

## ROTOR PALA UÇ ŞEKLİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSA ETKİSİNİN HELİKOPTER ROTOR SİMÜLASYON MODELİ İLE İNCELENMESİ

Ayşe Arslan<sup>1</sup>, Teoman Yaparlar<sup>2</sup>,  
Deniz Can Çetinel<sup>3</sup>, Alper Dağalp<sup>4</sup>,  
Yusuf Bayrak<sup>5,\*</sup> ve Nilay Sezer-Uzol<sup>6</sup>  
Havacılık ve Uzay Mühendisliği,  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,  
Ankara, Türkiye

İlgaz Doğa Okcu<sup>7</sup>  
\*TUSAŞ – Türk Havacılık  
ve Uzay Sanayii A.Ş.,  
Ankara, Türkiye

### ÖZET

*Pala Elemanı Teorisi (BET) tabanlı Matlab ve Simulink tasarım ve analiz aracı olan HeliRotorS [Bayrak vd., AIAC 2023] kullanılarak farklı pala uç şekillerinin helikopterin aerodinamik performansına etkisini incelemek bu çalışmanın amacıdır. HeliRotorS literatürde bulunan veriler ve teorilerden faydalanılarak oluşturulmuş bir döner kanat matematik modelidir. Modelde itki, tork, katılık, aerodinamik verimlilik, moment gibi rotor performansını karşılaştırabileceğimiz parametreler elde edilir. Analizler yapılırken analizlerin doğruluğunu artırmak için uç kaybı modeli ve ters akış modeli de göz önünde bulundurulmuştur. Simülasyonlar askıda uçuş (hover) ve ileri uçuş olarak farklı uçuş koşullarında ve farklı sivriltme oranlarına sahip farklı pala uç şekilleri için tekrarlanmıştır. Bu çalışmanın sonuçları ve geliştirilen analiz aracı, rotor geometrisinin tasarımı ve yeni analiz yöntemlerinin uygulanması yönünde değerlendirilecektir. Bu çalışmada incelenen farklı pala uç şekillerinin matematiksel tanımları HeliRotorS koduna eklenerek UH-60 rotor modeli için analizler yapılmış ve sonuçlar değerlendirilmiştir.*

### GİRİŞ

Helikopter rotoru modelleme ve tasarımda hızlı ve yeteri doğrulukta Pala Elemanı Teorisi (BET) tabanlı modelleme ve simülasyon kodlarından yüksek doğrulukta Panel Metot ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) simülasyonlarına kadar farklı yöntemler kullanılmaktadır. Literatürde ve uygulamalarda çeşitli pala uç geometrisi tasarımları mevcuttur [Leishman, 2000, Brocklehurst and Barakos, 2013]. Pala uç şekli, akış karakteristiklerini, uç girdap oluşumunu, aerodinamik kuvvetlerin dağılımını ve uç kayıplarını etkilemektedir [Brocklehurst and Barakos, 2013].

Pala Elemanı Teorisi (Blade Element Theory, BET) ve Pala Elemanı Momentum Teorisi (Blade Element Momentum Theory, BEM), helikopter rotorlarının aerodinamik tasarımı, optimizasyonu ve performans analizinde yaygın olarak kullanılan yöntemlerdir. Öncelikle pala sayısı belirlenmiş bir rotor geometrisinde, her bir pala belli sayıda pala elemanlarına bölünür. Bu elemanlar, rotor palasının pala boyunca çeşitli kesitlerine tekabül eder ve her biri için aerodinamik veri tabanları kullanılarak aerodinamik kuvvet ve moment analizleri yapılır. Bu analizlerde, daha önce yapılmış deneylerden, panel metot veya HAD simülasyonlarından elde edilen veri tabanlarından faydalanılarak, her bir elemanda elde edilen aerodinamik kuvvet ve moment değerleri bulunur ve toplanır. Bu toplam değerler, rotorun genel aerodinamik performansına dair kapsamlı bir değerlendirme yapılmasına olanak tanır.

Bu çalışmanın başlangıcında, rotorun aerodinamik performansının nasıl etkilendiğini görmek için öncelikle dikdörtgen pala ucu geometrisi ile analizler gerçekleştirilmiştir. Rotor BET simülasyonları ile elde edilen bulgular ve sonuçlar ilerleyen bölümlerde detaylı bir şekilde ele alınmaktadır. İlk örnek doğrulama analizlerinin ardından, farklı uçuş koşullarında performans karşılaştırması amacıyla sivriltilmiş pala ucu geometrileri de benzer şekilde incelenerek ve farklı uç geometri tipleri karşılaştırılarak çıkarımlarda bulunmaktadır. Bu süreçte, rotor aerodinamik performansının pala ucu geometrisi ile olan ilişkisinin daha iyi anlaşılması ve potansiyel iyileştirmelerin yapılabilmesi için aerodinamik düzeltme modelleri de kullanılmaktadır [Dağalp vd., UHUK 2024]. Aerodinamik performans tahmininin doğruluğunu artırmak amacıyla pala aerodinamik uç kaybı modeli gibi aerodinamik düzeltme modelleri de kullanılmaktadır. Bu modeller ve elde edilen simülasyon sonuçları hakkında daha fazla bilgi ilerleyen bölümlerinde sunulmaktadır.

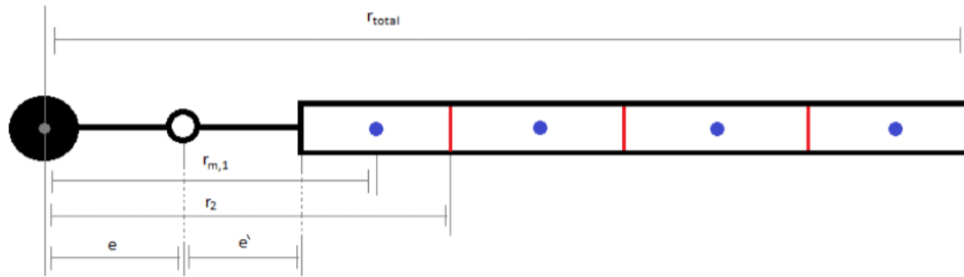
## YÖNTEM

Bu çalışmadaki rotor simülasyonlarını gerçekleştirmek için, rotor modelleme ve simülasyon analiz aracı olarak geliştirilen HeliRotorS kodu [Bayrak vd., AIAC 2023], farklı rotor pala uç tasarımlarını analiz edebilecek şekilde yenilenmiştir. Ayrıca, aerodinamik analizlerin doğruluğunu arttırmak için kullanılan uç kaybı modeli ve ters akış modeli de HeliRotorS'a eklenerek kullanılmaktadır.

### Pala Elemanı Teorisi

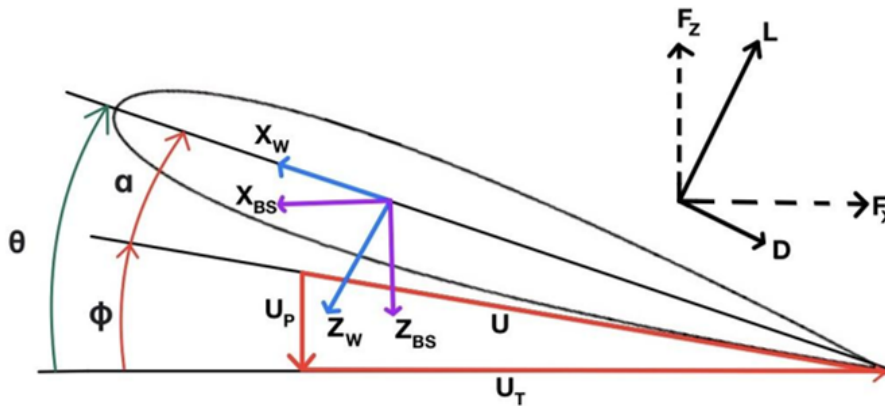
Pala Elemanı Teorisi (BET) [Padfield, 2007], bir rotor palasını belirli sayıda parçaya veya elemana ayırarak her bir parçaya etki eden aerodinamik kuvvetleri hesaplamayı sağlar. Her parçadaki kanat kesiti için 2 boyutlu aerodinamik analizlerle elde edilen aerodinamik katsayı veri tabanları kullanılır ve bu analiz sonuçları 3 boyutlu parçayı temsil eden kuvvetlere dönüştürülür.

Şekil 1, bir rotor palasının parçalara, pala elemanlarına bölünmüş halini gösterir. Siyah dairesel alan helikopter rotorunun merkez bağlantı noktasını; beyaz dairesel alan ise palanın hareketini kolaylaştıran menteşeyi temsil eder. Örnekte pala dört parçaya ayrılmıştır ve mavi noktalar, her bir parçanın geometrik merkezini işaret eder. İki boyutlu hesaplanan kanat kesiti aerodinamik katsayıları bu noktalara atanarak gerekli hesaplamalar yapılır, böylece pala boyunca aerodinamik kuvvet ve momentlerin dağılımı bulunur.



Şekil 1: Pala Elemanı Teorisi (BET) için bir rotor pala geometrisi ve pala elemanları

Şekil 2, kanat kesiti için aerodinamik referans eksenlerini gösterir. Kırmızı oklar, gelen lokal hava akışının hız vektörü  $U$  ve rotor diskine teğet ve dik bileşenlerini ( $U_T, U_P$ ) temsil eder. İlgili açılar ise, lokal hatve açısı  $\theta$  (pitch), indüklenen akış (iç akış) açısı  $\phi$  (inflow) ve hücum açısı  $\alpha$  (AoA) ile gösterilir. Oluşan kesit taşıma kuvveti  $dL$  ve sürüklenme kuvveti  $dD$  sırasıyla lokal hız vektörüne ( $U$ ) dik ve aynı yönde meydana gelir.



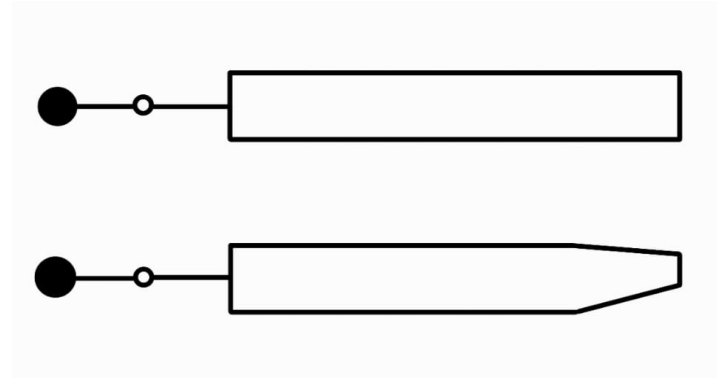
Şekil 2: Kanat kesiti aerodinamik referans eksen takımları

Pala Elemanı Teorisi (BET) temelde her pala elemanı için aşağıdaki formüller ile o elemanların merkezlerinde oluşan taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini hesaplar ve bu kuvvetleri toplayıp pala üzerindeki toplam kuvvet ve moment değerlerine ulaşır:

$$L = \sum \Delta L = \sum q (c \Delta r) C_l \quad D = \sum \Delta D = \sum q (c \Delta r) C_d$$

**HeliRotorS Simulink Rotor Modeli:** Matlab ortamında tanımlanan rotor parametreleri ve başlangıç durumlarını kullanarak hesaplamalarını gerçekleştiren ana rotor modeli HeliRotorS, Simulink ortamında Runge-Kutta 4 çözücüsü ile 0.01 saniyelik zaman adımlarıyla çalışacak şekilde tasarlanmıştır. HeliRotorS hesaplamaları sonucu bulunduğu değişkenleri Matlab ortamına aktarır ve böylece rotorun belirtilen uçuş koşulundaki davranışını ve performansın görselleştirilmesine olanak sağlar.

**Uç Tasarımının Modele Uygulanması:** Farklı uç tasarımlarının Şekil 3'te görüldüğü gibi rotor modeline uygulanması için, çeşitli pala geometrileri matematiksel olarak tanımlanabilir ve bu modeller matematiksel ifadelerle HeliRotorS sistemine entegre edilir. Böylece istenen uç tasarımına göre HeliRotorS kodunda, pala boyunca radyal konum  $r$ 'ye göre veter uzunluğu dağılımı hesaplanır ve bu rotor simülasyonları ile farklı pala uç şekli tasarımlarının aerodinamik performansa etkisi incelenebilir.



Şekil 3. a) Dikdörtgen pala geometrisi ve b) Konik uç şekli ile pala geometrisi

### Uç Kaybı Modeli

Aerodinamik uç kayıpları, rotor pala uçlarında yüksek hız ve üç boyutlu akış etkileri nedeniyle oluşur. Bu etkiler pala/kanat uçlarında girdaplar oluşturarak verimliliği düşürür, çünkü pala artık tüm pala açıklığı boyunca etkili bir şekilde taşıma kuvveti üretmez. Gerçek bir pala analizinde bu etki göz önünde bulundurulmalıdır. Bu çalışmada Prandtl [Johnson, 2012] tarafından geliştirilen uç kaybı fonksiyonu kullanılmıştır. Prandtl uç kaybı faktörü  $F$  bir aerodinamik düzeltme katsayısıdır ve aşağıdaki formül yardımıyla hesaplanabilir:

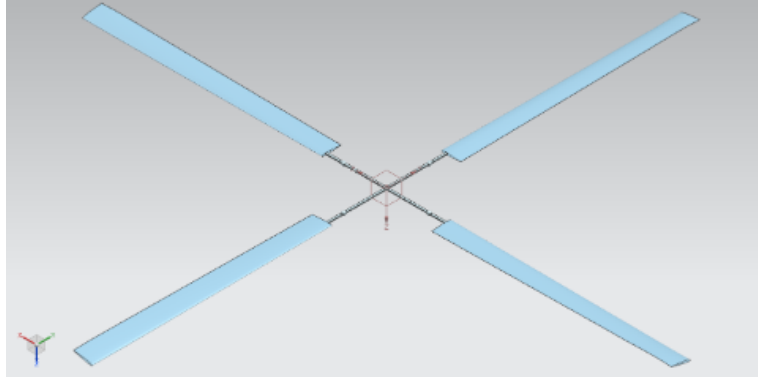
$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1}(\exp(-f))$$

$$f = \frac{N_b}{2} \left( \frac{1 - \bar{r}}{\bar{r}\phi} \right)$$

Burada,  $F$  ifadesindeki  $f$  değerini bulmak için yukarıda verilen formül kullanılabilir. Bu formüldeki parametreler sırasıyla  $N_b$  pala sayısı,  $\bar{r}$  radyal pozisyonun boyutsuz hali,  $\phi$  indüklenen akış vektörünün diğer hız vektörüyle oluşturduğu açığı göstermektedir.

### Rotor Modeli ve Geometrisi

Bu çalışmada UH-60A Black Hawk helikopterin ana rotor geometrisi rotor modeli olarak kullanılmıştır. Bu geometri için gerekli pala sayısı, menteşe ofseti, kanat kesiti, burğu (twist) açısı dağılımı, pala ağırlığı, pala uzunluğu ve veter uzunluğu (chord) gibi sayısal veriler GENHEL raporundan [Howlett, 1981] alınmıştır.



Şekil 4: UH-60A 4 palalı ana rotor modeli geometrisi

### Pala Uç Şekli

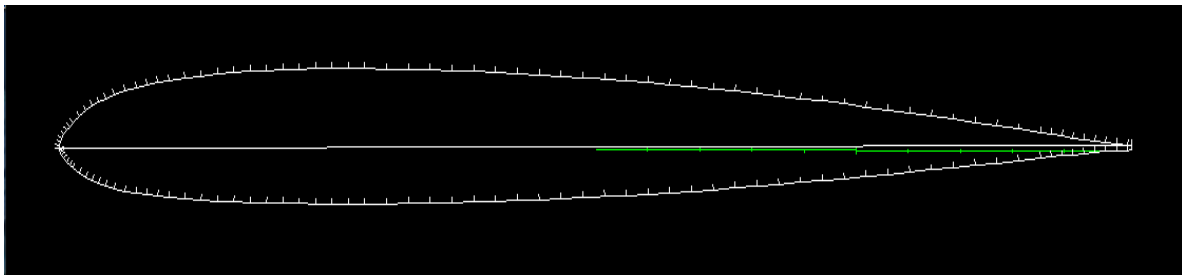
Rotor palasının %20'lik uç kısmına sivrilme uygulanmıştır. Buna göre sivrilme oranının başladığı yere kadar veter uzunluğu 1, sivrilme eklenen uç bölgesi için ise aşağıdaki denklem kullanılmıştır:

$$c = 1 + \frac{\lambda - 1}{0.2}(r - 0.8)$$

Bu denklemde,  $\lambda$  sivrilme oranı,  $c$  veter uzunluğunu,  $r$  ise pala boyunca radyal konumu ifade eder.

### Aerodinamik Veri Tabanı

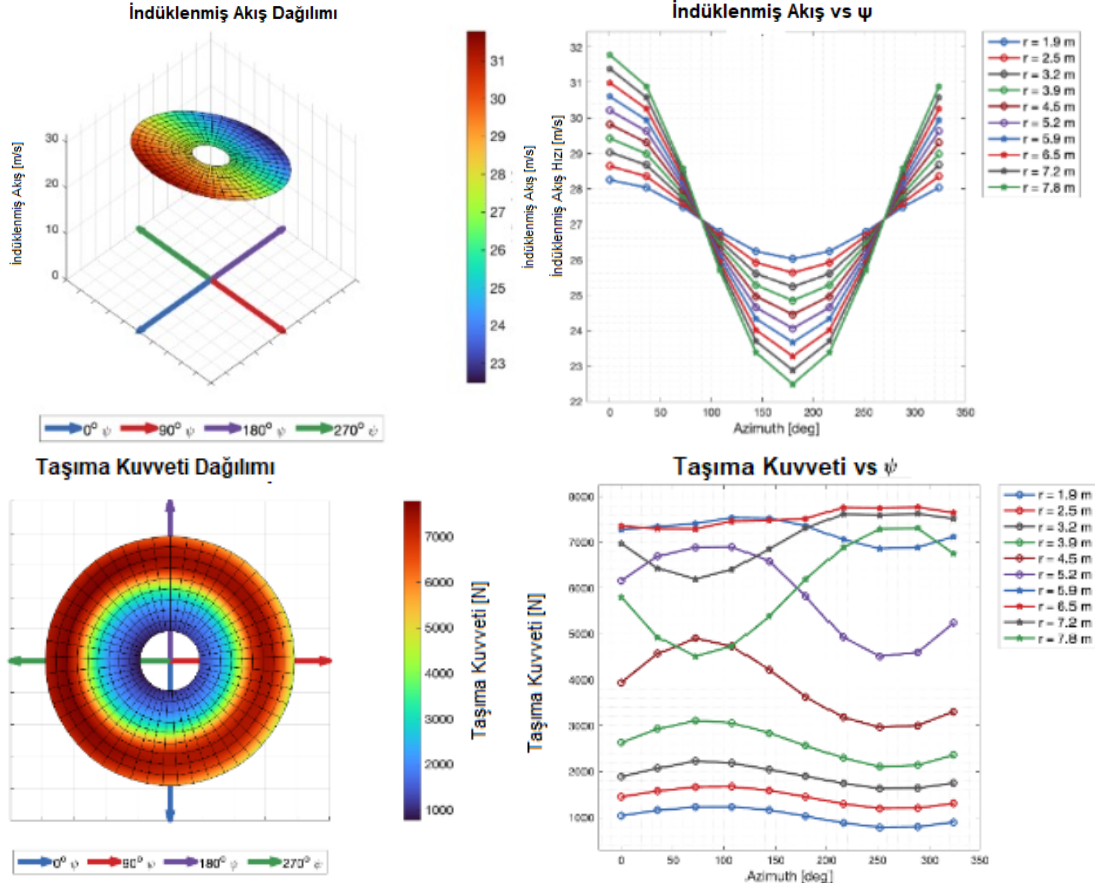
UH-60A Black Hawk helikopterin palası SC1095 [Howlett, 1981] kanat kesitini kullanmaktadır. Bu çalışmada, pala elemanı yöntemi için gerekli olan, farklı Mach sayıları ve hücum açıları için Xfoil programı ve Viterna metodu ile oluşturulan aerodinamik veri tabanı [Bayrak, vd., Lift-Up 2023, Bayrak, vd., AIAC 2023] kullanılmaktadır. Şekil 5'te, bu çalışmada kullanılan SC1095 kanat kesiti (airfoil) geometrisinin Xfoil programı ile elde edilmiş bir görüntüsü bulunmaktadır.



Şekil 5: SC1095 kanat kesiti (airfoil) geometrisi

## SONUÇLAR ve DEĞERLENDİRME

HeliRotorS simülasyon ve analiz kodu kullanılarak ilk olarak dikdörtgen uçlu pala geometrisi için analizler yapılmıştır. Bu analizin örnek bir çıktısı olarak helikopter rotorunun ileri uçuş koşulunda olan çıktıları Şekil 6'daki gibidir. Bu grafiklerde pala kesitlerine gelen indüklenmiş akış hızının rotor diskindeki dağılımı, indüklenmiş akış hızının azimut açısına bağlı olarak pala boyunca farklı pala elemanları için değişimi, 50 m/s hızdaki ileri uçuşta rotor diskinde taşıma kuvveti dağılımı ve farklı pala elemanları için azimut açısına bağlı olarak taşıma kuvveti değişimi ile ilgili sonuçlara yer verilmiştir.



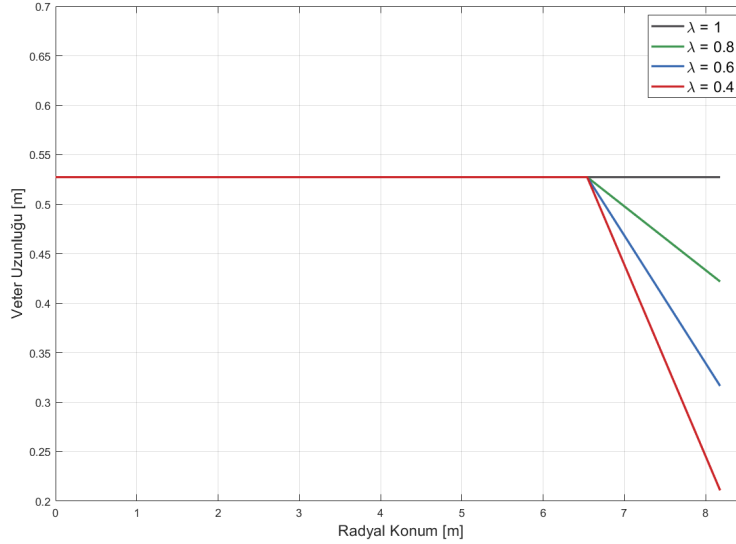
Şekil 6: İleri uçuş koşulunda örnek HeliRotorS çıktıları: Rotor diskinde ve farklı pala elemanları için azimut ile değişen indüklenmiş akış hızı ve taşıma kuvveti dağılımları

Pala ucu geometrisinin değişmesiyle birlikte özellikle uç kısımlardaki aerodinamik kuvvetlerin dağılımda bir değişme gözlemlemek ve bu değişimin rotor performansı ve davranışı üzerindeki etkisini görmek beklenmektedir. Bu çalışmada, helikopter rotor performansına etkilerini incelemek üzere dört farklı pala uç geometrisi ile simülasyonlar gerçekleştirilmiştir. Kullanılan uç şekilleri arasında dikdörtgen uç ve sivriltilmiş uçlar bulunmaktadır. Sivriltilmiş uçlar için belirlenen sivrilme oranları sırasıyla 0.8, 0.6 ve 0.4 olarak seçilmiştir. Bu farklı uç geometrileri, HeliRotorS [Bayrak vd. ,2023] simülasyon ve analiz aracına entegre edilerek, her bir tasarımın aerodinamik performans üzerindeki etkileri detaylı bir şekilde aşağıda incelenmiştir.

Simülasyonlarda, pala uç geometrilerinin pala boyunca radyal konuma göre veter uzunluğu (chord) dağılımları basit matematiksel formüller ile hesaplanmış ve bu dağılımlar, Şekil 7'de gösterilmiştir.

Modellenen rotor için öncelikle, sivrilme oranını değiştirildiğinde aynı itkiyi üretebilmek adına farklı trim noktaları ve gerekli kontrol girdileri bulunur. Bu, helikopterin stabil ve kontrollü bir uçuş gerçekleştirmesi için gereklidir. Trim işlemi, rotorun verilen uçuş koşulunda istenilen itkiyi üretebilmesi ve tork haricinde bir moment üretmemesi için gerekli olan durumu belirler. Bu ayarlar, helikopterin kolektif (collective) ve döngüsel (cyclic) kontrol girdileri ile yapılır.

Farklı sivrilme oranlarına sahip pala uç şekilleri için yapılan analizlerde, her bir geometrinin optimum performansı sağlayabilmesi adına farklı kolektif ve döngüsel kontrol girdileri gerektiği belirlenmiştir. Örneğin, dikdörtgen bir pala uç geometrisi için gerekli olan kolektif ve döngüsel kontrol girdileri, sivrilme oranı 0.8, 0.6 ve 0.4 olan sivriltilmiş pala uç geometrilerine kıyasla farklılık göstermiştir. Bu farklılıklar, her bir geometrinin aerodinamik özelliklerine ve uçuş dinamiklerine göre değişiklik göstermektedir. Tablo 1, farklı uç şekilleri için hover uçuş koşulunda bulunan trim noktalarını, kolektif ve döngüsel kontrol girdilerini göstermektedir.



Şekil 7. Farklı uç şekilleri için pala boyunca veter uzunluğu dağılımı

Tablo 1. Farklı uç şekilleri için askıda uçuş (hover) koşulunda elde edilen trim noktaları

Uç Şekli Sivrilme Oranı $\lambda$	Kolektif Kontrol Girdisi [rad]	Döngüsel Kontrol Girdileri [rad]
$\lambda = 1.0$ Dikdörtgen Uç	0.0396	0
$\lambda = 0.8$	0.0395	0
$\lambda = 0.6$	0.0393	0
$\lambda = 0.4$	0.0392	0

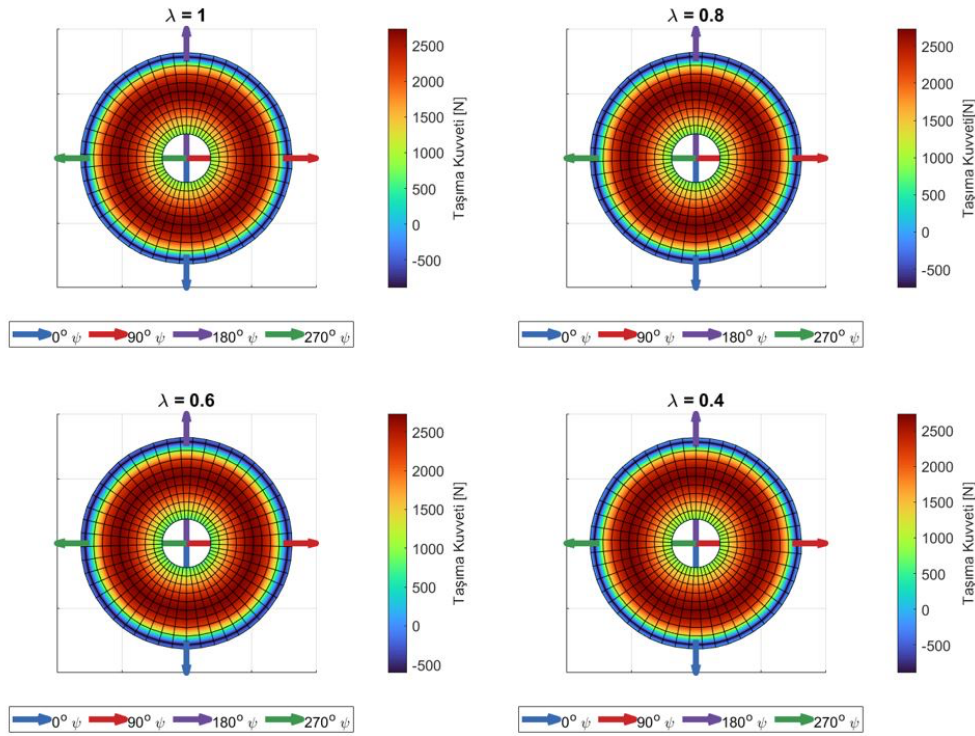
Ancak bu çalışmada uç şeklinin aerodinamik performansını araştırmak birinci öncelik olduğundan, her bir pala uç şekli için aynı kontrol girdileri sisteme verilmiş ve analizler bu sabit girdilerle gerçekleştirilmiştir. Bu yaklaşım, farklı uç şekilleri arasında doğrudan ve adil bir karşılaştırma yapılmasına olanak tanır. Sisteme verilen kontrol girdileri, kolektif ve döngüsel kontrol girdileri olup, her bir uç şekli için aynı değerlerde tutulmuştur. Farklı uç şekilleri için hover uçuş koşulunda sisteme verilen kontrol girdilerinin değerleri aşağıdaki Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2. Farklı uç şekilleri için askıda uçuş (hover) koşulunda sisteme verilen kontrol girdileri

Kolektif Kontrol Girdisi [rad]	Yanal Döngüsel Kontrol Girdisi [rad]	Boyuna Döngüsel Kontrol Girdisi [rad]
0.0396	0	0

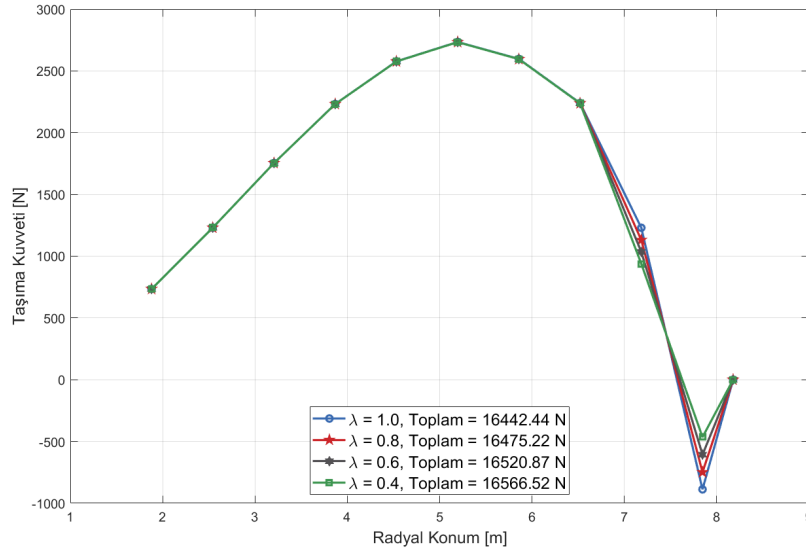
Bu sabit kontrol girdileri, üretilen taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti gibi parametrelerin farklı uç şekilleri için doğru bir şekilde karşılaştırılmasını sağlar. Aynı kontrol girdileri altında yapılan analizler, her bir uç şeklinin aerodinamik performansını net bir şekilde ortaya koyar ve farklı sivrime oranlarının performans üzerindeki etkilerinin daha iyi karşılaştırılmasına yardımcı olur.

Şekil 8 ve 9'da farklı uç şekilleriyle modellenmiş ana rotorun ürettiği taşıma kuvveti dağılımları gösterilmiştir. Hesaplamalar askıda uçuş (hover) koşulunda yapılmıştır. Farklı uç şekilleri için yapılan bu analizdeki elde edilen taşıma kuvvetlerindeki farklılık, en düşük taşıma kuvvetinin bulunduğu uç bölgesinde gözlemlenmiştir. Bunun temel nedeni, kolektif kontrol girdisi olarak kullanılan 0.75R'deki hatve (pitch) açısının, tip bölgesindeki lokal hatve açısını yeterince yükseltmemesidir. Bu durum, uç bölgesinde hücum açısının negatif olmasına yol açmış ve dolayısıyla taşıma kuvveti de negatif değerler almıştır.



Şekil 8. Farklı uç şekilleri için askıda uçuş (hover) koşulunda elde edilen rotor diskinde taşıma kuvveti dağılımı

Şekil 9'da, her bir uç şekli için pala elemanı radyal konumuna göre taşıma kuvveti değerleri gösterilmektedir. Analiz sonuçlarına göre, Şekil 9 ve Tablo 3'teki toplam taşıma kuvveti değerleri incelendiğinde, sivrilme oranının azalmasıyla birlikte toplam taşıma kuvvetinde hafif bir artış gözlemlenmektedir. Bu artış, sivriltilmiş uçlarda uç kaybı etkilerinin azalması ile açıklanabilir. Sivriltilmiş uç geometrileri, özellikle uç kısımlarında daha verimli bir taşıma kuvveti üretmektedir. Bu da sivrilme oranı azaldıkça toplam taşıma kuvvetinin artmasına neden olmaktadır.



Şekil 9. Farklı uç şekilleri için askıda uçuş (hover) koşulunda elde edilen taşıma kuvveti dağılımı

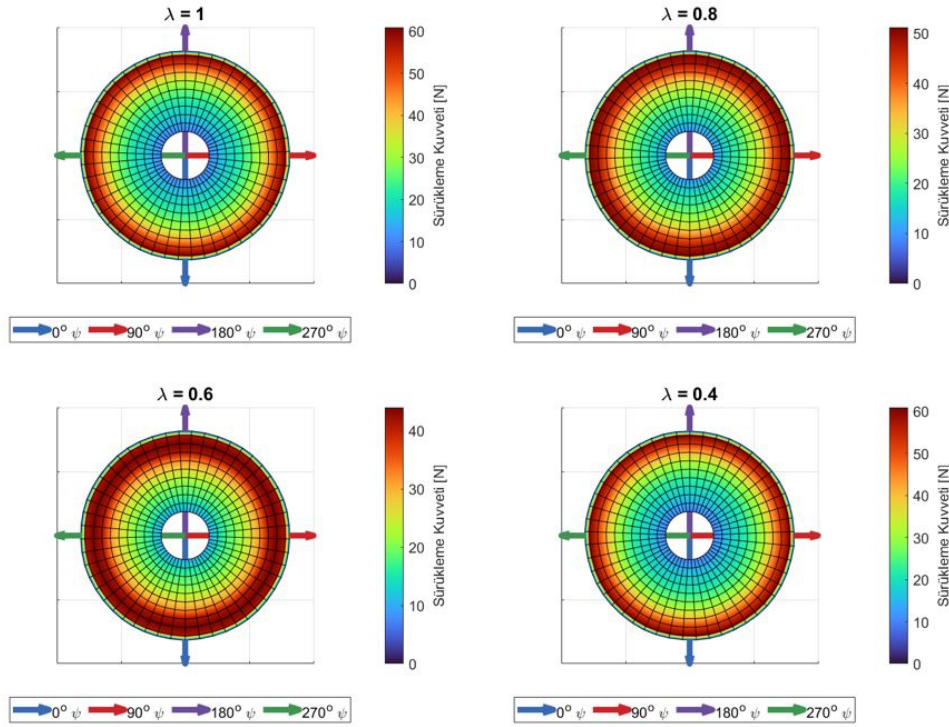
Tablo 3. Askıda uçuş (hover) koşulunda farklı uç şekilleri için elde edilen toplam taşıma kuvveti

Uç Şekli Sivrilme Oranı $\lambda$	Toplam Taşıma Kuvveti [N]
$\lambda = 1.0$ Dikdörtgen Uç	16,442.44
$\lambda = 0.8$	16,475.22
$\lambda = 0.6$	16,520.87
$\lambda = 0.4$	16,566.52

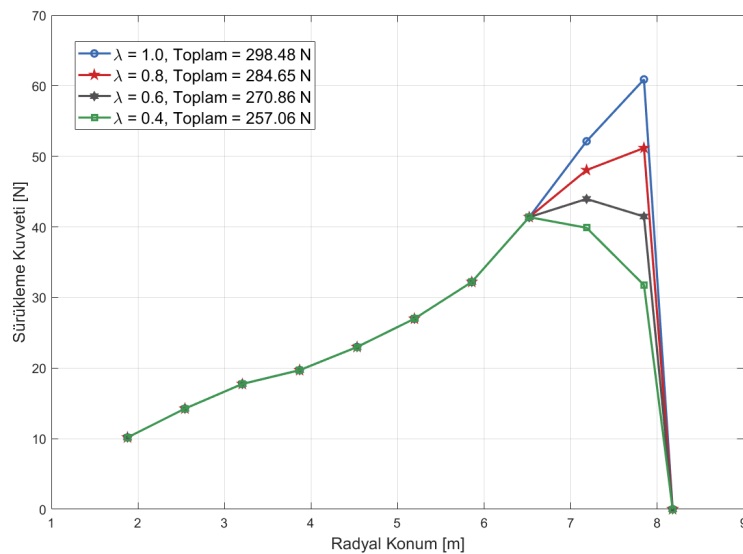
Ayrıca, farklı uç şekillerinin sürüklenme kuvveti üzerindeki etkileri de incelenmiştir. Şekil 10 ve 11'de farklı sivrilme oranlarına sahip pala uç tasarımları için elde edilen sürüklenme kuvveti dağılımları gösterilmektedir. Şekil 11'de her bir uç şekli için farklı pala elemanı radyal konumlarında, azimut açısına göre sürüklenme kuvveti değişimi yer almaktadır. Tablo 4'te de benzer şekilde, elde edilen toplam sürüklenme kuvveti değerleri verilmektedir.



Şekil 11'de ve Tablo 4'te görüldüğü üzere, sivrilme oranı azaldıkça toplam sürüklenme kuvvetinde belirgin bir azalma gözlemlenmektedir. Sivriltilmiş uç geometrileri, özellikle uç kısımlarında daha düşük sürüklenme kuvveti üretmektedir. Bu, sivrilme oranının azalmasıyla birlikte sürüklenme kuvvetinin etkin bir şekilde azaltılabileceğini göstermektedir. Benzer bir çıkarım, Zhifeng Xie ve ekibinin çalışmasında yapılmıştır [Xie vd., 2017]. Bu çalışmada da, optimum rotor hızına sahip helikopterler için rotor pala tasarımında sivrilme oranının optimize edilmesi, hem aksıda uçuş (hover) hem de ileri uçuş koşullarında güç kaybının azaltılmasına ve aerodinamik performansın artırılmasına yardımcı olduğu belirtilmiştir.



Şekil 10. Farklı uç şekilleri için askıda uçuş (hover) koşulunda elde edilen rotor diskinde sürüklenme kuvveti dağılımı



Şekil 11. Farklı uç şekilleri için askıda uçuş (hover) koşulunda elde edilen sürüklenme kuvveti dağılımı

Tablo 4. Askıda uçuş (hover) koşulunda farklı uç şekilleri için elde edilen toplam sürükleme kuvveti

Uç Şekli Sivrilme Oranı $\lambda$	Toplam Sürükleme Kuvveti [N]
$\lambda = 1.0$ Dikdörtgen Uç	298.48
$\lambda = 0.8$	284.65
$\lambda = 0.6$	270.86
$\lambda = 0.4$	257.06

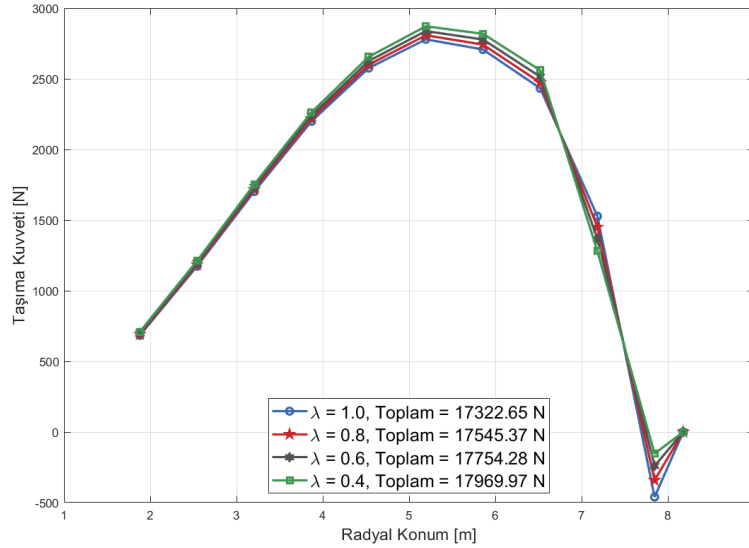
Farklı uç şekillerinin aerodinamik performansa etkilerinin daha detaylı incelenmesi adına benzer analizler ileri uçuş koşulunda da yapılmıştır. Bu analizler için sisteme verilen kontrol girdileri Tablo 5'te verilmiştir. Bu sabit kontrol girdileri, farklı uç şekilleri için taşıma ve sürükleme kuvveti gibi parametrelerin doğru bir şekilde karşılaştırılmasını sağlar. Aynı kontrol girdileri altında yapılan analizler, her bir uç şeklinin aerodinamik performansını net bir şekilde ortaya koyarak farklı sivrilme oranlarının performans üzerindeki etkilerini daha iyi anlaşılmasına yardımcı olur.

Tablo 5. Farklı uç şekilleri için ileri uçuş koşulunda sisteme verilen kontrol girdileri değerleri

Kolektif Kontrol Girdisi [rad]	Yanal Döngüsel Kontrol Girdisi [rad]	Boyuna Döngüsel Kontrol Girdisi [rad]
0.0436	-0.0048	-0.0330

İleri uçuş koşullarında, farklı uç şekilleri için elde edilen taşıma ve sürükleme kuvvetlerinin pala boyunca dağılımı grafiklerine bakarak, her bir sivrilme (daralma) oranının aerodinamik performans üzerindeki etkileri gözlemlenebilir. Ana rotor aerodinamik kuvvet hesaplamaları, ileri uçuş koşulunda 50 m/s ileri hız için yapılmıştır. Dikdörtgen uç ( $\lambda = 1.0$ ) ve uca doğru veter uzunluğunun azaltılması ile elde edilen sivriltilmiş uç geometrileri ( $\lambda = 0.8, 0.6, 0.4$ ) için taşıma ve sürükleme kuvvetleri aşağıda karşılaştırılmıştır.

Şekil 12'de, her bir uç şekli için pala elemanı radyal konumuna göre taşıma kuvveti dağılımı gösterilmektedir. Tablo 6'da farklı sivrilme oranları ile elde edilen toplam taşıma kuvveti değerleri verilmektedir. Şekil 12'de görüldüğü üzere, sivrilme oranı azaldıkça toplam taşıma kuvvetinde belirgin bir artış gözlemlenmektedir. Sivriltilmiş uç geometrileri, özellikle uç kısımlarında daha verimli bir taşıma kuvveti üretmekte ve bu da sivrilme oranı azaldıkça toplam taşıma kuvvetinin artmasına neden olmaktadır.

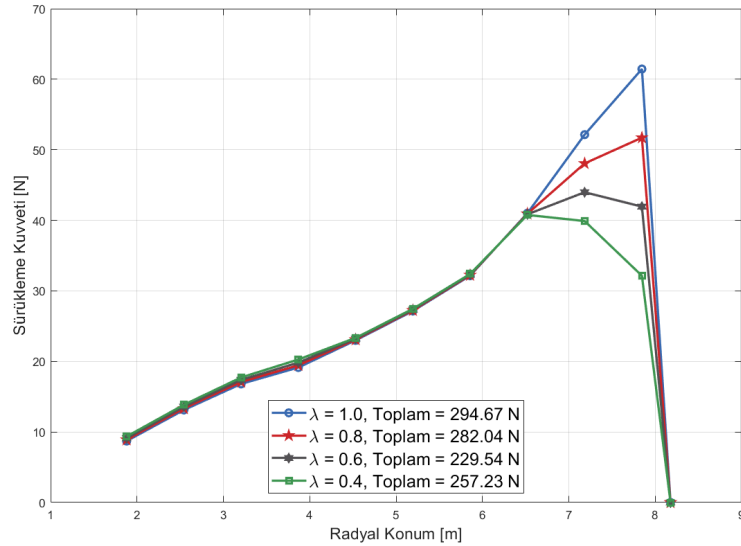


Şekil 12. Farklı uç şekilleri için elde edilen ileri uçuşta taşıma kuvveti dağılımı

Tablo 6. İleri uçuşta farklı uç şekilleri için elde edilen toplam taşıma kuvveti

Uç Şekli Sivrilme Oranı $\lambda$	Toplam Taşıma Kuvveti [N]
$\lambda = 1.0$ Dikdörtgen Uç	17,322.65
$\lambda = 0.8$	17,545.37
$\lambda = 0.6$	17,754.28
$\lambda = 0.4$	17,969.97

Şekil 13'te, farklı sivrilme oranlarına sahip pala uç şekilleri için ileri uçuş koşullarındaki sürükleme kuvveti dağılımları gösterilmektedir. Tablo 7'de de farklı sivrilme oranları ile elde edilen toplam sürükleme kuvveti değerleri verilmektedir. Şekil 13'te görüldüğü üzere, sivrilme oranı azaldıkça sürükleme kuvvetinde belirgin bir azalma gözlemlenmektedir. Sivriltilmiş uçlarda veter uzunluğunun azalması ile sürükleme kuvveti azalmaktadır. Bu durum, sivrilme oranının azaltılması ile birlikte sürükleme kuvvetinin etkili bir şekilde azaldığını ve dolayısıyla aerodinamik verimliliğin arttığını göstermektedir.



Şekil 13. Farklı uç şekilleri için elde edilen ileri uçuşta sürüklenme kuvveti dağılımı

Tablo 7. İleri uçuşta farklı uç şekilleri için elde edilen toplam sürüklenme kuvveti

Uç Şekli Sivrilme Oranı $\lambda$	Toplam Sürüklenme Kuvveti [N]
$\lambda = 1.0$ Dikdörtgen Uç	312.56
$\lambda = 0.8$	295.45
$\lambda = 0.6$	278.72
$\lambda = 0.4$	261.34

## SONUÇ

Bu çalışmada, rotor modelleme ve simülasyon kodu HeliRotorS, farklı pala uç tasarımları için analiz yapabilecek şekilde geliştirilmiştir. Farklı uçuş koşullarında yapılan simülasyonlara göre sonuç olarak, sivrilme oranının azaltılması (daralma oranının artması), yani veter uzunluğunun pala ucuna doğru azaltılması, sadece taşıma kuvvetini artırmakla kalmaz, aynı zamanda sürüklenme kuvvetini de azaltır. Örneğin yakıt tasarrufu ve uzun menzilli uçuşlar için düşük sivrilme oranına sahip uç şekilleri ideal olabilir. Düşük sürüklenme kuvveti sayesinde yakıt tüketimi azalır ve helikopterin menzili artar, bu da uzun süreli görevlerde önemli bir avantaj sağlar. Bu bulgular Uluocak'ın [Uluocak, 2019] tezinde gözlemlenen sonuçlarla tutarlıdır. Özellikle, Uluocak'ın çalışması, modifiye edilmiş pal uçlarının, sürtünmeyi azaltarak ve taşıma verimliliğini artırarak aerodinamik performansı iyileştirebileceğini göstermiştir. Her iki çalışma da helikopter performansını optimize etmek için pal ucu tasarımının önemini ve bu tasarımın uç girdapları gibi olumsuz aerodinamik etkileri hafifletmedeki rolünü vurgulamaktadır.

**Teşekkür**

Bu çalışma Türk Havacılık ve Uzay Sanayi Lift-Up 2023-2024 Dönemi Programı kapsamında yapılmıştır.

**Kaynaklar**

- Alper Dağalp, Yusuf Bayrak, Nilay Sezer-Uzol ve Ilgaz Doğa Okcu, Pala Elemanı Teorisi Tabanlı Helikopter Rotor Simülasyonları İçin Aerodinamik Düzeltme Modelleri, UHUK 2024, 10. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, 18-20 Eylül 2024.
- F.P. Beer, (2004), Vector Mechanics for Engineers: Statics and Dynamics. McGraw-Hill Higher Education, 2004.
- G.D. Padfield, (2007), Helicopter Flight Dynamics-the theory and application of flying qualities and simulation modeling, Blackwell Publishing, 2007.
- J. Xie, Z. Xie, M. Zhou, and J. Qiu (2017), Multidisciplinary Aerodynamic Design of a Rotor Blade for an Optimum Rotor Speed Helicopter, *Applied Sciences*, 7(6):639, 2017.
- J.G. Leishman (2000), Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press, 2000.
- J.J. Howlett, (1981), UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program. Volume 1: Mathematical Model - NASA Technical Reports Server (NTRS), NASA, 1981.  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840020737/downloads/19840020737.pdf>
- Sinem Uluocak (2019), Experimental Investigation of the Helicopter Blade Tip Shape Effects on Aerodynamic Performance and Tip Vortex Characteristics, M.S. thesis, Graduate School of Natural and Applied Sciences, Middle East Technical University, Ankara, Turkey, 2019.
- Sinem Uluocak, Mustafa Percin and Oguz Uzol (2023), Tip Vortex Meandering Characteristics of a Model Helicopter Rotor with Different Tip Shapes, *AIAA Journal*, Vol. 61, No 7, July 2023. (Published Online: 8 May 2023. <https://doi.org/10.2514/1.J062552>).
- W. Johnson, (2012), Helicopter Theory, Dover Publications, 2012.
- W. Johnson, (2013), Rotorcraft Aeromechanics, Cambridge University Press, 2013.
- Yusuf Bayrak, Alper Dağalp, Muhammet Boynukalin, Nilay Sezer-Uzol, Ceren Cansu Esmek and Ilgaz Doga Okcu, (2023), Development And Validation Of A Blade Element Model In Simulink For Rotary Wing Flight Mechanics Applications, AIAC-2023-094, 12th Ankara International Aerospace Conference, Online, Ankara, Türkiye, 13-15 September 2023.
- Yusuf Bayrak, Muhammet Boynukalin, Alper Dağalp, Nilay Sezer Uzol, Ceren Cansu Esmek, Ilgaz Doğa Okcu, (2023), Döner Kanat Uçuş Mekaniği Uygulamaları için Simulink'te Bir Pala Elemanı Modelinin Geliştirilmesi ve Doğrulanması, Development and Validation of a Blade Element Model in Simulink for Rotary Wing Flight Mechanics Applications, LIFTUP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Konferansı, 19 Temmuz 2023. LIFTUP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Programı 2022 - 2023 Projeleri Bildiri Kitabı, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Ankara, 2023.