T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

İNSANSIZ HELİKOPTERİN İTKİ/TORK ORANININ İYİLEŞTİRİLMESİ

Hazırlayan
Aydın TÜRKMEN

Danışmanlar
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Yüksek Lisans Tezi

Mart 2020
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

İNSANSIZ HELİKOPTERİN İTKİ/TORK ORANININ İYİLEŞTİRİLMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan
Aydın TÜRKMEN

Danışmanlar
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Mart 2020
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Aydın TÜRKMEN

YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI

"İnsansız Helikopterin İtki/Tork Oranının İyileştirilmesi" adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi' ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan
Aydın TÜRKMEN

Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR

Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı Başkanı

Prof. Dr. İlke TÜRKMEN

Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR ve Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında Aydın TÜRKMEN tarafından hazırlanan **"İnsansız Helikopterin İtki/Tork Oranının İyileştirilmesi"** adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Sivil Havacılık** Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

12 /03 /2020

JÜRİ:

Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Fatma YILDIRIM DALKIRAN .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Ömer ÇAM .....

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 24/03/2020. tarih ve 2020/22-02...sayılı kararı ile onaylanmıştır.

24/03/2020

Prof. Dr. Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü V.

TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları, bilimsel katkıları ve yakın ilgileriyle yardımlarını esirgemeyen; akademik hayatımda daima örnek alacağım danışmanlarım Mehmet KONAR ve Tuğrul OKTAY'a çok teşekkür ederim.

Tez çalışmam esnasında gösterdikleri sabır ve desteklerinden dolayı çalışma arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım.

Bugünlere gelmemde maddi manevi hiçbir desteği esirgemeyen ve sürekli yanımda olan saygı değer aileme en içten dileklerimle teşekkür ederim.

Aydın TÜRKMEN

Mart 2020, KAYSERİ

İNSANSIZ HELİKOPTERİN İTKİ/TORK ORANININ İYİLEŞTİRİLMESİ

Aydın TÜRKMEN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Mart 2020
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR
İkinci Danışman: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Uçak, planör, helikopter gibi insansız hava araçlarının (İHA) tasarımı, teknolojinin gelişmesiyle birlikte popüler mühendislik çalışmalarından biri olmuştur. İHA'lar sabit veya döner kanatlı olarak farklı türlerde tasarlanmaktadırlar. Bu tasarımlarda ele alınması gereken konulardan biri de İHA'nın maksimum itki/tork oranının belirlenmesidir. Bu çalışmada, insansız helikopterin itki/tork oranının iyileştirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla, insansız bir helikopterin itki/tork oranını etkileyen pal parametrelerinden; palin uzunluğu, veter genişliği, kütle yoğunluğu ve burulma açısı, giriş parametreleri olarak seçilmiştir. Bu parametrelere karşılık elde edilecek itki/tork oranı ise çıkış parametresi olarak belirlenmiştir. Önerilen yaklaşımda, kullanılan giriş değerlerinin ± %5 oranında artırılıp-azaltılmasıyla, maksimum itki/tork oranı hesaplanmıştır. Bu hesaplamada, literatürde sıklıkla tercih edilen ve etkin sonuçlar sunan Yapay Arı Kolonisi (YAK) algoritmasından yararlanılmıştır. Çalışma sonucunda referans alınan değerlere göre, yaklaşık %31 iyileşme elde edilmiştir. Simülasyon sonuçları, YAK algoritmasının, maksimum itki/tork değerine karşılık pal parametre değerlerinin kısa sürede ve kabul edilebilir hata oranıyla bulma konusunda oldukça iyi bir performans sergilediğini göstermiştir.

Anahtar kelimeler: Yapay Arı Kolonisi, İtki/Tork Oranı, Helikopter, Optimizasyon

IMPROVEMENT THE THRUST/TORQUE RATIO OF AN UNMANNED HELICOPTER

Aydın TÜRKMEN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
Master Thesis, March 2020
Supervisor: Asst. Prof. Mehmet KONAR
Co- Supervisor: Assoc. Prof. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

The design of unmanned aerial vehicles (UAV) such as aircraft, glider, helicopter has become one of the popular engineering studies with the development of technology. UAVs are designed in different types as fixed or rotary wings. One of the issues that should be addressed in these designs is to determine the maximum thrust/torque ratio of UAV. In this study, it is aimed to improve the thrust/torque ratio of the unmanned helicopter. For this purpose, one of the blade parameters that affect the thrust/torque ratio of an unmanned helicopter; blade length, blade chord, mass density and torsion angle are selected as input parameters. The impulse/torque ratio to be obtained against these parameters is determined as the output parameter. In the proposed approach, the maximum thrust/torque ratio was calculated by increasing or decreasing the input values used by ± 5%. In this calculation, Artificial Bee Colony (ABC) algorithm, which is preferred in the literature and provides effective results, was used. As a result of the study, approximately 31% improvement has been achieved according to the reference values. Simulation results showed that the ABC algorithm performs very well in finding the blade parameter values in a short time and with an acceptable error rate compared to the maximum thrust/torque value.

Keywords: Artificial Bee Colony, Thrust/Torque Ratio, Helicopters, Optimization

İÇİNDEKİLER

İNSANSIZ HELİKOPTERİN İTKİ/TORK ORANININ İYİLEŞTİRİLMESİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK i
YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI ii
UYGUNLUK ii
KABUL VE ONAY iii
TEŞEKKÜR iv
ÖZET v
ABSTRACT vi
KISALTMALAR x
ŞEKİLLER LİSTESİ xi
TABLOLAR LİSTESİ xiii
GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Genel Bilgiler 3
1.2. Literatür Araştırması 4

2. BÖLÜM

HELİKOPTER SİSTEMLERİ

2.1. Helikopter Rotor Sistemleri 9
2.1.1. Tandem Rotor 9
2.1.2. Koaksiel Rotor 10
2.1.3. Eş zamanlı Rotor 10
2.1.4. Kuyruksuz Rotor 11
2.1.5. Tilt Rotor 11
2.1.6. Yelpaze Kuyruk Rotor 12

2.2. Kuyruk Rotoru ve Anti-Tork Sistemi 12
2.3. Temel Pervane Bilgileri 13
2.3.1. Pervane Terimleri 15
2.4. Pal Elemanı Teorisi 18
2.5. Pervane Üzerine Etkiyen Kuvvetler 18
2.5.1. Merkezkaç Kuvveti 19
2.5.2. İtki Bükme Kuvveti 20
2.5.3. Tork Bükme Kuvveti 20
2.5.4. Aerodinamik Burulma Momenti 21
2.5.5. Merkezkaç Burulma Momenti 21
2.5.6. Titreşim ve Rezonans 21
2.6. Pervane Yapısı 22
2.6.1. Alüminyum Alaşımlı Pervaneler 23
2.6.2. Çelik Pervaneler 23
2.6.3. Kompozit Pervaneler 24
2.6.4. Ahşap Pervaneler 24
2.7. Pal İstasyonları 24

3. BÖLÜM

KULLANILAN YÖNTEMLER

3.1. Yapay Arı Koloni (YAK) Algoritması 26
3.2. İtki/Tork Oranı 29

4. BÖLÜM

BENZETİM ÇALIŞMASI

4.1. Problemin Tanımı 35
4.2. Problemin Formülüzasyonu ve Simülasyon Sonuçları 37

5. BÖLÜM

TARTIŞMALAR VE SONUÇLAR

5.1. Tartışma 42

5.2. Sonuç ve Öneriler 43

KAYNAKÇA 44

ÖZGEÇMİŞ 51

KISALTMALAR

Sembol	Anlamı	Birimi
ABC	Artificial Bee Colony	
CFD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği	
cm	Santimetre	
CVF	Lifli Kompozitler	
D	Optimize Edilecek Parametre Sayısı	
d	Palin Burulma Açışı	
g	Palin Veter Genişliği	
İHA	İnsansız Hava Aracı	
Kg	Kilogram	
λ	Hatve Uzunluğu	
L_o	Sıfır Kaldırma Açısı	
m	Metre	
y	Palin Kütle Yoğunluğu	
NASA	National Aeronautics and Space Administration	
SN	Popülasyon Boyutu	
u	Palin Uzunluğu	
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	
UMARC	Maryland Üniversitesi Gelişmiş Rotor Kodu	
VDTR	Girdap Üreteci Merkez Çapı	
YAK	Yapay Arı Kolonisi	
$\beta(r)$	Aerodinamik Eğim Açısı	
βc	Akor Hattına Göre Eğim Açısı	
fit_i	Kaynağın Uygunluk Değeri	
x^j_{min}	Karar Değişkeni İçin Alt Sınır	
x^j_{max}	Karar Değişkeni İçin Üst Sınır	
x_{ij}	Popülasyon Çözümü	
x_{kj}	Yiyecek Kaynağı	
V_i	x_i Komşuluk Araştırma Çözümü	
$\emptyset_{ij}$	[-1,1] Arasında Rasgele Değer Alan Parametre	
j	Parametre Değerleri	

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. Tandem rotorlu helikopter 9
Şekil 2.2. Koaksiel rotorlu helikopter. 10
Şekil 2.3. Eş zamanlı rotor tipi. 10
Şekil 2.4. Kuyruksuz tip rotor. 11
Şekil 2.5. Tilt tip rotor. 11
Şekil 2.6. Yelpaze kuyruk tipi rotor. 12
Şekil 2.7. Kuyruk rotoru anti-tork sistemi. 13
Şekil 2.8. Kuyruk rotoru 13
Şekil 2.9. Turbo fan ve turbo fan motorda itki üretimi. 14
Şekil 2.10. Pervane pal bölümleri. 15
Şekil 2.11. Pervanelere ait bazı terimlerin gösterimi. 16
Şekil 2.12. Pal ve hücum açısı. 17
Şekil 2.13. Pervane paline ait çeşitli pozisyonlar. 17
Şekil 2.14. Pervane palinin görünümü. 18
Şekil 2.15. Burkulmuş ve burkulmamış pal arasındaki fark. 19
Şekil 2.16. Pervane üzerine etkiyen kuvvetler. 19
Şekil 2.17. Pervane üzerine etkiyen merkezkaç kuvveti. 20
Şekil 2.18. Pervane üzerine etkiyen itki bükme kuvveti. 20
Şekil 2.19. Pervane üzerine etkiyen tork bükme kuvveti. 21
Şekil 2.20. Pervane üzerine etkiyen aerodinamik burulma ve merkezkaç burulma momentleri. 22
Şekil 2.21. Pervane üzerine etkiyen vibrasyon. 22
Şekil 2.22. Pervane manşeti. 23
Şekil 2.23. Üretim malzemelerine göre pervane tipleri. 25
Şekil 2.24. Pal istasyonları. 25
Şekil 3.1. Hava aracı pervanesi kanadının kanat profili kesiti. 30
Şekil 3.2. Bir pervane pali boyunca aerodinamik eğim açısındaki radyal değişim. 30
Şekil 3.3. Aerodinamik adım uzunluğunu tanımlayan sarmal. 31
Şekil 3.4. Pervane atak açısının dönen pervaneye etki eden aerodinamik kuvvetler üzerindeki etkisi. 33
Şekil 4.1. Referans alınan helikopter İHA 35

Şekil 4.2. Maksimum İtki/tork oranı için oluşturulan model yapısı. 36
Şekil 4.3. Palin uzunluk değerinin iterasyona göre değişimi. 38
Şekil 4.4. Pal veter genişliğinin iterasyona göre değişimi. 38
Şekil 4.5. Pal kütle yoğunluğunun iterasyona göre değişimi. 39
Şekil 4.6. Palin burulma açısının iterasyona göre değişimi. 39
Şekil 4.7. İtki/tork oranının iterasyona göre değişimi. 40

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 4.1. Referans alınan helikopter İHA verileri 36
Tablo 4.2. YAK modeli için referans alınan parametrelerin değerleri. 37
Tablo 4.3. En iyi modelde elde edilen giriş ve çıkışın katsayı değerleri. 37
Tablo 4.4. YAK algoritması kullanarak yapılan optimizasyon çalışmasının sonuçları.. 41

GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA), kendine ait güç sistemi ile beslenen, faydalı yükleri taşıyabilen, otomatik veya manuel olarak uzaktan kontrol sistemine sahip günümüzün gelişmekte olan teknolojik ürünüdür. Gelişmekte olan havacılık alanında İHA'ların kullanımının yaygınlaşmasıyla, askeri ve sivil alanda amaçlara hizmet eden ürünler ortaya çıkmaktadır. Bunun sonucunda, gözetleme, takip, nesne tanıma, uzaktan müdahale, tarım arazilerinin ilaçlanması, arama-kurtarma, trafik kontrolü, yük nakliyesi ve yangın söndürme gibi geniş bir kullanım alanında kendisine yer bulmuştur. İstenen görevleri yerine getirmek için farklı tasarımlara sahip, sabit ve dönebilen kanatlı hava araçları geliştirilmiştir [1-5].

Döner kanatlı hava araçları, kalkış ve inişi dikey olarak yaptığı için uzun bir piste ihtiyaç duymazlar. Döner kanatlı hava araçlarından helikopterler, çok kalabalık alanlarda ve zorlu arazi koşullarında çalışabilme ve havada belli bir süre askıda kalabilme gibi birçok özellikten dolayı tercih edilmektedir. Helikopterin en önemli avantajlarından birisi, pallerin hava içerisinde dönerek ileriye doğru hızlanmaya ihtiyacı olmadan taşıma kuvveti oluşturarak dikey olarak havalanabilmesidir [3-8].

Helikopter performansını etkileyen konuların başında itki/tork oranı gelmektedir. İtki/tork oranın en üst düzeye çıkarılmasında, bir pali döndürmek için gerekli olan torku en aza indirmek, itkiyi ise üst düzeye çıkarmak gereklidir. Bu da iyi bir pal tasarımının yapılmasından geçmektedir. Bu nedenle itki/tork oranının iyileştirilmesinde pal parametrelerinin iyi belirlenmesi gerekmektedir.

Bu çalışmada, elektrik motorlu döner kanatlı bir helikopterin itki/tork oranının iyileştirilmesi ele alınmıştır. Bu amaçla, insansız helikopterde kullanılan palin uzunluğu (u), palin veter genişliği (g), palin kütle yoğunluğu (y) ve palin burulma açışı (d) dikkate alınarak, maksimum itki/tork oranı hesaplanmıştır. Hesaplama için Yapay Arı Kolonisi algoritmasından (YAK) yararlanılmıştır. Beş bölümden oluşan tezin birinci bölümünde, genel bilgiler ve literatür araştırmasına yer verilmiştir. Tezin ikinci bölümünde helikopter sistemi açıklanmıştır. Üçüncü bölümde, optimizasyon işleminde kullanılan YAK algoritması açıklanmıştır. Bununla birlikte itki/tork oranı hakkında bilgiler de bu bölümde sunulmuştur. Dördüncü bölümde problemin tanımı, problemin formülizasyonu ve simülasyon sonuçları verilmiştir. Son bölümde ise sonuçlara ve tartışmalara yer verilmiştir.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Genel Bilgiler

Dikey uçuş arayışı bir asırdan fazla insanoğlunun hayallerini süslemektedir. Ancak kullanışlı bir hava aracı türü olan bir helikopter yapma hayalinin gerçekleşmesi, uçakların başarıyla uçmasından sonra bile uzun yıllar sürmesine neden olmuştur. Juan de la Cierva ve Igor Sikorsky, dönen kanatlı uçaklar geliştirmek için çalışan ilk öncülerdendir. Ancak, motor gücü, uçak gövdesi ağırlığı, rotor titreşimleri vb. gibi kısıtlamalar nedeniyle ve yaşadıkları dönemdeki sıkıntılardan dolayı, amaçlarını pratik olarak gerçekleştirememişlerdir. İlk helikopterlerin çoğu, havada kalma süreleri birkaç saniyeyi geçmemiştir [2-6].

Teknolojinin gelişmesiyle birlikte; helikopter sistemleri, sahip olduğu motor tarafından döndürülen rotor ya da rotorlar vasıtasıyla üç eksen etrafında haraket kabiliyeti kazanmışlardır. Bu hareket kabiliyetiyle dikey iniş ve kalkış, ileriye, geriye, sağa ve sola manevra gerçekleştirebilmektedir. Bununla birlikte havada askıda kalabilme kabiliyetine sahiptirler.

Helikopterler, bir ya da daha fazla rotor tarafından tahrik edilen, iki ya da daha fazla rotor pali içermektedir. Uçuşun gerçekleştirilmesi, rotor tarafından tahrik edilen bu paller vasıtasıyla yapılır. Uçuş boyunca gerekli taşıma kaynağı, döner rotor palleri tarafından sağlanmaktadır. Bu nedenle tasarımcılar tarafından rotor tahrik sisteminin ve pallerin optimum olarak belirlenmesi gerekmektedir [4-8].

1.2. Literatür Araştırması

Kullanım alanının genişlemesiyle birlikte farklı İHA'ların üretilmesi için İHA tasarımının önemi artmıştır. Bu artışla birlikte İHA tasarımcıları istenilen görevlere bağlı olarak farklı tasarımlara yönelmektedir. Bu tasarım süreçlerinde, itki sistemiyle, havada kalış süresinin ve menzilin artırılmasıyla ilgili birçok çalışma yapılmıştır [9-24].

L. W. Traub, bataryalarla çalışan uçakların menzilini ve havada kalış süresini tahmin etmek için denklemler geliştirmiştir. Bataryanın boşalma hızının yanı sıra voltaj düşüşünün etkin kapasite üzerindeki etkileri hakkında incelemeler yapmıştır [9].

E. Bouhoubeiny et al., atmosferik ölçümler için uzun ömürlü mini İHA'ın optimum tasarımı üzerine çalışmalar yapmıştır. Değişik algoritmalar kullanılarak yapılan optimizasyon sürecinde, belirli bir görev için havada kalış süresinin maksimizasyonunda seçilen yöntemin verimli olduğunu belirtmişlerdir [10].

T. Chang ve H. Yu çalışmalarında İHA'da güç sisteminde bulunan azalmakta olan bataryanın havada kalış süresine etkisi incelemişlerdir. Geleneksel İHA ile önerilen yöntemi Genetik algoritma yardımıyla karşılaştırmışlardır. Bataryanın optimum seçilmesi gerektiğini ve önerilen yöntemin havada kalış süresini arttırdığını belirtmişlerdir [11].

D. A. Lawrence ve K. Mohseni çalışmalarında, elektrikli mikro hava araçlarının verimliliği için analiz yapmışlardır. Aerodinamik, pervane, motor ve sürücü verimliliği analizlerini belirtmişlerdir [12].

O. Gur ve A. Rosen, İHA'lar için elektrikli tahrik sistemlerinin optimizasyonu üzerine çalışma yapmışlardır. Mini İHA'da en uygun tahrik sistemlerini tasarlamak için önemli tasarım yaklaşımları sunmuşlardır. Tahrik sistemini optimize ederken, pervane, motor, enerji kaynağı gibi sistemlerin eşzamanlı olarak değerlendirilmesi gerektiğini belirtmişlerdir [13].

Haibo et al., helikopterin motor sistemi için değişken rotor hız kontrolü ile ilgili araştırmalar yapmışlardır. Benzer şekilde, Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (National Aeronautics and Space Administration, NASA), değişken rotor hız sistemi için kontrol edilebilen kaydırma algoritması hakkında araştırma yapmıştır [14].

Han ve Smith, ileri yönde uçuş için değişken hızlı rotorun aeroelastik etkileriyle ilgili araştırmalar yapmıştır. Çırpma hareketinin gecikmeli yüklere önemli ölçüde katkıda bulunduğunu tespit etmişlerdir. Artan pal sönümlemesinin geçici rotor torkunu önemli ölçüde azaltabileceği sonucuna varmışlardır [15].

Chopra, aerodinamik ve yapısal bileşenler arasındaki etkileşimi içeren ve aktif olarak biçim değişimi yapabilen bir rotor sisteminde aero-mekaniği incelemiştir. Rotor hızı ve değişken pal yarıçapı parametreleri, UMARC programı kullanılarak helikopterin uçuş performansını artırmıştır [16].

Woods et al., kamberini değiştirebilen bir rotor sistemi için bir kanat üretmek amacıyla kaplama üzerinde eğrisel lifli kompozitler (Curvilinear Fiber Composites, CVF) kullanmışlardır. Kullanılan bu kanat, helikopterin ileri uçuş hızını ve manevra kabiliyetini önemli ölçüde artırmıştır [17].

Mestrinho et al., tarafından değişken açıklıklı bir kanat için sürüklenme azaltımı için analiz yapmışlardır. Kanat, deneysel olarak test edilirken, aerodinamik katsayılar, matematiksel bir model kullanılarak hesaplanmıştır. Çalışma sonucunda kanat aerodinamiğinde iyileştirmeler yapılmıştır [18].

Secanell et al., tarafından yapılan çalışmada küçük helikopter İHA'lar için kanatlarındaki biçim değişimi ele alınmıştır. Bu çalışmada, kalkış, iniş, uçuş, sallanma ve hatta irtifa kaybının başlangıcında bile kanatların biçiminin değişimi incelenmiştir. Çalışma sonucunda biçim değişimine sahip helikopter İHA'nın uçuş süresi ve manevra kabiliyetinde iyileşme görmüşlerdir [19].

Porter et al., değişken kollektörlü hatve rotoru üzerinde deneysel bir analiz yapmışlardır. Sonuçlar değişken kollektörlü hatve rotorlarının, sabit hatve rotorlarına göre daha iyi performans gösterdiğini bulmuşlardır [20].

Mistry ve Gandhi, değişken rotor yarıçapı ve rotor hızı üzerinde analiz yapmışlardır. Rotor hız değişiminde, %14 daha az güç harcaması olduğu belirlenmiştir. Yarıçap ve rotor hızının birlikte değişimlerinde, güç harcamasının sadece yarıçap veya rotor hızı değişimlerine göre önemli ölçüde yüksek olduğu bulunmuştur. Ayrıca, ağırlık ve

yükseklik parametrelerinin, elde edilebilecek performans artışları üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğu sonucuna varmışlardır [21].

Chen ve Chopra, akıllı bir rotorun pal büküm kontrolü ile rüzgâr tüneli testini gerçekleştirmiştir. Model, üç farklı rotor hızında test edilmiştir ve rotor aktif büküm kontrolü ile test edilmeden önce belirli bir uçuş koşuluna ayarlanmıştır. Gözlemciler, titreşimli rotor torkunda ve momentte düşüşler gözlemlemişlerdir. Gözlemciler, daha iyi performans için rotor tasarımını geliştirmek üzere Maryland Üniversitesi Gelişmiş Rotor Kodu (University of Maryland Advanced Rotor Code, UMARC) ile elde edilen verileri karşılaştırmak için daha fazla çalışma yapılması gerektiğini belirtmişlerdir [22].

NASA ve Sikorsky, değişken çaplı eğimli rotor üzerinde rüzgâr tüneli testini gerçekleştirmiştir. Rüzgâr tüneli testi yapılmasına rağmen, değişken çaplı rotor asla üretilmemiştir. Bir girdap üreteci merkez çapı (VDTR) konseptinin faydaları arasında daha iyi süzülme verimliliği (helikopter gibi kanatlarla uzatılmış) ve ileri yöndeki uçuşta daha iyi itme kuvveti sağlamışlardır [23].

Barakos et al., değişken rotor hızı ve bıçak bükümüne sahip bir rotor için yapısal analizin yanı sıra aerodinamik olarak da incelemelerde bulunmuştur. Yarı ampirik aerodinamik model ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği (Computational Fluid Dynamics, CFD) olarak iki model kullanılmıştır. Kullanılan paller, UH-60A'dan alınmıştır. Rotor üzerinde indüklenen hız için kullanılan model, Pitt-Peters dinamik akış modelidir kullanılmıştır. Çalışma sonucunda kullanılan modelin performansında artış gözlemlemişlerdir [24].

Literatür incelendiğinde, kanatların ve helikopterlerin rotorlar arası geçişi mümkündür ve bazı performans avantajları olduğu görülmektedir. Kamber, pal bükümü ve hatta rotor yarıçaplarını değiştirmek için akıllı malzemeler veya başka mekanizmalar kullanılarak araştırmalar yapılmıştır. Uçuş kontrollerindeki gelişmeler, biçim değiştiren kanatları tasarlamanın ve kontrol etmenin mümkün olduğu anlamına gelmektedir. Biçim değiştiren rotorlar ile ilgili araştırmaların çoğu yapılar veya kontroller alanında yapılmıştır. Aerodinamik veya biçim değiştiren rotorların performansı ile ilgili kapsamlı bilgiler içermemektedir.

2. BÖLÜM

HELİKOPTER SİSTEMLERİ

Dengeli, yetenekli, güvenilir bir şekilde havada uçabilen helikopterler, sabit kanatlı hava araçlarına göre daha geç geliştirilmeye başlanmıştır. Bunun sebebi büyük ölçüde uçaklara göre, daha yüksek güçlü motorlara gereksinimim duymasındandır. Yirminci yüzyılın ortalarına kadar helikopterin gelişmesinde en önemli faktör motor içerisindeki yakıt kullanımının iyileştirilmesidir. Yirminci yüzyılın ikinci yarısında turbo şaft motorların hafif ağırlıklı ve daha kullanılışlı olmasından dolayı helikopterlerde hızlı gelişim ve yüksek performans sağlanmıştır. Günümüzde helikopterlerde turbo şaft motor tercih edilmektedir. Daha küçük ve daha ucuz helikopterlerde ise pistonlu motorlar tercih edilmektedir.

Helikopterin en önemli özelliği, ileri doğru olan manevra kabiliyetine ek olarak arka, sağ ve sol yönlere doğru hareket edebilme yeteneğine sahip olmasıdır. Helikopterin uçaklara kıyasla en önemli avantajlarından birisi de, pervanelerinin hava aracının üst kısmına konumlanmasıyla hava içerisinde dönerek, yerde ileriye doğru hızlanma ihtiyacı gerekmeden havalanmak için gerekli olan kaldırma kuvvetini oluşturmasıdır. Buna ek olarak, havada iken bulunduğu yerde sabit durabilir. İniş ve kalkış esnasında da uçaklardaki gibi özel bir piste ihtiyaç duymaz. Bundan dolayı çoğu alanda hayatı kolaylaştıran helikopterler, motor ve uçuş donanımlarını taşıyan bir gövde ve kuyruk kısmından oluşur [25-29].

Bununla birlikte helikopterlerin, kullanım zorluğu, pilotun aynı anda levye ve birçok pedala hâkim olması, uçak motorlarına göre daha çok yakıt tüketmesi, uçuş hızlarının uçaklara göre az olması, çok gürültülü ve titreşimli olması gibi dezavantajları vardır.

Ana rotor harekete başladığında gövdenin zıt yöne doğru dönmesini engellemek için helikopterin hareket yönünün tayin edilmesi gerekir. Etkinin tepkiye eşitliği prensibine göre gövde üzerindeki motor vasıtasıyla döndürülen rotor, gövdeyi zıt yöne döndürmeye çalışır. Çift motora sahip büyük helikopterlerde böyle bir sorunla karşılaşılmaz. Rotorların dönüş istikametleri birbirlerine zıt olarak ayarlandığından birbirlerinin oluşturduğu etki dengelenerek, gövde sabit kalır. Bu tarz helikopterlerde rotorlar arka arkaya, yan yana ve aynı eksende olmak üzere alt alta konumlandırılabilir.

Rotorları hareket ettiren kuvvet ya içten yanmalı motor ya da turbo şaft motor olarak adlandırılan gaz türbinidir. Gaz türbinleri 1950'lerden sonra helikopterlerde sıkça kullanılmıştır. Rotor paletleri dönerken yatay olarak bakıldığında uçak kanatlarına benzer bir açı oluşturur. Uçaklarda hücum açısı olarak isimlendirilen bu açı, helikopterlerde hatve açısı veya pal açısı olarak tanımlanır. Helikopterlerin yerden havaya daha fazla yükselmesi gerektiğinde gereken kaldırma kuvveti, rotor hızının arttırılmasıyla değil, hatve açılarının değişimi ile gerçekleşir. Çünkü rotorun dönüş hızı değişmez. Hatve açısını değiştirmek için pilot kabininde bulunan bir levye kolu kullanılır. Buna benzer birçok kontrol yüzeyinin pilot tarafından her an kullanılması gerekir. Bu sebeple, helikopterleri kullanacak kişinin özel bir eğitime tabii olması gerekir [25-30].

Helikopterlerin belli bir istikamete doğru uçması istendiğinde rotorun o yöne doğru eğilmesi gerekir. Bu durumda rotorun oluşturduğu kaldırma gücünün iki bileşeni olur. Biri, dik olarak helikopteri yukarı çeker. Diğeri, yatay düzlemde helikopterin istenen istikamete gitmesini sağlar. Sürükleme hızının artması için rotorun daha fazla eğilmesi gerekir. Bu durumda kaldırma kuvvetinin azalmaması için motor gücü arttırılır. Rotorun istenen yöne eğilmesi pal açılarının, bir tam devir sırasında bir arttırılıp bir azaltılmasıyla gerçekleştirilir. Bu sırada eğilecek kısımdaki kaldırma kuvveti azalır, tam karşı yarım devirde yükselir. Bu da hatve açısının devrinin yarısında yükseltilmesiyle sağlanır. Hatve açısı pilot tarafından levye koluyla kontrol edilir. Motor uçuş sırasında aniden çalışmayı durdurduğu zaman rotorunda dönme hızı durur ve kaldırma kuvveti ortadan kalkar ve helikopter düşüşe geçer. Bu hâlde hatve açısı eksi yâni yatay ufuk düzleminin altına düşer. Paller, helikopter aşağı doğru düşüşe geçtiğinde aşağıdan yukarıya doğru oluşan hava akımını belli bir açıyla almaya başlar. Bu esnada oto rotasyon adı verilen olay meydana gelir ve rotor dönmeye başlar. Rotorun dönmesiyle

birlikte oluşan kaldırma kuvveti, helikopterlerin düşerken hızını azaltarak, meydana gelebilecek kazaların önüne geçilir.

2.1. Helikopter Rotor Sistemleri

Helikopter rotor sistemi, dönerek kaldırma kuvveti oluşturan helikopterin bir parçasıdır. Rotorlardan bir tanesi ana rotor olarak yatay olarak monte edilerek, dikey kalkışı sağlar. Kuyruk rotoru ise dikey olarak monte edilebilir. Bu sayede helikoptere yatay olarak itme kuvveti oluşturur. Kuyruk rotoru olmadığı zaman helikopter ana rotorun dönüş yönünün tersine dönmek ister. Kuyruk rotoru, anti-tork oluşturarak helikopteri ana rotorun dönüş yönünün tersine dönmesini engeller [31-32].

2.1.1. Tandem Rotor

Tandem (çift) rotorlu helikopterlerin iki tane büyük, yatay, art arda konumlandırılmış olan rotor türüdür. Şekil 2.1'deki gibi kuyruk rotoru ve ana rotor yerine iki rotor vardır. Tandem rotorlu helikopterlerde kuyruk rotoru yerine dengeyi birbirinin tersi yönünde dönen rotorlar sağlar. Ters yönde dönen rotor palleri, içe doğru büküldüğünden birbirleri ile çarpışmazlar veya birbirlerine zarar vermezler.



Şekil 2.1. Tandem rotorlu helikopter .

Tek rotorlu sistemlere göre avantajı kısa palleri ile daha fazla ağırlık kaldırabilmeleridir. Çünkü motorlarda oluşturulan gücün tamamı kaldırmada kullanılmaktadır. Tek rotorlu sistemlerde motor gücünün bir kısmı anti-tork sisteminde kullanılır. Bu yüzden tandem rotorlu helikopterler, daha hızlı ve güçlüdür [33-34].

2.1.2. Koaksiel Rotor

Koaksiel rotorlu helikopterlerde, rotor bir diğer rotorun üzerinde olacak şekilde bir direk üstüne monte edilmiştir. Bu rotorlar aynı dönme eksenine sahip fakat ters yönde dönecek şekilde yerleştirilmiştir. Bu rotora sahip helikopterlerde kuyruk rotoru bulunmamaktadır. Bu yüzden daha güvenlidir. Çıkardığı gürültü daha azdır. Tek rotorlu helikopterlere göre motor gücünün tamamı kaldırma ve itki gücü olarak kullanılır. Koaksiyel rotora sahip helikopterin gösterimi Şekil 2.2'de gösterilmiştir [35].



Şekil 2.2. Koaksiel rotorlu helikopter.

2.1.3. Eş zamanlı Rotor

Eş zamanlı (iç içe dönen) rotor küçük açılarla monte edilmiş birbirine ters yönde çarpışmadan dönen, Şekil 2.3'de de görüldüğü üzere iki rotordan oluşur. Almanya'da tasarlanmıştır. Synchropter olarak da bilinir. Amerika tarafından geliştirmiştir. Yüksek denge ve güçlü kaldırma yeteneğine sahiptir [36].



Şekil 2.3. Eş zamanlı rotor tipi.

2.1.4. Kuyruksuz Rotor

Yaygın olarak, ana türbinin çıkışından belirli oranda gaz kuyruktan dışarıya salınarak, rotor etkisi elde edilir. Gürültünün %60'ı kuyruk rotorundan kaynaklanır. Şekil 2.4'de görüldüğü üzere kuyruk rotoru olmadığından üretilen gürültü miktarı diğer helikopter türlerine göre daha azdır. Kuyruk rotoru kaldırıldığından titreşim önemli ölçüde azalır. Kuyruk rotorundan kaynaklanan kazaları ortadan kaldırdığı için daha güvenlidir. Dezavantajı ise kuyruk rotorlu helikopterlere göre manevra kabiliyeti oldukça düşük ve kuyruk borusundan dolayı daha uzundur [34-36].



Şekil 2.4. Kuyruksuz tip rotor.

2.1.5. Tilt Rotor

Uçağın hızı ve uzun menzil özelliği ile helikopterin dikey kalkış yeteneğinin birleştirilmesidir. Yeni nesil uçak-helikopter formudur. Amerikan Bell şirketi tarafından üretilmiş ve 2. Körfez Savaş'ında kullanılmıştır. Rotorlar, dikey ve yatay olarak yapılan uçuşta helikopterin manevra yeteneğini artırtmak üzere tasarlanmıştır. Tilt rotorun gösterimi Şekil 2.5'de verilmiştir [37].



Şekil 2.5. Tilt tip rotor.

2.1.6. Yelpaze Kuyruk Rotor

SUD Havacılık tarafından tasarlanıp, Eurocopter tarafından geliştirmiştir. Yerde iken kuyruk muhafazasından dolayı daha güvenlidir. Pal uçları ve pallerin daha fazla sayıda muhafaza içinde olması, büyük ölçüde gürültü ve titreşimi azaltır. Kuyru muhafazası sayesinde küçük kayalar ve kumlara karşı korunur. Olumsuz yönleri, maliyetli olması, ağırlığından ve muhafazadan dolayı rüzgârdan daha çok etkilenir. Karşı rüzgârlarda yaygın olarak kullanılan kuyruk rotoruna göre daha az etkilidir. Şekil 2.6'da yelpaze kuyruk rotorunun gösterimi verilmiştir [38].

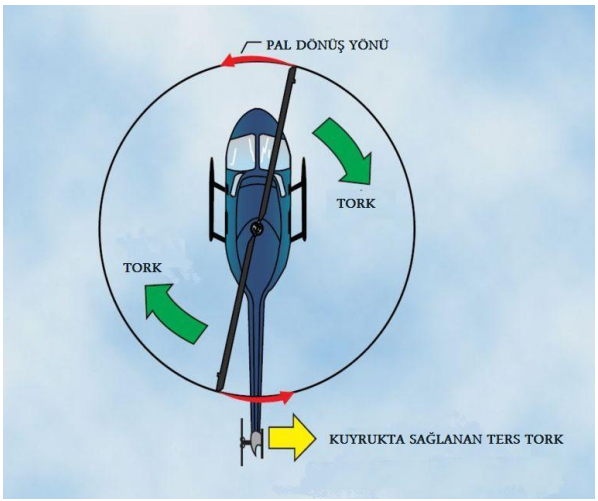


Şekil 2.6. Yelpaze kuyruk tipi rotor.

2.2. Kuyruk Rotoru ve Anti-Tork Sistemi

Yaygın olarak kullanılan tek rotorlu helikopterlerde küçük kuyruk rotoru, dikey ya da dikeye yakın bir şekilde monte edilir. Şekil 2.7'deki gibi kuyruk rotoru anti-tork oluşturarak denge sağlar. Kuyruk rotoru tahrik sistemi, kuyruk borusunun en sonunda monte edilen ana şanzıman ve bir dişli kutusu ile çalışan tahrik şaftından oluşmaktadır.

Şekil 2.8'de tahrik mili, uzun bir mil veya her iki yöne de bağlanabilen kısa millerle birlikte bir dizi oluşturabilir. Dişli kutusu, helikopter kuyruk rotorunun en iyi performansla dakikada kaç devir dönmesi gerektiğine dair ölçümleri ve açıları ayarlamak içindir. İleri uçuşta dişli kutusunun kuyruk rotoru, tahrik mili açısında kullanılmasının yanı sıra kanatın dikey dengesinde güç kullanılmasını azaltır. Kuyruk rotoruyla oluşan anti-tork ayarlanarak, gövdenin kontrollü biçimde dönmesi sağlanır [39].



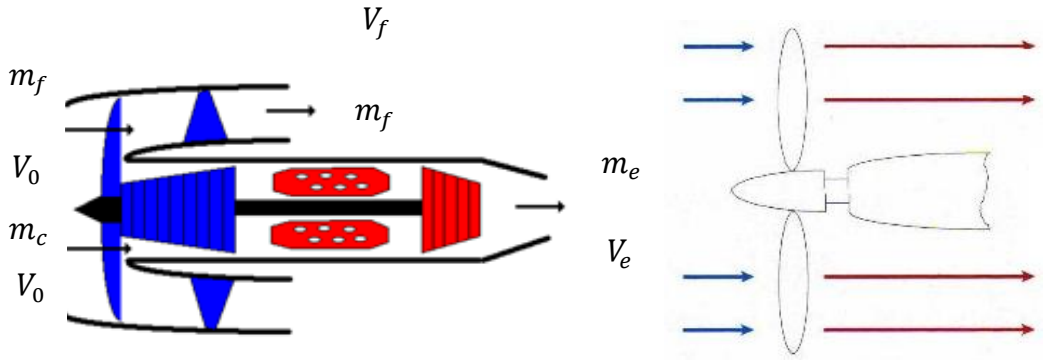
Şekil 2.7. Kuyruk rotoru anti-tork sistemi.



Şekil 2.8. Kuyruk rotoru.

2.3. Temel Pervane Bilgileri

Uçağın ileri doğru hareket etmesini sağlayan güç; akışkan kütlesinin geriye doğru olan, momentumun artırılarak iletilmesiyle elde edilir. Şekil 2.9'da bahsi geçen momentumun sağlanması genellikle, turbo jet motorlarda havanın ilk olarak sıkıştırılıp, sonrasında ısıtılarak genişletilmesi ve uygun bir şekilde egzozdan atılmasıyla elde edilir. Pervane kullanılarak havanın geriye doğru hızlandırılmasıyla ve modern, by-pass orana sahip turbo fan motorlarda bazen türbinde genişlemeyle, bazen de fan ile hızlandırılarak itki kuvveti elde edilir [40-41].



Şekil 2.9. Turbo fan ve turbo fan motorda itki üretimi.

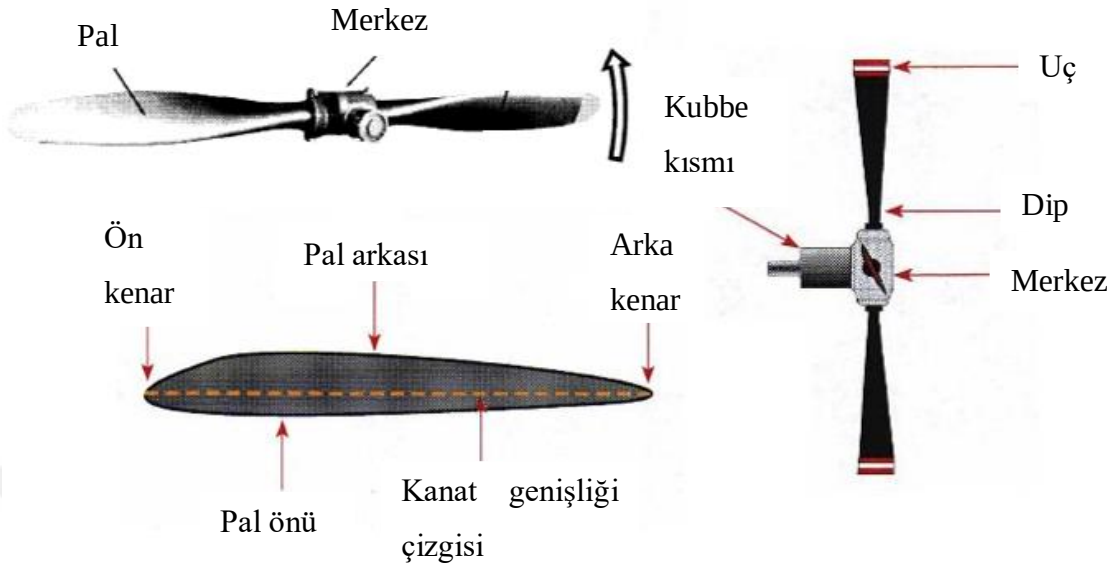
Pervane, içten yanmalı bir motorun veya gaz türbinli bir motor tarafından önünde bulunan hava kütlesini hava aracının hareket istikametine zıt yönde hızlandırarak ileri yöne doğru bir çekme gücü oluşturur.

Şekil 2.10'da pervanenin temel bölümleri gösterilmiştir. Pervane, merkezi etrafında eşit, açısal aralıklarla konumlandırılmış ve pal adı verilen kanatçıklardan oluşur. Pervane, iki veya daha fazla palin bir pervane göbeğine monte edilmesinden oluşur. Pervane göbeği, motor şaftındaki gücü pervanelere iletir.

Pervane sapının merkez kısmına yakın olan ve pal elemanına güç vermek için yapılan, kalın ve yuvarlak bölgedir. Pal dibi, pervane elemanının kökü olarak adlandırılır ve pervaneyi pervane göbeğine bağlar. Pal ucu ise, göbeğe en uzak nokta olarak tarif edilebilir. Bir pal'in bombeli kenarına, pal sırtı denilirken, düz kenarına pal yüzü denir. Son olarak, havanın çarptığı palin ön kenarına ön uç, havanın terk ettiği arka kenarına eğitim ucu denir [42-43].

Pervaneler, çekici ve itici olarak ikiye ayrılırlar. Çekici pervane, uçakta itki elde etmek için kullanılır ve motorun önünde konumlandırılır. Motor sayısına ve motorun uçaktaki montajına bağlı olarak konumları değişiklik gösterir.

İtici pervane, uçağa itme gücü kazandırır. Genellikle motorun arkasına konumlandırılır ve uçağın arka tarafına doğru bakar. Bu tip pervanelerin kullanıldığı uçaklarda motor, gövde gerisine ya da kanat firar kenarlarına monte edilir.

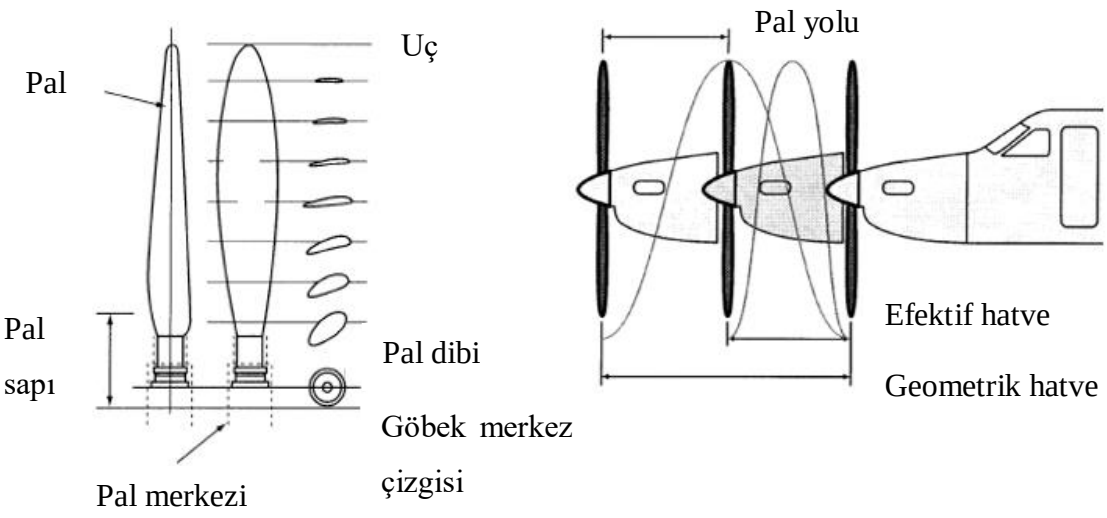


Şekil 2.10. Pervane pal bölümleri.

2.3.1. Pervane Terimleri

Pervane, düz veya eğimli bir kanat kesitidir. Eğimli olmasının ve uç kısmına doğru incelerek gitmesinin sebebi, pervane boyunca düzgün dağılmış bir itme kuvveti meydana getirmektir. Böylece pervanenin üzerinden geçen hava akımı ile pervanenin uç bölümünde en yüksek hız elde edilir. Bu durumda sabit kesitli bir pervane yüksek devirle kullanılırsa pervanenin uç bölümlerinde deformasyon meydana gelir. Şekil 2.11'de pervaneler ile ilgili bazı terimler gösterilmiştir. Bunlardan pal yolu, pal elemanının pervanenin oluşturduğu dönüşle birlikte izlediği vida dönüş hareketine benzeyen helisel bir yörüngedir.

Bir diğeri geometrik ve efektif hatvedir. Geometrik hatve, sürükleme kuvveti ve diğer kayıplar göz ardı edildiğinde pervanenin bir tam dönüşünde alabileceği teorik mesafedir. Efektif hatve, sürükleme kuvveti ve diğer kayıplar sebebiyle pervanenin bir tam dönüşünde alabileceği gerçek mesafedir.

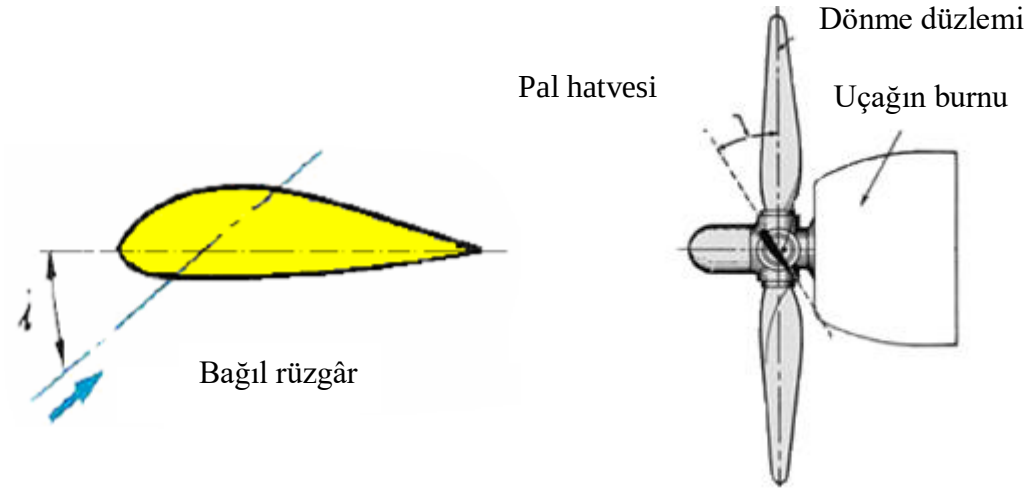


Şekil 2.11. Pervanelere ait bazı terimlerin gösterimi.

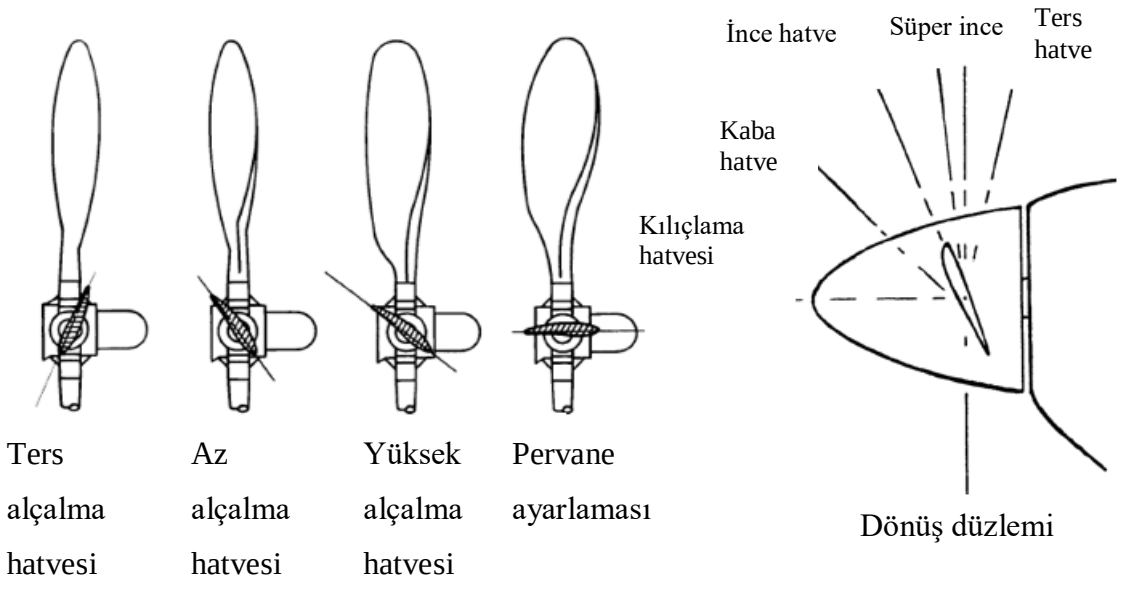
Şekil 2.12'de görüldüğü üzere pal elemanının veter çizgisi pervanenin dönme düzlemiyle yaptığı açıya pal açısı denir. Birçok pervanede karın tarafının yandan görünüşü düz olduğundan, veter çizgisi çoğunlukla karın boyunca çizilir. Pal açısı, pal dibinden ucuna kadar farklılık gösterir. Pal elemanları, dönüş düzleminde, pal boyunca farklı hücum açılarına sahiptir. Bundan dolayı her pal kesiti farklı hızlarda hareket eder. Pal dibine yakın olan bölümler daha yavaş hareket ederken, pal ucuna yakınlaştıkça daha yüksek hız elde edilir. Eğer bütün elemanlar pal boyunca aynı pal açısında olur ise bağıl rüzgâr, bu elemanlara aynı hücum açısıyla gelmeyecektir. Bunun nedeni dönme merkezine olan mesafeleri nedeniyle pal elemanlarına farklı hızların etki etmesindendir. Her bir pal elemanı tasarlanan optimum hızda dönerken, en iyi hücum açısında çekme kuvveti meydana getirecek şekilde üretilir. Sonuç olarak, palin her bir noktasında sabit bir hücum açısı olması için pal belirli bir eğime sahiptir [44-45].

Hücum açısı, veter çizgisi ve bağıl rüzgâr doğrultusunun arasındaki açıdır. Normalde pervanelerde hücum açısının optimum değeri, 2 ila 4 derece arasındadır.

Şekil 2.13'de pervane palinin aldığı pozisyonlara ait terimler gösterilmiştir. İlerleme açısı, bağıl rüzgâr ile pervane dönme düzlemi arasındaki açıdır. Ters açı, değişken hatveye sahip uçaklarda pilotun tarafından değiştirilebilir. Hatve açısı değiştirilerek, itme kuvveti sıfırlanabilir ya da ters yöne çevrilebilir. Bu ters hatve sayesinde uçakların yere iniş mesafelerinin kısaltılması mümkün olur.



Şekil 2.12. Pal ve hücum açısı.

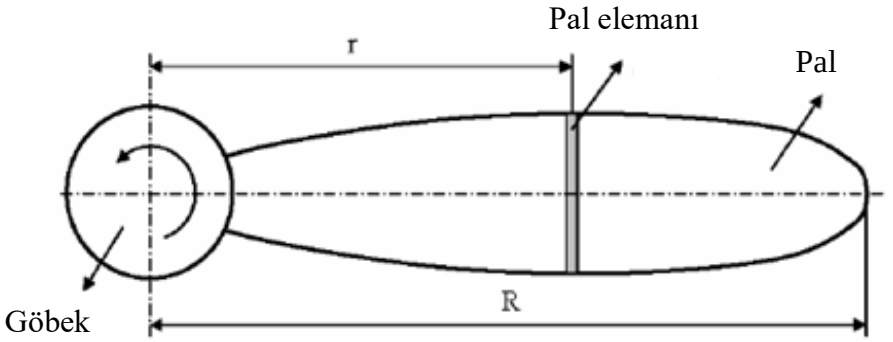


Şekil 2.13. Pervane paline ait çeşitli pozisyonlar.

Dönme düzlemi, bütün pallerin döndüğü düzlemdir. Süper ince hatve, pallerin sıfır derece hatvede olma halidir ve motor çalıştırmada seçilir. İnce hatve, pallerin düşük hatvede olmasıdır, kalkış esnasında ve tırmanışta seçilir. Kaba hatve, pallerin düşük hatvede olmasıdır ve düz uçuşta seçilir. Kılıçlama hatvesi, pallerin 90 derece hatvede olmasıdır ve arıza durumunda seçilir. Yel değirmeni terimi ise uçak pervanesinin motor çalışmadan hava akışıyla dönmesidir.

2.4. Pal Elemanı Teorisi

Şekil 2.14'de gösterilen pervane pali tarafından üretilen itki kuvveti; profil kesit alanına ve şekline, hücum açısına, havanın yoğunluğuna, hava içerisindeki profilin hızına bağlı olarak değişmektedir.

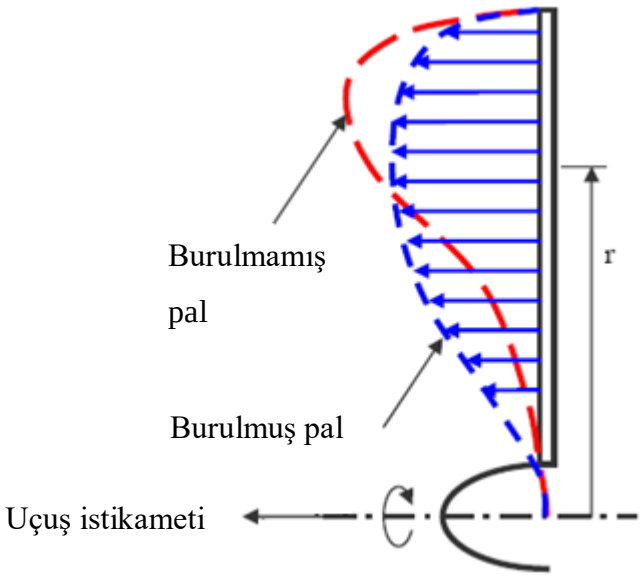


Şekil 2.14. Pervane palinin görünümü.

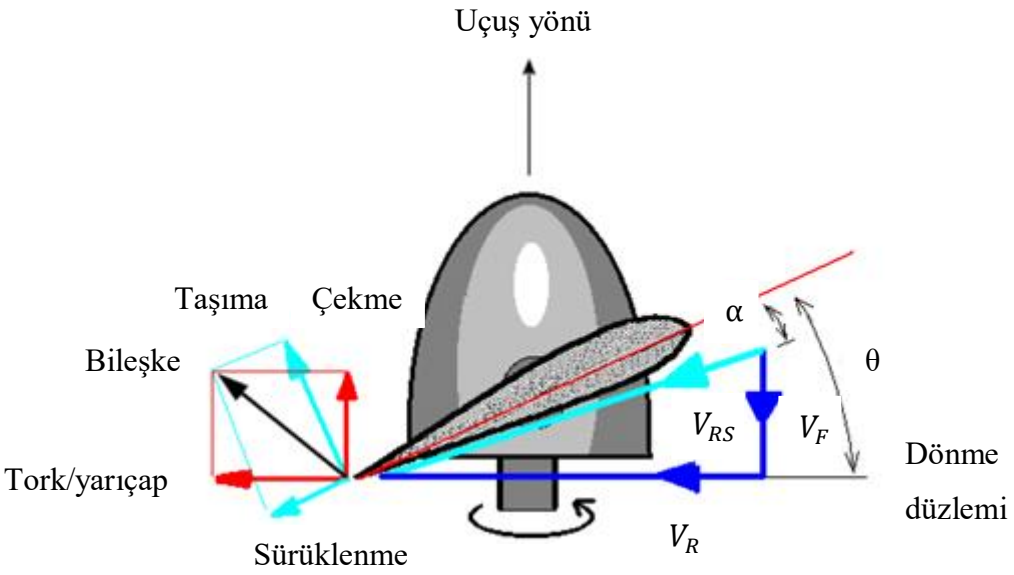
Bir pervanenin meydana getirdiği çekme ve itme kuvvetinin, gerektirdiği motor gücünün hesaplanmasında faydalanılan teorilerden biri de pal elemanı teorisidir. Pal elemanı teorisi, pervane palinin pal kökünden uç kısmına kadar sonsuz sayıda çok ince genişliklere sahip profillere bölünebileceğini kabul eder. Şekil 2.15'de pervanenin dönme merkezinden "r" uzaklıktaki bir pal elemanını göstermektedir [46].

2.5. Pervane Üzerine Etkiyen Kuvvetler

Hücum açısı ve bağıl rüzgâr hızı, pal unsurlarını etkileyen taşıma ve sürükleme aerodinamik kuvvetleri, Şekil 2.16'da gösterilmiştir. Taşıma kuvveti, bağıl rüzgâr hızı istikametine dik yöndedir. Sürükleme kuvveti ise bağıl rüzgâr hızına paralel ve aynı yöndedir. Taşıma ve sürükleme kuvvetlerinin toplamı olan kuvvete, aerodinamik kuvvet denir. Bu toplam aerodinamik kuvvet, biri dönme düzlemine dik, diğeri dönme düzleminde kalacak iki bileşen halinde düşünebilir. Dönme düzlemine dik olan komponent, pervane çekme kuvveti, dönme düzleminde kalan komponent ise pervane torkuna sebep olan direnç kuvvetidir. Direnç kuvveti, torkun yarıçap uzunluğunun oranına veya direnç kuvveti ile yarıçapın çarpımı, torka eşittir [47].



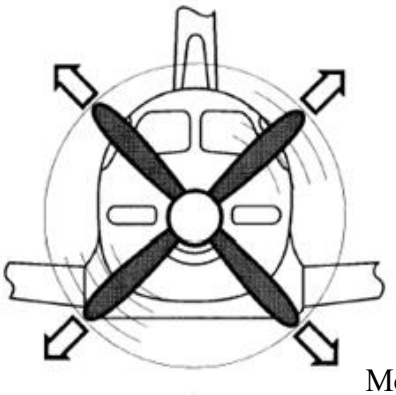
Şekil 2.15. Burkulmuş ve burkulmamış pal arasındaki fark.



Şekil 2.16. Pervane üzerine etkiyen kuvvetler.

2.5.1. Merkezkaç Kuvveti

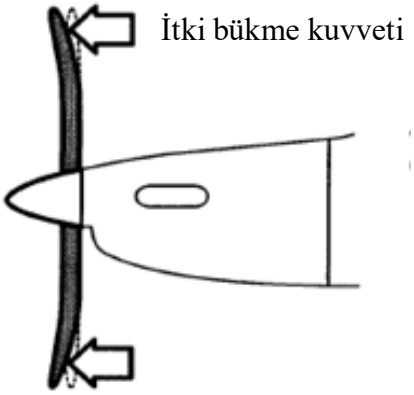
Aerodinamik kuvvetlere ek olarak pervaneyi etkileyen bir diğer unsur ise merkezkaç kuvvetidir. Şekil 2.17'de dönen pallerin kütleleri, pallerin radyal yönde dışa doğru savrulmasına neden olan merkezkaç kuvvetinin üretilmesi gösterilmiştir [48].



Şekil 2.17. Pervane üzerine etkiyen merkezkaç kuvveti.

2.5.2. İtki Bükme Kuvveti

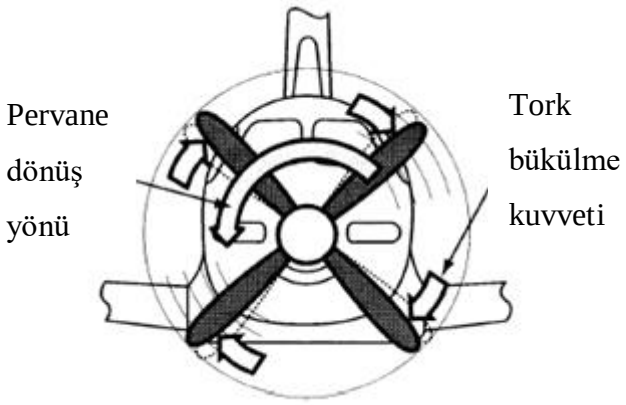
İtki bükme kuvveti, pervane palinin uçlarını öne doğru eğmeye zorlar. Çünkü pervane palinin uç kısmında diğer bölgelere göre yüksek kaldırma kuvveti oluşmaktadır. Şekil 2.18'de gösterilen itki bükme kuvveti, bir dereceye kadar merkezkaç kuvvetini dengelemektedir [49].



Şekil 2.18. Pervane üzerine etkiyen itki bükme kuvveti.

2.5.3. Tork Bükme Kuvveti

Şekil 2.19'da gösterilen tork bükme kuvveti, pervane pallerini dönüş yönünün tersine doğru bükmeye çalışır.



Şekil 2.19. Pervane üzerine etkiyen tork bükme kuvveti.

2.5.4. Aerodinamik Burulma Momenti

Yüksek hücum açılarında aerodinamik burulma momenti, pervane palini burulmaya zorlar. Pervane pal dönüş ekseninin önünde ve veter hattı üzerinde yer alan kaldırma merkezinde basınç merkezi oluşur. Bu kuvvet genellikle düşük hatvede meydana gelir ve pal açısını artırmaya çalışır [50].

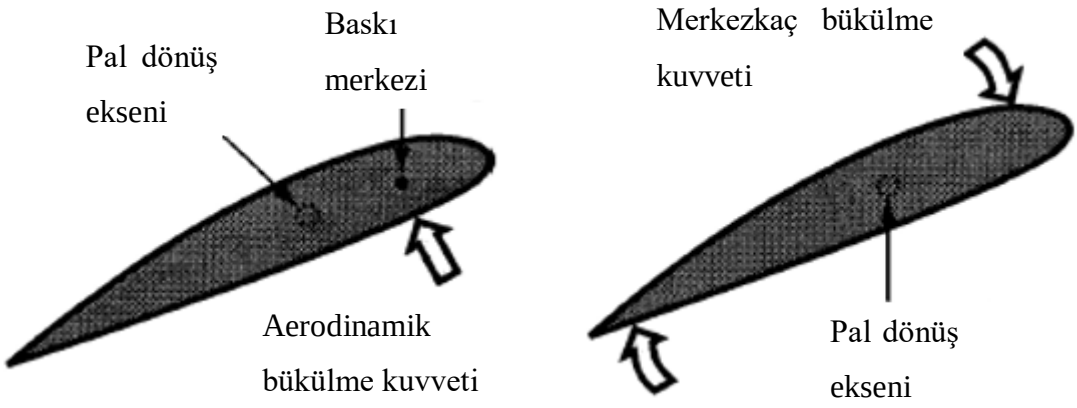
2.5.5. Merkezkaç Burulma Momenti

Merkezkaç burulma momenti, pal açısını azaltmaya çalışır ve aerodinamik burulma momentine zıt yöndedir. Şekil 2.20'de gösterilen bu kuvvet, genelde yüksek hatvelerde meydana gelir [49-50].

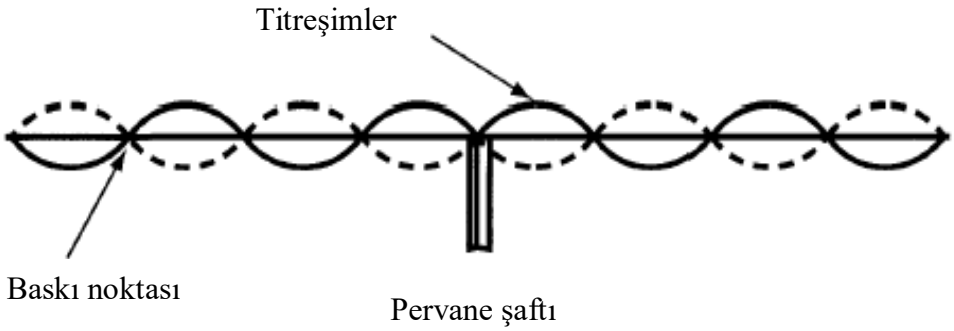
2.5.6. Titreşim ve Rezonans

Pervanelerde itki kuvveti oluşturduğu zaman, aerodinamik ve mekanik kuvvetler, pervane üzerinde titreşime sebep olurlar. Şekil 2.21'de gösterilen bu titreşimler, aşırı esneme, metal yorgunluğu ve çalışma esnasında pervanenin arızalanmasına sebep olur. Aerodinamik kuvvetler, transonik hızların etkilediği pervane pal uçlarında daha fazla vibrasyona sebep olurlar.

Mekanik titreşimin oluşma sebebi ise, pistonlu motordaki güç darbeleridir. Mekanik titreşim aerodinamik titreşime göre daha zararlıdır [51].



Şekil 2.20. Pervane üzerine etkiyen aerodinamik burulma ve merkezkaç burulma momentleri.



Şekil 2.21. Pervane üzerine etkiyen vibrasyon.

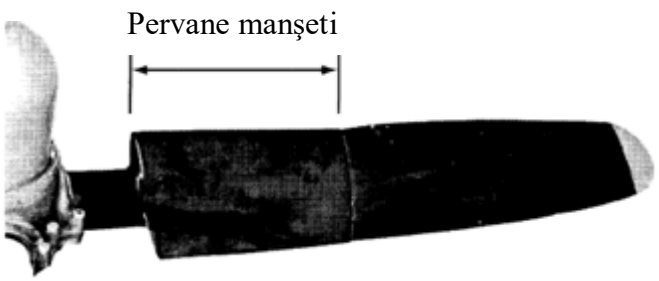
2.6. Pervane Yapısı

Uçak pervaneleri iki, üç veya daha fazla palden ve palin bağlandığı bir merkezcil göbek kısmından oluşmaktadır. Pervane pali, göbek, uç, firar kenarı, hücum kenarı, yüz, sırt ve pervane sapı gibi kısımlardan oluşmaktadır. Pervane sapı, pervanenin göbek kısmına yakın olan ve pale güç vermek için yapılan, kalın ve yuvarlak bölgedir. Pal kökü olarak adlandırılan ve pali pervane göbeğine bağlayan elemandır. Pal ucu ise, göbeğe en uzak nokta olarak tarif edilebilir. Bir palin bombeli kenarına pal sırtı denilirken, düz kenarına, pal yüzü denir.

Ayarlanabilir pervaneler, çelik göbek içerisine monte edilmiştirler ve en az iki pale sahiptirler. Göbek ise paller için bir destek ünitesidir ve motora takılacak pervane için

montaj yapıyı sağlar. Pervane göbeği, pallerin yerleşimi için pervane dönme düzlemine paralel bir şekilde tasarlanmıştır. Paller monte edildikten sonra halka kelepçeler tarafından göbek bölümü kapatılır. Pal sapı ise, pal dibine yakın olan kısım olup genellikle kalın, dayanıklılık sağlayan ve silindirik bir yapıdadır. Ayrıca herhangi bir kaldırma oluşturmaz [45-51].

Şekil 2.22'de gösterilen pal manşeti, pal sapı kanat yapısına benzemesi için metal, ağaç veya plastik malzemeden yapılan ve sap üzerine kaplanan dış yüzeydir. Manşet öncelikle motor kaportasındaki soğuk hava akımının artırılması için tasarlanır. Pal manşeti, mekanik kelepçeler veya reçineler kullanılarak eklenir.



Şekil 2.22. Pervane manşeti.

2.6.1. Alüminyum Alaşımlı Pervaneler

Havacılıkta en yaygın olarak kullanılan pervane türüdür. Alüminyum pervaneler, kanat ucu kısmı merkeze kadar uzatılarak daha iyi bir hava akışını ve motorun soğutulmasını sağlarlar. Alüminyum pervaneler, talaşlı imalat ve taşlama yöntemleri kullanılarak istenilen kanat yapısına dönüşen alüminyum alaşımlarından imal edilirler. Burkulmuş paller, istenilen hatve açısına ayarlanır. Pervanelerin istenilen özelliklerde olabilmesi için öncelikle balansları yapılmalıdır. Daha sonra balanslı yüzeyde kaplama, kimyasal aşınma ve boyama işlemleri yapılmalıdır. Anotlama son işlem için en yaygın yöntemdir [52].

2.6.2. Çelik Pervaneler

Çelik pervaneler ilk olarak kargo uçaklarında kullanılmıştır. Bu pervaneler, ağırlığın azaltılması için, içi boş bir yapıda imal edildiler. Sert çelik pervaneler, istenilen seviyeye gelmesi için dövülür, işlenir ve burkulurlar. İçi boş çelik paller ise çelik levha

ve sabit bir yapı ile vibrasyonu önlemek için köpük doldurulmuş kısımlardan oluşmaktadır [52].

2.6.3. Kompozit Pervaneler

Teknolojinin gelişmesi ile kompozit malzemeden yapılmış pervanelerin kullanımı yaygınlaşmaktadır. Kompozit pervaneler ile alüminyum alaşımlı pervaneler karşılaştırıldığında birçok üstünlükleri görülmektedir. Bu üstünlükler ağırlığın azalması, hasar toleransının artması, titreşimin daha iyi sönümlenmesi ve esnek tasarım olarak sıralanabilir [52].

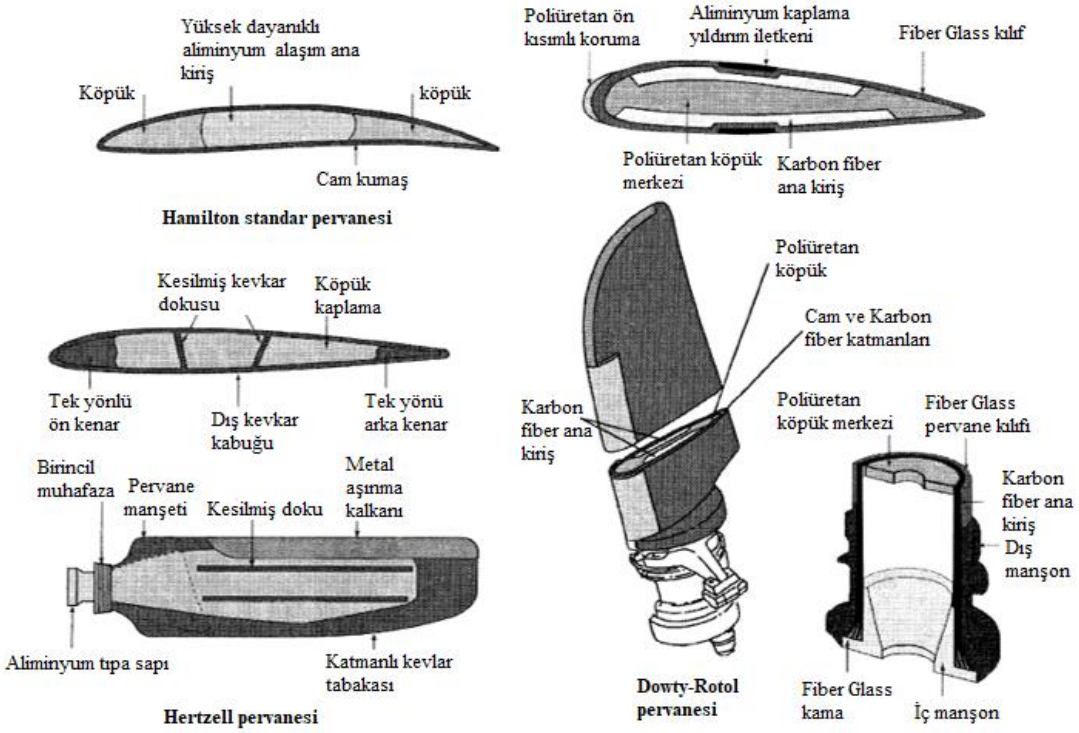
Kompozit pal yapısı çeşitli plastik reçineler kullanılarak cam fiber, karbon, kevlar veya bor malzemelerinin bir araya getirilmesi ile oluşmaktadır. Kullanılan reçine matrisleri ise, epoxy, polyester veya poliamiddir. Fiberglas ile epoksi reçine, yüksek dayanımlı ve hafif pallerin üretilmesi için uzun yıllardır kullanılmaktadır. Son zamanlarda grafit veya karbon parçacıkları ve epoksi ile imal edilen kompozit malzemeler geliştirilmiş ve bu kompozitlerin fiberglasa göre daha dayanıklı ve güçlü olduğu kanıtlanmıştır. Bunun yanında kompozit pervaneler, pervane göbeğine metal kök vasıtası ile bağlanır ve yıldırıma karşı metal şeritlere sahiptirler. Şekil 2.23'de üretilen bazı kompozit pervaneler görülmektedir.

2.6.4. Ahşap Pervaneler

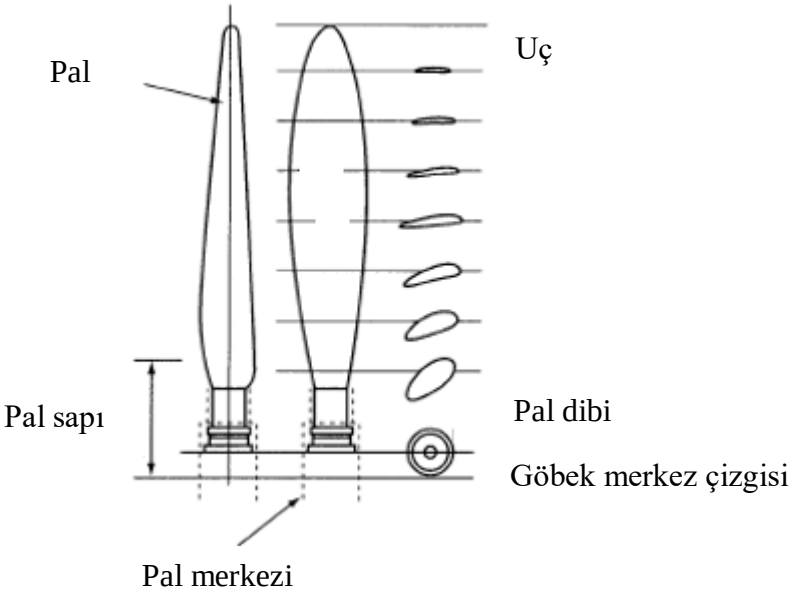
Ahşap pervaneler, günümüzde huş ağacından yapılmaktadır. Ahşap pervanenin hücum kenarına koruma amaçlı metal parça ile kaplanabilmektedir. Ayrıca ahşap pervanede yatay balans lama işleminde uçlarına lehim yerleştirilmektedir. Ahşap pervanelerin uçlarında, yapı içerisindeki suyun atılması için tahliye delikleri bulunmaktadır [52].

2.7. Pal İstasyonları

Pervaneler burulmuş bir yapıda olduğundan, analiz için istasyonlara bölünmüştür. Şekil 2.24'de palin dibinden itibaren her bir inch, bir istasyon olarak tanımlanır. Pervane pallerinin üzerindeki istasyonlar inç olarak ölçülürken pervane göbeği merkezinden referans alınır. Normalde her "1 inch" bir istasyonken, bakımda her "6 inch" bir istasyondur [53].



Şekil 2.23. Üretim malzemelerine göre pervane tipleri.



Şekil 2.24. Pal istasyonları.

3. BÖLÜM

KULLANILAN YÖNTEMLER

3.1. Yapay Arı Koloni (YAK) Algoritması

YAK algoritması, 2005 yılında Derviş Karaboğa tarafından bal arıları kolonilerinin davranışlarından esinlenerek modellenmiştir [54-55]. Sürü zekasının kullanıldığı bir optimizasyon yöntemi olan YAK algoritması, optimizasyon çözümüne ihtiyaç duyulan alanlarda kolaylık ve fayda sağlaması sebebiyle bu tez çalışmasında kullanılmıştır.

YAK algoritmasında doğal ortamda bal toplayan arı kolonisi içerisinde görev paylaşımı yapılmaktadır ve kolonideki arılar üç farklı görev alır. Bunlar: İşçi arılar, gözcü arılar ve kâşif arılardır. İşçi arılar, kolonideki haberleşme ve bilgi paylaşımından sorumludur. Bulunan yiyecek kaynaklarındaki nektarları toplayıp kovana döndükten sonra bulunan yiyecek kaynağı ile ilgili verileri kovandaki diğer arılara aktarır. İşçi arılar, dans aracılığıyla verileri gözcü arılara aktarır. İşçi arılar, yiyecek kaynaklarını sahip oldukları niteliklere göre seçim yapar. Son olarak kâşif arılar ise işçi arıların yaptığı dansları göz ardı ederek farklı kaynak arayışına başlar ve istenilen kaynak bulunmasının ardından işçi arı olarak kovandaki işine devam ederler. Bu şekilde, bir taraftan nektar toplanırken diğer yanda kolonide tüketilirken nektar kaynaklarının bulunması sağlanır [56].

Karaboğa, YAK algoritmasını modellerken bazı kurallar koymuştur. Bu kurallardan birincisi, her bir besin kaynağında bir işçi çalışmaktadır. Bundan dolayı gözcü arı miktarı, besin kaynağı sayısına eşittir. İkinci kural ise işçi arıların miktarı gözcü arıların miktarıyla aynı olmalıdır [57-58].

YAK algoritmasında yiyecek kaynaklarının konumları, karşılaşılan optimizasyon sorununa ait muhtemel çözümleri ifade ederken, bir kaynağa ait bal miktarı, o kaynakla ifade edilen çözümün kalite değerini ifade etmektedir. Bu algoritma, çözülmesi istenen optimizasyon sorununun minimumunu veya maksimumunu veren çözüm bulunurken kaynağın en çok nektara sahip bölümü bulunmaya çalışır. YAK algoritmasında 3 ana kontrol parametresi, limit değeri, koloni sayısının fazla olması ve maksimum çevrim değerleri olarak kullanılmaktadır. Bu nedenle kontrol parametrelerinin kullanılacak optimizasyon konusuna uygun bir şekilde araştırılması ve doğru verilerin seçilmesi elde edilecek sonuçların kalitesinin arttırılmasında büyük rol oynamaktadır. Aşağıda YAK algoritmasının işleyiş prensipleri, 7 temel adımda gerçekleşmektedir:

1. Adım: Başlangıç popülasyonunun oluşturulması.

2. Adım: Gerekli ölçüt sağlanana kadar aşağıdaki adımları tekrarlanır.

3. Adım: İşçi arıların belirlenen bal kaynaklarına yönlendirilmesi.

4. Adım: Gözcü arıların nektar yoğunluğuna göre bal kaynaklarına gönderilmesi (Uygunluk değerinin hesaplanması).

5. Adım: Kaşif arıların aktarılan bala bağlı olarak gözcü arıların yeni kaynaklar bulması için gönderilmesi (Limit değerleri belirlenir).

6. Adım: Bulunan en verimli bal kaynağını hafızaya kaydedilmesi.

7. Adım: Gerekli ölçüt sağlanmıyor ise 3. adıma dönülmesi.

YAK algoritmasının ilk adımında, işçi arılar için başlangıç bal kaynaklarına ait değerler rasgele olarak Eşitlik 3.1 kullanılarak üretilir.

$$x_{ij} = x_{\min}^{j} + rand[0,1](x_{\max}^{j} - x_{\min}^{j}) \tag{3.1}$$

Eşitlik 3.1'de, x_{ij} popülasyondaki bir çözümü, j üretilen kaynak sayısını, i ise en uygun parametre sayısını temsil etmektedir. SN, popülasyon boyutu ve D, optimize edilecek

parametre sayısı olmak üzere $i = \{1,2,.....,SN\}, \quad j = \{1,2,....,D\}$ şeklinde tanımlanır. $x_{\min}^{j}$ ve $x_{\max}^{j}$ parametreleri karar değişkeni için alt ve üst sınırları temsil eder.

YAK algoritmasının başlangıç aşamasının ardından işçi arı, gözcü arı ve kâşif arı verilen görevleri yerine getirdikten sonra çözümler en iyi hale getirilmeye çalışılır. İşçi arılar, önceden belleklerine kaydettikleri bal kaynağından daha verimli olanını bulmak için popülasyonda bulunan başka bir bal kaynağını kullanır. Yeni kaynağın mevcut olan kaynağa komşuluğunun belirlenmesi Eşitlik 3.2 ile sağlanır.

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij}(x_{ij} - x_{kj}) \tag{3.2}$$

Burada, popülasyondan rastgele seçilmiş olan yeni bal kaynağı x_{kj} ile ifade edilir ve k = (int(rand*S) +1)'e eşittir. Eşitlikte j, [1, D] değer aralığında rasgele üretilen bir tamsayı, ϕ_{ij}, [-1,1] arasında rasgele değer alan bir parametreyi ifade eder. v_i ise x_i komşuluk araştırmasında elde edilen aday çözümü olarak tanımlanır. İşçi arıların Eşitlik 3.2'de elde ettikleri v_{ij} değerleri, belirlenen sınırları geçmesi halinde $j.$ parametresine ait olan alt ve üst sınır değerlerinin düzenlenmesi için Eşitlik 3.3 kullanılır.

$$v_{ij} = \begin{cases} x_j^{\min}, v_{ij} < x_j^{\min} \\ v_{ij}, x_j^{\min} < v_{ij} < x_j^{\max} \\ x_j^{\max}, v_{ij} > x_j^{\max} \end{cases} \tag{3.3}$$

Uygun çözüm belirlendikten sonra, mevcut çözüm ile aralarında Greedy seçim işlemi yapılır ve uygunluk değeri iyi olan çözüm korunur. Her bir $i.$ olası çözüm için uygunluk değerleri Eşitlik 3.4 ile hesaplanır.

$$fit_i = \begin{cases} 1/(1+f_i), f_i \geq 0 \\ 1+abs(f_i), f_i < 0 \end{cases} \tag{3.4}$$

İşçi arılar bir çevrim sonunda kovana döndüklerinde bal kaynağı ile ilgili verileri kovanda bekleyen gözcü arılarına iletir. İşçi arıların dansları ile kaynak kalitesi arasındaki ilişkiyi inceleyen gözcü arılar, kaynak kalite değerine bağlı olarak Eşitlik 3.5'den faydalanarak hesaplanan olasılık değerlerine göre besin kaynağını seçerler.

$$p_i = \frac{fit_i}{\sum_{n=1}^{SN} fit_n} \tag{3.5}$$

Eşitlikte fit_i ve SN parametreleri, sırasıyla i. kaynağın uygunluk değerini ve bal kaynağı sayısını ifade eder. Olasılık hesaplama işleminde, kaynak bölgesini belirleyecek olan gözcü arı sayısı ile kaynağın uygunluk değeri arasında doğru bir orantı vardır. Bu özellik de YAK algoritmasının pozitif geri beslemeli olduğunu kanıtlamaktadır.

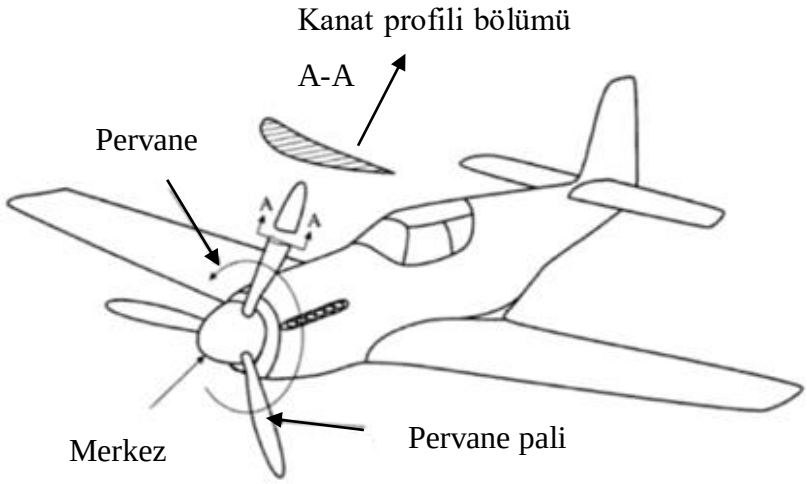
YAK algoritmasında daha verimli bal kaynağının bulunmasında ya da kaynağın bitip bitmediğinin belirlenmesinde limit değerlerinden faydalanılır. En verimli değere sahip olan bal kaynağı limit değerini geçmişse, bu bal kaynağı, bitmiş olarak varsayılır. Bu kaynakta bulunan işçi arı kâşif arı görevini üstlenerek Eşitlik 3.1 ile ifade edilen yeni bir çözümle arama işlemine devam eder [55-59].

3.2. İtki/Tork Oranı

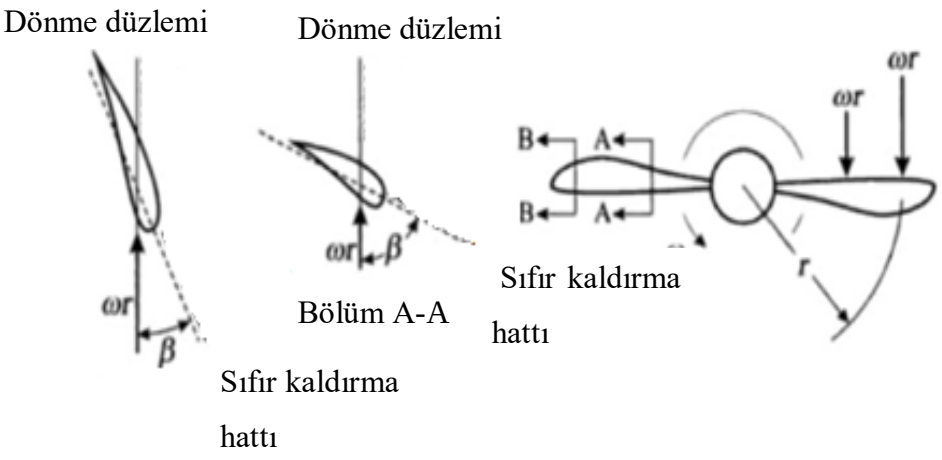
Bir hava aracı pervanesinin sonlu bir kanatla çok ortak noktası vardır. Aslında, pervanenin her bir pali dönen bir kanat olarak görülebilir. Bir pervane palinin enine kesiti, Şekil 3.1'de kanat ucu kesiti gösterilmiştir. Hem kanat hem de pervane pali kaldırma kuvveti üretmek için tasarlanmıştır. Bir kanat tarafından geliştirilen kaldırma kuvveti genellikle uçağın ağırlığını desteklemeye ve onu havada tutmaya yöneliktir. Bir pervane tarafından geliştirilen kaldırma kuvveti, tipik olarak aşağı/yukarı uçuş yönünün hizalanmasını ve havanın uçağa gösterdiği direnci desteklemesini ve hava aracını hareket yönünde hızlandırmasını sağlar. Bir hava aracı kanadı üzerinde göreceli hava akışı sağlayan esas olarak hava aracının havadaki hareketidir. Bu nedenle, bir kanattaki kaldırma, uçuş yönüne göre normaldir. Bir pervane kanadı üzerindeki bağıl hava akışı, öncelikle pervanenin dönüşüyle sağlanır. Böylece, bir pervane kanadı üzerindeki kaldırma yaklaşık olarak dönme ekseni boyunca yönlendirilir. Aerodinamik kuvvetin dönme eksenine paralel olan bileşeni ise itme kuvvetidir [60-64].

Dönen bir pervane palinin her bir kısmının hızı, ilgili kısmın dönme ekseninden uzaklığına bağlı olduğundan, bir pervane pali genellikle tipik bir kanattan daha fazla büküm veya geometrik boşluğa sahiptir. Şekil 3.2'de gösterildiği gibi, eksene yakın kısımlar daha yavaş hareket ederler ve dönme düzlemi ile daha büyük bir açı oluşturur.

Uca yakın kısımlar ise daha hızlı hareket eder ve dönme düzlemi ile daha küçük bir açı oluştururlar. Sıfır kaldırma kesit hattının dönme düzlemi ile yaptığı açıya aerodinamik eğim açısı denir. Bu eğim açısı, radyal mesafe, r ile değişir ve B (r) olarak tanımlanır.



Şekil 3.1. Hava aracı pervanesi kanadının kanat profili kesiti.



Şekil 3.2. Bir pervane pali boyunca aerodinamik eğim açısındaki radyal değişim.

β_c, veter hattına göre eğim açısını temsil ederken, aerodinamik eğim açısı olan β(r), Eşitlik 3.6'daki gibi ifade edilir:

$$\beta(r) = \beta_c(r) - \alpha_{LO}(r) \tag{3.6}$$

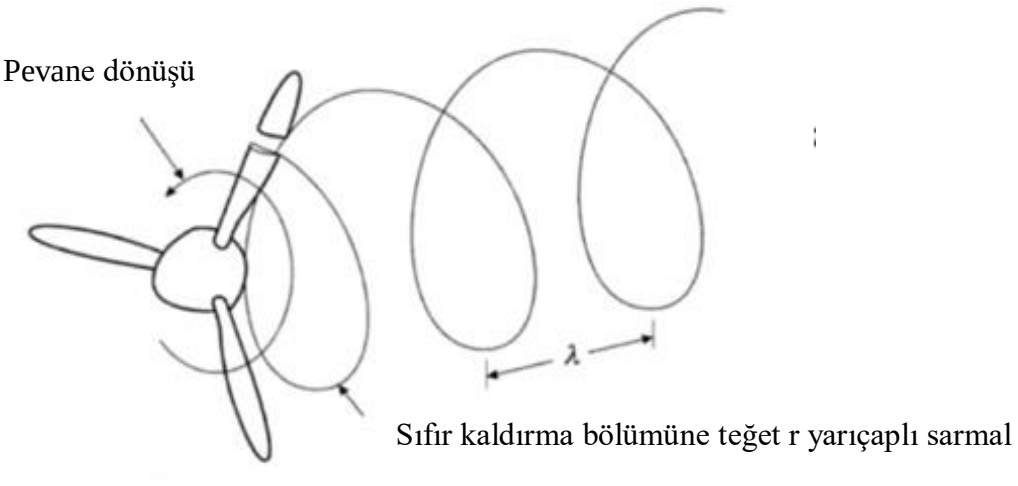
Burada LO, yarıçap r'de bulunan palin kanat profili bölümü için sıfır kaldırma açısıdır. Pervane kaymadan havada döndürülürse, pervanenin her bir devirde ilerleyeceği

mesafeye hatve uzunluğu denir. Aerodinamik hatve uzunluğu, λ sembolü gösterilmiştir ve sıfır kaldırma hattına göre Eşitlik 3.7' deki gibi tanımlanmıştır:

$$\lambda(r) = 2\pi r \tan \beta \tag{3.7}$$

Bu geometrik ilişki Şekil 3.3.'de şematik olarak gösterilmiştir. Burada, pervane aralığının normal olarak kesit veter hattına veya kanat profili bölümünün düz bir alt yüzeyine göre tablo haline getirildiği görülmektedir. Aerodinamik hatve λ, akor çizgisi hatve λ_c'dan ilişkiye göre belirlenir.

$$\lambda(r) = 2\pi r \frac{\lambda_c - 2\pi r tan\alpha_{LO}}{2\pi r + \lambda_c tan\alpha_{LO}} \tag{3.8}$$



Şekil 3.3. Aerodinamik adım uzunluğunu tanımlayan sarmal.

Sabit hatveli pervanenin özel durumu için hatve uzunluğu, radyal değer olan r ile değişmez. Böylece, sabit hatveli bir pervanede hatve açısının tanjantı, yarıçapı 1/r ile orantılı olarak arttıkça azalma gösterir. Sabit hatve terimi, değişken hatve terimi ile ilişkili olan sabit hatve terimi ile karıştırılmamalıdır. Değişken hatveli bir pervanede, pervane hatvesi, pal uzunluğu boyunca uzanan bir eksen etrafında döndürülerek değiştirilebilir. Sabit aralıklı bir pervane, aralığın değiştirilemeyeceği bir pervanedir. Daha önce belirtildiği gibi, sabit aralıklı bir pervane, aralık uzunluğunun r ile değişmediği bir pervanedir.

Bir kanat gibi, pervanenin her bir pali de bir çekme kuvvetinede maruz kalmaktadır. Pervane pali uzunluğu sonlu olduğundan hem parazitik sürtünme hem de uyarılmış

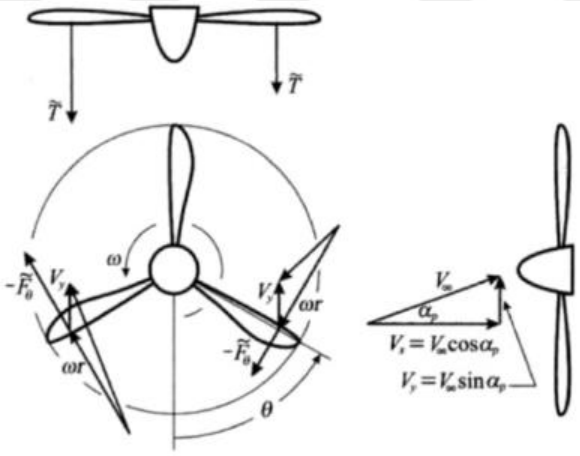
sürtünme olacaktır. Sürükleme, göreli hava akışına paralel olan aerodinamik kuvvetin bileşeni olarak tanımlandığından, dönen bir pervane kanadındaki sürükleme, pervane ekseni etrafında pervane dönüşüne karşı gelen bir moment üretir. Bu anı dengelemek için gereken tork ve dönüşü sürdürmek için gereken güç, uçağın motoru tarafından sağlanmalıdır. Pervane dönme ekseni tipik olarak hareket yönüyle yakından hizalandığından, pervanenin neden olduğu moment, hava aracı gövdesi tarafından üretilen aerodinamik bir momentle veya zıt yönde dönen başka bir pervane ile karşılanması gereken bir yuvarlanma momenti olarak hissedilir [62-63].

Bir pervaneyi döndürmek için gerekli torku optimuma çıkarırken itkiyi de optimum düzeye çıkarmak açık bir şekilde iyi pervane tasarımının önemli bir parametresidir. Geliştirilen itki kuvvetinin bir pervane için gereken torka oranı, bir kanat için kaldırma-sürükleme oranıyla benzerdir. Pervaneyi açısal hız ile çarparak döndürmek için gereken torka pervane fren gücü olarak ifade edilmektedir. Bu gücün motor tarafından sağlanması gerekmektedir. Pervane tarafından geliştirilen itki, itici güç adı verilen uçağın hava hızı ile çarpılır. Bu, hava aracının gövdesini sürüklenmeye karşı ilerletmek için sağlanan yararlı güçtür. İtki gücünün bir pervane için fren gücüne oranı, itici verimlilik olarak adlandırılır. Bu, pervane performansının önemli bir ölçüsüdür. Ancak, tek önemli ölçü bu değildir. Hava aracı hareket etmediğinde pervane tarafından geliştirilen itme kuvvetine statik itme denir. Bir hava aracının kalkışta frenin serbest kalmasından hızlandırılmasına kadar yüksek statik itme kuvveti üretmesi önemlidir. Statik itme durumunda hava hızı, sıfır olduğundan, itici güç ve itici verimin her ikisi de sıfırdır. Bu nedenle, itici verimlilik, pervanenin bir hava aracının yerde sabitken hızlandırma yeteneğinin iyi bir ölçüsü değildir [62].

İtme kuvveti ve yuvarlanma momenti, dönen bir pervanenin ürettiği tek aerodinamik kuvvet ve moment değildir. Pervane dönme ekseni uçuş yönüne tam olarak hizalanmazsa ilave aerodinamik reaksiyonlar üretilmektedir. Pervane ekseninin serbest hava akışı ile yaptığı açıya itme açısı veya pervane hücum açısı denir. Motor ve pervane tipik olarak doğrudan gövdeye monte edildiğinden, pervanenin hücum açısı hava araçlarının hücum açısı ile değişecektir. Uçuş sırasında hava aracının hücum açısı değişebildiğinden, pervanenin hücum açısı da değişebilir.

Dönen bir pervane, serbest akışına göre pozitif bir hücum açısına sahip olduğunda, Şekil 3.4'de görüldüğü gibi, pervane dönüş düzleminde serbest akışın bir bileşeni vardır. Serbest akışın bu bileşeni, pervanenin her pali üzerindeki bağıl hava akışını değiştirir. Aşağı hareket eden paller için, bağıl hava hızını arttırır ve yukarı hareket eden paller için, bağıl hava hızını azaltır. Böylece hem kaldırma hem de sürükleme, pervanenin aşağı doğru hareket eden tarafında arttırılır ve yukarı doğru hareket eden tarafta azaltır.

Hava aracına ait hava hızının eksensel bileşeni, dönen pervaneye etkiyen aerodinamik kuvvetleri ve momentleri de etkiler. Hava hızının bu bileşeni pervane dönüş düzlemi için normal olduğundan, tek tek pallerin hücum açısını değiştirir. Bu, sonlu bir kanattaki aşağı yıkama gibi ve bir kanattaki aşağı yıkama gibi, hava akışının bu normal bileşeni pervanenin her bıçağında üretilen aerodinamik kuvvetleri değiştirir. Pervanenin iki tarafı tarafından üretilen itme farkı bir sapma momenti üretir ve çevresel kuvvet farkı, Şekil 3.4'de görüldüğü gibi dönme düzleminde net bir normal kuvvet üretir [63].



Şekil 3.4. Pervane atak açısının dönen pervaneye etki eden aerodinamik kuvvetler üzerindeki etkisi.

Statik durumda bile, hava aracı hareket etmediğinde, pervane dönüş düzlemine normal hava akışı vardır. Herhangi bir sonlu kanatta olduğu gibi, pervanenin her bir bıçağından yayılan girdap, kendi uzunluğu boyunca akımın aşağı sapmasıyla sonuçlanır. Bununla birlikte, kendi yıkamasına maruz kalmanın yanı sıra, bir pervanenin her bıçağı, dönüş sırasından önce gelen bıçağın "doğrudan arkasında" uçmaktadır. Dönen bir pervanenin kanatları, birbiri ardına üst üste uçan sonsuz bir dizi sonlu kanat gibi davranır. Bu

kanatlardan herhangi biri üzerindeki akımın aşağı sapması, uçuş hattında ilerleyen diğer her kanattan çıkan girdap ile artacaktır. Benzer şekilde, dönen bir pervanenin her bıçağındaki akımın aşağı sapması, diğer bıçaklara olan yakınlığı güçlendirilir. Dönen bir pervane söz konusu olduğunda, kombine edilen tüm pervane kanatlarının ürettiği toplam aşağı sapmaya genellikle pervanenin indüklediği hız denir [64].

4. BÖLÜM

BENZETİM ÇALIŞMASI

4.1. Problemin Tanımı

Bu çalışmada, elektrik motorlu döner kanatlı bir İHA'nın itki/tork oranı tasarımı ele alınmıştır. Bu amaçla İHA'da kullanılan palin uzunluğu (u), palin veter genişliği (g), palin kütle yoğunluğu (y) ve palin burulma açışı (d) dikkate alınarak optimum itki/tork oranı hesaplanmıştır. Hesaplama için bu aşamada YAK algoritmasından yararlanılmıştır. YAK algoritmasından optimum giriş değerlerine karşılık maksimum itki/tork oranı elde edilmesi istenmiştir. Şekil 4.1'de referans alınan helikopter İHA gösterilmiştir. Referans alınan helikopter İHA'nın verileri Tablo 4.1'de sunulmuştur. Bu İHA'nın dinamik modelleri kullanılarak itki/tork oranı maksimizasyonu için YAK algoritmasıyla giriş değerlerinin optimizasyon işlemi yapılmıştır. Bu amaçla, 4 giriş ve tek çıkışa sahip bir model tasarlanmıştır. Tasarlanan model yapısı, Şekil 4.2'de gösterilmiştir. Tasarlanan yöntem modelinde kullanılan giriş değerleri ± %5 aralığında değiştirilerek optimum itki/tork oranının elde edilmesine çalışılmıştır. Yani değerlerin 1,05 ile 0,95 katsayısıyla çarpılarak maksimum ve minimum değerleri belirlenmiştir.

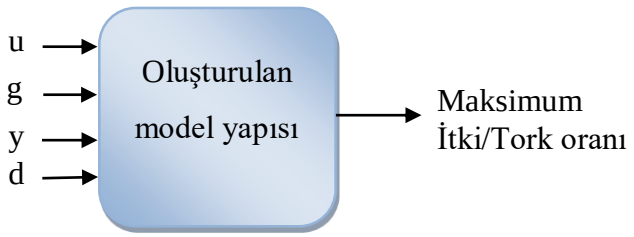


Şekil 4.1. Referans alınan helikopter İHA

Tablo 4.1. Referans alınan helikopter İHA verileri

Parametreler	**Birim Sembolleri**	**Değerler**
Ana rotor yarıçapı	m, R	0.75
Ana rotor veter genişliği	m, c	0.045
Helikopter ağırlığı	kg	5
Fırlatma eylemsizlik momenti	I_{yy}, kg. m^2	$3.8494*10^{-3}$
Sapma eylemsizlik momenti	I_{zz}, kg. m^2	$3.8844*10^{-3}$
Dönme eylemsizlik momenti	I_{xx}, kg. m^2	$9.3551*10^{-4}$
Ana rotor kanadı kaldırma eğrisi eğimi	a_0, [ ]	5.73

Bu limit değerleri aralığında YAK algoritmasından optimum giriş değerlerini bulması istenmiştir. Optimizasyon süreci için referans alınan giriş parametreleri, Tablo 4.2'de verilmiştir.



Şekil 4.2. Maksimum İtki/tork oranı için oluşturulan model yapısı.

Tablo 4.2. YAK modeli için referans alınan parametrelerin değerleri.

	Parametreler	**Değerler**
Girdiler	Palin uzunluğu (u)	75 (cm)
	Palin veter genişliği (g)	4.35 (cm)
	Palin kütle yoğunluğu (y)	0.2 (kg/m)
	Palin burulma açısı (d)	-0.14 (rad)

4.2. Problemin Formülüzasyonu ve Simülasyon Sonuçları

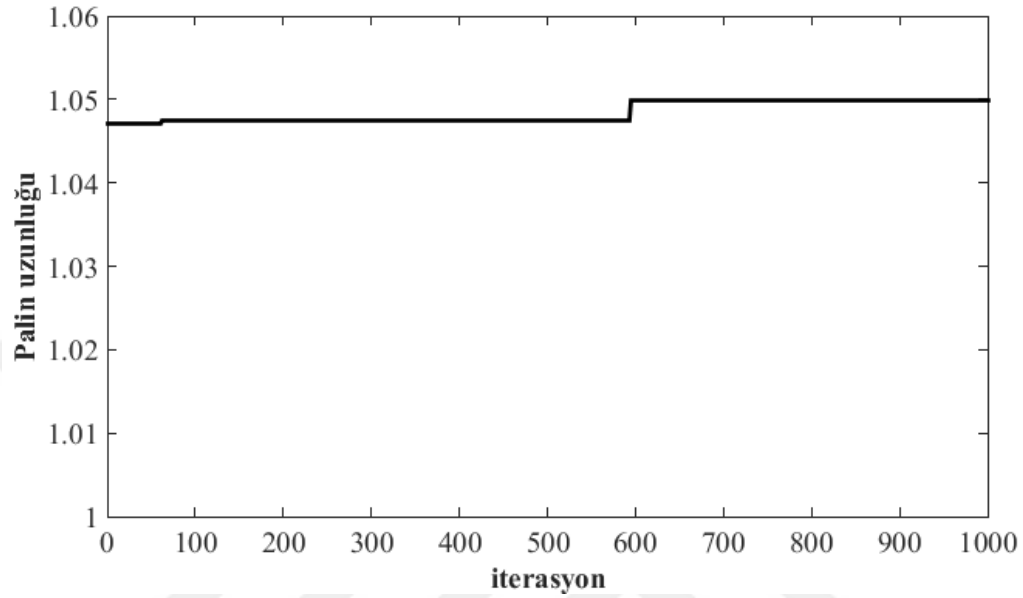
Optimizasyon için kullanılan YAK algoritmasının kontrol parametrelerinin popülasyon büyüklüğü, iterasyon sayısı ve çalışma süresi sırasıyla 50, 1000 ve 30 olarak seçilmiştir. YAK algoritması tarafından 30 adet çalışma süresince yapılan optimizasyon sonucunda ulaşılan en iyi model değerleri, Tablo 4.3'te gösterilmiştir. En iyi modelde elde edilen palin uzunluğu, palin veter genişliği, palin kütle yoğunluğu ve palin burulma açısı değerleri sırasıyla 1.0498, 1.0490, 0.9842 ve 1.0407 iken maksimum itki/tork oranı 5.7852 olarak bulunmuştur.

Tablo 4.3. En iyi modelde elde edilen giriş ve çıkışın katsayı değerleri.

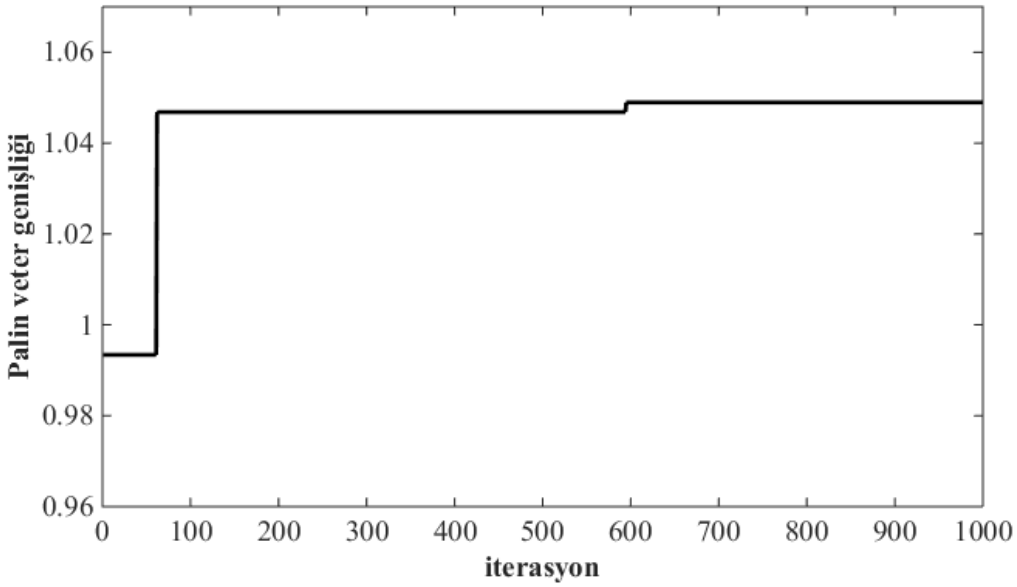
Elde Edilen Giriş Değerleri				**Elde Edilen Çıkış Değerleri**
u	g	y	d	İtki/Tork Oranı
1.0498	1.0490	0.9842	1.0407	5.7852

Elde edilen maksimum itki/tork oranına sahip modelin optimizasyon sürecinde giriş parametrelerin değişimi, Şekil 4.3–4.7 arasında verilmiştir. Giriş parametrelerinden palin uzunluk değer katsayısının iterasyona karşılık değişim grafiği, ise Şekil 4.3'de, ve palin veter genişliğinin iterasyona karşılık değişim grafiği Şekil 4.4'de verilmiştir. Palin kütle yoğunluk değerinin iterasyona karşılık değişim grafiği, Şekil 4.5'de, yer alırken

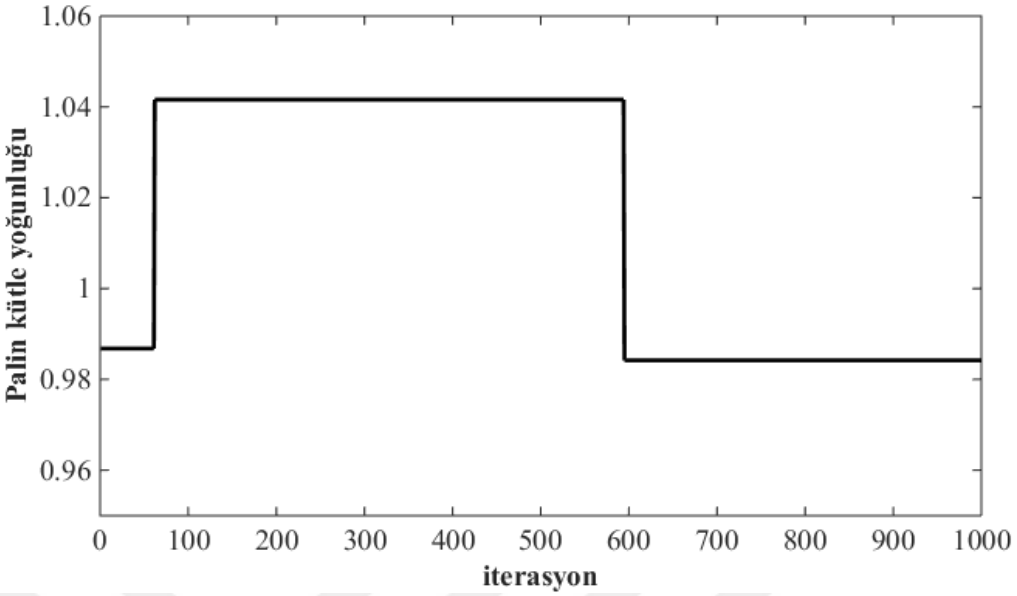
palin burulma açısının iterasyona karşılık değişim grafiği ise Şekil 4.6'da gösterilmiştir. Çıkış parametresi olan maksimum itki/tork oranının iterasyona karşılık değişim grafiği, Şekil 4.7'de sunulmuştur.



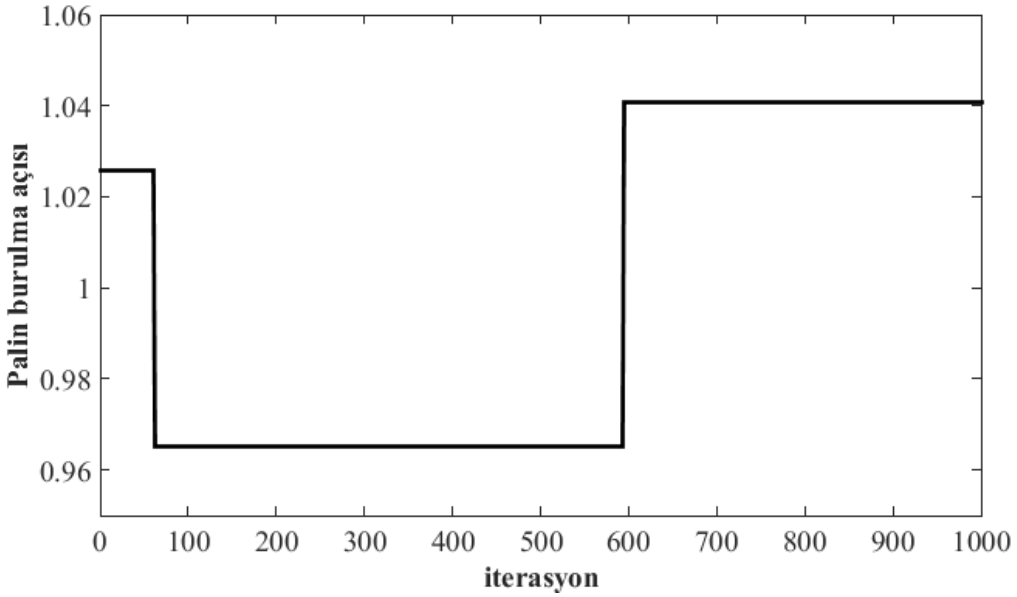
Şekil 4.3. Palin uzunluk değerinin iterasyona göre değişimi.



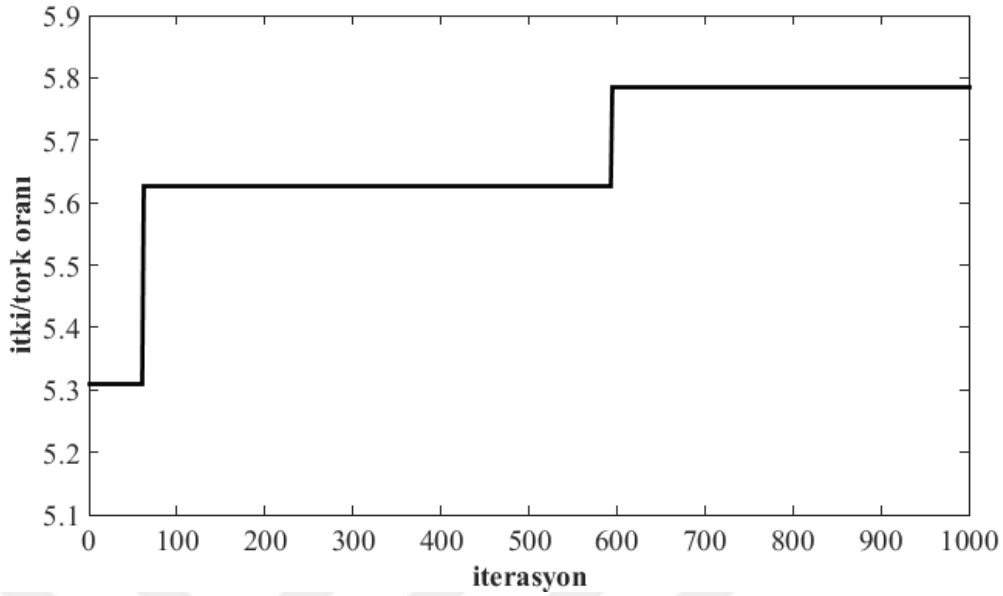
Şekil 4.4. Pal veter genişliğinin iterasyona göre değişimi.



Şekil 4.5. Pal kütle yoğunluğunun iterasyona göre değişimi.



Şekil 4.6. Palin burulma açısının iterasyona göre değişimi.



Şekil 4.7. İtki/tork oranının iterasyona göre değişimi.

YAK algoritmasıyla yapılan 30 adet çalışma süresi boyunca elde edilen optimum giriş değişkenleri değişim katsayısına karşılık, maksimum itki/tork oranı değerleri, Tablo 4.4'de verilmiştir. Tablo 4.4'de görüldüğü gibi, optimizasyon sürecinde elde edilen palin uzunluğu, palin veter genişliği, palin kütle yoğunluğu ve palin burulma açısı parametrelerinin katsayı aralıkları sırasıyla [1.0456, 1.0500], [1.0349, 1.0499] [0.9546, 1.0453] ve [0.9501, 1.0498] 'dır. Elde edilen itki/tork oranı değeri, minimum 5.6010 iken maksimum 5.7852 olarak elde edilmiş ve yapılan modellemede %3,29'luk bir iyileşme gözlenmiştir. Bu da, tasarımcılar için, referans bir değer olmuştur. Yapılan optimizasyon süresince elde edilen sonuçlar gösteriyor ki, YAK algoritmasının maksimum itki/tork oranı hesaplanması için, optimum giriş parametrelerinin elde edilmesinde oldukça başarılı bir performans göstermiştir. Çalışma sonuçları, önerilen yaklaşımın döner kanatlı İHA tasarımında tasarımcılara kolaylık sağlayacağını göstermiştir.

Tablo 4.4. YAK algoritması kullanarak yapılan optimizasyon çalışmasının sonuçları.

Çalışma Süresi	**Elde Edilen Giriş Değerleri**				**Elde Edilen Çıkış Değerleri**
	u	**g**	**y**	**d**	***İtki/Tork Oranı***
1	1.0492	1.0499	0.9680	1.0056	5.7374
2	1.0470	1.0487	1.0125	1.0498	5.7088
3	1.0476	1.0491	0.9811	0.9999	5.6787
4	1.0499	1.0392	0.9553	1.0283	5.7058
5	1.0476	1.0486	1.0453	0.9939	5.6723
6	1.0456	1.0402	0.9562	1.0430	5.6010
7	1.0495	1.0469	0.9834	0.9838	5.7024
8	1.0498	1.0490	0.9842	1.0407	5.7852
9	1.0472	1.0477	1.0210	0.9944	5.6528
10	1.0474	1.0490	1.0244	1.0446	5.7177
11	1.0485	1.0482	0.9792	0.9501	5.6499
12	1.0491	1.0496	0.9773	0.9747	5.6997
13	1.0488	1.0422	0.9679	1.0046	5.6706
14	1.0475	1.0464	0.9913	1.0475	5.7044
15	1.0472	1.0402	1.0112	1.0409	5.6471
16	1.0498	1.0482	0.9758	1.0361	5.7746
17	1.0462	1.0499	1.0141	1.0425	5.6857
18	1.0483	1.0427	0.9546	1.0404	5.6933
19	1.0489	1.0414	0.9689	1.0414	5.7054
20	1.0497	1.0488	1.0017	1.0369	5.7776
21	1.0487	1.0484	1.0288	0.9949	5.7034
22	1.0498	1.0414	0.9714	0.9813	5.6728
23	1.0481	1.0482	0.9551	1.0367	5.7218
24	1.0495	1.0454	0.9947	1.0369	5.7481
25	1.0500	1.0349	1.0368	1.0326	5.6859
26	1.0494	1.0431	0.9999	1.0326	5.7239
27	1.0483	1.0457	0.9556	1.0379	5.7142
28	1.0498	1.0406	1.0131	1.0367	5.7239
29	1.0492	1.0476	1.0073	1.0328	5.7488
30	1.0468	1.0497	1.0321	1.0429	5.7036

5. BÖLÜM

TARTIŞMALAR VE SONUÇLAR

5.1. Tartışma

Mühendislik konusunda teknolojik yenilikler, sabit ve döner kanatlı insansız hava araçlarının gelişimine büyük katkı sağlamıştır. Kalkış/iniş için pist gereksinimi duymaması, dikey kalkış iniş özelliğine sahip olması, havada belli bir süre askıda kalabilmesi özellikleri nedeniyle döner kanatlı insansız hava araçları farklı görevler için tercih edilmektedir [65].

Bu tez çalışmasında, Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde üretilen insansız helikopterin itki/tork oranı tasarımının iyileştirmesi yapılmıştır. Bu amaçla referans alınan İHA'da kullanılan palin uzunluğu (u), palin veter genişliği (g), palin kütle yoğunluğu (y) ve palin burulma açışı (d) dikkate alınarak maksimum itki/tork oranı hesaplaması, YAK algoritması kullanılarak elde edilmiştir. Kullanılan 4 giriş, tek çıkışlı modelin giriş değerleri, ± %5 aralığında değiştirilerek optimum çıkış değeri hesaplanmıştır.

YAK algoritmasının, koloni büyüklüğü, iterasyon sayısı ve çalışma süresi boyunca kontrol parametreleri sırasıyla 50, 1000 ve 30 olarak kullanılmıştır. Optimizasyon sonucunda elde edilen en iyi modelin palin uzunluğu, palin veter genişliği, palin kütle yoğunluğu ve palin burulma açısı parametrelerinin katsayı değerleri sırasıyla 1.0498, 1.0490, 0.9842 ve 1.0407 iken maksimum itki/tork oranı, 5.7852 olarak bulunmuştur. Elde edilen sonuçlar, tablo ve şekiller ile sunulmuştur.

YAK algoritmasıyla yapılan 30 adet çalışma süresi sonucunda optimizasyon sürecinde elde edilen palin uzunluğu, palin veter genişliği, palin kütle yoğunluğu ve palin burulma açısı parametrelerinin katsayı aralıkları sırasıyla [1.0456, 1.0500], [1.0349, 1.0499] [0.9546, 1.0453] ve [0.9501, 1.0498]'dır. Elde edilen itki/tork oranı değeri, minimum 5.6010 iken maksimum 5.7852 olarak elde edilmiş ve yapılan modellemeler arasında %3,29 bir iyileşme gözlenmiştir.

Referans alınan giriş değerlerinin 0,95 ile 1,05 katsayılarıyla alt ve üst limit değerlerinin belirlenmesiyle yapılan optimizasyon işleminde farklı aralıklarda giriş değerleri elde edilmiştir. Palin uzunluğu ve veter genişliği değerlerinde, üst limit değerine yakın sonuçlar gözlemlenmiştir. Kütle yoğunluğu ve burulma açısı değerlerinde ise alt ve üst limit aralığında bir değer aralığı görülmektedir. Tablo 4.4 incelendiğinde, bu değerlerin makul aralıklarda olduğu görülmüştür. YAK algoritmasıyla yapılan optimizasyon sürecinde itki/tork oranının iterasyon boyunca artırıldığı, bu da sürecin doğruluğunu kanıtlamaktadır.

5.2. Sonuç ve Öneriler

Bu çalışmada, optimizasyon sonucunda elde edilen çıkış değerinin, referans alınan giriş parametrelerine oranla yaklaşık %31 iyileşme elde edildiği gözlenmiştir.

Yapılan optimizasyon süresince elde edilen sonuçlar göstermektedir ki, YAK algoritmasının maksimum itki/tork oranını hesaplaması için, optimum giriş parametrelerinin elde edilmesinde oldukça başarılı bir performans göstermiştir. Çalışma sonuçlarına göre, önerilen yaklaşımın döner kanatlı İHA tasarımında tasarımcılara kolaylık sağlayacağı görülmüştür.

KAYNAKÇA

1. Austin R., 2010. Unmanned Aircraft Systems. Wiley, Jhon Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex, United Kingdom, 852 pp.

2. Kim S., Budiyono A., Lee J. H., Kim D. H., Yoon K. J., 2010. Control system design and testing for a small-scale autonomous helicopter. **Aircraft Engineering And Aerospace Technology**, **82**(6): 353-359.

3. J Gordon Leishman, 2014. Fundamentals of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press, London, 311 pp.

4. Pankonien, A. M., Inman, D. J., 2014. Aeroelastic performance evaluation of a flexure box morphing airfoil concept. in active and passive smart structures and ıntegrated systems, **International Society for Optics and Photonics** Vol. 9057, p. 905716.

5. Reza Dharmayanda H., Budiyono A. and Kang T., 2010. State-space identification and implementation of control design for small-scale helicopter, **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **82**(6): 340-352.

6. Tijani I. B., Akmeliawati R. And Legowa A., 2011. Robust controller for autonomous helicopter hovering control, **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **83**(6): 363-374.

7. Oktay, T., Konar, M., Soylak, M., Sal, F., Onay, M., Kizilkaya, O., 2016. Increasing performance of autopilot guided small unmanned helicopter. **Int. J. Mech., Aerosp., Ind., Mechatronic Manuf. Eng., 10**(1): 133-139.

8. Bouhoubeiny E., Benard E., Bronz M., Gavrilovic N., Bonnin V., 2016. Optimal desing of long endurance mini UAVs for atmospheric measurement, pp. 19-21 *Applied Aerodynamics Conference*, July 2016, Bristol, UK.

9. Traub L. W., 2011. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft, pp. 703-707, **Journal Of Aircraft**, 2011, Prescorr, Arizona 86301.

10. Bouhoubeiny E., Benard E., Bronz M., Gavrilovic N., Bonnin V., 2016. Optimal desing of long endurance mini UAVs for atmospheric measurement, *Applied Aerodynamics Conference*, July 19-21, 2016, Bristol, UK.

11. Chang, T., Yu, H., 2015. Improving electric powered UAVs' endurance by incorporating battery dumping concept. **Procedia Engineering**, **99**, 168-179.

12. Lawrence, Dale; Mohsenı, 2005. Kamran. Efficiency analysis for long duration electric MAVs. *In: Infotech Aerospace*.. p. 7090.

13. Gur O. and Rosen A., 2009. Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles. **Journal of Aircraft**, **46**(4): 1340-1353.

14. Haibo, Z., Changkai, Y., Guoqiang, C. 2014. Variable rotor speed control for an integrated helicopter/engine system. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering**, **228**(3): 323-341.

15. Dong Han and Edward Smith, 2013. Lagwise dynamic analysis of a variable speed rotor, **Aerospace Science and Technology**, **29**(1): 277–286.

16. Chopra, I., 2013. Aeromechanics of an Optimized, Actively-Morphing Rotor System. Maryland Unıv College Park Alfred Gessow Rotorcraft Center.

17. Benjamin, K. S, Woods, M., Senthil M., Michael F., 2012. Morphing Helicopter Rotor Blade with Curvilinear Fiber Composites, European Rotor craft Forum,

18. Mestrinho, J., Gamboa, P., Santos, P., 2011. Design optimization of a variable-span morphing wing for a small UAV. **In 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference,** 13t: 2025.

19. Secanell, M., Suleman, A., Gamboa, P., 2006. Design of a morphing airfoil using aerodynamic shape optimization. **AIAA journal, 44**(7): 1550-1562.

20. Porter, R., Shirinzadeh, B., Choi, M. H., 2016. Experimental analysis of variable collective-pitch rotor systems for multirotor helicopter applications. **Journal of Intelligent & Robotic Systems, 83**(2): 271-288.

21. Mistry, M., Gandhi, F., 2014. Helicopter performance improvement with variable rotor radius and RPM. **Journal of the American Helicopter Society, 59**(4): 17-35.

22. Chen, P. C., Chopra, I., 1997. Wind tunnel test of a smart rotor with individual blade twist control. In Smart Structures and Materials 1997: Smart Structures and Integrated Systems. **International Society for Optics and Photonics, 3041**: 217-230.

23. NASA, 2007. A Sequential Shifting Algorithm for Variable Rotor Speed Control.

24. Han, D., Pastrikakis, V., Barakos, G. N., 2016. Helicopter performance improvement by variable rotor speed and variable blade twist. **Aerospace Science and Technology, 54**: 164-173.

25. Abbeel, P., Coates, A., Quigley, M., Ng, A. Y., 2007. An application of reinforcement learning to aerobatic helicopter flight. **In Advances in Neural Information Processing Systems**, pp. 1-8.

26. Maryam Khoshlahjeh, 2012. Extend able chord rotors for helicopter performance improvement and envelope expansion," Pennsylvania State University.

27. Han, D., Pastrikakis, V., Barakos, G. N., 2016. Helicopter performance improvement by variable rotor speed and variable blade twist. **Aerospace Science and Technology, 54**: 164-173.

28. Krishnan, V. G. 2017. Aerodynamic and Performance Analysis of a Morphing Helicopter Rotor System.

29. Barbarino, S., Gandhi, F., Webster, S. D., 2011. Design of extendable chord sections for morphing helicopter rotor blades. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 22**(9): 891-905.

30. Fusi, F., Quaranta, G., Guardone, A., Congedo, P. M., 2015. Robust aerodynamic optimization of morphing airfoils for helicopter rotor blades. *In 17th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference*, p. 0919.

31. Staino, A., Basu, B., 2013. Dynamics and control of vibrations in wind turbines with variable rotor speed. **Engineering Structures, 56**: 58-67.

32. Han, D., Wang, J., Smith, E. C., Lesieutre, G. A., 2013. Transient loads control of a variable speed rotor during lagwise resonance crossing. **AIAA Journal, 51**(1): 20-29.

33. Prahlad, H., Chopra, I., 2001. Design of a variable twist tilt-rotor blade using shape memory alloy (SMA) actuators, pp. 46-59. *International Society for Optics and Photonics,* August 6, 2001, United States.

34. Ajaj, R. M., Bourchak, M., Harasani, W., 2015. Twist morphing using the variable cross section spar: feasibility study. **Journal of Aerospace Engineering, 28**(6): 04014146.

35. F. Gandhi, 2014, Variable chord morphing helicopter rotor, Patent.

36. Phillips, W. F., 2004. Mechanics of flight. John Wiley & Sons.

37. Chao, H., Cao, Y., Chen, Y., 2007. Autopilots for small fixed-wing unmanned air vehicles: A survey, pp. 3144-3149. *In International Conference on Mechatronics and Automation* 5-8 August, 2007, China.

38. Jang, J. S., Liccardo, D., 2006. Automation of small UAVs using a low cost MEMS sensor and embedded computing platform, pp. 1-9. *In 2006 ieee/aiaa 25TH Digital Avionics Systems Conference,* October 5-19, 2006, USA .

39. Oktay, T., Sultan, C., 2013. Simultaneous helicopter and control-system design. **Journal of Aircraft, 50**(3): 911-925.

40. Misté, G. A., Benini, E., 2016. Variable-speed rotor helicopters: performance comparison between continuously variable and fixed-ratio transmissions. **Journal of Aircraft, 53**(5): 1189-1200.

41. Çınar, C., 2003. Helikopter Aerodinamiği ve Rotor Etrafındaki Akımın Sayısal İncelenmesi Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Doktora, Kayseri, 125 s.

42. Balkan, D., 2004. Döner Kanatlı Hava Araçlarının Aerodinamik Performansının Değerlendirilmesi. Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Doktora , Kayseri, 125 s.

43. Raletz, Roger, Théorie Elémentaire de l'Helicoptere – Initiation par l'Image, Cepadues-Editions, Toulouse, 1990.

44. Günad H., Yayınlanmamış Pervane Teknolojisi Ders Notları, Bağcılar A.T.L. , T.L. ve End.Mes.Lisesi.

45. Federal Aviation Administration, & United States. Federal Aviation Administration, 2009. Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge. Skyhorse Publishing Inc..

46. FAA, 1989. Airframe and Powerplant Mechanics Powerplant Handbook, EAAC65-12A, IAP, Casper,

47. Bent, Ralph D., Mckinley, James L., 1985. Aircraft Powerplants, 5th Ed., McGraw-Hill, New York.

48. Ilg, R., 2011. Novel Innovative Competitive Effective Tilt Rotor Integrated Project (NICETRIP). Deliverable on Life Cycle Assessment of an aircraft system, Stuttgart 1-4 pp.

49. Houghton, E. L., Carpenter, P. W., 2003. Aerodynamics for engineering students. Elsevier, 577

50. Khoshlahjeh, M., Sung Bae, E., Gandhi, F., 2010. Helicopter performance improvement with variable chord morphing rotors.

51. Khoshlahjeh, M., Gandhi, F., 2014. Extendable chord rotors for helicopter envelope expansion and performance improvement. **Journal of the American Helicopter Society, 59**(1): 1-10.

52. Remple, R. K., Tischler, M. B., 2006. Aircraft and rotorcraft system identification: engineering methods with flight-test examples. **American Institute of Aeronautics and Astronautics,** 525 pp.

53. Duncan, W. J., 2016. The principles of the control and stability of aircraft. Cambridge University Press, United Kingdom, 381.

54. Karaboga, D., Basturk, B., 2007. A powerful and efficient algorithm for numerical function optimization: artificial bee colony (ABC) algorithm. **Journal of Global Optimization, 39**(3): 459-471.

55. Karaboga, D., Akay, B., 2009. A comparative study of artificial bee colony algorithm. **Applied Mathematics and Computation, 214**(1): 108-132.

56. Karaboga, D., Basturk, B., 2007. A powerful and efficient algorithm for numerical function optimization: artificial bee colony (ABC) algorithm. **Journal of Global Optimization, 39**(3): 459-471.

57. Karaboga, D., 2005. An idea based on honey bee swarm for numerical optimization Vol. 200, pp. 1-10. Technical report-tr06, Erciyes university, engineering faculty, computer engineering department.

58. Karaboga, D., Gorkemli, B., 2014. A quick artificial bee colony (qABC) algorithm and its performance on optimization problems. **Applied Soft Computing, 23**: 227-238.

59. Konrad, T., Engelhardt, T., Abel, D., 2017. Propeller thrust identification and calibration for high-precision control of a quadrotor unmanned aerial vehicle, pp. 1225-1230. *In 2017 25th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, July 20, 2017, Malta.

60. Ruiz-Sanchez, F. J., 2016. Model of thrust/Load-Torque in terms of geometric parameters of the blade for design and simulation of small scale propellers used in miniature UAVs, pp. 1-6. *In 2016 IEEE International Autumn Meeting on Power, Electronics and Computing (ROPEC)*, January 26, 2017, Mexico.

61. Dwarakanath, T. A., Dasgupta, B., Mruthyunjaya, T. S., 2001. Design and development of a stewart platform based force–torque sensor. **Mechatronics, 11**(7): 793-809.

62. Yaldız, S., Ünsaçar, F., Sağlam, H., Işık, H., 2007. Design, development and testing of a four-component milling dynamometer for the measurement of cutting force and torque. **Mechanical Systems and Signal Processing**, **21**(3): 1499-1511.

63. Blanke, M., Lindegaard, K. P., Fossen, T. I., 2000. Dynamic model for thrust generation of marine propellers, pp. 363-368. *International Federation of Automatic Control*, 2000, Norway.

64. Dubbioso, G., Muscari, R., Di Mascio, A., 2014. Analysis of a marine propeller operating in oblique flow. Part 2: very high incidence angles. **Computers and Fluids, 92**: 56-81.

65. Oktay, T., Sultan, C., 2014. Flight control energy saving via helicopter rotor active morphing. **Journal of Aircraft, 51**(6): 1784-1804.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Aydın TÜRKMEN

Uyruğu: Türkiye (T.C)

Doğum Tarihi ve Yeri : 10.10.1991, Kahramanmaraş

Medeni durumu : Bekar

E-mail :turmen_aydın@hotmail.com.tr

Yazışma Adresi: Haydarbeyi mah. Barboras cad. Yaren sit. B blok kat:5 No:10 Onikişubat / Kahramanmaraş

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet tarihi
Lise	Beyza Fen Lisesi	2010
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu	2016
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü	2020

YABANCI DİL

İngilizce