplanmaktadır. Bu iki metot, kuvvetleri belirleme yaklaşımları yönünden temel farklılıklar göstermektedir.

Kuvvet toplama metodunda, atalet ve dış (aerodinamik) kuvvetlere ait analitik ifadelerin kanat genişliği boyunca integralleri alınarak kesitsel kanat ve rotor göbeği yükleri belirlenir. Herhangi bir integrasyon metodunda olduğu gibi, yüklerin integralleri alındıkça hata miktarı artmaktadır. Fakat, bu metotta, hesaplamalarda fiziksel aerodinamik yük vektörü kullanıldığından, modal dönüşümden kaynaklanan yaklaşık değer hesabına ihtiyaç ortadan kalkmaktadır.

Reaksiyon kuvvetleri metodunda, sonlu eleman seviyesinde sonlu elemanı kapsayan denklemler çözülerek elemanın uç noktalarındaki reaksiyon kuvvetleri hesaplanmaktadır. Bu metotla, integrasyondan kaynaklanan hatalar ortadan kaldırılmakta ve herhangi bir noktadaki yükler, kuvvet toplama metodundaki gibi başka bir noktadaki yükleri bilmeye gerek kalmadan hızlıca hesaplanmaktadır.

Bununla birlikte, reaksiyon kuvvetleri sonlu eleman kütle, sönümleme ve yay matrislerinden, dış yük ve yer değiştirme vektörlerinden hesaplandığı için, yükleri hesaplamanın hassasiyeti sonlu eleman denklemlerinin çözüm hassasiyeti ile sınırlıdır. Ayrıca, incelenen yönde herhangi bir reaksiyon kuvveti oluşmaması için sonlu elemanda her yöndeki yer değiştirmenin modellenmesi gerekir. Mesela, elastik eksenel deformasyon ihmal edilirse, bu yöndeki deformasyonlar çok küçük olduğundan rotor cevabındaki fark küçük olacaktır. Diğer taraftan, özellikle düzlem içi yüklerde eksenel kuvvetler büyüktür ve kanat yüklerine dahil edilmesinde önemli

hatalar oluşur. Özellikle ileri-geri hareket, eksenel aerodinamik sürüklenme ve hatta kanatta taşıma kuvvetinin radyal bileşeni gibi Coriolis tipi kuvvetleri ifade eden terimler, eksenel serbestlik derecesi olmadığında reaksiyon kuvvetleri metodunda yer almamaktadırlar.

Bu bölümde, kanat yükleri ve momentleri kuvvet toplama metodu kullanılarak hesaplanmıştır. Kanat üzerindeki aerodinamik yükler daha önce Eş. 2.137, Eş. 2.138, Eş. 2.139 ve Eş. 2.140 ile belirlenmiştir. Kanadın hareketi bilindiğinden, atalet yükler kanadın hareket bilgisi kullanılarak hesaplanabilir.

Kanat kesiti üzerindeki kesitsel atalet yük vektörü şu şekilde hesaplanır:

$$F^{I_b} = \iint \rho_s \bar{a} d\eta d\zeta \quad (3.74)$$

Burada,

$$F^{I_b} = \begin{bmatrix} L_u^{I_b} & L_v^{I_b} & L_w^{I_b} \end{bmatrix}^T \quad (3.75)$$

$L_u^{I_b}$, $L_v^{I_b}$ ve $L_w^{I_b}$ deforme olmamış kanat üzerinde sırasıyla x, y ve z eksenleri boyunca yayılmış olan atalet kuvvetleri, ρ_s kanat kütle yoğunluğunu ve $\bar{a}$ helikopter gövdesine göre kanat ivmesini ifade etmektedir.

Kanat ivmesi şu şekilde ifade edilir:

$$\bar{a} = a_x \hat{i} + a_y \hat{j} + a_z \hat{k} = \ddot{\vec{r}} + \Omega \times (\Omega \times \vec{r}) + 2(\Omega \times \dot{\vec{r}}) \quad (3.76)$$

Burada r , $\dot{r}$ ve $\ddot{r}$ sırasıyla kanat yer değiştirme, hız ve ivme değerlerini göstermektedir.

Atalet moment bileşenleri şu şekilde hesaplanabilir:

$$M^{I_b} = -\iint \vec{s} \times \vec{a} d\eta d\xi = M_u^{I_b} \hat{i} + M_v^{I_b} \hat{j} + M_w^{I_b} \hat{k} \quad (3.77)$$

Burada $\vec{s}$ moment kolunu ifade etmektedir.

Bileşke kanat kesiti yükleri, aerodinamik ve atalet yüklerden ve firar kenarı flapının atalet ve aerodinamik yüklerinden oluşur. Kanat kesiti yükleri şu şekilde hesaplanır:

$$L_u = L_u^{I_b} + L_u^{I_f} \quad (3.78)$$

$$L_v = L_v^A + (L_v^{I_b} + L_v^{I_f}) \quad (3.79)$$

$$L_w = L_w^A + (L_w^{I_b} + L_w^{I_f}) \quad (3.80)$$

$$M_u = M_\phi^A + (M_u^{I_b} + M_u^{I_f}) \quad (3.81)$$

$$M_v = v' M_\phi^A + (M_v^{I_b} + M_v^{I_f}) \quad (3.82)$$

$$M_w = w' M_\phi^A + (M_w^{I_b} + M_w^{I_f}) \quad (3.83)$$

Herhangi bir x_0 mesafesindeki kanat kesitinde kesme kuvvetleri ve momentleri, aşağıdaki kuvvetlerin tüm kanat boyunca entegralleri sonucunda hesaplanır:

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix} = \int_{x_0}^R \begin{Bmatrix} L_u \\ L_v \\ L_w \end{Bmatrix} dx \quad (3.84)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \int_{x_0}^R \begin{Bmatrix} -L_u(w - w_0) + L_w(v - v_0) + M_u \\ L_u(w - w_0) - L_w(x - x_0) + M_v \\ -L_u(v - v_0) + L_v(x - x_0) + M_w \end{Bmatrix} dx \quad (3.85)$$

Yukarıda ifade edilen kesitsel kanat yükleri dönel koordinat sisteminde tanımlıdır ve deforme olmamış kanat eksenleri boyunca yönlendirilmişlerdir. Kanat köküne gelen yükleri hesaplamak için yukarıdaki eşitliklerdeki integraller kanat kökünden ($x_0 = 0$) kanat ucuna kadar hesaplanmalıdır. Dolayısıyla kanat kökü yükleri şu şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix} = \int_0^R \begin{Bmatrix} L_u \\ L_v \\ L_w \end{Bmatrix} dx \quad (3.86)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \int_0^R \begin{Bmatrix} -L_u w + L_w v + M_u \\ L_u w - L_w x + M_v \\ -L_u v + L_v x + M_w \end{Bmatrix} dx \quad (3.87)$$

3.6. Titreşim ve Performans İndeksleri

Çoklu aktif fırar kenarı flaplarına uygulanacak kontrol girişine bağlı olarak kanat kökü yüklerinin şiddetini ifade etmek ve farklı değişkenlere bağlı olarak değişen sistem cevaplarını birbirleri ile karşılaştırmak için aşağıdaki titreşim indeksi, *VBI* tanımlanmıştır:

$$VBI = \sqrt{F_y^2 + F_z^2 + M_y^2 + M_z^2} \quad (3.94)$$

Burada F_y ve F_z flaplama ve ileri-geri kesme yükleri, M_y ve M_z flaplama ve ileri-geri momentleridir. Bu kuvvet ve momentlerin hesaplanması yukarıda anlatılmıştır.

Kanat kökünde eksenel yönde oluşan F_x kuvvetinin ve M_x momentinin diğer kuvvet ve momentlere göre küçük olduğu bilindiğinden, bu kuvvet ve momentler titreşim indeksi fonksiyonuna dahil edilmemişlerdir.

Farklı değişkenlere bağlı olarak değişen sistem cevaplarını birbirleri ile karşılaştırırken, flaplama yönündeki kanat kökü kesme kuvvet ve momentlerinin azalılmasının daha önemli olduğu dikkate alınarak, aşağıdaki gibi bir performans indeksi tanımlanmıştır.

$$P_I = F_y^2 + 0.5F_z^2 + M_y^2 + 0.5M_z^2 \quad (3.95)$$

4. KANAT CEVABININ AKTİF FLAPLARI İLE KONTROLÜ

Bu bölümde, helikopter titreşimlerinin ve rotor kanadı yüklerinin birlikte azaltılması amacıyla çoklu firar kenarı flap sistemi tasarımına yönelik analizler yer almaktadır. Etkin bir rotor kanadı çoklu firar kenarı flap sistemi tasarımı için sistem cevabının firar kenarı flapı değişkenlerine göre değişimi incelenerek en uygun sistem değişkenleri belirlenmeye çalışılacaktır.

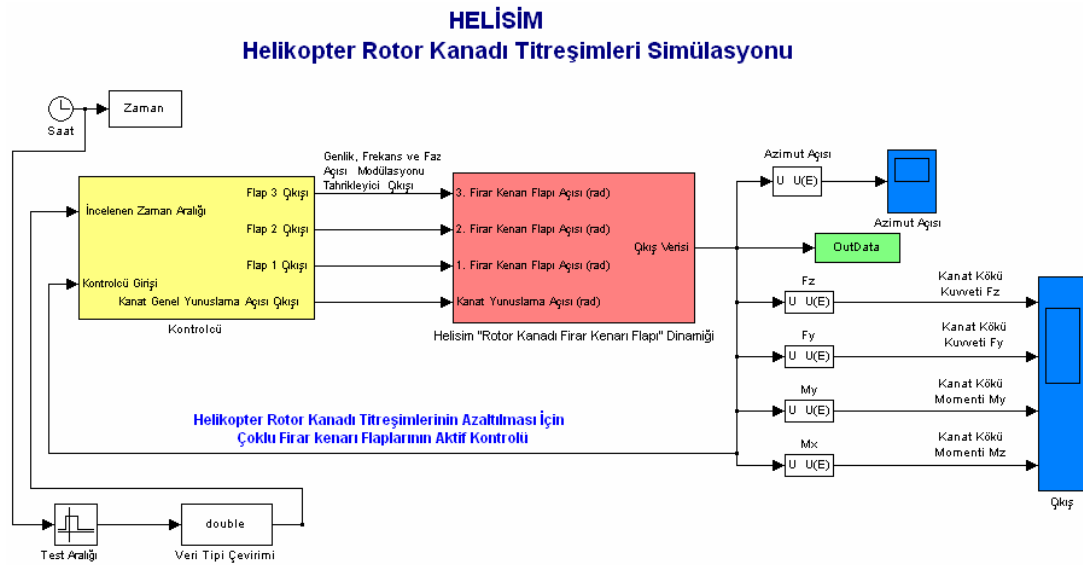
4.1. Helisim Programı

Firar kenarı flaplarının titreşimi azaltmadaki etkisini inceleyebilmek için firar kenarı flap hareketlerine bağlı olarak kanat cevabını ve kanat kökü yüklerini hesaplayan Helisim programı geliştirilmiştir.

Helisim programı (Helikopter Rotor Kanadı Titreşimleri Simülasyonu), helikopter rotor kanadı cevabının simülasyonu için aeroelastik kanat modeline ait doğrusal olmayan denklemleri zamanlı sonlu elemanlar yöntemi ile çözmek için geliştirilmiştir. Helisim programı ile helikopter rotor kanadının yapısal ve hava akışına göre aerodinamik cevabı aynı anda zamana bağlı olarak hesaplanmakta ve rotor kanadı firar kenarı flaplarının aktif kontrolü yapılmaktadır.

Helisim programı Matlab Simulink programı kullanılarak geliştirilmiştir. Matlab Simulink, kontrol tasarımı uygulamalarında yaygın olarak kullanılan bir simülasyon programıdır. Toplam 22 ayrı modülden oluşan ve simülasyonun temel algoritmalarını içeren kodlar Visual Fortran yazılım dilinde geliştirilmiştir. Helisim programı kapsamında Visual Fortran dilinde geliştirilmiş olan kodları Matlab Simulink ile çalıştırmak için hem Visual Fortran ve hem de Matlab dillerinde iki ayrı uyumlandırıcı arayüz kodu geliştirilmiştir. Bu arayüz kodları kullanılarak önce Visual Fortran kodlarından “DLL” adı verilen bir dinamik bağlantı kütüphanesi (dynamic-link-library) oluşturulmuştur. Bu dinamik bağlantı kütüphanesi daha sonra Simulink programı içinde “s-function” adı verilen özel bir blok içine yerleştirilmiştir. Bu şekilde, Visual Fortran dilinde yazılmış olan kodlar Simulink içinde kolaylıkla

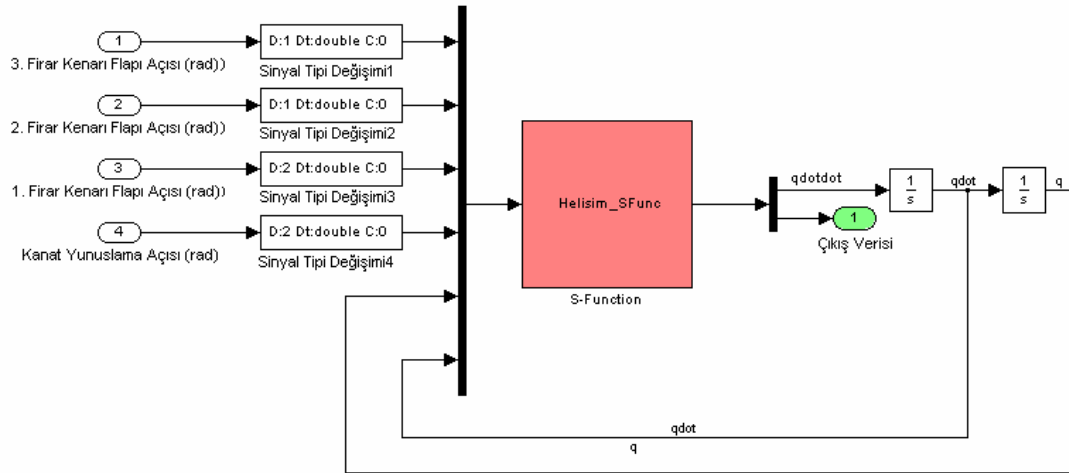
kullanılabilmektedir. Kullanıcı arayüzü çok kolay olan olan Helisim programı, helikopter rotor kanadı firar kenarı flaplarının aktif kontrolüne yönelik analizlerde büyük bir esneklik kazandırmıştır. Helisim programını oluşturan ana blok Şekil 4.1'te gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Helisim programı ana bloğu [2]

Helisim programı ana bloğu, biri helikopter rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiğini çözen ve diğeri firar kenarı flapı tahrikleyici çıkışına karar veren kontrolcü olmak üzere iki ayrı alt bloktan oluşmaktadır.

Helisim helikopter rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğu Şekil 4.2'de gösterildiği gibi firar kenarı flaplarından gelen bilgiyi Visual Fortran dilinde yazılmış olan algoritmaları içeren Helisim_Sfunc isimli s-function bloğuna göndermektedir. Burada, içinde bulunulan simülasyon adımı için rotor kanadına ait tüm hesaplamalar yapılarak kanat sonlu elemanlarına ait ivmeler hesaplanmaktadır. Bu ivme bilgisinden hız ve konum bilgileri bir sonraki simülasyon adımında kullanılmak için sisteme geri beslenirken, bu bilgilerle birlikte kanat yükü bilgileri kontrolcü tarafından kullanılmak üzere dışarıya verilmektedir.

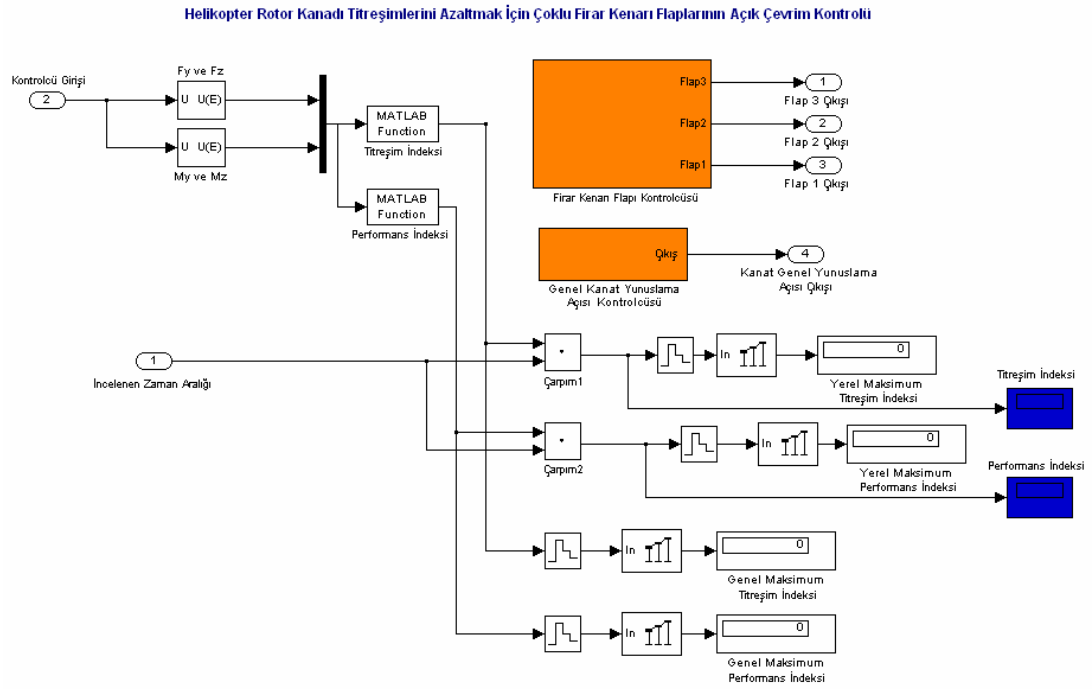


Şekil 4.2. Helisim rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğu [2]

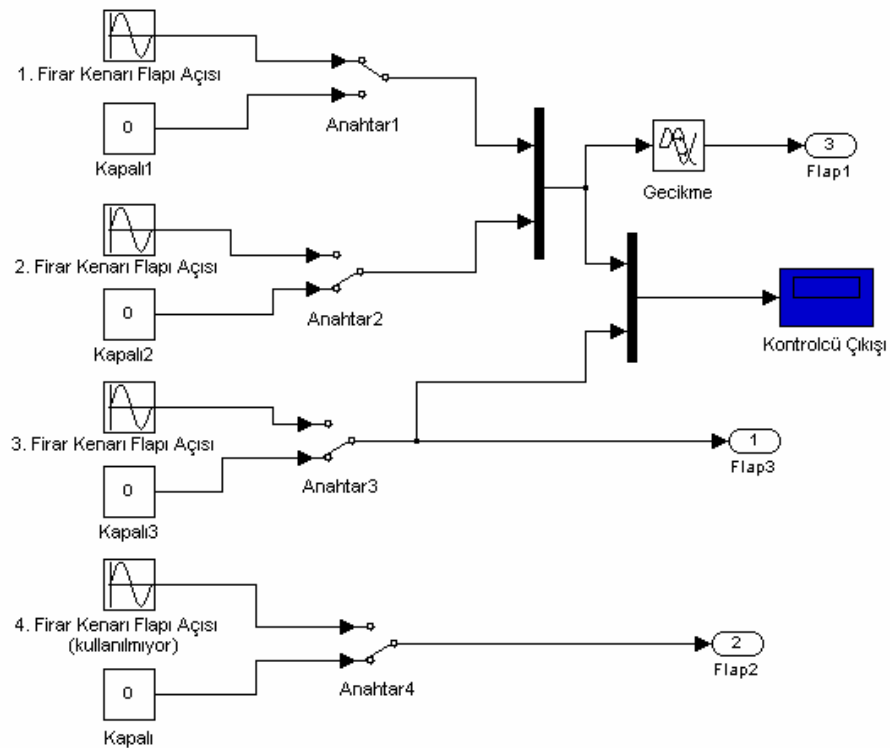
Sistem cevabı ve kanat yükleri belirlendikten sonra kanat kökü yüklerini azaltmak amacıyla firar kenarı flapı tahrikleyici sinyal çıkışına kontrolcü tarafından karar verilmesi gerekmektedir. Bu amaçla önce açık çevrim sistemde her bir firar kenarı flapı tahrikleyicisinin frekans, genlik ve faz açısı gibi sinyal çıkışı değişkenlerinin sistem cevabına etkileri incelenmiştir. Etkin ve en uygun tahrikleyici çıkışını sağlayacak kapalı çevrim sistemde firar kenarı flapı kontrolcüsü tasarımına yönelik kurallar ve tasarım ölçütleri belirlenmeye çalışılmıştır.

4.2. Aktif Flap Değişkenlerinin Açık Çevrim Sistem Cevabına Etkisi

Açık çevrim sistem için geliştirilen Helisim programı kontrolcü bloğu Şekil 4.3'te ve Helisim çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğu Şekil 4.4'te gösterilmektedir. Helisim "helikopter rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğu"ndan gelen kanat yük bilgileri burada kullanılarak içinde bulunulan simülasyon adımı için anlık titreşim ve performans indeksi değerleri sürekli olarak hesaplanmaktadır. Titreşim ve performans indeksi değerleri ani değişiklikler göstermekle birlikte genellikle belli bir bant içerisinde kalmaktadırlar. Bu nedenle bir süre sistemin durağan hale gelmesi beklendikten sonra, titreşim ve performans indeksi değerleri takip edilerek maksimum değerleri alınır ve uygulanan firar kenarı flapı tahrikleyici çıkışı değişkeni için sistem cevabı elde edilmiş olur.



Şekil 4.3. Helisim açık çevrim sistem kontrolcü bloğu [2]

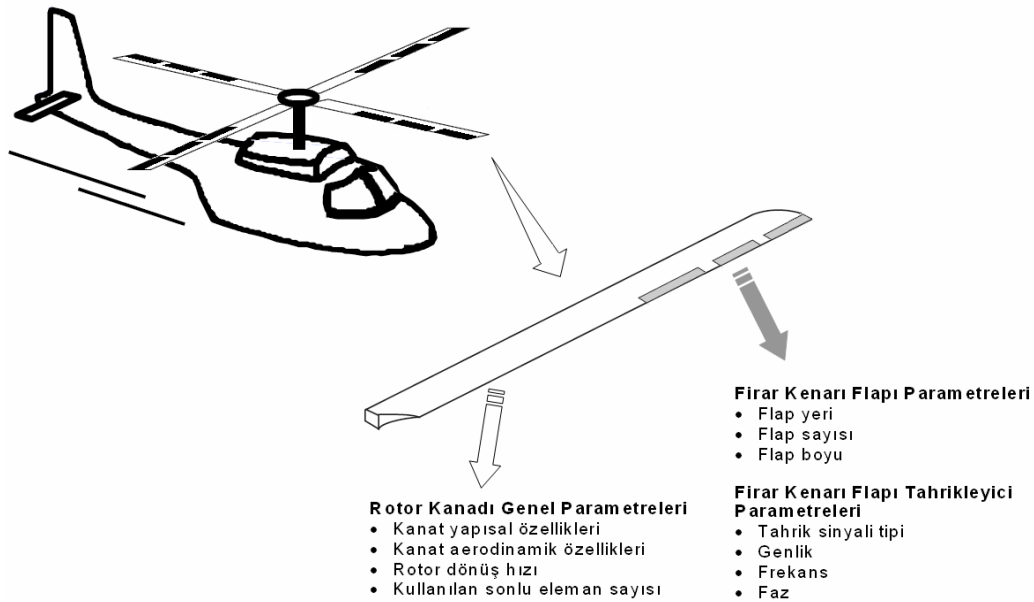


Şekil 4.4. Helisim çoklu fırar kenarı flapı kontrol bloğu [2]

Şekil 4.3'te görüldüğü gibi Helisim “helikopter rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğu”ndan gelen kanat yük bilgileri Helisim “açık çevrim sistem kontrolcü bloğu”nda kullanılmakta, ancak bu bilgiler Helisim “çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğuna” geri besleme olarak gönderilmediğinden sistem açık çevrim kontrol sistemi olmaktadır.

Helisim çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğu her üç firar kenarı flapını, flaplara ait frekans, genlik ve faz değişkenlerinin kolaylıkla değiştirilebildiği hazır Matlab sinüs sinyal üretici fksiyonuna göre tahrik edecek şekilde tasarlanmıştır. Şekil 4.4'te görüleceği gibi, her bir flapın etkisini ayrı ayrı analiz edebilmek için pratik yol olarak her bir firar kenarı flapı çıkışına anahtar konmuştur.

Çoklu firar kenarı flapı sisteminin kanat cevabına etkilerini incelemek için yapılacak analizlerde karar verilmesi gereken pek çok değişken bulunmaktadır. Şekil 4.5'te bazı rotor kanadı firar kenarı flap sistemi analiz değişkenleri gösterilmiştir.



Şekil 4.5. Rotor kanadı firar kenarı flap sistemi analiz değişkenleri [2]

Rotor kanadı üzerine yerleştirilecek firar kenarı flapı sayısı, flapların yeri, boyu ve geometrisi, firar kenarı flapı tahrikleyici sinyalin tipi, frekansı, genliği ve fazı en

temel firar kenarı flapı değişkenleridir. Kanat modelinde kullanılan sonlu eleman sayısı, kanat yapısal ve aerodinamik özellikleri, rotor dönüş hızı ve global yunuslama açısı gibi kanat parametreleri sistem cevabını doğrudan etkilemektedir. Ayrıca, kullanılan analiz programında toplam simülasyon süresi ve simülasyon zaman adım süresi de sistem cevabını etkileyen değişkenlerdendir.

Helikopter rotor kanadının firar kenarı flapları kullanılarak aktif kontrolü ile hem helikopter titreşimlerinin ve hem de kanat yüklerinin birlikte önemli şekilde azaltılabileceği değerlendirilmektedir. Sonraki bölümlerde etkin bir rotor kanadı çoklu firar kenarı flap sistemi tasarımı için çeşitli firar kenarı parametrelerine karar verilmiş ve sistem cevabının çeşitli değişkenlere göre değişimi incelenmiştir.

Örnek uygulamalar için, dört kanatlı birbirinden bağımsız hareket edebilen bir helikoptere ait kompozit kanat ve bu kanat üzerinde üç adet aktif firar kenarı flapı ele alınmıştır. Kanat ve firar kenarı flaplarına ait bilgiler Çizelge 4.1 ve Çizelge 4.2’de yer almaktadır.

Her üç firar kenarı flapına ait temel hareket profili aşağıda tanımlanmıştır:

$$\alpha_i(t) = A_i \sin(2\pi f_i t + \phi F_i) \quad (4.1)$$

Burada α_i , i ’nci firar kenarı flapına ait zamana bağlı tahrikleyici çıkış sinyali, A_i tahrikleyici çıkış sinyali genliği, f_i tahrikleyici çıkış sinyali frekansı ve ϕF_i tahrikleyici çıkış sinyali faz açısıdır.

Öncelikle firar kenarı flaplarına kontrol uygulanmadan önceki kanat titreşim yükleri hesaplanmıştır. Flapların hareketini sağlayan tahrikleyicinin sağladığı sinüs fonksiyonu çıkışının genliği, faz farkı ve frekans değerleri değiştirilerek kanat cevabının bu değişkenlere göre değişimi incelenmiştir. Bu kapsamda her bir firar kenarı flapı ayrı ayrı bağımsız olarak ele alınarak, firar kenarı flapı tahrik sinyalinin frekansının, genliğinin ve faz açısının sistem cevabı üzerine etkileri incelenmiştir.

Çizelge 4.1. Temel alınan helikopter rotor kanadı özellikleri [2]

Rotor Kanat Sayısı N_b	4
Yarıçap R , ft	26.83
Chord (veter) Uzunluğu c , ft	1.7405
Kanat Ağırlığı m_0 , slug/ft	0.2785
Dönüş Hızı Ω , rad/sec	27.018
Önkoniklik Açısı β_p , deg	0
Doğrusal Büküm Açısı θ_0 , deg	-8
Burulma Atalet Momenti k_{m1}, k_{m2}	0.182, 0.926

Çizelge 4.2. Firar kenarı flapı özellikleri [2]

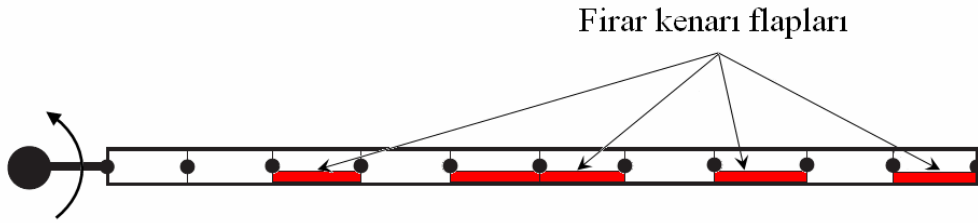
İç Flap Yeri	$0.4 R \sim 0.6 R$
Orta Flap Yeri	$0.7 R \sim 0.8 R$
Dış Flap Yeri	$0.9 R \sim 1.0 R$
Flap veter oranı, c_f/c	0.2

4.2.1. Firar kenarı flapı yerleşimi, sayısı ve uzunluğu

Firar kenarı flapları kullanılarak kanat titreşimlerini azaltmaya yönelik çalışmalarda, kanadın $0.75 R$ civarı bölgesine yerleştirilmiş tek ve uzun bir firar kenarı flapının titreşim seviyelerini düşürebildiğini, ancak bunun beraberinde kanat kökü flaplama moment yükünde artışa sebep olduğu ortaya konmuştur. Kanat kökü flaplama moment yükünü azaltmak için uygulanacak yük tek firar kenarı flapı için yüksek mertebelere ulaştığından, tek firar kenarı flapı kullanmanın çok etkin olmayacağı değerlendirilmiştir. Bu nedenle, bu çalışmada rotor kanadı titreşim ve yüklerini azaltmada çoklu firar kenarı flapları kullanılmıştır.

Geliştirilen analiz programında kompozit helikopter rotor kanadı modeli istenen sayıda sonlu elemana ayrılarak incelenebilmektedir. Firar kenarı flapları, rotor kanadı üzerindeki bu sonlu elemanlar üzerinde yer alacak şekilde modellendiğinden, Şekil

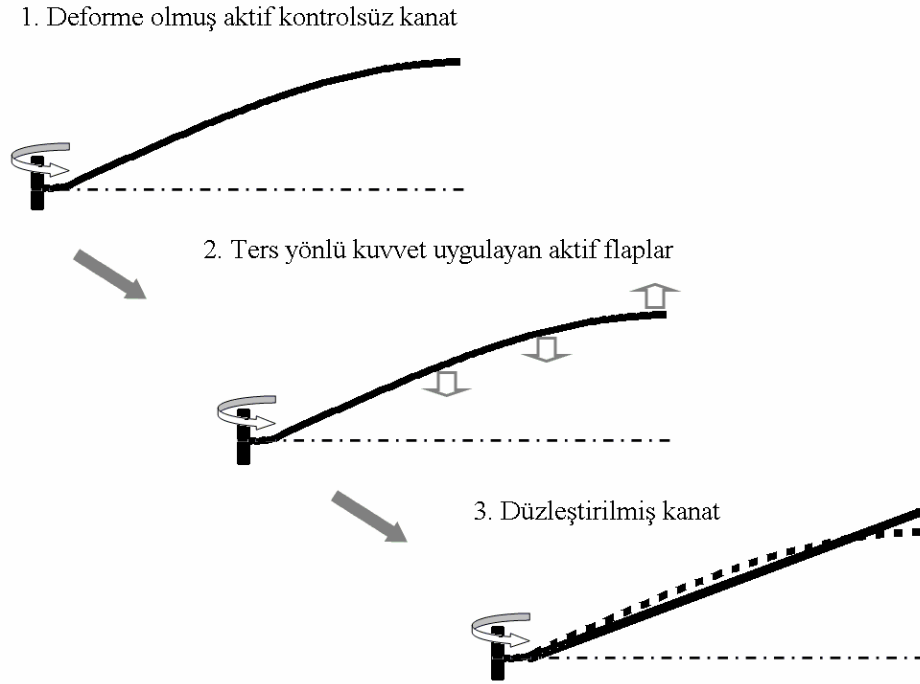
4.6’da gösterildiği gibi kanat üzerindeki herhangi bir elemana sonlu eleman boyunda veya birkaç sonlu elemanı birleştirerek birleştirilen sonlu elemanların toplam boyu uzunluğunda birden fazla firar kenarı flapları eklemek mümkündür. Bu çalışmada ele alınan modelde kanat üzerinde üç firar kenarı flapı kullanılacaktır.



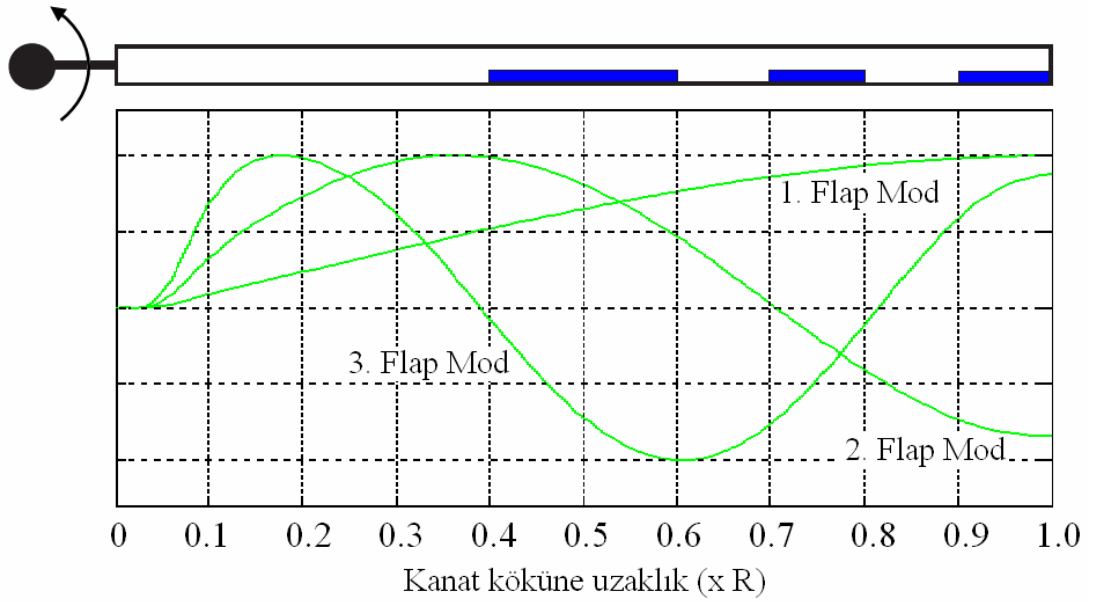
Şekil 4.6. Tipik çoklu firar kenarı flapı yerleşimi [2]

Tek aktif firar kenarı flaplı bir helikopter rotor kanadını tamamen elastik ve tamamen katı cisim olarak modelleyerek titreşim seviyelerini her iki model için inceleyen bir çalışma, katı cisim olarak modellenen rotor kanadının hesaplanan titreşim seviyelerinin elastik kanat modeline göre daha düşük olduğunu ortaya koymuştur [14]. Bu durumda, tamamen elastik sistem olarak modellenen rotor kanadı çalışırken aktif firar kanatlarından elde edilecek ilave kuvvetlerle Şekil 4.7’de gösterildiği gibi düzleştirilebilirse, rotor göbeği titreşim yüklerinin azaltılabileceği değerlendirilmektedir.

Bu yaklaşımdan yola çıkılmış ve rotor kanadının ilk üç mod şekli dikkate alınarak en etkili firar kenarı flapı yerleşim bölgelerine karar verilmiştir. Şekil 4.8.’de gösterildiği gibi dış flap kanadın en dışında $0.9 R \sim 1.0 R$ bölgesine, iç flap kanadın ortasında $0.4 R \sim 0.6 R$ bölgesine ve orta flap kanatta $0.7 R \sim 0.8 R$ bölgesine yerleştirilmiştir. Rotor kanadının dışına yerleştirilen dış ve orta flaplar kanat köküne ilave yüksek kuvvetler uygulayabilirken, iç flap hem geometrik yeri ve hem de üzerindeki düşük aerodinamik basınç yüzünden kanat köküne daha düşük kuvvetler uygulamaktadır. Bu nedenle kanat üzerindeki iç flap diğer flaplara göre daha uzun seçilerek yüksek kuvvet uygulaması sağlanmaya çalışılmıştır.



Şekil 4.7. Aktif firar kenarı flaplarının etkisinin şematik gösterimi [2]



Şekil 4.8. Üçlü firar kenarı flapı yerleşimi [2]

4.2.2. Firar kenarı flapı tahrikleyici frekansının sistem cevabına etkisi

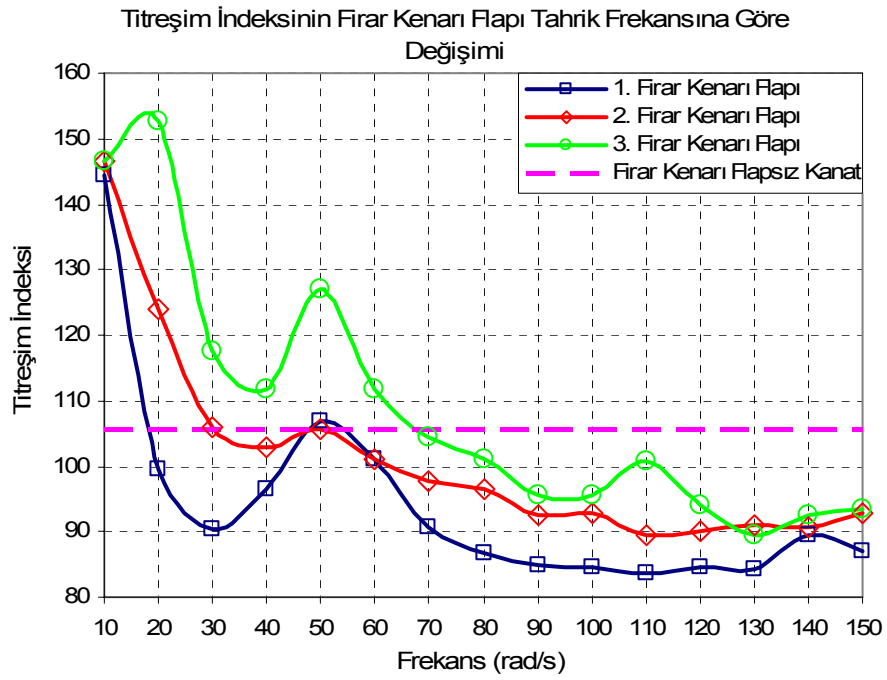
Firar kenarı flapları birbirine göre farklı frekanslarda hareket ettirilerek flap tahrikleyici frekansının sistem cevabına etkisi incelenmiştir. Her bir firar kenarı flapı için nominal genlik değeri 4° ve nominal faz açıları 1. flap için 0° , 2. flap için 90° ve 3. flap için 180° alınmıştır. Bu değerler sabit tutularak ve her defasında sadece bir firar kenarı flapı aktif duruma getirilerek 10-150 rad/s frekans aralığında Şekil 4.9-Şekil 4.18'deki sonuçlar elde edilmiştir.

Bu grafiklerden de görüleceği üzere, genel olarak her üç firar kenarı flapı için flapı tahrik frekansı arttıkça titreşim indeksi değeri azalmaktadır. Özellikle 70 rad/s ve üzeri tahrik frekanslarında her üç firar kenarı flapı, flapsız sisteme göre daha düşük titreşim indeksi oluşturmaktadır.

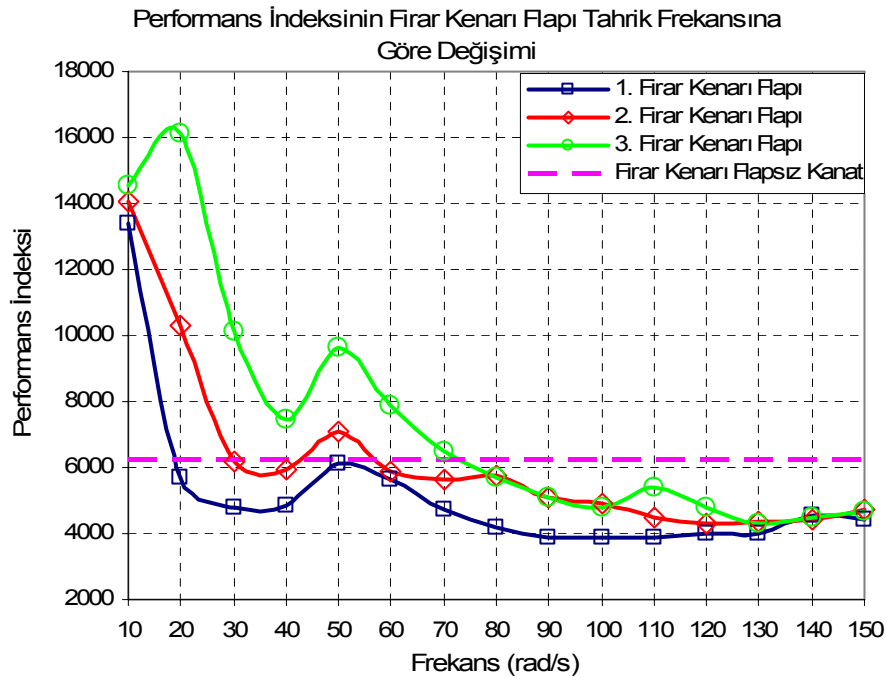
Kanat titreşim indeksinde flapsız rotor kanadı titreşim indeksine göre iç (1.), orta (2.) ve dış (3.) firar kenarı flapları için sırasıyla %21, %16 ve %15'e varan azalmalar elde edilmiştir. Tahrik frekansının 70 rad/s'den küçük olduğu durumlarda sadece 1. ve 2. firar kenarı flapları için ve yine sadece belirli frekans aralıklarında titreşim indeksinin flapsız kanat titreşim indeksinin altına düştüğü görülmektedir.

Performans indeksi açısından bakıldığında, titreşim indeksine benzer şekilde özellikle 75 rad/s ve üzeri tahrik frekanslarında her üç flapın flapsız sisteme göre sırasıyla %38, %31 ve %30 daha düşük performans indeksi oluşturduğu görülmektedir.

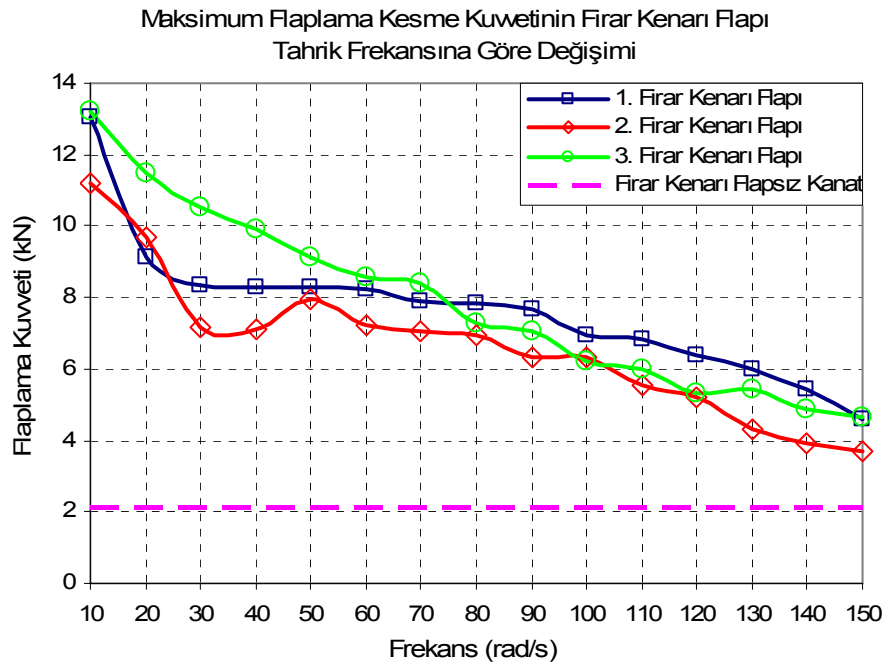
Yapılan analizler, her üç firar kenarı flapı için flap tahrik frekansına bağlı olarak kanat kökü flaplama momentinin firar kenarı flapsız kanada göre azaldığını göstermiştir. Firar kenarı flapsız kanada göre kanat kökü flaplama momentinde %37, %69 ve %56'ya varan azalmaların elde edilebileceği ortaya çıkmıştır. Kanat kökü yanal kesme kuvvetleri ve momentlerinin ise yüksek tahrik frekanslarında (70~ 80 rad/s ve üstü) flapsız kanattaki değerlerin altına düştüğü görülmüştür.



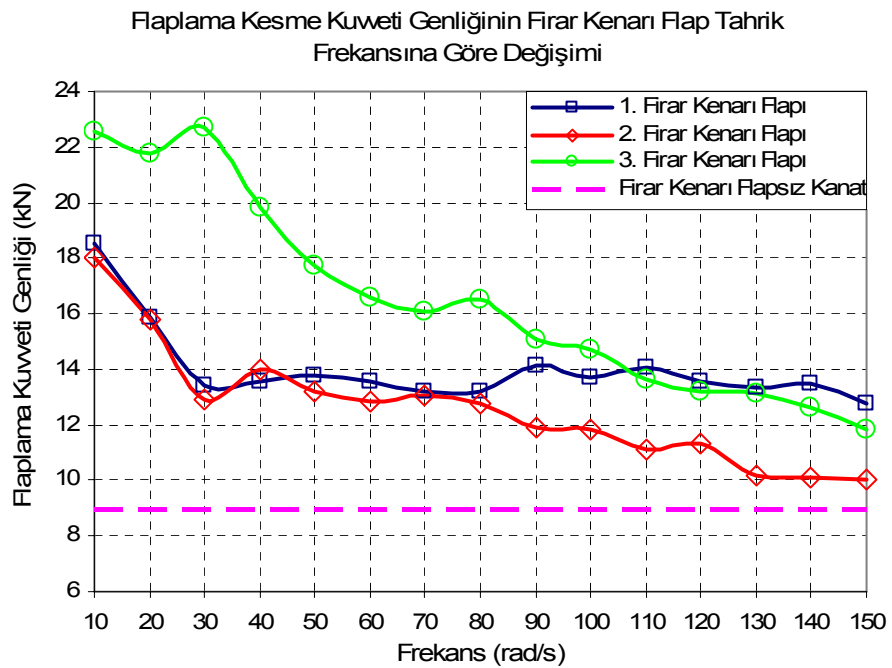
Şekil 4.9. Titreşim indeksinin flap tahrik frekansı ile değişimi [2]



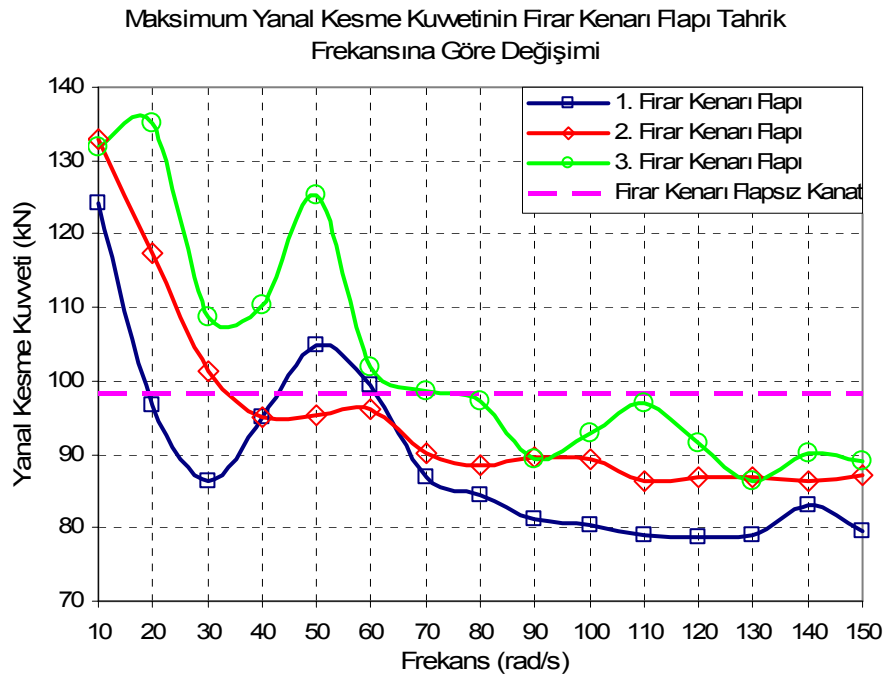
Şekil 4.10. Performans indeksinin flap tahrik frekansı ile değişimi [2]



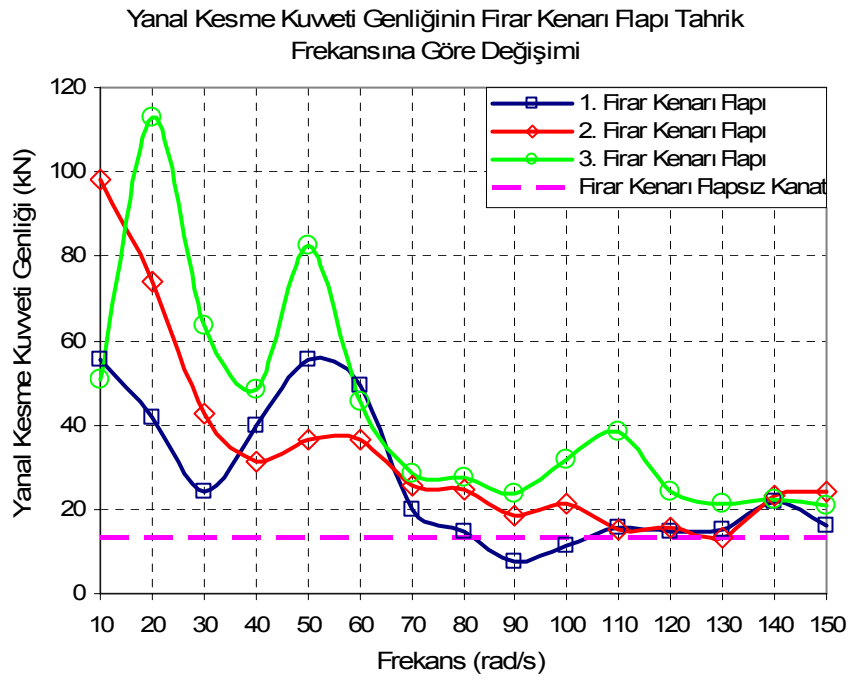
Şekil 4.11. Maksimum flaplama kuvvetinin tahrik frekansı ile değişimi [2]



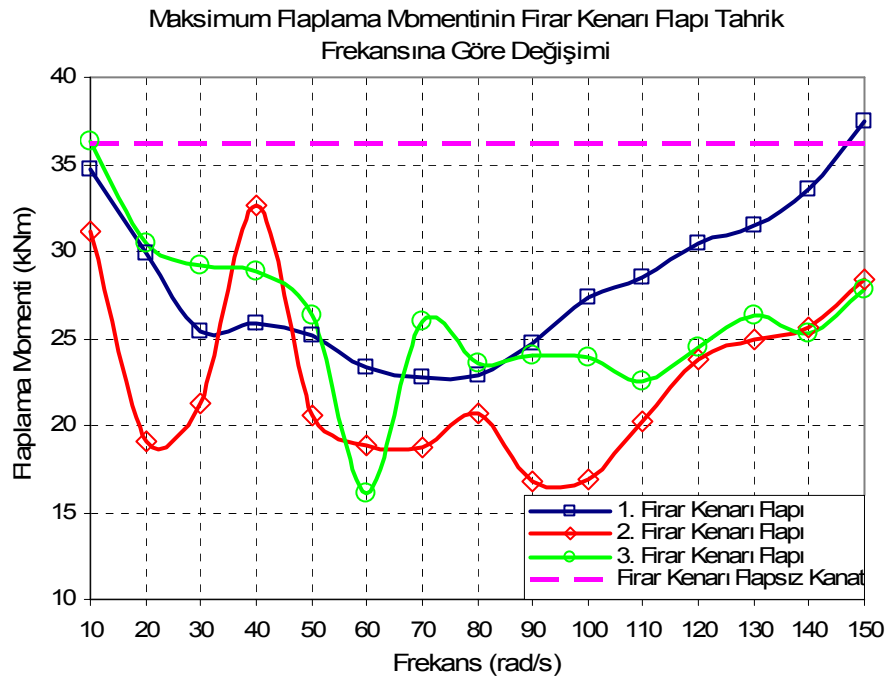
Şekil 4.12. Flaplama kesme kuvveti genliğinin tahrik frekansı ile değişimi [2]



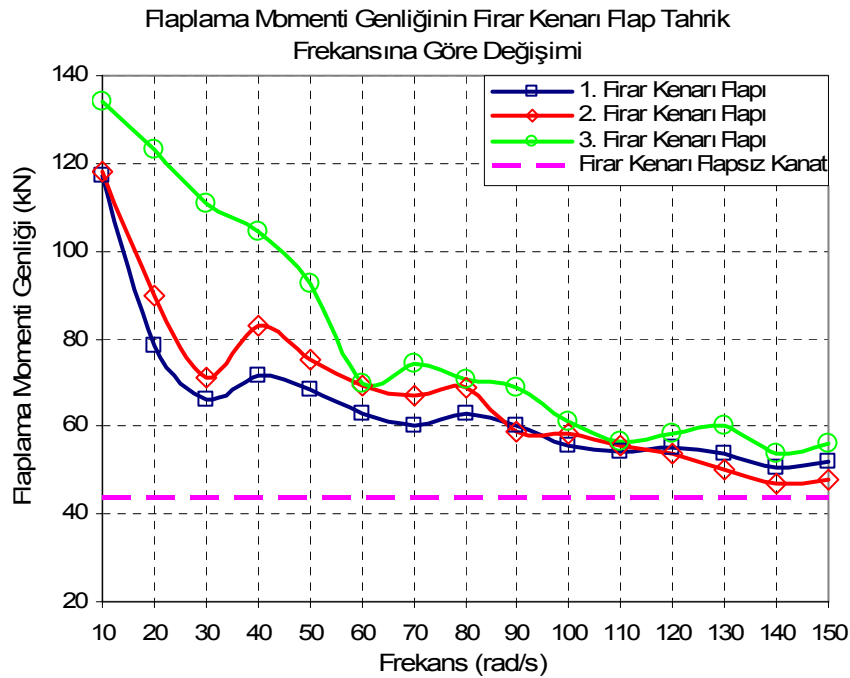
Şekil 4.13. Maksimum yanal kuvvetin flap tahrik frekansı ile değişimi [2]



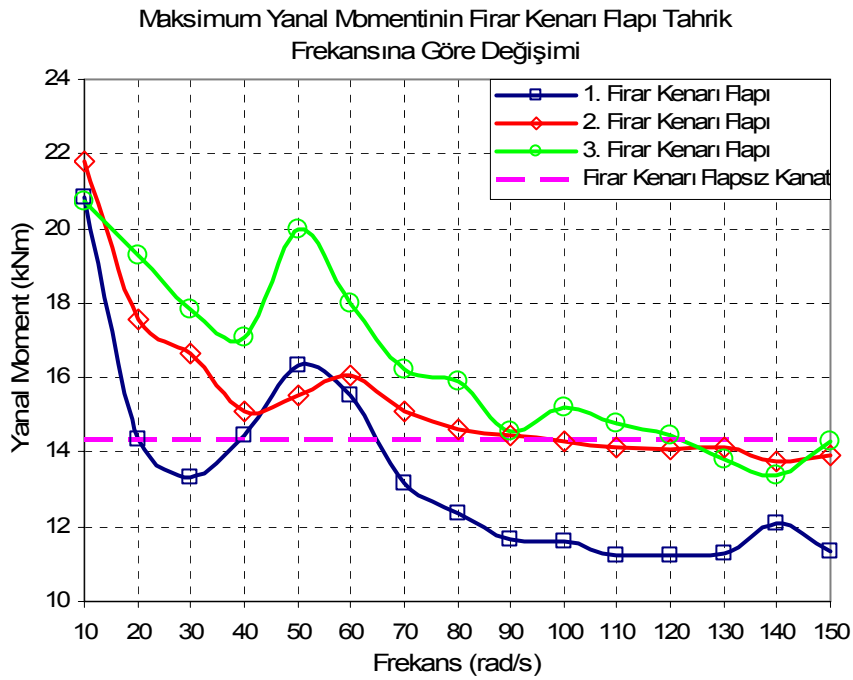
Şekil 4.14. Yanal kesme kuvveti genliğinin tahrik frekansı ile değişimi [2]



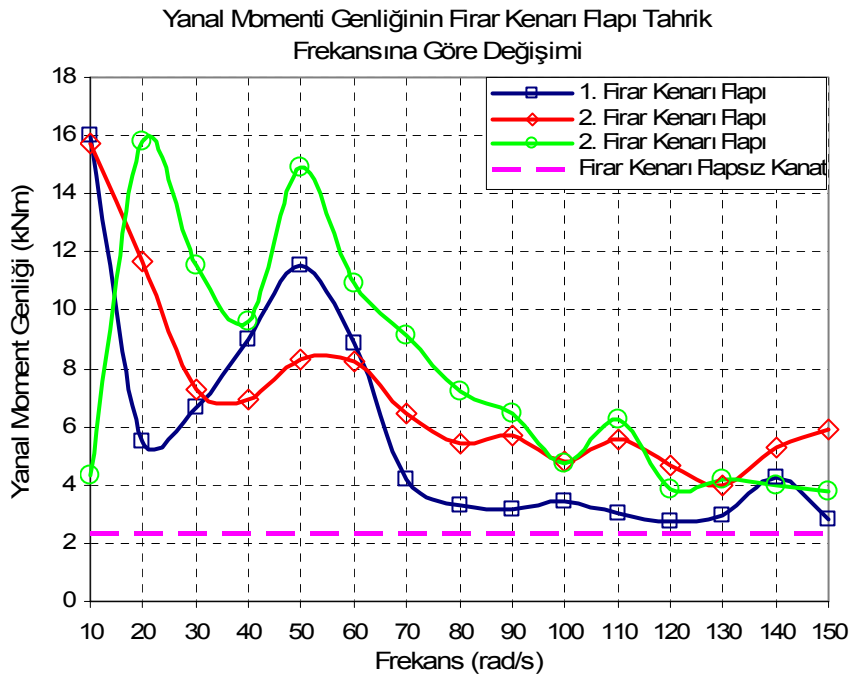
Şekil 4.15. Maksimum flaplama momentinin tahrik frekansı ile değişimi [2]



Şekil 4.16. Flaplama momenti genliğinin tahrik frekansı ile değişimi [2]



Şekil 4.17. Maksimum yanal momentin tahrik frekansı ile değişimi [2]



Şekil 4.18. Yanal moment genliğinin tahrik frekansı ile değişimi [2]

Kanat kökü flaplama momentinde ve belirli frekansların üzerinde yanal kesme kuvvetleri ve momentlerinde flapsız kanattaki değerlerin altına düşülmekte, ancak artan tahrik frekansına göre azalma eğilimi göstermekle birlikte flaplama kesme kuvvetinin flapsız kanattaki değerlerin üstünde olduğu tespit edilmiştir.

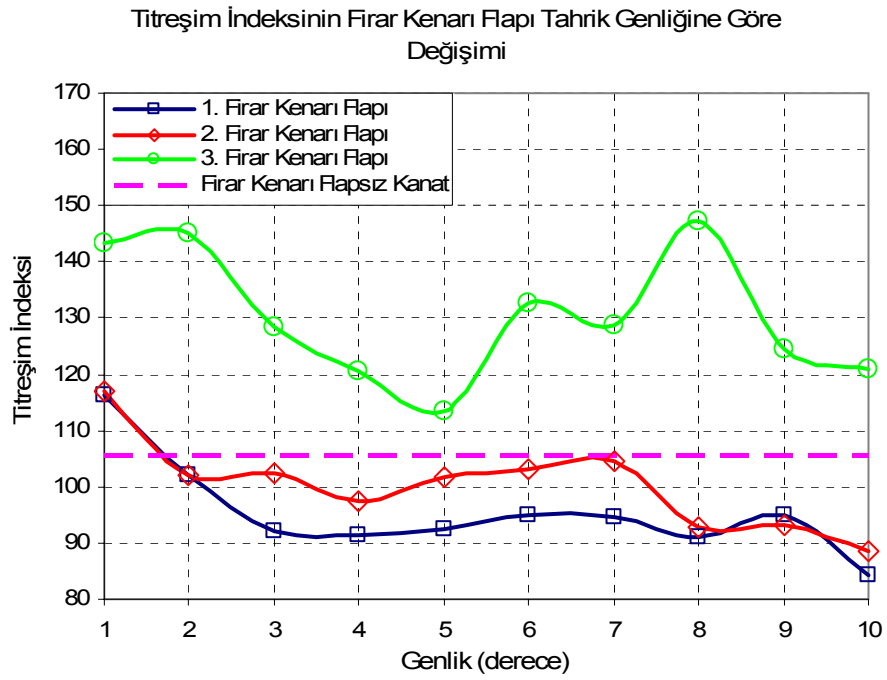
Elde edilen sonuçlara göre, firar kenarı flaplarının rotor dönüş hızının (27,02 rad/s) veya rotor kanadının birinci flaplama doğal frekansının (28,73 rad/s) 3., 4. veya daha yüksek harmoniklerinde tahrik edilmesi gerektiği ortaya çıkmaktadır. Ayrıca, her bir flapın birbirinden bağımsız farklı frekanslarda tahrik edilmesi gerekmektedir.

4.2.3. Firar kenarı flapı tahrikleyici genliği

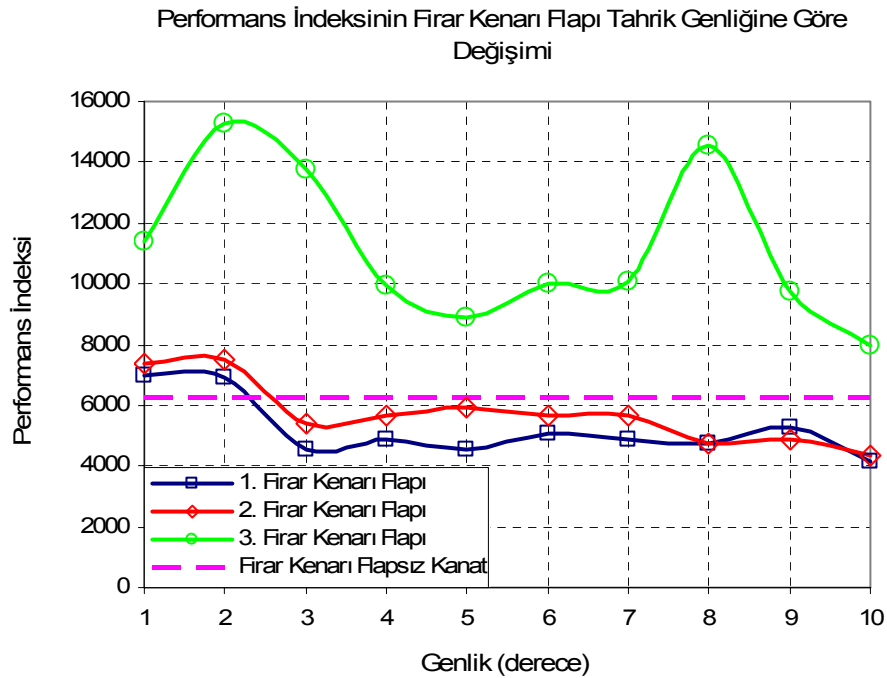
Firar kenarı flapları birbirine göre farklı genliklerde hareket ettirilerek flap tahrikleyici frekansının sistem cevabına etkisi incelenmiştir. Her bir firar kenarı flapı için nominal frekans değeri 75 rad/s ve nominal faz açıları 1. flap için 0° , 2. flap için 90° ve 3. flap için 180° alınmıştır. Bu değerler sabit tutularak ve her defasında sadece bir firar kenarı flapı aktif duruma getirilerek 1° - 10° genlik aralığında Şekil 4.19-Şekil 4. 28'deki sonuçlar elde edilmiştir.

Kanat cevabının hem titreşim indeksi ve hem de performans indeksi açısından her üç flap için artan firar kenarı flapı tahrik genliğine göre düzenli bir artış ve azalış göstermediği tespit edilmiştir. Bununla beraber, özellikle $3^\circ \sim 5^\circ$ tahrik genliği aralıklarında flapsız kanattaki değerlere göre daha düşük titreşim indeksi ve performans indeksi değerleri elde edildiği görülmüştür.

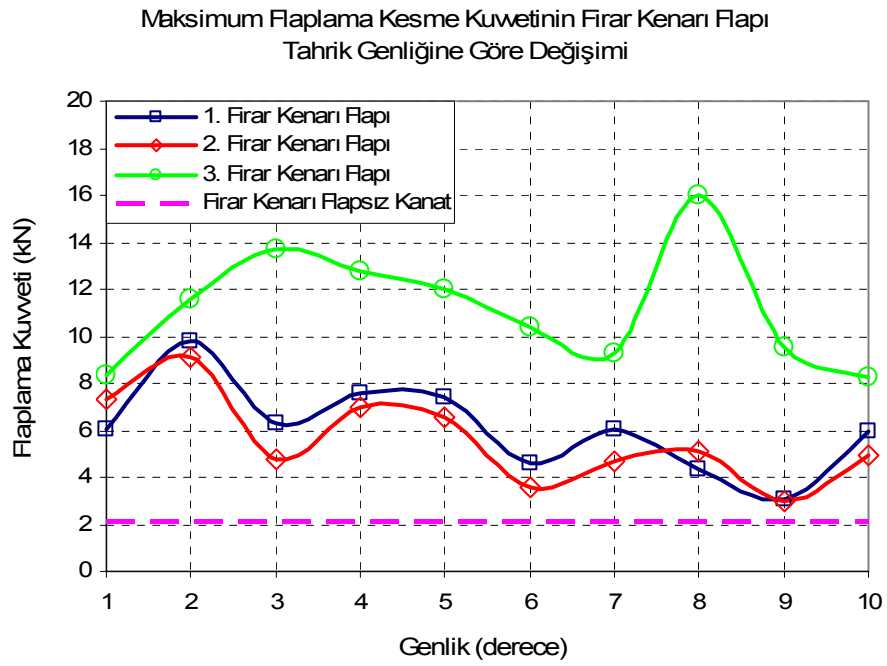
Kanat titreşim indeksinde flapsız rotor kanadı titreşim indeksine göre iç (1.) ve orta (2.) firar kenarı flapları için sırasıyla %20 ve %16'ya varan azalma elde edilirken, dış (3.) firar kenarı flapı için %7 artış elde edilmiştir. Benzer şekilde, kanat performans indeksinde flapsız rotor kanadı performans indeksine göre iç (1.) ve orta (2.) firar kenarı flapları için sırasıyla %34 ve %31'e varan azalma elde edilirken, dış (3.) firar kenarı flapı için %27 artış elde edilmiştir.



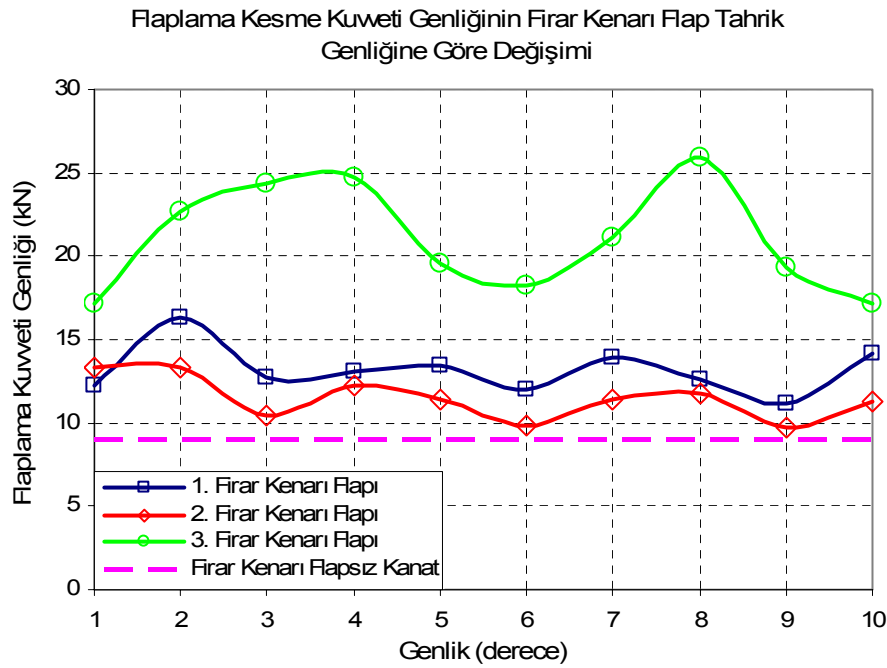
Şekil 4.19. Titreşim indeksinin flap tahrik genliği ile değişimi [2]



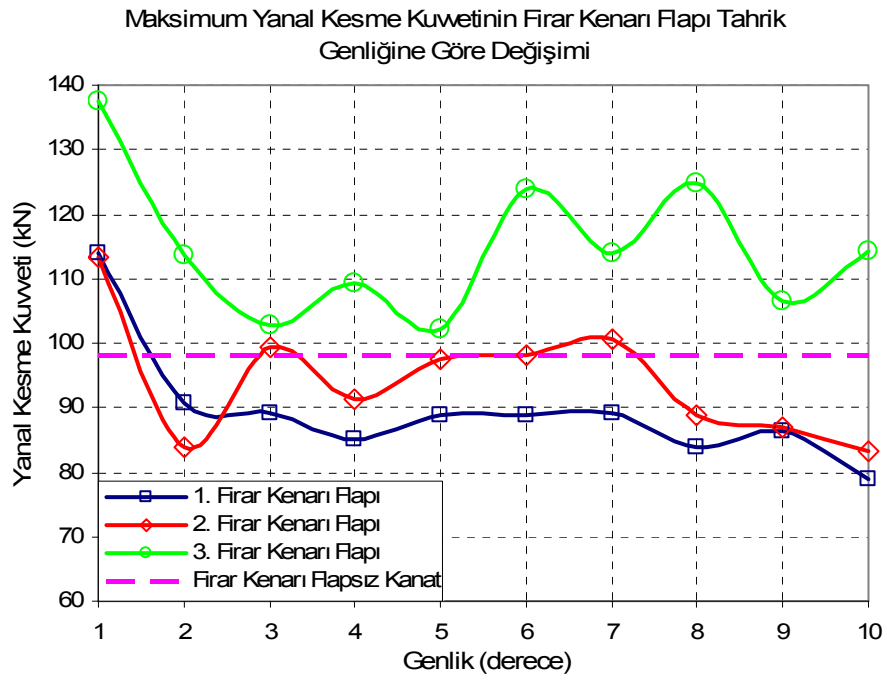
Şekil 4.20. Performans indeksinin flap tahrik genliği ile değişimi [2]



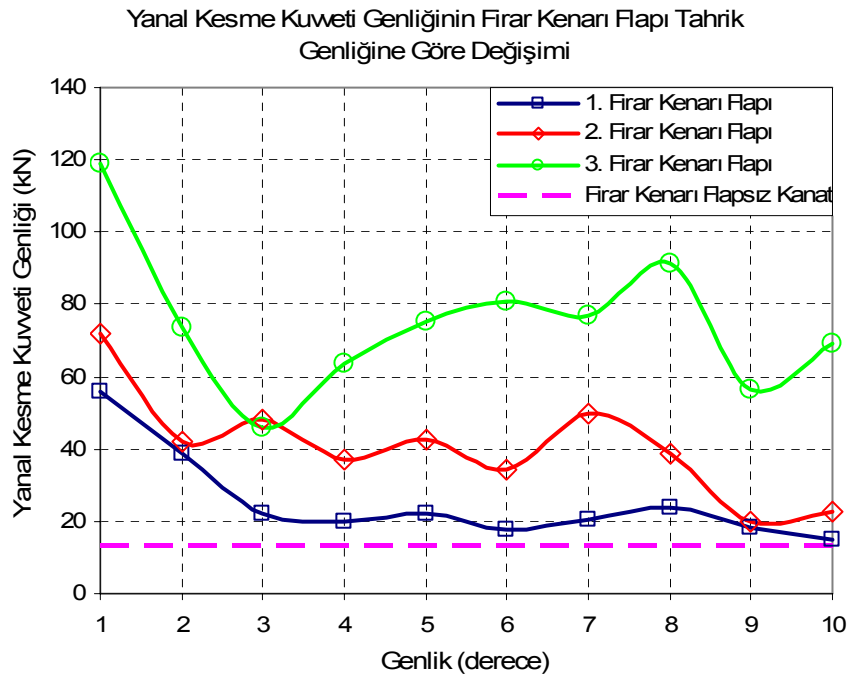
Şekil 4.21. Maksimum flaplama kuvvetinin tahrik genliği ile değişimi [2]



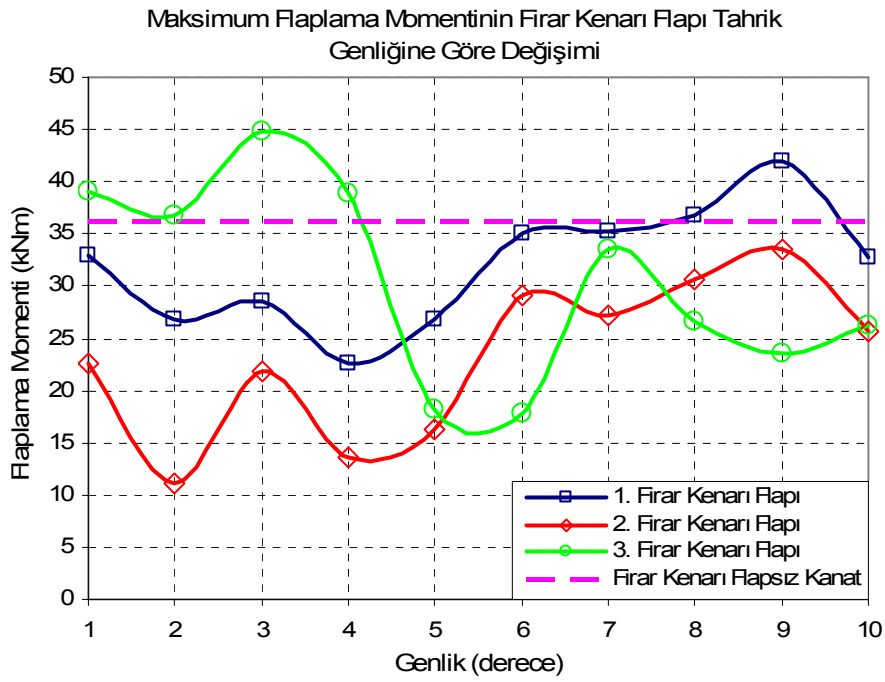
Şekil 4.22. Flaplama kesme kuvveti genliğinin tahrik genliği ile değişimi [2]



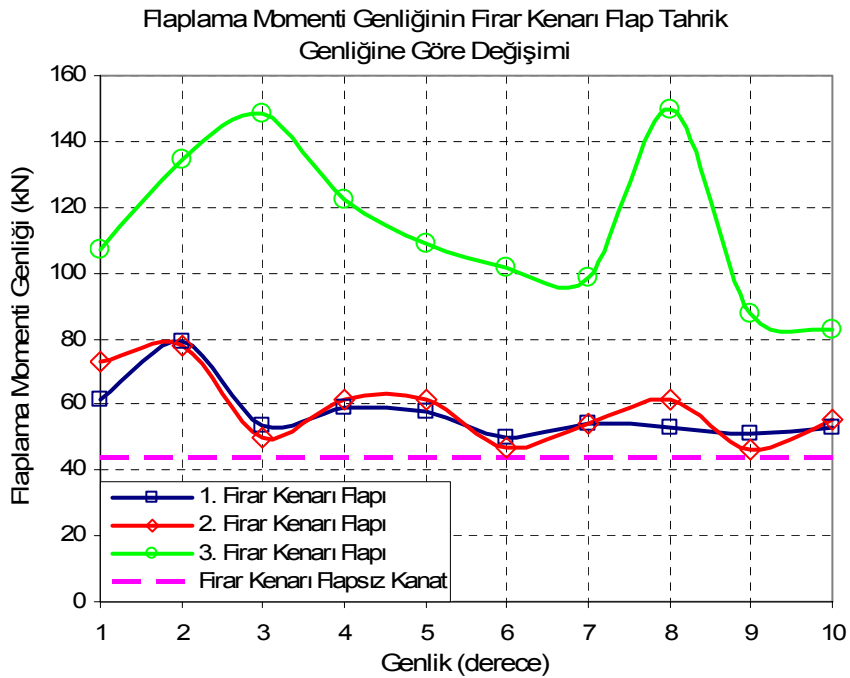
Şekil 4.23. Maksimum yanal kesme kuvvetinin tahrik genliği ile değişimi [2]



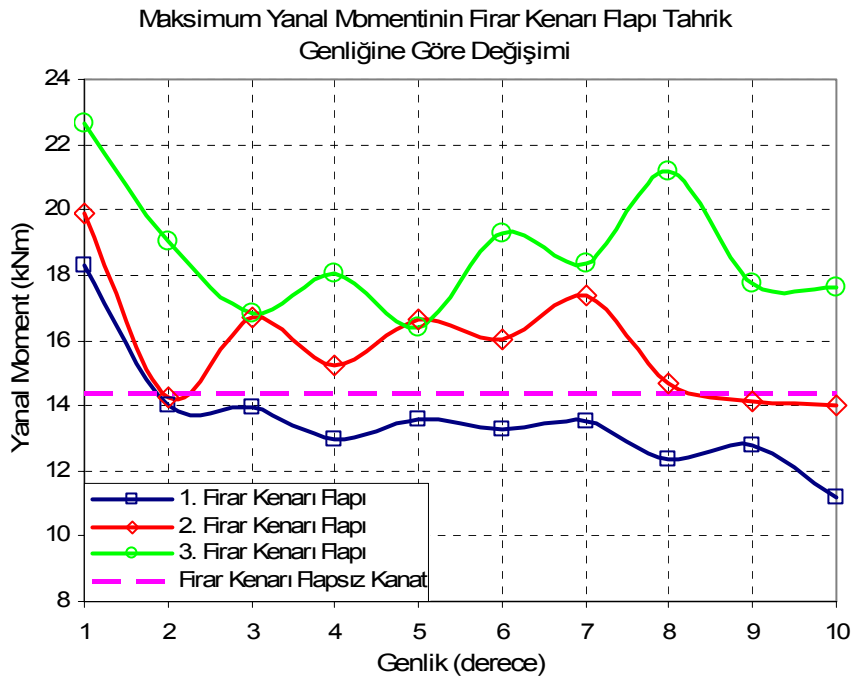
Şekil 4.24. Yanal kesme kuvveti genliğinin tahrik genliği ile değişimi [2]



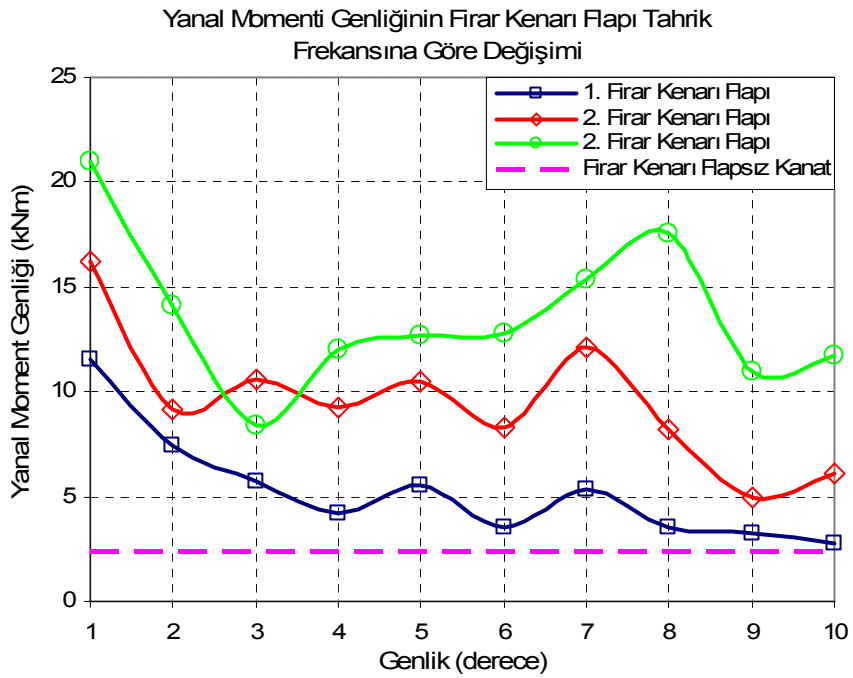
Şekil 4.25. Maksimum flaplama momentinin tahrik genliği ile değişimi [2]



Şekil 4.26. Flaplama momenti genliğinin tahrik genliği ile değişimi [2]



Şekil 4.27. Maksimum yanar momentinin tahrik genliği ile değişimi [2]



Şekil 4.28. Yanal moment genliğinin tahrik genliği ile değişimi [2]

Kanat kökü kesme kuvvetleri ve momentlerine ait grafikler incelendiğinde, yine artan firar kenarı flapı tahrik genliğine göre düzenli bir artış ve azalış görülmemiştir. Ancak, firar kenarı flapı tahrik genliği için $7^{\circ} \sim 9^{\circ}$ gibi yüksek değerler almak genellikle kanat kökü yüklerini olumsuz etkilemektedir.

Elde edilen sonuçlara göre, firar kenarı flaplarının $3^{\circ} \sim 7^{\circ}$ tahrik genliği aralıklarında tahrik edilmesi gerektiği ortaya çıkmaktadır. Ayrıca, her bir flapın birbirinden bağımsız farklı genliklerde tahrik edilmesi gerekmektedir.

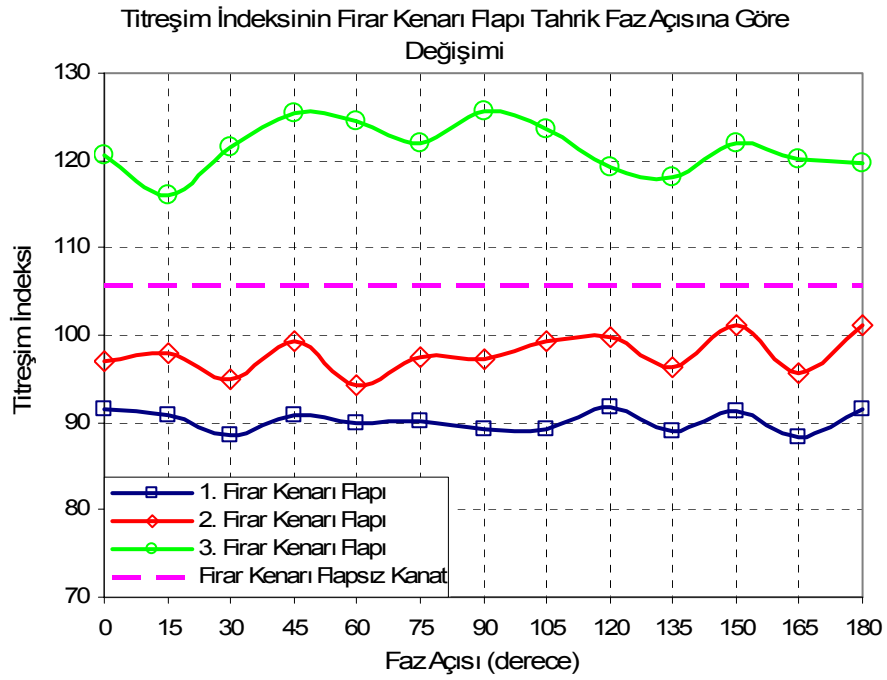
4.2.4. Firar kenarı flapı tahrikleyici fazı

Firar kenarı flapları birbirine göre farklı fazlarda hareket ettirilerek flap tahrikleyici frekansının sistem cevabına etkisi incelenmiştir. Her bir firar kenarı flapı için nominal frekans değeri 75 rad/s ve nominal genlik değeri 4° alınmıştır. Bu değerler sabit tutularak ve her defasında sadece bir firar kenarı flapı aktif duruma getirilerek 0° - 180° genlik aralığında Şekil 4.29-Şekil 4.38'deki sonuçlar elde edilmiştir.

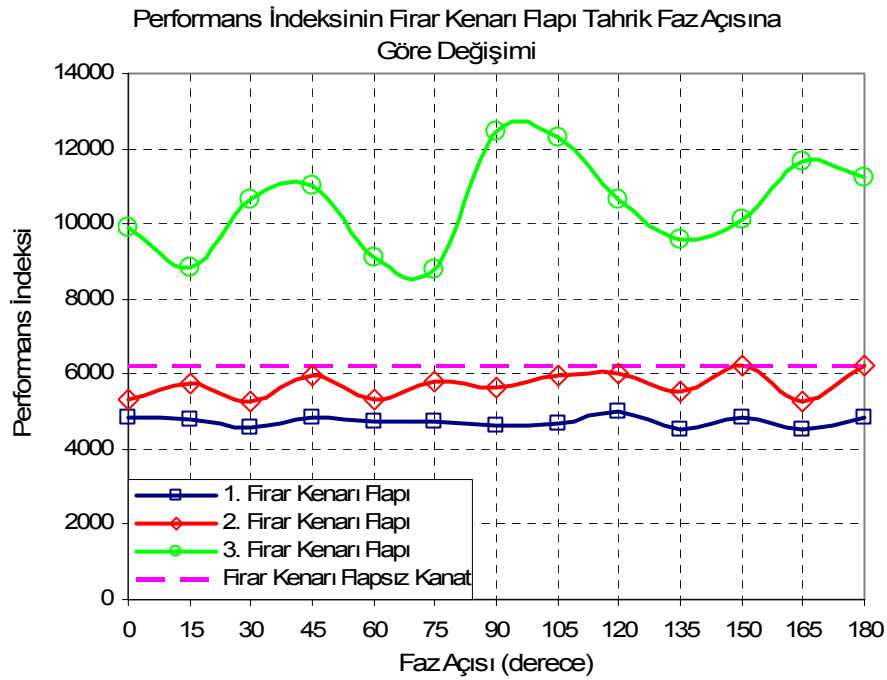
Kanat cevabının her üç flap için artan firar kenarı flapı faz açısına göre hem titreşim indeksi ve hem de performans indeksi açısından çok fazla değişmemekte ve belirli bir bant içinde düzenli yatay bir değişim göstermektedir.

Kanat titreşim indeksinde flapsız rotor kanadı titreşim indeksine göre iç (1.) ve orta (2.) firar kenarı flapları için sırasıyla %20 ve %11'ya varan azalma elde edilirken, dış (3.) firar kenarı flapı için %10 artış elde edilmiştir.

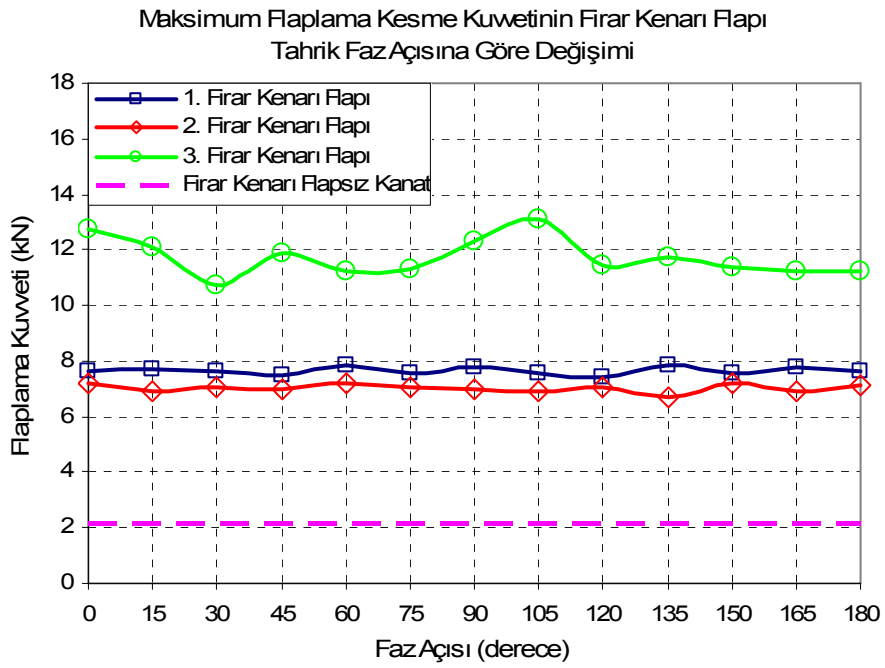
Benzer şekilde, kanat performans indeksinde flapsız rotor kanadı performans indeksine göre iç (1.) ve orta (2.) firar kenarı flapları için sırasıyla %34 ve %161'e varan azalma elde edilirken, dış (3.) firar kenarı flapı için %40 artış elde edilmiştir. Bu durum, 3. firar kenarı flapının titreşim ve performans indekslerini azaltabilmesi için öncelikle uygun tahrik frekans ve tahrik genliği çiftinin belirlenmesi gerektiğini ortaya koymaktadır.



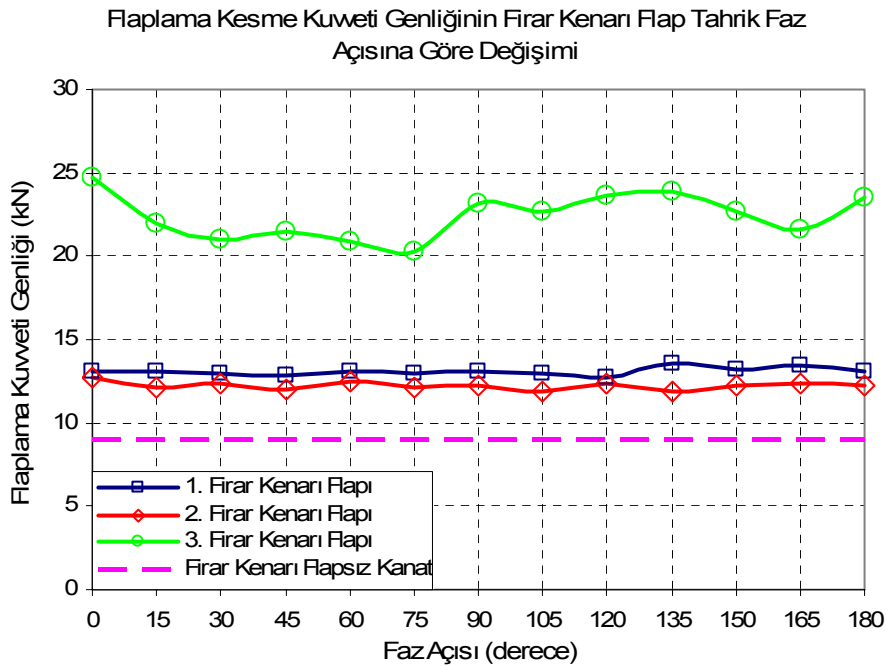
Şekil 4.29. Titreşim indeksinin flap tahrik faz açısı ile değişimi [2]



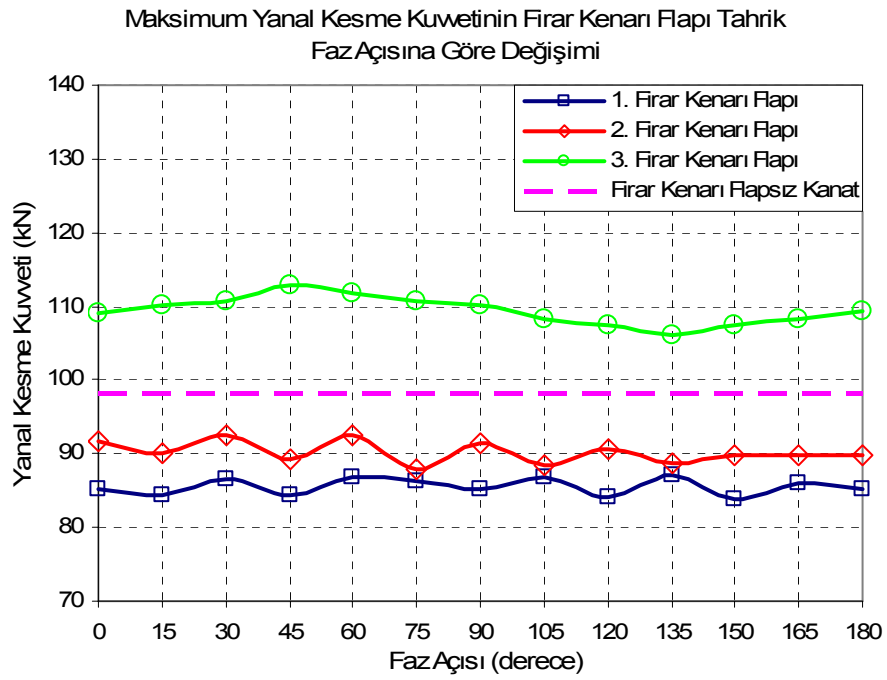
Şekil 4.30. Performans indeksinin flap tahrik faz açısı ile değişimi [2]



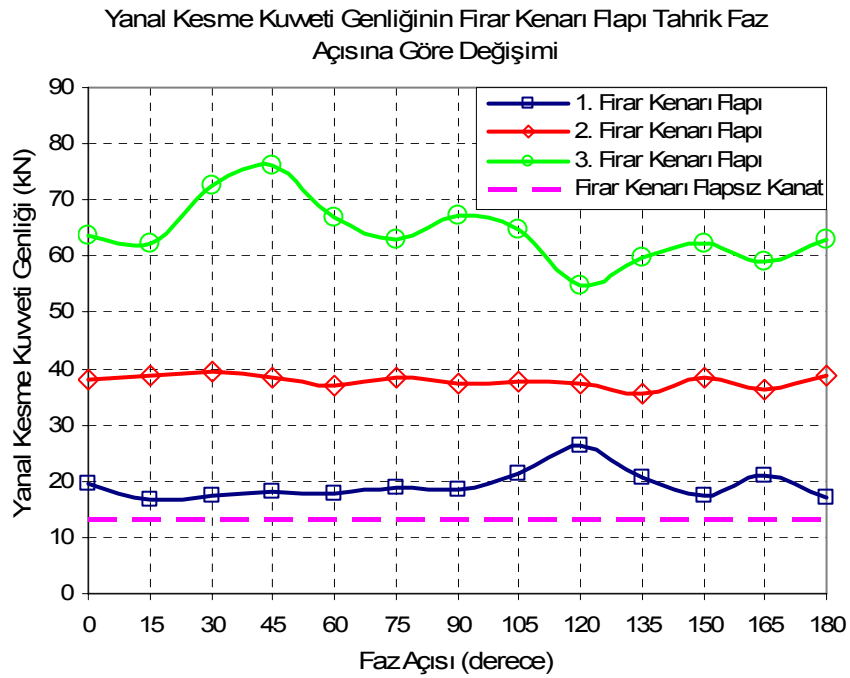
Şekil 4.31. Maksimum flaplama kuvvetinin tahrik faz açısı ile değişimi [2]



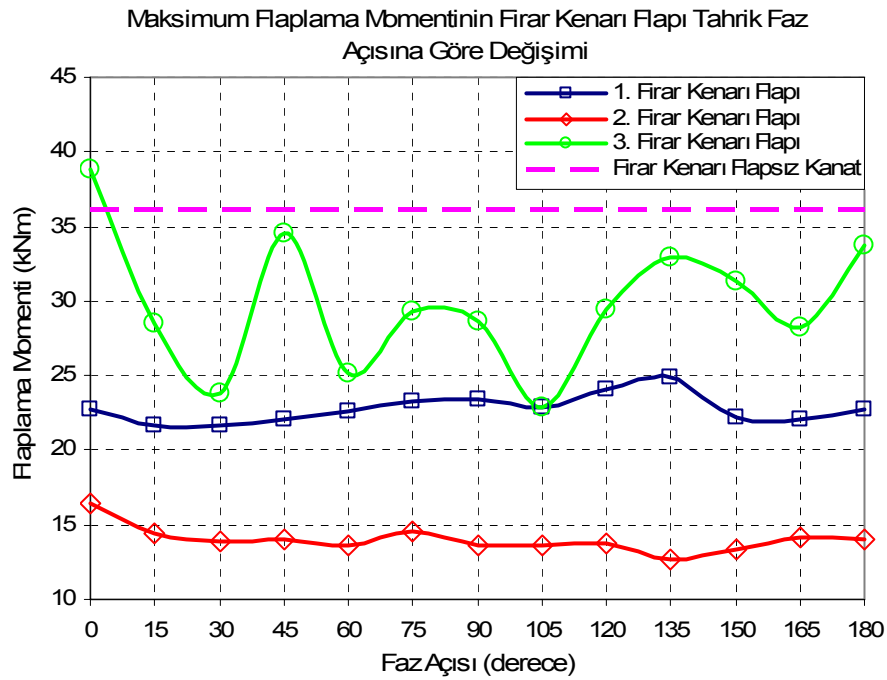
Şekil 4.32. Flaplama kesme kuvveti genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi [2]



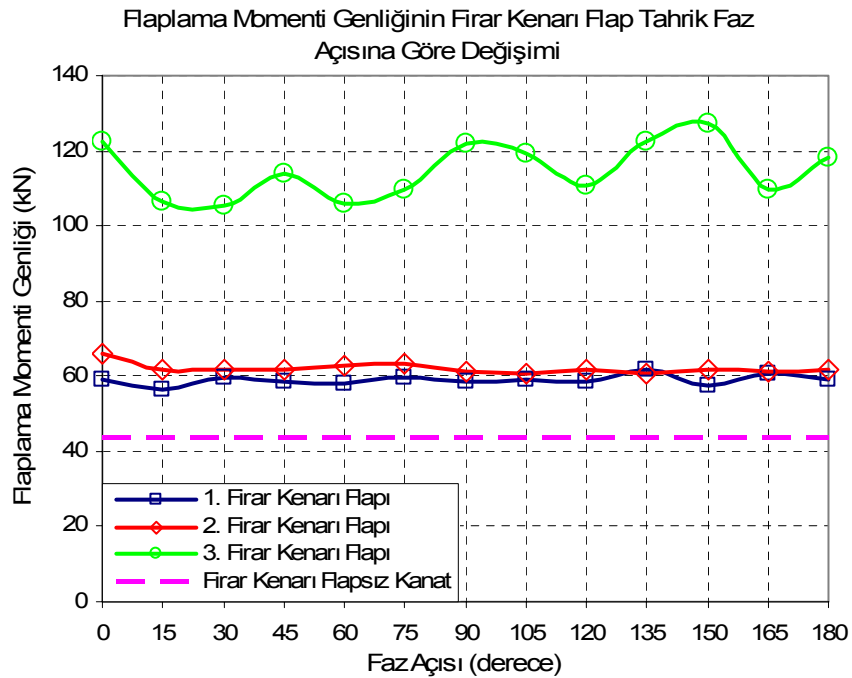
Şekil 4.33. Maksimum yanal kuvvetin tahrik faz açısı ile değişimi [2]



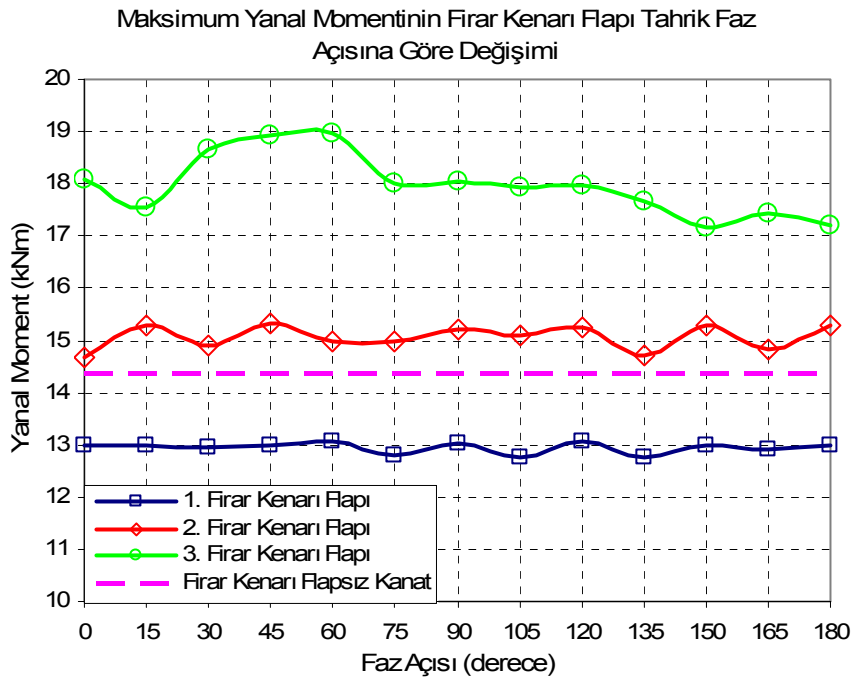
Şekil 4.34. Yanal kesme kuvveti genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi [2]



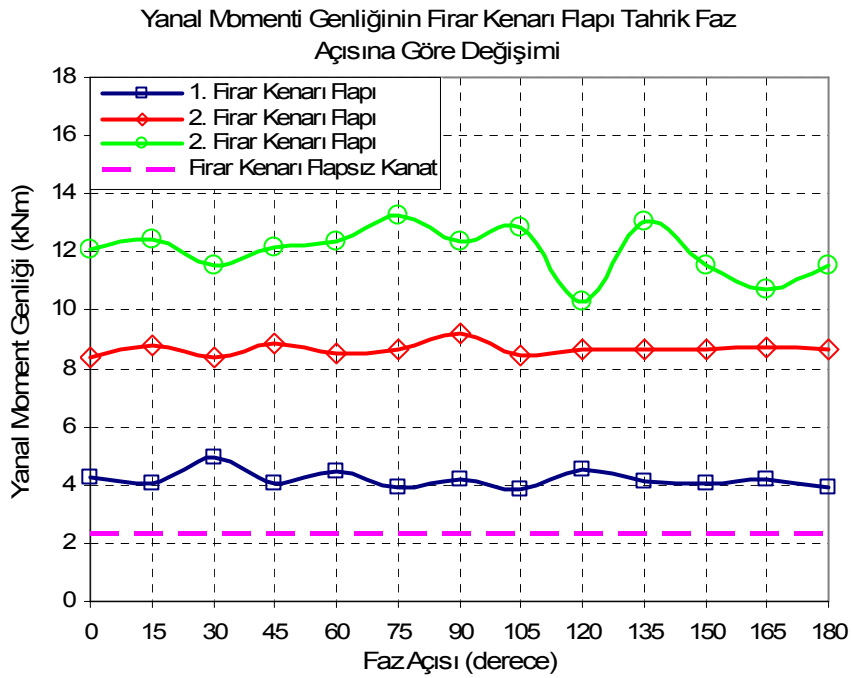
Şekil 4.35. Maksimum flaplama momentinin tahrik faz açısı ile değişimi [2]



Şekil 4.36. Flaplama momenti genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi [2]



Şekil 4.37. Maksimum yanal momentin tahrik faz açısı ile değişimi [2]



Şekil 4.38. Yanal moment genliğinin tahrik faz açısı ile değişimi [2]

Elde edilen sonuçlara göre, kanatı titreşim indeksini minimize edebilmek için 1., 2. ve 3. firar kenarı flaplarının sırasıyla 165° , 60° ve 15° faz açısı ile civarında tahrik edilmesi gerektiği ortaya çıkmaktadır.

4.2.5. Üç firar kenarı flapının aynı anda aktif kontrolü

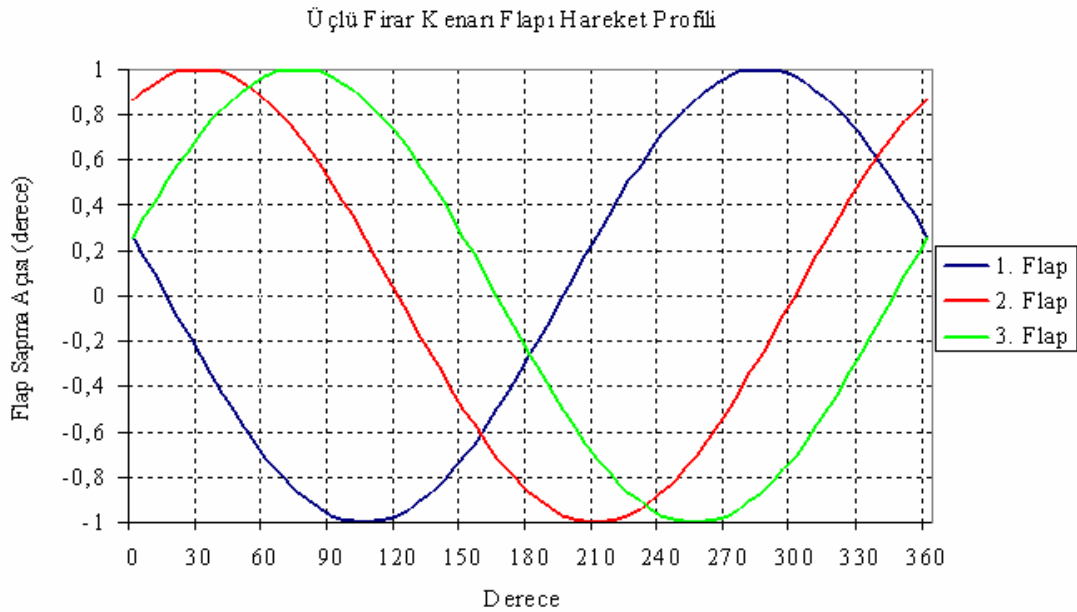
Yukarıdaki grafiklerden elde edilen sonuç, kanat kökü titreşim indeksi ile kuvvet ve momentlerin flapsız kanada göre azaltılması ve minimize edilebilmesi için her bir flapın birbirinden bağımsız farklı frekans, genlik ve faz açıları ve her biri için kanat yük cevabını ayrı ayrı minimize eden uygun değerlerde tahrik edilmesi gerektiğini ortaya koymuştur.

Bununla beraber, dokuz ayrı durumda, yani üç ayrı firar kenarı flapında frekans, genlik ve faz açısı olmak üzere üç farklı parametrenin kontrolünü yine geniş frekans, genlik ve faz açısı aralıklarında kontrol edebilecek aktif kontrolcüye yönelik kuralları belirlemek doğrusal davranış göstermeyen rotor kanadı gibi bir sistem için çok zordur. Bu nedenle, aktif kontrolcüye yönelik kuralları belirlemek kolaylaştırıcı bazı kararların verilmesi gereklidir.

Öncelikle, firar kenarı flapının yüksek genlik açıları tahrik edilmesi yüksek tahrik enerjisi gerektirdiğinden ve yüksek genlik açılarının sistem cevabını iyileştirmede çok etkili olmadığından yola çıkılarak, firar kenarı flaplarının $3^\circ \sim 5^\circ$ tahrik genliği aralıklarında tahrik edilmesi gerektiğine karar verilmiştir.

Analiz zamanını azaltmak ve kontrolcünün karar vereceği parametre sayısını düşürmek için, her üç firar kenarı flapının 4° genlikte tahrik edilmesine karar verilmiştir. Yine önceki bölümlerde tahrikleyici sinyali çıkış faz açısı analizleri sonucunda elde edilen en uygun sinyal çıkış faz açıları ile tutarlı olarak her üç firar kenarının tahrik faz açıları sırasıyla 165° , 60° ve 15° alınmıştır.

Bu kararlara göre oluşan üçlü firar kenarı flapı hareket profili Şekil 4.39'da gösterilmiştir.



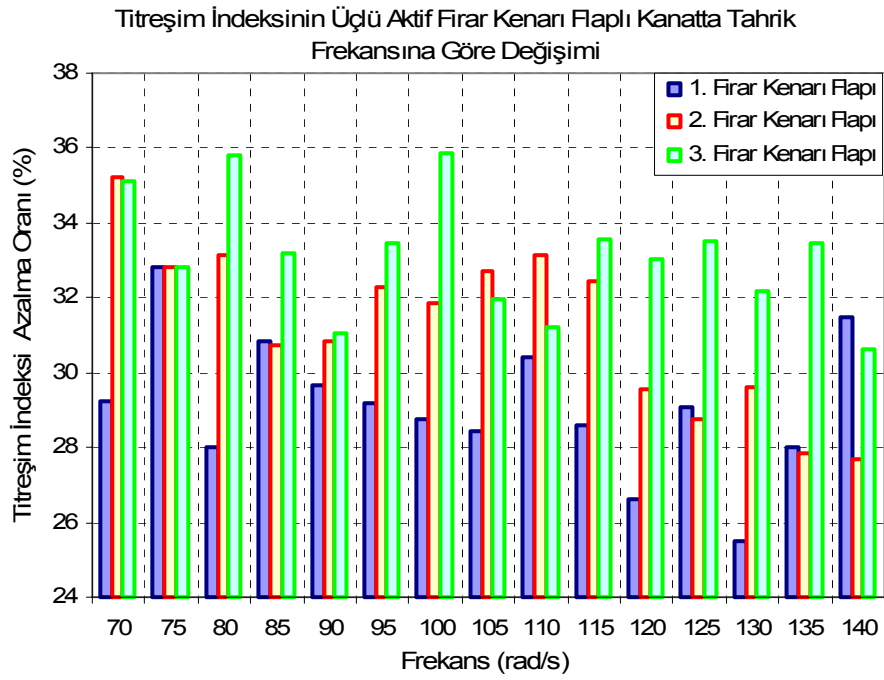
Şekil 4.39. Üçlü fırar kenarı hareket profili [2]

Yine bir önceki bölümlerden elde edilen sonuçlar değerlendirilerek, fırar kenarı flapları frekanslarının 70- 140 rad/s arasında ve 5 rad/s’lik adımlarla incelenmesine karar verilmiştir.

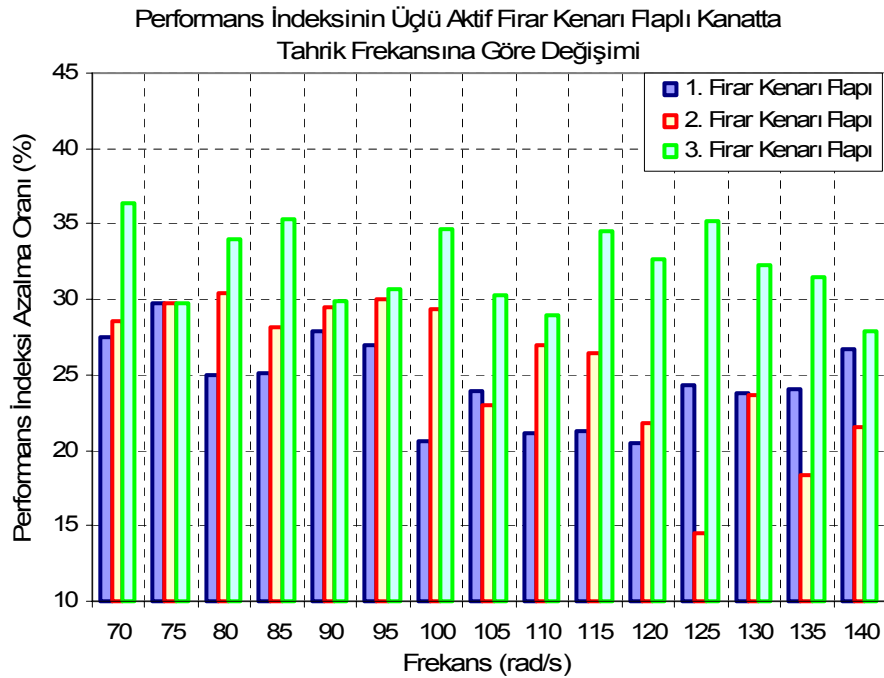
Yapılan analizlerde her üç fırar kenarı flapı aktif tutulurken, her durumda sadece bir fırar kenarı flapının frekansı 70- 140 rad/s arasında değiştirilmiş ve diğer iki fırar kenarı flapının tahrik frekansı 75 rad/s’de sabit tutulmuştur.

Kanat kökü cevabının üçlü aktif fırar kenarı flaplı kanatta tahrik frekansına göre değişimi incelenmiştir. Yapılan çalışmada her üç fırar kenarının tahrik genlikleri 4° , tahrik faz açıları sırasıyla 165° , 60° ve 15° alınmış ve her bir durum için iki fırar kenarı flapının tahrik frekansı 75 rad/s’de sabit tutulurken diğer fırar kenarı flapının tahrik frekansı değiştirilerek Şekil 4.40-Şekil 4.43’te görülen grafikler elde edilmiştir.

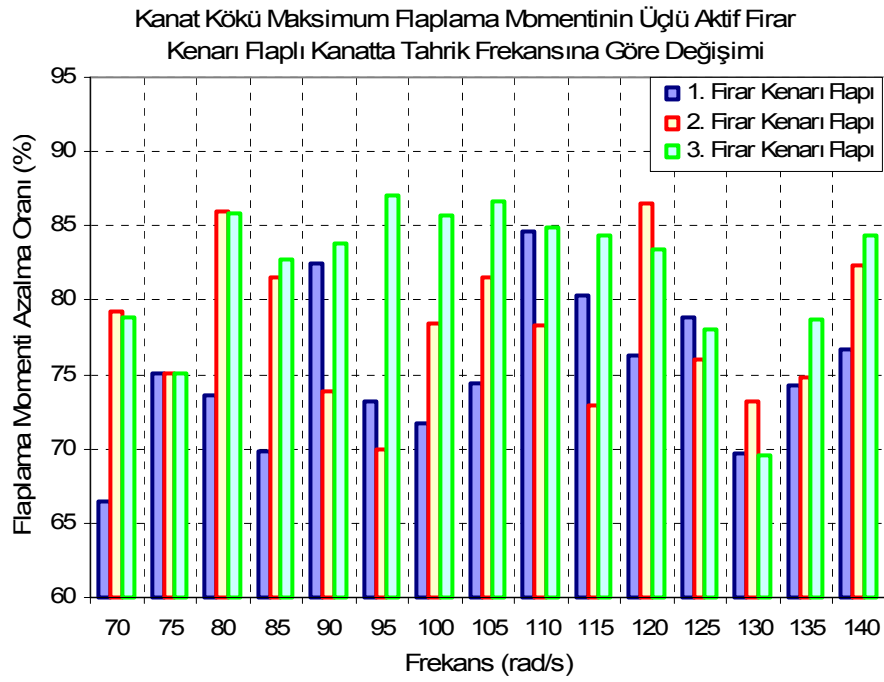
Kanat titreşim indeksinde flapsız rotor kanadı titreşim indeksine göre iç (1.), orta (2.) ve dış (3.) fırar kenarı flapları için sırasıyla %33, %35 ve %36’ya varan azalmalar elde edilmiştir. Bu oranlar tek fırar kenarı flaplı kanatta sırasıyla %21, %16 ve %15’tir.



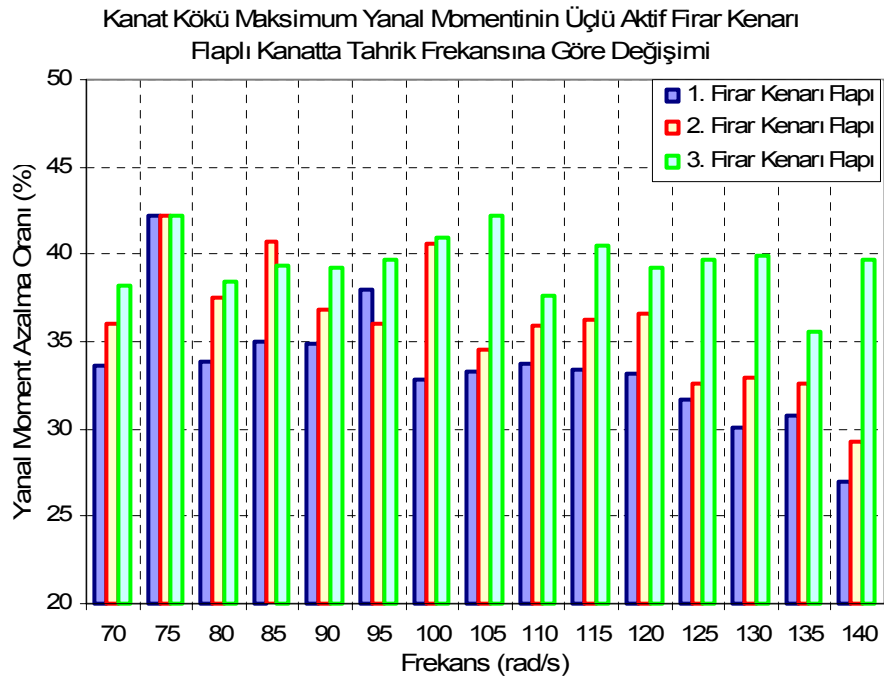
Şekil 4.40. Üç flaplı kanat titreşim indeksinin frekans ile değişimi [2]



Şekil 4.41. Üç flaplı kanat performans indeksinin frekans ile değişimi [2]



Şekil 4.42 Üç flaplı kanat flaplama momentinin frekans ile değişimi [2]



Şekil 4.43. Üç flaplı kanat yanal momentinin frekans ile değişimi [2]

Elde edilen sonuçlar, her üç firar kenarı flapının birlikte çalışmasının kanat yüklerini azaltmada daha etkili olduğunu göstermiştir. Benzer şekilde, firar kenarı flapsız kanada göre kanat kökü flaplama ve yanal momentindeki azalmanın sırasıyla %87 ve %42 olduğu görülmektedir.

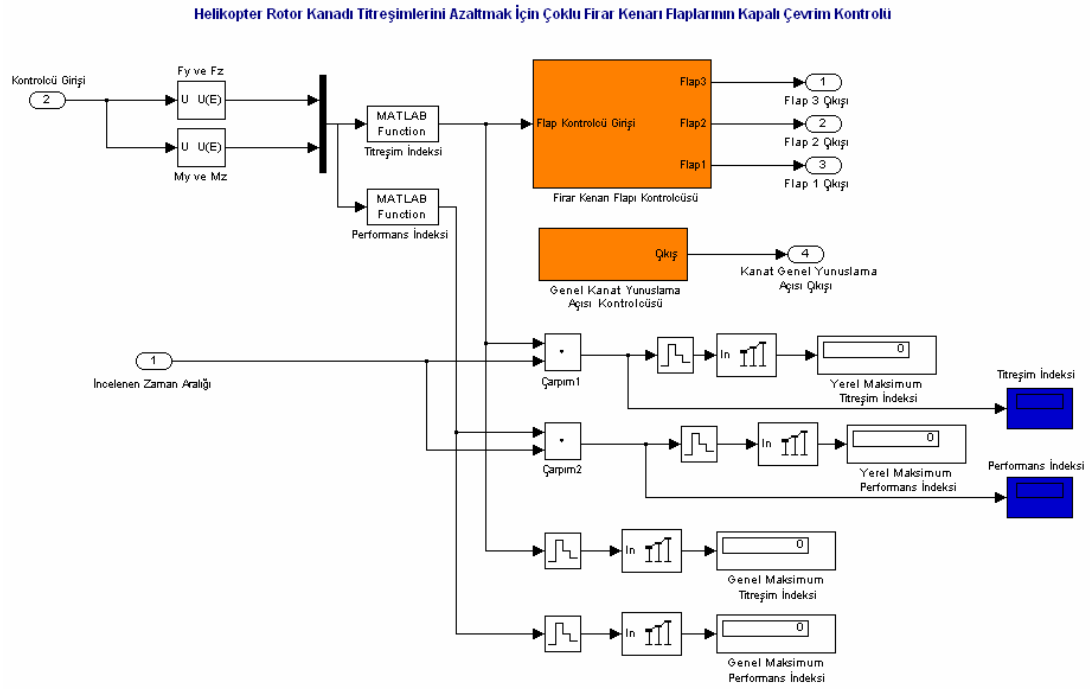
Firar kenarı flapsız kanada göre kanat kökü yanal kuvvetinde %53 azalma elde edilirken, kanat kökü flaplama kuvveti 3,5 kat artış göstermektedir. Bu durum, firar kenarı flapları kullanıldığında her durumda tüm yüklerde birden azalma elde edilmesinin zor olduğunu ve her bir flapın tahrik sinyalinin kanat cevabını azaltacak şekilde ayrı ayrı kontrol edilmesi gerektiği sonucunu ortaya çıkarmaktadır.

Firar kenarı flaplarının tahrik sinyalini sağlayacak olan aktif kontrolcünün tahrik frekanslarına karar verebilmesi açısından, analiz zamanını azaltmak ve kontrolcünün karar vereceği frekans aralığını daraltmak için yukarıdaki grafikler incelenmiş ve 1., 2. ve 3. firar kenarı flaplarının sırasıyla 75 rad/s, 80 rad/s ve 100 rad/s civarında tahrik edilmesine karar verilmiştir.

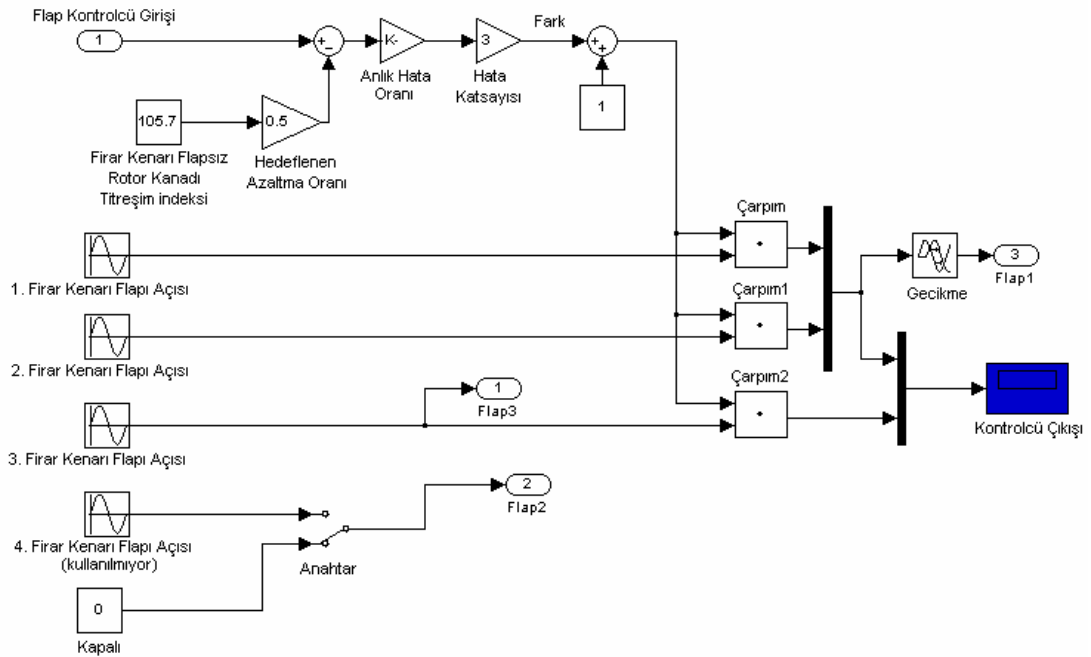
4.3. Aktif Flap Değişkenlerinin Kapalı Çevrim Sistem Cevabına Etkisi

Kapalı çevrim sistem için geliştirilen Helisim programı kontrolcü bloğu Şekil 4.44'te ve Helisim çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğu Şekil 4.45'te gösterilmektedir. Açık sistem modelindeki ile benzer şekilde Helisim helikopter rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğundan gelen kanat yük bilgileri burada kullanılarak içinde bulunan simülasyon adımı için anlık titreşim ve performans indeksi değerleri sürekli olarak hesaplanmaktadır.

Aktif kontrolcünün titreşim ve performans indekslerini sürekli kontrol ederek her ikisine göre çıkış sinyaline karar vermesinin sistemi karmaşıktıracağı ve kararları zorlaştıracığı değerlendirilerek aktif kontrolcünün sadece titreşim indeksine göre sistem cevabının düzeltilmesi yönünde firar kenarı flaplarını kontrol etmesine karar verilmiştir.



Şekil 4.44. Helisim açık çevrim sistem kontrolcü bloğu [2]



Şekil 4.45. Helisim çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğu [2]

Şekil 4.44'te gösterilen Helisim helikopter rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğundan gelen kanat yük bilgileri Şekil 4.45'te yer alan Helisim kapalı çevrim sistem kontrolcü bloğunda kullanılmakta ve bu bilgiler titreşim indeksi bloğu kullanılarak Helisim çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğuna geri besleme olarak gönderilmektedir. Bu şekilde kapalı çevrim rotor kanadı firar kenarı flapı aktif kontrol sistemi elde edilmiştir.

Firar kenarı flaplarının hareketini sağlayan tahrikleyici sistemin sinyal çıkışına karar verecek olan aktif kontrolcü, bu kararı kapalı çevrim sistemde geri besleme olarak kendisine gelen titreşim indeksi değerine göre verebilir. Aktif kontrolcü, her üç flap için tahrikleyici çıkış sinyalinin genlik, frekans ve faz açısı değişkenlerini tekli, ikili veya üçlü kombinasyonlarda değiştirerek geri beslenen titreşim indeksi değerine göre genlik ve/veya frekans ve/veya faz açısı modülasyonu yapabilir.

Aktif kontrolcünün üç flap için üç ayrı değişkenden oluşan toplam dokuz farklı değişken için sadece geri beslenen titreşim indeksi değerine göre karar vermesi, aynı zamanda bu değişkenleri artış/azalış yönünde ve hangi oranda değiştireceğine karar vermesi, bu çalışmanın hedef ve kapsamını aşan, sinyal işleme, yapay sinir ağları (neural network) ve bulanık mantık (fuzzy logic) gibi konuların da dahil edilmesi gereken çok kapsamlı bir çalışmayı gerektirmektedir. Bu çalışmada, yukarıda belirtilen konuları da kapsayacak detaylı analizlere yönelik geliştirilebilir bir altyapı kurulmuş, ancak her üç flap için aynı oranda ve sadece tahrikleyici çıkış sinyali genlik modülasyonu yapan kapalı çevrim bir aktif kontrolcü tasarımı hedeflenmiştir.

Tahrikleyici çıkış sinyali genlik modülasyonu yapan kapalı çevrim aktif kontrolcü tasarımı için öncelikle tahrikleyici sistemin sağlayacağı çıkış sinyalinin frekans ve faz açısı değerlerine karar verilmesi gerekir. Bir önceki bölümde açık çevrim sistemde firar kenarı flapı tahrik çıkış frekansı ve faz farkı ile ilgili elde edilen sonuçlarla tutarlı olarak, kapalı çevrim kontrol analizinde 1., 2. ve 3. firar kenarı flaplarının tahrikleyici çıkış frekanslarının sırasıyla 75 rad/s, 80 rad/s ve 100 rad/s ve tahrik faz açılarının sırasıyla 165°, 60° ve 15° olmasına karar verilmiştir.

Şekil 4.45'te gösterilen çoklu firar kenarı flapı kontrol bloğunda öncelikle aktif flaplı rotor sistemi ile hedeflenen titreşim indeksi değeri, VBI_T şu şekilde hesaplanır:

$$VBI_T = VBI_{nom} C_R \quad (4.2)$$

Burada VBI_{nom} , aktif firar kenarı flapsız nominal rotor kanadına ait titreşim indeksi ve C_R , hedeflenen titreşim indeksi azaltma oranıdır.

Titreşim indeksi değerleri simülasyonun ilk anlarında ani değişiklikler gösterdiğinden, geçiş anı etkilerini minimize edebilmek için kontrol sistemi bir süre bekledikten ve sistem durağan hale geldikten sonra titreşim indeksi değerlerini takibe başlar. Herhangi bir simülasyon zaman adımında anlık titreşim indeksi değeri, VBI_i hesaplanır ve bu değer Helisim helikopter rotor kanadı firar kenarı flapı dinamiği bloğuna gönderilir. Bu blokta anlık titreşim indeksi değeri ile hedeflenen titreşim indeksi değeri karşılaştırılarak titreşim indeksindeki anlık hata oranı, VBI_E şu şekilde hesaplanır:

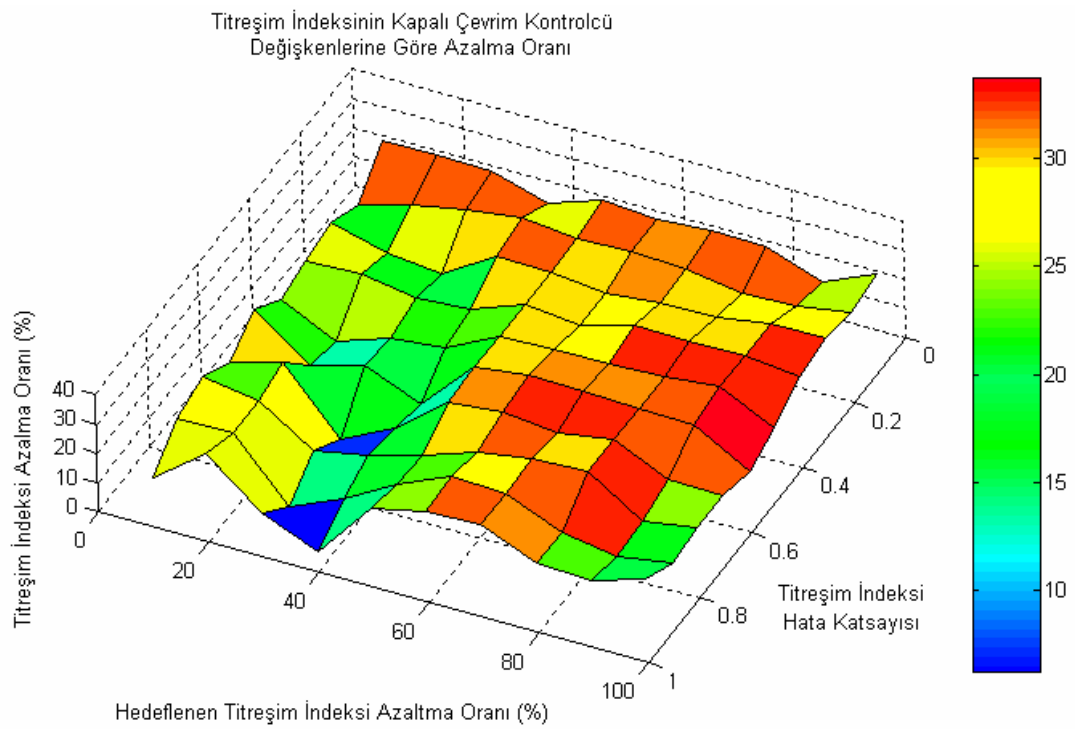
$$VBI_E = \frac{VBI_i - VBI_T}{VBI_T} \quad (4.3)$$

Kapalı çevrim kontrolcü ile firar kenarı flaplarının çıkış sinyallerine genlik modülasyonu yapmak için Eş.4.1.'de yer alan genlik değeri, Eş. 4.3.'te elde edilen hata oranı ve belirli bir titreşim indeksi hata katsayısı, VBI_C ile çarpılarak her üç flapa ait genlik modülasyonlu hareket profili şu şekilde elde edilir.

$$\alpha_i(t) = VBI_C VBI_E A_i \sin(2\pi f_i t + \phi F_i) \quad (4.4)$$

Tahrikleyici çıkış sinyali genlik modülasyonu yapan kapalı çevrim aktif kontrolcü yaklaşımına göre firar kenarı flapları tahrikleyici çıkış sinyallerinin genlikleri, kapalı çevrim kontrol sistemi değişkenleri olan hedeflenen titreşim indeksi azaltma

oranı, C_R ve titreşim indeksi hata katsayısına, VBI_C göre değiştirilerek titreşim indeksindeki azalma oranları incelenmiştir. Bu analizde hedeflenen titreşim indeksi azaltma oranı %10-%100 aralığında, titreşim indeksi hata katsayısı 0.0-1.0 aralığında değiştirilerek her iki değişkene göre titreşim indeksi azalma oranı hesaplanmış ve sonuçlar Şekil 4.46’da 3 boyutlu grafik olarak sunulmuştur.



Şekil 4.46. Titreşim indeksinin kapalı çevrim değişkenleri ile değişimi [2]

Şekil 4.46’da görüldüğü gibi, hedef titreşim indeksi azaldıkça gerçekleşen titreşim indeksi değeri de azalmaktadır. Kapalı çevrim kontrolcü ile titreşim indeksinde %34’e varan azalmalar elde edilebilmektedir.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, çoklu fırar kenarı flapları kullanılarak helikopterdeki rotor kanadı titreşimlerini azaltmak için bir modelleme ve analiz sunulmuştur. Aeroelastik rotor kanadı modeli kullanılarak fırar kenarı flaplarının aktif kontrol parametrelerinin kanat titreşimlerine ve kanat kökü yüklerine etkileri açık ve kapalı çevrimli kontrolcüler kullanılarak belirlenmiştir. Bu bölümde, yapılan çalışma kapsamında elde edilen sonuçlar özetlenmiş ve ileride yapılacak çalışmalara yönelik tavsiyelere yer verilmiştir.

5.1. Yapılan Çalışmaların Özeti ve Değerlendirilmesi

Çalışmanın birinci bölümünde helikopter titreşimlerinin azaltılmasına yönelik literatür araştırması yapılarak helikopter titreşimlerinin nedenleri, titreşimlerin sınıflandırılması ve titreşimleri azaltma yolları anlatılmıştır.

Çalışmanın ikinci bölümünde helikopter rotor kanadı aeroelastik cevabının hesaplanmasına yönelik olarak kanat hareket denklemleri oluşturulmuştur. Aktif fırar kenarı flaplı rotor kanadına yönelik kapsamlı bir kanat modeli geliştirilmiştir. Kanat hareketini tanımlamak için, Hamilton prensibi kullanılarak kanat üzerindeki kinetik enerji, gerinim enerjisi ve virtüel iş değişimi denklemleri çıkarılmıştır. Rotor kanadı sonlu elemanlar metodu kullanılarak elastik olarak modellenmiştir. Doğrusal olmayan yarı-durağan bir aerodinamik model seçilerek rotor kanadı köküne ve rotor göbeğine aktarılan kuvvetler hesaplanmıştır.

Çalışmanın üçüncü bölümünde kanat hareket denklemleri, zamana göre sonlu elemanlar yöntemi ile çözülmüştür. Bu amaçla geliştirilen ve rotor kanatlarının titreşim özelliklerini, doğal frekansları ve mod şekilleri hesaplayabilen Helirotor programı sunulmuştur. Helirotor programı kullanılarak modal analiz yapılan örnek bir kanadın doğal frekansları ve mod şekilleri hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçların literatürde bulunan sonuçlara oldukça yakın olduğu görülmüş ve dolayısıyla, geliştirilen rotor kanat modelinin ve Helirotor programının kanat cevabını bulmada

doğru ve güvenilir olduğu ortaya konmuştur. Geliştirilen çözüm yöntemi ile her türlü karmaşık kompozit veya metal helikopter rotor kanatlarının titreşim özellikleri, doğal frekansları ve mod şekilleri hesaplanabilmektedir.

Dördüncü bölümde aktif firar kenarlı rotor kanadı değişkenlerinin optimizasyonuna yönelik çalışmalar yapılarak çoklu firar kenarı flapları kullanımının helikopter rotor titreşimlerini kontrol etmede etkisi incelenmiş, etkin ve en uygun tahrikleyici çıkışını sağlayacak firar kenarı flapı açık ve kapalı çevrim kontrolcüsü tasarımına yönelik kurallar ve tasarım ölçütleri belirlenmeye çalışılmıştır.

Geliştirilen Helisim programı ile rotor kanadının aerodinamik zorlama şartlarında sistem cevabı, kanat kökü kuvvet ve momentleri hesaplanmıştır. Kullanılan çözüm yöntemi ve Helisim programı ile sistem cevabı, kanat yapısal ve aerodinamik özelliklerine, firar kenarı flapı yapısal parametrelerine ve firar kenarı flapı tahrikleyici çıkış parametrelerine bağlı olarak hesaplanmıştır. Aktif firar kenarı flapsız nominal bir rotor kanadı üzerindeki yüklerin belirlenmesinin ardından, flap hareketinin kanat üzerindeki mevcut yüklere ilave etkisi belirlenmiştir. Aktif firar kenarı flapları açık ve kapalı çevrim kontrolcü ile kontrol edilerek tahrikleyici sisteme ait frekans, genlik ve faz açısı çıkış değişkenlerinin sistem cevabına etkileri incelenmiştir. Geliştirilen aktif firar kenarı flaplı rotor kanadı modelinin, helikopterde rotordan kaynaklanan titreşimleri % 36'ya varan oranlarda azaltılabileceği hesaplanmıştır.

Bu çalışma ile, helikopter rotor kanadı titreşimlerinin azaltılması için kanat boyunca aktif kontrollü çoklu firar kenarı flaplarının açık ve kapalı çevrim kontrolüne yönelik çalışmalara katkıda bulunulmuştur. Bu çalışma sonucunda helikopter rotor kanadı titreşimlerini ve yüklerini hesaplayan doğrulanmış ve güvenilir bir çözüm yöntemi elde edilmiştir. Rotor kanadı ve firar kenarı flaplarının yapısal değişkenlerinin etkilerinin grafiklerle gözlenebileceği, kullanıcı arayüzü kolay Helirotor ve Helisim programları geliştirilmiştir. Böylece, değişik rotor tiplerinin ve aktif firar kenarı flapı kontrolcü tasarımına girdi oluşturacak değişkenlerin incelenebileceği bir çözüm altyapısı hazırlanmıştır.

5.2. İleriye Yönelik Tavsiyeler

Gelişen aktif kontrollü malzeme teknolojisi ile birlikte, gelecekte titreşim seviyelerinin azaltılması ve dinamik stall nedeniyle kısıtlanan helikopterin maksimum uçuş hızının artırılması için helikopter ve diğer döner kanat teknolojilerinde aktif firar kanadı kullanımı büyük önem kazanacaktır. Helikopter rotor kanadı titreşimlerini azaltmak amacıyla etkin ve en uygun tahrikleyici çıkışını sağlayacak aktif firar kenarı flapı kontrolcüsü tasarımı için ileride yapılacak çalışmalara yönelik dikkat edilmesi gereken çeşitli hususlar ve tavsiyeler bulunmaktadır.

Öncelikle, aktif firar kenarı flaplı rotor kanatları için yapılan analizlerin ve hesaplamaların deneysel çalışmalardan elde edilecek sonuçlarla desteklenmesi ve doğrulanması gerekmektedir. Bununla birlikte, helikopter testlerini gerçekleştirebilmek için ihtiyaç duyulan ve gerçek bir helikopteri test edebilecek düzeyde büyük rüzgar tünelleri ve diğer donanımlara sahip laboratuvarların kurulması çok büyük maliyetler gerektirmektedir. Sadece yurt dışında ve belli başlı bir kaç laboratuvarda gerçekleştirilebilecek söz konusu testler deneysel çalışmalar yerine, ülkemizde mevcut laboratuvarların alt yapısı kullanılarak ölçekli helikopter ve rotor kanatları üzerinde gerekli testler gerçekleştirilebilir.

Rotor kanadı üreten firmalar, tasarımda ve imalatla kullandıkları ileri teknolojiyi ve tekelleşmeyi korumak için rotor kanatları ile ilgili bilgileri ticari sır kapsamında ele almakta ve korumaktadırlar. Bu nedenle literatürde gelişmiş kompozit rotor kanatlarının tüm fiziksel özelliklerini, doğal frekanslarını ve mod şekillerini bir arada içeren çok az sayıda örnek yer almaktadır. Bu konudaki yayınların artması veya erişime açılması ile geliştirilen çözüm ve yöntemlerin doğruluğu daha kesin şekilde tespit edilebilecektir.

Bu çalışmada helikopter rotorundaki tüm kanatların tamamen aynı olduğu kabul edilmiştir. Helikopterdeki rotor kanatları tamamiyle aynı değilse, firar kenarı flaplarını çok büyük sapma açılarında tahrik etmek gerekebilir. Helikopter kanatları arasında her zaman küçük de olsa farklılıklar bulunabileceğinden, firar kenarı

flaplarını her bir kanat için ayrı ayrı kontrol etmek gerekebilir. Yapılacak analiz ve hesaplamalarda kanatlar arasındaki farklılıkların modele dahil edilmesi daha gerçekçi sonular elde edilmesini sağlayacaktır.

Gelişen malzeme teknolojisi ile birlikte daha yüksek güce sahip tahrikleyicilerin geliştirilmesiyle, daha az enerji ile daha yüksek flap açısı sağlanması durumunda analizlerin bu yeni değerlere göre tekrar edilmesi faydalı olacaktır. Ayrıca tahrikleyici modelinin kanat modeline dahil edilmesi yapılacak analizlerin daha gerçeğe yakın sonuçlar vermesini sağlayacaktır.

Helikopter rotor kanadı aktif kontrolcüsünün hem rotor kanatlarını ayrı ayrı birbirinden bağımsız olarak ve hem de her bir kanattaki çoklu fırar kenarı flaplarını ayrı ayrı birbirinden bağımsız olarak kontrol edecek şekilde tasarlanmasının titreşimleri ve kanat kökü yüklerini azaltmada daha etkili olabileceği değerlendirilmektedir. Bu çalışmada geliştirilen programlar ve çözüm altyapısı kullanılarak, aktif fırar kenarı flapı kontrolcüsü tasarımına odaklı detaylı çalışmalar yürütülebilir ve en uygun tahrikleyici çıkışı sağlayacak kontrolcü tasarımı gerçekleştirilebilir.

Bu çalışmada fırar kenarı flaplarının hareketini sağlayan tahrikleyici sistemin sinyal çıkışına karar verecek olan aktif kontrolcü, bu kararı kapalı çevrim sistemde geri besleme olarak kendisine gelen titreşim indeksi değerine göre vermekte ve her üç flap için sadece tahrikleyici çıkış sinyali genlik modülasyonu sağlamaktadır. Bununla birlikte, ileride yapılacak çalışmalarda aktif kontrolcünün, her üç flap için tahrikleyici çıkış sinyalinin genlik, frekans ve faz açısı değişkenlerini tekli, ikili veya üçlü kombinasyonlarda değiştirerek geri beslenen titreşim indeksi değerine göre genlik ve/veya frekans ve/veya faz açısı modülasyonu yapabilecek şekilde tasarlanması titreşimlerin ve kanat yüklerinin azaltılmasında daha iyi sonuçlar verebilecektir. Aktif kontrolcünün üç flap için üç ayrı değişkenden oluşan toplam dokuz farklı değişken için sadece geri beslenen titreşim indeksi değerine göre değil, kanat kökü yüklerinin herbirinin değerine göre karar vermesi sağlanmalıdır. Ayrıca, aktif kontrolcü bu değişkenlerin artış/azalış yönüne ve hangi oranda değiştireceğine karar vermelidir.

Aktif kontrolcünün tüm bu işlemlere karar verebilmesi için kontrolcü tasarımında sinyal işleme blokları ve yapay sinir ağları (neural network) kullanımı konularının da dikkate alınması gerekir. Aktif firar kenarı flaplı kanat yapısı gibi oldukça karmaşık bir sistemle ilgili fonksiyonel tahminler yaparak tahrikleyici sistemin frekans, genlik ve faz açısı gibi çıkış değişkenlerine karar verilebilmesi için sistem cevabının bu değişkenlere göre nasıl değiştiğine yönelik çok sayıda veri toplanmalı ve bu veriler doğrultusunda neural network algoritmaları kullanılarak kontrolcüye titreşimleri azaltmak için aktif firar kenarı flapını nasıl tahrik etmesi gerektiği öğretilir. Bu çalışmada geliştirilen Helisim programı alt yapısı kullanılarak aktif firar kontrolü için neural network uygulamaları gerçekleştirilebilir.

KAYNAKLAR

1. Ben-Ari, R. and Rosen, A., "A mathematical modelling of helicopter track and balance: theory", *Journal of Sound and Vibration*, 200(5): 589-603 (1997).
2. Uğur Dallı Arşivinden, (2007).
3. Friedmann, P.P. and Shanthakumaran, P., "Optimum Design of Rotor Blades for Vibration Reduction in Forward Flight," *Journal of the American Helicopter Society*, 29 (4): 70-80 (1984).
4. Davis, M.W. and Weller, W.H., "Application of Design Optimization Techniques to Rotor Dynamics Problems," *Journal of the American Helicopter Society*, 33 (3): 42-50 (1988).
5. Lim, J.W. and Chopra, I., "Aeroelastic Optimization of a Helicopter Rotor," *Journal of the American Helicopter Society*, 34 (1): 52-62 (1989).
6. Ganguli, R. and Chopra, I., "Aeroelastic Optimization of An Advanced Geometry Composite Helicopter Rotor," *Proceedings of the 51st AHS Forum*, Fort Worth, TX, 965-984 (1995).
7. Young, D.K. and Tarzanin, F.J.Jr., "Structural Optimization and Mach Scale Test Validation of a Low Vibration Rotor," *Proceedings of the 47th AHS Forum*, Phoenix, Arizona, 955-968 (1991).
8. Chiu, T., and Friedmann, P.P., "Vibration Suppression in Helicopter Rotor/Flexible Fuselage System Using the ACSR Approach With Disturbance Rejection," *Proceedings of the 52nd AHS Forum*, Washington D.C., 736-757 (1996).
9. Friedmann, P.P., Myrtle, T.F. and De Terlizzi, M., "New Developments in Vibration Reduction with Actively Controlled Trailing Edge Flaps", *Proceedings of the 24th European Rotorcraft Forum*, Marseilles, France, DY07.1-DY07.21 (1998).
10. Büter, A. and Breitbach, E., "Adaptive Blade Twist-calculations and experimental results", *Aerospace Science and Technology*, 4: 309-319 (2000).
11. Kim J.S., "Design and Analysis of Rotor Systems With Multiple Trailing Edge Flaps and Resonant Actuators", Doktora Tezi, *Pennsylvania State University*, Pennsylvania, 10-13 (2005).
12. Friedmann, P.P., Millott, T.A., "Vibration Reduction in Rotorcraft Using Active Control: A Comparison of Various Approaches," *Journal of Guidance, Control, And Dynamics*, 18 (4): 664-673 (1995).

13. Narkiewicz, J.P. and Done, G.T.S., "A Smart Internal Vibration Suppressor for a Helicopter Blade: A Feasibility Study", *Journal of Sound and Vibration*, 215 (2): 211-229 (1998).
14. Millott, T.A. and Friedmann, P.P., "Vibration Reduction in Helicopter Rotors Using an Active Control Surface located on the Blade," *Proceedings of 33rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA-92-2451-CP*, Dallas, TX, 1975-1988 (1992).
15. Straub, F.K., "Active Flap Control for Vibration Reduction and Performance Improvement," *Proceedings of the 51st AHS Forum*, Fort Worth, TX, 381-392 (1995).
16. Lee, T. and Chopra, I., "Design and Spin Testing of an Active Trailing Edge Flap Actuated with Piezostacks," *Proceedings of 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Adaptive Structures Forum, AIAA-99-1502*, St. Louis, Missouri, 2403-2413 (1999).
17. Millott, T.A. and Friedmann, P.P., "The Practical Implementation of An Actively Controlled Flap to Reduce Vibration in Helicopter Rotors," *Proceedings of the 49th AHS Forum*, St. Louis, Missouri, 1079-1092 (1993).
18. Straub, F.K. and Merkley, D.J., "Design of a Smart Material Actuator for Rotor Control," *Proceedings of SPIE, Smart Structures and Integrated Systems*, 2443: 89-104 (1995).
19. Milgram, J.H., and Chopra, I., "Helicopter Vibration Reduction with Trailing-Edge Flaps", *Proceedings of the 36th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, New Orleans, LA, 601-612 (1995).
20. Dawson, S. et al. "Wind Tunnel Test of an Active Flap Rotor: BVI Noise and Vibration Reduction", *Proceedings of the 51st Annual Forum of the American Helicopter Society*, Fort Worth, Texas, 631-648 (1995).
21. Straub, F.K. and Hassan, A.A., "Aeromechanic Considerations in the Design of a Rotor with Smart Material actuated Trailing Edge Flaps," *Proceedings of the 52nd AHS Forum*, Washington D.C., 704-714 (1996).
22. De Terlizzi, M. and Friedmann, P.P., "BVI Alleviation Using Active Control", *Proceedings of 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA-99-1220*, St. Louis, Missouri, 146-160 (1999).

23. Milgram, J., Chopra, I., and Straub, F., "Parametric Design Study For Actively Controlled Trailing Edge Flaps", *Journal of American Helicopter Society*, 43 (2): 110-119 (1998).
24. Milgram, J., Chopra, I., and Straub, F., "Rotors with Trailing Edge Flaps: Analysis and Comparison With Experimental Data", *Journal of American Helicopter Society*, 43 (4): 319-332 (1998).
25. Fink, D.A., Hawkey, T., Gaudreau, M., Wellman, B. and Ormiston, R., "An Electromagnetic Actuator for Individual Blade Control", *Proceedings of the American Helicopter Society 53rd Annual Forum*, Virginia Beach, VA, 786-797 (1997).
26. Fulton, M.V. and Ormiston, R.A., "Small Scale Rotor Experiments With On-Blade Elevons to Reduce Blade Vibratory Loads in Forward Flight", *Proceedings of the American Helicopter Society 54th Annual Forum*, Washington DC, 433-451 (1998).
27. Bir, G.S., Chopra, I., "University of Maryland Advanced Rotorcraft Code (UMARC) Theory Manual," UM-AERO 92-02, *University of Maryland*, College Park, Maryland, 52-75 (1992).
28. Floros, M.W., "Elastically Tailored Composite Rotor Blades For Stall Alleviation And Vibration Reduction", Doktora Tezi, *Pennsylvania State University*, Pennsylvania, 36-63 (2000).
29. Leishman, J.G., "Principles of Helicopter Aerodynamics," *Cambridge University Press*, Cambridge, United Kingdom, 308-340 (2000).
30. Leishman, J.G. and Beddoes, T.S., "A Semi-Empirical Model for Dynamic Stall", *Journal of the American Helicopter Society*, 34 (3): 3-17 (1989).
31. Leishman, J. G., "Unsteady Lift of a Flapped Airfoil by Indicial Concepts," *Journal of Aircraft*, 31 (2): 288-297 (1994).
32. Tauzsig, L. and Gandhi, F, "Numerical Detection of Blade Vortex Interactions Using a Free Wake Analysis – A Comparison of various Approaches", *Proceedings of the 24th European Rotorcraft Forum*, Marseilles, France, AE10.1-AE10.24 (1998).
33. Blackwell, R.H., Murrill, R.J., Yeager Jr., William T. and Mirick, P.H., "Wind Tunnel Evaluation of Aeroelastically Conformable Rotors," *Journal of the American Helicopter Society*, 26 (2): 31–39 (1981).
34. Theodore, C.R., "Helicopter Flight Dynamic Simulation With Refined Aerodynamic Modeling", Doktora Tezi, *University of Maryland*, College Park, Maryland, 184-185 (2000).

35. Ruzicka, G. J. and Hodges, D.H., “A Mixed Finite-Element Treatment of Rotor Blade Elongation”, *Journal of the American Helicopter Society*, 48 (3): 167–175 (2003).
36. Bao, J., “Development of Mach Scale Rotors With Composite Tailored Coupling for Vibration Redcution”, Doktora Tezi, *University of Maryland*, College Park, Maryland, 75-76 (2004).
37. Turnour, S.R., “Flight Dynamics Simulation Modeling for Hingeless and Bearingless Rotor Helicopters”, Doktora Tezi, *University of Maryland*, College Park, Maryland, 336-339 (2003).

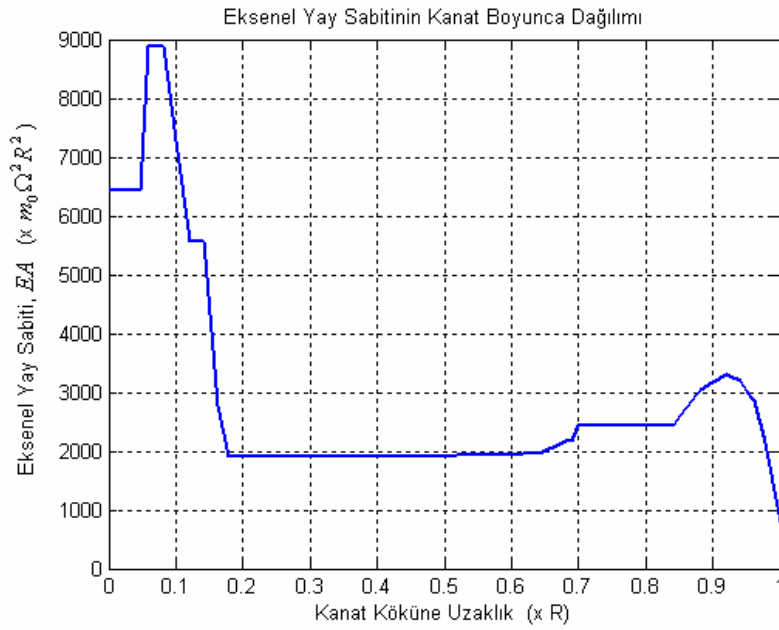
EKLER

EK-1 UH-60 helikopter rotor kanadı özelliklerinin kanat boyunca dağılımı

UH-60 helikopter rotor kanadına ait yapısal özelliklerin kanat boyunca dağılımı Şekil 1.1- Şekil 1.8’de gösterilmiştir.

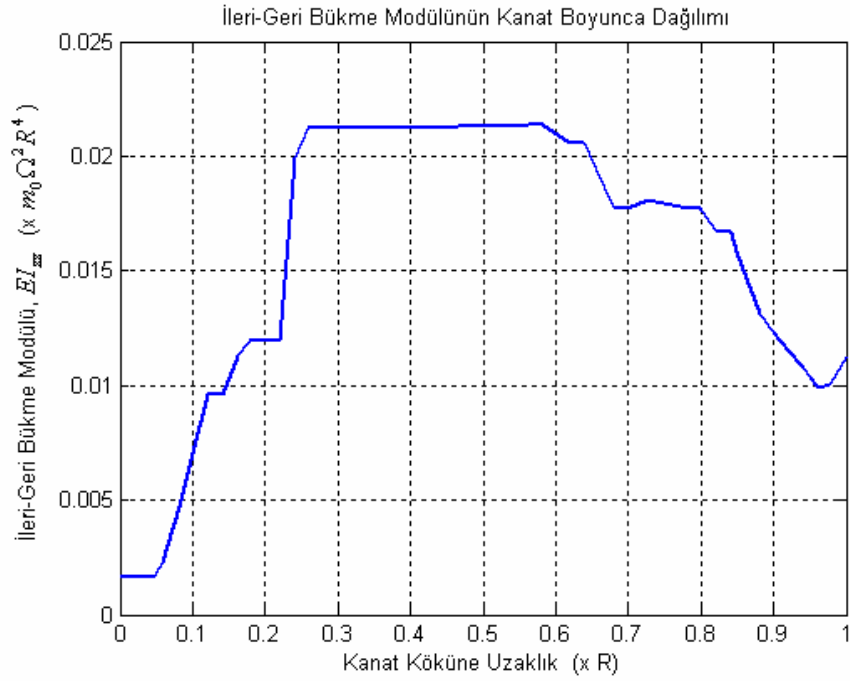


Şekil 1.1. Birim uzunluğun kütlesinin kanat boyunca dağılımı [37]

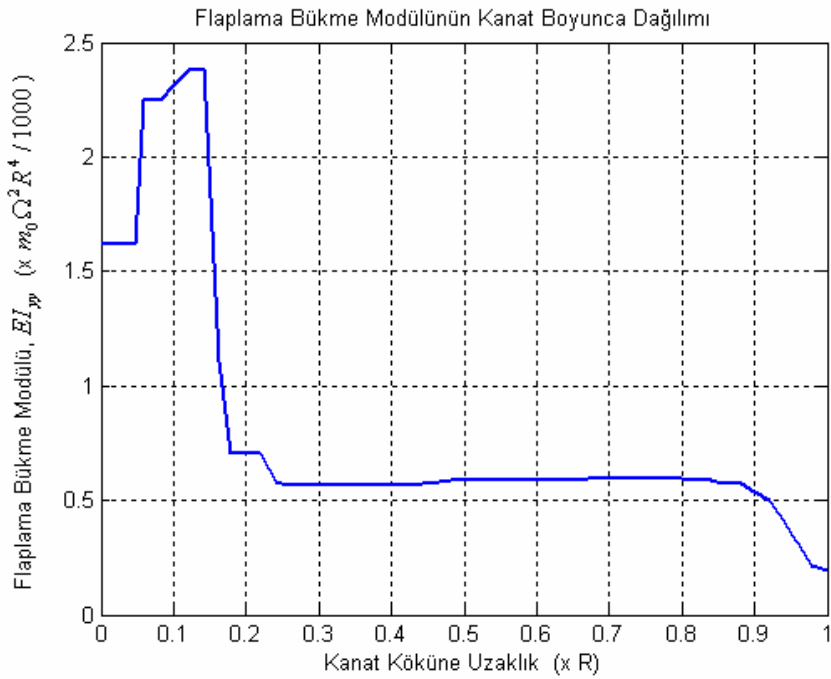


Şekil 1.2. Eksenel yay sabitinin kanat boyunca dağılımı [37]

EK-1 (Devam) UH-60 helikopter rotor kanadı özelliklerinin kanat boyunca dağılımı

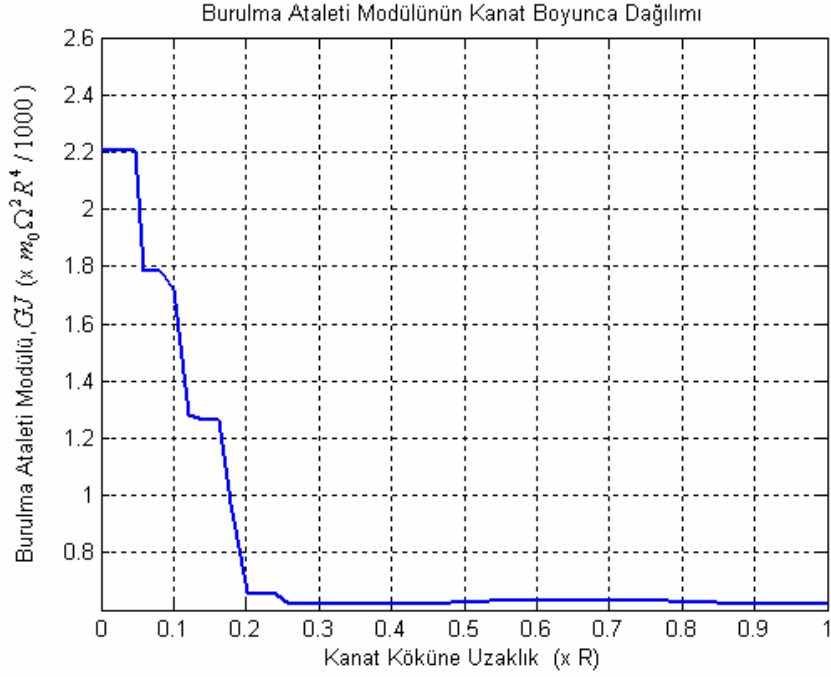


Şekil 1.3. İleri-geri bükme modülünün kanat boyunca dağılımı [37]

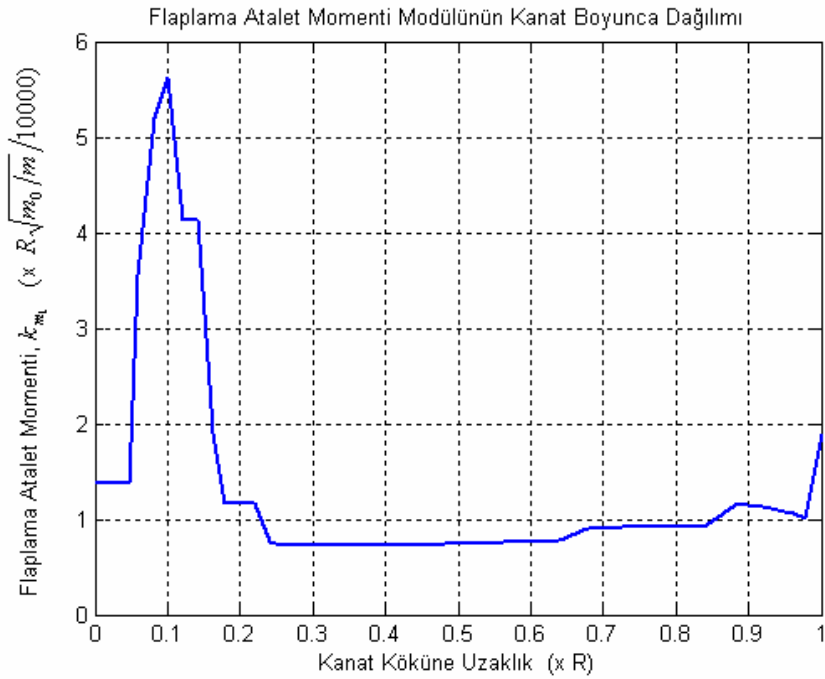


Şekil 1.4. Flaplama bükme modülünün kanat boyunca dağılımı [37]

EK-1 (Devam) UH-60 helikopter rotor kanadı özelliklerinin kanat boyunca dağılımı

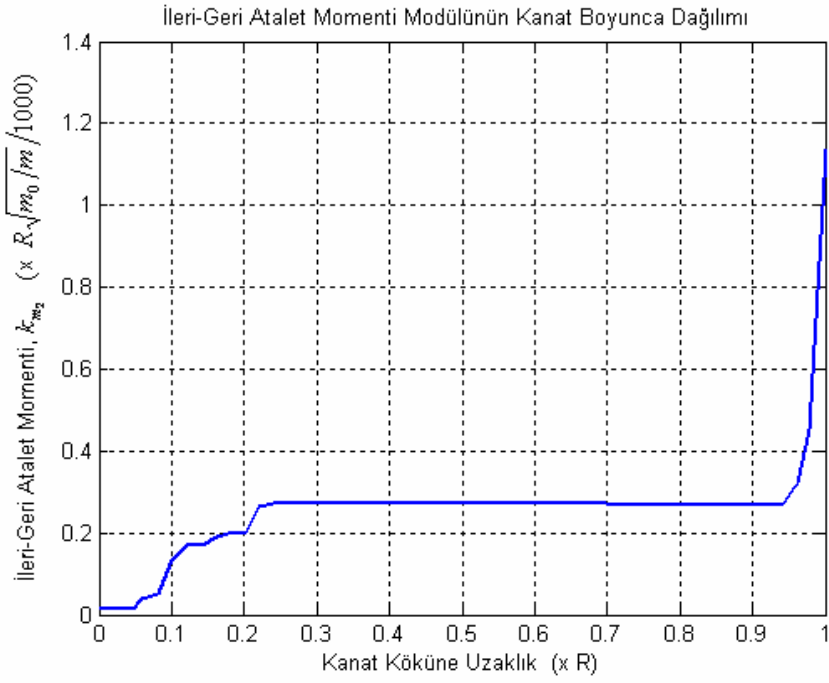


Şekil 1.5. Burulma ataleti modülünün kanat boyunca dağılımı [37]

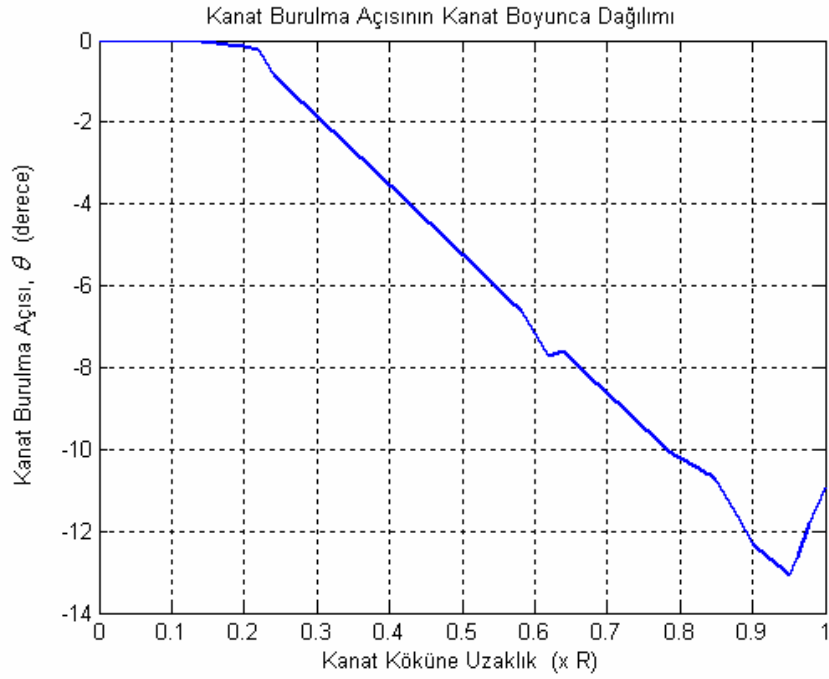


Şekil 1.6. Flaplama atalet momenti modülünün kanat boyunca dağılımı [37]

EK-1 (Devam) UH-60 helikopter rotor kanadı özelliklerinin kanat boyunca dağılımı



Şekil 1.7. İleri-geri atalet momenti modülünün kanat boyunca dağılımı [37]



Şekil 1.8. Kanat burulma açısının kanat boyunca dağılımı [37]

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, Adı : DALLI, Uğur
 Uyuğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 02.02.1975, Erzurum
 Medeni hali : Evli
 Telefon : 0 (532) 490 53 70
 Faks : -
 e-mail : udalli@mgeo.aselsan.com.tr, udalli@hotmail.com

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Doktora	Gazi Üniversitesi Makina Mühendisliği	2007
Yüksek Lisans	O.D.T.Ü. Makina Mühendisliği	2000
Lisans	O.D.T.Ü. Makina Mühendisliği	1997
Lise	Başkent Lisesi, Ankara	1992

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
1999–halen	ASELSAN A.Ş., MGEO Grubu	Proje Yöneticisi
1997–1999	ODTÜ Makina Mühendisliği	Araştırma Görevlisi

Yabancı Dil

İngilizce, Almanca

Yayınlar

1. Yüksel, Ş., Dalli, U., “Longitudinally Vibrating Elastic Rods With Locally and Non-locally Reacting Viscous Dampers”, *Shock and Vibration*, Volume 12, No:2, 2005, 109–118.
2. Dalli, U., Yüksel, Ş., “Eksenel Titreşim Yapan Elastik Çubuklarda Sönümleme Oranının Analitik ve Yaklaşık Metodlarla Belirlenmesi”, *UMTS 2003 11. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu Bildiri Kitabı*, Cilt 1, Sayfa 121–127.