

**HELİKOPTER ROTOR PALİNİN  
PERFORMANS OPTİMİZASYONU**

DOKTORA TEZİ

Hacer ARIOL TAYMAZ

DANIŞMAN

Prof. Dr. Muhammet YÜRÜSOY

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

EKİM 2019

**AFYON KOCATEPE ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**DOKTORA TEZİ**

**HELİKOPTER ROTOR PALİNİN PERFORMANS**  
**OPTİMİZASYONU**

**Hacer ARIOL TAYMAZ**

**DANIŞMAN**  
**Prof. Dr. Muhammet YÜRÜSOY**

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**EKİM 2019**

## TEZ ONAY SAYFASI

Hacer ARIOL TAYMAZ tarafından hazırlanan “**Helikopter Rotor Palinin Performans Optimizasyonu**” adlı tez çalışması lisansüstü eğitim ve öğretim yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca 14/10/2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından **oy birliği** ile Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda DOKTORA TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

**Danışman** : Prof. Dr. Muhammet YÜRÜSOY

**Başkan** : Prof. Dr. Muhammet YÜRÜSOY  
Afyon Kocatepe Ün., Teknoloji Fakültesi

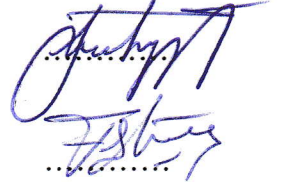
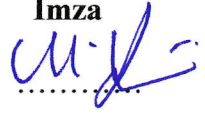
**Üye** : Prof. Dr. Kubilay ASLANTAŞ  
Afyon Kocatepe Ün., Teknoloji Fakültesi

**Üye** : Prof. Dr. Fatih AKSOY  
Afyon Kocatepe Ün., Teknoloji Fakültesi

**Üye** : Doç. Dr. Ali KEÇEBAŞ  
Muğla Sıtkı Koçman Ün., Teknoloji Fakültesi

**Üye** : Dr. Öğr. Üyesi Özgür SOLMAZ  
Manisa Celal Bayar Ün.,  
Hasan Ferdi Turgutlu Teknoloji Fakültesi

İmza



Afyon Kocatepe Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun

...../...../..... tarih ve

..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

.....  
Prof. Dr. İbrahim EROL

Enstitü Müdürü

**BİLİMSEL ETİK BİLDİRİM SAYFASI**  
**Afyon Kocatepe Üniversitesi**

**Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;**

- Tez içindeki bütün bilgi ve belgeleri akademik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Görsel, işitsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçları bilimsel ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda ilgili eserlere bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunduğumu,
- Atıfta bulunduğum eserlerin tümünü kaynak olarak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı,
- Ve bu tezin herhangi bir bölümünü bu üniversite veya başka bir üniversitede başka bir tez çalışması olarak sunmadığımı

**beyan ederim.**

**14/10/2019**

**Hacer ARIOL TAYMAZ**



**ÖZET**  
Doktora Tezi

HELİKOPTER ROTOR PALİNİN PERFORMANS OPTİMİZASYONU

Hacer ARIOL TAYMAZ

Afyon Kocatepe Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

**Danışman:** Prof. Dr. Muhammet YÜRÜSOY

Modern helikopterler, görevleri ve çalışma ortamları nedeniyle kullanım ömrü boyunca yüksek seviyelerde titreşim ve yorulmalara maruz kalan karmaşık dinamik sistemlerdir. Titreşim, helikopter rotoru tasarımı ve performans çalışmalarında dikkate alınması gereken en önemli faktörlerden birisidir. Titreşimin mekanik sistem bileşenlerine verdiği zararın yanı sıra mürettebat ve yolcuların sağlık durumlarını olumsuz etkilemesi, okuma güçlüğü, silah sistemlerinin etkisizliği ve yüksek bakım maliyetleri gibi istenmeyen sonuçları da bulunmaktadır.

Bu araştırmada, helikopter rotor başındaki titreşiminin azaltılarak helikopter performansının artırılması hedeflenmiştir. Helikopter rotor tasarımında, titreşimi en aza indirmek için yaygın olarak aktif ve pasif kontrol yöntemleri kullanılmaktadır. Aktif kontrol yöntemlerinde; sensörler, tahrik sistemleri ve denetleyiciler aracılığıyla sistemden anlık geri bildirimler gelmekte ve önemli ölçüde karmaşıklık içermektedir. Buna karşın pasif kontrol yöntemlerinde yüke ve geldiği yöne uygun anlık tepki veren titreşim sönümleyici, izolatörler ve malzemelerin yapısal dağılımı gibi daha az karmaşık bileşenler kullanılmaktadır. Ayrıca pasif kontrol yöntemleri içerisinde yer alan malzemenin yapısal optimizasyonunu, "indirgenmiş titreşim formülü" ile incelemek mümkün olmaktadır. Bu eşitlik; rotor başında meydana gelen titreşimi, rotor başı kayma kuvvetleri ve momentleri cinsinden ifade etmektedir.

Bu tezde indirgenmiş titreşim formülü, performans optimizasyonu modelinin amaç fonksiyonu olarak kullanılmıştır. Kısıtlar; kesit geometrisi sınırlandırmaları ve doğal

frekans, otorotasyon ve Tsai-Hill hasar kriteri gibi malzemenin yapısal özellikleridir. Kompozit tabaka açıları ve spar geometrisi tasarım değişkenleridir. Optimizasyon yöntemi olarak hibrit bir algoritma tercih edilmiştir. Gradyan tabanlı algoritmaların güvenli bölgede kesin sonuçlar üretmesi ve sezgisel yöntemlerin arama uzayını geniş tarayabilmeleri sebebiyle parçacık sürüsü algoritması ve gradyan tabanlı algoritmalar hibrit edilmiştir.

İleri uçuş durumunda olan helikopter için yapılacak olan performans iyileştirmesinde kesit analizi için VABS yazılımı kullanılmıştır. Kesit geometrilerine ait mesh (ağ düğüm) bilgileri, PYTHON script yardımıyla ABAQUS ile üretilmiştir. Hava araçlarının dinamik analizlerinde kullanılmakta olan DYMORE programı ile rotor başına uygulanan kuvvet ve momentler hesaplanmıştır. Her iterasyondaki VABS, ABAQUS ve DYMORE arasındaki sıralı işlemlerin gerçekleşmesi için Microsoft'un yeni nesil programlama dili olan C#'tan faydalanılmıştır. Optimizasyon, MATLAB sayısal analiz ve hesaplama programı ortamında yapılmıştır.

Optimize edilmiş sonuçlar referans UH-60 helikopter rotor başı titreşimi ile karşılaştırılmış ve yeni tasarımda rotor başında yaklaşık yüzde 38'lik titreşim azalması gözlemlenmiştir.

**2019, xiv + 100 sayfa**

**Anahtar Kelimeler:** Kompozit kuplajlar, VABS kesit analizi, DYMORE, Gradyan tabanlı ve stokastik optimizasyon, Parçacık sürüsü optimizasyonu.

**ABSTRACT**  
Ph.D. Thesis

PERFORMANCE OPTIMIZATION OF HELICOPTER ROTOR BLADE

Hacer ARIOL TAYMAZ

Afyon Kocatepe University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Mechanical Engineering

**Supervisor:** Prof. Muhammet YÜRÜSOY

Modern helicopters are complex dynamic systems that are subject to high levels of vibration and fatigue during their lifetime, due to their tasks and working environments. Vibration is one of the most important factors to consider in helicopter rotor design and performance studies. In addition to the damage caused to the mechanical system components of vibration, there are also negative consequences such as human discomfort and disease, difficulty in reading, ineffectiveness of weapon systems and high maintenance costs.

In this study, it is aimed to increase helicopter performance by reducing helicopter rotor blade vibration. In helicopter rotor design, active and passive control methods are widely discussed to minimize vibration. In active control methods; it comes with instant feedback to the system through sensors, propulsion systems and controllers, and the system includes significant complexity. In contrast, passive control methods use less complex components like, vibration absorbers which respond to the load and to the direction of where it comes, isolators, and structural distribution of materials. At the same time, by through passive control methods, it is possible to examine the vibration at the rotor head with "surrogate vibration reduction formula". This equality expresses the vibration at the rotor head in terms of shear forces and moments.

The surrogate vibration formula was used as the objective function of the performance optimization model. Constraints are cross-sectional geometry limitations and structural

properties of the material such as frequency placement, autorotation and stress. Composite layer angles and spar geometry are design variables. A hybrid algorithm solution was preferred as an optimization method. Because the gradient-based algorithms produce precise results in the safe zone and the heuristic methods can scan the search space wide, the particle swarm algorithm and the gradient-based algorithm have been hybridized.

The VABS software was used for cross-sectional analysis in the performance improvement to be performed for the helicopter in the flight forward condition. Cross-section geometry's mesh information is produced with ABAQUS using PYTHON script. By the DYMORE program, which is used in the dynamic analysis of air vehicles, calculated the applied forces and moments per rotor. In order to perform sequential transactions between VABS, ABAQUS and DYMORE in each iteration, Microsoft's next-generation programming language, C #, has been utilized. Optimization was done in MATLAB numerical analysis and calculation program.

The optimized results were compared with the reference UH-60 helicopter rotor head vibration and with the new design, observed a vibration reduction of about 38 percent at the rotor hub.

**2019, xiv + 100 pages**

**Keywords:** Composite couplings, VABS section analysis, DYMORE, Gradient based and stochastic optimization, Particle swarm optimization.



## TEŞEKKÜR

Bu araştırmanın konusu, deneysel çalışmaların yönlendirilmesi, sonuçların değerlendirilmesi ve yazımı aşamasında yapmış olduğu büyük katkılarında dolayı tez danışmanım Sayın Prof. Dr. Muhammet YÜRÜSOY'a, araştırma ve yazım süresince yardımlarını esirgemeyen ve bana sonsuz anlayış gösteren eşim Turgay TAYMAZ'a, her konuda öneri ve eleştirileriyle yardımlarını gördüğüm hocalarıma ve arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Hayatım boyunca maddi ve manevi desteklerinden dolayı annem Gülten ARIOL'a, babam Hasan Hüseyin ARIOL'a ve kardeşlerim Hilal ile Büşra'ya sonsuz teőekkürlerimi sunarım.

Hacer ARIOL TAYMAZ  
AFYONKARAHİSAR, 2019

# İÇİNDEKİLER DİZİNİ

Sayfa

ÖZET .....	i
ABSTRACT .....	iii
TEŞEKKÜR .....	v
İÇİNDEKİLER DİZİNİ.....	vi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	viii
ŞEKİLLER DİZİNİ .....	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xiv
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR BİLGİLERİ .....	7
2.1 Helikopter Temel Bileşenleri.....	7
2.1.1 İskelet .....	8
2.1.2 Gövde .....	8
2.1.3 Güç Tesisi.....	9
2.1.4 Aktarma Organları.....	9
2.1.5 Ana Rotor Sistemi .....	10
2.1.5.1 Yarı Rijit Rotor Sistemi .....	12
2.1.5.2 Rijit Rotor Sistemi .....	13
2.1.5.3 Tam Mafsallı Rotor Sistemi.....	15
2.1.6 Kuyruk Rotor Sistemi.....	16
2.2 Helikopter Ana Rotor Sisteminde Titreşimi Azaltma Metotları.....	18
2.2.1 Aktif Kontrol Araçları .....	19
2.2.1.1 Gövdede Aktif Kontrol Araçları .....	20
2.2.1.2 Palde Aktif Kontrol Araçları.....	21
2.2.2 Pasif Kontrol Araçları.....	23
2.2.2.1 İndirgenmiş Titreşim Yaklaşımı .....	25
3. MATERYAL ve METOT .....	27
3.1 Optimizasyon Metodolojisi .....	27
3.1.1 Gradyan Tabanlı Optimizasyon Algoritmaları .....	30
3.1.2 Parçacık Sürüsü Optimizasyonu .....	31
3.1.3 Hibrit Algoritma .....	36
3.2 Kompozit Malzemeler.....	36
3.2.1 Kompozit Tabaka Açılımları Dağılımı .....	38

3.3 Kesit Analizi.....	40
3.4 Aerodinamik Analiz .....	44
3.4.1 Otorotasyon .....	46
3.4.2 Tsai-Hill Hasar Kriteri.....	46
3.4.3 Frekans Yerleştirme.....	48
4. BULGULAR .....	52
4.1 Kesit Analizi Uygulaması .....	52
4.1.1 Kesit Analizi Optimizasyon Modeli .....	54
4.1.2 Kesit Analizi Optimizasyon Sonuçları .....	57
4.2 Aerodinamik Analiz Uygulaması .....	64
4.2.1 Aerodinamik Analiz Referans Kesiti.....	66
4.2.2 Aerodinamik Analiz Optimizasyon Modeli .....	71
4.2.3 Aerodinamik Analiz Optimizasyon Sonuçları.....	76
5. TARTIŞMA ve SONUÇ .....	85
6. KAYNAKLAR.....	89
ÖZGEÇMİŞ.....	100

## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

### Simgeler

$A$	Kesit alanı
$c$	Chord-Bir kanat profilinin hücum ve firar kenarları arasındaki uzunluğu
$c_1$	Sabit çarpan (0,8)
$c_2$	Sabit çarpan (0,8)
$E$	Elastisite modülü
$F_1$	Eksenel kuvvet
$F_2$	Kesme kuvveti
$F_3$	Kesme kuvveti
$F_{4X}$	Rotor başına gelen X eksenindeki kuvvet
$F_{4Y}$	Rotor başına gelen Y eksenindeki kuvvet
$F_{4Z}$	Rotor başına gelen Z eksenindeki kuvvet
$G$	Kayma modülü
$Gbest_i^k$	Sürünün $k$ . iterasyon da dahil olmak üzere ulaştığı en iyi amaç fonksiyonu değeri
$I_2$	$x_2$ eksenine göre alan atalet momenti
$I_3$	$x_3$ eksenine göre alan atalet momenti
$i_{22}$	Kütle atalet momenti
$i_{33}$	Kütle atalet momenti
$i_{23}$	Alan atalet momenti
$J$	Helikopter rotor başı titreşim amaç fonksiyonu
$J_p$	Polar atalet momenti
$K_1$	Burulma gerinmesi
$K_2$	Eğilme gerinmesi
$K_3$	Eğilme gerinmesi
$K_s$	Rotor başına gelen kuvvetlerin katsayısı
$K_M$	Rotor başının maruz kaldığı momentlerin katsayısı
$L_1$	Spar uzun kenar uzunluğu
$L_2$	Spar kısa kenar uzunluğu
$M_1$	Burulma momenti
$M_2$	Eğilme momenti
$M_3$	Eğilme momenti
$M_{4X}$	Rotor başının maruz kaldığı X eksenindeki moment
$M_{4Y}$	Rotor başının maruz kaldığı Y eksenindeki moment
$M_{4Z}$	Rotor başının maruz kaldığı Z eksenindeki moment
$Pbest_i^k$	$i$ . parçacığın $k$ . iterasyon da dahil olmak üzere o ana kadarki en iyi amaç fonksiyonu değeri
$R$	Radius (Pal uzunluğu)
$r_1$	0 ile 1 arasında rastsal sayı
$r_2$	0 ile 1 arasında rastsal sayı
$r^k$	Adım büyüklüğünün parametresi
$S$	Fiber tabaka düzlemine dik olan kayma mukavemeti
[S]	Timoshenko rijitlik matrisi
$S_{11}$	Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde uzamaya ait matris elemanı

## Simgeler (Devam)

---

$S_{14}$	Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde uzama-burulmaya ait matris elemanı
$S_{44}$	Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde burulmaya ait matris elemanı
$S_{45}$	Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde burulma ve aşağı-yukarı eğilmeye ait matris elemanı
$S_{46}$	Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde burulma ve iler-geri eğilmeye ait matris elemanı
$S_{55}$	Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde aşağı-yukarı eğilmeye ait matris elemanı
$S_{66}$	Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde iler-geri eğilmeye ait matris elemanı
$t_1$	Spar uzun kenar et kalınlığı
$t_2$	Spar kısa kenar et kalınlığı
$V_i^k$	$i$ . parçacığın, $k$ . iterasyondaki hızı
$V_i^{k+1}$	$i$ . parçacığın, $k+1$ . iterasyondaki hızı
$X$	Fiberler doğrultusunda çekme-basma mukavemeti
$X^k$	$k$ noktasının koordinatı
$X^{k+1}$	$k+1$ . noktasının koordinatı
$X_i^k$	$i$ . parçacığın, $k$ . iterasyondaki konumunu
$X_i^{k+1}$	$i$ . parçacığın, $k+1$ . iterasyondaki konumunu
$x_{m2}$	Kütle merkezinin yerleşimi
$x_{m3}$	Kütle merkezinin yerleşimi
$Xn$	$n$ . optimizasyonu değişken
$Y$	Fiberlerin $90^\circ$ enine doğrultuda çekme ve basma mukavemeti
$\beta_{14}$	Uzama-burulma kuplajı amaç fonksiyonu
$\beta_{46}$	İleri-geri burulma kuplajı amaç fonksiyonu
$\beta_{45}$	Aşağı-yukarı burulma kuplajı amaç fonksiyonu
$\gamma_{11}$	Uzama gerinmesi
$\gamma_{12}$	Kesme gerinmesi
$\gamma_{13}$	Kesme gerinmesi
$\nabla f(X^k)$	$k$ noktasındaki gradyan
$\theta_n$	$n$ . kompozit tabakaya ait elyafa açısı
$\mu$	Birim uzunluktaki kütle
$\sigma_{11}$	Fiberler doğrultusundaki gerilim
$\sigma_{22}$	Fiberlerle aynı düzlemde ancak $90^\circ$ enine gelen gerilim
$\tau_{12}$	Fiber tabaka düzlemine dikey gelen kayma gerilmesi
$\omega$	Doğal frekans

---

## Kısaltmalar

---

ACF	Active Controlled Flap
ACSR	Active Control of Structural Response
ATR	Active Twist Rotor
CAS	Circumferentially Asymmetric Stiffness
CUS	Circumferentially Uniform Stiffness
GA	Genetik Algoritma
HHC	Higher Harmonic Control
IBC	Individual Blade Control
MFC	Macro Fiber Composite
Nb	Number of Rotor Blades
PSO	Parçacık Sürüsü Optimizasyonu
SCI	Science Citation Index
VABS	Variational Asymptotic Beam Section
VAM	Variational-Asymptotic Method

---

## ŞEKİLLER DİZİNİ

	<b>Sayfa</b>
Şekil 1.1 Gustave de Ponton d'Amécourt'e ait tasarımın prototipi. ....	1
Şekil 1.2 Çinli çocukların M.Ö. 400'e dayanan bambu oyuncakları .....	2
Şekil 1.3 Leonardo Da Vinci'nin uçan vida çizimi .....	2
Şekil 1.4 Dünyanın ilk döner kanatlı modern hava aracı kabul edilen VS-300 .....	3
Şekil 1.5 Rotor sisteminin temel bileşenleri.....	4
Şekil 1.6 Sikorsky UH-60 Black Hawk. ....	5
Şekil 2.1 Helikopteri oluşturan temel bileşenler .....	7
Şekil 2.2 UH - 60 Helikopterine ait teknik resim görseli.....	8
Şekil 2.3 General Electric T700-GE-701C turboshaft .....	9
Şekil 2.4 SH - 60 Helikopteri aktarma sistemi.....	10
Şekil 2.5 Pallerin rotor başındaki hareket menteşeleri .....	11
Şekil 2.6 Uçuş eksenleri .....	12
Şekil 2.7 Yarı rijit rotor sistemine sahip Bell Jet Ranger helikopterinin ileri uçuşu.....	13
Şekil 2.8 Bell Jet Ranger helikopterine yunuslama ve aşağı-yukarı hareketini sağlayan yarı rijit rotor sistemi .....	13
Şekil 2.9 Rotor palleri cam elyaf takviyeli malzemeden üretilen ve rotor başı tek dövme titanyumdan oluşan bir rijit rotor sistemi örneği.....	14
Şekil 2.10 Tam mafsallı rotor sisteminin şematik gösterimi.....	15
Şekil 2.11 UH-60 helikopterine ait tam mafsallı rotor sistemi.....	16
Şekil 2.12 Kuyruk rotoru antitork sistemi .....	17
Şekil 2.13 Boeing CH-47 Chinook tandem helikopteri .....	17
Şekil 2.14 Kamow Ka-32A eş eksenli helikopter .....	18
Şekil 2.15 Döner kiriş ve pallerin yapısal dinamiği ve titreşim kontrolü ile doğrudan ilişkili İngilizce dilinde yayınlanan SCI makalelerinin yıllık dağılımı.....	19
Şekil 2.16 Aktif kontrol araçları şeması.....	20
Şekil 2.17 Gövdede ACSR metodu.....	20
Şekil 2.18 Aktif kontrol tekniklerine genel bir bakış .....	21
Şekil 2.19 Pal üzerindeki aktif flap kenarı .....	22

Şekil 2.20 MFC Kanat içerisine yerleştirilmiş piezoelektrik aktüatör .....	22
Şekil 2.21 MFC aktüatörü .....	23
Şekil 2.22 MFC aktüatörünün yapısı.....	23
Şekil 2.23 Pasif titreşim sönümleyicileri.....	24
Şekil 3.1 Kesikli ve sürekli değişken fonksiyon örneği. (a) Kesikli değişken, (b) Sürekli değişken .....	28
Şekil 3.2 Parçalı fonksiyon örneği. ....	29
Şekil 3.3 $f(x)$ fonksiyona ait global ve lokal minimum noktalarının görseli. ....	31
Şekil 3.4 Birlikte hareket eden balık sürüsü.....	32
Şekil 3.5 Karınca sürüsü işbirliği .....	33
Şekil 3.6 PSO algoritması akış şeması. ....	35
Şekil 3.7 Kompozit takviye malzemeleri. (a) Sürekli fiberler (b) Süreksiz, kırılmış fiberler (c) Parçacık takviye elemanları. ....	37
Şekil 3.8 Tabakalı kompozit.....	37
Şekil 3.9 Rotor pali kesiti .....	39
Şekil 3.10 Yapısal kompozit tasarımında sıklıkla karşılaşılan tabaka açığı konfigürasyonları .....	40
Şekil 3.11 Üç boyutlu palin iki boyutlu ve bir boyutlu olarak ifadesi .....	41
Şekil 3.12 VABS'ta ince cidarlı bir kutu kirişin tabakalı kompozit gösterimi .....	42
Şekil 3.13 VAM akış diyagramı.....	42
Şekil 3.14 Tacoma köprüsünün rezonansa girmesi-1.....	48
Şekil 3.15 Tacoma köprüsünün rezonansa girmesi-2.....	48
Şekil 3.16 Tacoma köprüsünün yıkılması .....	49
Şekil 3.17 Ankastre kiriş .....	49
Şekil 3.18 Ankastre kiriş serbest titreşimi.....	50
Şekil 3.19 Ankastre kirişin başlangıç ve ilk üç moddaki doğal frekansı (a) Başlangıç (b) Birinci mod frekansı (c) İkinci mod frekansı (d) Üçüncü mod frekansı.....	50
Şekil 4.1 Kesit analizi optimizasyonu akış diyagramı. ....	53
Şekil 4.2 Burulmaya maruz kalan rotor pali spar geometrisi .....	54
Şekil 4.3 Kesit geometrisi (a) Tabaka görseli, (b) Mesh dağılımı. ....	55



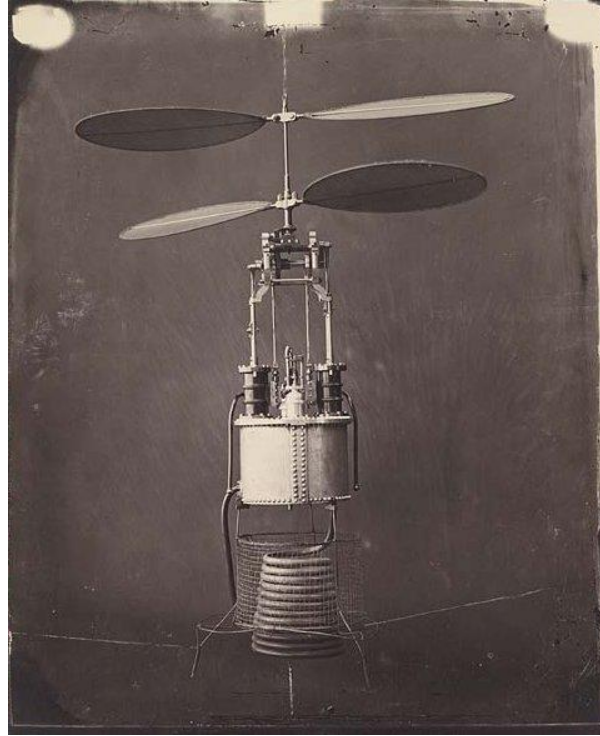
Şekil 4.4 Kesit geometrisinde değişkenlerin gösterimi. ....	56
Şekil 4.5 Uzama-burulma sonuçları (a) <i>fmincon</i> , (b) Hibrit algoritma. ....	58
Şekil 4.6 İleri-geri burulma sonuçları (a) <i>fmincon</i> , (b) Hibrit algoritma. ....	60
Şekil 4.7 Aşağı-yukarı burulma sonuçları (a) <i>fmincon</i> , (b) Hibrit algoritma. ....	62
Şekil 4.8 Dinamik analiz optimizasyonu akış diyagramı. ....	65
Şekil 4.9 UH-60 rotor pali kesiti (Kumar 2013). ....	66
Şekil 4.10 UH-60 rotor pali spar geometrisi tabakalı kompozit dağılımı ....	67
Şekil 4.11 UH-60 rotor pali kanat profili dağılımı ....	68
Şekil 4.12 NACA0010 kanat profili grafiksel gösterimi. ....	70
Şekil 4.13 NACA0010 kanat profili regresyon eğrisi. ....	70
Şekil 4.14 Dinamik analizi kesit geometrisindeki değişkenlerin gösterimi. ....	71
Şekil 4.15 NACA 0010, SC1095 ve SC1094 R8 kanat profili karşılaştırmaları. ....	72
Şekil 4.16 NACA 0010 kanat profili ve spar geometrisi ilişkisi. ....	73
Şekil 4.17 UH-60 referans kesitte rotor başındaki kuvvet ve momentler. ....	76
Şekil 4.18 PSO- <i>fmincon</i> hibrit algoritmasının önerdiği en iyi tasarıma ait iterasyon ve sonuç grafiği. ....	80
Şekil 4.19 En iyi tasarım önerisine ait kompozit açı ve geometri bilgileri. ....	80
Şekil 4.20 Referans kesit ve önerilen en iyi tasarıma ait rotor başındaki kuvvet ve momentler. ....	81
Şekil 4.21 PSO- <i>fmincon</i> hibrit algoritmasının önerdiği ikinci en iyi tasarıma ait iterasyon ve sonuç grafiği. ....	81
Şekil 4.22 İkinci en iyi tasarım önerisine ait kompozit açı ve geometri bilgileri. ....	82
Şekil 4.23 Referans kesit ve önerilen ikinci en iyi tasarıma ait rotor başındaki kuvvet ve momentler. ....	83
Şekil 4.24 PSO- <i>fmincon</i> hibrit algoritmasının önerdiği üçüncü en iyi tasarıma ait iterasyon ve sonuç grafiği. ....	83
Şekil 4.25 Üçüncü en iyi tasarım önerisine ait kompozit açı ve geometri bilgileri. ....	84
Şekil 4.26 Referans kesit ve önerilen üçüncü en iyi tasarıma ait rotor başındaki kuvvet ve momentler. ....	84

## ÇİZELGELER DİZİNİ

	<b>Sayfa</b>
<b>Çizelge 4.1</b> AS4/3501-6 grafit epoksi malzeme özellikleri. ....	57
<b>Çizelge 4.2</b> Uzama-burulma kuplajı için algoritma sonuçlarının karşılaştırılması. ....	59
<b>Çizelge 4.3</b> İleri-geri kuplajı için algoritma sonuçlarının karşılaştırılması. ....	61
<b>Çizelge 4.4</b> Aşağı-yukarı kuplajı için algoritma sonuçlarının karşılaştırılması. ....	63
<b>Çizelge 4.5</b> Spar geometri kompozit tabaka kalınlığı .....	67
<b>Çizelge 4.6</b> IM7 mühendislik katsayıları .....	67
<b>Çizelge 4.7</b> UH-60 rotor karakteristikleri.....	68
<b>Çizelge 4.8</b> NACA0010 kanat profili koordinatları .....	69
<b>Çizelge 4.9</b> NACA0010 kanat profili içerisine yerleşebilecek spar geometrileri. ....	74
<b>Çizelge 4.10</b> UH-60 referans kesit amaç fonksiyon değeri.....	76
<b>Çizelge 4.11</b> Optimizasyon sonuçları.....	77
<b>Çizelge 4.12</b> Optimizasyon tasarım değişkenleri değerleri.....	78
<b>Çizelge 4.13</b> Optimizasyonun önerdiği en iyi tasarımın değerlendirilmesi. ....	81
<b>Çizelge 4.14</b> Optimizasyonun önerdiği ikinci en iyi tasarımın değerlendirilmesi.....	82
<b>Çizelge 4.15</b> Optimizasyonun önerdiği üçüncü en iyi tasarımın değerlendirilmesi.....	84
<b>Çizelge 5.1</b> Kesit analizi algoritma sonuçlarının karşılaştırılması.....	86
<b>Çizelge 5.2</b> Aerodinamik analiz optimizasyon sonuçları.....	87

## 1. GİRİŞ

Helikopterlerin günümüzdeki kapasitelerine ulaşmaları oldukça uzun bir geçmiş dayanmaktadır. Helikopter kelimesini ilk defa Fransız mucit Gustave de Ponton d'Amécourt 1861'de kullanmıştır. Yunanca kelimeler olan "helix/helikos" ve "pteron", sırasıyla spiral ve kanat anlamına gelmektedir. Gustave de Ponton d'Amécourt'e ait tasarımın prototipi Şekil 1.1'de verilmektedir.



**Şekil 1.1** Gustave de Ponton d'Amécourt'e ait tasarımın prototipi (İnt. Kyn.1).

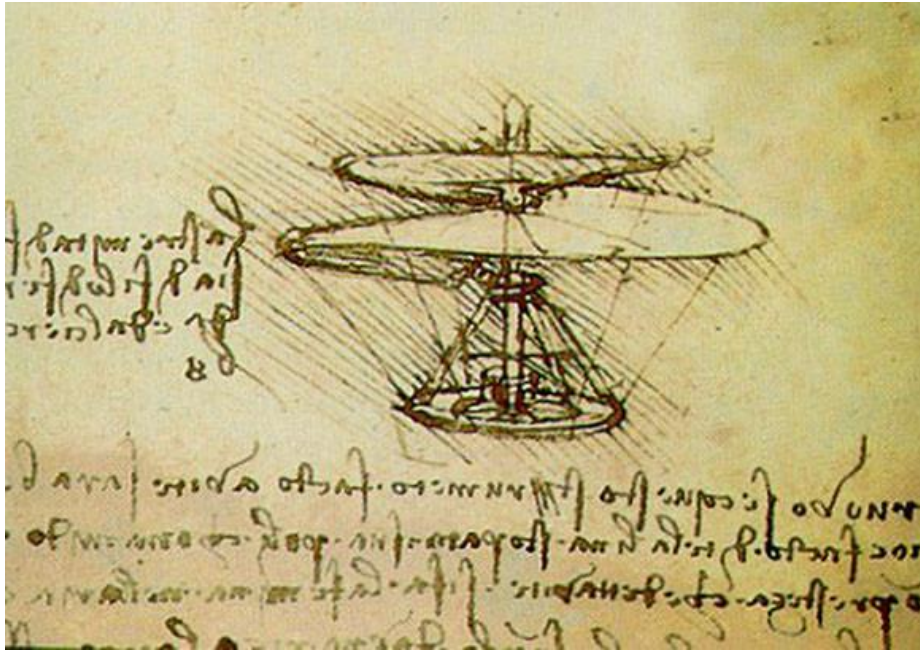
Buna rağmen ilk dikey uçuş, M.Ö. 400 civarında Çinli çocukların bambudan yapılmış oyuncaklarında görülmüştür, oyuncak görseli Şekil 1.2'de verilmektedir. Aynı zamanda İtalyan sanatçı ve deha Leonardo Da Vinci, 1480'li yıllarda dikey yönde uçuş için Şekil 1.3'te çizimleri verilen aerial screw (uçan vida)'yı tasarlamıştır.

Günümüz helikopterlerine yakın olan çalışmalar incelendiğinde 1907'de Breguet Richer tarafından yapılan dört rotorlu helikopterin, havada kırk saniye kadar kalabildiğine dair görüşler bulunmaktadır. Aynı yıl Paul Cornu'ya ait bir tandem helikopter denemesi de başarısızlıkla sonuçlanarak yirmi saniye kadar havada kalabilmiştir. Döner kanat kullanan

“Autogiro” isimli hava aracını üreten Juan De La Cierva, genişliği 34 km ve 240 km arasında değişen İngiliz Kanalını 1923’te geçmeyi başarmıştır. 1935’te ise Lois Brequet’in helikopteri, 44 km’lik mesafeyi uğma başarısını göstermiştir. Şekil 1.4’te Igor Sikorsky tarafından 1939’da tasarlanan VS-300 verilmektedir. VS-300 günümüz helikopterlerinin atası olarak dünyanın ilk döner kanatlı modern hava aracı olarak kabul görmektedir (İnt. Kyn.2).



Şekil 1.2 Çinli çocukların M.Ö. 400’e dayanan bambu oyuncakları (İnt. Kyn.3).



Şekil 1.3 Leonardo Da Vinci’nin uçan vida çizimi (İnt. Kyn.4).



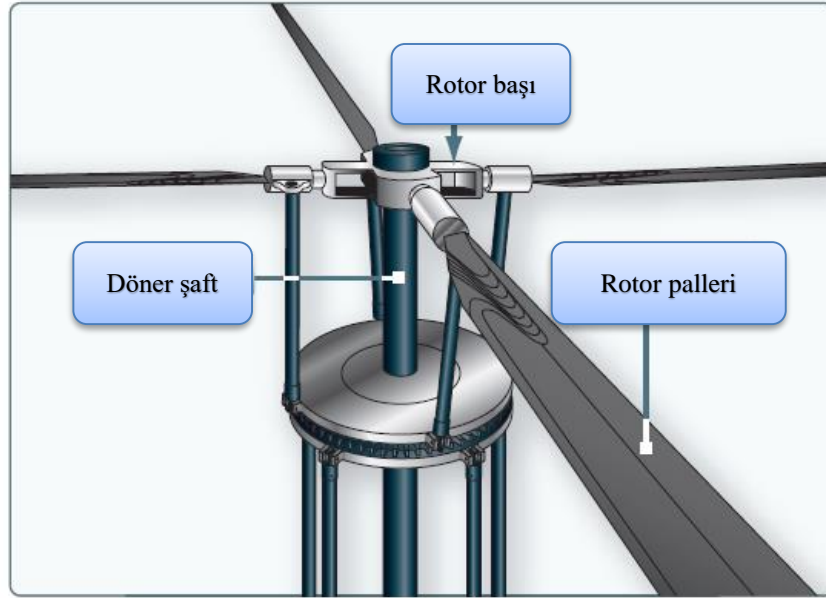
**Şekil 1.4** Dünyanın ilk döner kanatlı modern hava aracı kabul edilen VS-300 (İnt. Kyn.5).

Helikopterleri sabit kanatlı hava araçlarından ayıran en önemli özellik, ileri uçuş gerektirmeden olduğu yerde havalanabilme kabiliyetleridir. Şekil 1.5'te temel bileşenlerinin görseli verilen ve her helikopterde bir veya birden fazla bulunan rotorlar sayesinde, helikopterler herhangi bir piste ihtiyaç duymaksızın dikey olarak havalanma ve inme eylemlerini gerçekleştirirler. Helikopterlerin belirli bir bölgede hareket edebilmesi veya askıda kalabilmesi askeri, keşif, gezi, orman yangınları, sağlık, nakliye ve diğer durum ve alanlardaki özel kullanım amaçlarına etkin cevap vermektedir.

Helikopterlerde meydana gelen araştırma ve geliştirme çalışmaları sonrasında günümüz modern helikopterlerine ulaşılmıştır, ancak hala iyileştirilmesi gereken durumlar vardır. Modern helikopterler, karmaşık dinamik sistemlerden oluşması ve çalışma ortamları nedeniyle hizmet ömrü boyunca yüksek seviyelerde titreşim ve yorulmaya maruz kalmaktadırlar. Bu çalışmada en önemli titreşim kaynaklarından biri olan rotor sistemi ele alınarak rotor başındaki titreşimin minimize edilmesi amaçlanmaktadır.

Helikopter rotor tasarımında titreşimi azaltmak için, genel olarak aktif ve pasif kontrol yöntemleri olmak üzere iki yaklaşım kullanılmaktadır. Aktif kontrol sistemlerinin ana bileşenleri arasında sensörler, tahrik sistemleri ve denetleyiciler vardır. Bu sistemlerin

oldukça karmaşık olması sebebiyle hesaplamalarda tahmin edilemeyen sonuçlarla karşılaşılması olasıdır. Ayrıca bu karmaşıklık nedeniyle optimizasyon modellerinin kurulmasında zorlukla karşılaşilmektedir.



Şekil 1.5 Rotor sisteminin temel bileşenleri (FAA 2012).

Pasif kontrol sistemlerinde yüke ve yükün geldiği yöne mekanik anlamda tepki üreten titreşim sönümleyici ve izolatörler bulunmaktadır. Bunun yanı sıra malzemelerin yapısal dağılımında yapılan değişiklikler ile malzemenin rijitlik matrisindeki değerlerin istenen yönde değişimi sağlanabilir. Bu şekilde malzemenin mekanik tepkileri sönümlenebilir ve/veya istenen yöne aktarılabilir. Malzemenin yapısal dağılımında yapılan iyileştirmelerin titreşim kaynağında gerçekleşmesine karşın aktif ve diğer pasif yöntemlerde titreşim farklı araçlarla sönümlenmektedir.

Malzemenin yapısal dağılımından faydalanılarak helikopter rotor başında meydana gelen titreşime ait rotor başı kayma kuvvetleri ve momentlerini içeren ve titreşimin aeroelastik karşılığını temsil eden “indirgenmiş titreşim formülü” uzun yıllardır titreşim azaltma çalışmalarında kullanılmaktadır (Friedmann 1991, 1992, Lim and Chopra 1991, Friedmann *et al.* 1992, Ganguli and Chopra 1992, 1994, 1995, 1996a,b, Yuan and Friedmann 1995, Ganguli 2002, Gandhi and Sekula 2004, Glaz *et al.* 2006, 2007, 2008a,b, 2009, Kumar 2013).

Bu tez çalışmasında Sikorsky firması tarafından üretilen Sikorsky UH-60 Black Hawk helikopterin rotor başında oluşan titreşimi minimize etmek için optimizasyon modeli kurulmuştur, Sikorsky UH-60 Black Hawk'a ait görsel ise Şekil 1.6'da verilmiştir.

Optimizasyon modeli kurulurken indirgenmiş titreşim formülü, amaç fonksiyonu olarak kullanılmıştır. Tasarım değişkenleri, helikopter rotor pali spar geometrisini oluşturan kompozit tabaka açıları ile spar geometrisinin en, boy kalınlıkları ve uzunlukları olarak belirlenmiştir. Modelin kısıtları ise doğal frekans kısıtı, Tsai-Hill hasar kriteri, otorotasyon kısıtı ve spar geometrisi kısıtlamalarıdır.



**Şekil 1.6** Sikorsky UH-60 Black Hawk (İnt. Kyn.6).

Optimizasyon yöntemi seçilirken deterministik ve stokastik yöntemler incelenmiş ve iki yöntemin hibrit formu tercih edilmiştir. Deterministik optimizasyon yöntemleri arasında yer alan gradyan tabanlı algoritmalar kesin sonuç üretmede başarılıdırlar ancak lokal optimuma yakalanmaları yüksek ihtimaldir. Bu yüzden belirli bir güven alanında iyi sonuç üretirler. Stokastik yöntemler ise olasılık içerir, çözüm uzayında oldukça geniş tarama yaparlar ve global optimuma ulaşmaları daha olasıdır.

Stokastik ve sezgisel algoritmalarından biri olan PSO (Parçacık Sürüsü Optimizasyonu), her iterasyonda her parçacığın en iyi değerini ve sürünün en iyi değerini güncelleyerek kümülatif öğrenmeyi sağlar. Hibrit oluşumda, PSO'nun çözüm uzayına attığı her bir parçacığın etrafında yaptığı aramayı gradyan tabanlı yaklaşım yapmaktadır. Bu sayede hem geniş bir çözüm uzayı taraması yapılmakta hem de kısa sürede olası en iyi sonuca ulaşılması hedeflenmiştir.

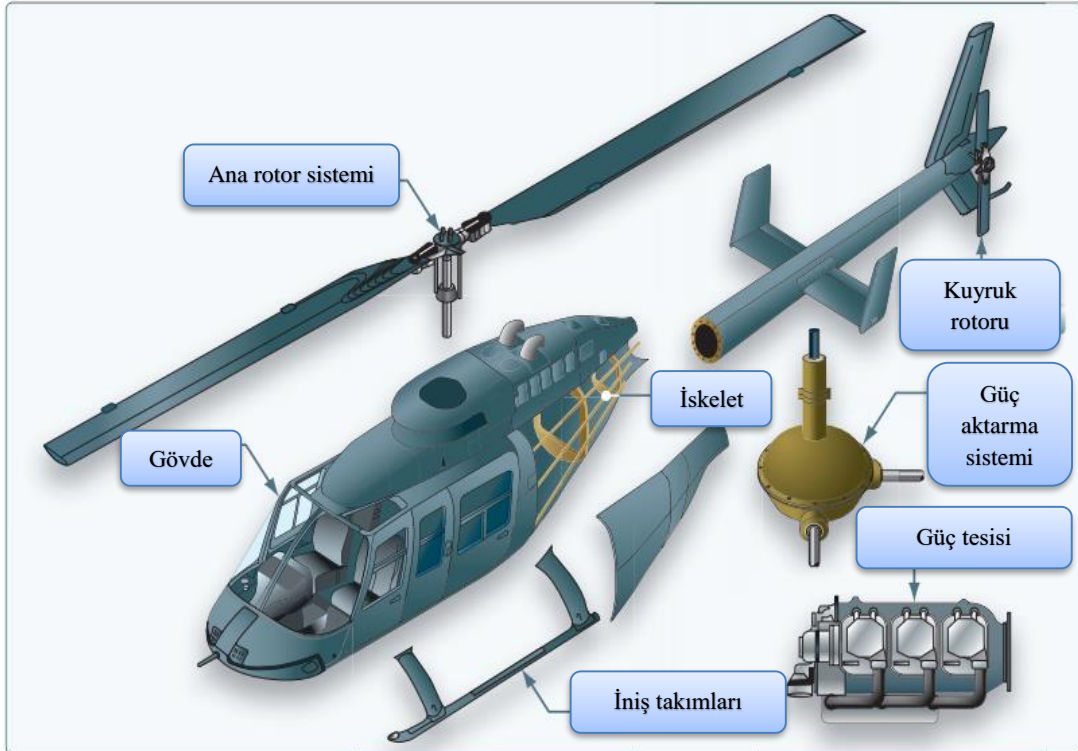


## 2. LİTERATÜR BİLGİLERİ

### 2.1 Helikopter Temel Bileşenleri

Modern helikopterler incelendiğinde birbirinden farklı boyut ve şekillerden oluştukları görülmektedir. Bu farklılıklardan bağımsız her helikopteri oluşturan temel bileşenler bulunmaktadır. Rotorların yerleşimine göre tek ana rotorlu, tandem ve eş eksenli helikopter türleri bulunmaktadır. Bu tezde tek rotorlu grubuna giren, rotor sistemi ana rotor sisteminden ve kuyruk rotor sisteminden oluşan Sikorsky UH-60 için performans optimizasyonu yapıldığı için bu grup helikoptere ait bileşenlerin bilgisi verilmiştir.

Tek rotorlu helikopterlerin temel bileşenleri içerisinde iskelet, gövde, iniş takımı, güç tesisi, aktarma organları, ana rotor sistemi ve kuyruk rotor sistemi yer alır. Helikopteri oluşturan temel bileşenler Şekil 2.1’de verilmektedir.

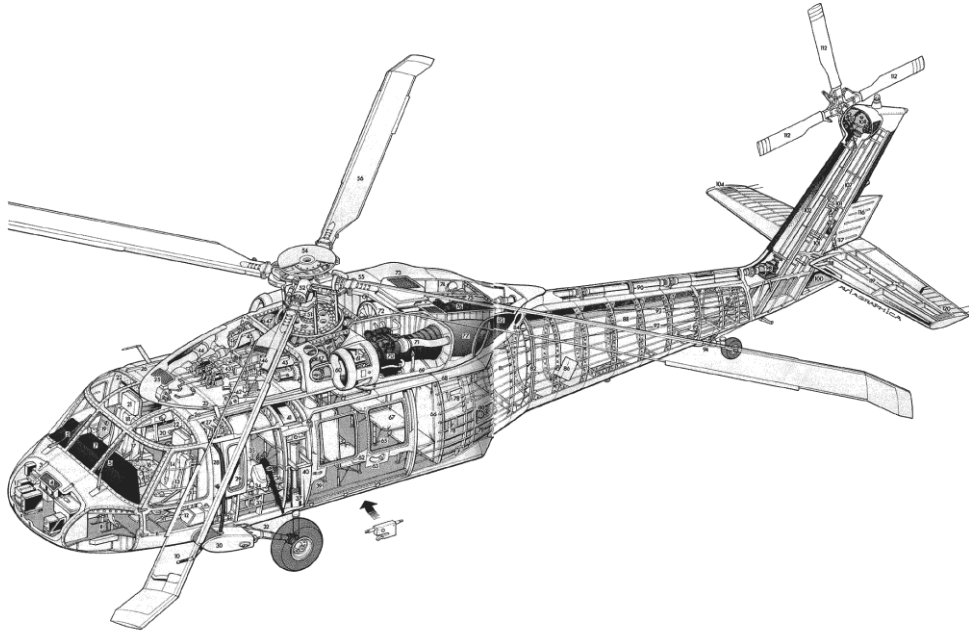


Şekil 2.1 Helikopteri oluşturan temel bileşenler (FAA 2012).

### 2.1.1 İskelet

Bir helikopterin iskeleti metal, ahşap veya kompozit malzemelerden ya da bunlardan birkaçının farklı kombinasyonlarından yapılabilir. Tipik olarak, bir kompozit bileşen pürüzsüz bir panel oluşturmak için bağlanmış birçok elyaf emdirilmiş reçine tabakasından oluşur. Tüp ve tabaka tipi kompozit alt yapıları genellikle alüminyumdan yapılır, ancak yüksek gerilime veya ısıya maruz kalan alanlarda bazen paslanmaz çelik veya titanyum kullanılır. İskelet tasarımı; performans, güvenilirlik ve maliyet avantajları için mühendislik, aerodinamik, malzeme teknolojisi ve üretim yöntemlerini kapsar (FAA 2012).

Titreşim optimizasyonu yapılan Sikorsky UH-60'a ait gövde ve iskeletin teknik resmi Şekil 2.2'de verilmiştir.



Şekil 2.2 UH - 60 Helikopterine ait teknik resim görseli (İnt. Kyn.7).

### 2.1.2 Gövde

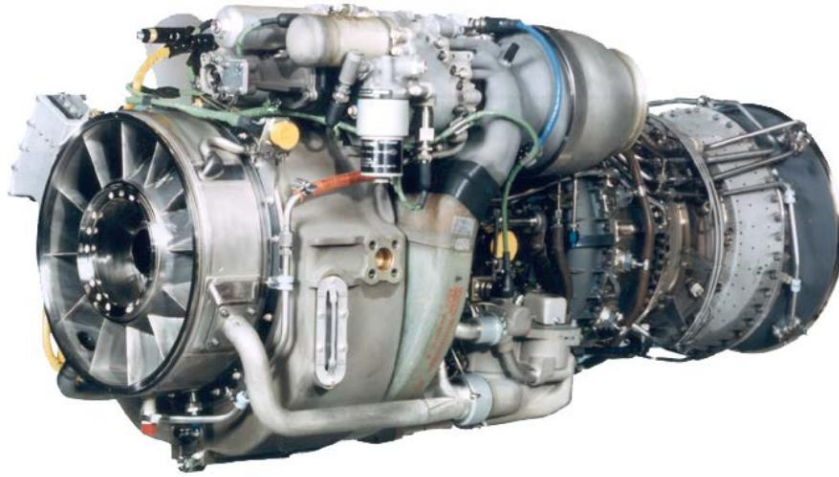
Helikopter gövdesi; mürettebat, yolcular ve kargonun yer aldığı kabini barındıran kısımdır. Helikopter kabinleri çeşitli oturma düzenlemelerine sahiptir. Pilot sağ tarafta, sol tarafta ya da ortada olabilir. Gövdede motor, şanzıman, aktarma organları, uçuş kontrol ekipmanları ve güç tesisi de yer almaktadır (FAA 2012). Gövde aynı zamanda

helikopterin pozisyon kontrolü ile yüzeyden kalkış ve yüzeye iniş süreçlerinin stabilizasyonunun sağlanmasına da yardımcı olur (İnt. Kyn.8).

### 2.1.3 Güç Tesisi

Sikorsky UH-60 helikoterinde her biri 1.890 beygir gücüne sahip iki adet General Electric T700-GE-701C turboshaft güç tesisi bulunmaktadır. Gövdenin üst kısmında sağda ve solda bulunan motorların ayrıntılı görseli Şekil 2.3'te verilmektedir.

Bu motorlar, kalkış gücü için ana şanzımanda serbest türbin prensibini kullanır. Kalkış gücü, güç türbininden beslenir. Bu bölüm, gaz jeneratöründen mekanik olarak bağımsızdır. Gaz jeneratörü türbininden çıkan egzoz gazları, güç türbinini tahrik eder. Güç türbini, ana şanzımana eş eksenli ana tahrik shaftı aracılığıyla bağlanır (İnt. Kyn.9).



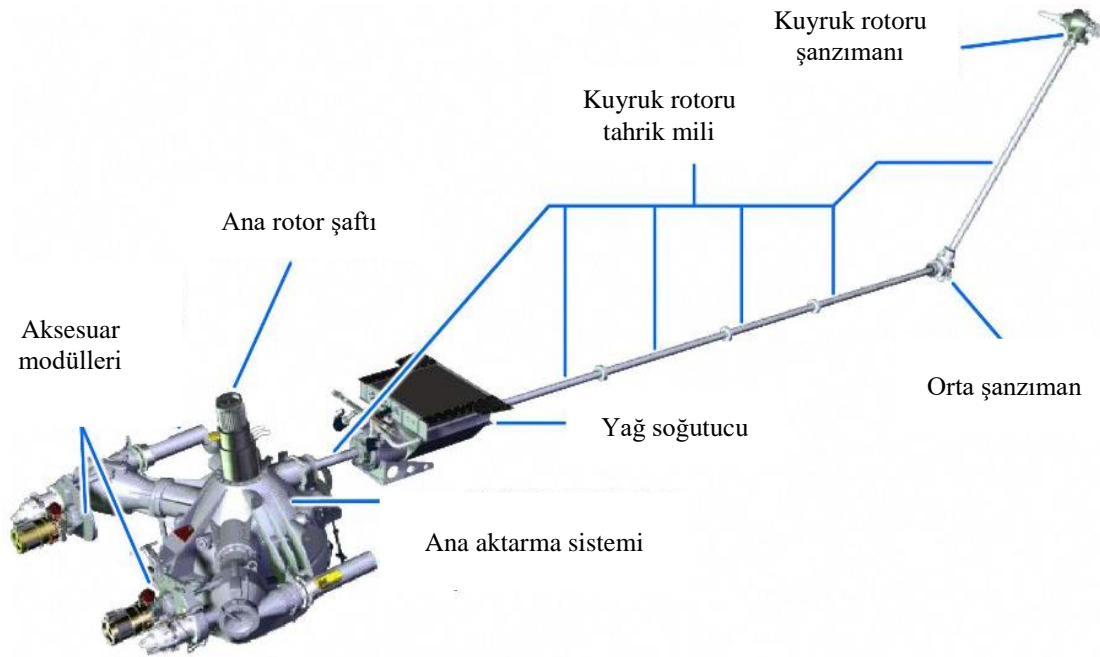
Şekil 2.3 General Electric T700-GE-701C turboshaft (İnt. Kyn.10).

### 2.1.4 Aktarma Organları

Aktarma sistemi (transmisyon), normal uçuş koşullarında motordan ana rotor, kuyruk rotoru ve diğer aksesuarlara giden gücü aktarır. Şanzıman sisteminin ana bileşenleri ana rotor şanzıman, kuyruk rotor tahrik sistemi, debriyaj ve serbest dönüş ünitesidir (FAA 2012).

Serbest dönüş ünitesi, motorda ya da başka mekanik veya elektronik aksamda yaşanan problem nedeniyle helikopterin durması durumunda otorotasyonu devreye alarak helikopterin süzülerek yere inmesini sağlayan ünedir. Bu çalışmada pallerin otorotasyon durumunda verecekleri tepki, optimizasyon modeli kısıtlamaları içerisinde yer almaktadır.

Bu tezde çalışılan Sikorsky UH-60 modelinin deniz kuvvetleri için korozyona dayanıklı gövde ve diğer deniz aletleri ilavesiye üretilmiş olan Sikorsky SH-60 Sea Hawk versiyonuna ait aktarma sistemi Şekil 2.4'te verilmiştir.



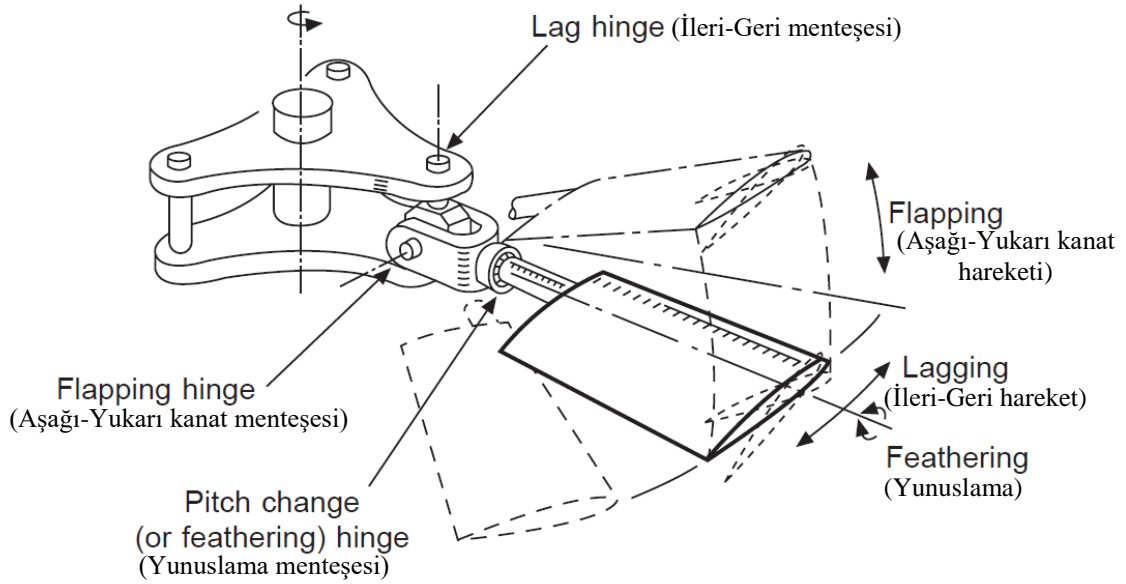
Şekil 2.4 SH - 60 Helikopteri aktarma sistemi (İnt. Kyn.9).

### 2.1.5 Ana Rotor Sistemi

Tek rotorlu helikopterlerde rotor sistemi, ana rotor sistemi ve kuyruk rotor sisteminden oluşur. Helikoptere kalkış ve iniş kabiliyetini veren ana rotor sistemidir. Kuyruk rotor sistemi, ana rotorda meydana gelen dönme momentini dengeleyerek yok eder. Ana rotor sistemi; şaft, rotor başı ve rotor pallerinden meydana gelir. Şaft, aktarım organlarından gelen dönme hareketinin rotor başı ve pallere iletilmesi görevini yapar.

Döner shaftın üst kısmında, rotor başı adı verilen rotor pallerinin bağlantı noktası bulunur. Rotor palleri farklı yöntemlerle rotor başına bağlanır. Ana rotor sistemleri, ana rotor pallerinin rotor başına bağlanma şekline ve hareketin nasıl gerçekleştiğine göre sınıflandırılır. Yarı rijit, rijit ve tam mafsallı rotor sistemleri olmak üzere üç temel sınıflandırma bulunmaktadır (FAA 2012).

Pallerin rotor başına bağlantılarında yanal eksen, boylamasına eksen ve düşey eksen de pal hareketlerine izin veren üç tip menteşeden faydalanılmaktadır. Şekil 2.5'te pallere yunuslama, yalpalama ve sapma yeteneklerini veren bağlantı menteşeleri bulunmaktadır. Uçuş eksenleri ve bu eksenler etrafında yapılan dönme hareketleri ise Şekil 2.6'da verilmektedir.

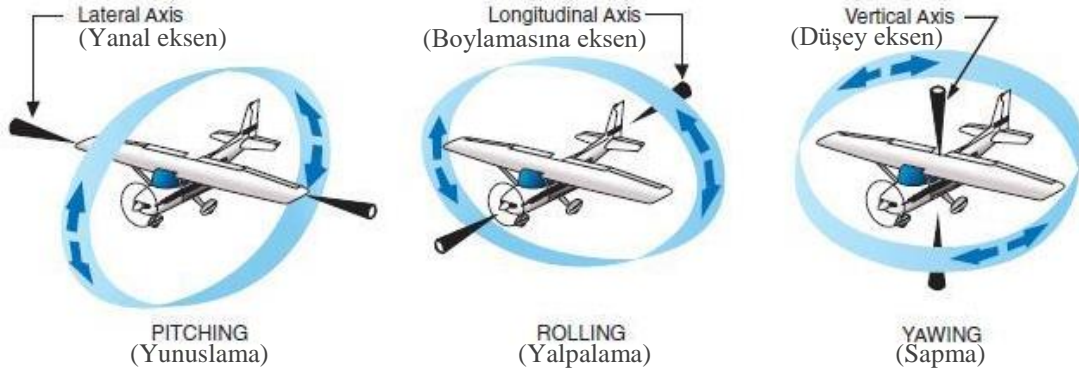


Şekil 2.5 Pallerin rotor başındaki hareket menteşeleri (Bramwell *et al.* 2001).

Feathering/Pitching (yunuslama) menteşesi, literal axis (yanal eksen) etrafında pitching (yunuslama) hareketine izin vermektedir. Yunuslama hareketi ile helikopterin burnu aşağı ya da yukarı olarak yönlendirilmekte ve helikopter yükselme veya alçalma eylemini gerçekleştirmektedir.

Flapping (aşağı-yukarı kanat çırpma) menteşesi sayesinde pal, aşağı yukarı hareketini yapmaktadır. Palın aşağı yukarı kanat çırpma hareketi ile helikopter longitudinal axis (boylamasına eksen) etrafında rolling (yalpalama) hareket yeteneğini kazanmaktadır.

Lead-Lag (ileri-geri) menteşesi pale ileri-geri hareketini kazandırır. Bu şekilde paldeki hıza müdahale edilebilmektedir. Vertical axis (düşey eksen) etrafında gerçekleşen yawing (sapma) hareketinde bu menteşelerin etkisinin yanı sıra kuyruk rotorunun da katkısı bulunmaktadır.



Şekil 2.6 Uçuş eksenleri (Baytaş 2011).

### 2.1.5.1 Yarı Rijit Rotor Sistemi

Yarı rijit rotor sistemi, palin yunuslama ve aşağı-yukarı kanat çırpma olmak üzere iki farklı hareketine izin vermektedir. Bu sistem normal olarak rotor başına sıkı bir şekilde bağlanan iki palden oluşur. Bir pal aşağıya doğru sallanırken, diğeri yukarı doğru kıvrılır. Yunuslama hareketi, yunuslama menteşesinin sağladığı açı sayesinde gerçekleştirilir. Şekil 2.7'de verilen Bell Jet Ranger helikopterin ileri uçuşta rotorun öne doğru eğildiği görülmektedir (İnt. Kyn.11). Bell Jet Ranger helikopterin yarı rijit rotor sistemine ait ayrıntılı görseli Şekil 2.8'de verilmiştir.



Şekil 2.7 Yarı rijit rotor sistemine sahip Bell Jet Ranger helikopterinin ileri uçuşu (İnt. Kyn.11).



Şekil 2.8 Bell Jet Ranger helikopterine yunuslama ve aşağı-yukarı hareketini sağlayan yarı rijit rotor sistemi (İnt. Kyn.12).

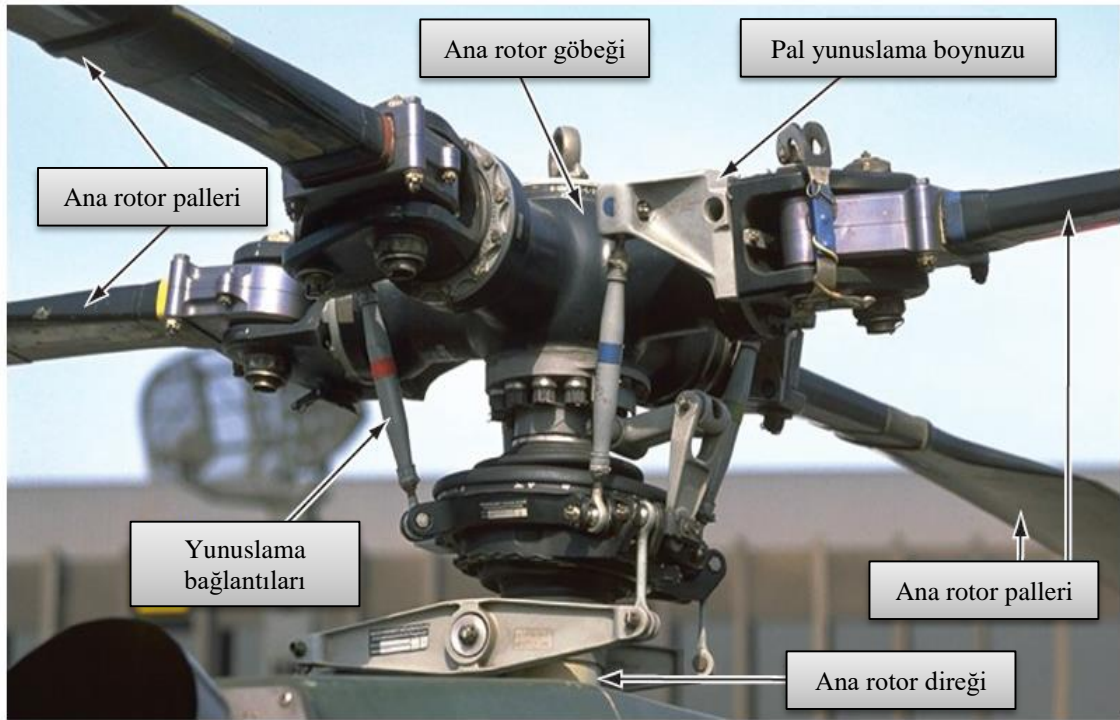
### 2.1.5.2 Rijit Rotor Sistemi

Şekil 2.9'da gösterilen rijit rotor sistemi mekanik olarak basittir, fakat çalışma yüklerinin menteşelerden ziyade pallerdeki eğilme ile absorbe edilmesi gerektiği için yapısal olarak

karmaşıktır. Bu sistemde, pal kökleri rotor başına sıkı bir şekilde bağlanmıştır (FAA 2012).

Rijit rotor sistemleri tam mafsallı sistemler gibi davranmaya eğilimlidir, ancak ileri-geri ve aşağı yukarı hareketlerde kullanılan menteşeden yoksundurlar sadece yunuslama hareketi yapabilirler (İnt. Kyn.13).

Karmaşık menteşeler olmadan, rotor sistemi diğer rotor konfigürasyonlarına göre çok daha güvenilir ve daha kolay olmaktadır. Bu sistemin en önemli dezavantajı türbülanslı veya sağanak havadaki sürüş kalitesidir. Daha büyük yükleri soğurmaya yardımcı olacak menteşeler olmadığından, kabin içinde diğer rotor başı tasarımlarından çok daha fazla titreşim hissedilir. Ancak helikopter aerodinamiği ve malzemeleri alanlarında yapılan çalışmaların devamında rijit rotor sistemleri daha yaygın hale gelmesi mümkündür (FAA 2012).



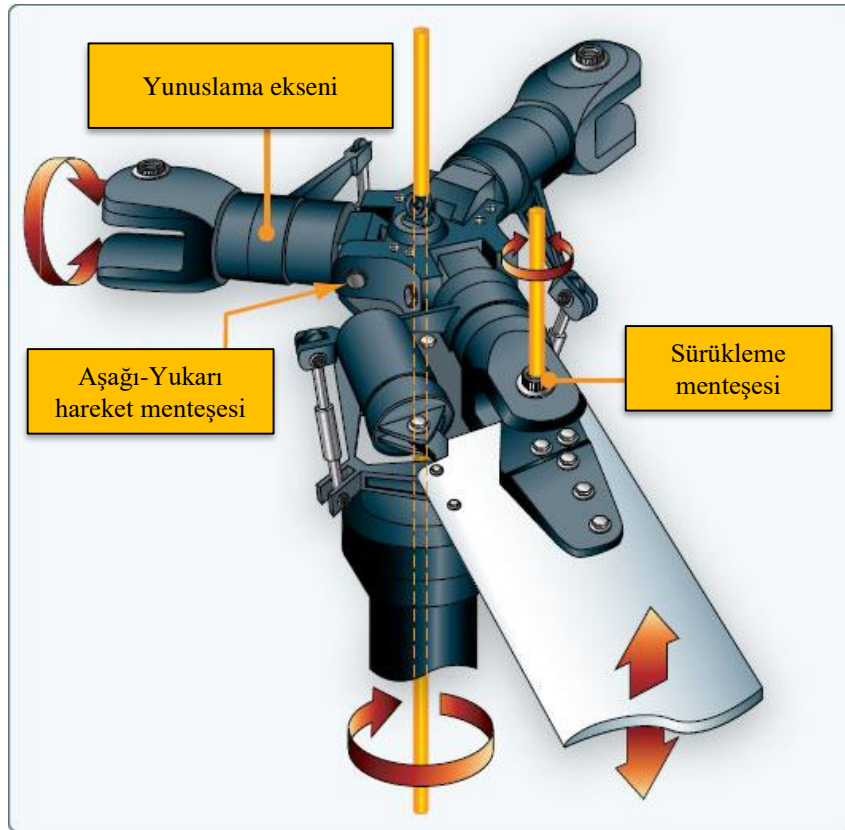
**Şekil 2.9** Rotor palleri cam elyaf takviyeli malzemeden üretilen ve rotor başı tek dövme titanyumdan oluşan bir rijit rotor sistemi örneği (FAA 2012).



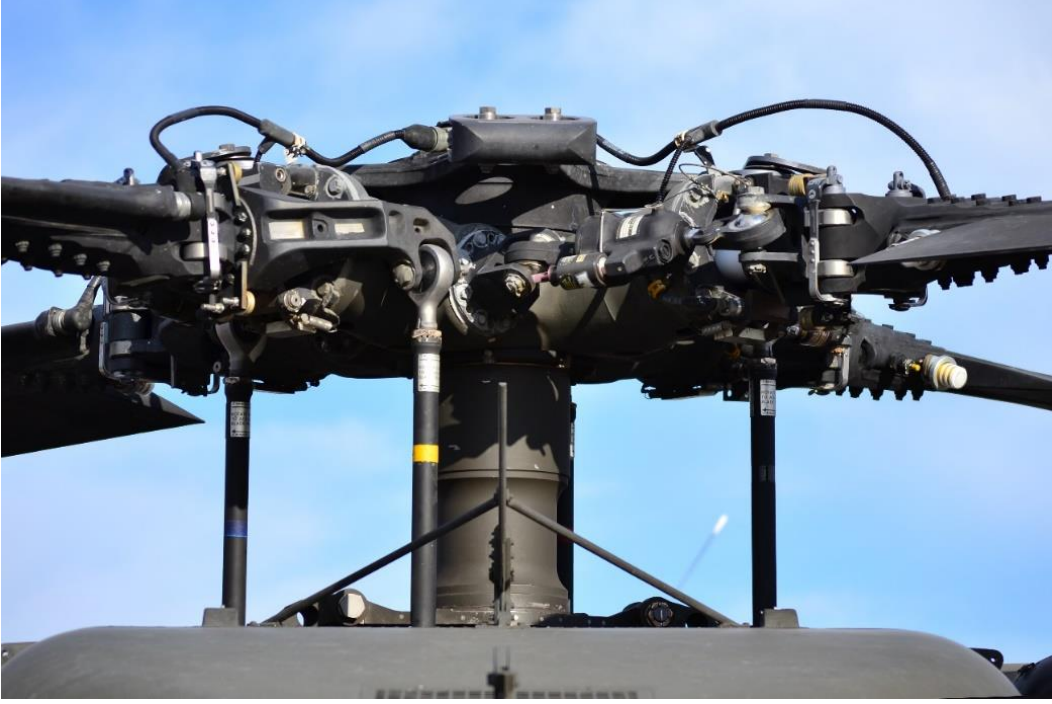
### 2.1.5.3 Tam Mafsallı Rotor Sistemi

Tam mafsallı rotor sistemlerinde genellikle üç veya daha fazla rotor palı bulunmaktadır. Her bir pal birbirinden bağımsız olarak aşağı-yukarı, ileri-geri ve yunuslama hareketlerini gerçekleştirebilir (İnt. Kyn.14). Şekil 2.10'da tam mafsallı rotor sisteminin şematik gösterimi mevcuttur.

Her palde rotor başına mesafesi farklılık gösterebilen ve birden fazla bulunabilen aşağı-yukarı hareket menteşesi bulunmaktadır. Aynı şekilde her bir rotor palinde diğerlerinden bağımsız olarak rotor diski düzleminde ileri-geri hareket etmeye izin veren ileri-geri sürüklenme menteşesi de yer alır. İleri-geri menteşesindeki aşırı yüklenmeyi önlemek için bu tip rotor sistemlerinin tasarımına genellikle damperler (sönümleyiciler) de dâhil edilir (FAA 2012). Şekil 2.11'de bu teze konu olan Sikorsky UH-60 helikopterine ait tam mafsallı ana rotor sistemi görülmektedir.



Şekil 2.10 Tam mafsallı rotor sisteminin şematik gösterimi (İnt. Kyn.13).



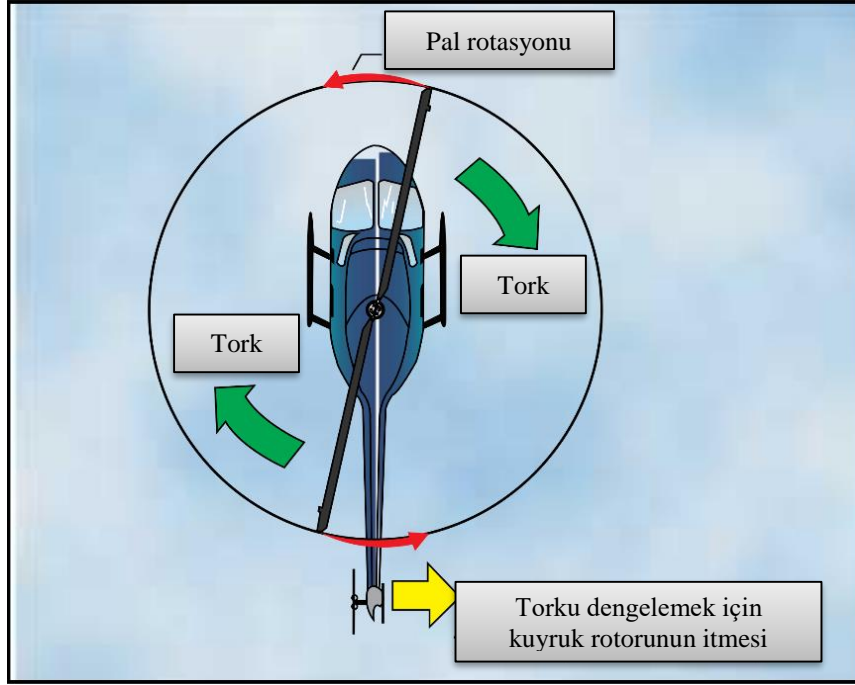
Şekil 2.11 UH-60 helikopterine ait tam mafsallı rotor sistemi (İnt. Kyn.15).

### 2.1.6 Kuyruk Rotor Sistemi

Tek ana rotor sistemine sahip helikopterlerde bir antitork sisteminin varlığı gerekmektedir. Pilotlar ana rotorun oluşturduğu torkun kontrolsüz bir şekilde yön değiştirmeye sebebiyet vermesini engellemek için kuyruk rotorunu antitork üretmede kullanırlar. Bunun yanı sıra kuyruk rotoru, pilota askı halinde bulunan helikopterin yönünü değiştirme imkânını da sunmaktadır. Şekil 2.12’de kuyruk rotorunun oluşturduğu antitork şematik olarak verilmektedir.

Kuyruk rotoru bulunmayan ve ardışık rotorlu helikopterler olarak ifade edilen tandem rotorlarda yatay olarak iki adet rotor montajı bulunmaktadır. Tek rotorlu helikopterlerde ana rotorun ürettiği dönme momentumunu nötrlemek için kuyruk rotoruna ihtiyaç olmasına karşın tandem rotorlu helikopterlerde birbirine karşı dönüş yapan rotorlar bir diğerinin torkunu yok eder. Türk Kara Kuvvetleri’nin envanterinde de bulunan ve bir F-16 uçağını bile taşıyabilen Boeing CH-47 Chinook tandem helikopteri Şekil 2.13’te verilmiştir.

Tandem helikopterler; askeri birlikler ve ağır silah, mühimmat, yakıt, su gibi malzemelerin taşınmasında kargo amaçlı kullanılmaktadır.



Şekil 2.12 Kuyruk rotoru antitork sistemi (İnt. Kyn.16).



Şekil 2.13 Boeing CH-47 Chinook tandem helikopteri (İnt. Kyn.17).

Antitork için tandem helikopterlerde kuyruk rotoruna ihtiyaç olmadığı gibi eş eksenli helikopterlerde de kuyruk rotoru bulunmamaktadır. Eş eksenli helikopterlerde zıt yönlere dönen bir çift rotor aynı dönme eksenine sahip bir şaftta monte edilmişlerdir.

Rotorların birbirine zıt yönde dönmeleri sonucunda her birinin oluşturduğu torku bir diğeri yok etmektedir. Şekil 2.14’te bir eşeksenli helikopter olan Kamow Ka-32A helikopteri verilmiştir.

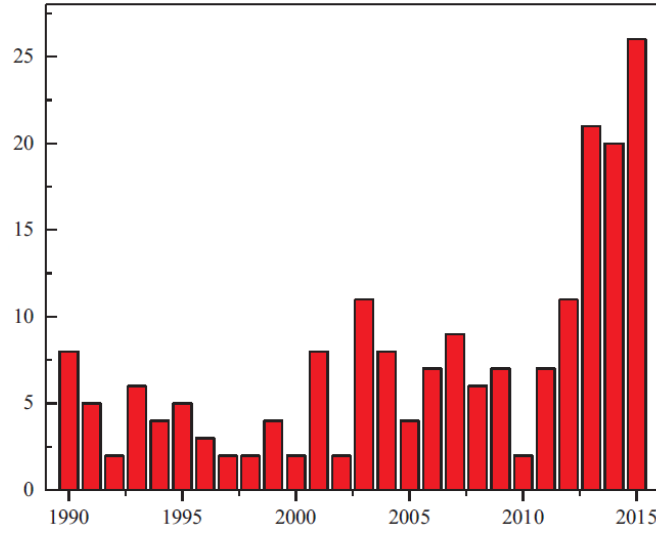


Şekil 2.14 Kamow Ka-32A eş eksenli helikopter (FAA 2012).

## 2.2 Helikopter Ana Rotor Sisteminde Titreşimi Azaltma Metotları

Döner kompozit kiriş ve kanatlar; helikopterler, rüzgâr türbinleri ve endüstriyel fanlar gibi çeşitli mühendislik yapılarında geniş bir uygulama alanına sahiptir. Bu tür yapıların titreşim maruziyetleri konusunda yapılan çalışmalara verilen önem giderek artmaktadır.

Rafieea vd. (2017), kompozit malzemedeki yapılan döner kiriş ve pallerin yapısal dinamiği ve titreşim kontrolü ile doğrudan ilişkili yayınların 1990 ve 2015 yıllarındaki dağılımını incelemiş ve bunun sonucunda konuya ilginin artışını ortaya koymuştur. İngilizce dilinde Science Citation Index (SCI)’te taranan yayınlarının yıllık dağılımlarına ait veriler Şekil 2.15’te verilmiştir.



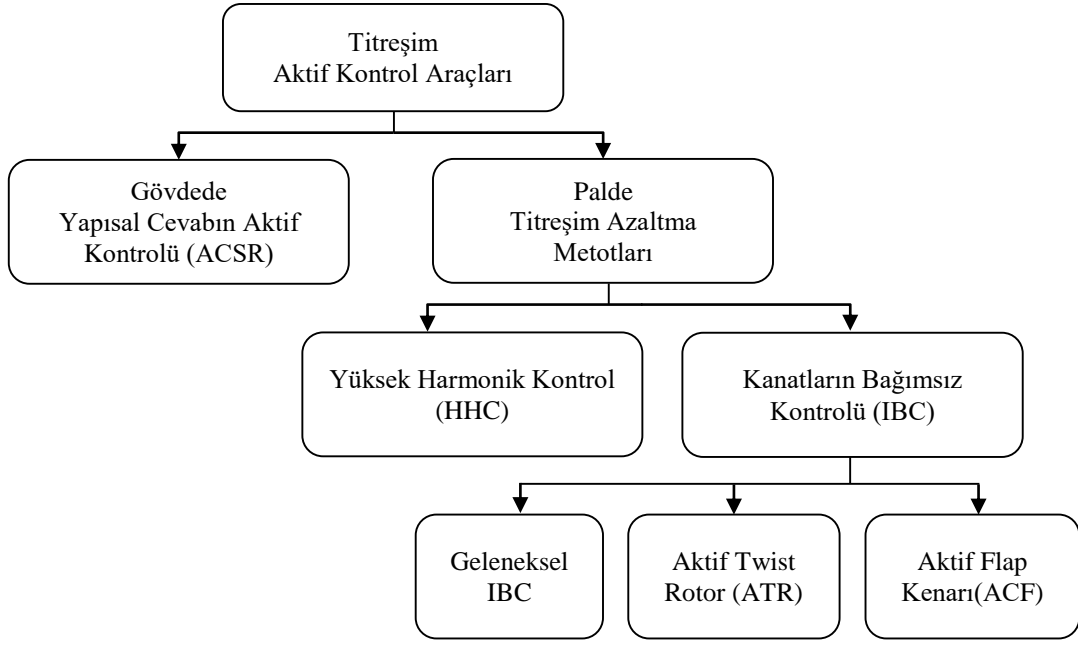
**Şekil 2.15** Döner kiriş ve pallerin yapısal dinamiği ve titreşim kontrolü ile doğrudan ilişkili İngilizce dilinde yayınlanan SCI makalelerinin yıllık dağılımı (Rafieea *et al.* 2017).

Helikopterdeki titreşimin kaynakları arasında ana rotor, kuyruk rotoru, motor ve şanzıman yer almaktadır. Helikopterlerdeki titreşimli yükler esas olarak ana rotor sisteminden kaynaklanmaktadır. Bu titreşimler yapısal bileşenlerin yorgunluğuna, insan rahatsızlıklarına ve silah sistemlerinin etkinliklerinin azalmasına neden olmaktadır (Dallı 2007, Glaz 2008, Özgümüş 2012).

Helikopter tasarımında titreşimi azaltma ve hafifletme için temelde aktif kontrol ve pasif kontrol olmak üzere iki farklı yaklaşım kullanılmaktadır.

### 2.2.1 Aktif Kontrol Araçları

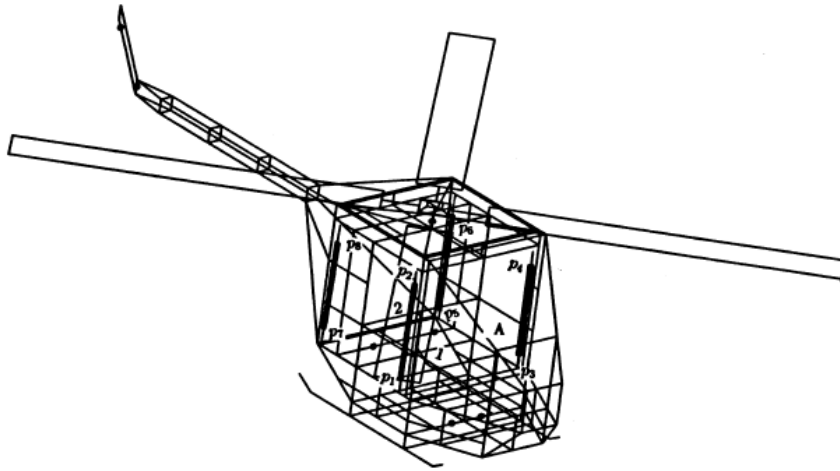
Aktif kontrol araçları gövdede ve palde titreşimi azaltma metotları olmak üzere ikiye ayrılır. Helikopterlerde titreşimi azaltma metotlarından aktif kontrol araçlarına ait şema Şekil 2.16'da verilmektedir.



Şekil 2.16 Aktif kontrol araçları şeması (Özgümüş 2012).

### 2.2.1.1 Gövdede Aktif Kontrol Araçları

Yapısal cevabın aktif kontrolü (ACSR) metodu ile rijit hareketlendiriciler, rotor ve gövde arasında küçük genlik tahrik mekanizmaları oluştururlar. Bu sayede belirlenen noktalarda helikopter iskeletine gelen tüm kuvvet bu tahriklerle minimize edilir (Özgümüş 2012). Şekil 2.17’de ACSR metodunun gövdedeki gösterimi verilmiştir.



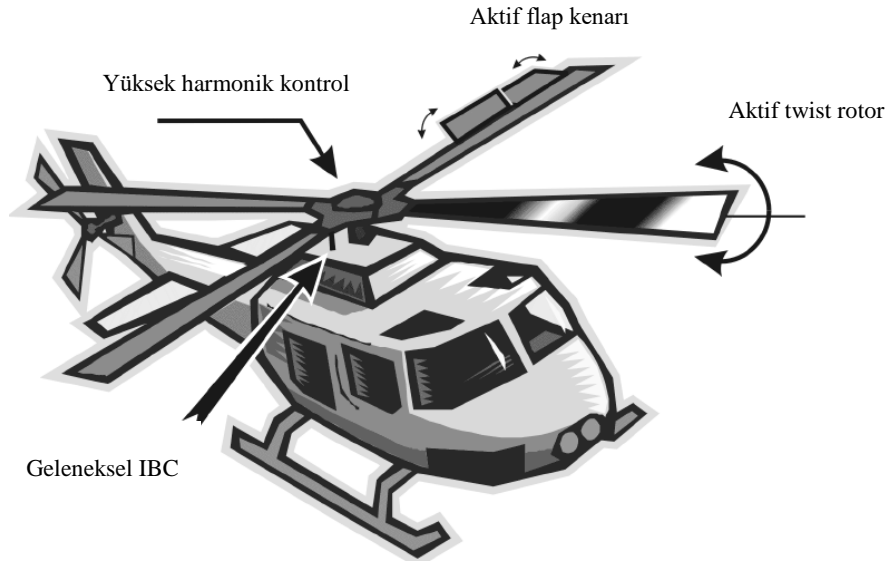
Şekil 2.17 Gövdede ACSR metodu (Özgümüş 2012).

### 2.2.1.2 Palde Aktif Kontrol Araçları

Palde titreşimi azaltmada Yüksek Harmonik Kontrol (HHC) ve Kanatların Bağımsız Kontrolü (IBC) aktif kontrol araçları olmak üzere iki temel yaklaşım bulunmaktadır. Pal üzerinde uygulanan aktif kontrol araç tekniklerinin görseli Şekil 2.18’de verilmiştir.

Rotor, gövdenin titreşmesine neden olan salınımlı kuvvetler üretmektedir. HHC ile gövde içindeki kilit noktalara monte edilen transdüserler (enerji çeviriciler) titreşimi ölçer ve bu veriler bir yerleşik bilgisayar tarafından analiz edilmektedir. Bilgisayar, bu veriler sonucunda optimal kontrol teknikleri kullanarak, yunuslama menteşesi gibi aktüatörlere iletilmesi için sinyaller üretmektedir (Bramwell *et al.* 2001).

Dönen kısımlarda karmaşık mekanizmalara gerek kalmadan kanatların bağımsız kontrolüne dair akıllı malzemelerin kullanımı son zamanlarda oldukça yaygın durumdadır. Kontrol için bu tür malzemelerin uygulanması, aktif flap kenarı (ACF) ve aktif twist rotor (ATR) olmak üzere iki yenilikçi tasarımın üretilmesiyle sonuçlanmıştır (Kovalovs *et al.* 2007).

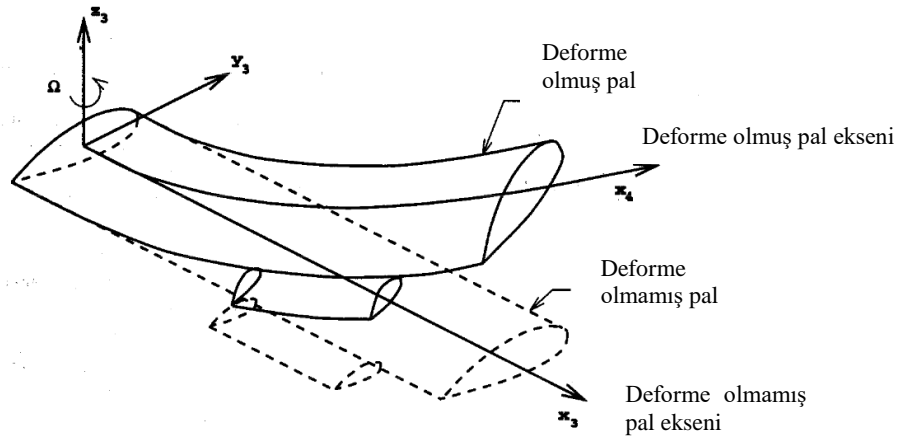


Şekil 2.18 Aktif kontrol tekniklerine genel bir bakış (Liu *et al.* 2005).

Piezoelektrik gibi akıllı malzemelerin tasarımlarda kullanılmasıyla birlikte pal titreşimlerinin azaltılmasında düşük enerji gerektiren ve yerel tahrik sistemi olarak nitelendirilen ACF aracının kullanımı daha da etkili bir hal almıştır. Aktif flap kenarı

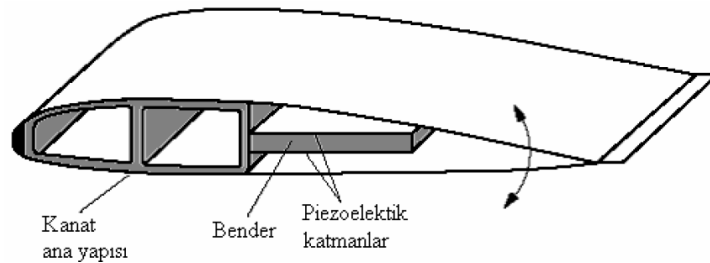
aracında palin flap kenarının belirli bölümlerine ilave hareket kabiliyetleri kazandırılmaktadır. Bu şekilde flaplar, belirli harmonik, istenen faz ve genlikte harekete geçmektedir (Dallı 2007). Şekil 2.19’da aktif flap kenarlarının işlevi verilmiştir.

Piezoelektrik malzemeler kullanan aktif rotor kontrolleri, helikopter pallerinde bulunan periyodik aerodinamik yükleri doğrudan değiştirme kabiliyetine sahiptir. (Özgümüş 2012).



Şekil 2.19 Pal üzerindeki aktif flap kenarı (Friedmann *et al.* 1992).

Aktif twist kontrolde özel kesimli piezoelektrik ve kompozit aktüatörler pal yüzeyinin altına yerleştirilmektedir. Palın altındaki ve üstündeki aktüatörlerin kutup farklılıkları sayesinde enine yönde kasılma olduğunda lifler boyunca da uzama gerçekleşmektedir. Şekil 2.20’de kanat içine yerleştirilmiş bükme tipi aktif kontrol aracı yer almaktadır. Aktif fiber kompozit (AFC), ATR için en çok tercih edilen konsept olarak çalışmalara yansımaktadır (Özgümüş 2012).

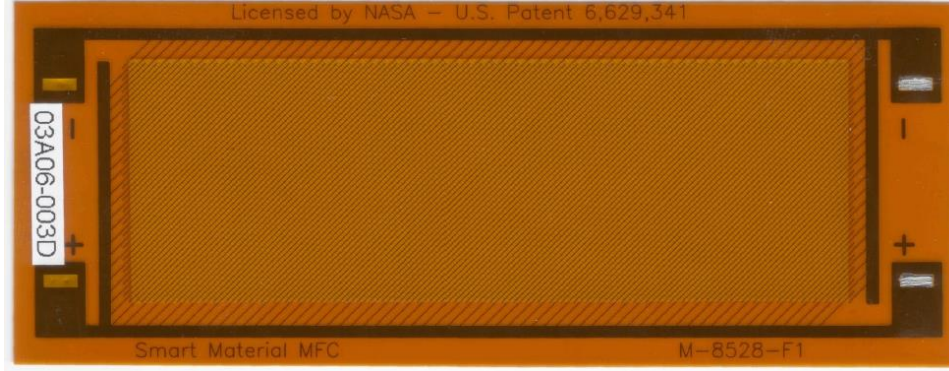


Şekil 2.20 MFC Kanat içerisine yerleştirilmiş piezoelektrik aktüatör (Dallı 2007).

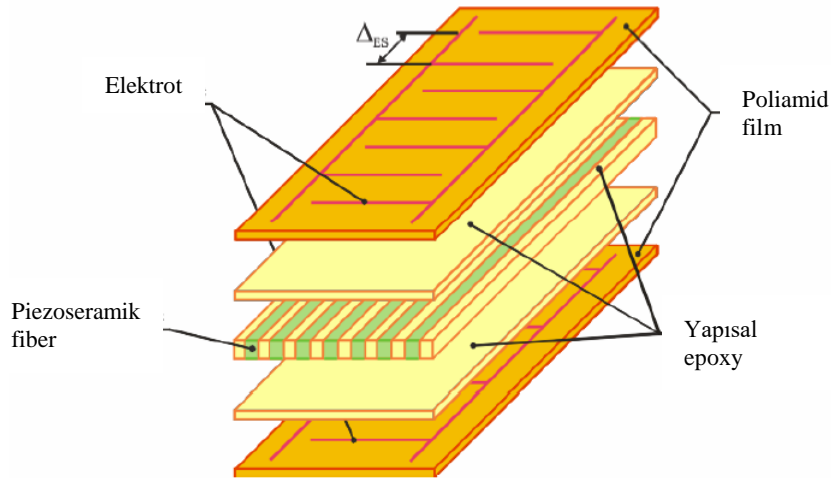
AFC kontrol aracında Şekil 2.21’de ve Şekil 2.22’de verilen makro fiber kompozit (MFC) aktüatörler kullanılmaktadır.



Ancak AFC'nin birçok avantajına rağmen, imalat zorlukları, yüksek üretim maliyetleri ve büyük güç gereksinimi gibi dezavantajlarının üstesinden gelmesi için daha fazla çalışmaya ihtiyaç duyulmaktadır (Wickramasinghe and Hagood 2004, Özgümüş 2012).



Şekil 2.21 MFC aktüatörü (Kovalovs *et al.* 2007).

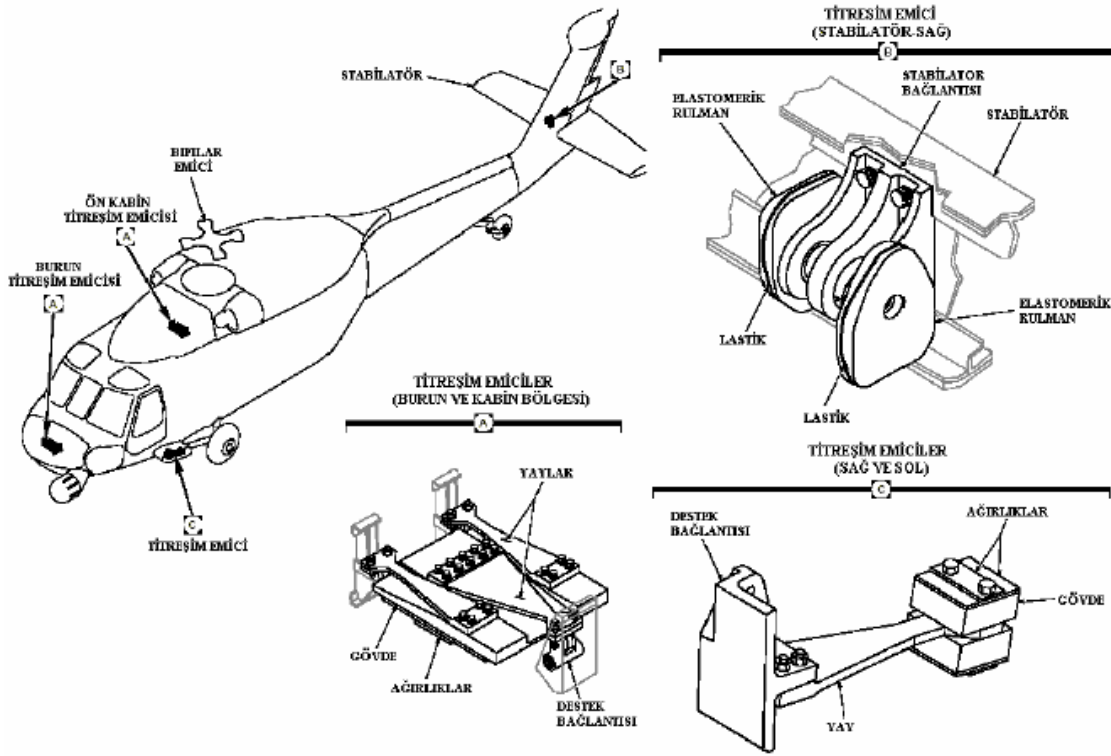


Şekil 2.22 MFC aktüatörünün yapısı (Kovalovs *et al.* 2007).

### 2.2.2 Pasif Kontrol Araçları

Uzun yıllardır geleneksel titreşim emici ve izolasyon cihazlarından oluşan pasif yaklaşımlar kullanılmaktadır. Fakat bu cihazlar belirli çalışma koşulları ve yükler için ayarlanmakta ve sisteme ilave ağırlık katmaktadır. Ayrıca, bu tür cihazlar ana rotor kaynağındaki titreşimi azaltmamaktadır.

Bir diğer pasif kontrol aracı olan yapısal optimizasyonda malzemenin yapısında gerçekleştirilen değişimler sonucunda kaynaktaki titreşimi azaltmak mümkündür (Glaz 2008). Şekil 2.23'te helikopterlerde bulunan pasif titreşim sönümleyicilerinin yerleşimleri ve mekanik yapıları verilmiştir.



Şekil 2.23 Pasif titreşim sönümleyicileri (Dalı 2007).

Bu tezde, helikopter rotor pal titreşimini azaltarak performans artırımına yönelik yapılan optimizasyon çalışmasında yöntem olarak yapısal optimizasyon tercih edilmiştir. Mevcut pasif titreşim sönümleyicileri ise sabit olarak kabul edilerek optimizasyon modeline dahil edilmemiştir.

Yapısal optimizasyonda titreşim azaltma amaç fonksiyonu olarak indirgenmiş titreşim formülü kullanılabilir. Bu formül, rotor başı kayma kuvvet ve momentleri cinsinden titreşimin aeroelastik karşılığını içermektedir (Friedmann *et al.* 1992, Ganguli and Chopra 1995, Glaz *et al.* 2009).

### 2.2.2.1 İndirgenmiş Titreşim Yaklaşımı

Helikopterin minimum titreşime maruz kalmasını sağlamak için optimum tasarım çalışması yapılırken problemin multidisipliner kısıtlamalar ile desteklenerek doğru bir şekilde ifade edilmesi gerekmektedir. Söz konusu disiplinlerin eş zamanlı değerlendirilmesi, helikopterlerin başarılı bir şekilde tasarlanması için oldukça önem arz etmektedir. Çok boyutlu tasarım değişkenlere ve multidisipliner yaklaşımlara dayanarak yapılan tasarımın erken aşamalarında iteratif tekniklerinin uygulanması kaçınılmazdır (Friedmann 1991).

Lim and Chopra (1991), rotor başındaki titreşim azaltma çalışmalarında amaç fonksiyonu olarak indirgenmiş titreşim formülünü kullanmışlardır. Çalışmada; spar geometrisi, yapısal olmayan kütle ve bu kütlelerin yerleşimi tasarım değişkenleridir. Kısıtlar olarak da otorotasyon, frekans yerleştirme ve aeroelastik sınırlamalar optimizasyon modellerinde yer almaktadır.

Ganguli and Chopra (1992), spar geometrisinde yapmış oldukları yeni bir geliştirme ile aynı amaç fonksiyonu, kısıtlar ve tasarım değişkenlerini kullanarak rotor başı titreşimini azalttıklarını ifade etmişlerdir.

Friedmann vd. (1992), düz uçlu rotor pallerinin yanı sıra ok uçlu paller üzerinde de indirgenmiş titreşim formülasyonunu kullanarak rotor palinin performansını arttırmaya çalışmışlardır. Kütle yerleşimi ve spar geometrisinde kullanılan kompozit malzemelerin açısı tasarım değişkeni olarak kullanılmıştır. Kısıtlar, frekans ve aeroelastik sınırlamalar olarak belirlenmiştir. Elastik kuplajlara sahip kompozit rotor tasarımlarının titreşimleri azalttığı, rotor gövdesi sisteminin aeromekanik stabilitesini geliştirdiği ve pal stresini azalttığı gözlemlenmiştir (Ganguli and Chopra 1994, 1995).

Ganguli and Chopra (1996a,b), tasarım değişkenleri olarak spar çeperlerini oluşturan kompozit yapının açılarını kullanmışlardır. Kompozit tabaka açılarında simetrik ve asimetric dağılımlardan faydalanmışlardır. Amaç fonksiyonu rotor başı yük ve momentlerinin aeroelastik karşılığı olan indirgenmiş titreşim formülüdür.

Ganguli (2002), indirgenmiş titreşim formülünü titreşim azaltmada kullanmıştır. Tasarım değişkenleri olarak burulma ile enine ve boyuna yöndeki eğilmelerin rijitlik matris değerlerini tercih etmiştir. Optimizasyon modelinin kısıtlarını ise tasarım değişkenlerinin %25 alt ve üst limitleri olarak belirlemiştir.

Glaz vd. (2006), pal kesiti boyutları, kütle matrisi ve rijitlik matrisini dağılımlarını değişken olarak kullanmıştır. Otorotasyon, frekans dağılımı ve pal geometrisi sınırlamaları ise optimizasyon kısıtlarıdır.

Glaz vd. (2007, 2008a, 2009), optimizasyon modelinde değişken olarak yapısal olmayan kütle ve yerleşimi ile spar çerper kalınlıklarını, kısıt olarak da otorotasyon, frekans dağılımı ve aeroelastik sınırlamaları tercih etmiştir.

Dört palli rotorlar için titreşim azaltma problemlerinde kullanılan ve rotor başındaki kuvvet ve momentlerin temsili ile aeroelastik denge karşılığında tekabül eden indirgenmiş titreşim formülü Denklem 2.1'de verilmektedir. Denklemden yer alan  $K_S$  ve  $K_M$  keyfi seçilebilen ağırlık katsayılarıdır.

$$J = K_S \sqrt{(F_{4X})^2 + (F_{4Y})^2 + (F_{4Z})^2} + K_M \sqrt{(M_{4X})^2 + (M_{4Y})^2 + (M_{4Z})^2} \quad (2.1)$$

Kumar (2013), bu formülün Denklem 2.2'de verilen farklı bir versiyonunu kullanarak rotor başına gelen yükü azaltmıştır. Formüldeki  $K_S$  ve  $K_M$  ağırlık katsayılarını kaldırmış, formülün moment kısmını pal uzunluğu( $R$ )'na bölerek çıktıyı tamamen kuvvet cinsine çevirmiştir. Denklem 2.2'de verilen formül, bu tezde titreşim minimizasyonu optimizasyon modelinde amaç fonksiyonu olarak kullanılmaktadır.

$$F_{H4} = \sqrt{(F_{4X})^2 + (F_{4Y})^2 + (F_{4Z})^2} + \frac{1}{R} \sqrt{(M_{4X})^2 + (M_{4Y})^2 + (M_{4Z})^2} \quad (2.2)$$

### 3. MATERYAL ve METOT

#### 3.1 Optimizasyon Metodolojisi

Günümüz modern çağında optimizasyon, mühendislik tasarımları ile ilgili en önemli konulardan biridir. Farklı mekanik yapıların tasarlanmasında her zaman daha az pahalı malzemeler kullanmak, mukavemeti arttırmak, ağırlık azaltmak vb. istenmiştir. Optimizasyonun önemi, havacılık ve otomotiv endüstrisi gibi mühendislik alanlarında oldukça fazladır (Nikbakt *et al.* 2018).

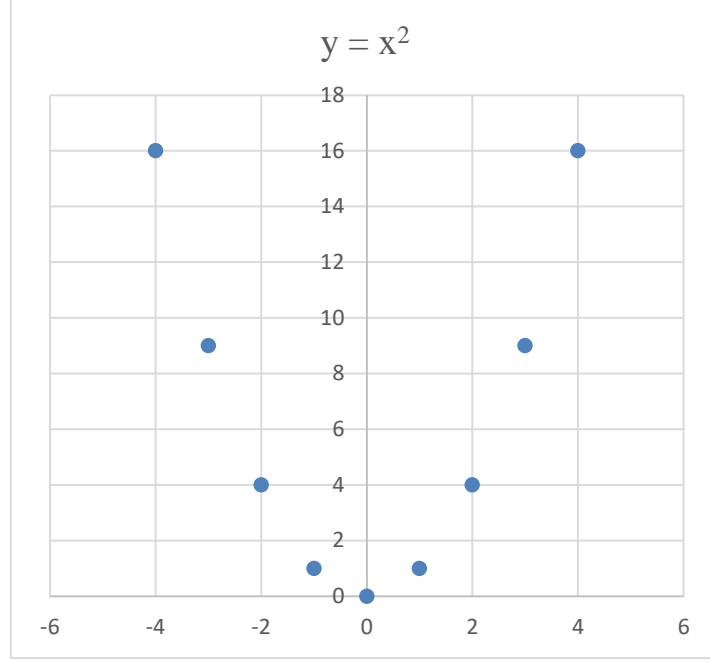
Yararlı tasarım optimizasyon sonuçları elde etmek için yapısal ya da dinamik analiz kalitesinin yanı sıra doğru optimizasyon algoritmasının seçimi, optimizasyon modelinde problemin uygun formülize edilmesi ve gerçeği yansıtması gerekmektedir.

Gradyan tabanlı algoritmalarından günümüz olasılık tabanlı ve/veya sezgisel yöntemlerine kadar geçen sürede havacılık alanında yapılan optimizasyon çalışmaları, gelişen algoritmalara hızla uyum sağlamıştır.

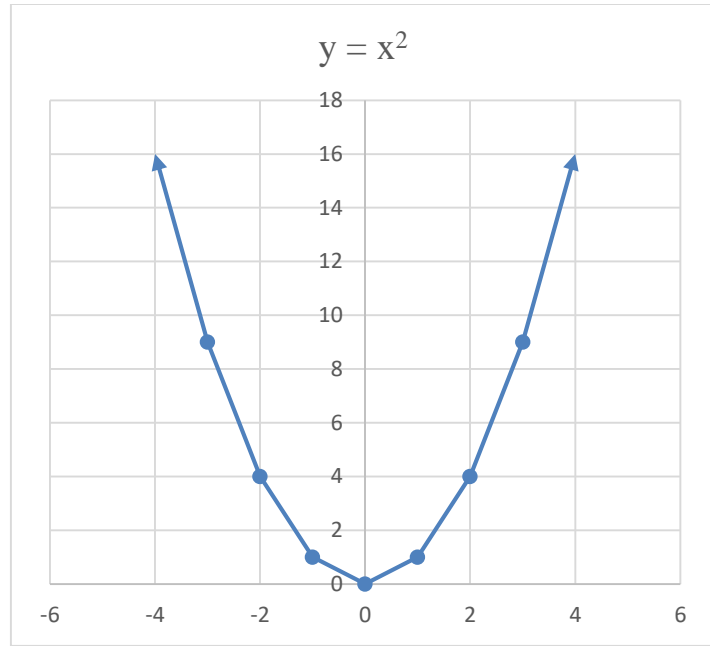
1970 ve 1980'li yıllarda, havacılık mühendisliği ve tabakalı kompozit uygulamalarında gradyan tabanlı matematiksel programlama algoritmaları kullanılmaya başlanmıştır (Venkayya 1971, Khot 1973, Schmit and Fleury 1980, Nshanian and Pappas 1983).

1990'lı yıllarla birlikte bilgisayar alanında önemli gelişmeler yaşanmıştır. Bu gelişmenin bir sonucu olarak amaç fonksiyonları ve kısıtlar daha gerçekçi olarak genişletilmiş ve havacılık hesaplamalarında Taylor serisi, polinom ve enterpolasyon yaklaşımı gibi klasik optimizasyon tekniklerinin uygulanabilirliği artmıştır (Venter *et al.* 1998).

Gradyan tabanlı, Taylor serisi, polinom ve enterpolasyon yaklaşımı kullanılan problemlerde amaç fonksiyonu ve değişken fonksiyonlarının sürekli olması gerekmektedir. Aksi takdirde bir sonraki iterasyon için hız vektörü hesaplanamaz. Kesikli ve sürekli değişkenlerin gösterimi için  $y = x^2$  fonksiyonuna ait grafikler Şekil 3.1'de verilmiştir. Parçalı fonksiyona örnek olarak Denklem 3.1'de verilen parçalı fonksiyona ait grafik Şekil 3.2'de bulunmaktadır (İnt. Kyn.18).



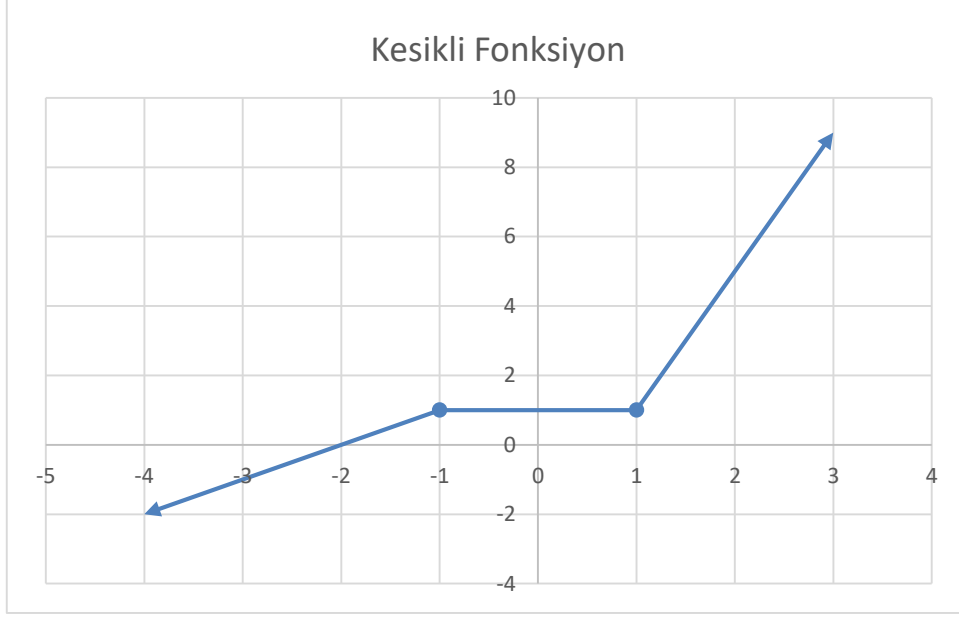
(a)



(b)

Şekil 3.1 Kesikli ve sürekli değişken fonksiyon örneği. (a) Kesikli değişken, (b) Sürekli değişken

$$f(x) = \begin{cases} x + 2; & x \leq -1 \\ 1; & -1 < x < 1 \\ x^2; & x \geq 1 \end{cases} \quad (3.1)$$



**Şekil 3.2** Parçalı fonksiyon örneği.

Bilgisayar performanslarının büyük bir yeteneğe ulaşmasıyla birlikte karmaşık optimizasyon modellerinin stokastik algoritmalarla hesaplanması daha kısa sürelerde gerçekleşmektedir. 1990'lı yılların sonu ve 2000'li yılların başlangıcında GA (Genetik Algoritma) ve PSO (Parçacık Sürüsü Optimizasyonu) gibi stokastik ve sezgisel algoritmalar, analiz ve hesaplamalarda oldukça fazla görülmeye başlanmıştır.

Nagendra vd. (1996), Kodyalam vd. (1996), Muc ve Gurba (2001), Park vd. (2001), Sciuva vd. (2003), Walker and Smith (2003), Lee vd. (2005), Naik vd. (2008), Satheesh vd. (2009), Gyan vd. (2012), Lee vd. (2013) ve Ganguli (2013), kesikli ve/veya sürekli türde çoklu amaç fonksiyonları ve değişkenleri içeren bir modelde en iyi sonucu elde etmek için genetik algoritmayı kullanmışlardır.

En uygun olanın hayatta kalması biyolojik teorisine dayanan GA'dan farklı olarak PSO, böcek ve kuş gibi hayvan sürülerinin sosyobiolojisine dayanmaktadır. Rekabet, GA için başarının en iyi yaklaşımı olmaktadır. PSO ise işbirliği unsurlarının getirdiği avantajlardan yararlanarak kazananı ve parçacıkların gıda arzını (amaç fonksiyonu) izleyerek en iyi sonuçlara ulaşmayı hedeflemektedir (Ganguli 2013). Ayrıca Suresh vd. (2007), PSO' nun daha düşük hesaplama maliyetleri ile en az GA kadar iyi sonuçlar ürettiğini vurgulamışlardır.

PSO ve GA vb. sezgisel ve stokastik algoritmalar, çözüm uzayında geniş arama yapabilmekte ancak olasılıksal tabanlı oldukları için global optimumu garanti edememektedirler. Gradyan tabanlı algoritmalar ise belirli bir güven alanında en iyiye hızlı ve doğru bir şekilde ulaşmaktadır. PSO ve gradyan tabanlı algoritmaların hibrit formunda, PSO geniş arama uzayında parçacıkların ilk koordinatlarını belirlenmektedir. Parçacıkların bir sonraki iterasyondaki konumlarını bulmak için hız vektörü gradyan tabanlı algoritmalar yardımıyla hesaplanmaktadır. Bu şekilde her iki yaklaşımın kuvvetli yanlarından faydalanılması amaçlanmıştır. Hibrit form için sezgisel algoritmanın seçiminde PSO'nun tercih edilmesi, PSO'nun doğasında hız vektörünün yer almasından kaynaklanmaktadır.

### 3.1.1 Gradyan Tabanlı Optimizasyon Algoritmaları

Gradyan tabanlı algoritmalarda optimize edilecek amaç fonksiyonunun sürekli olması gerekmektedir. Bu yöntemde amaç; fonksiyonun gradyanı yönünde birbirini izleyen noktaları üretmektir. Denklem 3.2 ve Denklem 3.3'te bir maksimizasyon fonksiyonuna ait gradyan üzerindeki noktaların belirlenmesine yardımcı olan eşitlikler bulunmaktadır.

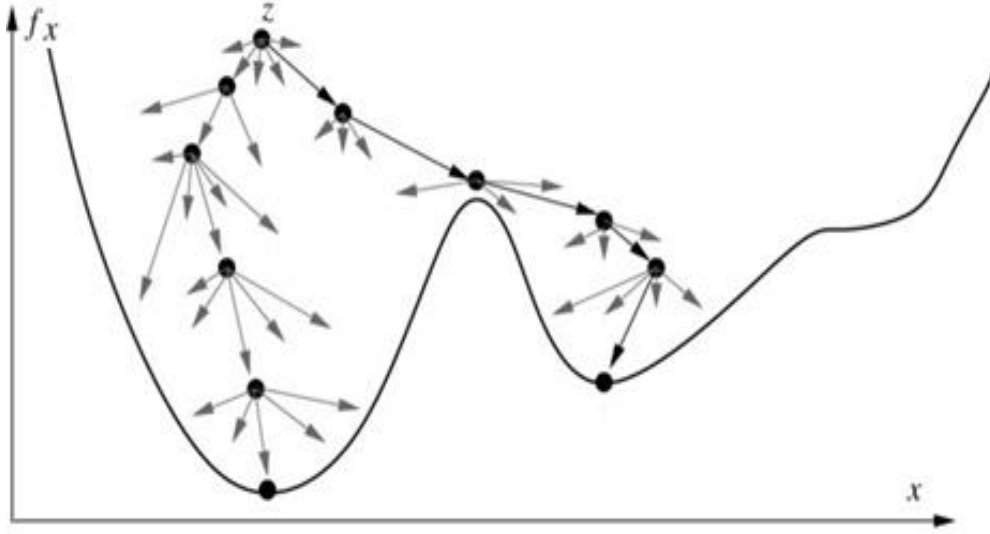
$$X^{k+1} = X^k + r^k \nabla f(X^k) \quad (3.2)$$

Prosedürün başlangıç noktası  $X^0$  olursa  $f(x)$  fonksiyonunun  $k$  noktasındaki gradyanı türev yardımıyla hesaplanır ve  $\nabla f(X^k)$  olarak tanımlanır. Burada  $r^k$  adım büyüklüğünün parametresidir (Taha 2003). Birbirini takip eden iki deneme noktası  $X^k$  ve  $X^{k+1}$  yaklaşık olarak eşit olduğunda prosedür durdurulur.

$$r^k \nabla f(X^k) \cong 0 \quad (3.3)$$

Gradyan tabanlı algoritmalar, sonuca güvenli bölgede hızlı ve doğru bir şekilde ulaşmaktadır. Fakat başlangıç noktasının doğru ve güvenilir alanda olmaması durumunda çözümün lokal optimuma takılma riskini doğurmaktadır. Şekil 3.3'te bir fonksiyona ait global ve lokal optimumlarının gösterimi bulunmaktadır. Ayrıca grafikte  $z$  noktasından başlayan aramanın lokal optimuma yakınsama ve takılma durumu da gösterilmektedir.





**Şekil 3.3**  $f(x)$  fonksiyona ait global ve lokal minimum noktalarının görseli (Stadler and Stadler 2010).

Butyrin vd. (2009), kirişler, levhalar ve zayıflatılmış paneller gibi eğilme yüklerine ve momentlerine maruz kalan kompozit yapılardaki katmanların kalınlığını ve ağırlığını azaltma amacıyla optimizasyon çalışmalarında gradyan tabanlı algoritma kullanmışlardır.

Guo vd. (2011) Kompozit kanat yapıların ağırlığını en aza indirmek için katman kalınlıklarını ve açı oryantasyonlarını gradyan tabanlı optimizasyon algoritmasından yararlanarak optimize etmiştir.

Blasques ve Stolpe (2011), gradyan tabanlı metod uygulayarak rijitliği en üst düzeye çıkarmaya ve aynı zamanda lamine kompozit kirişlerin ağırlığını en aza indirmeye çalışmışlardır.

### 3.1.2 Parçacık Sürüsü Optimizasyonu

Doğadaki canlıların yapıları ve hayatlarını sürdürmedeki içgüdüsel davranışları, biyoloji biliminin konusu olduğu kadar mühendislik biliminin de araştırma alanları arasında yer almaktadır. Mühendisler ve tasarımcılar, doğa olaylarını karmaşık gerçek dünya problemlerini çözmek için bir çerçeve olarak kullanarak bilgisayar ortamında doğayı taklit eden algoritmalar ve simülasyonlar geliştirmektedirler. Tasarım esnasında ileride doğabilecek sorunlar ve maliyet problemleri minimize edilirken ürünün kalitesi ve yapısal özelliklerinin de en uygun olması amaçlanmaktadır.

Biyolojik sürü zekası, merkezi yönetimi ve lideri olmayan bireylerin karmaşık etkileşimleri yoluyla sürülerin kolektif davranışlarını ele alan bir yapay zeka dalıdır. Başka bir deyişle sürü zekası, özerk yapıdaki basit bireyler grubunun kolektif bir zeka geliştirmesidir.

Sürü zekasının en önemli bileşenleri self-organization (kendi kendini organize etme) ve iş bölümüdür. Kendi kendini organize eden bir sistemde, parçacıkların her biri yerel uyarılara tek tek cevap verir ve merkezi bir denetimden kaçınarak küresel bir görevi gerçekleştirmek için birlikte otonom bir hareket sergilerler. Böylece tüm sistem iç ve dış değişikliklere verimli bir şekilde uyum sağlayabilir (Cuevas *et al.* 2013). Sürülerin işbirliğine dair görseller Şekil 3.4 ve Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.4 Birlikte hareket eden balık sürüsü (İnt. Kyn.19).

Parçacık Sürüsü Optimizasyonu, Eberhart and Kennedy (1995) tarafından sürülerin davranışlarından esinlenerek çok değişkenli ve parametrelili optimizasyon problemlerinin çözümü için geliştirilmiş popülasyon tabanlı stokastik bir optimizasyon yöntemidir.



Şekil 3.5 Karınca sürüsü işbirliği (İnt. Kyn.20).

Bloomfield, vd. (2008), kompozit optimizasyon problemi için iki kademeli bir optimizasyon yaklaşımı kullanmıştır; tabaka ağırlığını en aza indirmek için birinci kısımda gradyan optimizasyonu kullanılırken, ikinci kısımda tabaka istif dizilimlerini belirlemek için PSO'yu kullanılmıştır.

Manjunath vd. (2011), PSO kullanarak ağırlığı en aza indirmek için belirli bir tork, hız ve uzunlukta, kompozit milin kompozit tabaka dağılımını optimize etmiştir. Jiang vd. (2012), PSO ile kompozit bir kutu kiriş yapısının ağırlık minimizasyonunu çalışmışlardır. Chen vd. (2013), PSO ile kompozit rüzgar türbini kanadının spar geometrisi yerleşimi ve duvar kalınlığı parametreleriyle optimizasyon çalışması yapmış ve önemli oranda ağırlık tasarrufu sağlamıştır.

Li and Chandrashekhara (2015), türbin pali kompozit yapısına ait katman sayıları, tabaka kalınlığı ve kat yönleri, hasar kriterlerini de göz önünde bulundurarak pal ağırlığını en aza indirmek için PSO'yu kullanarak optimizasyon çalışması yapmışlardır.

Javidrad vd. (2018), düzlemsel kuvvetlere ve eğilme momentlerine maruz kalan tabakalı kompozit malzemelerin istif dizisi ve ağırlık optimizasyonunda, PSO ve benzetilmiş tavlama yöntemlerine dayanan bir hibrit yöntem kullanmıştır. Her bir tabaka grubunun katman kalınlığı ve fiber oryantasyon açısını değişkenler olarak tanımlamıştır. Ayrıca optimizasyon içerisinde kuplaj etkilerini azaltmak ve tabakanın rijitliğini arttırmak da ulaşılmak istenen sonuçlar arasında yer almaktadır.

PSO, en iyileme prosedürünü rasgele çözümler içeren bir popülasyonla başlatır. Her iterasyonda sürü güncellenerek optimum çözüme ulaşmaya çalışılır. PSO'da parçacık olarak adlandırılan olası muhtemel çözümler, sürünün o andaki optimum parçacığını ve kendi en iyi bilgisini izleyerek problem uzayında dolaşırlar. Parçacıklardan biri ya da bir kısmı işini yanlış yapmaya başlasa bile sürü çok geniş olduğundan hatası diğerleri tarafından telafi edilecektir. Bu şekilde sistem sürüye ait kümülatif bilgi sayesinde sürekli iyiye doğru güncellenecektir.

Denklem 3.4 ve Denklem 3.5'te PSO'ya ait iteratif parçacık koordinatı güncelleme formülleri bulunmaktadır.

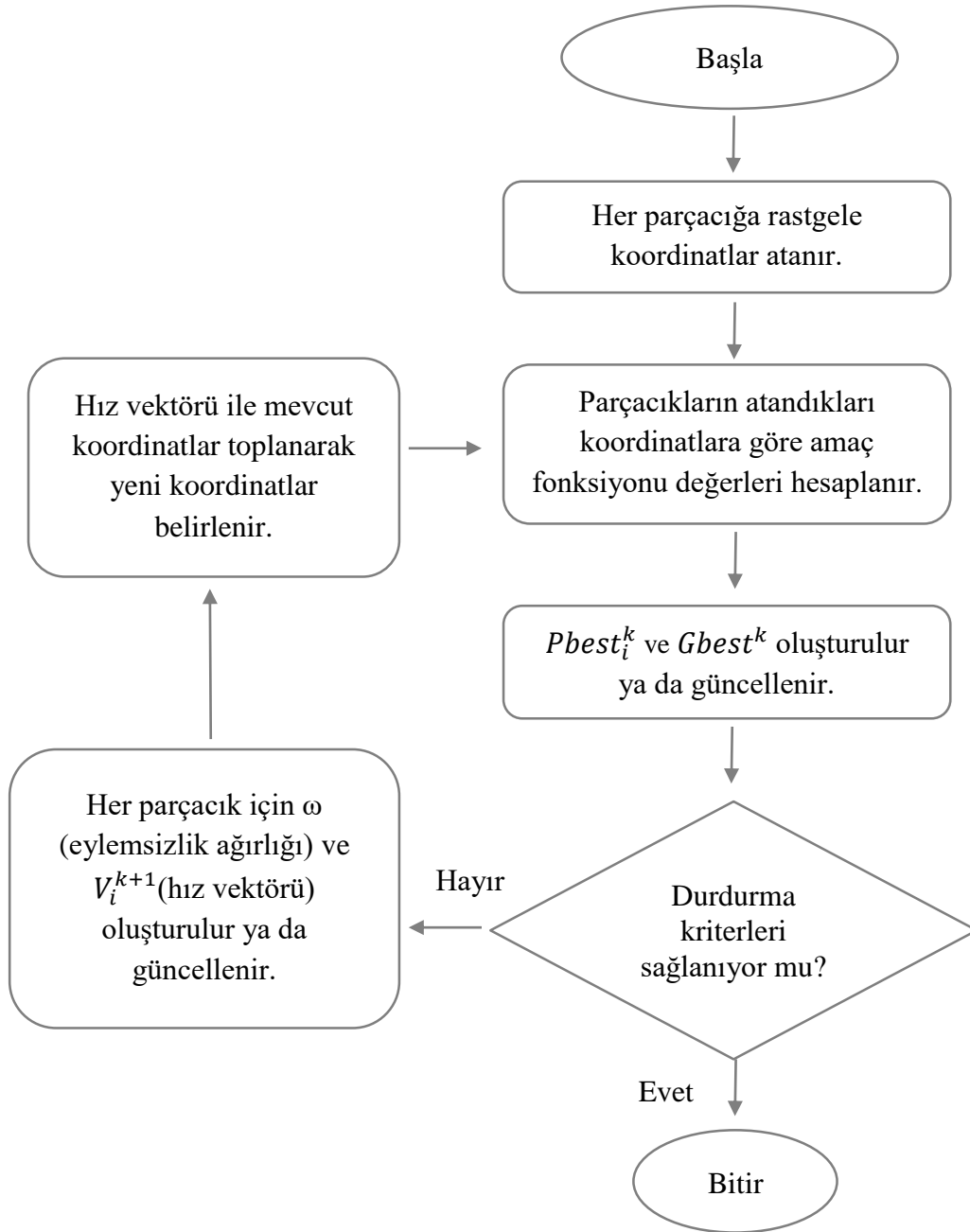
$$X_i^{k+1} = X_i^k + V_i^{k+1} \quad (3.4)$$

$$V_i^{k+1} = \underbrace{\omega V_i^k}_{\text{Atalet (Inertia)}} + \underbrace{c_1 r_1 (Pbest_i^k - X_i^k)}_{\text{Kişisel Etki (Personal Influence)}} + \underbrace{c_2 r_2 (Gbest^k - X_i^k)}_{\text{Sosyal Etki (Social Influence)}} \quad (3.5)$$

$X_i^k$ , çözüm uzayındaki  $i$ . parçacığın,  $k$ . iterasyondaki konumunu ifade etmektedir. Parçacığın bir sonraki iterasyondaki konumu olan  $X_i^{k+1}$  ise mevcut konum ile  $V_i^{k+1}$  hız vektörünün toplanmasıyla elde edilir. Bu vektör, sürü ve parçacığın kümülatif öğrenmesinden beslenmektedir.

Hız vektöründe bulunan  $\omega$  atalet katsayısı ilk iterasyonda 0,9 ve son iterasyonda 0,4 olacak şekilde güncellenmektedir.  $c_1$  ve  $c_2$  katsayısının değeri 0,8 olarak alınmaktadır (Kaveh and Talatahari 2009). Katsayının 0,9'dan başlayarak iterasyon ilerledikçe azalması, optimum nokta etrafındaki adım genişliğinin daraltılarak istenen sonuca daha hızlı ulaşılmasını sağlamaktadır.

$r_1$  ve  $r_2$  katsayıları 0 ile 1 arasında random olarak üretilen rasyonel sayılardır.  $\omega$ ,  $r_1$  ve  $r_2$ 'nin değerlerinin her iterasyonda farklı çarpan katsayılarına dönüşmesi arama uzayında olasılıksal olarak daha fazla yeri taramasını sağlamaktadır.  $Pbest_i^k$  ise  $i$ . parçacığın  $k$ . iterasyon da dahil olmak üzere o ana kadar sağlamış olduğu en iyi bireysel öğrenmedir.  $Gbest^k$ ,  $k$ . iterasyon da dahil olmak üzere o ana kadar ulaşılan sürünün en iyi öğrenmesidir. Şekil 3.6'da PSO algoritması akış şeması verilmiştir.



Şekil 3.6 PSO algoritması akış şeması.

### 3.1.3 Hibrit Algoritma

Lamine kompozit malzemelerin tasarımı için optimizasyon yaklaşımları genellikle deterministik ve stokastik olarak iki kategoriye ayrılır. Gradyan tabanlı optimizasyon yöntemleri olarak da adlandırılan deterministik optimizasyon yaklaşımları, genellikle pratik problemlerin çoğunda karşılanmayan amaç fonksiyonu ve kısıtların sürekliliği gibi önkoşulları gerektirir (Javidrad *et al.* 2018).

Deterministik algoritmalarda rastgelelik ve olasılık bileşenleri bulunmamaktadır. Bunun aksine stokastik yaklaşımlar olasılık ve rastgelelik içermektedir. Deterministik sistemlerde olasılık ve rastgele değerler içeren çarpanların olmaması güvenli alanda doğru sonuç üretme kararlılığını sağlamaktadır. Ancak güvenli olmayan alanda lokal optimuma takılma riski bulunmaktadır. Stokastik sistemler ise olasılık ve rastgelelik sayesinde arama uzayında geniş arama yapma şansına sahiptir. Ancak global optimumu garantilememektedirler.

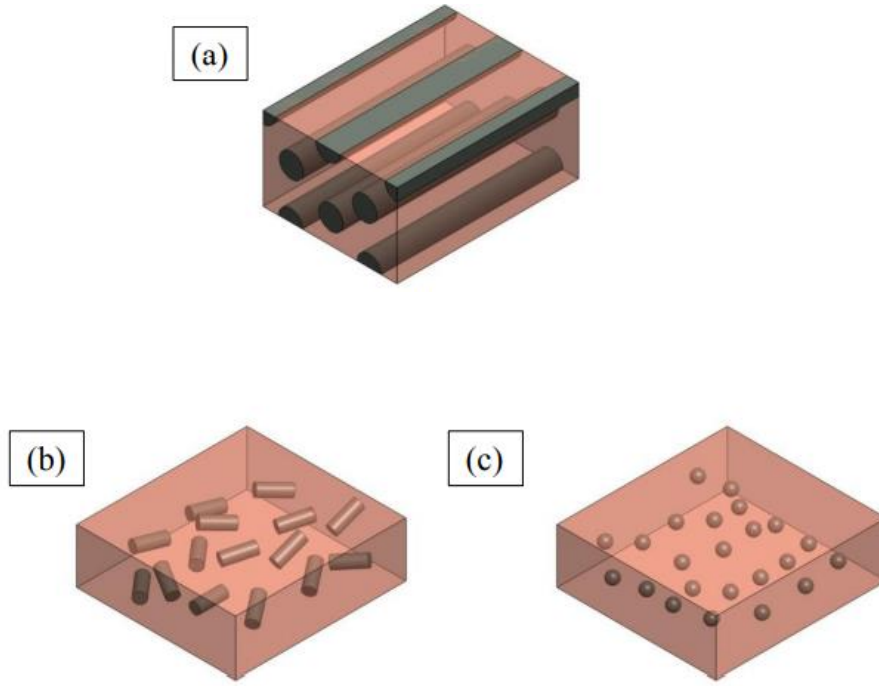
MATLAB, PSO ile gradyan tabanlı algoritmanın (*fmincon*) hibrit halini optimizasyon çözüm aracı olarak vermektedir. Tezin kesit analizi kısmında hibrit form ve *fmincon* kıyaslanmış, kuplajlar için literatürde sunulan açığı dağılımının *fmincon*'la hesaplandığı ve çözümün lokal optimumda takılı kaldığı gözlemlenmiştir.

Bu yüzden bu tezin aerodinamik analiz optimizasyon kısmında da deterministik ve stokastik iki yaklaşımın hibrit formu tercih edilmiştir.

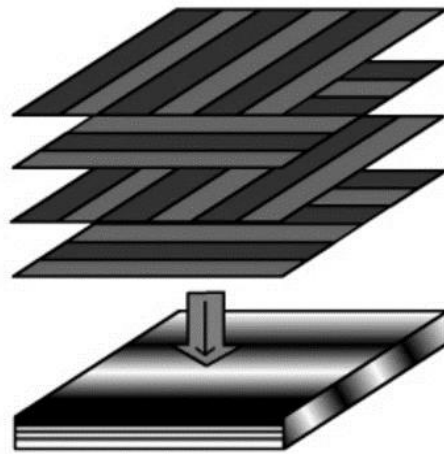
### 3.2 Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemeler, bileşenlerin kendi özelliklerinden daha üstün özellikler kazanmak üzere bir araya getirilen en az iki malzemedен oluşmaktadır. Pratikte, kompozit malzemeler genellikle matris veya bağlayıcı olarak bilinen yumuşak bir bileşen ve kompozitin genel sertliğini arttıran bir takviye malzemesinden oluşur (Lopez Jimenez 2011).

Kompozit malzemelerde kullanılan takviye malzemelerinin yerleşimine ait görsel Şekil 3.7’de verilmiştir. Bu tezde titreşim optimizasyonu yapılan rotor pali sürekli fiberlerden meydana gelen tabakalı kompozitten oluşmaktadır. Şekil 3.8’de tabakalı kompozit fiber dağılımı verilmiştir. Bu tezin optimizasyon modelinde tabakalardaki fiber açıları, tasarım değişkenleri arasında yer almaktadır.



**Şekil 3.7** Kompozit takviye malzemeleri. (a) Sürekli fiberler (b) Süreksiz, kırılmış fiberler (c) Parçacık takviye elemanları (Azina 2017).



**Şekil 3.8** Tabakalı kompozit (İnt. Kyn.21).

Kompozit malzemelerin tarihçesi incelendiğinde 1930 ve 1940'lı yıllarda cam takviyeli kompozitlerin endüstriyel anlamda kullanımının başladığı görülmektedir. II. Dünya Savaşı'nın sonunda, cam elyaf takviyeli plastikler filament roket motorlarında başarılı bir şekilde kullanılmış ve çeşitli diğer prototip yapısal uçak uygulamalarında yer almıştır. 1961 yılında, ilk karbon fiber patentlenmiş ve birkaç yıl sonra ticari olarak piyasaya sürülmüştür. 1970 ve 1980'lerde kompozit malzemeler, havacılık, otomotiv, spor malzemeleri gibi farklı alanlardaki uygulamalarda geniş bir pazar bulmuştur. 1990'lı yıllarda ise imalat, inşaat, elektrik ve ulaşım endüstrilerinde epoksi veya polye ester matristen oluşan termoset kompozitler, metal ve işlenmiş termoplastikler gibi geleneksel malzemelere uygun maliyetli bir alternatif haline gelmiştir (Miracle and Donaldson 2001, İnt. Kyn.22, 23).

Kompozit malzemeler, yüksek mukavemet/ağırlık oranından dolayı çeşitli endüstrilerde giderek daha fazla kullanılmaktadır. Tabaka oryantasyonları, tabaka sayısı, istif dizisi, fiber ve matris malzemesi ve tabakaların kalınlığı optimizasyon problemlerinde tasarım değişkenleri olarak işlev görebilecek etkili parametrelere örnektir. Çoğu çalışmada; tasarım değişkenleri olarak, fiber oryantasyon açıları ve katmanların kalınlığı kabul edilmiştir (Nikbakt *et al.* 2018).

### **3.2.1 Kompozit Tabaka Açıları Dağılımı**

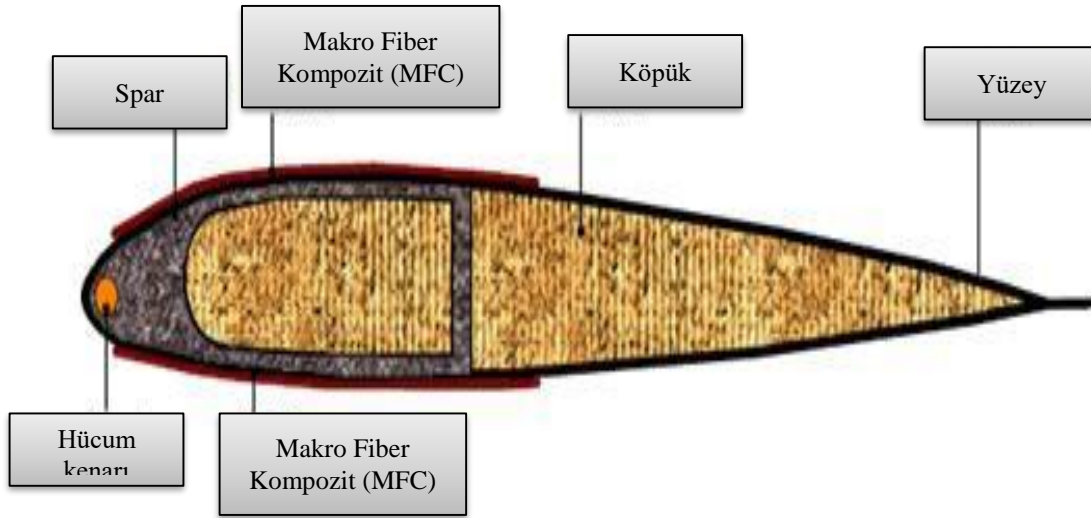
Kompozit rotor pallerinin metal pallere kıyasla daha iyi yorulma ömrüne sahip olması ve hafifliği sebebiyle helikopter endüstrisinde geniş kabul görmüştür. Ayrıca kompozit pallerin üretim süreçleri, tasarımcılara kanat profili geometrilerinin her üç ekseninde de değişiklik yapma özgürlüğü sağlamaktadır (Friedmann *et al.* 1992).

Mansfield and Sobey (1979), eğilme (bending), burulma (torsion) ve uzama (extension) kuplajlarına maruz kalan bir fiber kompozit tüpün rijitlik özelliklerini geliştirerek bu konuyla ilgili ilk denemeyi yapmıştır. Fakat pal kesitine gelen kesme deformasyonlarını modele dahil etmemiştir. Bu model, kompozit rotor kanat aeroelastik analizi için çok ilkel olarak değerlendirilmektedir. Rehfield (1985), bu yaklaşıma pal kesitine gelen kesme deformasyonlarını eklemiştir (Yuan and Friedmann 1995). Bu tezde kullanılan



Timoshenko rijitlik matrisinde tüm kuplajlara dair değerler bulunmaktadır.

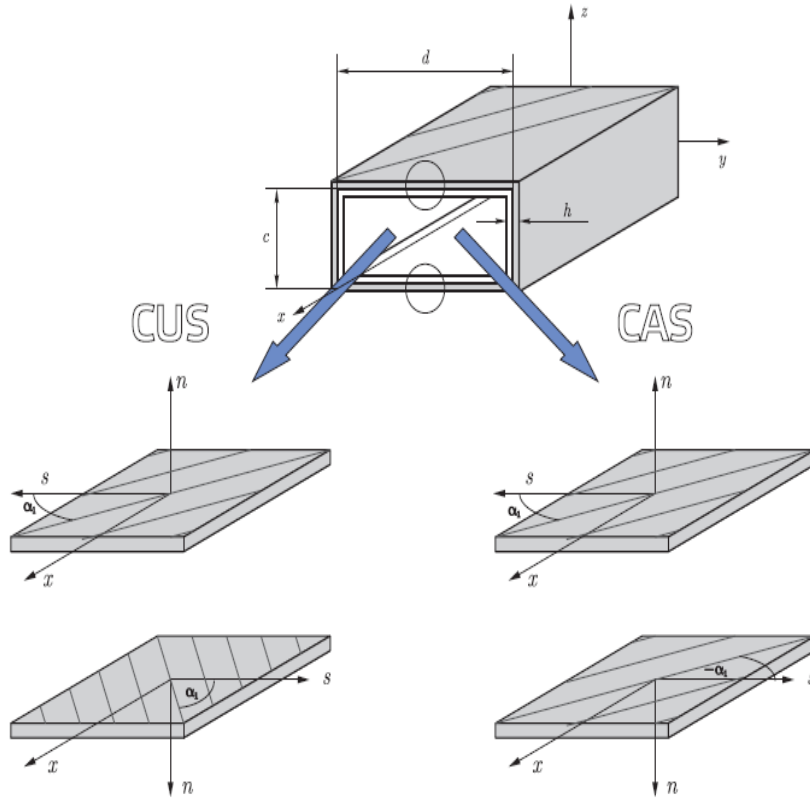
Helikopter rotor pali içerisinde ana yük taşıyıcı olan ve kompozit malzemeden oluşan spar kısmı kutu kiriş veya D-spar formundadır. Şekil 3.9’da rotor pali kesitine ait görsel verilmiştir.



Şekil 3.9 Rotor pali kesiti (Kovalovs *et al.* 2007).

Spar gibi ince cidarlı ve tabakalı kompozitten oluşan kirişlerde açısız konfigürasyon, açılarının yerleşimine göre tekdüze rijitlik dağılımı (CUS-Circumferentially Uniform Stiffness) veya asimetrik rijitlik dağılımı (CAS-Circumferentially Asymmetric Stiffness) şeklinde olmaktadır (Smith and Chopra 1990, Berdichevsky *et al.* 1992, Lentz *et al.* 1996, Song *et al.* 2001, Chun *et al.* 2006, Beshay *et al.* 2015, Fu *et al.* 2015). Şekil 3.10’da rotor pallerinin yapısal kompozit tasarımında karşılaşılan CUS ve CAS tabaka açı konfigürasyonları verilmektedir.

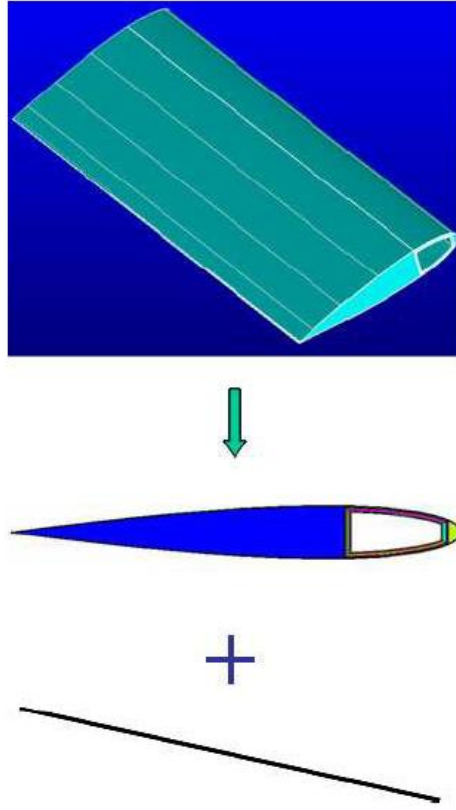
Bu tezin optimizasyon modelinde değişkenler içerisinde açı dağılımları da yer almaktadır. Performans artırımı için seçilen UH-60 helikopter rotor pali spar geometrisine ait kompozit açıları CUS konfigürasyonuna uygun şekilde tasarlanmıştır. Fakat optimizasyon modeli içerisinde bu açılar serbest bırakılmış ve CUS ile CAS dağılımından farklı bir açı tasarımı yapılmıştır.



**Şekil 3.10** Yapısal kompozit tasarımında sıklıkla karşılaşılan tabaka açılı konfigürasyonları (Warminski *et al.* 2014).

### 3.3 Kesit Analizi

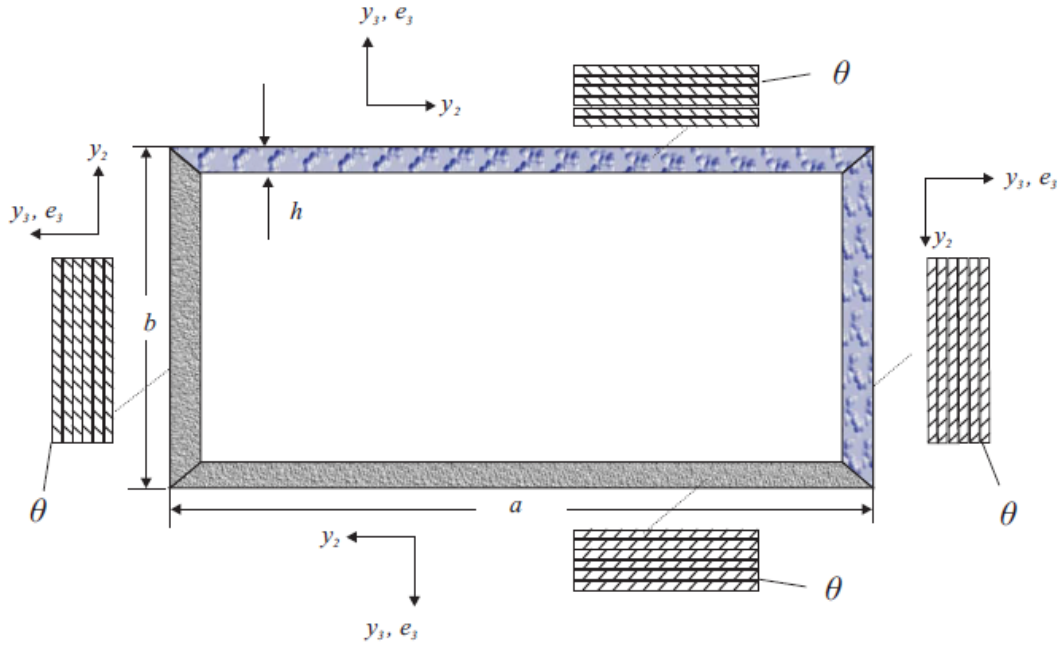
Berdickevsky (1979), kiriş benzeri yapılar için üç boyutlu (3D) doğrusal olmayan elastiklik analizini, doğrusal iki boyutlu (2D) kesit analizi ve doğrusal olmayan bir boyutlu (1D) kiriş analizi olarak ele alınabileceğini kanıtlayan bir varyasyonel asimptotik yöntem (VAM-Variational Asymptotic Method) geliştirmiştir. Şekil 3.11’de üç boyutlu palin iki boyutlu ve bir boyutlu temsili ifadesi verilmiştir.



**Şekil 3.11** Üç boyutlu palin iki boyutlu ve bir boyutlu olarak ifadesi (Li 2008).

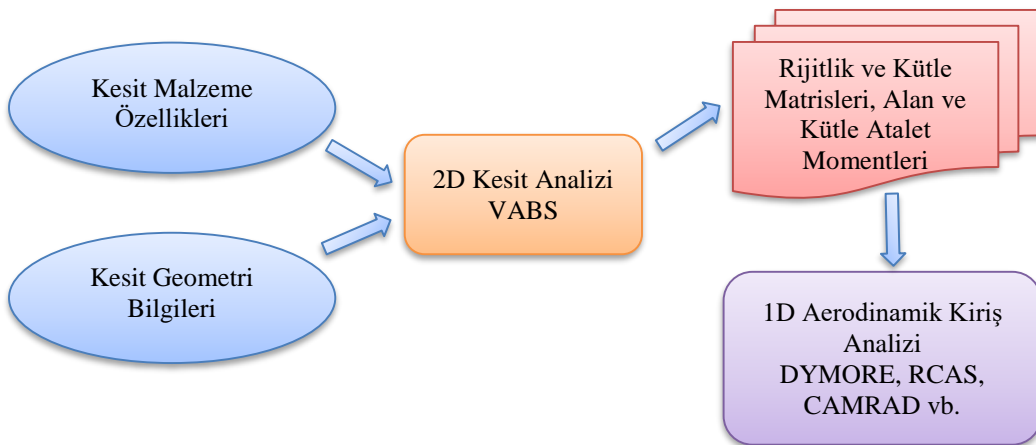
Tabakalı kompozit malzemelerden yapılmış ince duvarlı kirişlerin 2D analizleri, analitik olarak yapılabilmekte ve rijitlik ile kütle matrisleri hesaplanabilmektedir. Bu matrisler; kesit geometrisi, malzeme özellikleri, kiriş boyunca burulma ve eğilme eğriliği dağılımlarına bağlıdır. Kesit analiz için kesit geometrisi ayrıntıları, malzemelerin elastik sabitleri ve malzeme yoğunlukları gerekmektedir. Asimptotik analiz, ince duvarlı geometrilere sahip kirişler için iyi sonuçlar vermektedir. Karmaşık kesitler için bir VAM uygulaması olan VABS (Variational Asymptotic Beam Sectional), 2D sonlu elemanlar metodu yaklaşımı da içermektedir (Ghorashi 2016). Şekil 3.12’de tabakalı kompozitten oluşan ince cidarlı bir kutu kirişin VABS için modellenmiş hali bulunmaktadır.

VABS, 2D kesit analizi sonuçları 1D doğrusal olmayan kiriş analizi programlarının girdileri olmaktadır. Bu şekilde 3D analizlerden daha kısa zaman ve daha az maliyetle benzer sonuçlara ulaşılmaktadır.



Şekil 3.12 VABS'ta ince cidarlı bir kutu kirişin tabakalı kompozit gösterimi (Yu 2013).

VABS, homojen olmayan anizotropik kiriş kesitleri için gerinim enerjisinden faydalanarak 6x6 Timoshenko rijitlik matrisini vermektedir. Bunun yanı sıra kesite ait 6x6 kütle matrisi, birim uzunluktaki kütle miktarı, alan ve kütle atalet momentleri de program çıktıları içerisinde yer almaktadır. Aynı zamanda bu çıktılar DYMORE, RCAS ve CAMRAD gibi 1D doğrusal olmayan kiriş analizi programlarının girdileridir. Şekil 3.13'de varyasyonel asimptotik yöntem akış şeması verilmektedir.



Şekil 3.13 VAM akış diyagramı.

VABS girdi dosyası oluşturulurken kesiti oluşturan her malzeme için ihtiyaç duyulan bilgiler aşağıda verilmiştir;

- Kesit geometrisine ait mesh (düğüm) bilgisi
- Düğümlerden meydana gelen elemanların elyaf açıları
- Üç eksendeki elastisite modülleri ( $E_1, E_2, E_3$ )
- Üç eksendeki kayma modülleri ( $G_{12}, G_{13}, G_{23}$ )
- Üç eksendeki Poisson's oranları ( $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ )
- Yoğunluk ( $\rho$ )

Genelleştirilmiş Timoshenko kiriş modeli Denklem 3.6'da verilmektedir. Denklem 3.6'da yer alan [S] matrisi 6x6 Timoshenko rijitlik matrisidir.  $F_1, F_2$  ve  $F_3$  üç eksende uygulanan kuvvetleri ifade etmektedir. Aynı şekilde  $M_1, M_2$  ve  $M_3$  üç eksendeki momentlere karşılık gelmektedir.  $\gamma_{11}$  uzama gerinmesi,  $\gamma_{12}$  ve  $\gamma_{13}$  ise enine kayma gerinmeleridir.  $K_1$  burulma gerinmesi,  $K_2$  ve  $K_3$  ise eğilme gerinmeleridir.

$$\begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{11} \\ 2\gamma_{12} \\ 2\gamma_{13} \\ K_1 \\ K_2 \\ K_3 \end{Bmatrix} \quad (3.6)$$

Denklem 3.6'da yer alan [S] matrisinin birinci satır-sütunu uzama katsayılarını, ikinci ve üçüncü satır-sütun kayma katsayılarını, dördüncü satır-sütun ise burulma katsayılarını vermektedir. Klasik kiriş rijitlik matrisinden farklı olarak 6x6 Timoshenko stiffness matrisi eğilme katsayılarını da içermektedir, beşinci ve altıncı satır-sütun bu katsayıları ifade etmektedir.

VABS çıktıları arasında yer alan kütle matrisi Denklem 3.7'de verilmektedir. Denklem 3.7'de yer alan  $\mu$  birim uzunluktaki kütleyi,  $x_{m2}$  ve  $x_{m3}$  kütle merkezinin yerleşimini,  $i_{22}$  ve  $i_{33}$  kütle atalet momentlerini,  $i_{23}$  ise alan atalet momentine karşılık gelmektedir.

$$\begin{bmatrix} \mu & 0 & 0 & 0 & \mu x_{m3} & -\mu x_{m2} \\ 0 & \mu & 0 & -\mu x_{m3} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mu & \mu x_{m2} & 0 & 0 \\ 0 & -\mu x_{m3} & \mu x_{m2} & i_{22} + i_{33} & 0 & 0 \\ \mu x_{m3} & 0 & 0 & 0 & i_{22} & i_{23} \\ -\mu x_{m2} & 0 & 0 & 0 & i_{23} & i_{33} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

### 3.4 Aerodinamik Analiz

VABS'ın üretmiş olduğu doğrusal 2D kesit analizi sonuçlarını, DYMORE gibi doğrusal olmayan 1D kiriş analiz programlarına girdi olarak kullanılarak 3D doğrusal olmayan elastiklik analizi sonuçlarına ulaşılması Berdickevsky (1979)'nin VAM teorisi sayesinde mümkün olmaktadır.

DYMORE, rijit ve elastik eklemler, rijit cisimler ve kirişler, kabuklar ve tabakalar gibi doğrusal olmayan elastik cisimlerin modellenmesinde kullanılmaktadır. DYMORE'un bu güçlü çoklu modelleme kabiliyeti, karmaşık rotor sistemlerini özenle temsil etmekte çok etkilidir.

Kesit analizi, kesit geometrisinin ayrıntılarını, malzeme elastik sabitlerini ve malzeme yoğunluklarını gerektirir. Kesit analizinin sonuçları ve DYMORE'un sahip olduğu kaldırma hattı teorisi ile helikopter rotorunun belirli hava şartlarında dönmesi sonucunda paldeki aerodinamik sonuçlara ulaşılmaktadır (Park *et al.* 2011).

Park vd. (2011), analizlerini VABS ve DYMORE programları ile yaparak şekil hafızalı alaşım kompozitin tasarım optimizasyonunu yapmışlardır. Çalışmalarındaki optimum tasarım problemi, bir dizi tasarım kısıtlamasını yerine getirirken değişken bükümlü palin büküm hareketini maksimize eden enine kesit iç yerleşimini bulmaya çalışmaktadır.

Helikopter rotor pallerine benzer prensipte üretilen rüzgar gülleri palleri için de enerji alımını iyileştirmek ve rüzgar enerjisi maliyetini düşürmek için optimizasyon çalışmaları yapılmaktadır. Roth-Johnson vd. (2014), rüzgar güllerinin yapısal analizini VABS ve DYMORE ile yapmışlardır.

Kumar (2013), indirgenmiş titreşim formülünü amaç fonksiyonu olarak kullanarak  $F_{4z}$ 'yi minimize etmiş ve analiz kısmında VABS ve DYMORE'u kullanmıştır. Kovalovs vd. (2017), helikopter rotor pali için ses ve aktif twist titreşim azaltma yöntemlerini amaç fonksiyonu olarak kullanarak optimizasyon çalışmalarındaki analizlerde VABS ve DYMORE'dan yararlanmışlardır.

Bu tezde helikopter rotor pali performans optimizasyonu çalışmasında titreşim minimizasyonu yapılmıştır. Titreşim minimizasyonunda literatür çalışması sonucunda 2D kesit analizi için VABS ve 1D giriş analizi için ise DYROME programının kullanımı tercih edilmiştir. Optimizasyon amaç fonksiyonunda pasif kontrol yöntemlerinden indirgenmiş titreşim formülü kullanılmaktadır. Modelde kısıtlar olarak otorotasyon, Tsai-Hill hasar kriteri ve frekans yerleştirme sınırlamaları yer almaktadır.

Friedmann (1991), indirgenmiş titreşim formülünü amaç fonksiyonu olarak kullanmıştır. Optimizasyon modelinde frekans yerleşimi, aeroelastik kararlılık ve geometri sınırlandırmaları bulunmaktadır.

Lim and Chopra (1991), Ganguli and Chopra (1992), Friedmann vd.(1992), Ganguli and Chopra (1994), Glaz vd. (2008b), frekans yerleşimi ve aeroelastik kararlılık kısıtlamalarına insan hayatı için temel kritik kısıtlaması olan otorotasyonel kısıtlamasını eklemişlerdir. Otorotasyon ile motor veya kuyruk rotorunda teknik bir arıza meydana geldiğinde, serbest dönme ünitesi motoru ana rotordan ayırarak ana rotora serbestçe dönme izni verir ve helikopter güvenli bir şekilde yere inebilir.

2000'li yıllardan bu yana, alanda Tsai-Hill, von Mises gibi maksimum gerilme ve hasar mekanizmasına dayalı (FMB- failure mechanism based) farklı hasar ölçütlerinin kullanımı gözlemlenmiştir (Glaz *et al.* 2007, Glaz *et al.* 2008a, Glaz *et al.* 2009, Satheesh *et al.* 2009). Bu tezde Tsai-Hill hasar kriteri kullanılmıştır.

### 3.4.1 Otorotasyon

Otorotasyon, helikopter motoru ya da aktarma organlarında meydana gelen arıza durumlarında kullanılan özel bir manevradır. Kararlı otorotasyonda, helikopter sabit inen hızda kaymaktadır. Potansiyel enerji, irtifa inerken azalmakta ve kinetik enerjiye dönüşmektedir, böylece rotoru hareket ettirmektedir (Jingze 2011). Denklem 3.8’de verilen otorotasyon eşitliğinde  $J_0$  ve  $J_P$  ifadesi sırasıyla başlangıç ve iterasyondaki kütle polar atalet momentine karşılık gelmektedir.

$$1 - \frac{J_P}{0,9 J_{P0}} \leq 0 \quad (3.8)$$

VABS, Timoshenko rijitlik matrisinin yanı sıra klasik 4 x 4 rijitlik matrisini de üretmektedir. Denklem 3.9’da verilen klasik rijitlik matrisinin K[2,2] hücresi  $GJ$ ’yi ifade etmektedir.  $GJ$  ifadesindeki kayma gerilmeleri ( $G$ ) değeri malzemeye ait bir özellik olduğundan optimizasyon başlangıcında ve iterasyonlarda değişkenlik arz etmemektedir. Bu yüzden otorotasyon kısıtı hesaplamalarında iterasyondaki ( $J_P$ ) ve başlangıç ( $J_{P0}$ ) polar atalet momenti oranlamalarında klasik rijitlik matrisinin iterasyondaki ve başlangıç K[2,2] hücre değerlerinin oranlaması kullanılmıştır.

$$K = \begin{bmatrix} EA & 0 & S_3 & -S_2 \\ 0 & GJ & 0 & 0 \\ S_3 & 0 & EI_2 & -EI_{23} \\ -S_2 & 0 & -EI_{23} & EI_3 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Burada,  $S_\alpha = \langle Ex_\alpha \rangle$  ve  $EI_{23} = \langle Ex_2x_3 \rangle$  şeklindedir.

### 3.4.2 Tsai-Hill Hasar Kriteri

Tabakalardan oluşan kompozit yapılar için kullanılan hasar kriterleri, kompozitin kopma mukavemetini tahmin edebilme yetenekleri bakımından değerlendirilmektedir.



Bu tezde, tabakalı kompozit yapıların analizlerinde kullanılan Tsai-Hill hasar kriteri kullanılmıştır. Denklem 3.10'da verilen eşitlik fiber hasar durumuyla ilgili bilgi vermektedir. X, fiberler doğrultusunda çekme-basma mukavemetini temsil eder.  $\sigma_{11}$ , fiberler doğrultusundaki gerilimdir.

Denklem 3.11, tabakadaki fiberlere 90 derece açıda olan enine doğrultudaki çekme ve basma ile ilgili hasar eşitliğidir. Y, 90° enine doğrultuda çekme ve basma mukavemeti,  $\sigma_{22}$  ise fiberlerle aynı düzlemde ancak 90° enine gelen gerilimdir. Denklem 3.12'deki eşitlik ise fiberlerin bulunduğu düzleme dik gelen kayma hasarı ile ilgili formülasyondur.  $\tau_{12}$ , tabaka düzlemine dikey gelen kayma gerilmesini ifade eder. S, tabaka düzlemine dik olan kayma mukavemetidir.

Tsai-Hill hasar kriteri bu üç eşitlikten oluşmaktadır. Denklem 3.13'te Tsai-Hill hasar kriteri formülasyonu verilmiştir.

$$\frac{\sigma_{11}}{X} \quad (3.10)$$

$$\frac{\sigma_{22}}{Y} \quad (3.11)$$

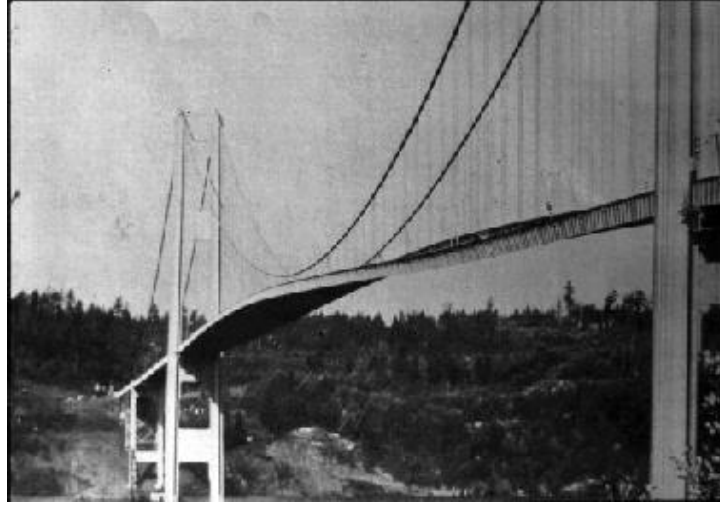
$$\frac{\tau_{12}}{S} \quad (3.12)$$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)\left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1 \quad (3.13)$$

Optimizasyonun her iterasyonunda kesit analizi sonrası VABS'ın ürettiği rijitlik ve kütle matrisi ile DYMORE'da rotor başındaki kuvvet ve momentler hesaplanmaktadır. VABS'a daha önce girilen malzeme ve geometri mesh bilgilerine ek olarak rotor başındaki kuvvet ve momentler de girilip VABS tekrar çalıştırıldığında düğüm noktalarındaki gerilim değerlerine ulaşılmaktadır. Yazılan kod sayesinde tüm düğüm noktaları incelenmekte ve en yüksek gerilim değeri olan düğüme ait Tsai-Hill hasar kriteri hesaplanmaktadır.

### 3.4.3 Frekans Yerleştirme

Dış kuvvetlerin etkisi altında sistem zorlama frekansına maruz kalır. Zorlama frekansı ile sistemin doğal frekansı eşit olması ya da bir başka ifadeyle bir cismin doğal frekansıyla çakışan bir frekans ile uyarılmasında rezonans durumu ortaya çıkar. Rezonans gerçekleştiğinde titreşim genliği matematiksel olarak sonsuza gider ve sistem fiziksel olarak buyuk zarar görür (İnt. Kyn. 24). şekil 3.14, şekil 3.15 ve şekil 3.16'da 1940 yılında rezonans sebebiyle yıkılan Tacoma Köprüsü görselleri bulunmaktadır.



şekil 3.14 Tacoma köprüsünün rezonansa girmesi-1 (İnt. Kyn. 25).



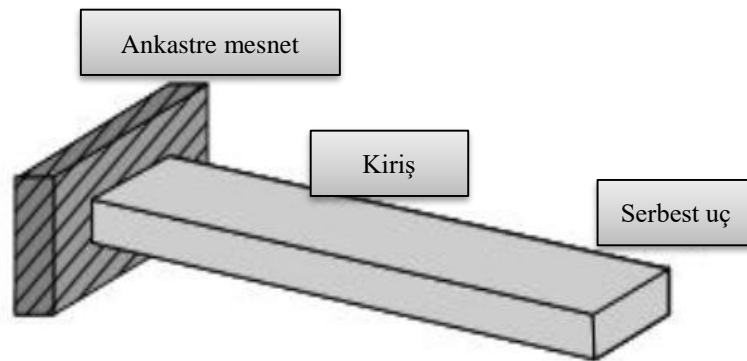
şekil 3.15 Tacoma köprüsünün rezonansa girmesi-2 (İnt. Kyn. 26).



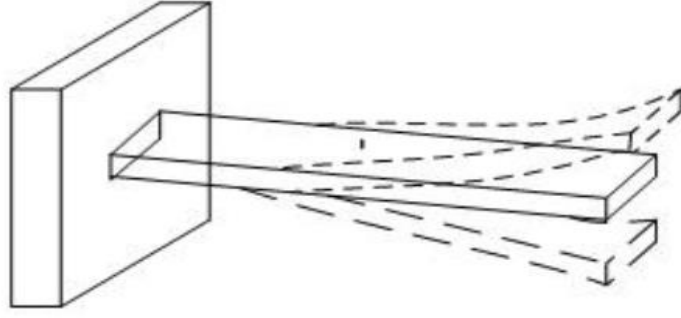
Şekil 3.16 Tacoma köprüsünün yıkılması (İnt. Kyn. 27).

Rezonansın fiziksel sistemlere bu denli zarar vermesi üzerine optimizasyon tasarım kısıtları arasına rezonans-doğal frekans kısıtı da dahil edilmiştir. Helikopter rotor palinin başlangıçtaki ilk üç moddaki doğal frekansları ve iterasyondaki doğal frekansları karşılaştırılmış ve çakışma varsa o iterasyon tasarım dışında bırakılmıştır.

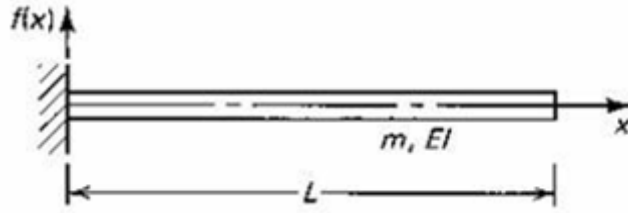
Optimizasyon modelinde helikopter rotor pali, doğal frekans ve mod hesaplamalarında ankastre kiriş gibi modellenmiştir. Şekil 3.17’de ankastre kiriş ve Şekil 3.18’de ankastre kirişin serbest titreşimi verilmiştir. Şekil 3.19’da ankastre kirişin doğal frekans modlarının görselleri verilmiştir.



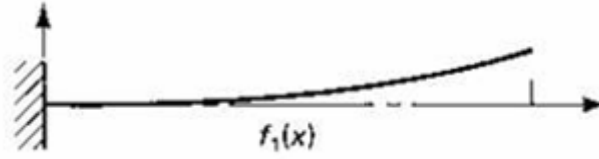
Şekil 3.17 Ankastre kiriş (İnt. Kyn.28).



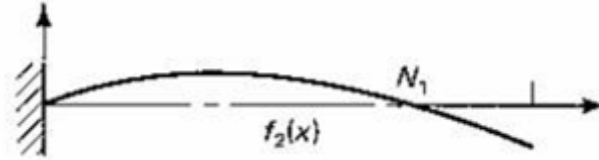
Şekil 3.18 Ankastre kiriş serbest titreşimi (İnt. Kyn. 28).



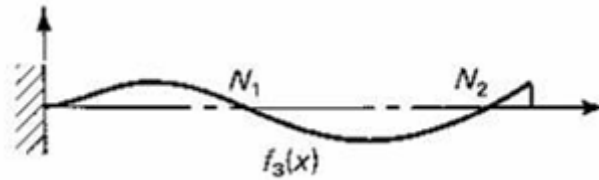
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 3.19 Ankastre kirişin başlangıç ve ilk üç moddaki doğal frekansı (a) Başlangıç (b) Birinci mod frekansı (c) İkinci mod frekansı (d) Üçüncü mod frekansı (İnt. Kyn. 28).

İlk üç moddaki frekansın hesaplanması için malzemeye ait elastisite modülü, alan atalet momenti, kiriş uzunluğu ve kütlenin bilinmesi gerekmektedir. Denklem 3.14'te verilen formülasyon n. moddaki doğal frekans değerini hesaplamak için kullanılmaktadır. Denklem 3.15'te verilen eşitlik üçüncü ve ileriki modlardaki kullanım için  $\alpha_n$  çarpanının değerini üretmektedir. Denklem 3.16'da ilk modun, Denklem 3.17'de ikinci modun ve Denklem 3.18'de üçüncü modun hesaplanması için kullanılan eşitlikler verilmiştir.

$$\omega_1 = (\alpha_n)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (3.14)$$

$$n \geq 3 \text{ ise } \alpha_n = \frac{(2n - 1)\pi}{2} \quad (3.15)$$

$$\omega_1 = (1,875)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (3.16)$$

$$\omega_1 = (4,694)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (3.17)$$

$$\omega_1 = (7,855)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}} \quad (3.18)$$

Optimizasyon modelinde başlangıçta her hangi bir yükleme olmaksızın kirişin kendi ağırlığı ile kirişine ait ilk üç doğal frekans modu hesaplanmıştır. DYMORE her iterasyonda palin uç kısmına ve rotora bağlandığı yere ait kuvvet ve moment değerlerini üretmektedir. Palin aşağı-yukarı (flap) hareketi rezonansa girme riskini tetiklediği için DYMORE'un verdiği flap kuvvetleri tüm kiriş doğrultusunda yayılı yüke çevrilmiş ve oradan da kiriş ağırlığına ilave edilerek yeni  $m$  değerine ulaşılmıştır. Yeni  $m$  değeri ile tekrar üç modda doğal frekanslar hesaplanmış ve çakışma olması durumunda iterasyon sonlandırılmıştır.

## 4. BULGULAR

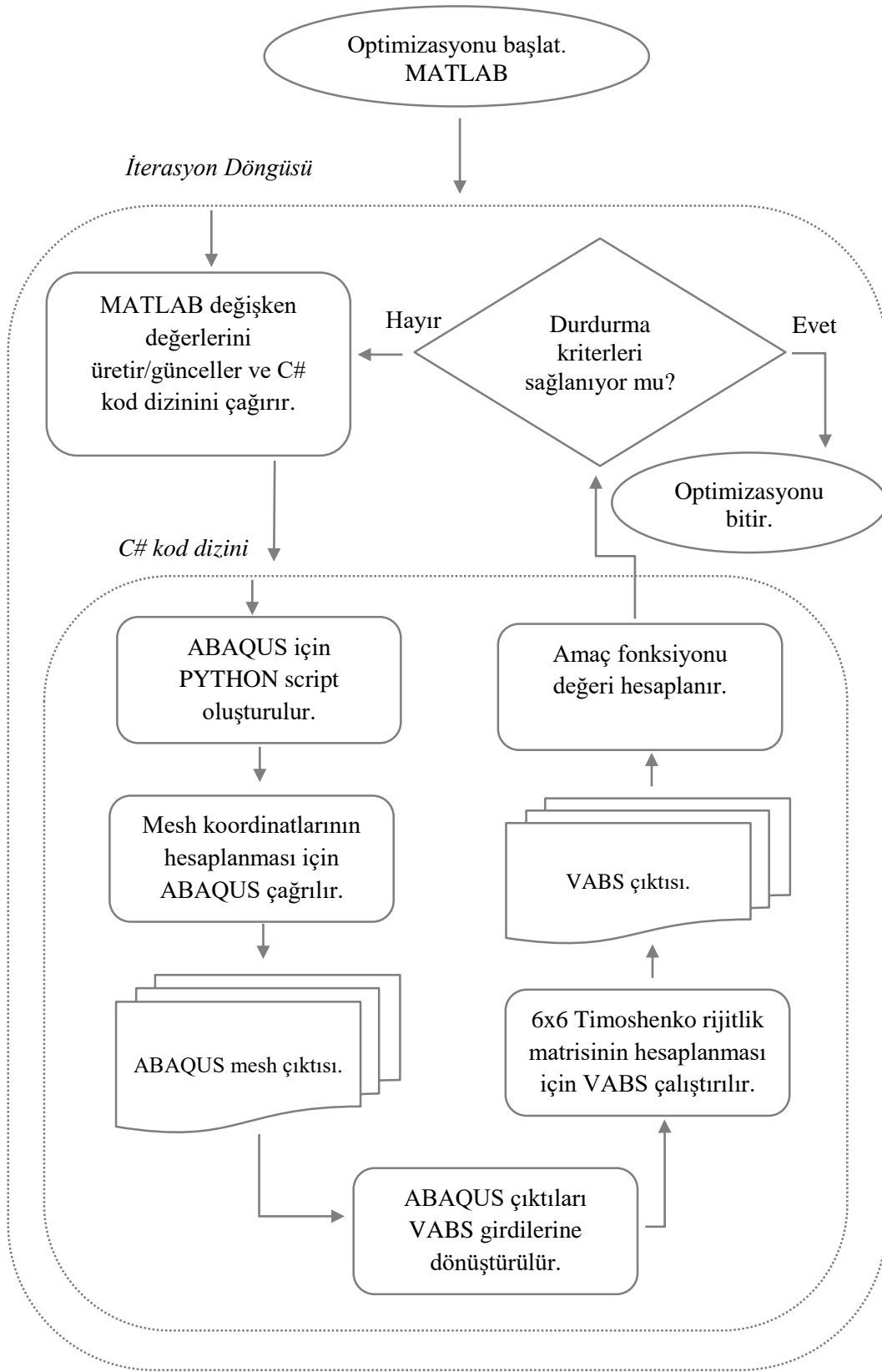
### 4.1 Kesit Analizi Uygulaması

VABS programına kesit geometrisine ait mesh bilgilerini verebilmek için öncelikle kesite bir başka programda mesh atılması gerekmektedir. VABS program yazılımcılarının yazmış olduğu ve mesh işlemini yapan PreVABS'ı kullanmak yerine bir sonlu elemanlar programı olan ABAQUS'ten faydalanılmıştır.

Optimizasyon algoritması her iterasyonda farklı geometri bilgileri önermektedir. VABS için bu geometri bilgileri ile tekrar düğüm noktaları koordinatlarının belirlenmesi gerekmektedir. Bu noktada her iterasyonda arayüz kullanmadan arka planda parametrik olarak ABAQUS'e geometri bilgilerinin gönderilmesi ve düğümlere ait koordinat bilgilerinin alınması işleme ihtiyaç duyulmaktadır. ABAQUS'ü arka planda parametrik olarak çalıştırmak için PYTHON programlama diliyle script yazılmıştır.

Ancak ABAQUS'ün mesh çıktı dosyası doğrudan VABS girdi dosyası olarak kullanılamayacağı için Microsoft'un yeni nesil programlama için geliştirmiş olduğu C# programlama dili yardımıyla dosyalar birbirleri için uygun formata dönüştürülmüştür.

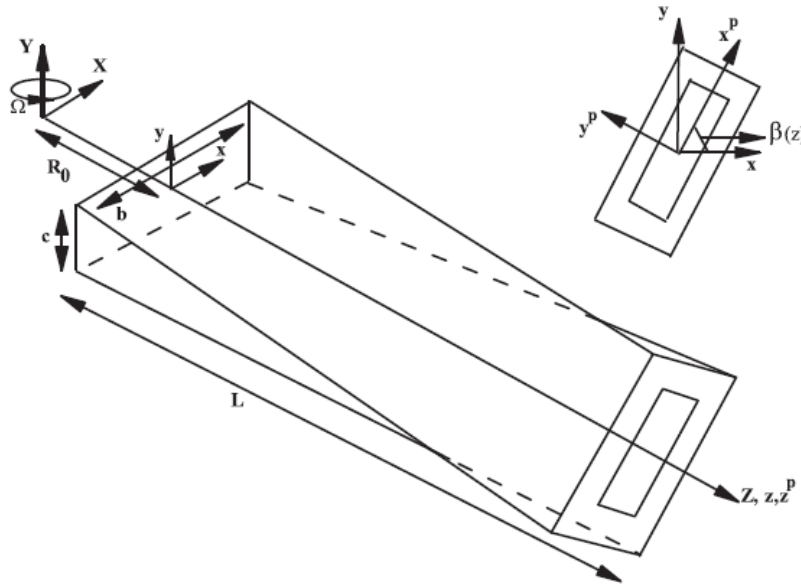
Optimizasyon algoritması olarak MATLAB'da yer alan Parçacık Sürüsü Optimizasyonu algoritması ve gradyan tabanlı olan *fmincon* algoritmasından yararlanılmıştır. Bu iki algoritmanın hibrit formu ve *fmincon* kıyaslanmıştır. Şekil 4.1'de kesit analizi optimizasyon akış şeması bulunmaktadır.



Şekil 4.1 Kesit analizi optimizasyonu akış diyagramı.

#### 4.1.1 Kesit Analizi Optimizasyon Modeli

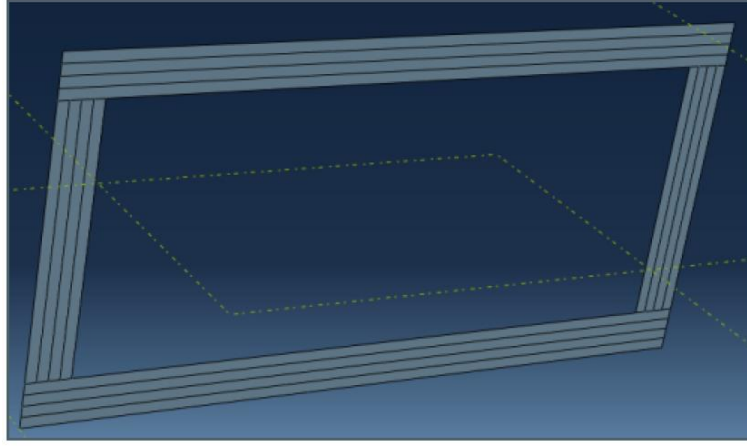
Kesit analizi uygulama çalışmasında rotor pali için uzama-burulma (extension torsion), ileri-geri burulma (lead-lag torsion) ve aşağı-yukarı burulma (flap torsion) kuplajlarının minimize edilmesi amaçlanmıştır. Denklemlerde verilen amaç fonksiyonları ile kuplajlar ters orantılıdır. Bu sebeple kuplajları minimize etmek için aşağıda verilen amaç fonksiyonlarını maksimize etmek gerekmektedir. Amaç fonksiyonlarındaki değerler 6x6 Timoshenko rijitlik matrisi içerisinde yer almaktadır. Şekil 4.2’de burulmaya maruz kalan rotor pali spar geometrisinin görseli bulunmaktadır. ABAQUS programında çizilen rotor pali kesit geometrisine kutu kirişine ait tabakalı çizim ve mesh dağılımı Şekil 4.3’te verilmektedir.



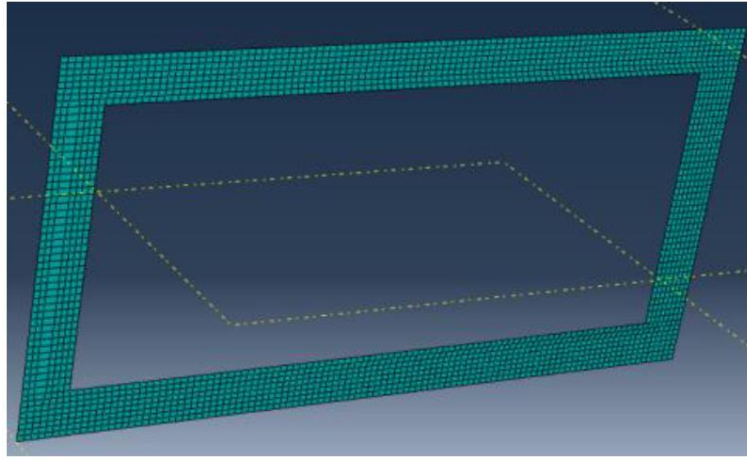
Şekil 4.2 Burulmaya maruz kalan rotor pali spar geometrisi (Sina and Haddadpour 2014).

Çok paradigmalı sayısal hesaplama ve programlama yazılımı olan MATLAB ortamında optimizasyon çalışması yapılmıştır. Sonuçlar gradyan tabanlı MATLAB fmincon algoritması ve PSO-fmincon hibrit formu arasında yapılmıştır.





(a)



(b)

**Şekil 4.3** Kesit geometrisi (a) Tabaka görseli, (b) Mesh dağılımı.

### ***Amaç Fonksiyonu***

Uzama-burulma kuplajı amaç fonksiyonu Denklem 4.1’de, ileri-geri burulma kuplajı amaç fonksiyonu Denklem 4.2’de ve aşağı-yukarı burulma kuplajı amaç fonksiyonu ise Denklem 4.3’te verilmiştir.

Denklemlerde verilen ifadelerle kuplajların ters orantılı olması sebebiyle denklemlerin maksimize edilmesi gerekmektedir. Optimizasyon algoritmaları genellikle minimizasyon için tasarlandığından amaç fonksiyonunu eksi (-) ile çarpmak maksimizasyon yapma olanağı sağlamaktadır.

$$\max \beta_{14} \Rightarrow \min \beta_{14} = - S_{14}/\sqrt{(S_{11} * S_{44})} \quad (4.1)$$

$$\max \beta_{46} \Rightarrow \min \beta_{46} = - S_{46}/\sqrt{(S_{44} * S_{66})} \quad (4.2)$$

$$\max \beta_{45} \Rightarrow \min \beta_{45} = - S_{45}/\sqrt{(S_{44} * S_{55})} \quad (4.3)$$

### Değişkenler

Optimizasyon modeli içerisinde yirmi adet değişken bulunmaktadır. On altı değişken tabaka açılarını, iki değişken en boy yüksekliğini ve diğer iki değişken ise duvarların et kalınlığını ifade etmektedir. Değişkenlerin kesit geometrisi içerisindeki gösterimi Şekil 4.4'te bulunmaktadır.

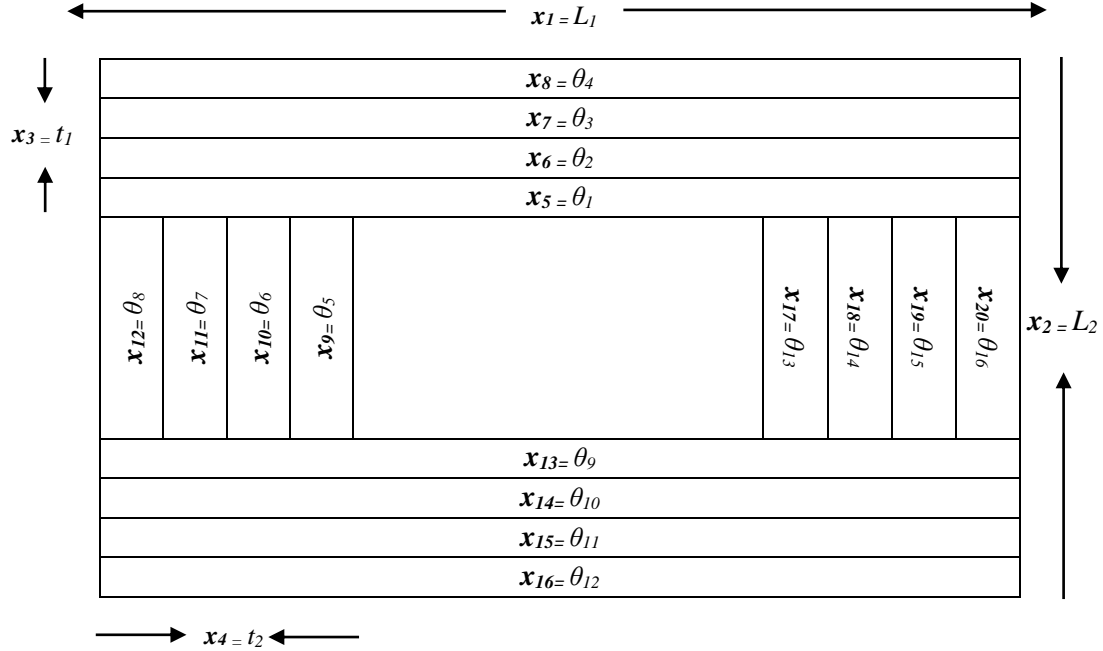
$L_1$ : Uzun kenar uzunluğu (m)

$t_1$ : Uzun kenar et kalınlığı (m)

$L_2$ : Kısa kenar uzunluğu (m)

$t_2$ : Kısa kenar et kalınlığı (m)

$\theta_n$ : Elyaf açısı (degr.)



Şekil 4.4 Kesit geometrisinde değişkenlerin gösterimi.

### ***Kısıtlar***

Geometri değişkenlerinin ve tabaka açılarının alabileceği değerlerin sınırlandırılmaları aşağıda bulunmaktadır.

$$0,12 \leq L_1 (m) \leq 0,2$$

$$0,06 \leq L_2 (m) \leq 0,1$$

$$0,002 \leq t_1 (m) \leq 0,003$$

$$0,002 \leq t_2 (m) \leq 0,003$$

$$-90 \leq \theta_n \leq 90$$

### ***Sabitler***

Pal kesitindeki kompozit tabakalarda kullanılan AS4/3501-6 grafit epoksi, optimizasyon modelinin sabitleri olarak kullanılmış ve malzemeye ait bilgiler izelge 4.1'de verilmiştir.

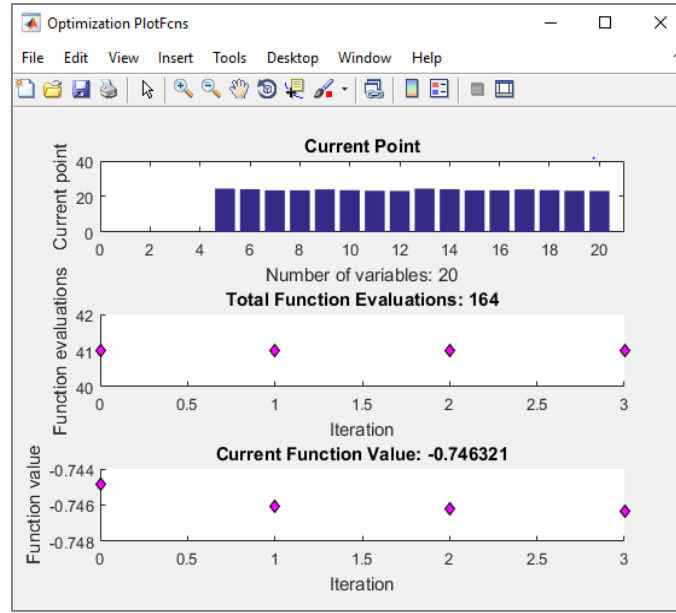
**Çizelge 4.1** AS4/3501-6 grafit epoksi malzeme zellikleri (Jung *et al.* 2002).

<b>zellik</b>	<b>Değerler</b>
$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	1603
$E_1$ (N/m <sup>2</sup> )	$1,42 \times 10^{11}$
$E_2$ (N/m <sup>2</sup> )	$9,8 \times 10^9$
$E_3$ (N/m <sup>2</sup> )	$9,8 \times 10^9$
$G_{12}$ (N/m <sup>2</sup> )	$6 \times 10^9$
$G_{13}$ (N/m <sup>2</sup> )	$6 \times 10^9$
$G_{23}$ (N/m <sup>2</sup> )	$4,83 \times 10^9$
$\nu_{12}$	0,42
$\nu_{13}$	0,42
$\nu_{23}$	0,5

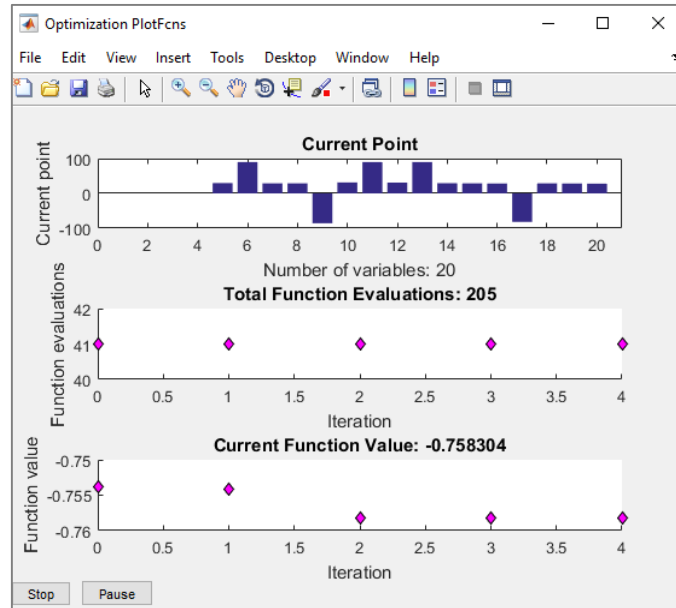
#### **4.1.2 Kesit Analizi Optimizasyon Sonuçları**

MATLAB optimizasyon toolbox yardımıyla yapılan hesaplamada gradyan tabanlı fmincon çözücüsünün vermiş olduğu sonuçlar ile CUS ve CAS açı dağılımlarına ait sonuçların hemen hemen aynı olduğu gözlemlenmiştir. Bu hesaplama ile CUS-CAS açı dağılımları belirlenirken gradyan tabanlı algoritmadan faydalanıldığı sonucuna ulaşılmaktadır. Bu sonuç, gradyan tabanlı algoritmanın lokal optimuma takılmış olma durumu ile açıklanabilmektedir.

Uzama-burulma kuplajı amaç fonksiyonu sonuçlarının kıyaslaması Şekil 4.5'te verilmiştir. Uzama-burulma kuplajına ait optimizasyon çalışmasında yöntemler arasında kayda değer bir fark gözlemlenmemiştir. İki yöntemin ürettiği açılar incelendiğinde *fmincon*'un, dört duvar açıları için aynı açı değerlerini önermesi sebebiyle CUS açısı konfigürasyonuna yakınsadığı sonucuna ulaşılmaktadır. Hibrit algoritma ise serbest açı dağılımını önermektedir. Çizelge 4.2'de her iki yönteme ait sayısal çıktılar verilmektedir.



(a)



(b)

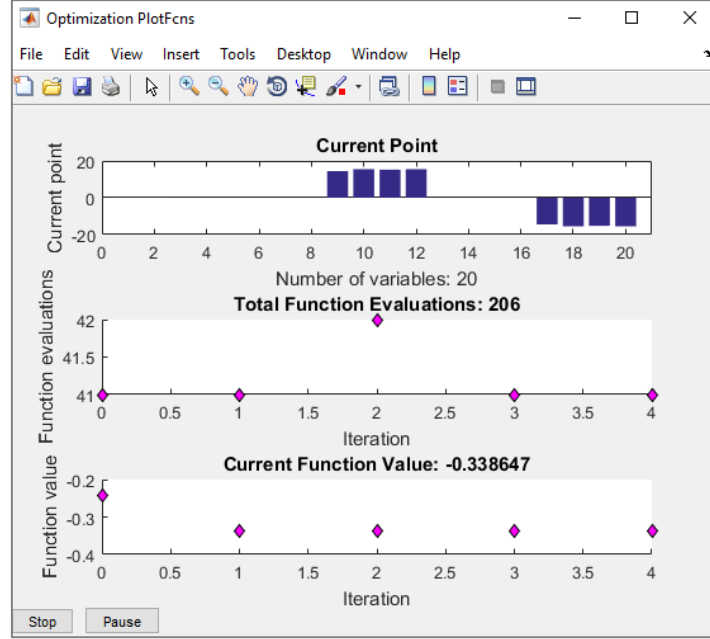
Şekil 4.5 Uzama-burulma sonuçları (a) *fmincon*, (b) Hibrit algoritma.

**Çizelge 4.2** Uzama-burulma kuplajı için algoritma sonuçlarının karşılaştırılması.

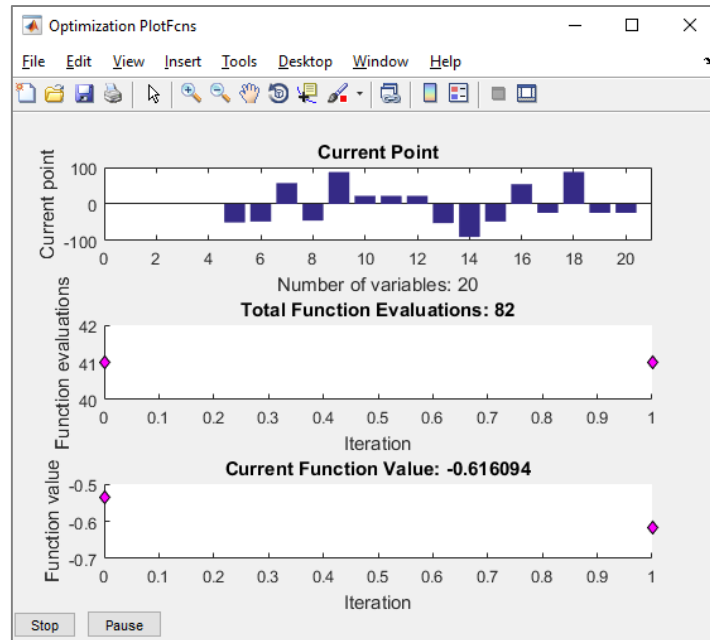
	<i>fmincon</i>	<i>Hibrit Algoritma</i>
$x_1$	0,2	0,2
$x_2$	0,1	0,06
$x_3$	0,002	0,002
$x_4$	0,002	0,002
$x_5$	24,5	29,6
$x_6$	24,2	90,0
$x_7$	23,5	29,0
$x_8$	23,5	28,7
$x_9$	24,1	-85,6
$x_{10}$	23,6	31,4
$x_{11}$	23,3	90,0
$x_{12}$	23,2	31,2
$x_{13}$	24,5	90,0
$x_{14}$	24,2	29,3
$x_{15}$	23,5	28,8
$x_{16}$	23,5	28,3
$x_{17}$	24,1	-82,0
$x_{18}$	23,6	29,0
$x_{19}$	23,3	28,5
$x_{20}$	23,2	28,1
<b>F(x)<sup>&amp;</sup></b>	<b>-0,746</b>	<b>-0,758</b>

x<sub>1-20</sub>: Optimizasyon değişkenleri, F(x)<sup>&</sup>: Amaç fonksiyonu değeri.

İleri-geri burulma kuplajı optimizasyon çalışmasında hibrit algoritma, gradyan tabanlı *fmincon*'a göre hemen hemen iki kat daha iyi sonuca ulaşmıştır. Kesit kompozit tabaka açıları için *fmincon*, CAS açı konfigürasyonu ile benzer sonuçlar önermiştir. İleri-geri burulma kuplajı için hibrit algoritma ve *fmincon*'un ürettiği amaç fonksiyonu ve değişkenlere ait değerlerin grafikleri Şekil 4.6'da verilmektedir.



(a)



(b)

Şekil 4.6 İleri-geri burulma sonuçları (a) *fmincon*, (b) Hibrit algoritma.

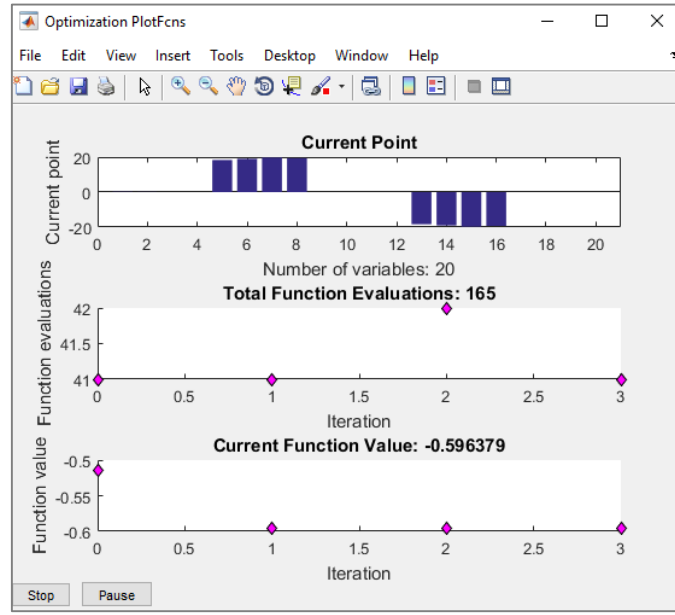
CAS açı konfigürasyonunda duvarın aşağı ve yukarı kısmının tabaka açıları, ileri-geri burulma kuplajını etkilemediği için önemsizdir ve sıfır olarak kabul edilebilmektedir. CAS açı dağılımında karşılıklı açılar mutlak değer olarak aynı fakat işaret olarak ters olmaktadır. Kesitin sağ ve sol duvarları için *fmincon*'un önerdiği açılar CAS konfigürasyonu şeklindedir. Yöntemlere ait sayısal çıktıların karşılaştırılması Çizelge 4.3'te verilmektedir.

**Çizelge 4.3** İleri-geri kuplajı için algoritma sonuçlarının karşılaştırılması.

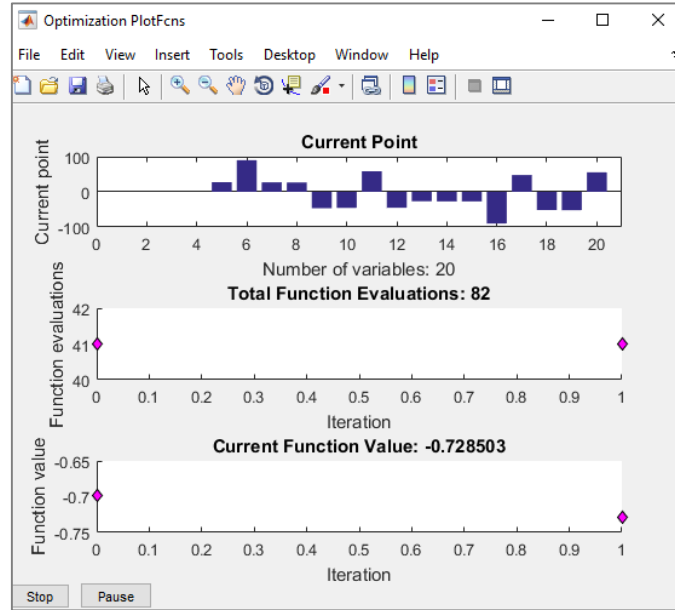
	<i>fmincon</i>	<i>Hibrit Algoritma</i>
$x_1$	0,12	0,12
$x_2$	0,1	0,1
$x_3$	0,0026	0,003
$x_4$	0,002	0,002
$x_5$	0,0	-50,3
$x_6$	0,0	-47,8
$x_7$	0,0	57,4
$x_8$	0,0	-45,4
$x_9$	14,5	87,3
$x_{10}$	15,6	22,3
$x_{11}$	15,2	22,4
$x_{12}$	15,5	22,3
$x_{13}$	0,0	-52,0
$x_{14}$	0,0	-89,9
$x_{15}$	0,0	-48,0
$x_{16}$	0,0	54,4
$x_{17}$	-14,5	-24,0
$x_{18}$	-15,6	87,9
$x_{19}$	-15,2	-24,2
$x_{20}$	-15,5	-24,3
<b><math>F_{(x)}</math>&amp;</b>	<b>-0,338</b>	<b>-0,616</b>

$x_{1-20}$ : Optimizasyon değişkenleri,  $F(x)$ & : Amaç fonksiyonu değeri.

Aşağı-yukarı burulma optimizasyonunda hibrit form ile *fmincon* kıyaslandığında %20 oranında hibrit algoritmanın daha iyi sonuç verdiği görülmektedir. Diğer ileri-geri kupaajında olduğu gibi *fmincon*, tabaka açıları için CAS açılı konfigürasyonu doğrultusunda sonuç üretmiştir. Aşağı-yukarı burulma hibrit algoritma ve *fmincon*'un amaç fonksiyonu ve değişkenlere ait ürettiği sonuçların grafikleri Şekil 4.7'de verilmektedir.



(a)



(b)

Şekil 4.7 Aşağı-yukarı burulma sonuçları (a) *fmincon*, (b) Hibrit algoritma.



Aşağı-yukarı burulmada kutu kiriş kesitinin sağ ve sol duvarları CAS açılı konfigürasyonunda önemsizdir ve sıfır olarak alınabilmektedir. CAS açılı dağılımında karşılıklı açılar mutlak değer olarak aynı fakat işaret olarak ters olmaktadır. İki yöntemin sayısal çıktılarının kıyaslaması Çizelge 4.4'te verilmektedir.

**Çizelge 4.4** Aşağı-yukarı kuplajı için algoritma sonuçlarının karşılaştırılması.

	<i>fmincon</i>	<i>Hibrit Algoritma</i>
$x_1$	0,2	0,2
$x_2$	0,06	0,06
$x_3$	0,0021	0,002
$x_4$	0,003	0,003
$x_5$	18,4	27,5
$x_6$	19,0	90,0
$x_7$	19,7	27,0
$x_8$	19,4	26,9
$x_9$	0,0	-46,5
$x_{10}$	0,0	-45,9
$x_{11}$	0,0	58,6
$x_{12}$	0,0	-45,3
$x_{13}$	-18,4	-26,7
$x_{14}$	-19,0	-27,0
$x_{15}$	-19,7	-27,3
$x_{16}$	-19,4	-90,0
$x_{17}$	0,0	47,7
$x_{18}$	0,0	-51,9
$x_{19}$	0,0	-52,1
$x_{20}$	0,0	55,7
<b><math>F(x)^{\&amp;}</math></b>	<b>-0,596</b>	<b>-0,728</b>

$x_{1-20}$ : Optimizasyon değişkenleri,  $F(x)^{\&}$ : Amaç fonksiyonu değeri.

## 4.2 Aerodinamik Analiz Uygulaması

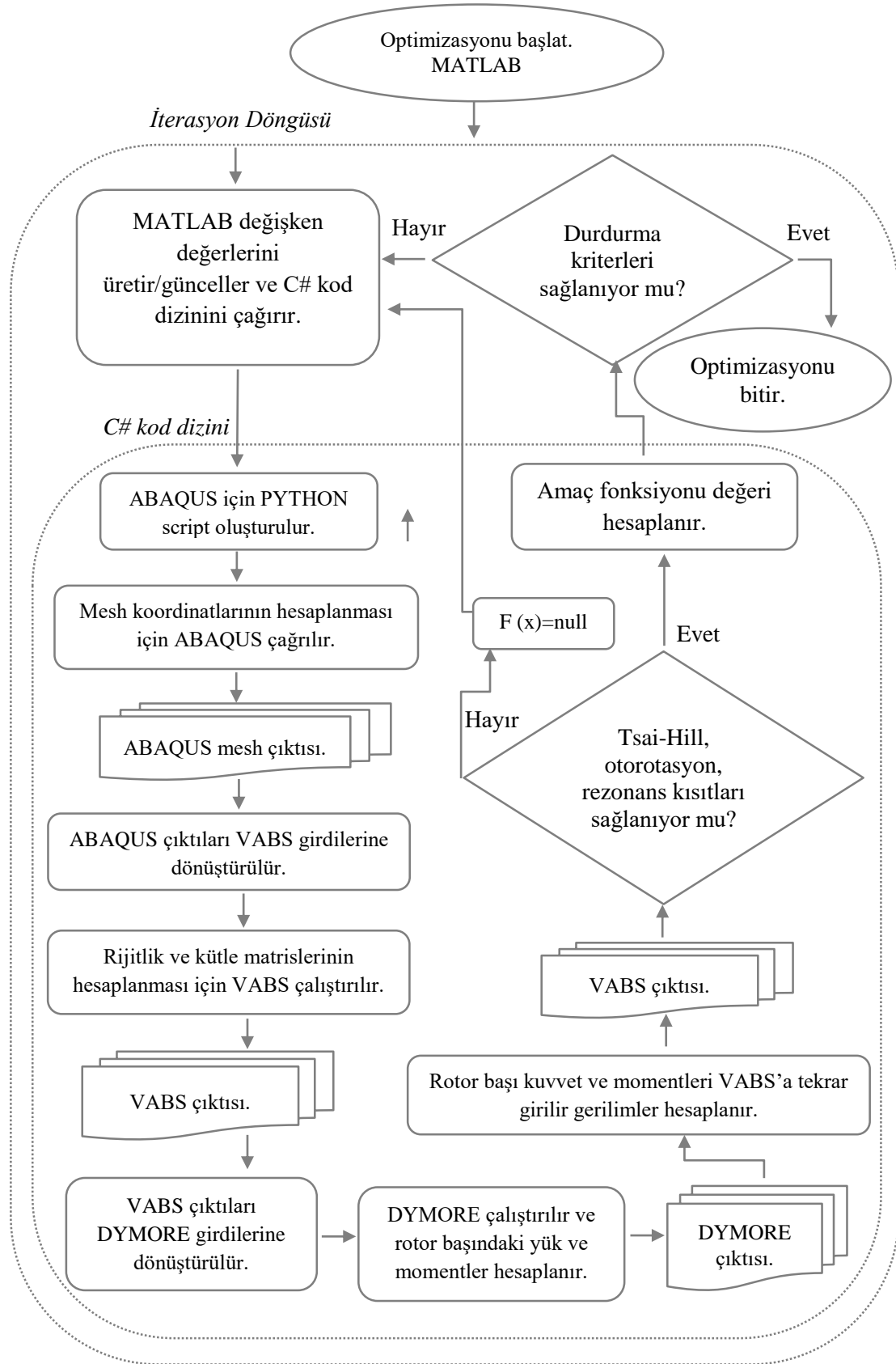
Berdickevsky'nin 1979'da geliştirdiği varyasyonel asimptotik yöntem (VAM-Variational Asymptotic Method) sayesinde kiriş ve benzeri yapıların 3D doğrusal olmayan elastik analizi, doğrusal 2D kesit analizi ve doğrusal olmayan 1D kiriş analizi olarak iki ayrı süreçte incelenebilmektedir.

Dinamik analiz için bütünleşik bir çözümler üretmek adına kesit analizinde kullanılan kodlara DYMORE yazılımını entegre edilerek optimizasyonun her iterasyonunda, 2D kesit analizi ve 1D kiriş analizi ile nihai 3D elastik analiz sonuçlarına ulaşılmaktadır.

Bütünleşik dinamik analiz kodlamasında kesit analizi için yine PYTHON script yardımıyla ABAQUS'e kesit geometrisinin meshleme (ağ düğümü noktalarını oluşturma) işlemi yaptırılmaktadır. VABS'a mesh ve malzeme bilgilerinin girilmesiyle rijitlik matrisi, kütle matrisi değerleri hesaplanmaktadır. Dinamik analiz için ise VABS'ın ürettiği bilgiler DYMORE'a aktarılarak belirli bir hava şartında helikopter rotor başına gelen kuvvet ve moment bilgilerine ulaşılmaktadır. Üretilen kuvvet ve momentler tekrar VABS'a gönderilerek Tsai-Hill hasar kriteri kısıtında kullanılacak gerilim değerleri hesaplanmaktadır. Bütünleşik kod yazılımını C# ile yazılmış ve kullanılan tüm programlar C# tarafından çalıştırılmış ve durdurulmuştur.

Optimizasyon ise MATLAB tarafından gerçekteştirilmiştir. MATLAB her iterasyonda C#'ta yazılan bütünleşik kod dizinini çalıştırmakta ve iterasyon sonunda kod dizinini durdurmaktadır. şekil 4.8'de dinamik analiz optimizasyonuna ait akış şeması bulunmaktadır.

Helikopter rotor başına gelen kuvvet ve momentlerin yer aldığı eşitlik, amaç fonksiyonu olarak kullanılmaktadır. Optimizasyon modelindeki değişkenler, kompozit tabaka elyaf açılıları ve spar kiriş duvarı et kalınlıklarıdır. Ayrıca modelde otorotasyon, Tsai-Hill hasar kriteri, rezonans ve geometri kısıtları da yer almaktadır.



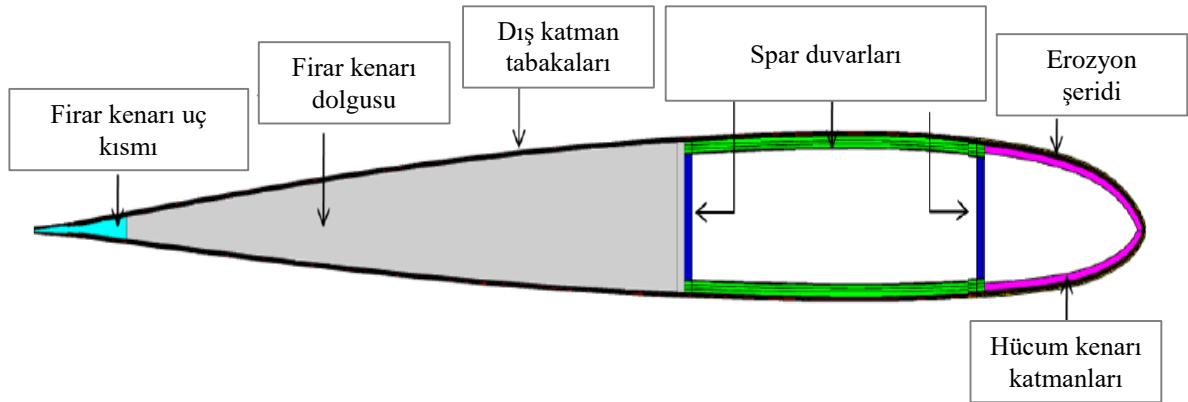
Şekil 4.8 Dinamik analiz optimizasyonu akış diyagramı.

Optimizasyon için stokastik ve sezgisel tabanlı PSO çözüm uzayında geniş arama yapabilmesi ve gradyan tabanlı algoritmaların içerdiği türev bilgisi ile optimal sonuca ulaşma başarısı sebebiyle bu iki algoritmanın hibrit formu tercih edilmiştir.

#### 4.2.1 Aerodinamik Analiz Referans Kesiti

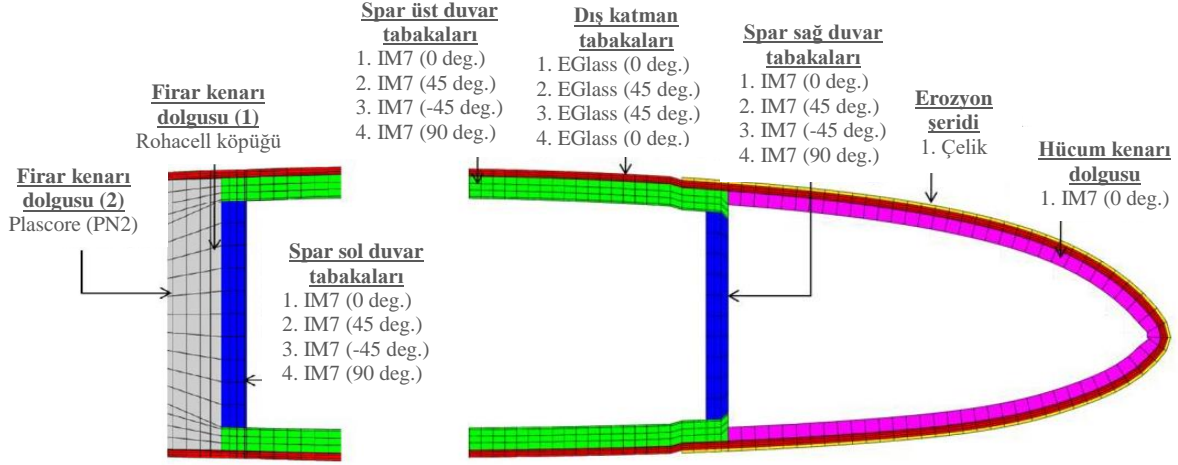
İlk uçuşu 1974'te gerçekleştirilen ve 1978'de ABD ordusunda kullanılmaya başlanılan Sikorsky UH-60 Black Hawk, Sikorsky firması tarafından üretilen askeri taşıma ve saldırı helikopteridir. Sikorsky UH-60; Türkiye, ABD, İsrail, Japonya, Kore gibi ülkelerin askeri filolarında yer almaktadır.

Aerodinamik analizde kullanılacak olan Sikorsky UH-60 rotor paline ait kesit bilgileri Şekil 4.9'da bulunmaktadır. Yapılacak optimizasyon çalışmasında çalışılacak alan spar geometrisidir. Palin maruz kaldığı ana yük ve momenti taşıyan kutu kiriş şeklindeki spardır. Spar geometrisine ait tabakalı kompozit dağılımı Şekil 4.10'da verilmiştir.



Şekil 4.9 UH-60 rotor paline kesiti (Kumar 2013).

Optimizasyon için referans alınan UH-60'a ait kesitte kompozit tabaka açılı dağılımları CUS konfigürasyonu formundadır. Spar kutu kirişinin sağ ve sol karşılıklı duvarların açıları  $[0/45/-45/90]$  şeklindedir. Aşağı ve yukarı karşılıklı duvarlarının açıları da benzer dağılımdadır.



Şekil 4.10 UH-60 rotor pali spar geometrisi tabakalı kompozit dağılımı (Kumar 2013).

Şekil 4.10’da görüldüğü gibi UH-60 rotor pali spar geometrisini oluşturan kompozit kutu kirişin her duvarında dörder adet tabaka bulunmaktadır. Duvarlarda bulunan toplam on altı açi optimizasyon modelinin tasarım değişkenleri arasında yer almaktadır. Çizelge 4.5’te tabaka kalınlıkları, Çizelge 4.6’da tabakaları oluşturan IM7’ye ait malzeme bilgileri verilmektedir.

Çizelge 4.5 Spar geometri kompozit tabaka kalınlığı (Kumar 2013).

Tabaka	Tabaka Kalınlığı (m)
Spar tabaka 1	$1,04140 \times 10^{-04}$
Spar tabaka 2	$9,44880 \times 10^{-05}$
Spar tabaka 3	$9,44880 \times 10^{-05}$
Spar tabaka 4	$2,54000 \times 10^{-05}$

Çizelge 4.6 IM7 mühendislik katsayıları (Kumar 2013).

IM7 Malzeme Özellikleri	
$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	1551,29
$E_{11}$ (N/m <sup>2</sup> )	$1,6501 \times 10^{+11}$
$E_{22}$ (N/m <sup>2</sup> )	$8,7977 \times 10^{+09}$
$E_{33}$ (N/m <sup>2</sup> )	$8,7977 \times 10^{+09}$
$G_{12}$ (N/m <sup>2</sup> )	$4,8953 \times 10^{+09}$
$G_{13}$ (N/m <sup>2</sup> )	$4,8953 \times 10^{+09}$
$G_{23}$ (N/m <sup>2</sup> )	$3,3784 \times 10^{+09}$
$\nu_{12}$	0,34
$\nu_{13}$	0,34
$\nu_{23}$	0,3

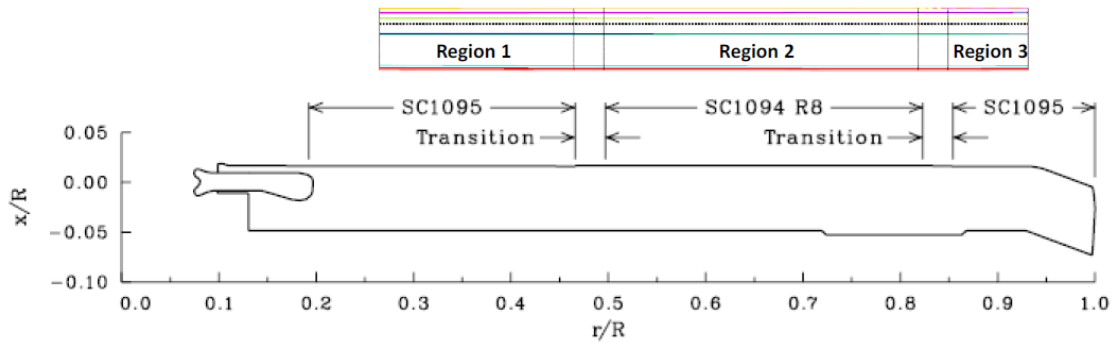
Optimizasyonda kullanılacak UH-60 rotoruna ait karakteristik özellikler Çizelge 4.7’de bulunmaktadır. Optimizasyon esnasında hız sabit olarak 258 RPM olarak alınmakta ve helikopter ileri uçuşta olmaktadır.

**Çizelge 4.7** UH-60 rotor karakteristikleri (Kumar 2013).

<b>UH-60 Rotor Özellikleri</b>	
Rotor Tipi	Tam Mafsallı
Pal Sayısı	4
Pal Uzunluğu (R-Radius)	8,18m (26,83ft)
Pal Genişliği (c-chord)	0,527m * (1,73 ft)
Pal Yapısal Bileşenleri	SC1095/SC1094 R8
Rotor Hızı	258 RPM
Hava Yoğunluğu	1,225 kg/m <sup>3</sup> (0,00237 slugs/ft <sup>3</sup> )

\*Ortalama chord uzunluğu

Helikopter pali, 2D kesit analizinden sonra 1D kiriş analizi için DYMORE’a girilirken palin farklı bölgeleri için farklı airfoil tools geometrileri (kanat kesiti geometri araçları) kullanılmaktadır. Palin üç bölgesinde kullanılan SC1095ve SC1094 R8 kanat geometri yapıları Şekil 4.11’de verilmiştir.



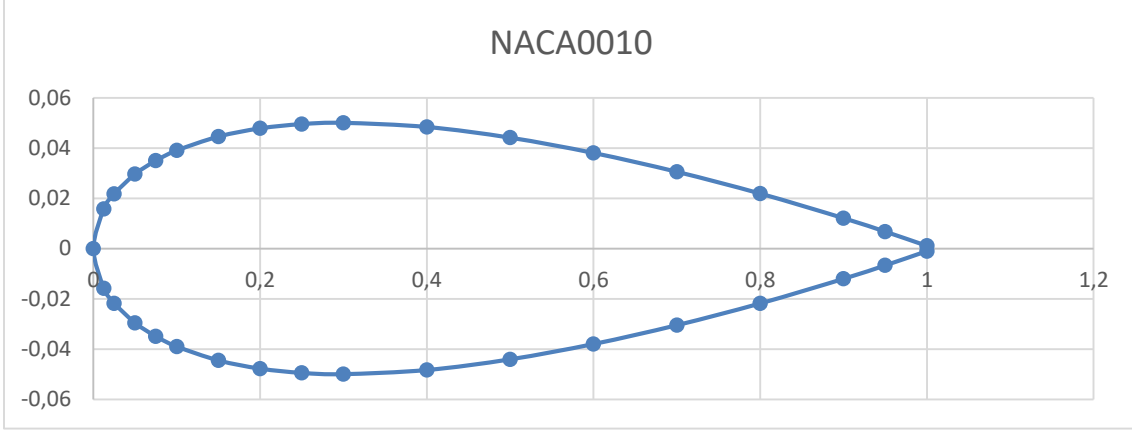
**Şekil 4.11** UH-60 rotor pali kanat profili dağılımı (Kumar 2013).

Farklı kanat yapısından meydana gelen pal için MATLAB’da spar geometri bilgisi üretilirken SC1095 ve SC1094 R8 kanat yapıları geometrilerinin dışına çıkmayacak şekilde sonuç üretebilecek olan NACA0010 kanat profili tercih edilmiştir.

Temel kanat profili gösterimlerinde, kanat profilinin hücum ve firar kenarları arasındaki uzunluğu olan chord uzunluğu 0-1 aralığında gerçekleşmektedir. Gerçek boyuttaki koordinatlara bu koordinatlardan orantılanarak ulaşılabilmektedir. Çizelge 4.8’de koordinatları verilen NACA 0010 kanat profilinin grafik çizimi Şekil 4.12’de bulunmaktadır.

**Çizelge 4.8** NACA0010 kanat profili koordinatları (İnt. Kyn. 29).

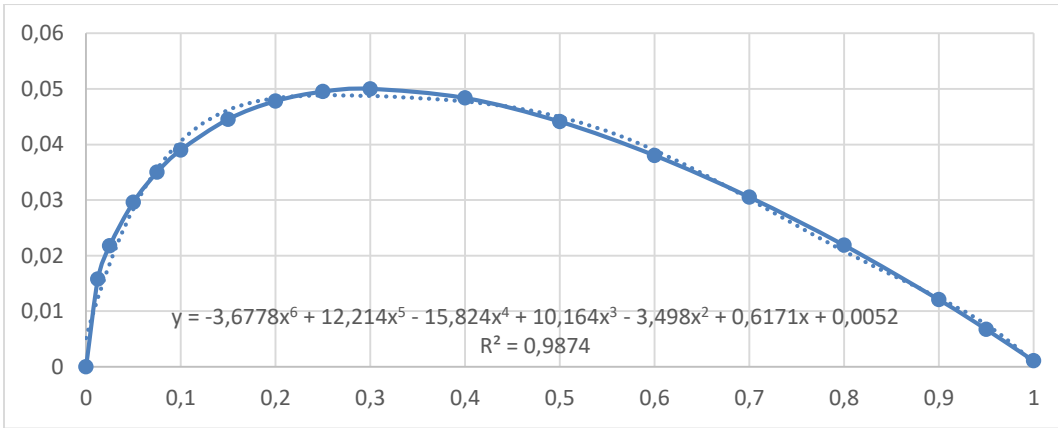
x	y	x	y
1	0,00105	0	0
0,95	0,00672	0,0125	-0,01578
0,9	0,01207	0,025	-0,02178
0,8	0,02187	0,05	-0,02962
0,7	0,03053	0,075	-0,035
0,6	0,03803	0,1	-0,03902
0,5	0,04412	0,15	-0,04455
0,4	0,04837	0,2	-0,04782
0,3	0,05002	0,25	-0,04952
0,25	0,04952	0,3	-0,05002
0,2	0,04782	0,4	-0,04837
0,15	0,04455	0,5	-0,04412
0,1	0,03902	0,6	-0,03803
0,075	0,035	0,7	-0,03053
0,05	0,02962	0,8	-0,02187
0,025	0,02178	0,9	-0,01207
0,0125	0,01578	0,95	-0,00672
0	0	1	-0,00105



Şekil 4.12 NACA0010 kanat profili grafiksel gösterimi.

Optimizasyon değişkenleri ve kısıtlamaları içerisinde yer alan spar geometrisi en ve boy uzunluklarının bu kanat kesit geometri içerisine yerleşmesi için Çizelge 4.8'de yer alan koordinatların hassasiyetlerini artırmak gerekmektedir. Bunun için regresyon analizinden faydalanılarak koordinatlara karşılık gelen bir fonksiyon türetilmiştir.

Fonksiyondaki değişkenliğin ne kadarının regresyon doğrusu tarafından açıklanabildiğini söyleyen  $R^2$  değeri 0,9874'dir. Bu değer 1'e yaklaşması regresyon eğrisinin ana fonksiyonu ne kadar çok ifade ettiğini göstermektedir. Regresyon eğrisinin görseli Şekil 4.13'te, fonksiyonu Denklem 4.4'te verilmiştir.



Şekil 4.13 NACA0010 kanat profili regresyon eğrisi.

$$y = -3,6778 x^6 + 12,214 x^5 - 15,824 x^4 + 10,164 x^3 - 3,498 x^2 + 0,6171 x + 0,0052 \quad (4.4)$$



## 4.2.2 Aerodinamik Analiz Optimizasyon Modeli

Helikopter rotor palindeki titreşimi azaltmada amaç fonksiyonu olarak dört palden oluşan rotorlar için geliştirilen indirgenmiş titreşim formülünden faydalanılmıştır. Kısıtlar; spar geometrisi, Tsai-Hill hasar kriteri, otorotasyon ve rezonans sınırlandırmalarından oluşmaktadır. Spar geometrisi ve fiber açıları tasarım değişkenleridir.

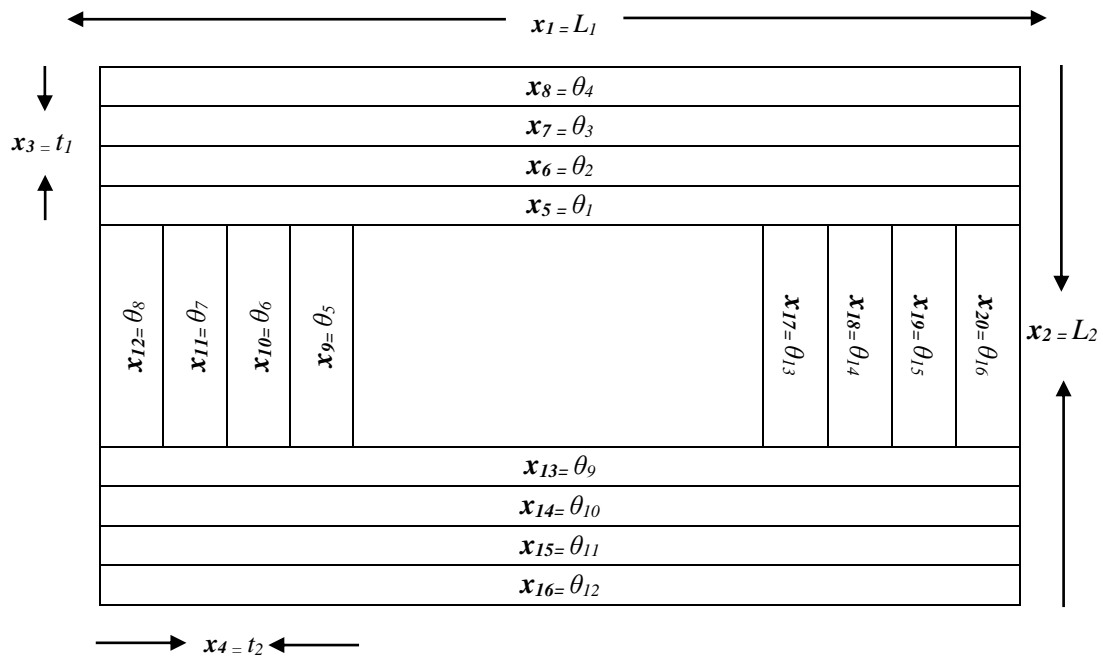
### Amaç Fonksiyonu

Amaç fonksiyonu, helikopter rotor palindeki kuvvet ve moment değerleri ile ifade edilebilen indirgenmiş titreşim formülü Denklem 4.5'te verilmiştir. Kuvvet ve momentlerin haricinde denklemde yer alan R ifadesi palin uzunluğunu temsil etmektedir.

$$\min F_{H4} = \sqrt{(F_{4X})^2 + (F_{4Y})^2 + (F_{4Z})^2} + \frac{1}{R} \sqrt{(M_{4X})^2 + (M_{4Y})^2 + (M_{4Z})^2} \quad (4.5)$$

### Değişkenler

UH-60 helikopteri referans kesitinde bulunan toplam on altı adet kompozit tabaka bulunmaktadır. Tabakaların fiber açıları, spar geometrisinin en boy uzunlukları ve et kalınlıkları tasarım değişkenlerini oluşturmaktadır. Optimizasyon modeli içerisinde bulunan yirmi adet değişkenin kesitteki görseli Şekil 4.14'te verilmiştir.



Şekil 4.14 Dinamik analizi kesit geometrisindeki değişkenlerin gösterimi.

$L_1$ : Uzun kenar uzunluğu (m)

$t_1$ : Uzun kenar et kalınlığı (m)

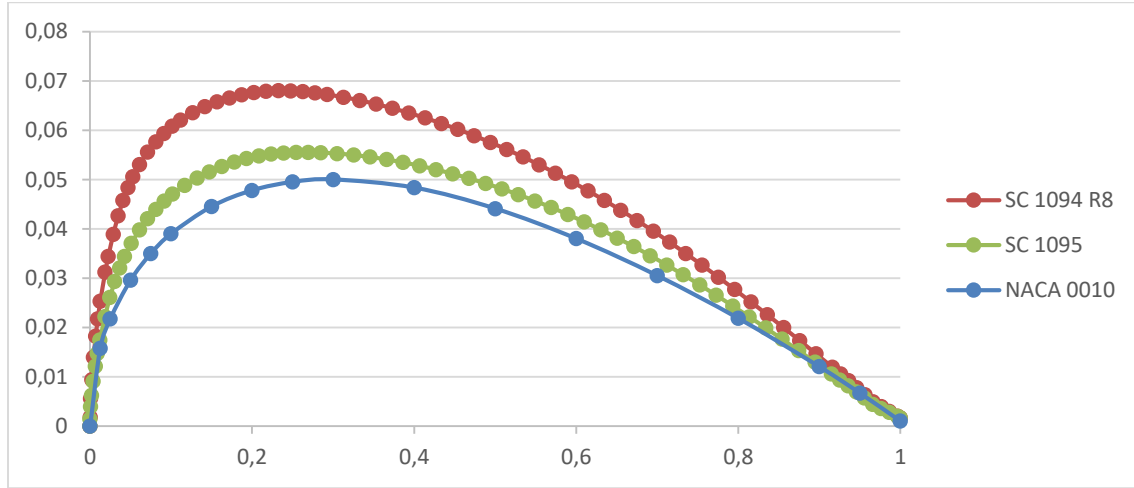
$L_2$ : Kısa kenar uzunluğu (m)

$t_2$ : Kısa kenar et kalınlığı (m)

$\theta_n$ : Elyaf açısı (degr.)

### **Kısıtlar**

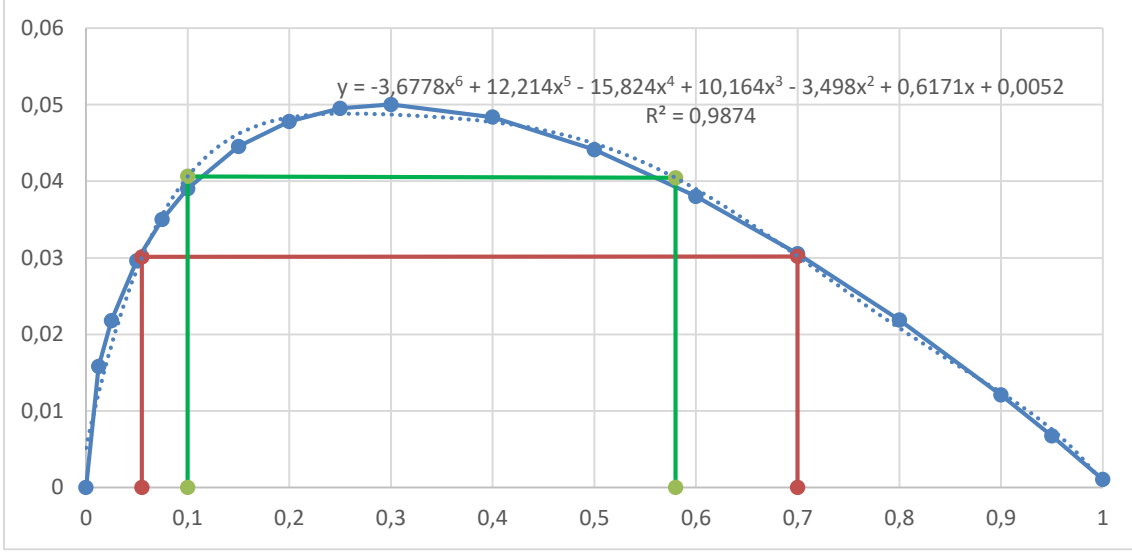
Referans kesit olarak alınan UH-60 rotor palı, SC1095 ve SC1094 R8 kanat yapılarının karması şekilde tasarlanmıştır. Optimizasyon modeli için her iki kanat yapısını da kapsayan ve spar geometrisinin kanat yapısı dışına taşmayacak şekilde tasarlanabilmesini sağlayan NACA 0010 kanat profili tercih edilmiştir. Şekil 4.15'te NACA 0010, SC1095 ve SC1094 R8 kanat profili mukayeseleri verilmiştir.



Şekil 4.15 NACA 0010, SC1095 ve SC1094 R8 kanat profili karşılaştırmaları.

Çizelge 4.8'de NACA 0010 kanat profili verilen koordinatlar yerine daha hassas koordinatlarla çalışmak hesaplanan regresyon eğrisi sayesinde mümkün olmuştur. Regresyon eğrisinden yararlanarak x ekseninde 0 ile 1 arasındaki x değerleri için y değerleri hesaplanmış spar geometrisinin  $x_1$  ve  $x_2$  için çakışan y noktaları bulunmuştur.

Şekil 4.16'te spar geometrisinin kanat profili içerisindeki yerleşimine dair rastgele örnekler verilmiştir. NACA 0010 kanat profili için hesaplanan regresyon eğrisi  $R^2$  değerinin 0,9874 olmasına rağmen rastgele seçilen spar geometrilerinde taşmaların olduğunun gözlenmesi, SC1095 ve SC1094 R8 yerine bu iki profilin geometrik olarak içerisinde yer alan NACA 0010'un tercih edilmesindeki haklılığı göstermektedir.



Şekil 4.16 NACA 0010 kanat profili ve spar geometrisi ilişkisi.

NACA0010 kanat profili içerisine yerleşebilecek muhtemel spar geometrileri için regresyon analizi ile hesaplanan değerler Çizelge 4.9’da verilmiştir. Optimizasyon kısıtları içerisinde yer alan geometri kısıtı Çizelge 4.9’da verilen muhtemel spar geometrileri dışına çıkmama üzerine gerçekleşmektedir. Çizelgede verilmiş olan  $L_1$  ve  $L_2$  en boy uzunlukları referans kesit chord uzunluğu 0,527 m ile çarpılarak gerçek kesit spar geometri değerleri bulunmaktadır.

Lim and Chopra (1991), titreşim minimizasyonunda spar en/boy oranını 2,5 olarak kullanmıştır. Friedmann (1991) ise bu değeri 4,5 olarak titreşimi optimize etmiştir. Ganguli and Chopra (1995), 1,90 gibi bir oranla çalışarak optimizasyon çalışması yapmışlardır. Literatürde bulunan benzer çalışmalarda bu oran ortalama 2 ile 4 arasında değişmektedir. Bu yüzden bu çalışmada en ve boyun alabileceği değerlerin oranı 2 – 4 aralığında tercih edilmiştir. Sikorsky UH-60 helikopter rotor pali referans kesitinde bu oran 2,99 olarak kabul edilmiştir.

**Çizelge 4.9** NACA0010 kanat profili içerisine yerleşebilecek spar geometrileri.

$x_1$	$x_2$	$y_1$	$y_2$	Hata ( $y_1-y_2$ )	$L_1^{\&}$ ( $x_2-x_1$ )	$L_2^{\&}$ ( $2*y_n$ )	$L_1$ (m)	$L_2$ (m)	$L_1/L_2$
0,12	0,53	0,04346	0,04354	8,29E-05	0,41	0,0869	0,2161	0,0458	4,72
0,125	0,52	0,04403	0,04405	2,30E-05	0,395	0,0881	0,2082	0,0464	4,49
0,13	0,51	0,04455	0,04453	-2,46E-05	0,38	0,0891	0,2003	0,0470	4,26
0,135	0,5	0,04503	0,04497	-6,23E-05	0,365	0,0901	0,1924	0,0475	4,05
0,14	0,485	0,04547	0,04557	1,00E-04	0,345	0,0910	0,1818	0,0479	3,79
0,145	0,475	0,04587	0,04593	6,05E-05	0,33	0,0918	0,1739	0,0484	3,6
0,15	0,465	0,04624	0,04626	2,62E-05	0,315	0,0925	0,1660	0,0487	3,41
0,155	0,455	0,04657	0,04656	-3,68E-06	0,3	0,0931	0,1581	0,0491	3,22
<b>0,16</b>	<b>0,44</b>	<b>0,04687</b>	<b>0,04696</b>	<b>9,65E-05</b>	<b>0,28</b>	<b>0,0937</b>	<b>0,1476</b>	<b>0,0494</b>	<b>2,99</b>
0,165	0,435	0,04714	0,04708	-5,30E-05	0,27	0,0943	0,1423	0,0497	2,86
0,17	0,42	0,04738	0,04741	2,96E-05	0,25	0,0948	0,1318	0,0499	2,64
0,175	0,41	0,0476	0,0476	1,84E-06	0,235	0,0952	0,1238	0,0502	2,47
0,18	0,4	0,04779	0,04777	-2,20E-05	0,22	0,0956	0,1159	0,0504	2,3
0,185	0,385	0,04796	0,04799	2,85E-05	0,2	0,0959	0,1054	0,0506	2,08
0,19	0,375	0,04812	0,04812	5,88E-06	0,185	0,0962	0,0975	0,0507	1,92
0,195	0,365	0,04825	0,04824	-1,15E-05	0,17	0,0965	0,0896	0,0509	1,76
0,2	0,355	0,04837	0,04834	-2,34E-05	0,155	0,0967	0,0817	0,0510	1,6

& Boyutsuz 0-1 aralığında

Optimizasyon modelinde doğrudan tasarım değişkenlerinin aldığı geometrik kısıtların yanı sıra otorotasyon, Tsai-Hill ve doğal frekans gibi yapısal kısıtlar da bulunmaktadır. Aşağıda tüm optimizasyon kısıtları verilmiştir.

### Geometri kısıtları

$$0,1054 \leq L_1^*(m) \leq 0,1924$$

$$0,0475 \leq L_2^*(m) \leq 0,0506$$

$$3,1533 \times 10^{-04} \leq t_1(m) \leq 3,2170 \times 10^{-04}$$

$$3,1533 \times 10^{-04} \leq t_2(m) \leq 3,2170 \times 10^{-04}$$

$$-90 \leq \theta_n \leq 90$$

### Yapısal Kısıtlar

$$\text{Otorotasyon kısıtı: } 1 - \frac{J_P}{0,9 J_{P0}} \leq 0$$

$$\text{Tsai-Hill hasar kriteri kısıtı: } \left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)\left(\frac{\sigma_{22}}{X}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1$$

$$\text{Frekans yerleştirme kısıtı: } \omega_1 = (\alpha_n)^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^4}}$$

Otorotasyon kısıtlaması; motorda, kuyruk rotorunda veya elektronik aksamda teknik bir arıza meydana geldiğinde, serbest dönme ünitesi ana rotoru motordan ayırarak ana rotorun serbestçe dönmesini sağlar ve helikopter güvenli bir şekilde inebilir (FAA 2012). Otorotasyon kısıtı sağlayamayan iterasyon tasarım dışı bırakılır.

Tsai-Hill başarısızlık kriteri, farklı stres bileşenlerinin başarısızlık mekanizmalarındaki etkileşimlerini sunmaktadır. İzotropik, ortotropik malzemeler ve ayrıca fiber takviyeli malzemeler üzerinde yapılan deneysel gözlemler, bu gibi etkileşimlerin malzemenin başarısızlığını etkileyebileceğini göstermektedir. Her bir iterasyonda, tüm düğümler Tsai-Hill başarısızlık kriteri ile incelenerek iterasyona devam edip edilmeyeceğine karar verilir.

Dinamik yük altındaki fiziksel nesnelere titreşmektedir. Bu titreşim doğal frekansla çakışırsa, rezonans oluşmakta ve yüksek genlikli bir titreşim tepkisine neden olmaktadır. Bunun bir sonucu olarak, nesne parçalanma durumuyla karşı karşıya kalmaktadır. Palde istenmeyen rezonans durumlarından kaçınmak için her iterasyonda ilk üç doğal frekans modu ile analizi yapılır.

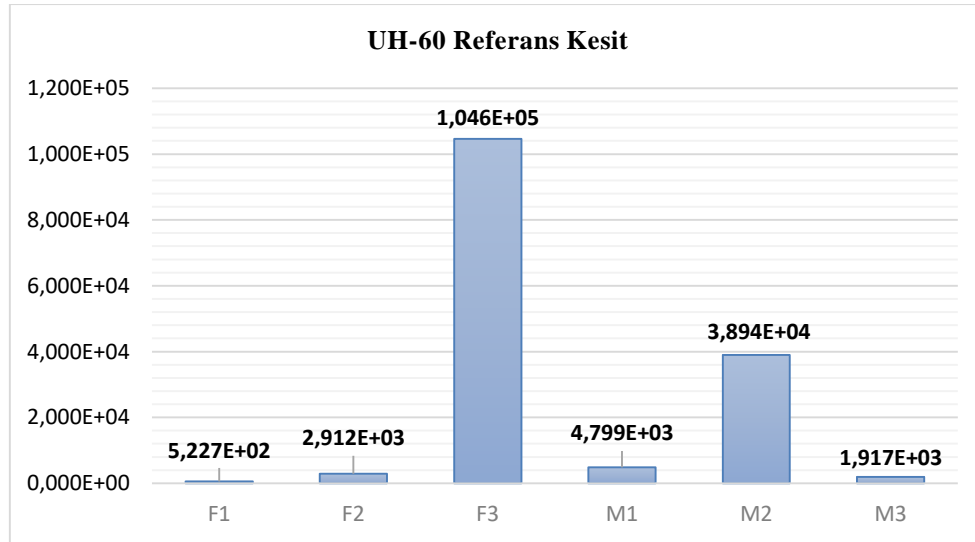
### 4.2.3 Aerodinamik Analiz Optimizasyon Sonuçları

Sikorsky UH-60 rotor pali referans kesiti için helikopter rotor başındaki kuvvet ve moment değerleri ile bu değerlerden hesaplanan  $F_{H4}$  amaç fonksiyonu Çizelge 4.10'da verilmiştir. Şekil 4.17'de referans kesit için hesaplanan kuvvet ve momentlerin grafiği bulunmaktadır.

Helikopter rotor pali performans optimizasyonu için PSO ve gradyan tabanlı algoritmanın hibrit formunun kullanılması sonucunda  $F_{H4}$ 'ün referans başlangıç değerine kıyasla %38'e yakın bir iyileştirme elde edilmiştir. Referans kesitin alındığı Kumar (2013)'in çalışmasında bulunan en iyi tasarımda iyileştirme değeri başlangıca göre %27'dir. CUS-CAS kompozit açı dağılımlarının dışında serbest açılarla tasarım değişkenlerinin belirlenmesi, bu iyileştirmeye en büyük katkıyı sağlamaktadır.

Çizelge 4.10 UH-60 referans kesit amaç fonksiyon değeri.

$F_{4x}$ (N)	$F_{4y}$ (N)	$F_{4z}$ (N)	$M_{4x}$ (Nm)	$M_{4y}$ (Nm)	$M_{4z}$ (Nm)	$F_{H4}$ (N)
-5,227E+02	2,912E+03	-1,046E+05	-4,799E+03	3,894E+04	1,917E+03	1,0948E+05



Şekil 4.17 UH-60 referans kesitte rotor başındaki kuvvet ve momentler.

Optimum sonuca ulaşmak için optimizasyon algoritması birbirinden bağımsız olarak otuz defa çalıştırılmış ve bunun sonucunda otuz ayrı tasarım önerilmiştir. Önerilen tasarımlara ait amaç fonksiyonu, iterasyon ve performans değerleri Çizelge 4.11'de, her tasarıma ait değişken değerleri ise Çizelge 4.12'de verilmiştir.

**Çizelge 4.11** Optimizasyon sonuçları.

	İterasyon Sayısı	F <sub>4x</sub> (N)	F <sub>4y</sub> (N)	F <sub>4z</sub> (N)	M <sub>4x</sub> (Nm)	M <sub>4y</sub> (Nm)	M <sub>4z</sub> (Nm)	F <sub>H4</sub> (N)- Amac Fonk.	İyileşme Yüzdesi
Ref.		-5,23E+02	2,91E+03	-1,05E+05	-4,80E+03	3,89E+04	1,92E+03	1,0948E+05	0,00
<b>1</b>	<b>143</b>	<b>-4,16E+02</b>	<b>2,51E+03</b>	<b>-6,40E+04</b>	<b>-4,16E+03</b>	<b>3,17E+04</b>	<b>1,28E+03</b>	<b>6,7961E+04</b>	<b>37,92</b>
<b>2</b>	<b>137</b>	<b>-4,11E+02</b>	<b>2,55E+03</b>	<b>-6,52E+04</b>	<b>-4,18E+03</b>	<b>3,09E+04</b>	<b>1,35E+03</b>	<b>6,9097E+04</b>	<b>36,89</b>
<b>3</b>	<b>172</b>	<b>-3,77E+02</b>	<b>2,47E+03</b>	<b>-6,60E+04</b>	<b>-4,11E+03</b>	<b>2,87E+04</b>	<b>1,23E+03</b>	<b>6,9555E+04</b>	<b>36,47</b>
4	156	-4,34E+02	2,91E+03	-6,56E+04	-4,82E+03	3,31E+04	1,32E+03	6,9792E+04	36,25
5	147	-3,80E+02	2,48E+03	-6,64E+04	-4,12E+03	2,89E+04	1,23E+03	7,0053E+04	36,01
6	164	-4,24E+02	2,54E+03	-6,65E+04	-4,21E+03	3,22E+04	1,33E+03	7,0524E+04	35,58
7	132	-3,64E+02	2,08E+03	-6,84E+04	-3,53E+03	2,79E+04	1,38E+03	7,1885E+04	34,34
8	169	-3,44E+02	1,99E+03	-6,97E+04	-3,35E+03	2,61E+04	1,45E+03	7,2979E+04	33,34
9	136	-4,43E+02	2,80E+03	-6,90E+04	-4,66E+03	3,38E+04	1,40E+03	7,3257E+04	33,09
10	142	-4,66E+02	2,97E+03	-6,99E+04	-4,96E+03	3,57E+04	1,42E+03	7,4418E+04	32,03
11	157	-3,43E+02	1,96E+03	-7,17E+04	-3,32E+03	2,62E+04	1,38E+03	7,5001E+04	31,49
12	151	-3,57E+02	1,91E+03	-7,33E+04	-3,22E+03	2,70E+04	1,56E+03	7,6684E+04	29,96
13	134	-3,75E+02	2,58E+03	-7,44E+04	-4,32E+03	2,88E+04	1,15E+03	7,7999E+04	28,76
14	149	-3,75E+02	2,58E+03	-7,44E+04	-4,32E+03	2,88E+04	1,15E+03	7,7999E+04	28,76
15	153	-3,68E+02	2,20E+03	-7,54E+04	-3,70E+03	2,79E+04	1,46E+03	7,8838E+04	27,99
16	148	-3,36E+02	1,91E+03	-7,59E+04	-3,23E+03	2,55E+04	1,44E+03	7,9070E+04	27,78
17	141	-3,32E+02	1,99E+03	-7,71E+04	-3,38E+03	2,54E+04	1,33E+03	8,0219E+04	26,73
18	152	-4,00E+02	2,32E+03	-7,65E+04	-3,93E+03	3,07E+04	1,45E+03	8,0361E+04	26,60
19	132	-3,52E+02	2,01E+03	-7,80E+04	-3,41E+03	2,68E+04	1,41E+03	8,1303E+04	25,74
20	156	-3,25E+02	1,92E+03	-7,90E+04	-3,26E+03	2,47E+04	1,28E+03	8,2100E+04	25,01
21	162	-3,65E+02	1,74E+03	-7,97E+04	-2,95E+03	2,73E+04	1,81E+03	8,3091E+04	24,11
22	155	-3,32E+02	1,71E+03	-8,26E+04	-2,89E+03	2,48E+04	1,57E+03	8,5636E+04	21,78
23	134	-3,06E+02	1,80E+03	-8,43E+04	-3,07E+03	2,35E+04	9,98E+02	8,7250E+04	20,31
24	146	-3,71E+02	2,06E+03	-8,61E+04	-3,50E+03	2,83E+04	1,50E+03	8,9659E+04	18,11
25	164	-4,06E+02	2,34E+03	-8,71E+04	-3,97E+03	3,12E+04	1,45E+03	9,0976E+04	16,90
26	154	-3,95E+02	2,43E+03	-8,76E+04	-4,12E+03	3,02E+04	1,50E+03	9,1386E+04	16,53
27	137	-4,56E+02	2,69E+03	-8,83E+04	-4,46E+03	3,44E+04	1,58E+03	9,2622E+04	15,40
28	135	-3,86E+02	2,26E+03	-9,37E+04	-3,83E+03	2,94E+04	1,52E+03	9,7325E+04	11,10
29	147	-4,32E+02	2,51E+03	-9,93E+04	-4,22E+03	3,27E+04	1,72E+03	1,0338E+05	5,57
30	151	-3,70E+02	1,93E+03	-1,01E+05	-3,29E+03	2,78E+04	1,69E+03	1,0480E+05	4,28

**Çizelge 4.12** Optimizasyon tasarım değişkenleri değerleri.

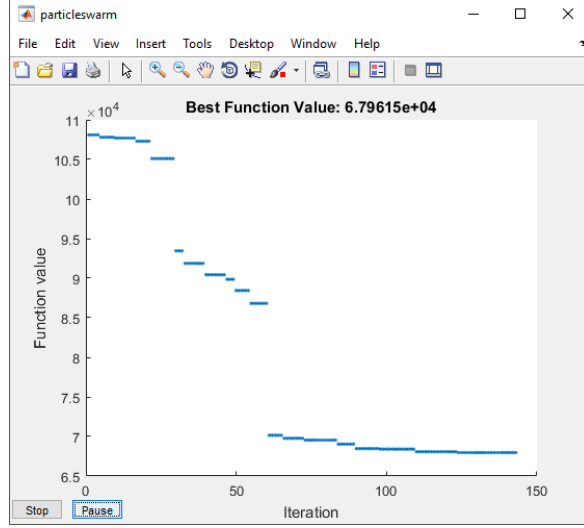
	L <sub>1</sub>	L <sub>2</sub>	t <sub>1</sub>	t <sub>2</sub>	θ <sub>1</sub>	θ <sub>2</sub>	θ <sub>3</sub>	θ <sub>4</sub>	θ <sub>5</sub>	θ <sub>6</sub>	θ <sub>7</sub>	θ <sub>8</sub>	θ <sub>9</sub>	θ <sub>10</sub>	θ <sub>11</sub>	θ <sub>12</sub>	θ <sub>13</sub>	θ <sub>14</sub>	θ <sub>15</sub>	θ <sub>16</sub>
0	0,1476	0,0494	3,19E-04	3,19E-04	90,0	-45,0	45,0	0,0	90,0	-45,0	45,0	0,0	90,0	-45,0	45,0	0,0	90,0	-45,0	45,0	0,0
1	0,1739	0,0484	3,19E-04	3,21E-04	79,4	53,1	-5,8	-24,7	48,4	-51,6	52,4	46,2	-61,6	44,5	-44,9	10,5	75,4	-40,8	-85,8	29,2
2	0,1581	0,0491	3,19E-04	3,21E-04	-9,9	-22,8	56,4	6,4	29,5	-37,9	42,3	2,5	62,1	41,1	-46,8	-25,6	41,2	-35,8	-6,8	37,4
3	0,1660	0,0487	3,21E-04	3,19E-04	78,2	23,3	-16,7	-33,6	-86,8	-51,5	76,5	-11,6	-88,8	5,5	-38,6	64,4	-11,8	-74,7	-49,9	33,1
4	0,1660	0,0487	3,21E-04	3,17E-04	-13,8	-21,5	52,5	21,2	30,1	-25,6	27,3	22,3	30,1	18,4	21,2	-21,9	51,2	37,2	-40,8	34,2
5	0,1660	0,0487	3,21E-04	3,19E-04	78,2	23,3	-16,7	-33,6	-86,8	-51,5	76,5	-11,6	-88,8	5,5	-38,6	64,4	-11,8	-74,7	-49,9	33,1
6	0,1660	0,0487	3,18E-04	3,22E-04	65,1	29,5	22,3	-20,7	73,1	-47,6	-1,7	-22,7	46,1	-44,7	8,1	47,3	-48,6	80,2	-67,8	51,4
7	0,1660	0,0487	3,16E-04	3,19E-04	-38,5	-43,9	41,3	-0,5	-41,9	52,1	58,1	-60,7	-9,8	11,4	74,3	-52,9	-9,9	43,1	50,4	-78,7
8	0,1581	0,0491	3,19E-04	3,17E-04	29,2	-81,6	-34,8	16,2	-67,8	-58,8	-50,9	70,3	71,2	20,2	-50,6	35,1	-36,7	38,2	-3,7	57,2
9	0,1739	0,0484	3,21E-04	3,17E-04	61,3	30,2	-2,5	-42,9	89,2	-71,6	36,1	-74,6	-71,7	22,4	-18,9	-27,8	-44,9	73,3	-82,6	56,1
10	0,1739	0,0484	3,18E-04	3,17E-04	-83,6	-1,7	20,1	-24,7	38,2	58,2	-28,7	42,2	-42,9	-23,8	28,4	38,2	-82,6	-84,8	-56,9	78,3
11	0,1581	0,0491	3,22E-04	3,19E-04	-4,9	19,1	-59,7	35,1	-62,5	67,2	-86,7	59,4	-2,6	-29,6	36,3	-31,9	21,5	41,3	35,5	0,2
12	0,1476	0,0494	3,20E-04	3,19E-04	46,1	-32,9	27,2	-32,9	-60,7	35,2	57,2	-61,9	-20,8	-38,8	6,3	41,1	-28,7	6,1	79,5	54,4
13	0,1739	0,0484	3,16E-04	3,21E-04	72,1	32,3	8,3	-37,3	-87,1	-66,3	-23,4	-25,1	-27,6	13,5	-87,3	-24,6	-28,1	-84,1	57,5	-67,4
14	0,1818	0,0479	3,21E-04	3,20E-04	40,4	20,3	-68,7	51,3	64,1	76,4	-47,9	-51,6	-86,6	-15,9	-40,7	-75,5	73,5	-69,8	-70,9	28,5
15	0,1581	0,0491	3,16E-04	3,19E-04	-48,7	-6,7	33,2	-63,7	-43,7	33,2	60,1	-58,7	-46,6	-33,5	71,5	21,1	64,1	-45,9	-56,9	-4,8
16	0,1581	0,0491	3,20E-04	3,18E-04	85,3	21,1	47,2	-56,8	81,2	-64,9	50,5	-75,7	67,3	87,2	-23,7	23,5	-85,5	23,1	68,5	42,5
17	0,1739	0,0484	3,16E-04	3,18E-04	86,2	55,2	27,3	-52,6	82,4	84,4	-55,6	-81,8	-78,9	-16,6	-15,8	-63,9	6,5	22,1	29,2	-48,7
18	0,1581	0,0491	3,21E-04	3,16E-04	80,4	-34,7	-12,8	46,9	70,1	35,2	-35,9	-69,5	40,3	55,4	-42,1	9,8	7,3	-34,8	59,4	-8,2
19	0,1581	0,0491	3,22E-04	3,19E-04	-3,5	18,3	-58,9	34,2	-61,7	69,5	-85,9	59,1	-3,6	-30,8	36,5	-30,5	23,2	41,1	36,2	2,3
20	0,1581	0,0491	3,19E-04	3,19E-04	-26,7	-29,8	51,4	-42,6	37,2	9,5	-81,8	35,4	-56,9	-80,9	-34,6	12,4	-77,8	-29,6	-20,9	-86,6
21	0,1422	0,0497	3,20E-04	3,20E-04	-51,8	-53,7	34,3	-20,6	59,2	-61,7	38,2	-80,5	-32,6	-7,6	47,4	-44,7	-48,9	-75,9	-34,9	51,1
22	0,1476	0,0494	3,21E-04	3,18E-04	60,3	89,2	24,1	-55,6	-77,7	70,1	-59,8	-9,9	24,3	44,5	-19,6	-33,8	-87,9	72,5	32,3	-63,6
23	0,1924	0,0475	3,18E-04	3,19E-04	90,0	21,8	-63,1	46,8	60,0	90,0	-31,2	-90,0	-90,0	-32,2	-22,7	-34,5	-90,0	90,0	54,0	30,5



**Çizelge 4.12 (Devam)** Optimizasyon tasarım değişkenleri değerleri.

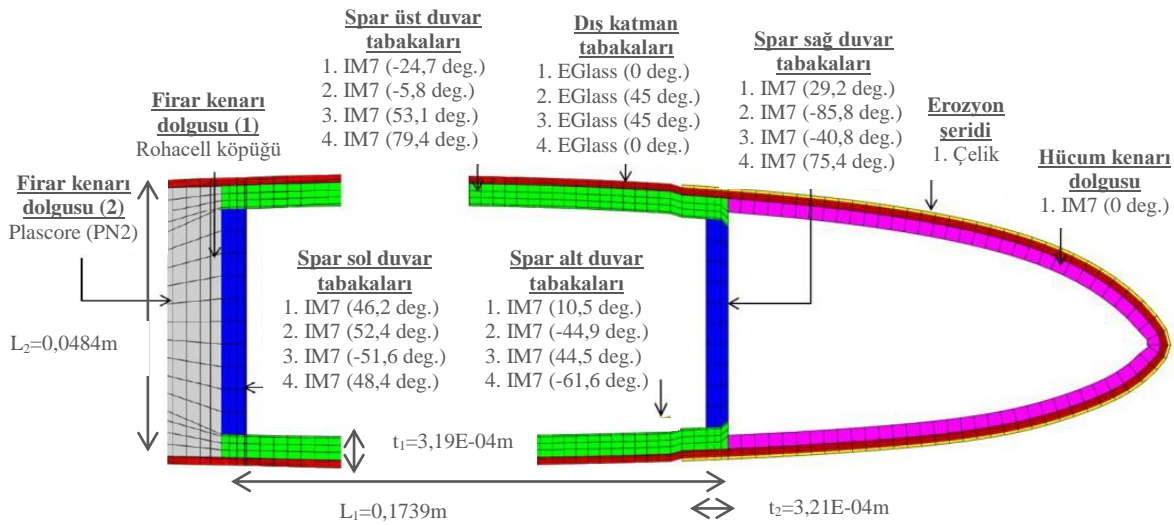
24	0,1581	0,0491	3,19E-04	3,17E-04	-27,9	48,1	-24,4	-8,6	-73,3	86,2	39,4	9,9	48,9	32,7	-30,8	-50,2	73,5	-78,9	47,7	-34,4
25	0,1660	0,0487	3,20E-04	3,18E-04	-65,8	4,2	-51,6	45,2	28,2	87,4	-41,8	63,1	-52,8	16,2	69,4	-23,8	-82,9	69,1	31,4	44,1
26	0,1660	0,0487	3,16E-04	3,21E-04	-60,8	-4,8	11,2	17,1	85,1	-78,6	-49,5	-80,9	83,1	61,2	54,5	-58,9	-38,5	52,4	-55,6	-13,7
27	0,1660	0,0487	3,21E-04	3,18E-04	-11,3	0,9	-34,3	29,2	-49,7	34,3	-40,7	61,5	-73,4	13,8	38,3	46,5	-25,1	-42,5	31,9	-37,6
28	0,1581	0,0491	3,21E-04	3,19E-04	-73,7	-21,8	-41,2	75,2	-33,4	47,8	-56,6	14,8	-23,3	-35,4	25,6	-14,6	-54,1	-30,6	-90,4	59,2
29	0,1581	0,0491	3,20E-04	3,16E-04	-13,1	-0,5	54,1	-54,0	30,2	-67,4	71,8	-67,0	-33,3	27,4	0,2	-41,7	-26,3	26,2	-72,7	-75,0
30	0,1476	0,0494	3,18E-04	3,19E-04	-40,7	-23,6	46,4	-37,6	31,1	20,4	-81,9	48,4	-53,9	-78,7	-28,6	24,3	-76,8	-23,7	-32,9	-86,9

Önerilen en iyi otuz tasarım içerisinde en iyi ilk üçüne ait ayrıntılı olarak grafik incelemesi yapılmıştır. Önerilen ilk tasarımda %37,92'lik bir performans iyileştirmesi gerçekleşmiştir. Önerilen ilk tasarıma ait optimizasyon çıktısı Şekil 4.18'de bulunmaktadır.



Şekil 4.18 PSO-fmincon hibrit algoritmasının önerdiği en iyi tasarıma ait iterasyon ve sonuç grafiği.

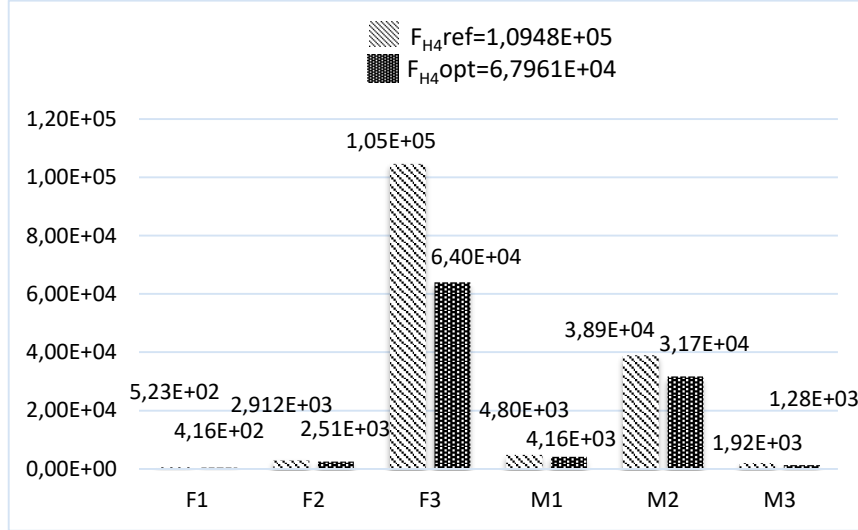
En iyi tasarım önerisine ait geometri bilgileri ve kompozit açılarının CAS ve CUS açı konfigürasyonundan bağımsız serbest açı dağılımı Şekil 4.19'da verilmektedir. Tasarım için üretilen açı ve geometri bilgileri doğrultusunda hesaplanan kuvvet ve moment değerleri Çizelge 4.13'te, bu değerlerin referans kesit değerleriyle kıyaslanması ise Şekil 4.20'de verilmiştir.



Şekil 4.19 En iyi tasarım önerisine ait kompozit açı ve geometri bilgileri.

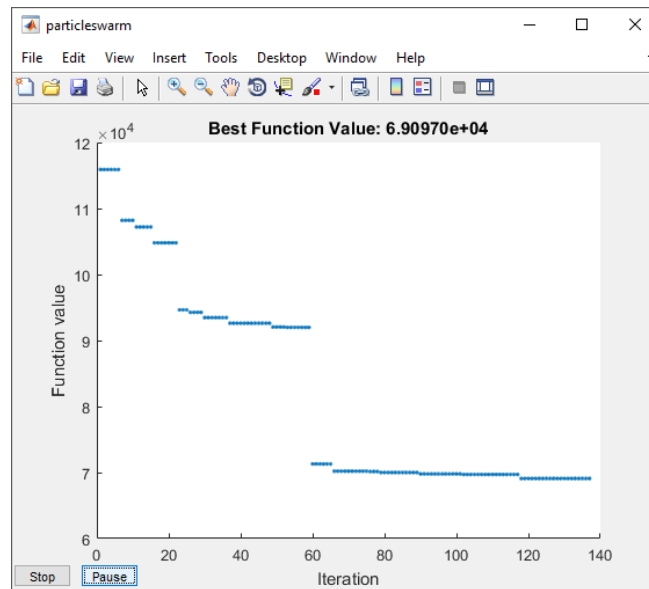
Çizelge 4.13 Optimizasyonun önerdiği en iyi tasarımın değerlendirilmesi.

$F_{4x}$ (N)	$F_{4y}$ (N)	$F_{4z}$ (N)	$M_{4x}$ (Nm)	$M_{4y}$ (Nm)	$M_{4z}$ (Nm)	$F_{H4}$ (N)	İyileşme Yüzdesi
-4,157E+02	2,506E+03	-6,400E+04	-4,164E+03	3,167E+04	1,283E+03	6,7961E+04	37,92



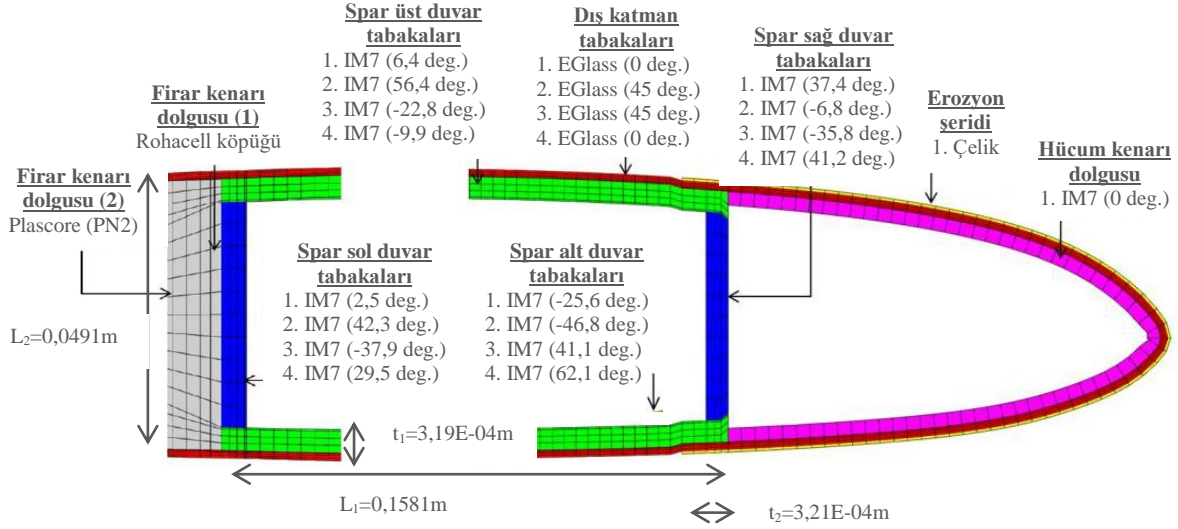
Şekil 4.20 Referans kesit ve önerilen en iyi tasarıma ait rotor başındaki kuvvet ve momentler.

Önerilen ikinci en iyi tasarımda amaç fonksiyonunda %36,89'luk titreşim iyileştirmesi gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.21'de ikinci en iyi sonuca ait optimizasyon çıktısı verilmektedir.



Şekil 4.21 PSO-*fmincon* hibrit algoritmasının önerdiği ikinci en iyi tasarıma ait iterasyon ve sonuç grafiği.

İkinci en iyi tasarım önerisi için üretilen serbest açı değerleri ve geometri bilgileri Şekil 4.22’de verilmektedir. Diğer en iyi sonuçlarda olduğu gibi hibrit algoritma CAS ve CUS açı dağılımlarından farklı açı sonuçları üretmiştir.

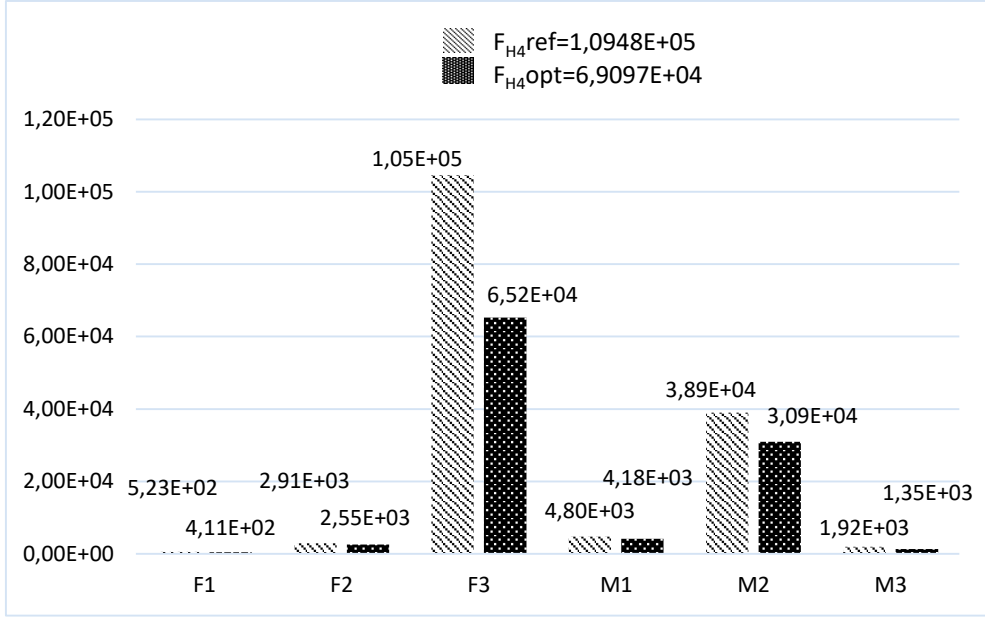


Şekil 4.22 İkinci en iyi tasarım önerisine ait kompozit açı ve geometri bilgileri.

Referans kesitin rotor başı kuvvet ve moment değerleri ve bu değerlerle hesaplanan amaç fonksiyonu sonuçları Çizelge 4.14’de verilmektedir. Referans kesit ve ikinci en iyi sonucun mukayeselerinin grafiksel gösterimi Şekil 4.23’te yer almaktadır.

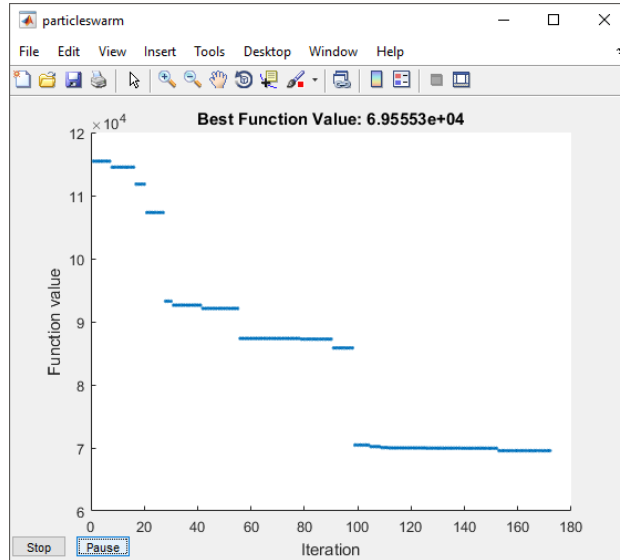
Çizelge 4.14 Optimizasyonun önerdiği ikinci en iyi tasarımın değerlendirilmesi.

$F_{4x}$ (N)	$F_{4y}$ (N)	$F_{4z}$ (N)	$M_{4x}$ (Nm)	$M_{4y}$ (Nm)	$M_{4z}$ (Nm)	$F_{H4}$ (N)	İyileşme Yüzdesi
-4,113E+02	2,548E+03	-6,523E+04	-4,184E+03	3,092E+04	1,352E+03	6,9097E+04	36,89

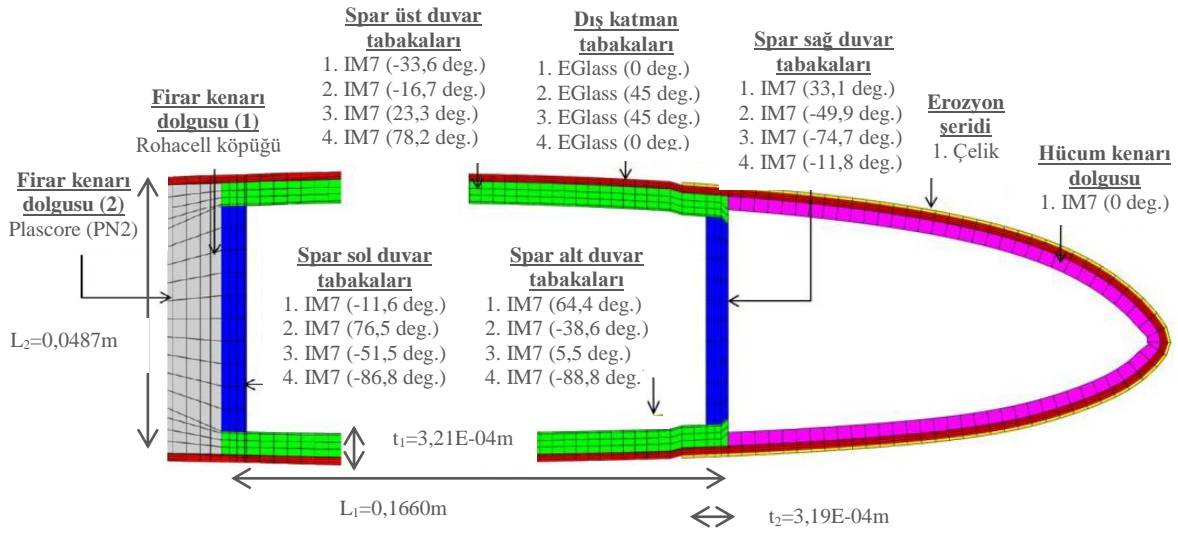


Şekil 4.23 Referans kesit ve önerilen ikinci en iyi tasarıma ait rotor başındaki kuvvet ve momentler.

PSO ve *fmincon* hibrit algoritmasının üçüncü en iyi sonuç için ürettiği optimizasyon sonucuna ait grafik Şekil 4.24'te verilmiştir. Üçüncü en iyide ulaşılan %36.47'lik iyileştirme için önerilen açı ve geometri bilgileri ise Şekil 4.25'te bulunmaktadır. Açılar serbest dağılım formundadır.



Şekil 4.24 PSO-*fmincon* hibrit algoritmasının önerdiği üçüncü en iyi tasarıma ait iterasyon ve sonuç grafiği.

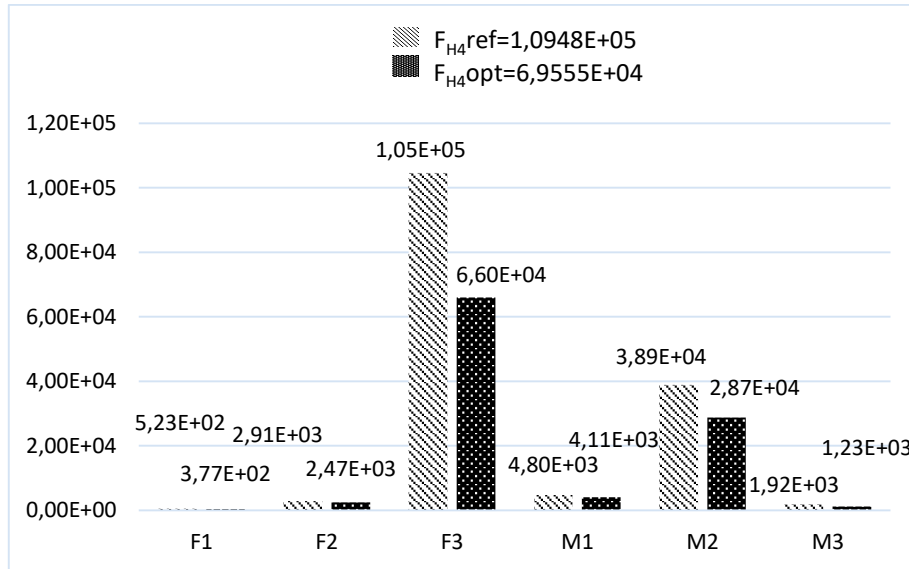


Şekil 4.25 Üçüncü en iyi tasarım önerisine ait kompozit açığı ve geometri bilgileri.

Hibrit algoritmanın önermiş olduğu üçüncü en iyi tasarım için hesaplanmış olan rotor başı kuvvet ve momentlere ait sayısal değerler Çizelge 4.15'te, bu değerlerin referans kesit ile kıyaslanması ise Şekil 4.26'da verilmektedir.

Çizelge 4.15 Optimizasyonun önerdiği üçüncü en iyi tasarımın değerlendirilmesi.

$F_{4x}$ (N)	$F_{4y}$ (N)	$F_{4z}$ (N)	$M_{4x}$ (Nm)	$M_{4y}$ (Nm)	$M_{4z}$ (Nm)	$F_{H4}$ (N)	İyileşme Yüzdesi
-3,773E+02	2,467E+03	-6,596E+04	-4,107E+03	2,873E+04	1,226E+03	6,9555E+04	36,47



Şekil 4.26 Referans kesit ve önerilen üçüncü en iyi tasarıma ait rotor başındaki kuvvet ve momentler.

## 5. TARTIŞMA ve SONUÇ

Bu tez çalışması helikopter rotor palinin performans optimizasyonu başlığı altında helikopter rotor başında meydana gelen titreşimi minimize etmek üzerine yapılmıştır. Titreşim ve tüm helikopter bileşenlerine ve özellikle mekanik sistem araçlarına zarar vermektedir. Aynı zamanda pilotun, mürettebatın ve yolcuların sağlığında da olumsuzluklara yol açmaktadır. Bu olumsuzluklara ilave olarak askeri kullanımlarda oldukça hassasiyet gerektiren silah sistemlerinin etkin bir şekilde hedefe isabet edememesine de neden olabilmektedir.

Titreşimin etkilerini en aza indirmek için literatürde aktif ve pasif kontrol yöntemleri olmak üzere iki tip yaklaşım bulunmaktadır. Aktif kontrol yöntemleri elektronik devreler, tahrik sistemleri ve sensörlerden meydana gelmektedir ve anlık veri beslemeleri gerçekleşir. Pasif kontrol yöntemleri, malzemenin yapısal dağılımı ya da yük ve momentlere anlık fiziksel yanıt veren sönümleyici ve izolatörlerle gerçekleşmektedir.

Bu çalışmada malzemenin yapısal formunda çalışmalar yapılmış ve bunun için amaç fonksiyonu olarak rotor başı kuvvet ve momentlerini içeren bir aeroelastik yanıt kodu sonucu olarak ortaya çıkmış olan indirgenmiş titreşim formülü kullanılmıştır. Optimizasyon modelinin değişkenleri kompozit tabaka açıları ve spar geometrisidir. Bunun yanı sıra spar geometrisi, frekans yerleştirme ve Tsai-Hill hasar kriteri tasarım kısıtlamalarıdır.

Titreşim için 3D aerodinamik analiz sonuçlarına ulaşılabilmesi için varyasyonel asimptotik yöntem (VAM-Variational Asymptotic Method) den faydalanılarak sırasıyla doğrusal 2D kesit analizi ve doğrusal olmayan 1D giriş analizi yapılması gerekmektedir. Analizlerin daha net ifade edilebilmesi için kesit analizi optimizasyonu ve aerodinamik analiz optimizasyonu olarak iki farklı başlıkta incelemeler yapılmıştır. Kesit analizi uygulamasında kuvvet ve moment olmamakla birlikte sadece statik analiz yapılmıştır. Daha sonra tümleşik ikinci uygulamada Sikorsky UH-60 referans kesiti için hem kesit analizi hem de aerodinamik analiz yapılmıştır.

Optimizasyon yöntemi olarak deterministik ve stokastik yöntemler incelenmiş tasarım problemi için en uygun algoritmanın seçimi gerçekleştirilmiştir. Bunun için ilk uygulama olan kesit analizinde algoritma sonuçlarının kıyaslanmasında birinci yöntem olarak deterministik bir method olan gradyan tabanlı MATLAB-*fmincon* algoritması kullanılmıştır. İkinci yöntem ise stokastik bir method olan PSO ile gradyan tabanlı *fmincon*'un hibrit formudur. Kesit analizinde ağ düğüm noktalarının bulunması için PYTHON script ile parametrik çalıştırılan ABAQUS'ten, kesit analizi sonuçları için VABS'tan yararlanılmıştır. Kesit analizi optimizasyon sonuçları, literatürde spar geometrileri için önerilen CUS-CAS açılı konfigürasyonlarının gradyan tabanlı bir yöntemle bulunmuş olduğunu ve lokal optimuma takıldığını göstermektedir. Hibrit algoritma ve serbest açılı konfigürasyonu ile referans kesite göre ileri-geri burulma kuplajı için iki kat, aşağı-yukarı burulma kuplajı için 1,2 kat iyileştirmeye ulaşılmıştır.

**Çizelge 5.1** Kesit analizi algoritma sonuçlarının karşılaştırılması.

<i>Değişkenler</i>	Uzama-Burulma Kuplajı		İleri-Geri Burulma Kuplajı		Aşağı-Yukarı Burulma Kuplajı	
	<i>fmincon</i>	<i>Hybrid</i>	<i>fmincon</i>	<i>Hybrid</i>	<i>fmincon</i>	<i>Hybrid</i>
x1*	0.2	0.2	0.12	0.12	0.2	0.2
x2**	0.1	0.06	0.1	0.1	0.06	0.06
x3§	0.002	0.002	0.0026	0.003	0.0021	0.002
x4§§	0.002	0.002	0.002	0.002	0.003	0.003
x5¶	24.5	29.6	0.0	-50.3	18.4	27.5
x6¶	24.2	90.0	0.0	-47.8	19.0	90.0
x7¶	23.5	29.0	0.0	57.4	19.7	27.0
x8¶	23.5	28.7	0.0	-45.4	19.4	26.9
x9¶¶	24.1	-85.6	14.5	87.3	0.0	-46.5
x10¶¶	23.6	31.4	15.6	22.3	0.0	-45.9
x11¶¶	23.3	90.0	15.2	22.4	0.0	58.6
x12¶¶	23.2	31.2	15.5	22.3	0.0	-45.3
x13‡	24.5	90.0	0.0	-52.0	-18.4	-26.7
x14‡	24.2	29.3	0.0	-89.9	-19.0	-27.0
x15‡	23.5	28.8	0.0	-48.0	-19.7	-27.3
x16‡	23.5	28.3	0.0	54.4	-19.4	-90.0
x17‡‡	24.1	-82.0	-14.5	-24.0	0.0	47.7
x18‡‡	23.6	29.0	-15.6	87.9	0.0	-51.9
x19‡‡	23.3	28.5	-15.2	-24.2	0.0	-52.1
x20‡‡	23.2	28.1	-15.5	-24.3	0.0	55.7
<b>F(x)&amp;</b>	<b>-0.746</b>	<b>-0.758</b>	<b>-0.338</b>	<b>-0.616</b>	<b>-0.596</b>	<b>-0.728</b>

(\* genişlik, \*\* yükseklik, § aşağı-yukarı duvar kalınlığı, §§ sağ-sol duvar kalınlığı, ¶ üst duvar fiber açıları, ¶¶ sol duvar fiber açıları, ‡ alt duvar fiber açıları, ‡‡ sağ duvar fiber açıları, & amaç fonksiyonu değeri)



Kesit analizi ile performansları test edilen hibrit form ve gradyan tabanlı algoritmadan hibrit formun aerodinamik analiz için uygun olduğu sonucuna varılmıştır. Hibrit form, gradyan tabanlı algoritmaların güvenli bölgede kesin sonuçlar üretmesi ve stokastik yöntemlerin arama uzayını geniş tarayabilmeleri avantajlarını içermektedir.

Aerodinamik analiz için VABS'ın ürettiği çıktıların girdi olarak kullanıldığı DYMORE ile rotor başına uygulanan kuvvet ve momentler hesaplanmıştır. Her iterasyonda analiz programlarının ardı sıra çalışmasını sağlayan kod dizini C#'ta yazılmıştır. Optimizasyon MATLAB ortamında yapılmıştır.

Aerodinamik optimizasyon sonucunda yeni tasarımda Sikorsky UH-60 referans kesite kıyasla helikopter rotor başında yaklaşık %38'lik titreşim azalması ( $F_{H4}$ ) gerçekleşmiştir. Referans kesitin alındığı Kumar (2013), ın çalışmasında benzer optimizasyon modeli ile titreşim azalması ( $F_{H4}$ ) %27'de kalmıştır.

Toplamda otuz adet tasarım önerisi yapılmıştır, bunlardan en iyi beş tasarıma ait amaç fonksiyonu çıktıları Çizelge 5.2'de, tasarım değişkenleri değerleri ise Çizelge 5.3'te verilmiştir.

**Çizelge 5.2** Aerodinamik analiz optimizasyon sonuçları.

İterasyon Sayısı	$F_1$	$F_2$	$F_3$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	f(x)-Amaç Fonk.	İyileşme Yüzdesi	
0	-5,23E+02	2,91E+03	-1,05E+05	-4,80E+03	3,89E+04	1,92E+03	1,0948E+05	0,00	
1	143	-4,16E+02	2,51E+03	-6,40E+04	-4,16E+03	3,17E+04	1,28E+03	6,7961E+04	37,92
2	137	-4,11E+02	2,55E+03	-6,52E+04	-4,18E+03	3,09E+04	1,35E+03	6,9097E+04	36,89
3	172	-3,77E+02	2,47E+03	-6,60E+04	-4,11E+03	2,87E+04	1,23E+03	6,9555E+04	36,47
4	156	-4,34E+02	2,91E+03	-6,56E+04	-4,82E+03	3,31E+04	1,32E+03	6,9792E+04	36,25
5	147	-3,80E+02	2,48E+03	-6,64E+04	-4,12E+03	2,89E+04	1,23E+03	7,0053E+04	36,01

**Çizelge 5.3** Aerodinamik analiz optimizasyon tasarım değişkenleri değerleri.

	İterasyon					
	0	1	2	3	4	5
<b>L<sub>1</sub></b>	0,1476	0,1739	0,1581	0,166	0,166	0,166
<b>L<sub>2</sub></b>	0,0494	0,0484	0,0491	0,0487	0,0487	0,0487
<b>t<sub>1</sub></b>	3,19E-04	3,19E-04	3,19E-04	3,21E-04	3,21E-04	3,21E-04
<b>t<sub>2</sub></b>	3,19E-04	3,21E-04	3,21E-04	3,19E-04	3,17E-04	3,19E-04
<b>θ<sub>1</sub></b>	90	79,4	-9,9	78,2	-13,8	78,2
<b>θ<sub>2</sub></b>	-45	53,1	-22,8	23,3	-21,5	23,3
<b>θ<sub>3</sub></b>	45	-5,8	56,4	-16,7	52,5	-16,7
<b>θ<sub>4</sub></b>	0	-24,7	6,4	-33,6	21,2	-33,6
<b>θ<sub>5</sub></b>	90	48,4	29,5	-86,8	30,1	-86,8
<b>θ<sub>6</sub></b>	-45	-51,6	-37,9	-51,5	-25,6	-51,5
<b>θ<sub>7</sub></b>	45	52,4	42,3	76,5	27,3	76,5
<b>θ<sub>8</sub></b>	0	46,2	2,5	-11,6	22,3	-11,6
<b>θ<sub>9</sub></b>	90	-61,6	62,1	-88,8	30,1	-88,8
<b>θ<sub>10</sub></b>	-45	44,5	41,1	5,5	18,4	5,5
<b>θ<sub>11</sub></b>	45	-44,9	-46,8	-38,6	21,2	-38,6
<b>θ<sub>12</sub></b>	0	10,5	-25,6	64,4	-21,9	64,4
<b>θ<sub>13</sub></b>	90	75,4	41,2	-11,8	51,2	-11,8
<b>θ<sub>14</sub></b>	-45	-40,8	-35,8	-74,7	37,2	-74,7
<b>θ<sub>15</sub></b>	45	-85,8	-6,8	-49,9	-40,8	-49,9
<b>θ<sub>16</sub></b>	0	29,2	37,4	33,1	34,2	33,1

Sikorsky UH-60 referans kesitte spar geometrisinin sahip olduğu tekdüze açı dağılımı CUS açı konfigürasyonu şeklindedir. Buna karşın hem kesit analizi hem de aerodinamik analizde serbest açı dağılımı sayesinde daha iyi mukavemet ve yapısal rijitlik sonuçlarına ulaşılmıştır.

Serbest açı dağılımının sağlamış olduğu yapısal iyileştirmeye rağmen kompozit üretim teknikleri açısından incelendiğinde, üretim aşamasında karşılaşılabilecek olumsuzluklar bulunmaktadır. CUS ve CAS açı konfigürasyonlarına ulaşmak; iplik sarma, çekme ya da elle tabakalama yöntemleri ile mümkündür. Ancak her bir tabakanın farklı açılardan oluşması için farklı üretim metotlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Günümüzde spar benzeri geometrilerin açı dağılımlarında CUS ve CAS konfigürasyonları ile karşılıklı duvarların tabakalarında tekdüze veya asimetrik açılar kullanılarak üretim yapılabilmektedir. Üretim yöntemlerinin gelişmesi ile birlikte bu tabakalarda serbest açılarının kullanılmasının da mümkün olacağı öngörülmektedir.

## 6. KAYNAKLAR

- Anonim, 2012. Helicopter Flying Handbook. FAA-Federal Aviation Administration, Yayın No: FAA-H-8083-21A, Oklahoma City, USA.
- Azina, C. (2017). Diamond-Based Multimaterials for Thermal Management Applications. PhD Thesis, The Graduate College at the University of Nebraska, United States and The Graduate College at the University of Bordeaux, France.
- Baytaş, A.C. (2011). Uçak Mühendisliği Terimleri Sözlüğü. TMMOB Makina Mühendisleri Odası, Ankara, Türkiye.
- Berdichevsky, V.L. (1979). Variational-asymptotic method of constructing a theory of shells. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics (PMM)*, **43**: 664–687
- Berdichevsky, V., Armanios, E. and Badir, A. (1992) Theory of anisotropic thin-walled closed-cross-section beams. *Composites Engineering*, **2**: 411-432.
- Beshay, G.E., Maalawi, K.Y., Abdrabbo, S.M. and Khalifa, T.A. (2015). Dynamic optimization of thin-walled composite blades of wind turbines. *World Applied Sciences Journal*, **33**: 525-535.
- Blasques, J.P. and Stolpe, M. (2011). Maximum stiffness and minimum weight optimization of laminated composite beams using continuous fiber angles. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, **43**: 573–588.
- Bloomfield, M.W., Herencia, J.E. and Weaver, P.M. (2008). Optimization of Anisotropic Laminated Composite Plates Incorporating Nonconventional Ply Orientations. 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Schaumburg, IL, 7-10 April, 1-15.
- Bramwell, A.R.S., Done, G. and Balmford, D. (2001). Bramwell's Helicopter Dynamics. Butterworth-Heinemann, 2. edition, Oxford, UK.
- Butyrin, V. I., Maksimenko, V. N., Pavshok, L. V. and Podrzhin, E. G. (2009). Application of the coordinatewise descent method on a unit interval for weight optimization of structures made of composite materials. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, **50**: 720–727.

- Chen, J., Wang, Q., Shen, W.Z., Pang, X., Li, S. and Guo, X. (2013). Structural optimization study of composite wind turbine blade. *Materials & Design*, **46**: 247–255.
- Chun, H.J., Park, M. J. and Byun, J.H. (2006). Behaviors of CAS and CUS thick-walled channel composite beams. *International Journal of Modern Physics B*, **20**: 4016-4021.
- Cuevas, E., Cienfuegos, M., Zaldívar, D. and Pérez-Cisneros, M. (2013). A swarm optimization algorithm inspired in the behavior of the social-spider, *Expert Systems with Applications*, **40**: 6374-6384.
- Dalli, U. (2007). Helikopter Rotor Kanadı Titreşimlerinin Aktif Flaplarla Azaltılması. Doktora Tezi, Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- Eberhart, R., and Kennedy, J. (1995). A New Optimizer Using Particle Swarm Theory. Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science (MHS'95). Nagoya, Japan, 4-6 October, 39-43.
- Friedmann, P.P, Terlizzi, M.D. and Myrtle, T.F. (2001). New developments in vibration reduction with actively controlled trailing edge flaps. *Mathematical and Computer Modelling*, **33**: 1055-1083.
- Friedmann, P.P. (1991). Helicopter vibration reduction using structural optimization with aeroelastic/multidisciplinary constraints - a survey. *Journal of Aircraft*, **28**: 8-21.
- Friedmann, P.P. (1992). Impact of Structural Optimization with Aeroelastic/Multidisciplinary Constraints on Helicopter Rotor Design. Aerospace Design Conference, Irvine CA, USA, 3-6 February, 1-22.
- Friedmann, P.P., Venkatesan, C. and Yuan, K. (1992). Development of a Structural Optimization Capability for the Aeroelastic Tailoring of Composite Rotor Blades with Straight and Swept Tips. 4th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Cleveland OH, 21-23 September, 722-748.
- Fu, Y., Xiong, J., Luo, C. and Yun, X. (2015). Static mechanical properties of hybrid RTM-made composite I- and II-beams under three-point flexure. *Chinese Journal of Aeronautics*, **28**: 903-913.

- Gandhi, F. and Sekula, M.K. (2004). Helicopter vibration reduction using fixed-system auxiliary moments. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, **42**: 501-512.
- Ganguli, R. (2002). Optimum design of a helicopter rotor for low vibration using aeroelastic analysis and response surface methods. *Journal of Sound and Vibration*, **258**: 327–344.
- Ganguli, R. (2013). Optimal design of composite structures: a historical review. *Journal of the Indian Institute of Science*, **93**: 557-570.
- Ganguli, R. and Chopra, I. (1992). Aeroelastic Optimization of an Advanced Geometry Helicopter Rotor. 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Dallas TX, 13-15 April, 3072-3085.
- Ganguli, R. and Chopra, I. (1994). Multi-Objective Optimization of a Composite Helicopter Rotor. 35th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Adaptive Structures Forum, Hilton Head SC, 18-21 April, 892-912.
- Ganguli, R. and Chopra, I. (1995). Aeroelastic optimization of a helicopter rotor with composite coupling. *Journal of Aircraft*, **32**: 1326-1334.
- Ganguli, R. and Chopra, I. (1996a). Aeroelastic optimization of a helicopter rotor to reduce vibration and dynamic stresses. *Journal of Aircraft*, **12**: 808-815.
- Ganguli, R. and Chopra, I. (1996b). Aeroelastic optimization of a helicopter rotor with two-cell composite blades. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, **34**: 835-841.
- Ghorashi, M. (2016). Statics and Rotational Dynamics of Composite Beams. Springer International Publishing, 1. edition, Switzerland.
- Glaz, B., Friedmann P.P., and Liu, L. (2006). Efficient Global Optimization of Helicopter Rotor Blades for Vibration Reduction in Forward Flight. 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, 6-8 September, 1-20.

- Glaz, B., Friedmann, P.P. and Liu, L. (2008a). Surrogate based optimization of helicopter rotor blades for vibration reduction in forward flight. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, **35**: 341-363.
- Glaz, B., Friedmann, P.P. and Liu, L. (2008b). Vibration Reduction and Performance Enhancement of Helicopter Rotors Using an Active/Passive Approach. 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Schaumburg IL, 7-10 April, 1-18.
- Glaz, B., Goel, T., Liu, L., Friedmann P.P. and Haftka, R. (2007). Application of a Weighted Average Surrogate Approach to Helicopter Rotor Blade Vibration Reduction. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, 23-26 April, 1-25.
- Glaz, B., Goel, T., Liu, L., Friedmann P.P. and Haftka, R. (2009). Multiple-surrogate approach to helicopter rotor blade vibration reduction. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, **47**: 271-282.
- Goeij, W.C, Tooren M.J.L. and Beukers, A. (1999). Implementation of bending-torsion coupling in the design of a wind-turbine rotor-blade. *Applied Energy*, **63**: 191-207.
- Guo, S., Li, D. and Liu, Y. (2011). Multi-objective optimization of a composite wing subject to strength and aeroelastic constraints. *Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **226**: 1095–1106.
- Gyan, S., Ganguli, R. and Naik, G.N. (2012). Damage-tolerant design optimization of laminated composite structures using dispersion of ply angles by genetic algorithm. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, **31**: 799–814.
- Javidrad, F., Nazari, M. and Javidrad, H.R. (2018). Optimum stacking sequence design of laminates using a hybrid PSO-SA method. *Composite Structures*, **185**: 607-618.
- Jiang, P., Lin, Z., Xu, J. and Sun, J. 2012. A Particle Swarm Optimization Algorithm for Minimizing Weight of the Composite Box Structure. International Conference on Frontiers of Advanced Materials and Engineering Technology (FAMET 2012), Xiamen, China, 4–5 January, 470–475.

- Jingze, Q. (2011). From autorotation to safe landing. *Procedia Engineering*, **17**: 46–51.
- Kaveh, A. and Talatahari, S. (2009). A particle swarm ant colony optimization for truss structures with discrete variables. *Journal of Constructional Steel Research*, **65**: 1558-1568.
- Kaveh, A. and Talatahari, S. (2009). Particle swarm optimizer, ant colony strategy and harmony search scheme hybridized for optimization of truss structures. *Computers and Structures*, **87**: 267–283.
- Kennedy, J. and Eberhart, R. (1995). Particle Swarm Optimization. IEEE International Conference on Neural Networks. Perth, Australia, 27 November - 1 December, 1942-1948.
- Khot, N.S., Venkayya, V.B., Johnson, C.D., and Tischler, V.A. (1973). Optimization of fiber reinforced composite structures. *International Journal of Solids and Structures*, **9**: 1225–1236.
- Kodiyalam, K., Nagendra, S. and DeStefano, J. (1996). Composite sandwich structure optimization with application to satellite components. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, **34**: 614-621.
- Kovalovs, A., Barkanov, E. and Gluhihs, S. (2007). Numerical optimization of helicopter rotor blade design for active twist control. *Aviation*, **11**: 3-9.
- Kovalovs, A., Barkanova, E., Ruchevskisa, S. and Wesolowskib, M. (2017). Optimisation methodology of a full-scale active twist rotor blade. *Procedia Engineering*, **178**: 85-95.
- Kumar, D. (2013). Design and Analysis of Composite Rotor Blades for Active/Passive Vibration Reduction. PhD Thesis, The University of Michigan, Ann Arbor, USA.
- Lee, D., Morillo, C., Oller, S., Bugada, G. and Oñate, E. (2013). Robust design optimisation of advance hybrid (fiber-metal) composite structures. *Composite Structures*, **99**: 181–192.
- Lee, Y.J., Lin, C.C., Ji, J.C. and Chen, J.S. (2005). Optimization of a composite rotor blade using a genetic algorithm with local search. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, **24**: 1759–1769.

- Lentz, W.K., Armanios E.A. and Badir A.M. (1996). Constrained Optimization of Thin-Walled Composite Beams with Coupling. AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 37th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit, Salt Lake City, UT, 15-17 April, 2326-2334.
- Li, H. and Chandrashekhara, K. (2015). Particle swarm-based structural optimization of laminated composite hydrokinetic turbine blades. *Engineering Optimization*, **47**: 1191-1207.
- Li, L. (2008). Structural Design of Composite Rotor Blades with Consideration of Manufacturability, Durability, and Manufacturing Uncertainties. PhD Thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, USA.
- Lim, J.W. and Chopra, I. (1991). Aeroelastic optimization of a helicopter rotor using an efficient sensitivity analysis. *Journal of Aircraft*, **28**: 29-37.
- Liu, L., Friedmann, P.P. and Patt, D. (2005). Simultaneous Vibration and Noise Reduction in Rotorcraft – Practical Implementation Issues. 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Austin, Texas, 18-21 April, 1-28.
- Lopez Jimenez, F. (2011). Mechanics of thin carbon fiber composites with a silicone matrix. PhD Thesis, California Institute of Technology, Pasadena, California.
- Manjunath, K., Mohan Kumar, S. and Channakeshava, K.R. (2011). Optimization of ply stacking sequence of composite drive shaft using particle swarm algorithm. *Journal of Engineering Science and Technology*, **6**: 323–331.
- Mansfield, E.H. and Sobey, A.J. (1979). The fiber Composite Helicopter Blade - Part I: Stiffness Properties - Part II: Prospects for Aeroelastic Tailoring, *Aeronautical Quarterly*, **30**: 413-449.
- Miracle, D.B. and Donaldson S.L. (2001). Introduction to Composites. In: Miracle, D.B., Donaldson S.L. (Eds.), ASM handbook, ASM International, Materials Park, OH, 39-67.



- Muc, A. and Gurba, W. (2001). Genetic algorithms and finite element analysis in optimization of composite structures. *Composite Structures*, **54**: 275–281.
- Nagendra, S., Jestin, D., Gürdal, Z., Haftka, R.T. and Watson, L.T. (1996). Improved genetic algorithm for the design of stiffened composite panels. *Computers & Structures*, **58**: 543-555.
- Naik, G.N., Gopalakrishnan, S. and Ganguli, R. (2008). Design optimization of composites using genetic algorithms and failure mechanism based failure criterion. *Composite Structures*, **83**: 354-367.
- Nikbakt, S., Kamarian, S. and Shakeri, M. (2018). A review on optimization of composite structures Part I: Laminated composites. *Composite Structures*, **195**: 158-185.
- Nshanian, Y.S., Pappas, M. (1983). Optimal laminated composite shells for buckling and vibration. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, **21**: 430-437.
- Özgümüş, Ö.Ö. (2012). Dynamic and Aeroelastic Analysis of a Helicopter Blade with an Actively Controlled Trailing Edge Flap in Forward Flight. Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- Park, J.H., Hwang, J.H., Lee, C.S. and Hwang, W. (2001). Stacking sequence design of composite laminates for maximum strength using genetic algorithms. *Composite Structures*, **52**: 217–31.
- Park, J.S., Kim, S.H. and Jung, S.N. (2011). Optimal design of a variable-twist proprotor incorporating shape memory alloy hybrid composites. *Composite Structures*, **93**: 2288-2298.
- Rafieea, M., Nitzscheb, F. and Labrossea, M. (2017). Dynamics, vibration and control of rotating composite beams and blades: A critical review. *Thin-Walled Structures*, **119**: 795-819.
- Rehfield, L.W. (1985). Design Analysis Methodology for Composite Rotor Blades. 7th DoD/NASA Conference on Fibrous Composites in Structural Design, Denver, CO, 17-20 June, 1-15.

- Roth-Johnson, P., Wirz, R.E. and Lin, E. (2014). Structural design of spars for 100-m biplane wind turbine blades. *Renewable Energy*, **71**: 133-155.
- Satheesh, R., Naik, G.N., Ganguli, R. (2009). Conservative design optimization of laminated composite structures using genetic algorithms and multiple failure criteria. *Journal of Composite Materials*, **44**: 369-387.
- Schmit, L.A., Fleury, C. (1980). Discrete-continuous variable structural synthesis using dual methods. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, **18**: 1515-1524.
- Sciuva, M.D., Gherlone, M., Lomario, D. (2003). Multiconstrained optimization of laminated and sandwich plates using evolutionary algorithms and higher-order plate theories. *Composite Structures*, **59**: 149–154.
- Sina, S.A. and Haddadpour, H. (2014). Axial–torsional vibrations of rotating pretwisted thin walled composite beams. *International Journal of Mechanical Sciences*, **80**: 93-101.
- Smith, C.S. and Chopra, I. (1990). Formulation and evaluation of an analytical model for composite box-beams. *Journal of the American Helicopter Society*, **36**: 23-35.
- Song, O., Librescu L. and Jeong, N.H. (2001). Static response of thin-walled composite I-beams loaded at their free-end cross-section: analytical solution. *Composite Structures*, **52**: 55-65.
- Stadler, B.M.R. and Stadler, P.F. (2010). Combinatorial vector fields and the valley structure of fitness landscapes. *Journal of Mathematical Biology*, **61**: 877-898.
- Suresh, S., Sujit P.B. and Rao, A.K. (2007). Particle swarm optimization approach for multi-objective composite box-beam design. *Composite Structures*, **81**: 598-605.
- Taha, H.A. (2003). Yöneylem Araştırması (6. Baskıdan Çeviri: Ş. Alp Baray ve Şakir Esnaf). Literatür Yayıncılık, 3. baskı, İstanbul.
- Venkayya, V.B. (1971). Design of optimum structures. *Computers & Structures*, **1**: 265-309.

- Venter, G., Haftka, R.T. and Starnes, F.H. (1998). Construction of response surface approximations for design optimization. *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Journal*, **36**: 2242-2249.
- Walker, M. and Smith RE. (2003). A technique for the multiobjective optimisation of laminated composite structures using genetic algorithms and finite element analysis. *Composite Structures*, **62**: 123–128.
- Warminski, J., Latalski, J. and Szmit, Z. (2014). Coupled flexural-torsional vibrations of a composite beam attached to a rotating hub. 9th International Conference on Structural Dynamics, Porto, Portugal, 30 June - 2 July, 1883-1889.
- Wickramasinghe, V.K. and Hagood, N.W. (2004). Durability characterization of active fiber composite actuators for helicopter rotor blade applications. *Journal of Aircraft*, **41**: 931-937.
- Yu, W. (2013). VABS Manual for Users. Utah State University, Logan, Utah, USA.
- Yuan, K. and Friedmann, P.P. (1995). Aeroelasticity and structural optimization of composite helicopter rotor blades with swept tips. NASA 4665 Contractor Report, Washington, DC.

## İnternet Kaynakları

- 1) [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Chere\\_helice.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Chere_helice.jpg), 16.01.2018
- 2) [http://www1.mmo.org.tr/resimler/dosya\\_ekler/2ef524fbf3d9fe6\\_ek.pdf?dergi](http://www1.mmo.org.tr/resimler/dosya_ekler/2ef524fbf3d9fe6_ek.pdf?dergi), 13.09.2018
- 3) <http://www.wikizeroo.net/wiki/en/Bamboo-copter>, 05.01.2018
- 4) [https://www.researchgate.net/figure/Leonardo-da-Vincis-Aerial-Screw-precursor-to-the-modern-helicopter\\_fig1\\_305347439](https://www.researchgate.net/figure/Leonardo-da-Vincis-Aerial-Screw-precursor-to-the-modern-helicopter_fig1_305347439), 14.01.2018
- 5) <https://tr.pinterest.com/pin/388717011566007946/>, 15.10.2018
- 6) <http://www.militaryplanes.co.uk/aircraft%20photos/blackhawk/blackhawk3.jpg>, 14.10.2018
- 7) <https://conceptbunny.com/sikorsky-uh-60-black-hawk/>, 13.09.2018
- 8) <http://www.wikizeroo.net/index.php?q=aHR0cHM6Ly9lbi53aWtpcGVkaWEub3JnL3dpa2kvRnVzZWxhZ2U>, 02.08.2018
- 9) [http://navybmr.com/study%20material/14008a/14008A\\_ch7.pdf](http://navybmr.com/study%20material/14008a/14008A_ch7.pdf), 14.10.2018
- 10) <https://www.geaviation.com/military/engines/t700-engine>, 12.09.2018
- 11) <http://www.flight-mechanic.com/helicopter-main-rotor-systems/>, 11.09.2018
- 12) [http://oh1ninja.la.coocan.jp/details/B206/B206\\_e.html](http://oh1ninja.la.coocan.jp/details/B206/B206_e.html), 12.09.2018
- 13) <http://www.flight-mechanic.com/types-of-rotor-systems/>, 11.09.2018
- 14) [https://en.wikibooks.org/wiki/Rotorcraft\\_Fundamentals/Introduction\\_to\\_the\\_Helicopter](https://en.wikibooks.org/wiki/Rotorcraft_Fundamentals/Introduction_to_the_Helicopter), 02.09.2018
- 15) [https://www.flickr.com/photos/ian\\_e\\_abbott/15096639717/](https://www.flickr.com/photos/ian_e_abbott/15096639717/), 10.09.2018
- 16) [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Helicopter\\_tail\\_rotor.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Helicopter_tail_rotor.svg), 10.09.2018
- 17) <https://www.boeing.com.tr/urunler-ve-hizmetler/savunma-uzay-ve-guvenlik/ch-47-chinook.page>, 01.11.2018
- 18) <https://mathbitsnotebook.com/Algebra1/FunctionGraphs/FNGTypePiecewise.html>, 18.12.2018

19) <https://www.bloomberg.com/news/photo-essays/2015-02-23/14-smart-inventions-inspired-by-nature-biomimicry>, 18.12.2018

20) <https://www.nytimes.com/2007/11/13/science/13traff.html>, 18.12.2018

21) <http://classroom.materials.ac.uk/caseRoto.php>, 05.10.2017

Williams, E. (2017). Composite Materials and Helicopter Rotor Blades

22) [https://authors.library.caltech.edu/5456/1/hrst.mit.edu/hrs/materials/public/composites/Composites\\_Overview.htm](https://authors.library.caltech.edu/5456/1/hrst.mit.edu/hrs/materials/public/composites/Composites_Overview.htm), 05.12.2018

23) <https://www.mar-bal.com/language/en/applications/history-of-composites/>, 05.12.2018

24) [http://yildiz.edu.tr/~cdemir/Titresim%20Bilgileri\\_1.pdf](http://yildiz.edu.tr/~cdemir/Titresim%20Bilgileri_1.pdf), 15.12.2018

25) <http://www.wikizeroo.net/index.php?q=aHR0cHM6Ly91cGxvYWQud2lraW1lZGlhLm9yZy93aWtpcGVkaWEvZW4vMi8yZS9JbWFnZS1UYWNvbWFfTmFycm93c19CcmlkZ2UxLmdpZg>, 15.12.2018

26) <https://www.scisnack.com/2014/07/24/winds-that-huff-puff-and-blow-down-bridges/>, 15.12.2018

27) <http://failuremag.com/article/tacoma-narrows-bridge-collapse>, 15.12.2018

28) <http://vlab.amrita.edu/?sub=3&brch=175&sim=1080&cnt=1>, 15.12.2017

29) <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>, 15.02.2017

## ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Hacer ARIOL TAYMAZ  
Doğum Yeri ve Tarihi : Afyonkarahisar / 21.01.1985  
Yabancı Dili : İngilizce  
İletişim (Telefon/e-posta) : 0.555.723.9807 / hacerariol@aku.edu.tr

### Eğitim Durumu (Kurum ve Yıl)

Lise :Sandıklı Anadolu Lisesi, (1995-2003)  
Lisans :Selçuk Üniversitesi, Endüstri Mühendisliği Bölümü, (2003-2007)  
Yüksek Lisans :Afyon Kocatepe Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, (2009-2011)  
Doktora :Afyon Kocatepe Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, (2012-2019)

Çalıştığı Kurum/Kurumlar ve Yıl : Boztoprak Gıda San. ve Tic. A.Ş. (2009-2010)

Afyon Kocatepe Üniversitesi, Sinanpaşa Meslek Yüksekokulu (2012-Devam ediyor )

Yayımları (SCI ve diğer) :

### Uluslararası İndekslerde Taranan Dergiler

ARIOL TAYMAZ, H . (2017). Optimization of composite couplings in helicopter rotor blade spar using hybrid particle swarm-gradient algorithm. *Bilge International Journal of Science and Technology Research*, **1**: 71-78.