

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**B-SPLINE VE GENETİK ALGORİTMA İLE HELİKOPTER PAL
TASARIM VE OPTİMİZASYONU**

HAZIRLAYAN

TUANNA DEMİR ATILGAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ANKARA- 2024

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**B-SPLINE VE GENETİK ALGORİTMA İLE HELİKOPTER PAL
TASARIM VE OPTİMİZASYONU**

HAZIRLAYAN

TUANNA DEMİR ATILGAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

TEZ DANIŞMANI

PROF. DR. TAHİR YAVUZ

ANKARA - 2024

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Makine Mühendisliği Yüksek Lisans Programı Tezli Yüksek Lisans çerçevesinde Tuanna DEMİR ATILGAN tarafından hazırlanan bu çalışma, aşağıdaki jüri tarafından Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Savunma Tarihi: 19 /12/ 2023

Tez Adı: B-Spline Ve Genetik Algoritma Ile Helikopter Pal Tasarim Ve Optimizasyonu

Tez Jüri Üyeleri (Unvanı, Adı - Soyadı, Kurumu)

İmza

Prof. Dr. Tahir YAVUZ

Başkent Üniversitesi

.....

Prof. Dr. Demir BAYKA

Başkent Üniversitesi

.....

Dr. Öğretim Üyesi Ali R. ÇETE

Türk Hava Kurumu Üniversitesi

.....

ONAY

Prof. Dr. Faruk ELALDI

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Tarih:..../..../.....

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS / DOKTORA TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

Tarih: 19 /12 /2023

Öğrencinin Adı, Soyadı: Tuanna DEMİR ATILGAN

Öğrencinin Numarası: 22110475

Anabilim Dalı: Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Programı: Makine Mühendisliği Yüksek Lisans Programı

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı: Prof. Dr. Tahir YAVUZ

Tez Başlığı: B-Spline Ve Genetik Algoritma İle Helikopter Pal Tasarım Ve Optimizasyonu

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans/Doktora tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 79 sayfalık kısmına ilişkin, 28 /10/ 2023 tarihinde şahsım/tez danışmanım tarafından EasyBib by Chegg adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 4'tür. Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimedenden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

“Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını” inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası:.....

ONAY

Tarih: 19 / 12 / 2023

Öğrenci Danışmanı Unvan, Ad, Soyad, İmza:

Prof. Dr. Tahir YAVUZ

Kardeşim, Batuhan 'a

Tuanna DEMİR ATILGAN

Ankara- 2024



TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın başarılı bir şekilde tamamlanmasında sağladığı sonsuz destek ve rehberliği için tez danışmanım Sayın Prof. Dr. Tahir Yavuz'a en içten teşekkürlerimi sunarım. İlham verici öğretisi ve sabrı için minnettarım.

Değerli dostum Halil Kaya'ya sağladığı destek ve motivasyon, tüm sorularıma sabırla verdiği cevaplar ve yol göstericili için sevgili Hakan Tiftikçi'ye çok teşekkür ederim.

İlk andan itibaren bu çalışmayı başarı ile gerçekleştirebilmem için bana gerekli motivasyonu sağlayan değerli hocam Doç. Dr. Ali Ruhşen Çete'ye en içten teşekkürlerimi sunarım.

Bu çalışma için bana gerekli cesareti ve sonsuz sevgiyi sağlayan küçük meleğim Aze'ye, beni ben yapan ve kıymetli öğretilerini her zaman bana aktaran babam Cemal Demir'e, değerli özverisi, sevgisi ve fedakarlığı için canım annem Sevda Pinargil'e, her zaman yanımda olduğu için sevgili eşim Yiğit Atılğan'a ve bu çalışmanın ithafı olan kardeşim Batuhan Demir'e sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Bu çalışmayı yapabilmem için bana sağladıkları sonsuz destekle bu çalışmada en az benim kadar katkısı bulunan sevgili ailem Gülhan, Mustafa Coşkun, Yağmur ve Can Atılğan'a minnettarım. Onların inancı ve teşviki olmadan bu çalışmayı tamamlamak için gerekli motivasyonu bulamazdım.

Ve değerli meslekdaş ve arkadaşlarım, Hüdayi Alaylı, Müjde Ayan, Ayşe Senem Haser, Kübra Başel, Gizem Durunesil ve Olcay Nurtaç Deniz'e bana sağladıkları destek ve motivasyon için teşekkürlerimi sunarım.

ÖZET

Tuanna DEMİR ATILGAN

**B-SPLINE, GENETİK ALGORİTMA VE PAL ELEMANLARI TEORİSİ İLE
HELİKOPTER PAL TASARIM VE OPTİMİZASYONU**

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

2024

Verimliliği artırmak, enerji tüketimini azaltmak, daha iyi uçuş performansı elde etmek ve helikopter operasyonlarının etkinliğini artırmak için helikopter kanadı optimizasyonuna ihtiyaç duyulmaktadır. Rotor kanadı, bir helikopterin verimliliğini ve kontrolü, performansı, manevra kabiliyetini arttıran, optimum uçuş özelliklerinin ve operasyonel yeteneklerin elde edilmesini büyük ölçüde etkileyen helikopter tasarımının hayati bir bileşenidir. Bu yüksek lisans tezi, B-spline modellemesi için Python tabanlı kodların oluşturulması, kanat elemanları momentum teorisiyle entegrasyonu ve optimizasyon için genetik algoritmanın uygulanması gibi konuları sistemli bir şekilde ele almaktadır. B-spline, kanat elemanı-momentum teorisi ve genetik algoritma metotları kullanılarak Python yazılımı ile helikopter pal tasarım ve optimizasyon aracı geliştirilmiştir. Beslenen noktalardan B-spline ile kanat kesit eğrisi oluşturularak genetik algoritma ile farklı geometrilere sahip iki boyutlu helikopter pal kesitleri oluşturulmaktadır. Elde edilen kesitler XFOIL akış çözücüsüne konularak aerodinamik parametreler elde edilmiş ve pal elemanları momentum teorisi ile belirlenen maliyet fonksiyonu genetik algoritma kullanılarak minimize edilmektedir. Helikopter palleri; B-spline ile kanat kesit eğrileri, dönme hızı, pal sayısı, veter uzunluğu, boyu, burkulma açısı ve sivrilme oranına göre optimize edilerek maksimum itkiyi sağlayacak pal kesit eğrisi ve pale ait geometrik parametreler belirlenmektedir. Oluşturulan kod deneysel çalışma sonuçları ile kıyaslanarak doğrulanmış olup geliştirilen algoritmaya beslenen parametre ve sınır koşullarına bağlı olarak C_T katsayısının %20, toplam itki kuvvetinin %48, toplam tork ve gücün ise %44 oranında arttığı anlaşılmıştır.

ANAHTAR KELİMLER: Helikopter pal tasarım ve optimizasyonu, B-spline teorisi, Genetik algoritma, Pal elemanları momentum teorisi.

ABSTRACT

Tuanna DEMİR ATILGAN

**HELICOPTER BLADE DESIGN AND OPTIMIZATION WITH B-SPLINE,
GENETIC ALGORITHM AND BLADE ELEMENTS MOMENTUM THEORY**

Başkent University Institute of Science

Department of Mechanical Engineering

2024

Helicopter wing optimization is needed to increase efficiency, reduce energy consumption, achieve better flight performance and increase the overall effectiveness of helicopter operations. The rotor blade is a critical component that generates lift and provides maneuverability to ensure efficiency and control, improve performance and enhance cost efficiency of a helicopter. It is a vital component of helicopter design that greatly influences the achievement of optimal flight characteristics and operational capabilities. In this study helicopter blade design and optimization tool has been developed via Python software by using B-spline, Blade Element-Momentum Theory and Genetic Algorithm methods. Rotor blade cross section curves are created from the points on the two-dimensional axis with the B-spline method. Helicopter blade sections with different geometries are generated from these points with genetic algorithm. The aerodynamic parameters are obtained by putting the previously created airfoil sections in the flow solver via XFOIL and the objective function determined by the blade elements momentum theory is minimized by using genetic algorithm. Helicopter blades are optimized according to airfoil shapes obtained from B-spline, rotational speed, number of blades, chord length, span, twist angle and taper ratio and blade section curves that will provide maximum thrust and related geometric parameters of the blade are determined. The created code was verified by comparing it with the experimental study results, and it was understood that the C_T coefficient increased by 30%, the total thrust force by 48%, and the total torque and power by 44%, depending on the parameters and boundary conditions fed into the developed algorithm.

KEYWORDS: Helicopter blade design and optimization, B-spline theory, Genetic algorithm, Blade element momentum theory

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	i
ÖZET	ii
ABSTRACT	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
TABLolar LİSTESİ	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ	ix
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Helikopter Pal Tasarımı Ve Genel Bilgiler	1
1.2. Literatür Taraması.....	6
1.2.1. Genetik algoritma literatür taraması	6
1.2.2. Kanat elemanları momentum teorisi literatür taraması	8
1.2.3. B-spline eğrileri literatür taraması.....	12
1.3. Amaç ve Kapsam	15
2. METODOLOJİ	17
2.1. Genel Metodoloji Kurgusu	17
2.2. B-Spline Teorisi	18
2.3. Rotor Dinamiği	26
2.4. Momentum Teorisi.....	33
2.4.1. Küte, momentum ve enerjinin korunumu	33
2.5. Askıda Uçuşta Kanat Elemanları Teorisi	40
2.6. Kanat Elemanları Momentum Teorisi	43
2.7. Askıda Uçuş Performansı	46
3. SAYISAL ANALİZ VE ALGORİTMA DOĞRULAMALARI.....	47
3.1. Sayısal Analiz.....	47
3.2. Algoritma Doğrulamaları	48
3.3. Optimizasyon	51
4. SAYISAL SONUÇLAR VE İRDELEMELER.....	52
4.1. Genel Değerlendirme	52
4.2. Sayısal Sonuçlar.....	53
5. BULGULAR VE ÖNERİLER	60

5.1. Bulgular	60
5.2. Öneriler	61
KAYNAKLAR	63
EK1	



TABLULAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 1. OH13E-Rotor parametreleri	48
Tablo 2. 3 farklı koşul için itki katsayısı sonuçları	49
Tablo 3. Pal Özellikleri [9].....	49
Tablo 4. Rotor Baz ve Algoritma Çıktı Sonuçları	59



ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1. Akış Şeması [13]	17
Şekil 2. 8 nokta için oluşan B-spline eğrisi ($d = 2$)	24
Şekil 3. 8 nokta için oluşan B-spline eğrisi ($d = 3$)	24
Şekil 4. 8 nokta için oluşan B-spline eğrisi ($d = 4$)	25
Şekil 5. Rotor pal eksenleri [43].....	27
Şekil 6. Rotor Diski Azimut Açılımları [27]	28
Şekil 7. Helikopter üzerindeki akış yapısı [2]	29
Şekil 8. İleri uçuş sırasında helikopter üzerindeki kuvvetler [43].....	30
Şekil 9. İleri uçuş hız dağılımı [27]	30
Şekil 10. Helikopter Pal açıları.....	31
Şekil 11. Palın çarpma hareketi a) Çarpma olmayan durum	32
Şekil 12. Askıda Uçuş	34
Şekil 13. Askıda uçuşta momentum teore ve ölçülen güç kıyaslanması [2]	38
Şekil 14 Pal Açılımları [27]	41
Şekil 15. Askıda uçuş için lokal momentum analizinde kullanılan kesit alanı	44
Şekil 16. CT katsayısının kolektif açısına bağlı değişim kıyaslaması.....	50
Şekil 17. İtme ve tork katsayısı değişimi	51
Şekil 18. Prandtl kayıp faktörünün pal boyu değişimi	53
Şekil 19. Prandtl kayıp faktörünün pal boyu değişimi [27].....	54
Şekil 20. İç Akış Açısının Pal Boyu Değişimi	54
Şekil 21. Pal boyu itme dağılımı	55
Şekil 22. Pal boyu tork dağılımı	56
Şekil 23. Pal boyu güç dağılımı.....	56

Şekil 24. Pal boyu itki gradyanı	57
Şekil 25. Pal boyu itki gradyanı [27]	57



SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

A	Rotor disk alanı [m^2]
c	Pal elemanının giriş uzunluğu [m]
Cd	Sürükleme katsayısı
Cl	Kanat elemanının kaldırma katsayısı
Ct	Kanat elemanının teğet kuvvet katsayısı
dD	Bir pal elemanı üzerindeki diferansiyel sürükleme kuvveti [N]
DL	Kanat elemanı üzerindeki diferansiyel kaldırma kuvveti [N]
dθ	Kanat açıklığı boyunca diferansiyel azimut açısı [rad]
F	Prandtl uç kaybı düzeltme faktörü
N_b	Pal sayısı
R	Rotor diskinin yarıçapı [m]
r	Pal açıklığı boyunca yerel radyal konum [m]
V_i	Kanat elemanında indüklenen hız [m/s]
α	Bir bıçak elemanının hücum açısı [rad]
β	Pal büküm açısı [rad]
λ	Lambda, Uç hızı oranı (rotor kanadı uç hızı / serbest akış hızı)
ρ	Hava yoğunluğu [kg/m^3]
ϕ	İndüklenen hız açısı [rad]
Ω	Rotor açısal hızı [rad/s]

1. GİRİŞ

1.1. Helikopter Pal Tasarımı Ve Genel Bilgiler

Helikopter, dikey olarak kalkış ve iniş, herhangi bir yönde hareket etme veya havada sabit kalma olanağı sağlayan bir veya daha fazla güçle çalışan yatay pervaneleri veya rotorları olan hava aracı olarak tanımlanmaktadır. Diğer dikey uçuş araçları arasında otojiroskop dönebilir kanatlı uçaklar ve bir dizi konfigürasyona sahip V/STOL uçakları bulunmaktadır.

Dikey uçuş fikri, kuşların uçuşundan ilham alınarak yüzyıllar öncesine dayanmaktadır. Dikey uçuşun tarihi MS 400 tarihinde başlamıştır. Kaldırma kaynağı olarak döner bir kanat kullanan oyuncak bir Çin uçurtmasına dair tarihsel referanslar bulunmaktadır. Bu basit oyuncaklar, pervaneyi döndürmek ve kaldırma kuvveti elde etmek için kişinin elleriyle hızla döndürülebilen bir çubuğa bağlı bir pervaneden oluşmaktadır. Helikopter prensibini kullanan oyuncaklar- bir ipin çekilmesiyle döndürülen döner bir bıçak- Orta Çağ'da bilinmekteydi. 15. yüzyılın ikinci yarısında, Leonardo da Vinci, kaldırma kuvveti elde etmek için spiral hava vidası kullanan bir helikopterin çizimlerini yapmıştır. Ancak bu ilk kavramlar büyük ölçüde teorik kalmakta ve pratikte gerçekleştirilmesi için gerekli teknolojiden yoksundu.

18. yüzyılda, Rus Mikhail Lomonosov, Fransız Étienne Oehmichen ve İngiliz Sir George Cayley gibi bilim insanları döner kanatlı uçak tasarım çalışmalarını yürütmüşlerdir. Sabit kanatlı uçuşa yaptığı katkılarla tanınan tanınmış bir İngiliz mühendis ve havacılık öncüsü olan George Cayley, 18. yüzyılın sonlarında döner kanatlı uçuş alanına da adım attı. 1799'da küçük bir döner kanatlı cihazın tasarımını özetleyen bir taslak hazırladı. Bu tasarım, modern bir helikopter rotorunun temel bileşenlerine benzeyen, dönen kanatlarla donatılmış merkezi bir shafta sahipti. Cayley'in bu ilk helikopter tasarımına ilişkin kavramsallaştırması, dönemi için devrim niteliğindedir. Ancak dikey uçuşun teorik temelini atan bu konsept işlevsel bir prototip oluşturamamaktadır. 19. yüzyılın sonlarında Fransız mühendis Étienne Oehmichen, döner kanatlı uçuşta öncü deneyler gerçekleştirmiştir. Oehmichen'in alana yaptığı katkılar, bir dizi model ve prototipin yapımı ve test edilmesiyle belirlenmiştir. Bu deneysel uçaklardan bazıları, dönemin yaygın bir güç kaynağı olan buhar motorlarıyla çalıştırılıyordu. Kayda değer başarıları arasında, 1920'de buharla çalışan koaksiyel (çift rotorlu) bir helikopter olan "Oehmichen No. 2"nin geliştirilmesi ve uçuşu da bulunmaktadır. Bu makine, kontrollü dikey uçuşun ilk gösterilerini gerçekleştirmiştir. Oehmichen'in tasarımları tamamen pratik helikopterlerle sonuçlanmasa da havacılığın bu yeni aşamasında rotor dinamikleri ve kontrol mekanizmalarının anlaşılmasını önemli ölçüde ilerletmiştir. Bunun yanında William Samuel

Henson, 1843'te bir "Havadan Buharlı Araba" tasarımının patentini almıştır. Bu makine birden fazla dikey rotora sahip ve çağın hava olanaklarını sergilemektedir. Öte yandan Frederick Marriott, 1870'lerde buharla çalışan helikopter benzeri bir mekanizma inşa etmiştir. 19. yüzyıl öncülerinin çalışmaları, pratik helikopterlerle sonuçlanmasa da 20. yüzyılda takip edecek olan rotorlu taşıt gelişiminin yörüngesini şekillendirmede önemli bir rol oynamış ve sonuçta bugün bildiğimiz başarılı helikopterlerin gerçekleştirilmesini sağlamıştır.

20. yüzyılın başlarında İspanyol mühendis Juan de la Cierva, otocayro icadıyla helikopter gelişimine önemli katkılar sağlamıştır. İspanyol havacılık öncüsü Juan de la Cierva, pratik bir otojiroyu başarılı bir şekilde tasarlayan ve inşa eden ilk kişi olarak anılmaktadır. Bir otopiro, kaldırma kuvveti oluşturmak için serbestçe dönen bir rotor ve itme için motorla çalışan ayrı bir pervane kullanan bir tür döner kanatlı uçaktır. Rotor motor tarafından çalıştırılmaz, bunun yerine uçağın ileri hareketi ile kaldırıldığında otomatik olarak döner. 1923 yılında, Cierva C4 adlı ilk istikrarlı döner kanatlı uçağı başarıyla uçurmuştur. Bu uçak, serbestçe dönen bir rotor ve geleneksel sabit kanat tasarımına sahiptir. 60 beygir gücünde bir motorla çalışan bu araç saatte 100 mil hıza ulaşabiliyordu. Otocayro kavramı, kaldırma için güçsüz bir rotor ve ileri itki için geleneksel bir motor kullanan bir tasarıma dayanmakta olup rotor dinamikleri ve stabilite konularında önemli bilgiler sağlamıştır. Cierva, 1928'de ticari kullanım için sertifikalandırılan ilk otojiro olan C.8'i üretmiştir. C.8 daha büyük, iki koltuklu ve daha güçlü bir motora sahip bir uçaktı. Saatte 120 mil hıza ulaşabilmekte ve 400 milin üzerinde menzile sahipti. 1939 yılında, Sikorsky VS-300 adlı ilk pratik tek rotorlu helikopteri başarılı bir şekilde uçurarak bu alanda önemli bir başarı elde etmiştir. Bu helikopter, ana rotor ve kuyruk rotoru konfigürasyonuna sahiptir. Helikopterlerin güvenliğini ve dengesini artıran, torku kontrol etmek ve bıçağın geri çekilmesi gibi durumları ortadan kaldıran yöntemler geliştirmiştir. Sikorsky'nin R-4 Hoverfly'yı dünyanın ilk seri üretilen helikopteri olmuş ve arama kurtarma görevleri de dahil olmak üzere askeri operasyonda kullanılmıştır. 1923 yılında Sikorsky, daha sonra Sikorsky Aircraft Corporation olarak anılacak olan Sikorsky Aero Engineering Corporation'ı kurmuştur. Bu şirket hem askeri hem de sivil kullanıma yönelik bir dizi başarılı rotorlu taşıt modeli üreterek helikopterlerin geliştirilmesinde önemli bir oyuncu haline gelmiştir.

İkinci Dünya Savaşı sırasında helikopterler, özellikle kurtarma görevleri, taşımacılık ve keşif için askeri operasyonlarda önemli bir rol oynamışlardır. Bell Helikopter'in 1946'da tanıttığı Model 47, sivil kullanım için sertifikalanan ilk helikopter olmuş ve ticari helikopter havacılığının başlangıcını sağlamıştır. Almanlar tarafında II. Dünya Savaşı sırasında Flettner Fl 282 Kolibri ve Focke-Achgelis Fa 223 Drache dahil olmak üzere bir dizi helikopter

geliştirilmiştir. Kolibri, keşif ve irtibat görevlerinde kullanılan küçük, tek koltuklu bir helikopter olup Drache, tıbbi tahliye ve nakil için kullanılan daha büyük, iki koltuklu bir helikopter olarak üretilmiştir. Savaş sırasında öğrenilen dersler, helikopterin artık tüm dünyada çeşitli askeri ve sivil uygulamalar için kullanılan emniyetli ve güvenilir bir uçak olarak geliştirilmesine yönelik çalışmaların başlangıcı olmuştur. Teknolojideki ilerlemeler, gücü ve verimliliği artıran türbin motorlarının helikopter tasarım alanında kullanıma girmesine olanak vermiştir.

Helikopterler bugün birçok sektörde önemli bir rol oynamaktadır; askeri operasyonlardan acil tıbbi hizmetlere, kolluk kuvvetlerine, orman yangınlarına, offshore operasyonlara ve ulaşımına kadar birçok alanda kullanılmaktadır. Devam eden araştırmalar, helikopter performansını, güvenliği ve çevresel sürdürülebilirliği iyileştirmek için yoğunlaşmaktadır. Çalışmalar, malzemelerin, aviyoniklerin, otonom yeteneklerin ve elektrikli itkinin geliştirilmesini içermektedir.

Helikopter kanadı optimizasyonu, helikopter tasarımı ve operasyonunun kritik bir yönüdür ve birçok önemli amaca hizmet etmektedir. Helikopter kanadı optimizasyonu, rotor sisteminin verimliliğini en üst düzeye çıkarmayı amaçlamaktadır. Verimli kanatlar daha az güçle daha fazla kaldırma kuvveti üretir; bu da yakıt tüketimini azaltmak ve helikopterin menziline ve dayanıklılığını artırmak için önem arz etmektedir. Bu özellikle askeri ve sivil helikopterlerin yanı sıra acil tıbbi hizmetler ve arama kurtarma görevleri için de önemlidir.

Optimize edilmiş kanatlar helikopterin genel performansını artırmaktadır. Manevra kabiliyetini, hızı ve ağır yük taşıma yeteneğini geliştirebilmekle birlikte taşımacılık, yangınla mücadele ve inşaat gibi çeşitli uygulamalarda kullanılan helikopterler için performans optimizasyonu esastır. Bunun yanında helikopterler genellikle gürültü seviyeleri nedeniyle eleştirilmekte olup kanat optimizasyonu, türbülansı ve gürültü üreten etkileri en aza indiren kanatlar tasarlayarak, helikopterleri daha çevre dostu ve sosyal açıdan kabul edilebilir hale getirerek rotor gürültüsünün azaltılmasına yardımcı olmayı amaçlamaktadır.

Performans arttırımı ve gürültü azaltımı konularının dışında helikopter tasarımı ve işletiminde gürbüz ve güvenli sistemler geliştirilmesi gerekmektedir. Optimize edilmiş kanatlar, bir helikopterin stabilitesini ve kontrol edilebilirliğini geliştirerek, özellikle zorlu koşullarda veya acil durumlarda uçmayı daha güvenli hale getirilebilir. Rotor dinamik hareketi kaynaklı ve kuyruk rotorunun taşıdığı moment sebebi ile titreşim, yolcular ve mürettebat için rahatsızlığa neden olabilmekte ve potansiyel olarak yorgunluğa ve mekanik aşınma ve yıpranmaya neden olabilir. Pal optimizasyonu titreşimlerin azaltılmasına yardımcı olarak daha

yumuşak ve konforlu bir sürüş sağlarken aynı zamanda helikopter bileşenlerinin ömrünü uzatabilir. Kanat tasarımının optimize edilmesi, kanatların uçuş sırasında karşılaştıkları gerilimlere ve kuvvetlere dayanabilmesini sağlar. Buna aerodinamik kuvvetler, merkezkaç kuvvetleri ve dış yükler (faydalı yük, kargo) gibi faktörler dahildir.

Güvenlik ve uzun ömürlülük açısından yapısal bütünlüğün sağlanması önemlidir. Farklı helikopter görevleri farklı rotor tasarımları gerektirir. Kanat optimizasyonu, ister yüksek hızlı bir nakliye helikopteri, ister ağır yük kargo helikopteri veya çok yönlü çok amaçlı bir uçak olsun, rotor sistemlerinin belirli görev gereksinimlerini karşılayacak şekilde uyarlanmasına olanak tanımaktadır. Çevresel kaygıların giderek arttığı bir dönemde, helikopter üreticileri ürünlerinin çevresel ayak izini azaltmayı amaçlamaktadır. Kanat optimizasyonu yakıt tüketimini ve emisyonları azaltmaya yardımcı olarak daha çevre dostu helikopter operasyonlarına katkıda bulunabilmektedir. Genel anlamda helikopter kanadı optimizasyonu, çeşitli uygulamalarda helikopterlerin performansını, güvenliğini ve sürdürülebilirliğini geliştirmek için gereklidir.

Helikopter pal tasarımı, verimli bir şekilde kaldırma kuvveti üretebilen, uçak üzerinde hassas kontrol uygulayabilen ve gürültü ve titreşim gibi istenmeyen etkileri azaltabilen rotor kanatları oluşturmak için çeşitli faktörlerin karmaşık etkileşimi ile karakterize edilen bir mühendislik çabasını temsil etmektedir. Pal tasarımının, kanadın açıklığı boyunca stratejik bükülme dağılımıyla birlikte, kanadın üstünde ve altında optimum basınç farklarını teşvik edecek ve sonuç olarak sürekli uçuş için gerekli olan kaldırma kuvvetini sağlayacak şekilde yapılması hedeflenmelidir.

Bıçağın ön ve arka kenarları arasındaki genişliği ve uzunluğunu ifade eden kirişi, tasarım sürecindeki kritik parametrelerden bazılarıdır. Daha uzun paller doğası gereği daha fazla kaldırma kapasitesi sunar, ancak kiriş boyutlarındaki değişiklikler bıçağın uzunluğu boyunca kaldırma ve sürükleme arasındaki dengeyi etkilemektedir. Kanat için malzeme seçimi de aynı derecede kritiktir; uçuş sırasında ortaya çıkan önemli mekanik kuvvetlere dayanabilecek sağlam ancak hafif malzemelerin kullanılmasını gerektirmektedir. Bu, gelişmiş kompozit malzemelerden alüminyum ve titanyum gibi metallere kadar geniş bir malzeme seçeneği yelpazesıyla sonuçlanmakta ve her seçim belirli uçuş uygulamalarına göre uyarlanmaktadır.

Rotor sisteminin ayrılmaz bir parçası, sabit veya mafsallı bir konfigürasyon olarak ortaya çıkabilen rotor tasarımıdır. Mafsallı rotor tasarımları, kanatların serbestlik derecelerini sağlayarak kanat çarpma, geçiş yumuşatma ve ilerleme-gecikme salınımları gibi bağımsız hareketlere izin vermektedir. Bu dinamik yetenekler, gelişmiş manevra kabiliyetini ve uçuş

stabilitesini desteklemektedir. Rotor sayısı, kanat sayısı, helikopter kanat tasarımındaki varyasyonun bir başka boyutudur. Helikopterler iki kanatlı, üç kanatlı, dört kanatlı ve hatta daha fazla kanatlı konfigürasyonlara sahiptir; her konfigürasyonda avantajlar, kapsamlı kaldırma kapasitesi, stabilite ve titreşim özellikleri karışımıyla karakterize edilmektedir.

Kanatların döndüğü dakika başına devir sayısını belirleyen rotor hızı, kaldırma kuvvetini, kontrol tepkisini ve genel uçuş performansını derinden etkileyen kritik bir parametredir. Rotor kanatları hareket halindeyken önemli miktarda gürültü kirliliği oluşturabildiğinden, tasarım süreci aynı zamanda gürültünün azaltılmasına ilişkin temel kaygıyı da ele almaktadır. Kanat tasarımcıları, rotor gürültüsünü azaltmak için tırtıklı kanat kenarları veya değiştirilmiş kanat ucu şekilleri dahil olmak üzere çeşitli stratejiler kullanmaktadırlar.

Modern kanat tasarımı uygulamaları, kanat şekli, bükülme dağılımı ve diğer aerodinamik özellikler gibi parametreleri optimize etmek için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği ve Sonlu Elemanlar Analizi gibi simülasyonlar ve modelleme teknikleri kullanan gelişmiş hesaplama araçlarına büyük ölçüde bağımlıdır. Nihayetinde yinelemeli tasarım süreci, rüzgâr tüneli deneyleri, test donanımı değerlendirmeleri ve gerçek uçuş denemelerini içeren kapsamlı test aşamalarıyla sonuçlanır. Bu testler performansı, güvenliği ve tasarım spesifikasyonlarına bağlılığı doğrulamaya hizmet etmekte ve böylece helikopter kanatlarının amaçlanan rollerin kesin taleplerini karşılamaını sağlamaktadır.

Dolayısıyla helikopter kanadı tasarımı, çok çeşitli helikopter uygulamaları yelpazesinde performans, verimlilik ve güvenlik açısından istenen sonuçları elde etmek için aerodinamik, malzeme bilimi, yapı mühendisliği ve mekanik sistem uzmanlığının bir birleşimini gerektiren çok yönlü ve çok disiplinli bir arayışı temsil etmektedir. Havacılık alanında helikopterler ulaşım, kurtarma operasyonları ve askeri görevler gibi çeşitli uygulamalarda önemli bir rol oynamaktadır. Helikopter rotor kanatlarının tasarımını ve verimliliğini artırmak için mühendisler ve araştırmacılar sürekli olarak yenilikçi yaklaşımlar keşfetmektedir.

Bu çalışma, B-spline modelleme, kanat elemanları momentum teorisi ve genetik algoritma gibi kapsamlı bir çerçevenin birleştirildiği bir rotor kanadı optimizasyonuna odaklanmaktadır. Ayrıca, analiz ve optimizasyon için gereken aerodinamik veriler, kanat profil analizi için yaygın olarak kullanılmakta olan XFOIL aracı kullanılarak elde edilmektedir.

1.2. Literatür Taraması

1.2.1. Genetik algoritma literatür taraması

Belirtilen kapsamdaki optimizasyon çalışmalarında sıklıkla genetik algoritma (GA) yöntemi kullanılmaktadır. Genetik algoritmalar, optimizasyon ve arama problemlerinde yaygın olarak kullanılan bir yöntem olarak tarihi açıdan oldukça zengindir. Genetik algoritmaların kökenleri 20. yüzyılın başlarına kadar uzansa da gerçek anlamda 1960'lar ve 1970'lerde John Holland ve meslektaşlarının çığır açan çalışmalarıyla gelişmiştir. Evrimsel algoritmaların kavramsal kökenleri Charles Darwin, Gregor Mendel ve Ronald Fisher gibi biyologlar ve matematikçilerin çalışmalarına dayanmaktadır. Doğal seçim, genetik miras ve popülasyon dinamikleri üzerine yaptıkları çalışmalar, evrimsel hesaplamaların temellerini atmıştır. 1960'ların ortalarında, bilgisayar bilimcisi ve psikolog John Holland, genetik algoritma kavramını ortaya atmıştır. Holland, karmaşık optimizasyon problemlerini çözmek için bir popülasyonu temsil eden ikili dizilerden (kromozomlar) yararlanmayı ve doğal seçim, çaprazlama ve mutasyon prensiplerini uygulamayı önermiştir. 1975 yılında yayımlanan temel kitabı "Adaptation in Natural and Artificial Systems" alanın temel taşlarından biri olmuştur. 1970'ler ve 1980'ler boyunca genetik algoritmalar, mühendislik, operasyonel araştırma ve ekonomi gibi çeşitli alanlarda optimizasyon problemleri için kullanılmıştır. Araştırmacılar, genetik algoritmaları çoklu hedefli, doğrusal olmayan kısıtlamalı ve kombinasyonlu optimizasyon gibi çalışmalar için kullanmışlardır. David E. Goldberg genetik algoritmalar alanında öne çıkan bir isim olup, genetik algoritmalar ve evrimsel hesaplama ile ilgili çok sayıda çalışma ve araştırma projesi yürütmüştür. Goldberg ve Kuo (1987), "Boru Hattı Optimizasyonunda Genetik Algoritmalar" başlıklı makalelerinde, seri bir sıvı boru hattının kararlı durum optimizasyonuna bir genetik algoritma uygulamışlardır. Boru hattı her biri farklı süreye sahip beş bölüme ayrılmış olup toplam boru hattı süresini en aza indirecek en uygun bölüm sırasını bulmak hedeflenmiştir. Araştırmacılar, arama alanının küçük bir kısmını inceledikten sonra genetik algoritmanın boru hattı optimizasyon problemine optimuma yakın çözümler bulabildiğini belirtmişlerdir. Ayrıca genetik algoritmanın problem parametrelerindeki değişikliklere karşı gürbüz olduğunu kanıtlamışlardır. Bu çalışma genetik algoritmaların inşaat mühendisliğindeki gerçek dünyadaki optimizasyon problemlerini çözmek için kullanılabileceğini göstermiştir. Genetik algoritmalar inşaat mühendisliğindeki çizelgeleme problemleri, makine öğrenimi problemleri ve tasarım problemleri dahil olmak üzere çok çeşitli diğer optimizasyon problemlerine uygulanmaktadır.

Yine Goldberg'in de içinde bulunduğu 1996 yılında yapılan başka bir çalışma genetik algoritmalar ve bilgisayar destekli müzik besteleme üzerinedir. Bu çalışmada bilgisayar destekli müzik kompozisyonu bağlamında genetik algoritmaların kullanımını araştırılmıştır. Çalışma, müzik elemanlarının kromozomlar olarak temsilini, oluşturulan müziğin kalitesini değerlendirmek için uygunluk fonksiyonlarının tasarımını ve gelişen müzik dizilerinde mutasyon ve çaprazlama operatörlerinin rolünü tartışmaktadır. Aynı zamanda genetik algoritmalar kullanılarak oluşturulan müzik bestelerinden örnekler sunulmakta ve bu yaklaşımın müzik üretiminde kullanılmasının zorlukları ve olanakları hakkında fikir vermektedir. Bu tarz çalışmalar genetik algoritmaların müzik kompozisyonu gibi yaratıcı alanlarda nasıl kullanıldığına ve geleneksel optimizasyon problemlerinin ötesinde çok yönlülüğünü gösteren iyi bir örnek olarak değerlendirilebilir.

Yıllar içinde genetik algoritmalar, algoritma tekniklerinin gelişimi, parametre ayarlamaları ve probleme özgü adapte edilmeler sayesinde evrimleşmiştir. Araştırmacılar, genetik algoritmaları parçacık sürü optimizasyonu, sinir ağları ve evrimsel stratejiler gibi diğer optimizasyon yöntemleriyle birleştirerek performanslarını ve problemleri çözme yeteneklerini artırmak için hibrit yaklaşımlar geliştirmişlerdir.

Kanat elemanları momentum teorisi bağlamında, genetik algoritmalar, rotor ve rüzgâr türbini tasarım optimizasyonunda kullanılmıştır. Araştırmacılar, genetik algoritmaların prensiplerini kullanarak rüzgâr türbini kanatlarının tasarım alanını keşfetmişlerdir. Bu süreçte kanat şekli, tork dağılımı, kanat profil seçimi ve yapısal kısıtlamalar gibi değişkenler göz önünde bulundurulmuştur. Genetik algoritmalar, büyük bir tasarım uzayında optimum çözümleri bulmak için sağlam bir çerçeve sunmaktadır.

Liu ve arkadaşları tarafından 2014 yılında yapılan çalışmada, bir rotor palinin aerodinamik tasarımını optimize etmek için genetik algoritma kullanılmıştır. GA, pallerin direnç katsayısını en aza indirecek bir pal parametre seti aramak için kullanılmış olup 100 kromozomlu bir popülasyonla başlatılmıştır. Her kromozom bir pal parametre setini temsil etmektedir. Her kromozomun uygunluğu bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği kodu kullanılarak değerlendirilmiş ve en yüksek uygunluğa sahip kromozom en iyi çözüm olarak seçilmiştir. GA tarafından bulunan en iyi çözüm, orijinal pal tasarımının direnç katsayısından %10 daha düşük bir direnç katsayısına sahip ve orijinal pal tasarımından daha yüksek bir kaldırma katsayısı ve daha düşük bir kütleyle sahip olduğu görülmüştür. Benzer bir çalışma 2014 yılında A. K. Sarkar tarafından rüzgâr türbinleri üzerinde yapılmıştır. Çalışma, genetik algoritmaların rüzgâr türbini kanatlarının aerodinamiklerini optimize etmek için kullanılmasını ele almaktadır. GA ile bir

rüzgâr türbini kanadının şeklini bir rüzgâr tüneline optimize etmişlerdir. Çalışmanın sonuçları, GA'nın orijinal kanat şeklinden daha verimli bir kanat şekli bulabilme yeteneğine sahip olduğunu göstermiştir. Daha geniş çerçevede ele almak gerekirse kanatlarının ya da kanat kesitlerinin aerodinamik değerlerini optimize etmek için genetik algoritma kullanımı optimizasyon çalışmaları için değerli bir kaynaktır.

1.2.2. Kanat elemanları momentum teorisi literatür taraması

Kanat elemanları teorisi kanat üzeri aerodinamik yükün radyal ve azimutsal olarak tahmin edilmesini sağlayan modern bir analiz yöntemidir [27]. Kanat elemanları teorisi, pali boylamsal ekseninde parçalara ayırdıktan sonra seçilen her bir pal bölümünün yarattığı aerodinamik kuvvet ve momentlerin iki boyutlu olduğu varsayımını yapmaktadır. Rotor performansı bölümlere ayrılmış pallerin integralini alarak kökten uca kadar tüm palin aerodinamik karakteri belirlendikten sonra rotor devir sayısı ortalamasına göre hesaplanmaktadır. Bu sayede momentum teorisine göre kanat elemanları teorisi, kanat boyu farklı profillere sahip burulmalı ve farklı sivrime oranlarına sahip pallerin performansını hesaplanması için de kullanılabilir.

Momentum teorisi indüklenmiş güç kaybı ve rotorun ürettiği itki arasındaki ilişkiyi verir. Momentum teorisi rotor üzerindeki yükleri ve akışı göz ardı ettiğinden dolayı tek başına pervane tasarımı için yeterli değildir. Ancak indüklenmiş güç ve ideal performans limitleri hakkında bilgi verebilmektedir.

Kanat elemanları momentum teorisi, momentum teorisinin ve kanat elemanları teorisinin avantajlarını birleştiren bir karma teoridir. Momentum teorisi, rotor kanadı üzerindeki aerodinamik kuvvetleri hesaplamak için basit ve verimli bir yöntemdir, ancak akış hızının kanat boyunca değişimini dikkate almaz. Kanat eleman teorisi, rotor kanadı üzerindeki aerodinamik kuvvetleri hesaplamak için daha doğru bir yöntemdir, ancak daha karmaşık ve hesaplama maliyeti yüksektir. Birleşik momentum ve kanat eleman teorisi, momentum teorisini kullanarak rotor kanadı üzerindeki genel aerodinamik kuvvetleri hesaplar ve ardından akış hızının kanat boyunca değişimini kanat eleman teorisiyle hesaplar. Bu durum hesaplamaların momentum teorisinden daha doğru olmasını sağlar ve hesaplama verimliliğini korur.

Kanat Elemanları teorisi, modern rüzgâr türbini ve rotor aerodinamiğinin temelini oluşturan zengin bir tarihe sahiptir. Gelişimi, 19. yüzyılın sonlarında ve 20. yüzyılın başlarında bilim insanları ve mühendislerin öncü çalışmalarına dayanmaktadır. Kanat elemanları momentum teorisinin teorik temelleri, William Rankine ve Nikolay Zhukovsky'nin

çalışmalarına dayandırılabilir. 1860'larda, Rankine momentum teorisini formüle etmiş ve bir akışkanın hareketli bir cisim üzerinde oluşturduğu kuvvetleri açıklamıştır. Rankine'nin çalışmalarına dayanarak, Rus fizikçi Zhukovsky, bir rotoru veya pervaneyi küçük bölümlere, yani kanat elemanlarına ayırma ve her eleman üzerinde etkili olan kuvvetleri analiz etme fikrini ortaya atmıştır. Frederick Lanchester ve Alexander Betz gibi öncüler, rotoru kanat elemanlarına bölmeyi ve hava akışı koşullarını ve kanat profiline ait özelliklerinin etkisini incelemiştir. Lanchester'ın dolaşım teorisi üzerine çalışmaları ve Betz'in pervane verimlilikleri üzerine yaptığı araştırmalar, kanat elemanları momentum teorisinin gelişimine temel oluşturmuştur.

1920'lerde, Alman mühendis Albert Betz, babası Alexander Betz'in çalışmalarını genişleterek indüklenmiş hız kavramını ortaya atmıştır. Bir rotor veya pervane akışkanından enerji çekildikçe, akışkanın hızının azaldığı bir akım sahası, yani arka akım (wake) oluşturduğunu belirtmiştir. Betz, rotor ve arka akım arasındaki momentum değişimini dikkate alarak, her kanat elemanında indüklenmiş hızı hesaplamak için denklemler geliştirmiştir.

"Kanat Elemanları Momentum" terimi, R.E. Armington ve A.H. Glassgold tarafından 1940'larda kullanılmış olup ve teori kavramı daha da geliştirmişlerdir. Teoriyi kanat bükülmesi, koniklik ve kanat profili özellikleri gibi etkileri içerecek şekilde genişletmişler ve böylece rotor aerodinamiğinin daha kapsamlı bir analizini sağlamışlardır.

Rotor üzerindeki akış incelemeleri 19. yüzyılda öncelikli olarak gemi pervaneleri üzerinde başlamış olup daha sonra havacılık alanında uçak helikopter ya da rüzgâr türbinleri üzerinde yapılmıştır. Momentum teorisi termodinamiğin kurucuları olarak anılan Rankine, 1865 ve R.E Froude, 1885 tarafından gemi pervaneleri için geliştirilmiştir. Çalışmaların temel amacı pervaneler tarafından üretilen kuvvetin ve sistem için gerekli gücün tahmin edilerek en verimli pervane tasarımının yapılmasıdır.

Kanat elemanları momentum teorisinin kanat uçlarında da gerçekçi çözüm verebilmesi için kanat ucu kayıplarını temsil edecek bir model 1919 yılında Prandtl tarafından geliştirilmiştir. Prandtl uç kayıp faktörü, kanat eleman momentum teorisinde helikopter rotor performansının uçlarda azalmasını hesaba katmak için kullanılan bir düzeltme faktörüdür. Helikopter rotor aerodinamiğinde Prandtl uç kayıp faktörü, kanat elemanları teorisindeki idealize edilmiş varsayımları düzeltmek için uygulanmaktadır. Kanat elemanları momentum teorisi rotor kanatlarının sonsuz kanat açıklığına sahip olduğunu varsayar ve kanat uçlarının oluşturduğu dönüştteki uç girdaplarının etkisini ihmal eder. Gerçekte ise, rotor kanatları döndüğünde, kanat uçlarında üst ve alt yüzeyler arasındaki basınç farkından dolayı uç girdapları oluşur. Bu girdaplar, kanat uçları yakınındaki performansı etkileyen bir akış alanı oluşturarak

kaldırma kuvvetini azaltır ve sürüklemeyi artırır. Prandtl uç kayıp faktörü, bu uç girdap etkisini hesaba katarak kanat açıklığı boyunca hesaplanan kaldırma ve sürüklenme kuvveti dağılımını düzeltmek için kullanılır. Genellikle kanat uçları yakınındaki etkin kaldırma kuvvetini azaltır ve etkin sürüklenme kuvvetini artırır şeklinde temsil edilen bir düzeltme faktörü olarak ifade edilebilmektedir. Prandtl uç kayıp faktörü kanat elemanları momentum hesaplamalarına dahil edilerek, özellikle kanat uçları yakınındaki rotor performansının daha doğru bir şekilde tahmin edilmesi sağlanabilmektedir. Bu düzeltme faktörü, teorinin doğruluğunu artırır ve rotor performans analizi ve tasarımı için daha gerçekçi sonuçlar sağlar.

1920'li yıllarda Alman fizikçi Betz, Rankine ve Froude'un çalışmalarını akım akışının dönüşünü içerecek şekilde genişletmiş ve rüzgâr türbini aerodinamiği üzerine araştırmalar yapmıştır. Çalışma sonunda Betz Yasası formüle edilmiştir. Betz'in çalışmaları, bir rotorun ve çevresindeki havanın etkileşimine odaklanmıştır. Rotoru temsil etmek için "hareketli disk" kavramını ortaya atmış ve rotoru havadan enerji çeken hayali bir disk olarak ele almıştır. Betz, rüzgâr tarafından çekilebilecek bir rotorun maksimum kinetik enerji miktarı için bir üst sınır türetmiştir, %59,3. Betz'in araştırmaları, rüzgâr enerjisi alanında bir dönüm noktası olarak kabul edilir ve rüzgâr türbini kanatlarının tasarımı ve optimizasyonunda hala büyük etkiye sahiptir.

İlerleyen dönemlerde hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) birlikte kanat elemanları teorisinin uygulanması ve geliştirilmesi hızlanmıştır. Araştırmacılar, teoriye ait denklemlerini çözmek için sayısal algoritmalar ve modeller geliştirmiş, böylece rüzgâr türbini ve rotor performansının daha doğru tahminlerini mümkün kılmış ve tasarım optimizasyonunu kolaylaştırmışlardır.

Özellikle helikopter rotor aerodinamiği üzerinde yaptığı çalışmalarla bilinen Helmut Quabeck, kanat elemanları momentum teorisi üzerine yaptığı çalışmalarla bu alanda önemli katkılarda bulunmuştur. Quabeck, özellikle helikopter rotorları gibi karmaşık rotor sistemleri için kanat elemanları momentum hesaplamalarının hassasiyetini iyileştirmeye odaklanmıştır. Rotor kanatlarının aerodinamik özelliklerini iyileştirebilmek için ileri matematiksel modeller ve hesaplama yöntemleri geliştirmiş olup kanat esnekliği, dinamik stall ve akış ayrılması gibi faktörleri dikkate alarak rotor performansının tahminini geliştirmeyi amaçlamıştır. Kanat geometrisi, tork dağılımı ve kanat veter uzunluğu gibi çeşitli rotor parametrelerini dikkate alarak rotor performansını optimize etmiştir. Quabeck'in çalışmaları, kanat elemanları momentum tabanlı optimizasyon teknikleri kullanarak kanat parametrelerini iteratif olarak ayarlayabilen rotorun itme kuvvetini, verimliliğini ve kaldırma/sürüklenme oranını maksimize etmeyi hedeflemiştir. Analizlerin etkinliğinin güvenilirliğini doğrulamak için kapsamlı

deneysel doğrulama çalışmaları yürütmüş rüzgâr tüneli testleri ve uçuş testleri yaparak tahmin edilen performansı gerçek ölçümlerle karşılaştırmıştır [39].

Son yıllarda, BEM teorisi, deneysel testler ve işletmedeki rüzgâr türbinlerinden elde edilen saha verileri ile sürekli olarak iyileştirilmiş ve doğrulanmıştır. Araştırmacılar, stall ve dinamik etkilerin işlenmesi gibi teorinin çeşitli sınırlamalarını ve varsayımlarını ele alarak doğruluğunu ve uygulanabilirliğini artırmışlardır.

Mathieson, G.R., ve Meneveau, C. 2007 yılında yürüttükleri çalışmada, rüzgâr türbinlerinin performansını tahmin etmek için kanat elemanları moment teorisi ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) karşılaştırılmaktadır. Rüzgâr türbini etrafındaki akış için Navier-Stokes denklemlerini çözen HAD yönteminin, kanat elemanları momentum teorisine göre daha karmaşık ve maliyetli bir yöntem olduğu belirtilmiştir. Kanat elemanları momentum teorisinin rüzgâr türbinlerinin performansını iyi bir doğrulukla tahmin etmek için kullanılabileceğini ancak HAD'ın daha karmaşık akış koşullarında rüzgâr türbinlerinin performansını tahmin etmek için daha doğru bir yöntem olduğu vurgulanmıştır. Nihayetinde kanat elemanları momentum teorisinin rüzgâr türbinlerinin ön tasarımı ve optimizasyonu için iyi bir seçenek olduğunu HAD'ın ise rüzgâr türbinlerinin detaylı tasarımı ve analizi için iyi bir seçenek olduğu sonucuna varmaktadır. Bu tez çalışmasında hem bir akış çözücüsü olan XFOIL'den hem de kanat elemanları teorisinden faydalanılmaktadır.

Kanat elemanları momentum teorisi kullanılarak K.A.R. Osman, ve S.A.M. Ali tarafından 2012 yılında üç farklı açısız hıza sahip kanat yapılarının performans ve aerodinamik analizi için bir bilgisayar kodu geliştirmiştir. Bunlar, yatay eksenli rüzgâr türbinleri, dikey tırmanış ve ileri uçuşta rotor kanatları ve uçak pervaneleri içindir. Bu çalışmada kanat elemanları momentum teorisinin dönen kanada sahip tüm alanlarda kullanılabileceği yapılan doğrulama çalışmaları ile desteklenmiştir.

Son yıllarda Kanat Elemanları momentum teorisi özellikle yenilenebilir enerji kaynakları alanında, rüzgâr türbini analizlerinde sıklıkla kullanılan bir metottur. Wang, J. ve arkadaşlarının 2014-2021 yılları arasında yaptığı çalışmalarda değişken hızlarda, türbülans yoğunluğunda, yunuslama ve yalpa açılarında rüzgâr türbini performans tahmininde kullanılabilecek, bunun yanı sıra dinamik stall ve kanat ucu kaybı (tip loss) durumundaki rüzgâr türbini performans tahmini yapabilecek yeni bir bıçak element momentum teorisi geliştirilmişlerdir. Bu çalışmaların sonuçları, rüzgâr türbini performans tahminlerinin doğruluğunu ve güvenilirliğini artırmaya yardımcı olmaktadır.

Genetik algoritma (GA) ve kanat elemanları momentum teorisinin kullanılarak rüzgâr türbin performans hesabı ve optimizasyonu ile ilgili bir çalışma M. A. Khan, M. S. Ali ve S. A. Khan tarafından 2020 yılında gerçekleştirilmiştir. Burada sabit kanat profilleri üzerinden rüzgâr türbinin ürettiği güç optimize edilmeye çalışılmıştır. Genetik algoritmaya giren değişkenler pal kesitinin boyu, burkulma açısı ve uç hız oranıdır. Çalışmanın sonuçları, GA'nın rüzgâr türbinlerinin performansını optimize etmek için umut verici bir araç olduğunu göstermektedir. GA, geniş bir rüzgâr hızı aralığı için kanat elemanları momentum teorisine ait en uygun parametreleri bulmak için kullanılabilir ve rüzgâr türbinlerinin güç çıkışını önemli ölçüde artırabilir. Kanat elemanları momentum teorisi kullanırken genetik algoritmaya girdi yapacak en önemli parametrelerden birisi de kanat profilidir. Değişen kanat profillerine göre en uygun profili seçebilmek için farklı eğri uydurma yöntemleri kullanılabilir.

1.2.3. B-spline eğrileri literatür taraması

B-spline eğrileri veya baz spline eğrileri, bilgisayar grafikleri, bilgisayar destekli tasarım ve diğer alanlarda yaygın olarak kullanılan matematiksel temsillerdir. Pürüzsüz ve esnek bir şekil modellemeye imkân tanıyan parametrik bir eğri türüdür. B-spline eğrilerinin tarihi, 1960'lar ve 1970'lerde matematikçiler ve bilgisayar bilimcileri tarafından ilk kez tanıtıldığı döneme dayanmaktadır. "B-spline" terimi, eğriyi tanımlayan baz fonksiyonlara atıfta bulunur ve "baz spline" anlamına gelir. Isaac Jacob Schoenberg, matematikçi, 1940'ların ortalarında spline kavramını tanıtmış ve B-spline eğrilerinin temelini oluşturmuştur. Çalışmaları, parçalı polinom fonksiyonları ve yaklaşım özellikleri üzerine odaklanmaktadır. Matematikçi ve mühendis olan De Casteljau, B-spline eğrileri ve yüzeylerin değerlendirilmesi için yaygın olarak kullanılan de Casteljau algoritmasını 1950'lerin sonlarında geliştirmiştir. Bu algoritma, kontrol noktalarının arasında noktaların interpolasyonunu sağlayarak B-spline eğrisindeki noktaların hesaplanmasına yönelik tekrarlayan bir yöntem sunmaktadır. Yine bir matematikçi olan De Boor, B-spline eğrileri ve yüzeylerin teorisi ve algoritmaları üzerine önemli katkılarda bulunmuş ve De Boor algoritmasını geliştirmiştir. B-spline eğrilerindeki noktaların hesaplanması için etkili bir yöntemdir ve eğri iyileştirmesi için düğüm ekleme kavramını tanıtmıştır.

Son yıllarda B-spline eğrileri arzu edilen özellikleri olan yerel kontrol, pürüzsüzlük ve esneklik nedeniyle popülerlik kazanmıştır. Bilgisayar grafikleri, animasyon, endüstriyel tasarım ve geometrik modelleme gibi çeşitli uygulamalarda temel bir araç haline gelmiştir. Bugün, B-

spline eğrileri, bilgisayar destekli tasarım yazılımlarında yaygın olarak kullanılır ve eğri ve yüzey modellemesinin matematiksel temelini önemli bir parçasını oluşturur.

Eğri tasarımı, regresyon analizi ve faiz oranı modellemesi gibi çeşitli uygulamalar için B-spline eğrilerinin kullanımını araştırmıştır. Çalışmalar sonunda B-spline eğrilerinin geniş bir veri yelpazesini modellemek için kullanılabilen esnek ve güçlü bir araç olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

1992 yılında Hinrichsen tarafından B-spline kullanılarak yapılan eğri tasarımı çalışmasında B-spline eğrilerinin çeşitli gereksinimleri karşılayan eğrilerin tasarlanmasında kullanılacak esnek ve verimli bir yol olduğunu vurgulanmıştır. Ayrıca, B-spline eğrilerinin nispeten kolay uygulanabilir ve kullanılabilir olduğunu belirtilmiştir. Aynı yılda Breslow ve Clayton tarafından yapılan farklı bir çalışmada ise Poisson spline regresyon model incelemesi yapılmıştır. Bu çalışmada, bağımlı bir değişken ile bir dizi bağımsız değişken arasındaki ilişkiyi modellemek için B-spline eğrilerini kullanan yeni bir regresyon modeli geliştirmiş olup yeni modelin geleneksel regresyon modellerine göre daha esnek ve verimli olduğu bulunmuştur. 1994 yılında farklı bir alanda yapılmış bir çalışma olan sınırlı düzeltmeli B-spline faiz oranı yapı eğrileri çalışması Bates ve Granger tarafından yürütülmüştür. Bu çalışma, B-spline eğrilerini kullanarak faiz oranı yapı eğrilerinin sürekliliğini arttırmak için yeni bir yöntem geliştirmiştir. Yazarlar, yeni yöntemin geleneksel yöntemlere göre daha doğru ve verimli olduğunu bulmuşlardır. Yine ileriye dönük faiz oranlarını tahmin etme ve yorumlama çalışmalarında da B-spline yöntemi kullanılmıştır [48]. Ekonomi alanında da büyüme eğrilerini analiz etmek için B-spline eğrilerini kullanmış olup bu eğrilerin büyüme desenlerini tanımlamak ve nicelendirmek için kullanılabileceğini belirtilmiştir (Ramsay ve Silverman ,1994).

2014 yılında Kim H.S tarafından yapılan çalışmada B-splinlerin diğer yöntemler olan Bezier eğrileri ve düzgün olmayan rasyonel temelli (NURBS-NonUniform Rational Basis Spline) eğrileriyle karşılaştırılarak performanslarını değerlendirmiştir. Çalışma sonunda B-splinlerin eğri ve yüzey uydurması için güçlü bir araç olduğunu ve nispeten az hesaplama çabasıyla yüksek doğruluk elde edebildiğini bulunmuştur. B-splinlerin performansını değerlendirmek için çeşitli veri setleri kullanmış olup veri setleri, farklı şekil ve boyutlarda eğrileri ve yüzeyleri içermektedir. Çalışmada, B-splinlerin veri setlerini doğru bir şekilde uydurabildiği ve uydurmanın doğruluğunun veri setinin boyutu veya şekli tarafından etkilenmediği belirtilmektedir. Ayrıca, B-splinlerin Bezier eğrileri ve NURBS eğrilerinden

daha doğru sonuçlar verdiğini ve T-splinler kadar doğru olduklarını bulmuş ve B-splinlerin eğri ve yüzey uydurması için güçlü bir araç olduğunu sonuçlandırmıştır.

Son dönemlerde ise B-spline eğrileri üzerine yapılan çalışmalar daha çok farklı matematiksel ya da fiziksel teorilere bu yöntemin entegre edilmesi ile ilgilidir. Huang, X., Huang, H. ve Zhang, J. tarafından 2019 yılında "B-spline tabanlı adaptif sonlu eleman yöntemleri: Doğrusal olmayan elastisite" başlığı ile yayınlanan makalede B-spline'leri temel alan yeni bir adaptif sonlu eleman yöntemi önerilmektedir. Bu yöntem, doğrusal olmayan elastisite denklemlerinin çözümünü temsil etmek için B-spline'lerin kullanılma fikrine dayanmakta olup çözümün hızla değiştiği bölgelerde ağırlık rafine edildiği adaptif bir çözüm önermektedir. Yazarlar, yöntemin doğruluğunu ve verimliliğini bir dizi örnek problemin çözülmesiyle göstermektedir.

Benzer alanda yapılan başka bir çalışma aynı yılda Zhang, Y. ve Song, Z. tarafından yürütülmüştür. Bu çalışmada, ters saçılım problemlerini çözmek için B-spline'leri temel alan yeni bir yöntem sunulmaktadır. Çalışma, saçılma çözümünü temsil etmek için B-spline'lerin kullanılma fikrine dayanmaktadır.

B-spline nokta yerleştirme yöntemini temel alan ekleyici gürültüye sahip stokastik kısmi diferansiyel denklemlerinin çözümü için yeni bir yöntem ise Oberai, A. ve Schwab, C. tarafından 2020 yılında "Ekleyici gürültüye sahip stokastik kısmi diferansiyel denklemleri çözmek için B-spline nokta yerleştirme yöntemleri" başlıklı bir makalede yayımlanmıştır. Büyük serbestlik derecelerine sahip problemlerin çözülmesi için kullanılabileceği makalede vurgulanmıştır.

2021 yılında yine Huang, X., Huang, H. ve Zhang, J. tarafından yapılan çalışmada parçalı diferansiyel denklemleri çözmek için B-spline tabanlı ağırsız yöntemler anlatılmaktadır. B-spline'leri temel alan parçalı diferansiyel denklemlerin çözümü için yeni bir ağırsız yöntem önermekte olup bu denklemlerinin çözümünü temsil etmek için B-spline eğrilerini kullanılmaktadır.

Bu alanda yapılan çalışmalar genel olarak profili belirli bir kanat kesiti üzerinden yapılan optimizasyonları içermektedir. Bu çalışmada helikopter pallerinin tasarımı ve optimizasyonu konusunda B-spline ile profil geometrisi de genetik algoritmaya dahil edilerek yeni bir metodoloji ve yaklaşımın geliştirilmesi hedeflenmiştir. Endüstriyel anlamda hızlı ön tasarımlar gerçekleştirmek önem teşkil ettiğinden geliştirilen kodlar kullanıcı ve geliştirici dostu olacak şekilde Python tabanlı yazılmıştır.

1.3. Amaç ve Kapsam

Helikopter kanadı optimizasyonunun amacı, helikopter rotor kanatlarının performansını, verimliliğini, güvenliğini ve genel etkinliğini arttırmaktır. Bu optimizasyon süreci, belirli hedeflere ulaşmak ve helikopter uçuşuyla ilgili çeşitli zorlukların üstesinden gelmek için rotor kanatlarının tasarımını ve mühendisliğini içerir.

Helikopter kanadı optimizasyonunun temel prensipleri, kaldırma kuvvetinin artırılması, gürültünün, titreşimin ve yakıt tüketiminin azaltılması, manevra kabiliyetinin ve gürbüzlüğün artırılması şeklinde sıralanabilir.

Optimize edilmiş rotor kanatları, helikopterin daha ağır yükler taşımaya veya daha yüksek irtifalara ulaşmasına olanak tanıyacak şekilde maksimum kaldırma kuvveti üretecek şekilde tasarlanmaktadır. Daha verimli paller, daha az güçle aynı miktarda kaldırma kuvveti üretebilir ve bu da yakıt tüketiminin azalmasını sağlamaktadır. Pal optimizasyonu, helikopterin manevra kabiliyetini geliştirerek onu daha duyarlı ve çevik hale getirebilir. Bu özellikle kaçınma manevraları yapması veya muharebe operasyonları yürütmesi gereken askeri helikopterler için önem taşımaktadır. Rotor gürültüsünü azaltmak, özellikle kentsel ve kalabalık alanlarda kritik bir husustur. Optimize edilmiş kanatlar, gürültü kirliliğinin en aza indirilmesine yardımcı olarak helikopterleri sivil kullanım için daha kabul edilebilir hale getirebilir. Optimize edilmiş kanatlar, helikopter uçuşunun genel güvenliğine katkıda bulunarak dengeyi artırır, kanadın durma riskini azaltabilir ve motor arızası durumunda otorotasyon da dahil olmak üzere çeşitli uçuş koşullarında kontrolü iyileştirebilmektedir.

Rotor kanadı, bir helikopterin verimlilik ve kontrolünü sağlamak için kaldırma kuvveti üreten ve manevra kabiliyeti sağlayan kritik bir bileşeni olup optimal uçuş özelliklerinin ve operasyonel kabiliyetlerin elde edilmesinde büyük etkiye sahiptir. Rotor tasarımını optimize ederek, helikopterin genel performansı, verimliliği, istikrarı ve kontrolü önemli ölçüde artırılabilir. Bu tez, helikopter kanadı optimizasyonu için etkili ve sağlam bir metodoloji geliştirmek için modellemeyi, aerodinamik analizi ve optimizasyon tekniklerini bir araya getirmeyi amaçlamaktadır.

Önerilen metodoloji, rotor kanadının geometrisini parametrelendirmek için B-spline eğrilerini kullanmayı içermektedir. B-spline'lar, kontrol noktaları arasında pürüzsüz geçişleri sağlayan, pervane tasarım değişkenlerinin (bükülme, koniklik ve eğim gibi) esnek bir temsilini sunar. Bu, istenen aerodinamik performans özelliklerine ulaşmak için optimize edilebilen karmaşık kanat şekillerinin oluşturulmasına olanak sağlar.

B-spline modellemesi ile birlikte, kanat elemanları momentum teorisi rotor kanadında etkilenen aerodinamik kuvvetler ve momentlerin analizi için temel bir kavramdır. Kanat elemanları momentum teorisi, kanadı bağımsız kanat kesitleri olarak ele alan ve her bir bölümün yerel hava koşulları, kanat geometrisi ve kanat profili özelliklerini dikkate alarak kaldırma, sürüklenme kuvveti ve tork dağılımını tahmin etmeyi sağlayan bir teoridir.

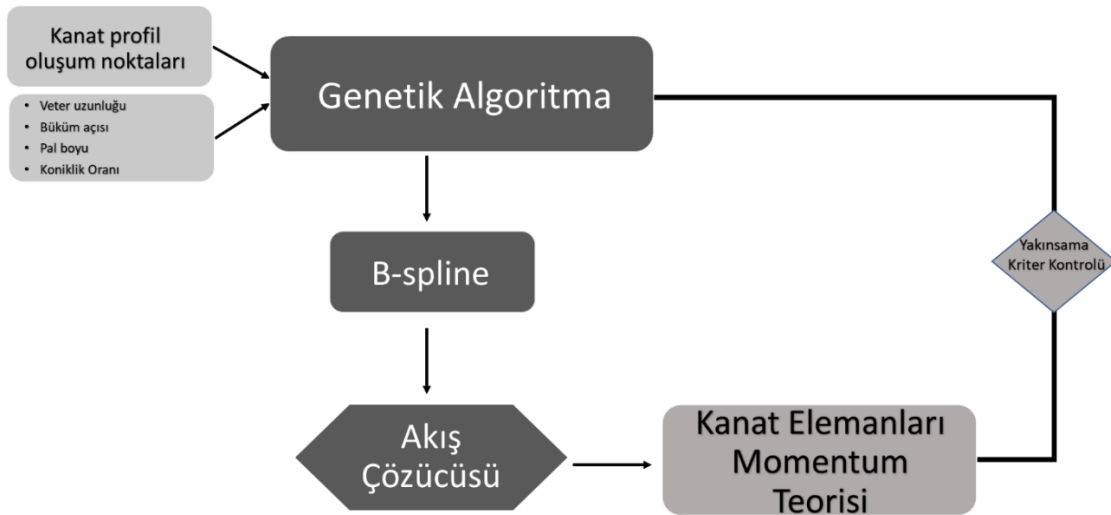
Kanat tasarımını optimize etmek için genetik algoritma kullanılmaktadır. Doğal evrim ve seçim prensiplerini taklit eden bu algoritma, aday tasarımların bir popülasyonunu kullanır ve seçme, çaprazlama ve mutasyon gibi genetik operatörleri iteratif olarak uygulayarak tasarım alanını keşfeder ve en iyi çözüme yakınsar. Optimizasyon için amaç fonksiyonları, kaldırma-sürtünme kuvveti oranını maksimize etme, güç tüketimini minimize etme veya birden fazla performans metriği arasında bir denge sağlama gibi değerlendirmeler yapılabilmektedir. Bu çalışmada üretilecek olan tork değerinin maksimize edilmesi hedeflenmiştir. Genetik algoritma fonksiyonuna maliyet fonksiyonu olarak tork parametresi tanımlanmıştır.

Kanat elemanları momentum teorisi ve optimizasyon için gereken aerodinamik veriler, XFOIL kullanılarak elde edilmektedir. XFOIL, panel yöntemlerini ve sınır tabaka analizini kullanan, geniş bir kanat profil şekli ve akış koşulları aralığı için kaldırma, sürtünme ve moment gibi aerodinamik katsayıların doğru tahminlerini sağlayan bir hesaplama aracıdır. Bu veriler, aday rotor kanat tasarımlarının performansının değerlendirilmesi ve optimizasyon sürecinin yönlendirilmesi için temel teşkil etmektedir.

2. METODOLOJİ

2.1. Genel Metodoloji Kurgusu

Helikopter pal tasarımının doğru ve verimli bir şekilde yapılabilmesi için performans değerlerini etkileyen parametrelerin birbirleri ile olan ilişkileri de gözetilerek amaç fonksiyonuna uygun bir şekilde seçilmesi gereklidir. Bu kapsamda ilk aşama olarak kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayıları değerini sağlayan kanat kesitlerinin kanat boyunca optimize edilmesi gereklidir. B-spline yöntemi ile verilen noktalardan kanat kesitleri oluşturulmuştur. Geometrisi belirlenen kanat kesitleri bir akış çözücüsü olan XFOIL'e iletilerek buradan aerodinamik katsayılar elde edilmiştir. Akış çözücü çıktısı kanat elemanları momentum teorisi algoritmasına beslenerek performans parametreleri elde edilmiştir. Bu döngü belirli sınırlar belirlenerek genetik algoritma ile en uygun kanat ucu uzunluğu, kanat kök uzunluğu, burkulma açısı ve kanat boyu belirlenmiştir. Her döngüde B-spline algoritmasına beslenen noktalar değiştirilerek kanat profil geometrisi değiştirilmiş ve aynı anda her kesit için en uygun kanat profili seçilmiştir. Akış çözücüsünün değer atayamadığı hücum açıları için bilinen yakın noktalardan alınan verileri kullanarak, diğer noktalardaki verilerin optimum değerlerini kestiren bir enterpolasyon metodu olan Kriging yöntemi kullanılmıştır. Tüm çalışma boyunca izlenen akış şeması Şekil 1'de belirtilmiştir.



Şekil 1. Akış Şeması [13]

2.2. B-Spline Teorisi

Eğri ve yüzey için B-spline yöntemi ilk olarak 1940'larda gündeme gelmiştir. 1970'lerde, R. Riesenfeld olmak üzere birkaç araştırmacı tarafından daha kapsamlı bir inceleme yapılmış olup geliştirilmiştir. "B" tanımı, "Basis", temel anlamına gelmektedir. Bu nedenle eğri ve yüzey tasarımına yönelik bu yaklaşımın tam adı temel (spline)' eğridir.

Matematiksel olarak eğri tek boyutlu bir uzaydan n boyutlu bir uzaya doğru uzanan sürekliliği olan bir harita olarak tanımlanabilir. Bir eğri, sonsuz büyüklükte bir nokta kümesidir. Bir eğrideki noktalar, bir komşusu olan az sayıda nokta dışında (bunlar uç noktalardır), herhangi bir noktanın 2 komşusu olma özelliğine sahiptir. Bir eğrideki noktalar, bir komşusu olan az sayıda nokta dışında (uç nokta) herhangi bir noktanın 2 komşusu olma özelliğine sahiptir. Bazı eğrilerin uç noktaları yoktur çünkü ya sonsuzdurlar (bir çizgi gibi) ya da kapalıdırlar (döngü halinde ve kendilerine bağlanırlar).

Matematiksel olarak bir eğriyi tanımlamanın üç ana yöntemi vardır [45].

Kapalı eğri gösteriminde bir noktanın eğri üzerinde olup olmadığını görmek için test edilen bir prosedür vererek bir eğri üzerindeki noktalar kümesini tanımlanmaktadır. Kapalı eğri genellikle kapalı fonksiyon ile tanımlanmaktadır. Verilen noktalar $f(x,y) = 0$ fonksiyonu sağlanıyor ise bu eğrinin kapalı formda olduğu anlaşılır. Burada dikkat edilmesi gereken nokta söz konusu kapalı fonksiyonun skaler bir işlem olduğu ve sonuncun bir gerçek sayı olduğudur.

Açık ya da parametrik olarak adlandırılan eğriler serbest bir parametreden eğri üzerindeki noktalar kümesine bir eşleme sağlamaktadır. Serbest parametre eğri üzerindeki tüm noktalara indeks sağlayarak eğrinin parametrik biçimi, konumları serbest parametrenin değerlerine atayan bir işlevi tanımlar. Eğrinin parametrik fonksiyonu herhangi bir zamanda noktalar kümesinin bulunduğu konumu $x,y = f(t)$ fonksiyonu ile tanımlanabilir. Burada dikkat edilmesi gereken nokta söz konusu parametrik fonksiyonun vektörel bir işlem olduğu ve sonuncun bir vektör olduğudur.

Son olarak prosedürel eğri olarak adlandırılan eğri biçimi yukarıda bahsi geçen kategorilere girmeyen eğrileri tanımlamak amacı ile kullanılmaktadır. Alt şema ve kesirler yardımı ile eğriyi tanımlamayı amaçlamaktadır.

Bazı eğriler hem parametrik hem de açık formda tanımlanabilmektedir. Örneğin merkezi orijinde olan ve yarı çapı 1 olan eğri için kapalı formda $f(x,y) = x^2 + y^2 = 0$, fonksiyonu ile gösterilebilirken parametrik formda $x,y = f(u) = \cos u, \sin u$ fonksiyonu ile tanımlanabilir.

Parametrik formlarda serbest parametre örneklenebildiğinden dolayı bu parametreye bağlı farklı eğriler oluşturması daha efektif bir yöntemdir. Özellikle bilgisayar grafiklerinde bu

metot tercih edilmektedir. Bu çalışmada ise farklı kanat kesitleri elde edebilmek için parametrik eğri yöntemlerinden biri olan B-spline eğrilerinden faydalanılmıştır.

Bir eğriyi tanımlamak için, özellikleri hakkında bilgiler verilmesi gereklidir. Örneğin, bir çemberi tanımlamak için yarıçapını ve merkezinin konumunu ile tanımlanabilirken bir elips için, ana ekseninin yönünü ve eksenlerin uzunluklarının oranını ile tanımlanabilmektedir. Kanat profili gibi serbest biçimli bireysel eğrileri tanımlamak için daha genel bir özellik setine sahip olunması gerekmektedir [49]. Bu özellik setleri global ve lokal şeklinde oluşturulabilir. Eğri ve yüzey gibi geometrik nesnelerin lokal özelliklerinin incelemesi için diferansiyel geometri kullanılmaktadır. Lokal özellikler tüm eğri hakkında bilgi gerektirmediği için önemli araçlar olarak değerlendirilmektedir. Lokal özellikler; sürekliliği, noktanın eğri üzerindeki özel konumunu, konuma ait vektörel yönü ve eğrilik gibi eğriye ait diğer türevleri içerisinde barındırır. Global özellikler ise eğrinin açık ya da kapalı oluşu, eğrinin belirli bir nokta ya da bölgeden geçişi ve yönü hakkında bilgiler taşımaktadır.

Serbest parametre genel olarak u ile ifade edilmekle birlikte aralığı 0,1 arası kabul edilmektedir. $u = 0$, eğrinin başlangıç $u = 1$ ise eğrinin bitiş noktasını belirtmektedir. Parametrik sürekliliğin sağlanabilmesi için $f'_1(1) = kf'_2(0)$ koşulu sağlanmalıdır.

Başlangıç noktası p_0 ve bitiş noktası p_1 olan bir lineer bir eğri için parametrik fonksiyon; $f(u) = (1 - u)p_0 + up_1$ şeklinde gösterilir. Eğriyi oluşturan noktalara ait vektörler birbirinden bağımsız incelendiğinden dolayı denklemler her boyutta (x,y) ayrı olarak yazılabilir.

$$f_x(u) = (1 - u)p_{0x} + up_{1x} \quad (2.1)$$

$$f_y(u) = (1 - u)p_{0y} + up_{1y} \quad (2.2)$$

Bir eğriyi başlangıç ve bitiş noktaları ile tanımlamanın dışında doğru parçasının merkezinin konumu, yönü ve uzunluğu; bir uç noktanın konumu ve birinciye göre ikinci noktanın konumu ya da doğru parçasının ortasının konumu belirtilmesi gibi yöntemler ile de tanımlanabilmektedir. Örneğin bir doğru parçası aşağıdaki gibi de ifade edilebilmektedir.

$$f(u) = a_0 + ua_1 \quad (2.3)$$

Eşitlik aynı zamanda toplam sembolü ile de ifade edilebilir.

$$f(u) = \sum_{k=0}^n u^k a_k \quad (2.4)$$

Burada n polinomun derecesini belirtmektedir. Herhangi bir doğru için n , 1 olacaktır. Bu sayede daha karmaşık eğriler bu yöntem ile ifade edilebilir. Eşitlikte yer alan u vektör formatında yazıldığında aşağıda belirtilen şekilde yazılabilir. Bu şekilde yazılan formuna kanonik (doğal) eşitlik adı verilmektedir.

$$u = [1 \ u \ u^2 \ \dots \ u^n] \quad (2.5)$$

$$f(u) = \mathbf{u} \mathbf{a} \quad (2.6)$$

p_0 'ın eğrinin başlangıcını ve p_1 'in eğrinin bitişini temsil ettiği göz önünde bulundurulduğunda başlangıç için $u = 0$ ve bitiş için $u = 1$ olacaktır. Bu durumda vektörel formda yazılacak olan eşitlik aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} p_0 &= f(0) = [1 \ 0] [a_0 \ a_1] \\ p_1 &= f(1) = [1 \ 1] [a_0 \ a_1] \end{aligned} \quad (2.7)$$

Denklem çözüldüğünde;

$$\begin{aligned} a_0 &= p_0 \\ a_1 &= p_1 - p_0 \end{aligned} \quad (2.8)$$

Yukarıda verilen formdaki denklemlerin cebirsel olarak çözümü kolaylıkla sağlanabilir ancak nokta sayısı arttığı daha karmaşık problemlerde matris formu kullanmak daha faydalı olmaktadır. Bu durumda;

$$\begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

şeklinde yazılabilir. C matrisi sınır matris olarak adlandırılır ve eşitlik aşağıdaki formda yazılabilir.

$$\mathbf{p} = \mathbf{C} \mathbf{a} \quad (2.10)$$

C nin tersinin alınması ile bu denklem çözülebilir. Bu matrise temel matris adı verili ve B temsil edilir. Temel matris, uygun p parametreleri ile kanonik biçim a arasında nasıl dönüşüm yapılacağını belirtmekte ve bu sayede eğriyi değerlendirmenin yolunu sağlamaktadır.

$$f(u) = u B p \quad (2.11)$$

Örneğin, başlangıç noktası $u = 0$ orta noktası $u = 0.5$ ve bitiş noktası $u = 1$ olan bir eğri açık formda yazılırsa;

$$\begin{aligned} p_0 &= f(0) = a_0 + 0^1 a_1 + 0^2 a_2 \\ p_1 &= f(0.5) = a_0 + 0.5^1 a_1 + 0.5^2 a_2 \\ p_2 &= f(1) = a_0 + 1^1 a_1 + 1^2 a_2 \end{aligned} \quad (2.12)$$

sınır matrisi;

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & .5 & .25 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

ve temel matris;

$$B = C^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -3 & 4 & -1 \\ 2 & -4 & 2 \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Eğriyi tanımlamak için ek kısıtlar verilmesi gerekmektedir. Belirli bir noktada serbest parametreye göre eğrinin türevi eğrinin değişimi ile ilgili bilgi vermektedir. Birinci türev eğrinin hangi yöne gittiğini bildirirken ikinci türev eğrinin ne kadar hızlı yön değiştirdiğini belirtmektedir. Yukarıdaki örneğe devam edilecek olunursa konumuna göre ikinci dereceden bir eğri parçası belirtmek istenildiğinde orta nokta için;

$$\begin{aligned} p_0 &= f(0.5) = a_0 + 0.5^1 a_1 + 0.5^2 a_2 \\ p_1 &= f'(0.5) = a_1 + 2 \cdot 0.5 a_2 \\ p_2 &= f''(0.5) = 0.5 a_2 \end{aligned} \quad (2.15)$$

sınır matrisi;

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0.5 & 0.25 \\ 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

ve temel matris;

$$B = C^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & -5 & 0.125 \\ 0 & 1 & -0.5 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Temel matris elde edildikten sonra parametrik fonksiyon elde edebilmek için bu matris serbest parametre olan u ile çarpıldığında karışım (blending) fonksiyonu, \mathbf{b} elde edilir.

$$\mathbf{b}(u) = u \mathbf{B} \quad (2.18)$$

$$f(u) = \sum_{k=0}^n b_i(u) p_k \quad (2.19)$$

Seçilen bir u değeri için, kontrol noktalarının doğrusal bir karışımını veya ağırlıklı ortalamasını belirten doğrusal bir denklem olduğuna dikkat edilmesi gereklidir.

Bir bileşik fonksiyon oluşturmak için daha küçük parametrik fonksiyon parçalarını bir araya getirildiğinde, parametre uzayı eşit ya da farklı aralıklarla bölünebilir. Örneğin 0 ve 1 aralığında eşit üç parçalı eğri için bir f parametrik fonksiyonu şu şekilde tanımlanabilir:

$$f(u) = \begin{cases} f_1(3 * u), & 0 \leq u < 1/3 \\ f_2(3 * u - 1), & 1/3 \leq u < 2/3 \\ f_3(3 * u - 2), & 2/3 \leq u < 1 \end{cases} \quad (2.20)$$

Ancak çoğu zaman eğrilerin farklı aralıklarla tanımlanması daha uygun sonuçlar vermektedir. Bir eğrinin n parçası olduğu düşünülürse eğri bu defa şu şekilde temsil edilebilir:

$$f(u) = \begin{cases} f_1(u), & 0 \leq u < t_1 \\ f_2(u - 1), & t_1 \leq u < t_1 + t_2 \\ f_3(u - t_1 - t_2), & t_1 + t_2 \leq u < t_1 + t_2 + t_3 \\ \dots \dots \dots \\ f_n\left(u - \sum_{i=1}^{n-1} t_i\right), & \sum_{i=1}^{n-1} t_i \leq u < \sum_{i=1}^n t_i \end{cases} \quad (2.21)$$

Eşitlikte t_i , i parçasının parametre uzayının uzunluğudur.

Karıştırma fonksiyonları, eğrileri tanımlamak için faydalı bir soyutlama sağlar. Herhangi bir eğri türü, kontrol noktalarının ağırlıklı doğrusal bir kombinasyonu olarak temsil edilebilir. Eğrilerin değiştiği parametre değerleri düğüm değerleri olarak adlandırılır ve bireysel boşluklar, t_i , düğüm boşlukları olarak isimlendirilir. Simetrinin sağlanabilmesi için her eğri parçasının ucu açık bir aralık ile belirlenmiştir. Uygulamalarda son aralık kapatılmaktadır. Düğüm noktaları, eğri üzerinde aktif olan temel fonksiyonların değiştiği bir yer olarak da tanımlanabilir.

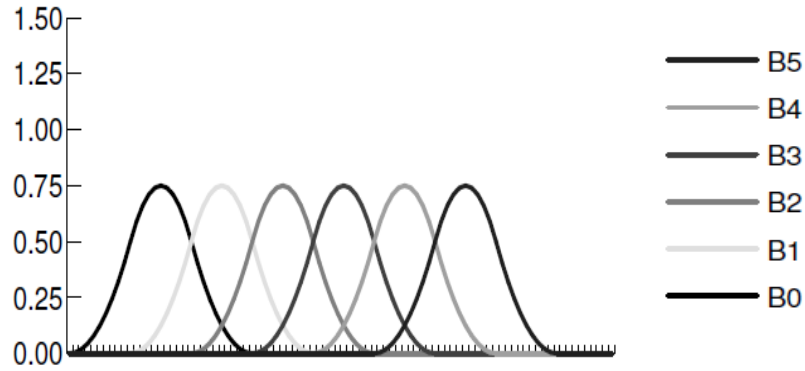
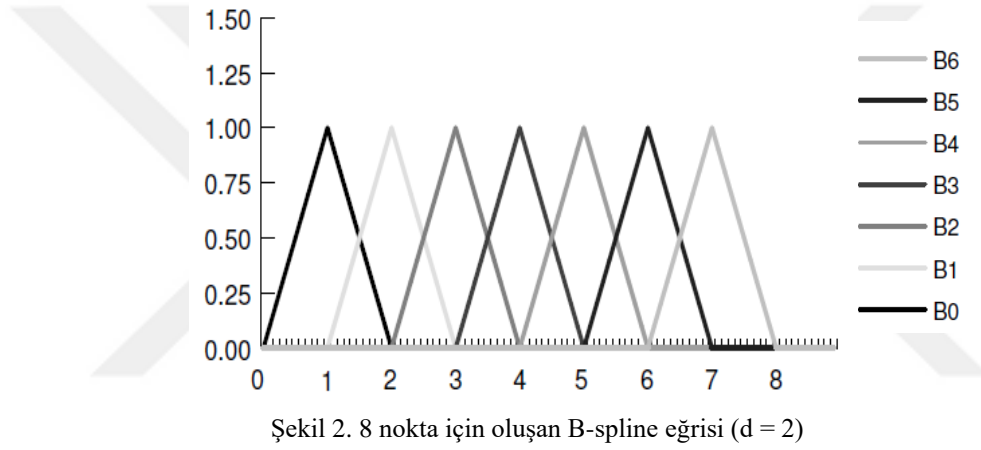
Bilgisayar grafiklerinde eğriler çoğunlukla kübik polinomlar kullanılarak oluşturulmaktadır [49]. Kübik polinomlar çoğu göresel görev için genellikle sürekliliği sağlamaktadırlar. Kuadratik polinomlar genellikle bu anlamda yetersiz kalabilmektedir. Kübik eğriler, bir dizi nokta için minimum eğrilik interpolantlarını sağlar. $n + 3$ noktadan oluşan bir kümede bu noktalardan geçen lineere en yakın eğri kübik eğrilerle sağlanabilmektedir. Bunun dışında kübik polinomlar, başta ve sonda konum ve türevin belirlenebildiği bir simetriye sahiptir.

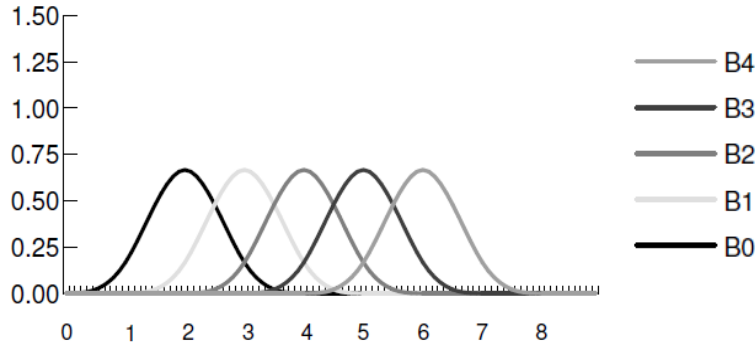
Bir eğriyi kontrol edebilmek için interpolasyon yöntemi kullanılabilir ancak interpolasyon şemaları genellikle daha az sürekliliğe sahiptirler ve noktalar arasındaki eğri davranışı için kullanıcıya herhangi bir kontrol sağlamazlar. Bu sebeple yalnızca noktalara yakınsayan eğri şemaları kullanılmaktadır. Yakınsama şemalarında kontrol noktaları eğrinin şeklini etkiler ancak tam olarak belirtmez. Eğrinin içinden geçeceği noktaları doğrudan belirleme yeteneği olmamasına rağmen yerel kontrole sahip daha düzgün (smooth) eğriler elde edilebilmektedir. Bilgisayar grafiklerindeki en önemli iki yaklaşım tipi Bezier eğrileri ve B-Spline'lardır.

Bezier Eğrileri; eğriyi modelleyebilmek için p_1, p_2, p_3, p_4 olarak adlandırılacak dört farklı noktayı kullanır. Bu noktalar düğüm noktası olarak adlandırılır. Noktalardan ikisi uç noktalar olarak kabul edilirken diğer iki nokta eğri şeklini kontrol etme amacıyla kullanılmaktadır. B-spline eğrileri ise Bezier eğrilerinin eksik yönlerini tamamlama amacı ile geliştirilmiştir. B-Spline Eğrisi, Bezier Eğrisi için kullanılan benzer gösterimi de kullanır. Tek nokta hareket ettirildiğinde, eğrinin tamamı bozulmayıp sadece eğrinin yerel veya istenen kısmı değiştirilir. B-spline eğrilerinde daha fazla kontrol noktası kullanıldığından hesaplama işlemleri Bezier'e göre daha fazladır ancak Bezier yönteminde kullanılan noktalar birbirine bağlı olduğundan dolayı eğrinin şekli küresel olarak kontrol noktaları tarafından kontrol edilir. Bu durumda eğrinin kontrol noktalarından herhangi birinde herhangi bir bozulma olursa tüm eğrinin şekli değişmektedir. Bu çalışmada belirlenen noktalardan kanat profili oluşturma ve

noktaların hareket etmesi sağlanarak farklı kanat kesitleri elde edilmesi amaçlandığından dolayı yeni oluşacak eğrilerin yine kanat profiline benzerliği önem arz etmektedir. Bu sebeple eğri oluşturma yöntemi olarak B-spline metodu kullanılmıştır.

Düğüm arasındaki mesafelerin eşit olduğu durumdaki B-Spline tek tip/düzgün (uniform) B-Spline adı verilmektedir. Düzgün olmayan bir B Spline, eşit olmayan aralığın sağladığı ekstra genelliği kullanmaktadır. Düzgün B Spline'larda karıştırma fonksiyonlarının tümü aynı yapıdadırlar. Ancak farklı konumlara kaydırılmaları gerekmektedir. Bu nedenle, düzgün B-Spline'larının periyodik olarak kabul edilir. Örneğin düğüm vektörü [0 1 2 3 4 5 6 7 8] olan bir eğri için $d=2$, $d=3$ ve $d=4$ için grafiksel gösterimler aşağıdaki şekilde ifade edilebilir. (Şekil 2 Şekil 3 Şekil 4)





Şekil 4. 8 nokta için oluşan B-spline eğrisi (d = 4)

B-Spline sırası polinom düzeninden bir fazla olduğu için genellikle d=4 mertebesindeki B-spline kullanılmaktadır. Periyodik tek tip kübik B-spline'a ait temel matris yukarıda belirtilen kuramlar ve bağıntılar kullanılarak aşağıdaki şekilde elde edilir.

Kontrol noktaları daha önce de belirtildiği üzere p_1, p_2, p_3, p_4 olarak alınabilir. Burada \mathbf{M}_b , eğri üzerindeki kısıtlamaları 16 denkleme çevrilerek 16 elemanın belirlenmesi gereken 4×4 matris olarak ortaya çıkmaktadır. Denklem çözümü için gerekli kısıtlar süreklilik şartı ve tüm eğrinin belirli koordinat sisteminden bağımsız olması gerekliliği ile oluşmaktadır

$$\mathbf{M}_b = \begin{bmatrix} a_3 & b_3 & c_3 & d_3 \\ a_2 & b_2 & c_2 & d_2 \\ a_1 & b_1 & c_1 & d_1 \\ a_0 & b_0 & c_0 & d_0 \end{bmatrix} \text{ olarak kabul edilirse;}$$

$$\begin{aligned} [u^3 \ u^2 \ u \ 1] \mathbf{M}_b &= [u^3 \ u^2 \ u \ 1] \begin{bmatrix} a_3 & b_3 & c_3 & d_3 \\ a_2 & b_2 & c_2 & d_2 \\ a_1 & b_1 & c_1 & d_1 \\ a_0 & b_0 & c_0 & d_0 \end{bmatrix} \\ &= a_3 u^3 + a_2 u^2 + a_1 u + a_0, b_3 u^3 + b_2 u^2 + b_1 u + b_0, \\ &\quad c_3 u^3 + c_2 u^2 + c_1 u + c_0, d_3 u^3 + d_2 u^2 + d_1 u + d_0 \\ &= [a(u), b(u), c(u), d(u)] \end{aligned}$$

Süreklilik için gerekli kısıtlar aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$p_1(1) = p_2(0), \quad p'_1(1) = p'_2(0), \quad p''_1(1) = p''_2(0)$$

Açık şekilde yazılırsa;

$$a(1)p_0 + b(1)p_1 + c(1)p_2 + d(1)p_3 = a(1)p_1 + b(1)p_2 + c(1)p_3 + d(1)p_4$$

$$\dot{a}(1)p_0 + \dot{b}(1)p_1 + \dot{c}(1)p_2 + \dot{d}(1)p_3 = \dot{a}(1)p_1 + \dot{b}(1)p_2 + \dot{c}(1)p_3 + \dot{d}(1)p_4$$

$$\ddot{a}(1)p_0 + \ddot{b}(1)p_1 + \ddot{c}(1)p_2 + \ddot{d}(1)p_3 = \ddot{a}(1)p_1 + \ddot{b}(1)p_2 + \ddot{c}(1)p_3 + \ddot{d}(1)p_4$$

Yukarıda belirtilen bağıntılar yerine

$$\begin{aligned}
a_3 + a_2 + a_1 + a_0 &= 0, & 3a_3 + 2a_2 + a_1 &= 0, & 6a_3 + 2a_2 &= 0, \\
b_3 + b_2 + b_1 + b_0 &= a_0, & 3b_3 + 2b_2 + b_1 &= a_1, & 6b_3 + 2b_2 &= 2a_2, \\
c_3 + c_2 + c_1 + c_0 &= b_0, & 3c_3 + 2c_2 + c_1 &= b_1, & 6c_3 + 2c_2 &= 2b_2, \\
d_3 + d_2 + d_1 + d_0 &= c_0, & 3d_3 + 2d_2 + d_1 &= c_1, & 6d_3 + 2d_2 &= 2c_2, \\
d_0 &= 0, & d_1 &= 0, & 2d_2 &= 0.
\end{aligned}
\tag{2.22}$$

Toplamda 15 eşitlik elde edilmiştir. Ancak 16 bilinmeyen bulunmaktadır. Tüm noktaların ağırlıklarının toplamının 1 olması gerektiği (barisentrik) bilinmektedir. Bu sebeple;

$$a(u) + b(u) + c(u) + d(u) = 1 \tag{2.23}$$

olmalıdır.

Bu durumda;

$$\begin{aligned}
a_3 &= -\frac{1}{6}, & a_2 &= \frac{1}{2}, & a_1 &= -\frac{1}{2}, & a_0 &= \frac{1}{6} \\
b_3 &= \frac{1}{2}, & b_2 &= -1, & b_1 &= 0, & b_0 &= \frac{2}{3} \\
c_3 &= -\frac{1}{2}, & c_2 &= \frac{1}{2}, & c_1 &= \frac{1}{2}, & c_0 &= \frac{1}{6} \\
d_3 &= \frac{1}{6}, & d_2 &= 0, & d_1 &= 0, & d_0 &= 0
\end{aligned}
\tag{2.24}$$

Kübik B-spline eğrisine ait M matrisi aşağıdaki şekilde elde edilecektir.

$$\mathbf{M}_b = \frac{1}{6} \begin{bmatrix} -1 & 3 & -3 & 1 \\ 3 & -6 & 3 & 0 \\ -3 & 0 & 3 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.25}$$

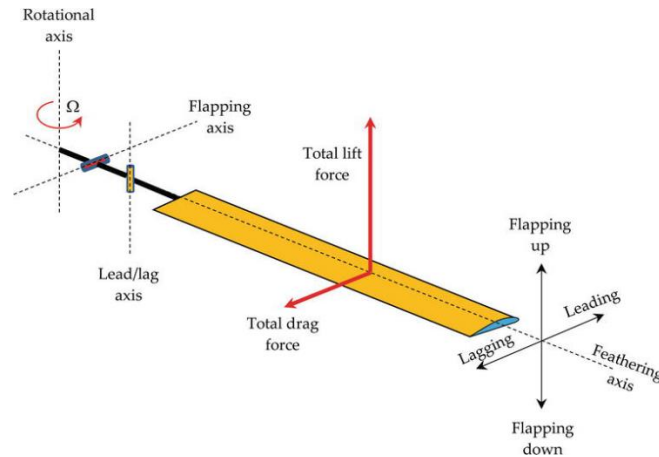
2.3. Rotor Dinamiği

Helikopter ileri uçuş sırasında gövde ve rotor sürüklemesine karşı itici bir güç üretmektedir. Düşük hızlarda rotordan elde edilen bu itici kuvvet itme vektörünün öne doğru eğilmesi ile elde edilmektedir. Rotor aynı zamanda uçağın konumunu, pozisyonunu ve hızını kontrol eden kuvvetlerin ve momentlerin kaynağıdır. Sabit kanatlı hava araçlarında kaldırma

kuvveti, itki ve kontrol kuvvetleri birbirinden ayrılmış aerodinamik yüzeylerle sağlanırken helikopterde bu üç kuvvette rotor tarafından sağlanmaktadır.

Geleneksel helikopterler rotor göbeğine bağlı iki ya da daha fazla özdeş pallerden oluşmakla birlikte bu paller motor şaftının sağladığı güç ile düzgün dairesel harekete sahiptirler. Paller üzerinde oluşan kaldırma ve sürüklenme kuvveti; tork, itki kuvveti ve rotor üzerindeki diğer kuvvet ve momentleri oluşturur. Daha verimli bir tırmanış için büyük pal çapı, daha iyi aerodinamik verimlilik için yüksek kanat açıklık oranı kullanımı, pervaneler gibi yüksek disk yüklemesine sahip rotora göre daha esnek bir yapının oluşmasına sebep olur [22]. Sonuç olarak, paller üzerinde yüksek stres ve özellikle rotor göbeğinden helikoptere iletilecek olan yüksek momentler meydana gelir. Bu anlamda yapısal olarak pal tasarım ve analizi de önem arz etmektedir. Birçok farklı pal rotor bağlantı şekli bulunmaktadır. Bu bağlantılar menteşelerle sağlanmaktadır. Menteşelerin oluşturduğu pal dinamiği, rotorun davranışında ve bu davranışın analizinde önemli bir role sahiptir. Kanat menteşesindeki eğilme momenti sıfır olduğundan bu moment kök alanı boyunca düşük olmalıdır ve kanat kökünden helikoptere göbek momenti iletmez. Bazı tasarımlarda ise bu menteşeler kullanılmaz. Bu durumda paller yapısal eğilme momentine maruz kalırlar ve üzerlerinde oluşan yükler menteşeli pallere göre daha fazla olur. Menteşeli bir palin hareketi dönen kanat üzerine etkiyen merkezkaç kuvvetlerinden kaynaklanan dengeleyici momentleri ve her bir menteşe etrafında sabit dönüşünden meydana gelir.

Rotor disk düzleminde ve kanadın radyal yönüne dik uzanan menteşe etrafındaki hareket, kanadın düzlem dışı sapmasına neden olur ve çırpma (flap) hareketi olarak adlandırılır. Dikey menteşe etrafındaki hareket ise palin disk düzleminde sapmasına neden olur ve sürüklenme hareketi (lead-lag) olarak adlandırılır.

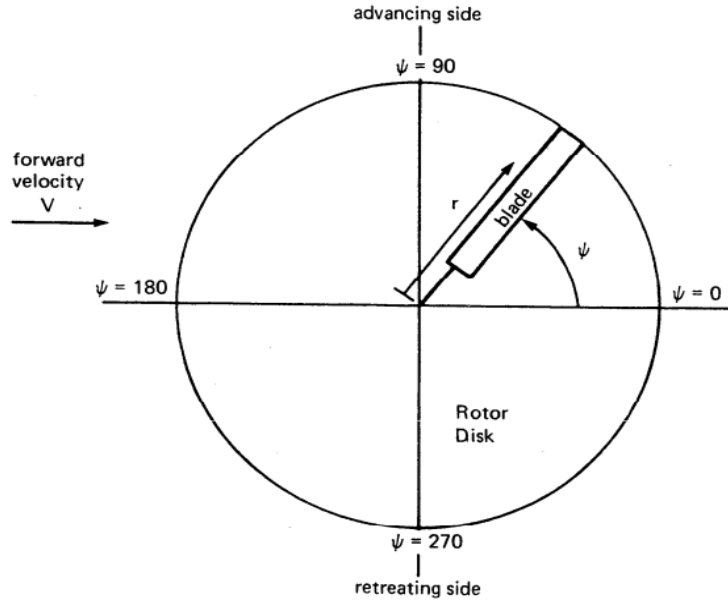


Şekil 5. Rotor pal eksenleri [43]

Pallerin mekanik olarak rotor göbeğine bağlanması üç ayrı sınıfta incelenmektedir [22]. Mafsallı (articulated) rotor olarak isimlendirilen yapıda paller rotor göbeğine çarpma ve sürüklenme menteşeleri ile bağlanmıştır. Sürekli bir yapı oluşturan iki kanat, sallanan bir düzende tek bir çarpma menteşesi ile rotor miline tutturulmuştur. Rotorda sürüklenme menteşeleri yer almaz. Bu tip bağlantı şekli ise sendemeli rotor tipi (teetring) olarak adlandırılmaktadır. Son olarak çarpma ve sürüklenme menteşesi bulundurmeyen menteşesiz rotor tipleri bulunmaktadır. Paller dirsekli kök yapısı ile rotor göbeğine bağlanmıştır.

Pal elemanları momentum teorisine geçmeden önce rotor davranışının ve aerodinamiğinin iyi anlaşılması gerekmektedir. Sabit kanat hava araçlarında kaldırma kuvveti ve hava aracı ağırlığı, itki kuvveti ve istenilen irtifada tutunabilmek için üretilmesi gereken kuvvet ve momentler birbirinden ayrı fonksiyonlar ile temsil edilebilirken helikopterde bu üç fonksiyon birbirine bağlıdır ve rotor tarafından kontrol edilir.

Rotorun üreteceği kaldırma kuvveti büyüklüğü üzerindeki pallerin lokal hücum açıları ve dinamik basınç miktarı ile ilgilidir. Pal pozisyonu azimut açısı, ψ , ile temsil edilir. Pal aşağı akım pozisyonunda iken azimut açısı sıfır kabul edilir (Şekil 6).



Şekil 6. Rotor Diski Azimut Açıları [27]

Askıda uçuşta kanat boyu hız değişimi azimut açısına göre aksel olarak simetrik ve radyal olarak doğrusaldır. Palin rotor merkezinde hız sıfır ve pal ucunda hız maksimumdur. Her bir kanat elemanında dinamik basınç dönme eksenine olan uzaklığın karesi ile doğru orantılıdır. Kanat uç hızı aşağıdaki bağıntı ile ifade edilmektedir.

$$V_{tip} = \Omega * R \quad (2.26)$$

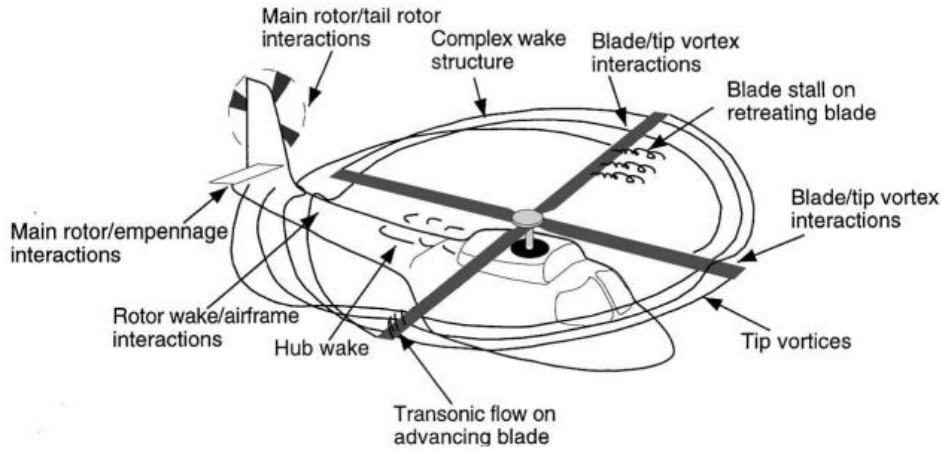
Rotorun üreteceği ortalama itki kuvveti ve rotor gücü arasındaki ilişki doğru orantılı olarak $V_{tip}^2 \sim T$ ve $V_{tip}^3 \sim P$ şeklinde ifade edilebilir.

İleri uçuş sırasında ise kanat ucundaki hız azimut açısına bağlı olarak

$$V_{tip} = \Omega * R + V_{\infty} * \sin(\psi) \quad (2.27)$$

şeklinde gösterilir. Pal boyu hız dağılımı radyal olarak doğrusaldır. Ancak askıda uçuştan farklı olarak aksenal olarak simetrik değildir. İleri uçuş sırasında pale ait yunuslama açısı, flap hareketi açısı ve rotor üzerinden geçen indüklenmiş iç akış (inflow) pal hücum açısını etkilemektedir. Dolayısıyla rotor üzeri kaldırma kuvveti miktarı ve rotorun üreteceği itki gibi farklı parametreleri ve helikopter performansını da doğrudan etkilemektedir.

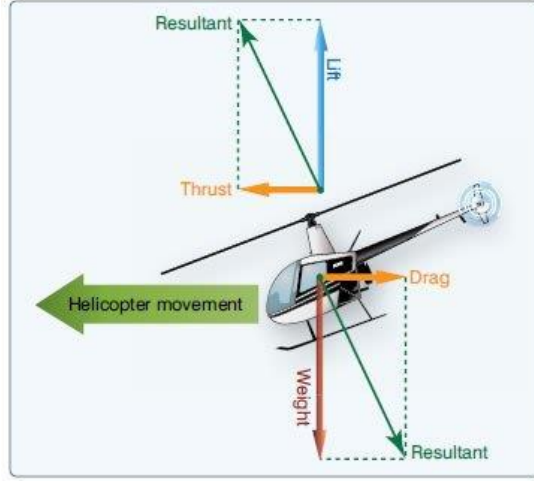
Sabit kanat hava araçlarının aksine helikopterlerde kanat boyu doğrusal bir kaldırma kuvvet dağılımı bulunmamaktadır. Helikopter pali üzerinde dinamik basınç özellikle pal ucunda birikmektedir. Bu sebeple bu bölgede güçlü girdaplar oluşmaktadır. Bu girdaplar helikopter gövdesine doğru birbirine bağlı ve helezon şeklinde ilerlemektedir. Girdapların oluşturmuş olduğu akış hızı rotorun kendi ekseninde oluşturduğu akış hızı ile birleşmektedir. Rotor performansının doğru bir şekilde belirlenebilmesi için uç girdapların yerleri ve büyüklüklerinin doğru şekilde belirlenmesi büyük önem taşımaktadır. Rotor üzerindeki akış çeşitleri Şekil 7’de belirtilmiştir.



Şekil 7. Helikopter üzerindeki akış yapısı [2]

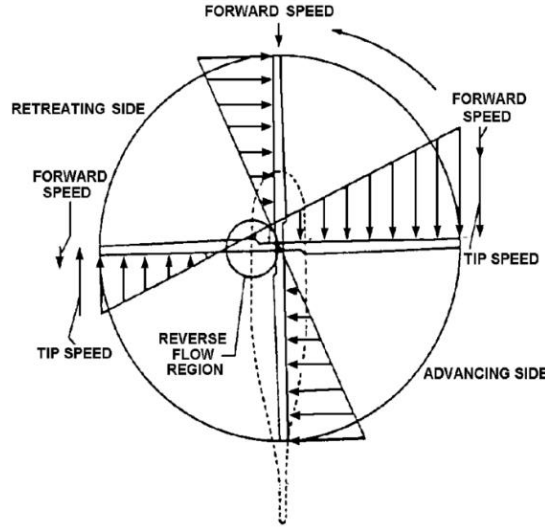
Askıda uçuş (Hover), hava aracının dikey ya da yatay ekseninde havaya göre herhangi bir hızının olmadığı bir operasyon koşulu olarak tanımlanabilmektedir. Dikey uçuşta (Vertical Flight) ise rotora göre aksenal bir akış söz konusudur. Askıda uçuşta amaç hava aracı ağırlığına karşılık gelebilecek bir kaldırma kuvveti yaratmaktır. İleri uçuşta, askıda uçuşa ek olarak ileri uçuş sırasında oluşan sürükleme kuvvetini de yenebilmek için hava aracının daha fazla itki

üretmesi gerekmektedir. Rotor ekseninin ileri doğru eğerek toplam itki artırılmaktadır. Oluşan itki kuvvetinin rotor eksenine olan dik bileşeni yani kaldırma kuvveti hava aracı ağırlığına eşit olacak şekilde ileri uçuş sağlanmaktadır (Şekil 8).



Şekil 8. İleri uçuş sırasında helikopter üzerindeki kuvvetler [43]

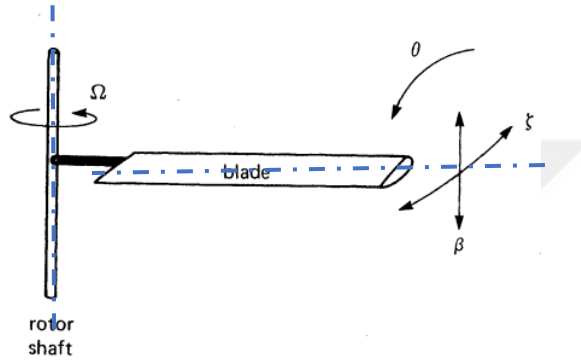
İleri uçuş sırasında pal üzerindeki hız alanı akışa göre önde kalan palde maksimum ve arkada kalan palde minimum olacak şekilde asimetrik oluşmaktadır (Şekil 9).



Şekil 9. İleri uçuş hız dağılımı [27]

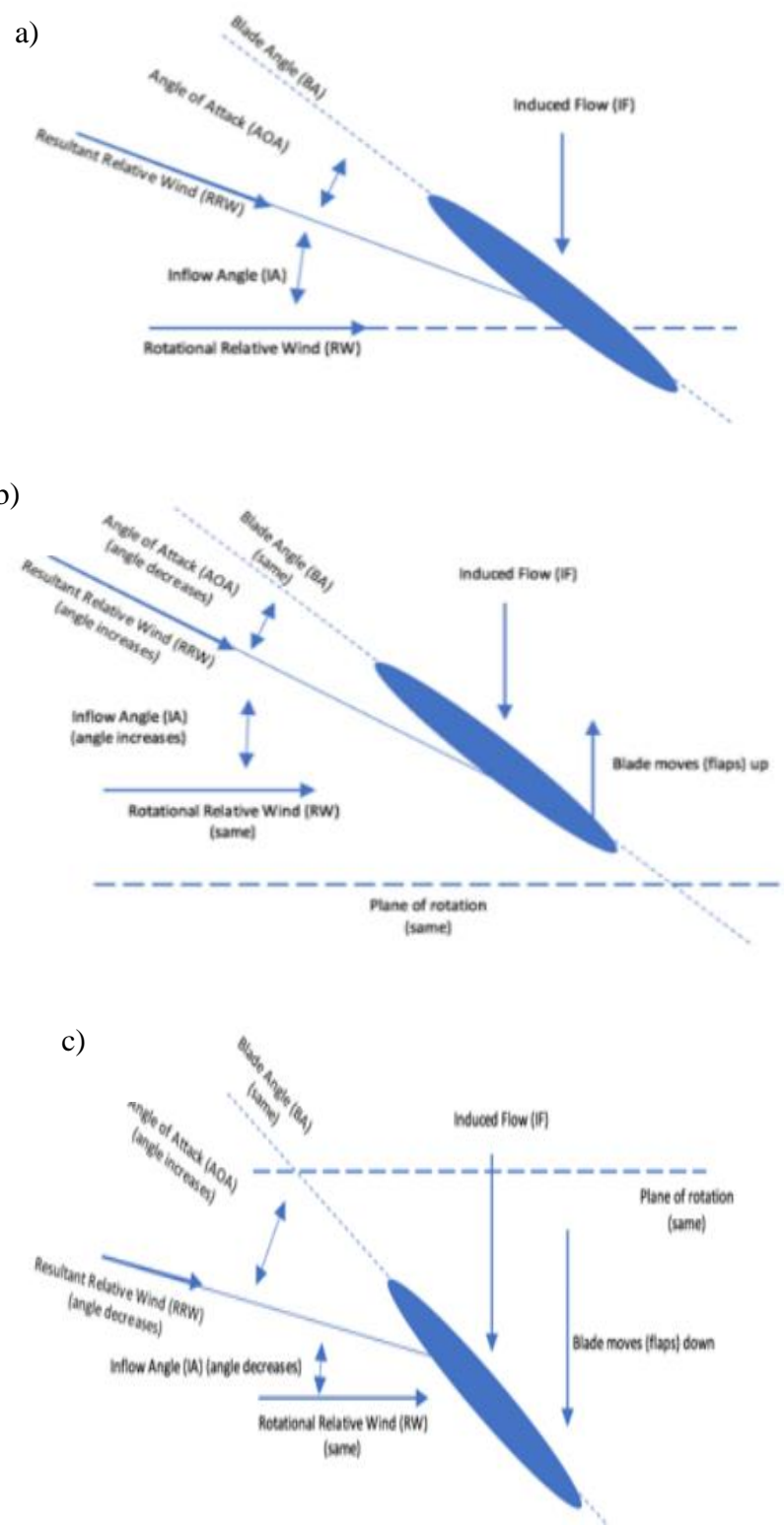
Asimetrik hız dağılımı sebebi ile kanat üzerindeki lokal dinamik basınç ve kanat üzerindeki yükler rotorun dönüş hızına göre periyodik olmaktadır. Rotor pallerinin rotora birleşim şekli sebebi ile paller bağlantı noktaları etrafında (hinge) dikey ekseninde çırpma hareketi yaparak ana rotorun bu yönde yalpalama hareketi yapmasına sebep olmaktadır. Dairesel yunuslama açısı (cyclic pitch) değişimi ile pilot ya da otopilot rotorun devir sayını ve büyüklüğünü değiştirerek paller tarafından oluşan bu hareketi sönmüleyerek hava aracının istenilen yön ve itki kuvveti ile kontrol edilebilir olmasını sağlamaya çalışmaktadır.

Sabit kanatlı hava araçlarında kanat ucundaki girdaplar hava aracının gövdesinden uzakta oluşmakta ve hava aracı tasarımına göre motor ya da kuyruk bölgesine indirgenmiş hali etkilemektedir. Ancak helikopter platformu üzerindeki rotor pali üzerinde oluşan girdaplar doğrudan helikopter gövdesine etkilemekte ve özellikle ileri uçuş sırasında rotorun yapacağı yunuslama açısı sebebi ile empenaj ve kuyruk rotor bölgesini de etkileyebilmektedir. Bu sebeple kanat hareketinin doğru anlaşılması ve analiz edilebilmesi gerekmektedir. Rotor paline ait açılar aşağıda yer alan görsel ile temsil edilebilir.



Şekil 10. Helikopter Pal açıları

Çırpma (flap) hareketi, β , rotor ekseninde z yönünde gerçekleşmekte olup yukarı pozitif aşağı negatif olarak tanımlanabilir (Şekil 10). Rotor üzerindeki asimetrik hız dağılımının dolayısı ile kaldırma kuvvetinin simetrik hale getirilebilmesi için kullanılmaktadır. Rotor disk alanı boyunca kaldırma kuvvetini eşitlemek için ilerleyen kanat yukarı kalkar ve geri çekilen kanat aşağı doğru açılır. Çırpma, bir palin hücum açısını değiştiren indüklenen akışla birlikte veya ona karşı hareket ederek ortaya çıkan bağıl rüzgârı değiştirir. İlerleyen bıçağın yukarı çırpmasının etkisi, indüklenen akışı artırmakla aynıdır. Artan indüklenmiş akış, ortaya çıkan göreceli rüzgâr, indüklenen akıştan daha fazla ve göreceli rüzgârdan daha az etkilendiğinden, bıçağın hücum açısını azaltacaktır. Daha düşük hücum açısı ve aynı dönüş hızı ile ilerleyen bıçak, kanat çırpmadan daha az kaldırma sağlar. Geri çekilen bıçak için bunun tersi geçerlidir. Geri çekilen bıçak kanatları aşağı indiğinde, indüklenen akışla hareket eder. Bu hareket, indüklenen akışı azaltır ve geri çekilen palanın hücum açısını artırır, çünkü ortaya çıkan göreceli rüzgâr, indüklenen akıştan daha az ve daha çok bağıl rüzgârdan etkilenir.



Şekil 11. Palin çırpma hareketi a) Çırpma olmayan durum b) Çırpma olan durum ileri yöndeki pal c) Çırpma olan durum arka yöndeki pal

Faz (lead-lag) hareketi, ζ , rotor eksenine x yönünde gerçekleşmekte olup ileri pozitif ve geri negatif olarak tanımlanabilir (Şekil 11). Faz hareketi, kanat çırpma nedeniyle rotor sistemi üzerindeki stresi azaltmak amaçlı kullanılmaktadır. Açısal momentumun korunumu gereği, rotor kanadı yukarı kalkarken, kanadın kütle merkezi dönme eksenine yaklaştığı için kanadın hızı artar. Kanat aşağı inerken, kütle merkezi dönme ekseninden uzaklaşır ve bu durum rotor palinin hızını yavaşlar. Faz menteşesi, kuvvetlerin eşitlenmesine izin vererek sistem üzerindeki aşırı gerilimi ortadan kaldırır.

Yunuslama (pitch) hareketi, θ , rotor eksenine y yönünde gerçekleşmekte olup burun yukarı pozitif ve burun aşağı negatif olarak tanımlanabilir.

Yunuslama açısı pilot tarafından kolektif komutu verilerek rotor pallerinin bağlı olduğu plakanın değiştirilmesi ile elde edilir. Burada yunuslama açısı çırpma açısından farklı olarak pal pozisyonundan bağımsızdır.

Koni açısı ise rotor kanadının kaldırma kuvveti oluştururken dönme düzlemi ile rotor miline dik bir çizgi arasında oluşan açı şeklinde tanımlanmaktadır. Koni açısının derecesi, kanatlara etki eden merkezkaç kuvveti ile kanatlar tarafından üretilen aerodinamik kaldırma arasındaki ilişki ile belirlenmektedir. Merkezkaç kuvvetine kıyasla daha fazla kaldırma oluşturulduğunda koni açısı artar.

2.4. Momentum Teorisi

Momentum teorisi akışkanlar mekaniğinin temel korunumluluk prensiplerini kullanmaktadır. Momentum teorisinde rotorun sonsuz küçüklikte aktüatör disklerden oluştuğu varsayılmaktadır. Aktüatör disk rotor pallerinin rotor mili efradındaki dönüşü ve pal hareketlerinden elde edilen itki kuvvetinin hesaplanmasında kullanılmaktadır. Bu itkiyi üretebilmek için gerekli olan güç rotor mili tarafından sağlanan torktan elde edilmektedir. Rotor üzerinde elde edilen enerjinin bir kısmı paller arkasında kalan akışa aktarılır. Bu aktarılan enerjiye ait güç kaybı ise indüklenmiş güç olarak isimlendirilmektedir. Rotorun ürettiği güç ve bağlı enerjiler temel korunumluluk prensipleri ile açıklanmaktadır.

2.4.1. Kütle, momentum ve enerjinin korunumu

Rotor üzerindeki akışın bir boyutlu, sıkıştırılamaz ve viskoz olmayan akış varsayımı ile sisteme ve akışa ait değişkenlerin zamanla değişmediği kabul edilmektedir (quasi-steady). Hava molekülleri aralarında viskozite kaynaklı bir kesme kuvvetinin olmadığı dolayısı ile indüklenmiş kayıpların göz ardı edildiği varsayılmaktadır. Yapılan bir boyutlu sistem varsayımı

toplam akışın birbirine eşit olduğunu ifade eden kütle korunumu formülü ortaya çıkmaktadır.

$$\left(\frac{dm}{dt}\right)_{system} = \oint_{CS} \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} \quad (2.30)$$

Sisteme giren ve çıkan kütle zamanla bağlı değişimi \dot{m} kütle korunum eşitliği ile yazıldığında;

$$\oint_{S_2} \rho v_i dS = \oint_{S_\infty} \rho w dS \quad (2.31)$$

dolayısıyla;

$$\rho v_i A_1 = \rho w A_\infty \quad (2.32)$$

Momentumun korunumu için B parametresi yerine $m \cdot \vec{V}$, enerji korunumu için ise $\frac{1}{2} m V^2$ yazıldığında sırasıyla momentum ve enerji korunum ilkeleri elde edilir.

$$\left(\frac{dm\vec{V}}{dt}\right)_{system} = \oint_{CS} (\rho \vec{V}) \vec{V} \cdot d\vec{S} : \text{momentum korunumu,} \quad (2.33)$$

$$(B = m\vec{V}, b = \vec{V})$$

$$\left(\frac{dE}{dt}\right)_{system} = \oint_{CS} \left(\rho \frac{1}{2} V^2\right) \vec{V} \cdot d\vec{S} : \text{enerji korunumu,} \quad (2.34)$$

$$(B = E = \frac{1}{2} m V^2, b = \frac{1}{2} V^2)$$

Momentum korunumu rotor üzerinde oluşan itki kuvveti ve pal üzerinden geçen akışa ait momentum arasındaki ilişkiyi sağlar. Şekil 12'de 1-1 ve 2-2 ile belirtilen bölge disk alanı olarak kabul edilmektedir. Momentum korunum denkleminde eşitliğin solunda kalan kısım kontrol hacmine etki eden tüm kuvvetleri yani helikopter rotorunun itki kuvvetini temsil etmektedir. Momentum korunumu helikopter rotoru için;

$$T = w \oint_{CS} (\rho w) \cdot d\vec{S} = w \rho w A_\infty = w \dot{m} \quad (2.35)$$

Akışa kazandırılan birim zamandaki enerji, dE/dt , rotor üzerinde yapılan işe eşittir. Rotor tarafından harcana güç ise indüklenmiş hız ile üretilen itki kuvvetinin çarpımına eşittir. Bu sebeple, enerjinin korunumu ilkesinden aşağıda belirtilen ilişki elde edilir.

31. ve 32. eşitlikler kullanılarak indüklenmiş hızın ve uzak girdap alanında kalan hızın iki katına eşit olduğu görülür.

$$\begin{aligned} w\dot{m}v_i &= \frac{1}{2} w^2\dot{m} \\ 2v_i &= w \end{aligned} \quad (2.36)$$

Kütle korunumu ilkesinden elde edilen ilgili hızlar birbiri cinsinden yazıldığında $2A_\infty = A_1$, dolayısı ile rotor yarıçapı ve uzak girdap yarıçap oranı $R/r_\infty = \sqrt{2}$ elde edilir. İtki kuvveti, T eşitliğinde belirtilen w , indüklenmiş hız cinsinden yazıldığında ise;

$$T = \dot{m}w = \dot{m}(2v_i) = \rho v_i A_1 (2v_i) = 2\rho A v_i \quad (2.37)$$

Rotor eksenindeki indüklenmiş hız askıda uçuş hızına eşittir. Yukarıdaki denklemden askıda uçuş hızı;

$$v_{hover} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2.38)$$

elde edilir. Burada helikopterin askıda uçuş hızının doğrudan disk yükü olarak ifade edilen ve rotor tasarımı için önemli bir parametre olan T/A oranı ile ilişkili olduğu görülmektedir.

Askıda uçuşta kalabilmek için gerekli olan güç ise $P = T \cdot v_i$ formülü ile hesaplanır. 35. eşitlikte yerine yazıldığında ideal güç denklemi elde edilir.

$$P = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.39)$$

Rotor performans hesaplamaları ve farklı rotorlarla daha rahat kıyaslama yapabilmek için parametrelerin boyutsuzlaştırılması gerekmektedir. İndüklenmiş hız rotor uç hızı oranı ile boyutsuz hale getirilebilir. Elde edilen ifade indüklenmiş akış oranı olarak isimlendirilmektedir.

$$\lambda_h = \frac{v_i}{R\Omega} \quad (2.40)$$

İtke kuvveti sabit kanatlı hava araçlarında olduğu gibi alan ve dinamik basınca bölünerek boyutsuz hale getirilebilir. Rotor için alan lokal disk alanı olarak tanımlanmaktadır. Rotor gücü ve torku da benzer şekilde boyutsuz hale getirilebilir. İtke katsayısının sabit kanatlı hava araçlarında olduğu üzere kaldırma kuvveti gibi aerodinamik boyutsuz parametre denklemlerine benzer olduğu görülmektedir.

$$C_T = \frac{T}{\left(\frac{1}{2}\rho(R\Omega)^2 \cdot A\right)} \quad C_P = \frac{P}{\left(\frac{1}{2}\rho(R\Omega)^3 \cdot A\right)}$$

$$C_Q = \frac{P}{\left(\frac{1}{2}\rho(R\Omega)^2 \cdot R \cdot A\right)} \quad (2.41.a,b,c)$$

İndüklenmiş akış oranında indüklenmiş hız yerine askıda uçuş için oluşturulan askıda uçuş hızı yazıldığında ve elde edilen eşitlik itke katsayısına benzetilmeye çalışıldığında aşağıda belirtilen itke katsayısı ve indüklenmiş hız oranı ilişkisi elde edilecektir.

$$\lambda_h = \frac{v_i}{R\Omega} = \frac{1}{R\Omega} \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{T}{4 \cdot \frac{1}{2}\rho(R\Omega)^2 \cdot A}} = \frac{1}{2} \sqrt{C_T}$$

$$C_T = 4 \cdot \lambda_h^2 \quad (2.42)$$

Rotor güç sayısı ise;

$$C_P = \frac{T \cdot v_i}{\left(\frac{1}{2}\rho(R\Omega)^3 \cdot A\right)} = \frac{T}{\left(\frac{1}{2}\rho(R\Omega)^2 \cdot A\right)} \frac{v_i}{R\Omega} = C_T \lambda_i$$

$$C_P = \frac{1}{\sqrt{2}} C_T^{\frac{3}{2}} \quad (2.43)$$

Momentum teorisi oluşturulan itkiye karşı gerekli indüklenmiş güç arasındaki bağlantıyı sağlamaktadır. Askıda uçuş için;

$$P = v = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2.44)$$

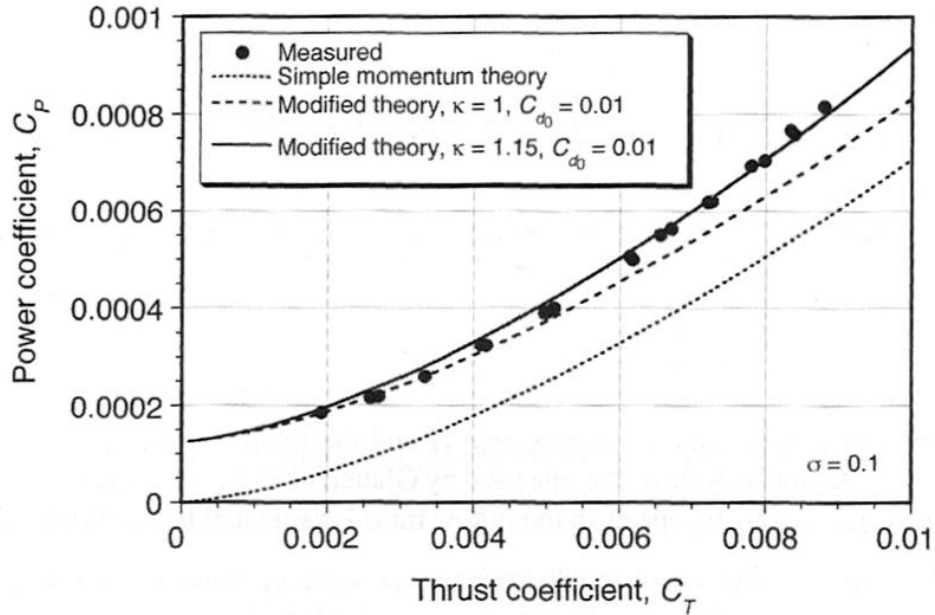
Belirtilen ilişki helikopterler karakteristiğinin temelini vermektedir [22]. Temeli akışkanlar dinamiğine dayanan bu prensip düşük indüklenmiş hız dolayısı ile düşük indüklenmiş güç kaybı için disk üzerinden geçen havanın düşük bir basınç farkı oluşturacak

şekilde hızlandırılması gerektiğini belirtmektedir. Askıda uçuşun düşük yakıt tüketimine sahip olabilmesi için güç itki oranının minimize edilmesi gerekmektedir. Oluşturulan bağıntılardan da görülebileceği üzere düşük P/T oranı düşük disk yükü (T/A) gerektirmektedir. Bunun dışında rotor üzerinden geçen havaya ait yoğunluk da önemli bir parametredir. İrtifa ve sıcaklığın artması ile yoğunluk azalacağından gerekli indüklenmiş güç ihtiyacı da artacaktır.

Bahsi geçen denklemler, kayıpların olmadığı durum için geçerlidir. Helikopter üzerindeki düzensiz akış, pal uç kayıpları, geri girdaplar gibi durumların göz önünde bulundurulması gerekir. Bu tarz kayıpları temsil edebilmesi için uçuş testlerinde ya da rotor performans ölçüm testlerinden elde edilen indüklenmiş güç düzeltme/kayıp faktörü, κ , kullanılmaktadır. Güç ve itki katsayısı arasında 40. denkleme elde edilen ilişki söz konusu kayıpları da içerecek şekilde aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir.

$$C_P = \frac{\kappa}{\sqrt{2}} C_T^2 \quad (2.45)$$

Her rotor üreticisi, kayıp faktörünü ölçüm ve deneyimlerine göre hesaplamaktadır. Ancak ilk tasarım aşamasında birçok helikopter için bu değer 1.15 olarak alınabilir [27] (Şekil 13).



Şekil 13. Askıda uçuşta momentum teori ve ölçülen güç kıyaslanması [2]

Kayıp faktörünün doğru bir şekilde hesaplanabilmesi için pal profilinin yarattığı sürüklenme katsayısının elde edilmesi gereklidir. Pal kökü ve ucu boyunca bu katsayı değiştiğinden pal parçalara ayrılarak her bir eleman için ayrı hesaplandıktan sonra tüm pal için

integrali alınarak sürüklenme kuvveti elde edilir. Sürüklenme kuvvetini yenmek için gerekli olan güç profil gücü, P_0 , olarak tanımlanmaktadır.

Sürüklenme kuvveti pal boyunca herhangi bir y noktası ve veter uzunluğu, c , için aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$D = \frac{1}{2} \rho (y\Omega)^2 c C_d \quad (2.46)$$

Pal boyu gerekli olan profil gücü ise;

$$P_0 = \Omega \cdot N_b \int_0^R D y \, dy \quad (2.47)$$

C_{d0} değerinin pal boyu değişmediği varsayımı ve palin konik yapıda olmadığı varsayımı ile integral açılımı yapıldığında profil gücü elde edilir.

$$P_0 = \frac{1}{8} \Omega^3 N_b c C_{d0} R^4 \quad (2.48)$$

Elde edilen değer $\rho A (R\Omega)^3$ ile bölünerek boyutsuz hale getirilebilir.

$$\begin{aligned} C_{Pa} &= \frac{1}{8} N_b c C_{d0} R \left(\frac{1}{A} \right) = \frac{1}{8} N_b c C_{d0} R \left(\frac{1}{\pi R^2} \right) = \frac{1}{8} C_{d0} \left(\frac{N_b c}{\pi R} \right) \\ &= \frac{1}{8} C_{d0} \sigma \end{aligned} \quad (2.49)$$

$\left(\frac{N_b c}{\pi R} \right)$ olarak belirtilen ifade rotor katılığı olarak isimlendirilmektedir. Katılık değeri rotor performansı için önemli parametrelerden birini oluşturmaktadır. Standart bir helikopter için değeri 0.07 ile 0.12 arasında değişmektedir [27].

Verimli bir pal tasarımı için (minimum güç ve minimum yakıt) rotorun ürettiği itki ve gerekli güç oranının (T/P) maksimum olması gerekmektedir. Güç yüklemesi, havacılıkta bir uçağın veya rotorlu bir taşıtın ağırlığını desteklemek için gerekli olan gücün, kaldırma yüzeyinin birim alanı başına düşen değerini ölçen bir performans parametresidir. Bu bir oran olup, uçağın veya rotorlu taşıtın toplam ağırlığını veya kaldırmasını üreten toplam güce bağlıdır. Helikopterler bağlamında güç yüklemesi, özellikle helikopter rotor sisteminin birim alan başına taşımanın gerektirdiği gücü ifade eder. Güç yüklemesi, helikopterin toplam ağırlığını rotor disk alanına bölerek hesaplanır. Helikopter tasarımında önemli bir faktördür çünkü uçağın verimliliğini, manevra kabiliyetini ve işletme yeteneklerini etkiler. Genellikle

farklı helikopter modelleri arasında karşılaştırmalı bir ölçü olarak kullanılır ve performans hesaplamalarında, görev planlamasında ve uçak seçme süreçlerinde dikkate alınır.

Bu oranın boyutsuz hale getirilmesi sonucu elde edilen eşitlik verim ölçüsü (Figure of merit) olarak adlandırılmaktadır. Farklı rotorların kıyaslanması konusunda önemli bir parametredir.

$$FM = \frac{\text{Askıda uçuş için gerekli ideal güç}}{\text{Askıda uçuş için gerekli gerçek güç}} = \frac{\frac{1}{\sqrt{2}} C_T^{\frac{3}{2}}}{C_{Pmeas}} \quad (2.50)$$

Sürüklenme kuvvetinden gelen kayıp göz önünde bulundurulduğunda ise;

$$FM = \frac{\text{Askıda uçuş için gerekli ideal güç}}{\text{İndüklenmiş Güç} + \text{Profil Gücü}} = \frac{\frac{1}{\sqrt{2}} C_T^{\frac{3}{2}}}{\frac{\kappa}{\sqrt{2}} C_T^{\frac{3}{2}} + \frac{1}{8} C_{do} \sigma} \quad (2.51)$$

FM denkleminde paydada kalan kısım payda kalan kısma göre büyük olduğundan dolayı C_T değeri düştükte FM değerinin de düştüğü görülmektedir. C_T değeri arttıkça profil güç katsayısının etkisi göreceli olarak azalacağından FM değeri artacaktır. Bu durum indüklenmiş güç terimi denklemde dominant olup ve $1/\kappa$ değerine yaklaşıncaya kadar devam edecektir [47].

2.5. Askıda Uçuşta Kanat Elemanları Teorisi

Kanat elemanı teorisi, bir akış ve dönen bir kanat arasındaki etkileşimi karakterize eden cebirsel bağıntılar kurmayı amaçlar. Palleri parçalara bölerek her bir kesit için hesaplamalar ayrıca yapılır. Her bir kesit için rotasyon ekseninden y uzaklığında kalan lokal bileşke akış hızına ait bir U_p bileşeni bulunmaktadır.

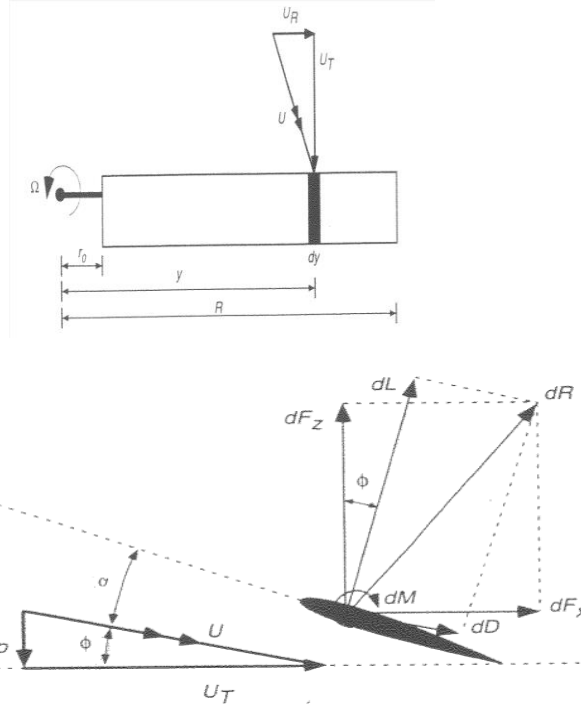
U_p , tırmanış hızı, V_c , bulunması durumunda $U_p = V_c + v_i$ şeklinde ifade edilmektedir. Pal rotasyonu sebebi ile rotora paralel olan diğer bileşen hız ise $U_T = \Omega y$ olarak gösterilmektedir.

Şekil 14'te yukarıdan görünüşte görüldüğü üzere y uzunluğu pal kesitinin rotasyon eksenine olan uzaklığını temsil etmektedir. Pal elemanı üzerindeki hız bu iki hızın bileşkesi;

$$U = \sqrt{U_p^2 + U_T^2} \quad (2.52)$$

olarak gösterilmektedir.

Pale ait açılar;



Şekil 14 Pal Açılı [27]

θ : pal elemanın yunuslama açısı

Φ :indüklenmiş hucüm açısı

α : efektif hucüm açısı

Belirtilen bağıntılar kullanılarak ve indüklenmiş hucüm açısının küçük olduğu varsayılarak;

$$\Phi = \tan^{-1}\left(\frac{U_P}{U_T}\right) \approx \frac{U_P}{U_T} \quad (2.53)$$

$$\alpha = \theta - \Phi = \theta - \frac{U_P}{U_T} \quad (2.54)$$

Pale ait kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri sırası ile dL ve dD , kaldırma ve sürüklenme katsayıları ise C_l ve C_d şeklinde yazıldığında;

$$\begin{aligned} dL &= \frac{1}{2} \rho U^2 c C_l dy \\ dD &= \frac{1}{2} \rho U^2 c C_d dy \end{aligned} \quad (2.55.a,b)$$

Vektörel olarak kaldırma kuvveti akış yönüne dik sürükleme kuvveti ise akış yönüne paraleldir. Şekil-9 üzerinde yer alan eksene göre bu kuvvetler ayrıldığında pal üzerine etki eden kuvvetler elde edilmektedir.

$$\begin{aligned} dF_z &= dL\cos\Phi - dD\sin\Phi \\ dF_x &= dL\sin\Phi + dD\cos\Phi \end{aligned} \quad (2.56.a,b)$$

Rotorun üreteceği itki, güç ve tork ise yukarıdaki bağıntılar kullanılarak yazılabilir.

$$\begin{aligned} dT &= N_b dF_z = N_b (dL\cos\Phi - dD\sin\Phi) \\ dQ &= N_b dF_x y = N_b y (dL\sin\Phi + dD\cos\Phi) \\ dP &= N_b dF_x \Omega y = N_b \Omega y (dL\sin\Phi + dD\cos\Phi) \end{aligned} \quad (2.57.a,b,c)$$

Askıda uçuş sırasında pal üzerindeki kuvvetler aksenal olarak simetrik olduğundan dolayı rotora etki eden kuvvetler palin azimut açılarından bağımsızdır. U_p hızı U_T hızına göre çok daha küçük olduğundan dolayı 52. denklemde yer alan $U = \sqrt{U_p^2 + U_T^2} \approx U_T$ olarak yazılabilmektedir. Daha önce de belirtildiği üzere indüklenmiş hücum açısı Φ , çok küçük olarak kabul edilmesi sebebi ile $\sin\Phi = \Phi$ ve $\cos\Phi = 1$ olmaktadır. Sürükleme kuvveti etkisi de kaldırma kuvvetine göre ihmal edilebilir olduğundan dolayı $dD\sin\Phi$ eşitlikte göz ardı edilmektedir. Yapılan varsayımlar sonrası denklemler tekrar yazıldığında;

$$\begin{aligned} dT &= N_b dL \\ dQ &= N_b y (\Phi dL + dD) \\ dP &= N_b \Omega y (\Phi dL + dD) \end{aligned} \quad (2.58.a,b,c)$$

16. eşitlikte indüklenmiş hız oranı elde edilmişti. Buradaki bağıntıları kullanarak ve eşitlikleri ΩR ile bölerek boyutsuz hale getirilerek indüklenmiş akış eşitliği tekrar yazılabilir. Eşitlik Ωy ile çarpılıp tekrar bölündükten sonra $U_p = V_c + v_i$ ve $U_T = \Omega y$ eşitliği kullanılarak aşağıda yer alan ifade elde edilir.

$$\lambda = \frac{v_i + V_c}{\Omega R} = \frac{v_i + V_c}{\Omega y} \left(\frac{\Omega y}{\Omega R} \right) = \frac{U_p}{U_T} \left(\frac{y}{R} \right) = \Phi r \quad (2.59)$$

Φ , indüklenmiş hücum açısını r ise alınan pal kesitinin pal uzunluğuna göre oranını tanımlamaktadır. C_T , C_p ve C_Q parametreleri katılık kullanılarak tekrar yazıldığında ise;

$$dC_T = \frac{1}{2} \sigma C_l r^2 dr$$

$$dC_P \cong dC_Q = \frac{1}{2} \sigma (\Phi C_l + C_d) r^3 dr$$
(2.60.a,b)

Doğrusallaştırılmış aerodinamik verilerine göre kanat kesitine ait lokal kaldırma kuvveti katsayısı aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$C_l = C_{l_a} (a - a_0) = C_{l_a} (\theta - a - \phi)$$
(2.61)

Burada C_{l_a} kanat kesitine ait iki boyutlu kaldırma kuvveti hücum açısı eğimini ve a_0 temsil C_l değerinin sıfıra eşit olduğu noktadaki hücum açısını temsil etmektedir. Her bir kanat kesitine ait C_{l_a} değeri farklı olabilmektedir. Bu durum geliştirilen koda yansıtılmış olup her bir kesit için akış çözücüsünden elde edilen tüm aerodinamik veriler matris halinde toplanarak kanat elemanları momentum teorisine ait koda beslenmiştir. Farklı özellik gösteren kanat kesitlerine ait C_T değerleri yine her kesit için ayrıca hesaplanarak kökten uca kadar integral ile toplandıktan sonra tüm pale ait itki katsayısı elde edilmiştir. Akış çözücüsünün değer atayamadığı hücum açıları için bilinen yakın noktalardan elde edilen verileri kullanarak, diğer noktalardaki verilerin optimum değerlerini tahmin etmek için bir senterpolasyon yöntemi olan Kriging kullanılmıştır.

Bu durumda 57.a denklemi;

$$dC_T = \frac{1}{2} \sigma C_l r^2 dr = \frac{1}{2} \sigma C_{l_a} (\theta - a - \phi) r^2 dr$$
(2.62)

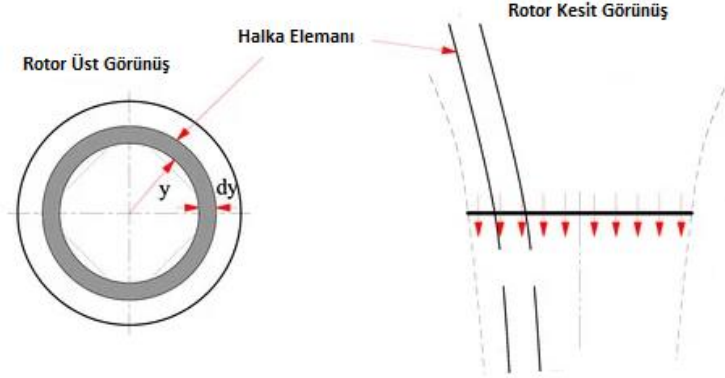
olarak yazılabilir.

2.6. Kanat Elemanları Momentum Teorisi

Kanat elemanları momentum teorisi, kanat elemanları ve momentum teorisinin birleştirilmesi ile elde edilen ve helikopterler için kullanımını ilk defa ortaya koyan Gustafson ve Gessow tarafından 1946 yılında geliştirilmiş bir teoridir.

Önceki bölümlerde detaylı olarak belirtilen konurum kanunları gözetilerek rotordan halka şeklinde bir kesit alındığında bu halkaya ait alan $dA = 2 \pi y dy$ şeklinde ifade edilebilir. Öncelikli olarak bu alanın yaratacağı itki kuvveti hesaplanmalıdır. Seçilen her bir dy kesitinin birbirinden etkilenmediği varsayılmaktadır. Bu yaklaşım pal ucu hariç doğru bir yaklaşım

olarak değerlendirilebilir. Daha sonra teoriye eklenecek olan Prandtl uç kayıp faktörü ile pal ucundaki davranışlar da teoriye dahil edilerek saha gerçekçi sonuçlar elde edilecektir.



Şekil 15. Askıda uçuş için lokal momentum analizinde kullanılan kesit alanı

Bu alandan geçen kütle akış hızı ve bu alana ait itki kuvveti aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$d\dot{m} = \rho(V_c + v_i)dA = 2\pi\rho(V_c + v_i)ydy$$

$$d\dot{T} = 2\rho(V_c + v_i)v_idA = 4\pi\rho(V_c + v_i)v_iydy$$

Boyutsuz hale getirildiğinde;

$$dC_T = \frac{4\pi\rho(V_c + v_i)v_iydy}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} = \frac{4(V_c + v_i)}{\Omega R} \left(\frac{v_i}{\Omega R}\right) \left(\frac{y}{R}\right) d\left(\frac{y}{R}\right) = 4\lambda\lambda_i r dr$$

Askıda uçuş sırasında $\lambda_i = \lambda - \lambda_c$ ve $\lambda_c = 0$ olduğundan dolayı indüklenmiş güç ve itki katsayılarını belirten ilişki:

$$dC_T = 4\lambda^2 r dr$$

$$dC_{P_i} = 4\lambda^3 r dr \quad (2.63)$$

59. eşitlikte verilen kanat elemanları teorisine ait eşitlikte itki katsayısı ile kaldırma kuvvet katsayısı arasındaki ilişki katılık katsayısı ile ilişkilendirilerek verilmişti. Bu bağıntı kullanılarak itki katsayısının pale ait yunuslama açısı ve veter uzunluğu gibi parametreleri ile olan bağıntısı elde edilebilir. 60 ve 57.a denklemleri birbirine eşitliğinde;

$$dC_T = 4\lambda^2 r dr = \frac{1}{2} \sigma C_{l_a} (\theta - a - \phi) r^2 dr$$

$$4\lambda^2 r dr = \frac{1}{2} \sigma C_{l_a} (\theta r^2 - ar^2 - \lambda r) dr$$

$$\lambda^2 = \frac{\sigma C_{l_a}}{8} (\theta - a)r - \frac{\sigma C_{l_a}}{8} \lambda$$

$$\lambda^2 = \frac{\sigma C_{l_a}}{8} \lambda - \frac{\sigma C_{l_a}}{8} (\theta - a)r = 0 \quad (2.64)$$

denklemini elde edilir.

Rotor palinin uç kısmında, etkin hücum açısında azalma oluşmaktadır. Bu azalma, palin diğer kısımlarına göre uç kesitte kaldırma kuvvetinin azalmasına ve direncin artmasına neden olmaktadır. Kanat elemanları momentum teorisini daha gerçekçi kılabilmek için kanat uçlarındaki indüklenmiş hız kayıplarını göz önünde bulundurmak gereklidir. Bunun için Prandtl uç kayıp faktörü kullanılabilir. Temel olarak rotor arkasında kalan hava izinin kavisli sarmal girdap yapılarını iki boyutlu yapılarla değiştirerek kanat ucundaki kayıpları temsil etmeye çalışmaktadır. Buradaki varsayım, pal uçlarındaki eğrilik yarıçapının büyük olduğudur. İndüklenmiş hız düzeltme faktörü F ile temsil edilmektedir. Uç kaybı faktörü belirlendikten sonra, her bıçak parçacığının uç kesimindeki etkili saldırı açısını ve kaldırma katsayısını değiştirmek için kullanılır. Değiştirilmiş kaldırma katsayısı, uç kaybı etkisinden kaynaklanan kaldırmanın azalmasını dikkate alarak Kanat elemanları momentum teorisi hesaplamalarının doğruluğunu artırır. Prandtl yaklaşımı özellikle rotor pal hesaplamalarında gerçeğe daha yakın sonuçlar verdiği için sıklıkla kullanılmaktadır [27].

$$F = \left(\frac{2}{\pi}\right) \cos^{-1} e^{-f}$$

$$f = \left(\frac{N_b}{2}\right) \left(\frac{1-r}{f\phi}\right) \quad (2.65.a,b)$$

N_b : pal sayısı

ϕ : indüklenmiş hız açısı ($\lambda(r)/r$)

Yukarıda elde edilmiş olan 62.a denklemi Prandtl uç kayıp faktörü ile aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$dC_T = 4F\lambda^2 r dr \quad (2.66)$$

Benzer yaklaşım ile indüklenmiş hız katsayısı formülü elde edilmiş olur.

$$\lambda^2 - \frac{\sigma C_{l_a}}{8F} \lambda - \frac{\sigma C_{l_a}}{8F} (\theta - a)r = 0 \quad (2.67)$$

İkinci dereceden bir bilinmeyenli olan bu denklem, kod içerisinde her bir kesit alanı için her döngüde Newton-Raphson iterasyon yöntemi ile çözülmesi sağlanmıştır.

2.7. Askıda Uçuş Performansı

Optimum askıda uçuş performansının sağlanabilmesi için profil sürüklenme kayıplarının minimum olması ve her kanat elemanının en verimli olduğu hücum açısında bulundurulması gereklidir. Kanat elemanlarının optimum kaldırma kuvveti katsayısının, düzgün bir aşağı akım oluşturacak büküm açısının ve konikliğinin belirlenmesi ile optimum askıda uçuş performansına ulaşılabilir. Her bir kesit için bu değerlerin belirlenmesi gerekmektedir.

B-spline ile elde edilen kanat kesitlerine ait geometri, akış çözücüsü olan XFOIL'de analiz edilmektedir. Buradan elde edilen aerodinamik katsayılar kanat elemanları momentum teorisi algoritmasına beslenerek profile ait performans parametreleri elde edilmektedir. Bu noktada optimizasyon için genetik algoritmadan faydalanılmıştır.

1950 yılında Gessow farklı plan formlarına ve kanat profillerine sahip rotorların karakteristikleri için iç akış dağılımı açısından açık bir analitik ifade elde etmek her zaman mümkün olmadığını belirtmiştir. Bu gibi durumlarda, standart performans hesaplamaları için sayısal entegrasyon yöntemleri kullanılmaktadır. Her bir kanat elemanı için kuvvet, tork kaldırma ve sürüklenme kuvveti gibi parametreler belirlendikten sonra tüm kanat boyunca integrali alınarak kanat ait performans parametreleri belirlenmiş olur. Gessow ayrıca optimum askıda uçuş performans değerlendirmelerinde koniklik, burkulma, veter ve kanat uzunluğu parametrelerinin etkisini belirtmek amacı ile bu parametrelerle doğrudan ilişkili olan C_T katsayısını kullanmaktadır. Genetik algoritmada değişken olarak, B-spline algoritmasına beslenen noktalar, kanat kök ve uç uzunluğu, burkulma açısı, pal boyu ve sayısı değişken olarak atanmış olup maliyet fonksiyonu ise, kanadın ürettiği itki kuvveti olarak belirlenmiştir.

3. SAYISAL ANALİZ VE ALGORİTMA DOĞRULAMALARI

3.1. Sayısal Analiz

Geliştirilen kod üç ana bölümden oluşmaktadır. Genetik algoritma, sabit katsayılar ve optimize edilecek parametrelerin yer aldığı ana kodda bulunmaktadır. Burada rotor dönüş hızı, pal sayısı, kanat elemanlarına sağlamak üzere kanat bölme sayısı gibi sabit sayılar belirlenmektedir. Algoritma ana koddan başlatılmaktadır. Genetik algoritma için Python scipy kütüphanesinde bulunan optimizasyon fonksiyonu kullanılmıştır. Bu fonksiyon çok değişkenli bir fonksiyonun genel minimumunu bulmaktadır.

Kanat proili oluşması için ana koddan sağlanan noktalar ikinci bölüm olan B-spline algoritmasına girdi olarak verilmektedir. Metodoloji kısmında elde edilen polinom oluşturma matrisleri kullanılarak beslenen noktalardan kanat profili elde edilmektedir. XFOIL'e kapalı bir profil sağlayabilmek için oluşturan profildeki başlangıç ve bitiş noktaları arasındaki uzunluk çıktı olarak verilmeden önce kontrol edilmektedir. Simetrik bir kanat profili oluşumu için üst profildeki noktalara alt profildeki noktalara taşınmaktadır. Kanat profilleri Python üzerinden XFOIL uygulamasına gönderilerek önceden bir .dat dosyasında belirlenmiş olan hucüm açısı, hız ve viskoz olmayan hava koşulu için aerodinamik katsayılar elde edilmektedir. Bu aerodinamik katsayılar bir sonuç dosyasına kaydedilmektedir.

Sonuç dosyasından alınan aerodinamik katsayılar üçüncü ana bölüm olan Kanat Elemanları Momentum Teorisi algoritmasına veri olarak girmektedir. XFOIL'in hesaplayamadığı ara hucüm noktalarına karşılık gelen aerodinamik katsayılar için önceki kovaryanslar tarafından yönetilen Gauss regresyon sürecine dayalı bir enterpolasyon yöntemi olan Kriging kullanılmıştır. Bu sayede kanat elemanları momentum teorisinden elde edilen iç akış değerleri sürekli olarak elde edilmiştir. Metodoloji kısmında da belirtildiği üzere iç akış hesaplaması için yine Python kütüphanesinden alınan Newton-Raphson iterasyon yöntemi kullanılmıştır. Kanat elemanları momentum teorisine ait algoritmada her bir kesit için tork, itki iç akış gibi değerler hesaplanarak kod sonunda bu değerler kanat boyu için elde edilmektedir. Buradaki tork değeri maliyet fonksiyonu olarak belirlenerek ana kodda yer alan genetik algoritma fonksiyonuna girdi olarak verilmekte ve belirlenen yakınsama kriterine göre genetik algoritma optimum sonucu sağlamaktadır.

3.2. Algoritma Doğrulamaları

Üretilen kodu doğrulamak amacı ile farklı çalışma sonuçları ele alınmıştır. İlk olarak 1972 yılında Donald W. Boatwright tarafından Mississippi Eyalet Üniversitesi Aerodinamik ve Akustik Bilimler Laboratuvarı'nda (AASE) gerçekleştirilen çalışma kullanılmıştır [8]. Ölçümler, 60 feet yükseklikteki bir rotor test kulesine monte edilmiş tam ölçekli bir OH-13E helikopter rotoru üzerinde gerçekleştirilmektedir. Zaman içinde ortalaması alınan hız dağılımları, rotor diskinin altında farklı mesafelerde iz yarıçapları boyunca ölçülmektedir. Test, kanat hatvesi ve rotor hızının üç kombinasyonu için yapılmıştır. Çalışmada kullanılan rotor özellikleri Tablo 1'de gösterilmiştir.

Tablo 1. OH13E-Rotor parametreleri

Disk Alanı	90.02 m ²
Kanat alanı	1.64 m ²
Çap	10.69 m
Kanat kök uzunluğu	0.35 m
Kanat uç uzunluğu	0.26 m
Kanat Profili	NACA 0015
Burkulma Açısı	-4.25 derece (ortalama)

Kanat profiline ait aerodinamik verileri doğru alabilmek için B-spline kodu devre dışı bırakılarak akış çözücüsüne doğrudan NACA0015 kanat profili beslenmiştir. Performans testlerini gerçekleştirmek için, referans çalışmada rotor için seçilen üç özel çalışma koşulu Tablo 2'de listelenmiştir.

C_T -ref sütununda referans çalışmadan elde edilen, C_T sütununda ise oluşturan algoritmadan elde edilen itki katsayısı sonuçları yer almaktadır. θ , uygulanan kolektif açısını, ωR ise pal rotasyon hızını belirtmektedir.

Tablo 2. 3 farklı koşul için itki katsayısı sonuçları

Koşul	ωR [ft/sec]	θ_{75} [deg]	C_T -ref	C_T
1	625	6.25	0.0020	0.0018
2	450	10.75	0.0040	0.0038
3	450	6.25	0.0020	0.0019

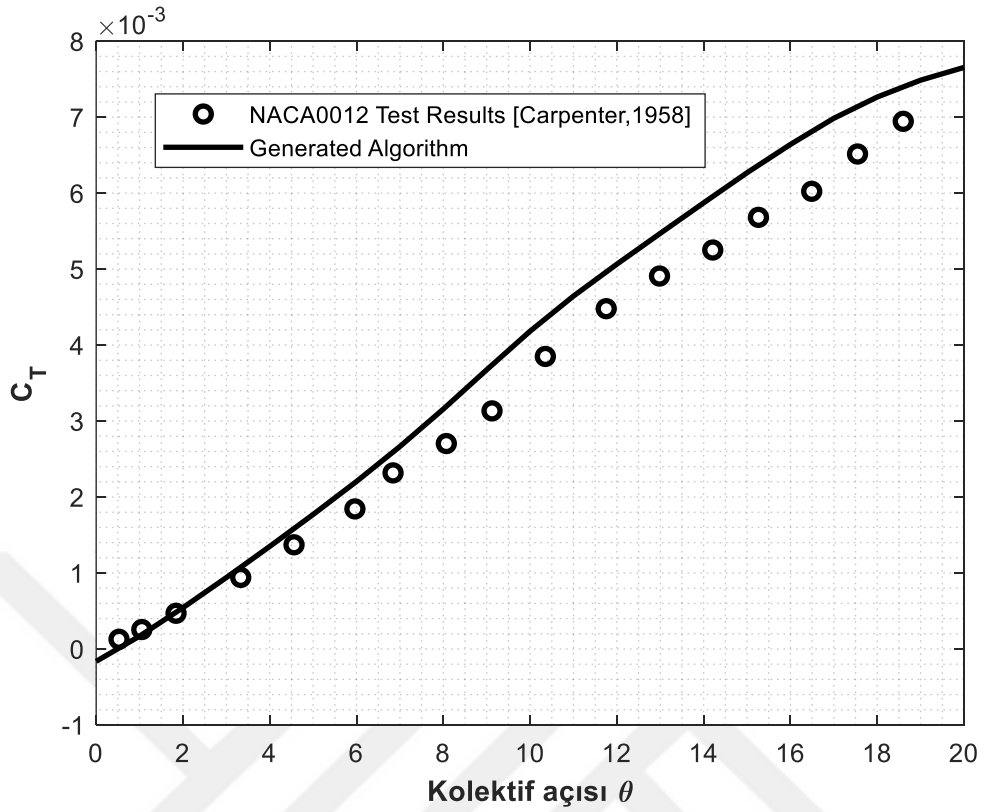
İçeri akış (inflow) ve itki katsayısı değerleri için koşul 1 ve 3 benzer sonuçlara sahiptir. Grafiklerden de anlaşılacağı üzere 2. koşul daha yüksek içeri akış oranlarına ve sonuç olarak daha yüksek itme katsayısına sahiptir. Prandtl kayıp faktörü sebebi ile C_T kanat ucunda azalmaktadır [13].

Boatwright tarafından yürütülen çalışma ile mevcut algoritma noktasal sabit parametreler kullanılarak noktasal olarak doğrulanmıştır. Bu sebeple, farklı noktaları kapsayarak açısal bir tarama içeren ve birçok akademik araştırmada kullanılmış olan Paul J. Carpenter'ın 1958 yılında gerçekleştirdiği ve deneysel sonuçların yer aldığı çalışma kullanılmıştır [10].

Langley Havacılık Laboratuvarında yürütülmüş olan bu deneysel çalışmada helikopterlerin havada asılı kalma performansı hesaplamalarında kullanılması amacıyla NACA 0012 kanat kesiti için rotor kanadı kaldırma kuvveti ve profil sürüklenme özelliklerinin; hücum açısı ve Mach'ın bir fonksiyonu şeklinde yazılabilmesi amaçlanmıştır. Yerden 12.8 yükseklikte bulunan test düzeneğinde gerçekleştirilen çalışmada kullanılan pale ait özellikler Tablo 3'te verilmiştir. Rotoru ait özellikler geliştirilen algoritmaya beslenerek test verileri ile kıyaslanmıştır.

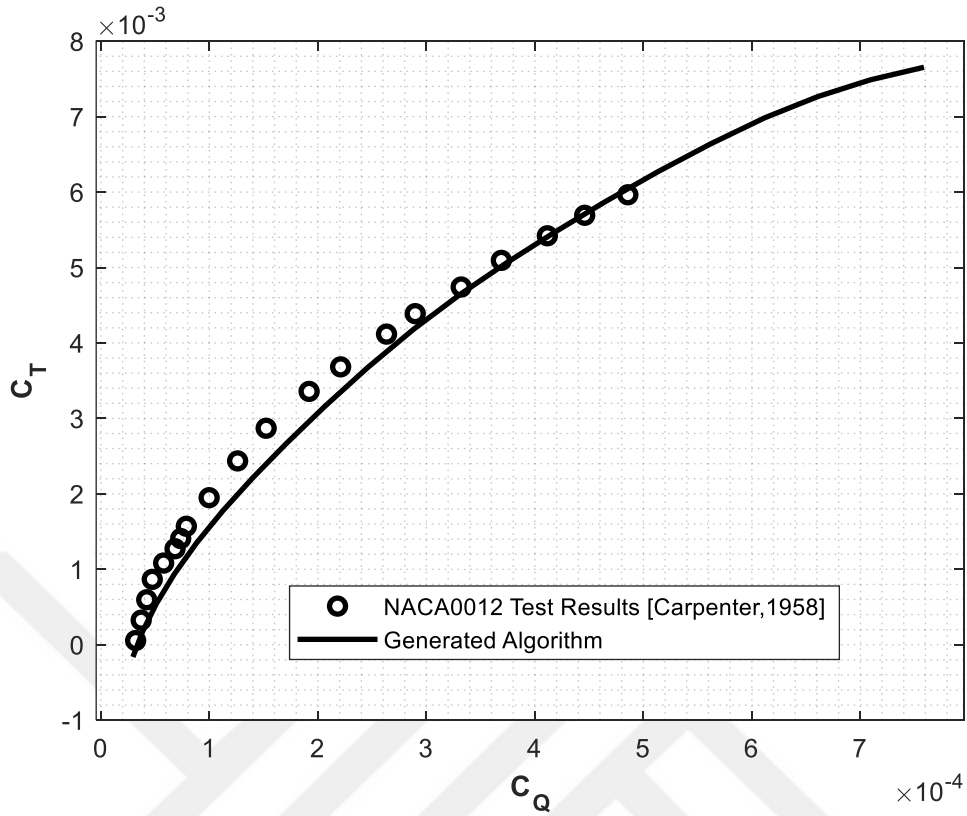
Tablo 3. Pal Özellikleri [9]

Rotasyon hızı [RPM]	185
Pal sayısı	2
Yarıçap [m] (Hub merkezi- kanat ucu)	8.16
Kök veter uzunluğu [m]	0.41656
Uç veter uzunluğu [m]	0.41656
Katılık Oranı	0.035



Şekil 16. C_T katsayısının kolektif açısına bağlı değişim kıyaslaması

C_T değerinin kolektif açısına bağlı değişim kıyaslaması Şekil 16'de verilmiş olup kolektif açısına bağlı değişim trendinin benzer olduğu görülmektedir. Hucüm açısı arttıkça, referans değerine kıyasla farklılık oluşmaktadır. C_T değerininin yaklaşık %8'i olan ve 10^{-4} mertebesindeki bu farklılık kolektif açısı arttıkça kanat kesitinin stall bölgesine yaklaşması ve akış çözücüsü XFOIL'in bu bölgede çözüm üretememesinden kaynaklanmaktadır. Düşük kolektif açılarda akış çözücüsünden elde edilen aerodinamik katsayılar kullanılırken yüksek kolektif açıları için çözüm üretilmeyen bölgelerde interpolasyon kullanılmıştır. Şekil 17'de itki katsayısının tork katsayısına bağlı değişiminin referans değerine göre değişimi verilmektedir. Algoritma çıktılarının referans olarak kullanılan değerlere yakın sonuçlar verdiği grafikten anlaşılabilir.



Şekil 17. İtke ve tork katsayısı değişimi

3.3. Optimizasyon

Helikopter pal tasarımını optimize etmek için Bıçak Eleman Moment Teorisi (BEMT) ile genetik algoritmaların birleştirilmesi süreci, öncelikle optimize edilebilecek parametreleri belirleyerek başlamaktadır. Bu parametreler kanat şekli, uzunluk, kanat kesit tasarımı gibi değişkenleri içermektedir. Ardından, başlangıçta rastgele veya belirli kriterlere göre bir çözümler kümesi oluşturulmaktadır. Her tasarımın performansını değerlendirmek için Kanat Elemanları momentum teorisi uygulanır, bu da her tasarımın ne kadar iyi performans gösterdiğini belirlenmektedir. Performansa dayalı olarak, en uygun tasarımlar seçilir ve genetik operasyonlar olan çaprazlama ve mutasyon kullanılarak yeni tasarımlar oluşturulmaktadır. Bu süreç birkaç kuşak boyunca tekrar edilir, her kuşak değerlendirmesine dayanarak daha iyi tasarımlar üretmeye yönelik çalışmaktadır. Sonuç olarak, genetik algoritma belirtilen kriterlere göre en iyi performansı sağlayan kanat tasarımlarına doğru yakınsayarak, helikopter performansını artırmak için geniş bir tasarım uzayını keşfetme ve optimal tasarımları bulma imkânı sunmaktadır. Bu entegrasyon, deterministik yöntemlerle ulaşılması zor veya zaman alıcı olan çözümleri keşfetmeyi mümkün kılmaktadır.

4. SAYISAL SONUÇLAR VE İRDELEMELER

4.1. Genel Değerlendirme

B-spline yöntemi ile elde edilen eğrilerin kanat profili benzeri bir geometri oluşturabilmesi için genetik algoritma içerisine beslenen noktaların dikkatli seçilmesi gerekmektedir. Parametrik olarak sıfır ve bir arasında verilen bu değerler kanat altı ve üstü için tekrar yazılıp öncelikli olarak simetrik bir kanat kesiti elde edilmektedir. Koordinat düzlemi üzerinde y ekseninde hareket etmesi planlanan noktaların sınır koşullarının kanat profil görünümünü bozmayacak şekilde verilmesinin daha uygun olduğu görülmüştür. Bu sayede aerodinamik katsayıları elde etmek için XFOIL'e beslenen geometrinin akış çözücü tarafından çözülebilir bir geometri olması sağlanmış olacaktır.

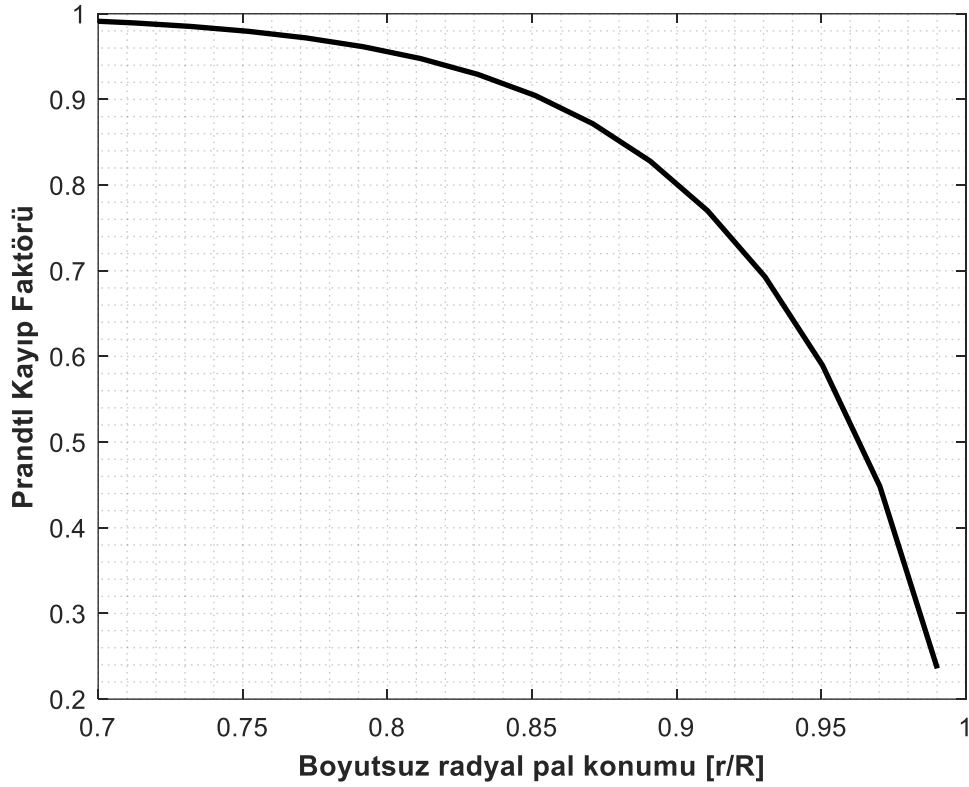
Akış hızı ve çözülmesi gereken hucüm açısı aralığı XFOIL'e bir .dat dosyası ile iletilmektedir. Yüksek hızlarda ve hucüm açılarında bu akış çözücüsünün gürbüz olmadığı görülmüştür. Bu sebeple, yüksek hızlar için daha yüksek işletim kapasitesi gerektiren ancak daha gürbüz akış çözücülerin kullanılması gerektiği değerlendirilmiştir. Verilen hucüm açısı aralığında akış çözücünün çözüm bulamadığı açılar için programın devam eden açılardan çalışmayı sürdürmesi sağlanmıştır. Çözüme ulaşılamayan hucüm açıları için var olan hucüm açılarından daha önceki çalışmalarla doğrulanmış bir algoritma olan Gauss regresyona dayalı Kriging interpolasyon yönetimi kullanılmıştır.

Genetik algoritma içerisine kanada ait kök ve uç veter uzunluğu, pal yarıçapı ve burkulma açısı değişken olarak belirlenmiştir. Bu parametrelere ek olarak B-spline içerisinde, farklı kanat profilleri oluşturmak amacıyla beslenen noktaların y koordinatları da belirli bir sınır içerisinde değişken olarak atanmıştır. Değişken olarak atanan özelliklerin (devir sayısı, irtifa ve gelen hava hızı gibi) sayısı artırılıp çözüm uzayı genişletilerek sonuç elde edilmeye çalışılmıştır. Çözüm uzayının genişletildiği durumlarda beklenildiği üzere çözüm süresinin uzadığı görülmüştür. B-spline içerisine beslenen nokta sayısı artırıldığında ise toplam çözüm süresinde algoritmanın en fazla akış çözümü içerisinde kaldığı gözlemlenmiştir. Çözüm süresinin uzamasının yanında nokta sayısı artırıldığında XFOIL çözücüsünün yüksek hucüm açılarında çözüm üretemediği görülmüştür.

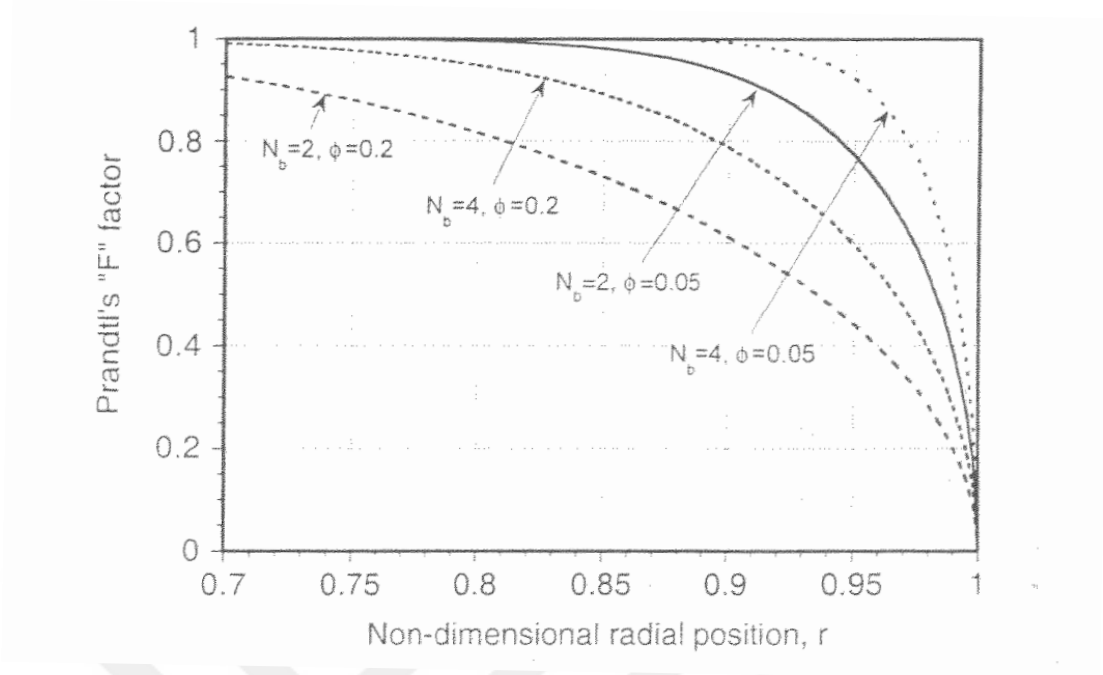
Geliştirilen kod EK-1'de verilmiştir.

4.2. Sayısal Sonuçlar

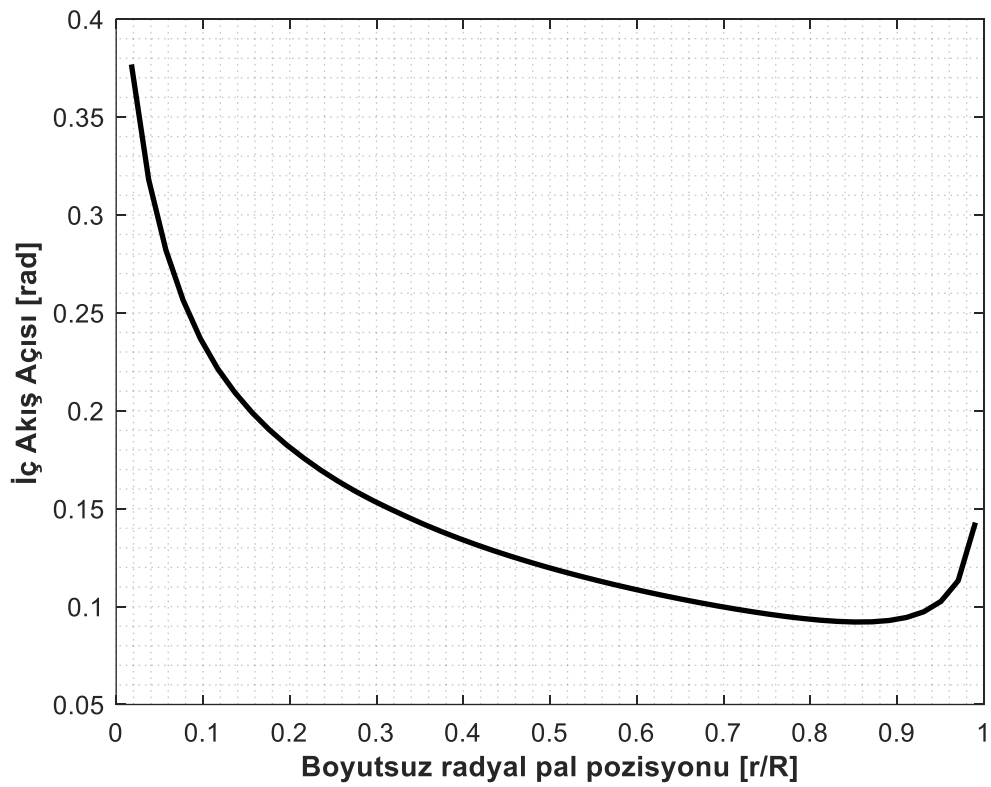
Pal boyunca kullanılan Prandtl's kayıp faktörü ve iç akış (inflow) değerlerinin Şekil 18 ve Şekil 20 'de değişimleri verilmiştir. Kayıp faktörünün pal ucuna doğru uç kayıpları sebebi ile azaldığı görülmektedir. Kayıp faktörü 1 ve 0 arasında bir değer olarak indüklenmiş iç akış oranı denklemine direkt çarpan olarak girmektedir. Bu sebeple kayıp faktörünün azalması indüklenmiş iç akış oranı değerinin ve buna bağlı itki ve tork değerlerinin azalması anlamına gelmektedir. İç akış açısı pal boyunca azalarak kök kısmında en düşük değerine ulaşmaktadır. Kayıp faktörünün davranışı referans olarak kullanılan kaynaklarla Şekil 19'de verildiği üzere benzerlik göstermektedir [27].



Şekil 18. Prandtl kayıp faktörünün pal boyu değişimi

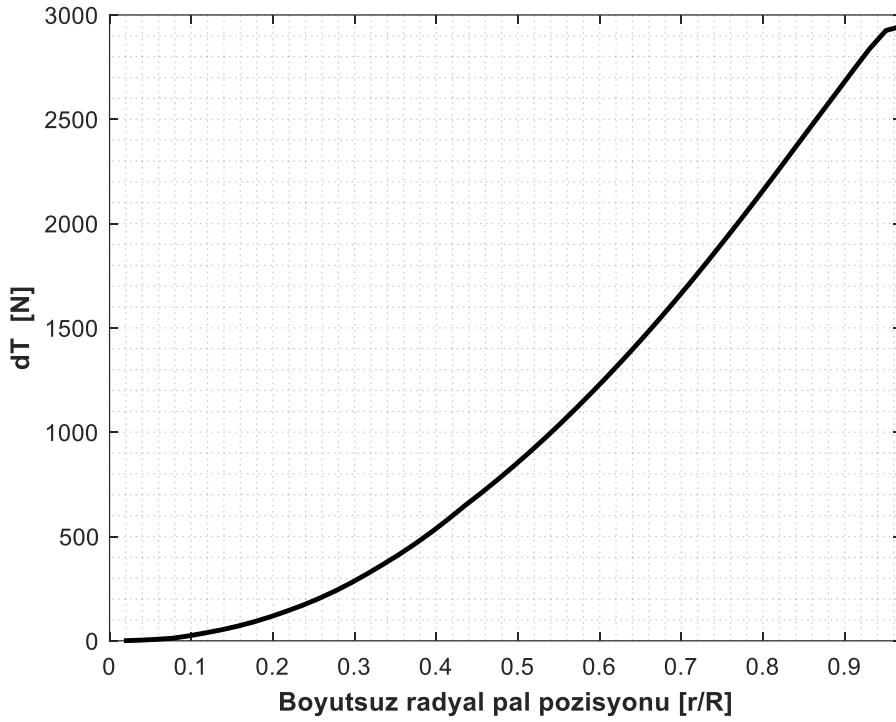


Şekil 19. Prandtl kayıp faktörünün pal boyu değişimi [27]

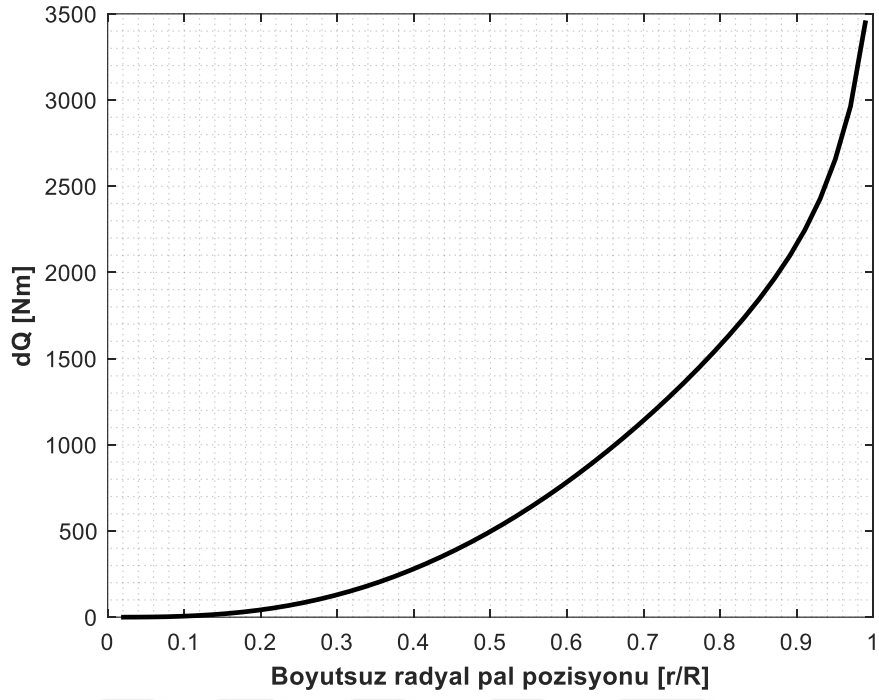


Şekil 20. İç Akış Açısının Pal Boyu Değişimi

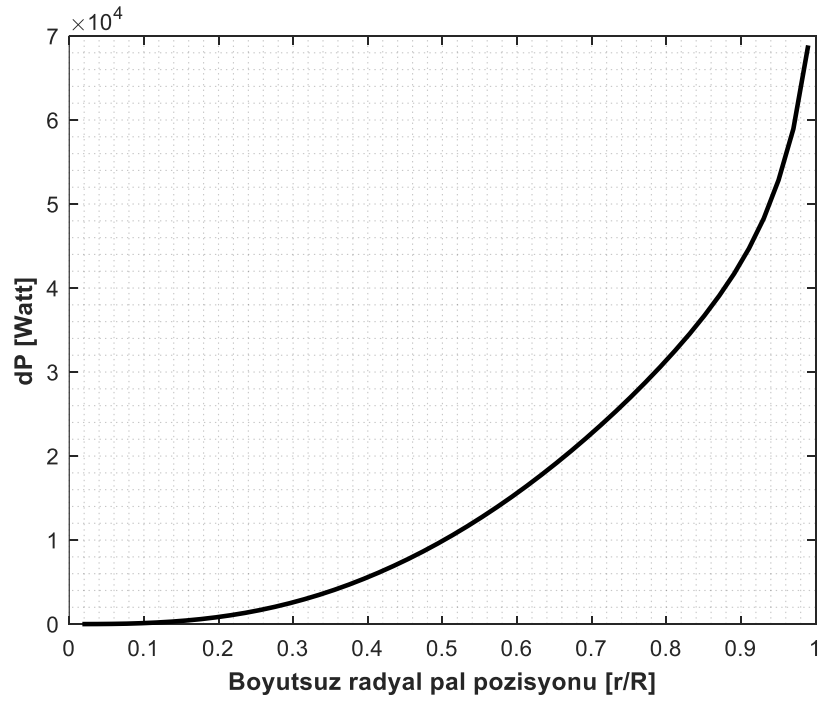
Pal boyunca boyu itki kuvveti, tork değeri ve oluşturulan güç dağılımı aşağıda yer alan Şekil 21, Şekil 22, Şekil 23'te sırası ile verilmiştir. Pal kökünden ucuna eksponensiyel bir artış olduğu görülmekle birlikte Şekil 21'den anlaşılacağı üzere pal ucunda uç kayıplarından dolayı düşüş yaşanmaktadır. Şekil 24'te yine pal boyu davranışı incelemek üzere itki gradyanı verilmiştir. Seçilmiş olan profilde 8 derece burkulma açısı bulunmaktadır. Pal boyu itki İdeal burkulma açısı olması durumunda dağılım lineerken burkulma açısı arttırıldıkça parabolik artış görülmektedir. Ancak burkulma açısı 20 derecenin üzerinde olduğu durumda pal ucundaki yük azalmakta ve iç akış laminar dışı davrandığından pal ucunda dramatik düşüşler yaşanmaktadır. Bu sebeple optimum bir burkulma açısı ile tasarım yapılması önem arz etmektedir. Farklı burkulma açlarına bağlı olarak itki gradyan değişimi Şekil 25'da verilmiştir.



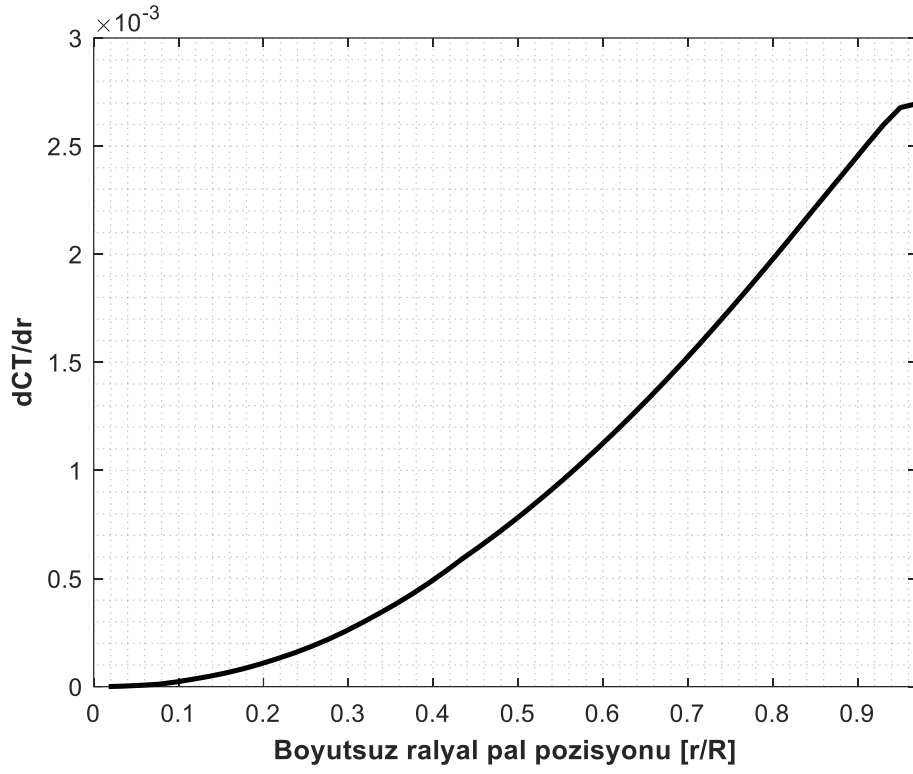
Şekil 21. Pal boyu itki dağılımı



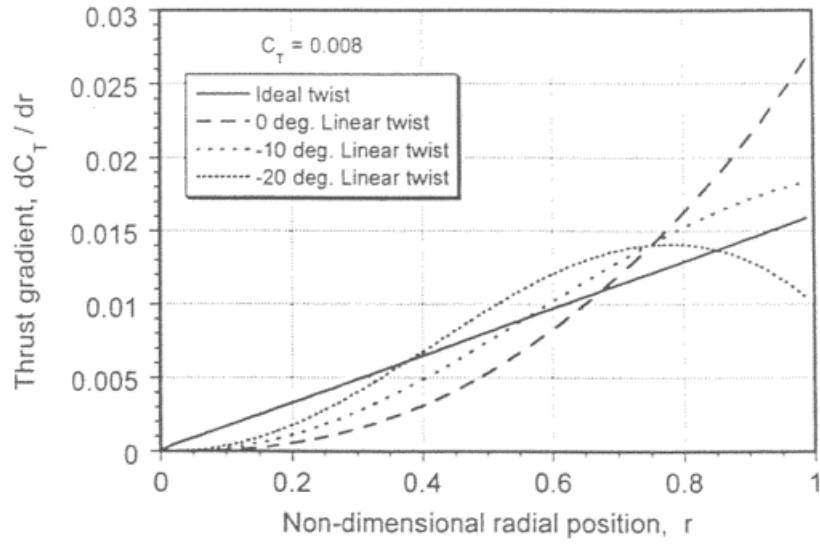
Şekil 22. Pal boyu tork dağılımı



Şekil 23. Pal boyu güç dağılımı



Şekil 24. Pal boyu itki gradyanı



Şekil 25. Pal boyu itki gradyanı [27]

Kanat elemanları momentum teorisine ait algoritma doğrulama sonrası genetik algoritma ile tanımlanan parametreler üzerinden global minimum noktasının bulunabilmesi için genetik algoritma kullanılmıştır. Genetik algoritmaya pal boyu, pal kök ve pal uç veter uzunluğu burkulma açısı ve B-spline algoritmasına girerek pal kesit geometrisini oluşturacak olan koordinatlar beslenmiştir.

Pal geometrisi sabit tutularak ilk aşamada dört boyutlu uzayda genetik algoritma sonuçları test edilmiştir. Tablo 4'te yer alan rotor özellikleri sınırlı bir uzay içerisinde (%20 genişletilerek) sıfır kolektif açısı için incelenmiş ve elde edilen itki kuvveti, tork, güç ve bunlara bağlı katsayılar V0 baz sonuçlar, V1 genetik algoritma çıktıları olmak üzere karşılaştırmalı olarak Tablo 4'te verilmiştir.

Verilen sınırlar ve ilk koşullara bağlı olarak her döngüde farklı performans parametreleri elde edilebilmektedir. Örnek olarak oluşturulan durumda burkulma açısı 8 dereceden 9.92 dereceye, rotor yarıçap, kök veter ve uç veter uzunlukları sırası ile 8.16'dan 8.42, 0.42'den 0.438 ve 0.42'den 0.38 metreye getirilerek performans parametreleri algoritma tarafından iyileştirilmiştir. C_T katsayısı toplam itki kuvveti, tork ve güç artış oranları yüzdesel olarak aşağıda listelenmiştir. Söz konusu parametrelerin artış oranları incelendiğinde C_T katsayısının %20, toplam itki kuvvetinin %48, toplam tork ve gücün ise %44 oranında arttığı görülmektedir.

$$\begin{aligned}
 C_T \text{ artış oranı} &\gg 0.0001 * \frac{100}{0.0005} = 20 \\
 \text{İtki kuvveti artış oranı} &\gg (9987.7 - 6734.44) * \frac{100}{6734.44} = 48.3 \\
 \text{Tork artış oranı} &\gg (1883.08 - 1300.46) * \frac{100}{1300.46} = 44.8 \\
 \text{Güç artış oranı} &\gg (35495.12 - 24513.22) * \frac{100}{24513.22} = 44.7
 \end{aligned} \tag{4.1}$$

Tablo 4. Rotor Baz ve Algoritma Çıktı Sonuçları

Pal Özellikleri	V0	V1
Burkulma açısı [deg]	8	9.92
Yarıçap [m] (Hub merkezi- kanat ucu)	8.16	8.42
Kök veter uzunluğu [m]	0.42	0.438
Uç veter uzunluğu [m]	0.42	0.38
Algoritma Sonuçları		
Toplam İtke Kuvveti [N]	6734.44	9987.7
Toplam Tork [Nm]	1300.46	1883.08
Toplam Güç [Pa]	24513.22	35495.12
C_T [-]	0.0005	0.0006
C_Q [-]	0.0000131	0.0000137
C_P [-]	0.0000262	0.0000263

5. BULGULAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada helikopter pal tasarım ve optimizasyonu ile ilgili bir araştırmayı ele almaktadır. Önerilen metodoloji, helikopter pal tasarımında etkili bir yaklaşım sunmakla birlikte bu yaklaşım Python tabanlı B-spline modellemesi, Kanat Elemanları Momentum Teorisi entegrasyonu ve Genetik Algoritma kullanımını içermektedir. Çalışmada, helikopter pallerinin optimize edilmiş tasarımlarının elde edilmesi hedeflenmiştir. Metot, B-spline modellemesi ile helikopter pal kesit eğrilerini oluşturarak başlamaktadır. Bu eğriler, genetik algoritma kullanılarak farklı geometrilerdeki helikopter pal kesitlerinin tasarımını sağlamaktadır. Helikopter pal tasarımları, aerodinamik parametrelerin analizi için XFOIL akış çözücüsü ile değerlendirilmekte ve pal elemanları momentum teorisi ile belirlenen bir maliyet fonksiyonunu genetik algoritma kullanarak minimize edilmektedir. Sonuç olarak, helikopter pal tasarımında B-spline Kanat Elemanı-Momentum Teorisi ve Genetik Algoritma yöntemlerinin başarıyla uygulandığı ve Python tabanlı bir yazılım aracının tasarım ve optimizasyon için kullanılmaktadır. Ayrıca, bu yöntemlerle elde edilen tasarımlar deneysel çalışmalarla doğrulanmıştır.

5.1. Bulgular

Yapılan bu çalışmada aşağıdaki bulgulara ulaşılmıştır;

Rotora ait özellikler geliştirilen algoritmaya beslenerek test verileri ile kıyaslanmış ve sonuçların değişen kollektif açılarında yapılan deneysel çalışma sonuçları ile benzer olduğu görülmüştür.

Geliştirilen algoritmanın genetik algoritmayı içerecek şekilde bütün hali ile ne kadar verimlilik sağlandığının belirlenmesi amacı ile öncelikle belirtilen kanat kesitine ait özellikler genetik algoritma devre dışı bırakılarak kod çalıştırılmış ve C_T , C_Q , C_P , toplam güç, tork ve itki kuvveti değerleri elde edilmiştir.

Çalışmaya genetik algoritma dahil edilerek iyileştirilmiş kanat profil sonucu elde edilmeye çalışılmıştır. Verilen sınırlar ve ilk koşullara bağlı olarak her döngüde farklı performans parametreleri elde edilebilmektedir. Pal geometrisi sabit tutularak ilk aşamada dört boyutlu uzayda (burkulma açısı, rotor yarıçap, kök veter ve uç veter uzunlukları) sınırlar %20 genişletilerek sonuçlar çıkarılmıştır.

Algoritma tarafından burkulma açısı %21, rotor yarıçap %3 ve kök veter uzunluğu %4 arttırılmış uç veter uzunluğu %9 azaltılmıştır. Yeni konfigürasyonda itki kuvveti katsayısı olan C_T değerinin %20 toplam itki kuvvetinin %44, toplam tork ve gücün %48 oranında arttığı görülmüştür.

Çalışma boyunca ve sonunda elde edilen bulgular değerlendirilerek algoritmanın zenginleştirilmesi ve doğruluğunun arttırılması için gerekli planlamalar doğrultusunda çalışmalar yapılmış ve ilgili öneriler sunulmuştur.

5.2. Öneriler

Deneysel sonuçlara daha yakın sonuçlar sağlanabilmesi için yüksek kapasiteli bilgisayarlar ile daha gürbüz bir çözücü kullanılması değerlendirilebilir. Verilen sınır koşullarına bağlı olarak XFOIL çözücüsü farklı hücum açılarında yetersiz kalabilmektedir. Değişen hücum açılarında akış çözücüsünden sonuç alınamadığı durumlarda elde edilen değerlerden olasılıksal bir çözüm sunan kriging yöntemi ile çözülemeyen hücum açıları elde edilmiştir. Kanat profilinden elde edilen $Cl-\alpha$ grafiğinin sahip olduğu eğriye göre farklı interpolasyon yöntemlerinin de oluşturulan algoritmaya dahil edilebileceği değerlendirilmiştir.

Yapılan çalışma daha önce yapılmış olan deneysel çalışmalar ile doğrulanmış olsa da genetik algoritmanın sunduğu yeni geometriye sahip kanat profillerinin performansını ölçmek amacı ile bu çalışmanın deneysel çalışmalarla desteklenebileceği öngörülmüştür. Tablo 4'te yer alan rotora ait baz ve algoritma çıktı sonuçlarında yer alan geometrik parametrelere uygun kanat kesitleri aynı üretim tekniği ve malzeme ile üretilerek aynı dış hava koşulları ve geliştirilecek ya da mevcutta olan test düzeneği ile test edilebileceği değerlendirilmiştir. Bu sayede bütün bir döngüye ait algoritma sonuçları deneysel verilerle desteklenerek ilerleyen çalışmalar için bir altyapı oluşturacaktır.

Kanat profili dışarıdan beslenen noktaların B-spline ile kanat kesit eğrisine dönüştürülmesi sonucunda oluşmaktadır. Genetik algoritmada değiştirilen noktalar kullanıcı tarafından belirlenmiş koordinat düzlemi üzerinden gerçekleşmektedir. Farklı bir yaklaşım olarak kanat profili çeşitlendirmesi için maksimum kamburluk, maksimum kalınlık ve kamburluk eğrisi gibi kanat profiline ait geometrik parametrelerin genetik algoritmaya beslenebileceği kıymetlendirilmiştir. Bu sayede kanat boyunca aynı kanat profil ailesine ait kanat kesitleri oluşturulabileceği öngörülmektedir.

Genetik algoritmaya beslenen sınır koşullarının daha geniş bir uzayda verilmesi durumunda bu çalışmada kullanılan akış çözücüsü yakınsama sorunları oluşturabilmektedir. Bu durumda daha kapsamlı sunucular gerektiren farklı akış çözücü programları kullanılabilir. Sadece ana rotor için yapılmış olan bu çalışmaya kuyruk rotoru ve kuyruk ana rotor etkileşimi de dahil edilerek ileride yürütülecek olan çalışmalarda daha kapsamlı bir helikopter tasarımı yapılması sağlanabilir. Bu sayede ilk tasarım aşasında ana rotor ve kuyruk rotoru ile birlikte bir helikopter platformunun genel geometri iskeletinin oluşturulması sağlanabilir. Bunun yanı sıra, askıda uçuş için entegre edilmiş olan performans parametrelerine ileri uçuş ve tırmanış gibi uçuş fazları da dahil edilerek genel bir görev profili için hava aracının performans parametreleri elde edilebilir.

Geliştirilen kod kanat elemanları momentum teorisinden faydalandığından dolayı bu teori ile çözülebilecek türbin bıçakları, quadrotor, rüzgâr türbini gibi alanlara da kolaylıkla entegre edilerek kullanılabilir.

Bu tez, helikopter pal tasarımı sürecini daha etkili ve verimli hale getirme potansiyeline sahip önemli bir çalışma olarak öne çıkmakta olup ve helikopter endüstrisinde ilerleme sağlamak için faydalı bir rehber olarak kabul edilebilir.

KAYNAKLAR

- [1] M. F. Afthon and M. A. Moelyadi, "A Study in Aerodynamic Optimization of UAV Helicopter Rotor-Blades Planform in Vertical Motion," AVIA, vol. 2, no. 1, 2021.
- [2] A. Bagai and J. G. Leishman, "Technical Notes: Improved Wide-Field Shadowgraph Set-up for Rotor Wake Visualization," Journal of the American Helicopter Society, vol. 37, no. 3, pp. 86-92, 1992.
- [3] D. M. Bates and C. W. J. Granger, "A unified model for time series inference," Journal of the American Statistical Association, vol. 89, no. 428, pp. 557-566, 1994.
- [4] G. Bedon, M. R. Castelli, and E. Benini, "Optimization of a Darrieus vertical-axis wind turbine using blade element–momentum theory and evolutionary algorithm," Renewable Energy, vol. 59, pp. 184-192, 2013.
- [5] E. Benini, "Optimal Design of Horizontal-Axis Wind Turbines Using Blade-Element Theory and Evolutionary Computation," J. Sol. Energy Eng., vol. 124, no. 4, pp. 357-363, Nov 2002.
- [6] E. Benini, "Significance of blade element theory in performance prediction of marine propellers," Marine Technology, vol. 31, no. 8-9, pp. 957-974, June 2004.
- [7] Auld, J. and Srinivas, K., "Blade Element Theory for Propellers," 1995-2022.
- [8] D. Boatwright, "Measurements of velocity components in the wake of a full-scale helicopter rotor in hover," Mississippi State University, 1972.
- [9] N.E. Breslow and D. G. Clayton, "Smoothing generalized linear models: Using B-splines," Journal of the Royal Statistical Society. Series B (Methodological), vol. 54, no. 3, pp. 347-360, 1992. doi:10.1111/j.2517-6161.1992.tb01324.x
- [10] P. J. Carpenter, "Lift and profile-drag characteristics of an NACA 0012 airfoil section as derived from measured helicopter-rotor hovering performance," Langley Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, 1958.
- [11] J. Chen, Q. Wang, et al., "Structural optimization study of composite wind turbine blade," Composite Structures, vol. 46, pp. 247-255, April 2013.
- [12] C. Crawford, "Re-examining the precepts of the blade element momentum theory for coning rotors," Wind Energy: An International Journal for Progress and Applications in Wind Power Conversion Technology, vol. 9, no. 5, pp. 457-478, 2006.

- [13] S. Darwish, M. Abdelrahman, A. M. Elmekawy, and K. Elsayed, "Aerodynamic Shape Optimization of Helicopter Rotor Blades in Hover using Genetic Algorithm and Adjoint Method," in 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- [14] T. Demir, T. Yavuz, O. N. Deniz, and H. Tiftikçi, "Helicopter Blade Design And Optimization with B-Spline, Genetic Algorithm and Blade Elements Momentum Theory," in Proceedings of the 24th Congress on Thermal Science and Technology with International Participation (Ulibtk'23), September 6-8, 2023.
- [15] W. Deng and J. Wang, "A novel blade element momentum theory for wind turbine performance prediction with variable pitch," *Renewable Energy*, vol. 76, pp. 224-231, 2015.
- [16] A. Gálvez and A. Iglesias, "Efficient particle swarm optimization approach for data fitting with free knot B-splines," *Computer-Aided Design*, vol. 43, no. 12, pp. 1683-1692, 2011.
- [17] A. W. Gessow, "The aerodynamic characteristics of helicopter rotor blades," NACA Technical Report 966, 1946. doi:10.2514/6.966
- [18] A. W. Gessow, "The aerodynamic characteristics of helicopter rotor blades with twisted blades," NACA Technical Report 1135, 1950. doi:10.2514/6.1135
- [19] D. E. Goldberg and C. H. Kuo, "Genetic algorithms in pipeline optimization," *Journal of Computing in Civil Engineering*, vol. 1, no. 2, pp. 128-141, 1987.
- [20] G. Guglieri, "Using of particle swarm for performance optimization of helicopter rotor blades," 2012.
- [21] D. Hinrichsen, "A survey of B-spline theories," *Computer-Aided Design*, vol. 24, no. 1, pp. 3-17, 1992. doi:10.1016/0010-4485(92)90018-X
- [22] J. H. Holland, *Adaptation in Natural and Artificial Systems*, University of Michigan Press, 1975.
- [23] A. Horner and D. E. Goldberg, "Genetic algorithms and computer-assisted music composition," Ann Arbor, MI: Michigan Publishing, University of Michigan Library, 1991, pp. 437-441.
- [24] W. Johnson, *Helicopter theory* (Dover books on aeronautical engineering). Mineola, NY: Dover Publications, 1994.
- [25] H. S. Kim, "A study of B-splines for curve and surface fitting," *Computational Science*, vol. 10, no. 1, pp. 1-10, 2014. doi:10.1007/s40072-014-0012-x

- [26] İ. Koç, "B-Spline Eğri Uydurmada Optimum Serbest Düğüm Noktalarının Seçilmesi için Guduk Kuşu Arama Algoritması," vol. 2, no. 2, pp. 120-127, 2018.
- [27] J. Ledoux, S. Riffo, & J. Salomon, "Analysis of the blade element momentum theory," SIAM Journal on Applied Mathematics, vol. 81, no. 6, pp. 2596-2621, 2021.
- [28] J. G. Leishman, Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2000.
- [29] J. G. Leishman & A. Bagai, "Free-wake analysis of twin-rotor systems," 1994.
- [30] Y. Li, Y. Zhang, & J. Wang, "A new blade element momentum theory for wind turbine performance prediction," Renewable Energy, vol. 62, pp. 392-399, 2014.
- [31] J. Liu, J. Zhang, & J. Li, "Genetic algorithm-based optimization of rotor blade aerodynamic design," Journal of Aerospace Engineering, vol. 27, no. 3, pp. 375-384, 2014.
- [32] M. S. Ali, M. A. Khan, and S. A. Khan, "A Genetic Algorithm Investigation of the Effects of Blade Element Momentum Theory Parameters on the Performance of a Wind Turbine," Journal of Energy Engineering, 2020.
- [33] R. MacNeill & D. Verstraete, "Blade element momentum theory extended to model low Reynolds number propeller performance," The Aeronautical Journal, vol. 121, no. 1240, pp. 835-857, 2017.
- [34] H. A. Madsen, C. Bak, M. Døssing, R. Mikkelsen, & S. Øye, "Validation and modification of the blade element momentum theory based on comparisons with actuator disc simulations," Wind Energy: An International Journal for Progress and Applications in Wind Power Conversion Technology, vol. 13, no. 4, pp. 373-389, 2010.
- [35] F. Mahmuddin, "Rotor Blade Performance Analysis with Blade Element Momentum Theory," presented at The 8th International Conference on Applied Energy – ICAE2016, 2017.
- [36] J. R. Majhi and R. Ganguli, "Modeling helicopter rotor blade flapping motion considering nonlinear aerodynamics," Computer Modeling in Engineering and Sciences, vol. 27, no. 1/2, pp. 25, 2008.
- [37] G. R. Mathieson and C. Meneveau, "Journal of Renewable and Sustainable Energy," vol. 1, no. 1, p. 013103, 2007.

- [38] K. A. R. Osman, A. S. M. Ali, and S. A. M. Ali, "The application of combined momentum and blade element theory for aerodynamics performance analysis of wind turbines," *Renewable Energy*, vol. 48, pp. 128-136, 2012.
- [39] O. Polat and I. H. Tuncer, "Aerodynamic shape optimization of wind turbine blades using a parallel genetic algorithm," *Procedia engineering*, vol. 61, pp. 28-31, 2013.
- [40] Ö. Polat, N. İ. L. A. Y. Sezer-Uzol, and İ. H. Tuncer, "Genetic Algorithm based aerodynamic shape optimization tool for wind turbine blades and its implementation to helicopter blades," 2014.
- [41] R. W. Prouty, *Helicopter Aerodynamics Volume II*. University of Washington Press, 1986.
- [42] J. O. Ramsay and B. W. Silverman, *Functional Data Analysis*. New York: Springer-Verlag, 1994.
- [43] J. O. Ramsay and B. W. Silverman, *Functional Data Analysis*. Springer-Verlag, 1994.
- [44] C. Rotaru and M. Todorov, "Helicopter flight physics," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 30, no. 4, pp. 1-10, 2017.
- [45] M. K. Rwigema, "Propeller blade element momentum theory with vortex wake deflection," in *27th International congress of the aeronautical sciences*, 2010, pp. 727-735.
- [46] D. Salomon, *Computer Graphics and Geometric Modeling*. New York, NY: Springer, 2013.
- [47] A. K. Sarkar and A. K. Sarkar, "Genetic algorithm optimization of wind turbine blade aerodynamics," *Wind Energy*, vol. 17, no. 2, pp. 301-312, 2014. doi:10.1002/we.1686
- [48] M. Sassan, "Parameter Sensitivity Analyses in Agent-Based Urban Growth Models," *Politecnico di Milano*, September 2019.
- [49] F. Stonedahl and U. Wilensky, "NetLogo Simple Genetic Algorithm model," Center for Connected Learning and Computer-Based Modeling, Northwestern University, Evanston, IL, 2008. [Online]. Available: <http://ccl.northwestern.edu/netlogo/models/SimpleGeneticAlgorithm>.
- [50] L. E. O. Svensson, "Estimating and interpreting forward interest rates: Sweden 1992-1994," *Journal of Monetary Economics*, vol. 34, no. 3, pp. 385-409, doi:10.1016/0304-3932(94)90017-8, 1994.

- [51] P. Svensson, "Local refinement of B-spline curves and surfaces," *Computer-Aided Design*, vol. 26, no. 1, pp. 3-15, doi:10.1016/0010-4485(94)90002-X, 1994.
- [52] K. Uwatoko, M. Kanazaki, H. Nagai, K. Fujita, and A. Oyama, "Blade element theory coupled with CFD applied to optimal design of rotor for Mars exploration helicopter," in *AIAA Scitech 2020 Forum*, p. 1284, 2020.
- [53] C. R. Vogel, R. H. J. Willden, and G. T. Houlsby, "Blade element momentum theory for a tidal turbine," *Ocean Engineering*, vol. 169, pp. 215-226, 2018.
- [54] N. A. Vu, J. W. Lee, and J. I. Shu, "Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades including airfoil shape for hover performance," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 26, no. 1, pp. 1-8, 2013.
- [55] W. Wang, C. Liu, Z. Li, and H. Zhang, "Helicopter dynamic modeling and system development for flight simulation," in *2021 IEEE 3rd International Conference on Civil Aviation Safety and Information Technology (ICCASIT)*, pp. 1220-1224, IEEE, October 2021.
- [56] N. Yalçın, "Genetic Algorithms," *Bilecik Üniversitesi*, 2015.
- [57] M. Yi, Y. Pan, J. Huang, L. Wang, and D. Liu, "A comprehensive optimization design method of aerodynamic, acoustic, and stealth of helicopter rotor blades based on genetic algorithm," *Mathematical Problems in Engineering*, 2019.
- [58] F. Yoshimoto, M. Moriyama, and T. Harada, "Automatic knot placement by a genetic algorithm for data fitting with a spline," in *Shape Modeling International'99. Proceedings. Shape Modeling and Applications, 1999. International Conference on*, IEEE, 1999.
- [59] J. Zeng and J. Wang, "A new blade element momentum theory for wind turbine performance prediction with wake effects," *Renewable Energy*, vol. 142, pp. 126-132, 2019.

EK1:

airfoil2torque.py

```
import numpy as np
import BEM
import bspline

def airfoil2torque(x):
    Y = x[0:4]
    root_chord_m = x[4]
    tip_chord_m = x[5]
    radius_m = x[6]
    twist_deg = x[7]
    print('optimization is running')
    # bspline.bspline(Y)
    torque_results = BEM.InflowRatio(root_chord_m, tip_chord_m, radius_m, twist_deg)
    torque = torque_results[0]
    results = torque_results[1]
    return torque, results

BEM.py
import numpy as np
import constants, math
import scipy
import x_foil_solver
import krige_lib as krg

def atmsp():
    airDyn0_Viscosity_kgms = 1.7332*10**-5 # Reference viscosity, [kg/ms]
    airTemp0_k = 273.15 # Reference temperature, [K]
    airmu0 = 1.716e-5 # Reference viscosity, (kg/ms)
    St = 110.4; # Sutherland temperature, [K]
    airDyn_Viscosity_kgms = 1.7332*10**-5 # Dynamic viscosity of air (at 0 C), [Pa s]
    vSound = 330.0 # Speed of sound at the altitude [m/s]
    airPressure = 0
    airRho_ref = 1.225
    airmu_kgms = airmu0 * (constants.airTemp_k/airTemp0_k)**(3/2) * (airTemp0_k
+St) / (constants.airTemp_k + St) # Dynamic viscosity
    airnu = airmu_kgms / airRho_ref; # Kinematic viscosity
    return airnu,airmu_kgms,airRho_ref,vSound

def Discretization(root_chord_m, tip_chord_m, radius_m):
    # Blade Discretization
    alpha_inc = 0.0 #zero-liftline aoa
    dy = (radius_m - constants.root_cutout_m) / constants.nbem; # Span of one blade
    element_m
```

```

ypos_m      = np.arange(constants.root_cutout_m+dy/2,radius_m-dy/2+dy,dy)# Absolute
position of the blade elements
r           = ypos_m/radius_m          # Relative position of the blade elements
r_relativepos      = constants.root_cutout_m/radius_m          # Relative position of the
root cutout
#Twist - - - geometric twist angle of each element
twist       = constants.theta_tip_rad + (r-1) * constants.blade_twist_rad*math.pi/180.
            # Assumed linear twist [rad]
#Taper
chord       = root_chord_m - (root_chord_m - tip_chord_m)*r
# Solidity
solidity    = (constants.nblades * chord)/ (math.pi * radius_m)
rotorSolidity    = constants.nblades * sum(chord * dy) / (math.pi * radius_m** 2)
# Reynolds number estimate for each element
Re         = np.sqrt((constants.omega_rad*ypos_m)** 2 + constants.axialVel_ms**2)*
chord/ atmsp()[0]
Ma        = (constants.axialVel_ms + constants.omega_rad * ypos_m) / atmsp()[3]
#Geometric pitch angle of each element
geom_pitch_rad      = constants.coll_pitch_rad+twist #Collective pitch+ Geometric
pitch
pitch              = geom_pitch_rad-alpha_inc
# pitch            = geom_pitch_rad-constants.alpha_ref #According to the zero lift line
# pitch            = alpha_inc - geom_pitch_rad

##      0      1      2      3      4      5      6      7      8      9      10
return r_relativepos,r,geom_pitch_rad,solidity,ypos_m,twist,Re,pitch,dy,chord,Ma

def InflowRatio(root_chord_m, tip_chord_m, radius_m, twist_deg):
    # Rotor Parameters
    tip_speed_ms      = radius_m*constants.omega_rad
    disc              = Discretization(root_chord_m, tip_chord_m, radius_m)
    r_relativepos_fd  = disc[0]
    r_fd              = disc[1]
    geom_pitch_rad_fd= disc[2]
    solidity_fd       = disc[3]
    ypos_m_fd         = disc[4]
    renum             = disc[6]
    pitch_fd          = disc[7]
    dy_fd             = disc[8]
    chord_fd          = disc[9]
    manum             = disc[10]
    airRho_ref_fa     = atmsp()[2]

    #print(geom_pitch_rad_fd,cla,lambdachord,Discretization(radius_m)[2])

    # Direct calculation of the inflow ratios Bem Calculations Leishman Prandtl's Tipp-Loss
    Funct

```

```

equation = lambda Lambda, solidity_fd, cla, F_root, pitch_fd, r_fd:
Lambda**2+(solidity_fd*cla/(8*F_root))*Lambda-
(solidity_fd*cla/(8*F_root))*pitch_fd*r_fd

```

```

Lambda    = 0*r_fd
F_root    = 1.0 # Taken as initial value from Lieshman(3.117)
all_results = []
for i In range(len(r_fd)):
    cl_and_cd_and_cla    = x_foil_solver.x_foil(manum(i),renum(i))
    cl_and_cd            = cl_and_cd_and_cla[0]
    cla                  = cl_and_cd_and_cla[1]
    print('---- Section ID : %i----'%i)
    print('cla = %s'%cla)

```

```

equation_ = lambda Lambda: equationLambda(Lambda, solidity_fd[i], cla, pitch_fd[i],
r_fd[i], F_root_lambda)
initial_guess = 0.001
F_root_lambda = F_root
Lambda[i] = scipy.optimize.fsolve(equation_,initial_guess)
#Lambda[i] = scipy.optimize.newton(equation_,Initial_guess)
print('Lambda = %s'%Lambda[i])
InflowAngle    = np.arctan2((Lambda[i] *
tip_speed_ms),(constants.omega_rad*ypos_m_fd[i])) #InducedFlowAngle phi
f_root    = (constants.nblades/2.0) * (1.0 - r_fd[i])/(r_fd[i]*InflowAngle)
print('f_root = %s' %f_root)
print('InflowAngle = %s' %InflowAngle)
F_root    = (2.0/math.pi) * np.arccos(np.exp(-f_root))
InducedVeloc    = Lambda[i] *tip_speed_ms - constants.axialVel_ms
TotalVeloc    = np.sqrt((Lambda[i] * tip_speed_ms)**2+(ypos_m_fd[i] *
constants.omega_rad)**2)
AOA    = pitch_fd[i]-InflowAngle #Leishman (3.3)
xi = (constants.omega_rad*ypos_m_fd[i])/tip_speed_ms # Swirl velocity is neglected ->
(u_i = 0)
CT    = 4*F_root*Lambda[i]**2*r_fd[i]
#Lift and Drag Forces are read from x_foil_solver.py
x_new    = np.reshape(AOA * 180.0/np.pi,(1,1)) # AoA in degree
cl = np.zeros(len(x_new))
cd= np.zeros(len(x_new))
ind    = 0
for x in x_new:
    # Will return build kriging parameter for the cl and cd, now with new aoa they can be
    predicted.
    cl[ind]    = krg.krige.krige_prediction(x,
cl_and_cd[0][0],cl_and_cd[0][1],cl_and_cd[0][2],cl_and_cd[0][3] \
,cl_and_cd[0][4],cl_and_cd[0][5],cl_and_cd[0][6])

    cd[ind]    = krg.krige.krige_prediction(x,
cl_and_cd[1][0],cl_and_cd[1][1],cl_and_cd[1][2],cl_and_cd[1][3] \

```

```

,cl_and_cd[1][4],cl_and_cd[1][5],cl_and_cd[1][6])
    ind= ind+ 1

dL = 0.5 * airRho_ref_fa * TotalVeloc**2 * chord_fd[i] * cl[0] * dy_fd
dD = 0.5 * airRho_ref_fa * TotalVeloc**2 * chord_fd[i] * cd[0] * dy_fd

#Thrust and Torque of each blade element
dT =constants.nblades * (dL * np.cos(InflowAngle) - dD * np.sin(InflowAngle))
dQ =constants.nblades * ((dL * np.sin(InflowAngle) + dD * np.cos(InflowAngle))*
ypos_m_fd[i])
dCT = dT / (airRho_ref_fa * math.pi * (radius_m)** 2 * (tip_speed_ms)** 2)
dCQ = dQ / (airRho_ref_fa * math.pi * (radius_m)** 2 * (tip_speed_ms)**2 * radius_m)

# Induced, profile and total power requirements of each blade element
dP_i = constants.nblades * (dL * np.sin(InflowAngle) * ypos_m_fd[i] *
constants.omega_rad)
dP_p = constants.nblades * (dD * np.cos(InflowAngle) * ypos_m_fd[i] *
constants.omega_rad)

dP = dP_i + dP_p
dCP = dP / (airRho_ref_fa * math.pi * (radius_m)** 2 * (tip_speed_ms)**3)
# 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12
13
all_results.append([InflowAngle, F_root, InducedVeloc, TotalVeloc, AOA, xi, CT, dl, dD,
dT, dQ, dCT, dCQ, dCP, pitch_fd[i],dP])
# Forces and coefficients for the whole rotor
all_results = np.asarray(all_results, dtype=float)
Rotor_T = np.sum(all_results[:,9]) #Newton
Rotor_Q = np.sum(all_results[:,10])
Rotor_CT = np.sum(all_results[:,11])
Rotor_CQ = np.sum(all_results[:,12])
Rotor_CP = np.sum(all_results[:,13])
Rotor_P = np.sum(all_results[:,15])

print('---Obtained Results---')
print("Total Thrust :", Rotor_T)
print("Total Torque: ", Rotor_Q)
print("Total Power: ", Rotor_P)
print("Rotor CT: ", Rotor_CT)
print("Rotor CP : ", Rotor_CP)
#print("F_root = ", F_root, 'Lambda = ', Lambda)
#LambdaSol = scipy.optimize.newton( lambda Lambda : inflowEquation(Lambda, r, Nb,
sigma, CLa, theta)[0], 0.3)

```

```
#return Lambda,InflowAngle,CT,r_fd,F_root,dCT
return Rotor_Q,all_results
```

bspline.py

```
def bspline(Y):
    import numpy as np
    import os
# Inputs
mach = 0.2
renum = 2e+6
X = [1.0, 0.47941, 0.03071, 0.052288]

Y = list(Y)
P0=X +Y
# print(Y, X, P0)
cpnumber = len(P0)/2.0

P = (P0[0:int(cpnumber)],P0(int(cpnumber):len(P0)])
P = np.asarray(P)

n = int(cpnumber) # Number of control point

M = [] # Cubic spline M matrix
M = [[-1.0, 3.0, -3.0, 1.0],\
      [ 3.0, -6.0, 3.0, 0.0],\
      [-3.0, 0.0, 3.0, 0.0],\
      [ 1.0, 4.0, 1.0, 0.0]]

M = np.asarray(M)/6.0

# Rearranging the control array
Ps = []
Ps.append(P[:,0])
Ps.append(P[:,0])
for i in range(n):
    Ps.append(P[:,i])
Ps.append(P[:,0])
Ps.append(P[:,0])
Ps.append(P[:,0])

# nondim = np.max(P[:,0])

Q = []
Qx = []
Qy = []
```

```

k = 0
t = np.arange(0.0,1.05,0.05)

for i in range(n+2):
    T = []
    Psx = []
    Psy = []
    for j in range(len(t)):
        k = k+1
        T = [t[j]**3, t[j]**2, t[j], 1.0]
        T = np.asarray(T)
        Psx = np.transpose([Ps[i][0], Ps[i+1][0], Ps[i+2][0], Ps[i+3][0]])
        Psx = np.asarray(Psx)
        Psy = np.transpose([Ps[i][1], Ps[i+1][1], Ps[i+2][1], Ps[i+3][1]])
        Psy = np.asarray(Psy)
        xval = T @ M @ Psx
        yval = T @ M @ Psy
        Qx.append(xval)
        Qy.append(yval)
        if k>1 and (np.abs(Qx[k-1] - Qx[k-2])<10e-8 or np.abs(Qy[k-1] - Qy[k-2])<10e-8):
            Qx.remove(Qx[k-1])
            Qy.remove(Qy[k-1])
            k = k-1

```

```

Qx = np.asarray(Qx)
Qy = np.asarray(Qy)
Qx = (Qx - np.min(Qx)) / (np.max(Qx) - np.min(Qx))
Qy = Qy / (np.max(Qx) - np.min(Qx))
Q = [Qx, Qy]

```

```

data_file = open('foil.dat', 'w')
for i in range(len(Q[0])):
    data_file.write('%s %s' % Q[0][i])
    data_file.write('%s\n' % Q[1][i])
data_file.close()

```

constants.py

```

import numpy as np
import math
#Initial Parameters
omega_rpm = 540 # Rotational speed, [RPM]
nbem = 4 # Number of blade elements
nblades = 2.0 # Number of blades on the rotor
root_cutout_m = 0. # Root cutout, (m)
theta_tip_deg = 0. # Twist angle at tip, [deg]
coll_pitch_deg = 0.0 # Collective pitch, [deg]

```

```

coll_pitch_rad = coll_pitch_deg*np.pi/180.
taper_max      = 1.    # Maximal taper ratio (to avoid infinite taper at root)
twist_max_deg  = 20.   # Maximal twist (to avoid infinity)
blade_twist_deg = 0.   # Blade twist (0 if untwisted blade) [deg]
twist_max_rad  = twist_max_deg*(math.pi/180)
theta_tip_rad  = theta_tip_deg*(math.pi/180)
blade_twist_rad = blade_twist_deg*(math.pi/180)
omega_rad      = omega_rpm*(2*math.pi/60)
typeloss       = 2.    #Prantl loss type 0:No loss 1:tip loss 2:tip and hub loss
airTemp_k      = 273.15+15.0
altitude_m     = 1.0 # Altitude, (m)
axialVel_ms    = 0.1  # Axial velocity of freestream (i.e. advance speed for propeller, climb
velocity for helicopter), [m/s]

```

main.py

```

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
from scipy.optimize import differential evolution
import scipy
import bspline

Y0      = (0.00186, 0.056192, 0.028702, -0.036229)
bounds= (10.0018, 0.002), (0.056, 0.06), (0.028, 0.03), [-0.04, -0.03]]
# ressss      = differential_evolution(bspline.bspline, maxiter=10, bounds= bounds)
#####
print(ressss.fun)

```

optimize.py

```

import airfoil2torque
import os
import scipy
import numpy as np
from scipy.optimize import differential_evolution

# Initialize the files:
with open("./result_file_prev.txt", "w") as file:
    file.truncate()
        #p1 p2 p3 p4 root_chord_m, tip_chord_m, radius_m, twist_deg
initial_values = np.array([0.001, 0.05, 0.029, *0.03,          0.102, 0.102, 2.795, 0.1)
bounds= np.array([[0.0015, 0.0025), [0.05, 0.07), (0.0, 0.07), (-0.07, 0.0J, (0.1019, 0.1021),
[0.1019, 0.1021). [2.790, 2,780], [-0.5, -0.5]])
arguments      = ()
options= {'dlspl':True}
results = airfoil2torque.airfoil2torque(Inltlal_values)

```

Checkfile.py

Import os

```

import numpy as np
jou_file = open("temp.xfoil", "r").readlines() file = open("Xcommand.xfoil", "w")
for line in jou_file:
    if line == "v Reynolds_number\n":
        line = "v %s\n"%2e+6
    if line == "m Mach_number\n":
        line = "m %s\n"%0.2 file.write(line)
file.close()
try:
    os.system("----/Xfoil/xfoilP4.exe <Xcommand.xfoil>null")
except:
    pass
print('done')

res_file = open("result_file.txt", "r")
data= [i.strip().split() for i in res_file]
dat = np.asarray(data[1:], dtype='float')
cl_cd = np.max(dat[:,1]/dat[:,2])
x_foil_solver.py
def x_foil(Ma, Re):
# Import:
import os
import shutil
import numpy as np
import krige_lib as krg

# Assign Values:
mach = Ma
renumb = Re

# Create run file for x-foil
jou_file = open("temp.xfoil", "r").readlines()
file = open("Xcommand.xfoil", "w")
for line in jou_file:
    if line == "v Reynolds_number\n":
        line = "v %s\n"%renumb
    if line == "m Mach_number\n":
        line = "m %s\n"%mach
        file.write(line)
file.close()

# Run x_foll for the given alpha range:
try:
    os.system("xfoilP4.exe <Xcommand.xfoil>null")
except:
    pass

# Read results from the x_foll file:

```

```

res_file = open("result_file.txt", "r")
data = [i.strip().split() for i in res_file]
dat = np.asarray(data[12:], dtype='float')
try:
    aoa = dat[:,0] # Read alpha values
    cl = dat[:,1] # Read cl values cd = dat[:,2] # Read cd values
except:
    pass

if 'aoa' not in locals():
    print('x-foil could not worked properly')
    res_file = open("result_file_prev.txt", 'r')
    data = [i.strip().split() for i in res_file]
    dat = np.asarray(data[12:], dtype='float')
    aoa = dat[:,0] # Read alpha values
    cl = dat[:,1] # Read cl values
    cd = dat[:,2] # Read cd values
elif len[aoa] < 2:
    print('x-foil could not worked properly')
    res_file = open("result_file_prev.txt", 'r')
    data = [i.strip().split() for i in res_file]
    dat = np.asarray(data[12:], dtype='float')
    aoa = dat[:,0] # Read alpha values
    cl = dat[:,1] # Read cl values
    cd = dat[:,2] # Read cd values
else:
    shutil.copy2('result_file.txt', 'result_file_prev.txt')

# Call the kriging function and fit the data for cl and cd:
# Define variables for kriging:
regression_order = 1
bounds = np.array([-7., 2.], dtype=np.float64)
X = np.reshape(aoa, (len(aoa),1))
y = np.asarray([cl,cd], dtype=float).T

kriging_params = []
for i in range(2): # a loop Is required for both cl and cd, cl:0 and cd:1
theta, beta_hat, sigma_hat_square, psi, inverse_psl = krg.krige.build_krlgng_model(X, Y[:,i],
regression_order, bounds) kriging_params.append((X, Y[:,i], theta, regression_order,
beta_hat, sigma_hat_square, Inverse_psi))

# calculate cla values:
cla = (cl[t] - cl(0)) / (aoa[1] - aoa[0])* 180.0/np.pi # In radian
# Close and remove results file from directory:
res_file.close()
os.remove("./result_file.txt")
os.remove("./Xcommand.xfoil")

```

```
return kriging_params, cla
temp.xfoil
load foil.dat
Profile_name
ppar
n
240
```

```
oper
v Reynolds_number
m Mach_number
iter
400
pacc
result_file.txt
```

```
aseq
-1
15
1
Pacc
```

```
quit
```