

## PALA ELEMANI TEORİSİ TABANLI HELİKOPTER ROTOR SİMÜLASYONLARI İÇİN AERODİNAMİK DÜZELTME MODELLERİ

Alper Dağalp<sup>1</sup>, Yusuf Bayrak<sup>2,\*</sup> ve  
Nilay Sezer-Uzol<sup>3</sup>  
Havacılık ve Uzay Mühendisliği,  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi,  
Ankara, Türkiye

Ilgaz Doğa Okcu<sup>4</sup>  
\*TUSAŞ – Türk Havacılık  
ve Uzay Sanayii A.Ş.,  
Ankara, Türkiye

### ÖZET

*Pala elemanı teorisi tabanlı helikopter rotor simülasyonları için kullanılan aerodinamik düzeltme modellerinin incelenmesi ve Matlab ve Simulink tasarım ve analiz aracı HeliRotorS'a [Bayrak vd., AIAC 2023] entegre edilerek test edilmesi bu çalışmanın amacıdır. Rotor simülasyon modellerinde, uç kaybı modeli, ters akış modeli ve yanal sapma akış modelleri, aerodinamik düzeltme modelleri olarak kullanılmaktadır. HeliRotorS literatürde bulunan deneysel veriler ve teorilere dayanan bir döner kanat matematik modelidir. Modelde, aerodinamik ve ataletsel kuvvetler hesaplanır ve ardından bunlara bağlı olarak rotor performansını gösteren, tork, güç gereksinimi, katılık, aerodinamik verimlilik gibi önemli değişkenler de analiz edilir. Bu model ile yapılan simülasyonlar sayesinde farklı uçuş şartlarının değerlendirilmesi, rotor geometrisinin optimize edilmesi ve yeni rotor tasarımlarının analizi gibi işlemler gerçekleştirilebilir. Ancak her matematiksel modelde olduğu gibi bu modelde de bir hata payı bulunmakta ve olabilecek tüm aerodinamik etkiler gerçek zamanlı olarak simüle edilememektedir. Bu çalışmada bahsi geçen uç kaybı modeli, ters akış modeli ve yanal sapma akış modelleri HeliRotorS'a eklenerek UH-60 rotoru için farklı uçuş koşullarında test edilmiş ve simülasyonların doğruluğunun artırılması amaçlanmıştır.*

### GİRİŞ

Helikopter ana rotorunun aerodinamik analizinde öncelikle helikopterin ana rotorunda kaç pala olduğu belirlenmiştir. Farklı pala sayıları için test edilmiştir [Bayrak vd., AIAC 2023]. Rotorun palaları tepeden bakıldığında dikdörtgensel bir şekle sahiptir. Kanat profili olarak sıklıkla helikopterlerde ve özellikle UH-60'da [Howlett, 1981] bulunan SC1095 kullanılmıştır. Rotor dönüş hareketi yaparken maruz kaldığı hava akımında dolaylı olarak çeşitli kuvvetlerin oluşumunu sağlar. Başlıca oluşan kuvvetler ataletsel ve aerodinamik kuvvetlerdir. Bu kuvvetler sayesinde ana rotor aracılığı ile helikopter havada kalma ve hareket edebilme kabiliyetine sahip olmaktadır. Kanat hareket ederken üzerine gelen serbest akış sonucu oluşan aerodinamik kuvvetlerin büyüklüğünü ve yönünü; hücum açısı, akışkanın yoğunluğu, akışkanın hızı ve kanat profili etkilemektedir. Rotorda çembersel hareket yapan palalar üzerindeki etkili akış hızı palanın kökünden uç kısma kadar değişkenlik göstermektedir. Ayrıca tasarımsal olarak palanın kökünden ucuna doğru bükülme açısı yani gelen akışkanın hücum açısı da değişmektedir. Bu nedenle pala tek bir bütün olarak analiz edilememektedir. Onun yerine pala belli sayıda segmentlere bölünüp analiz edilmiştir. Segment sayısına bağlı olarak belli bir segment uzunluğu bulunmaktadır. Segment boyunca akışkanın hücum açısı ve hızı sabit kabul edilmiştir. Dolayısıyla her bir segment için aerodinamik kuvvetler hesaplanır. Bunun yanında bu elemanlar arasındaki aerodinamik etkileşimler de dikkate alınmıştır. Pala elemanı teorisi aslında budur. Pala elemanı teorisi (*Blade Element Theory*, BET) tabanlı rotor simülasyon modelleri helikopter rotorlarının tasarımında ve performans analizinde yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir. Bu yöntem, bir rotorun performansını ve aerodinamik özelliklerini hesaplamak için rotor palalarını ayrı ayrı ele alır. Pala elemanı metodu, her rotor palasını birden çok "elemanlara" veya "segmentlere" bölerek analiz yapar. Her eleman, palanın bir bölümünü temsil eder ve üzerinde belirli bir açıda ve hızda aerodinamik kuvvetlerin etkisini hesaplar. Bu elemanlar arasındaki aerodinamik etkileşimler de dikkate alınır. Bu amaçla,

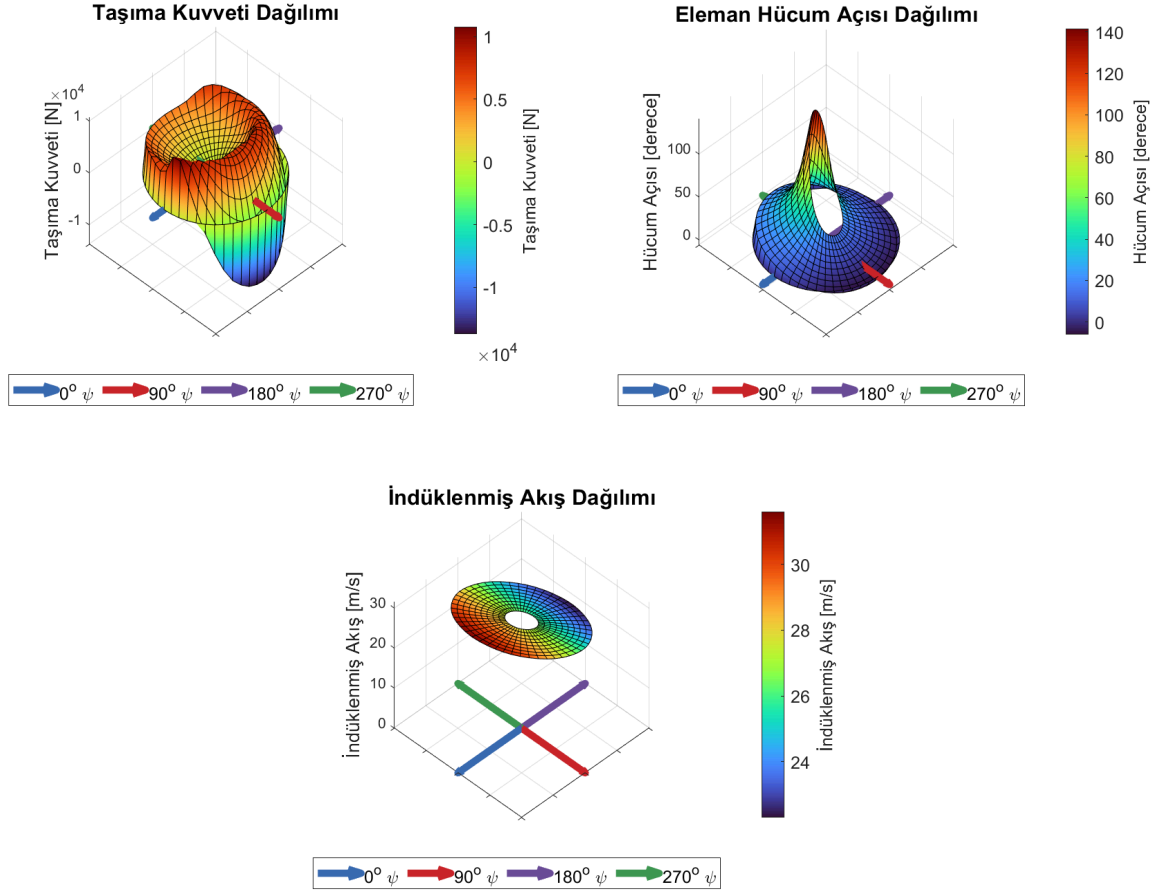
<sup>1</sup> Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü Mezunu, ODTÜ, Eposta: alper.dagalp@metu.edu.tr

<sup>2</sup> Mühendis, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, Eposta: yusuf.bayrak2@tai.com.tr

<sup>3</sup> Doçent Dr, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, Eposta: nuzol@metu.edu.tr

<sup>4</sup> Mühendis, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Eposta: iokcu@metu.edu.tr

HeliRotorS [Bayrak vd., Lift-Up 2023, Bayrak vd., AIAC 2023] geliştirilmiştir. Aşağıda Şekil 1'de modelin bir çıktısı olan taşıma kuvveti, indüklenmiş hız ve hücum açısı dağılımlarının grafiklerini görebilirsiniz.



Şekil 1: Örnek HeliRotorS Çıktıları

Kanat profili iki boyutlu olarak incelendiğinde akışkanın Mach sayısı, hücum açısı, kord uzunluğu ve aerodinamik katsayılarına bağlı olarak kesitsel taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve aerodinamik moment hesaplanmıştır. Mach sayısı gelen serbest akışın hızı ve yoğunluğuna bağlı olarak bulunmaktadır. SC1095 kanat profilinin aerodinamik katsayıları Xfoil programı aracılığıyla çeşitli Mach sayıları ve hücum açıları için bulunmuştur. İndüklenmiş akış hızı, çarpma salınımindan ötürü oluşan hız, rotorun dönüş hızı, kolektif ve döngüsel kontrol girdileri ve palanın burğu açısı gibi parametreler kanat profilinin hücum açısını belirlemektedir. Bu hesaplanan kesitsel kuvvet ve momentler üç boyutlu olan segmentlere atfedilmiştir. Sonrasında her bir palada her bir segmentte hesaplanan kuvvetler ve torklar toplanarak helikopter ana rotorunda oluşan toplam kuvvet ve tork bulunmuştur. Ancak modelin doğruluğunu artırabilmek amacıyla uç kaybı, ters akış ve yanal sapma akış gibi üç boyutlu aerodinamik fenomenler [Johnson, 2012] HeliRotorS'e dahil edilecektir.

Uç kaybında palanın uç kısmında girdap akışı olduğundan o bölgede taşıma kuvveti kaybı görülmektedir. Helikopterin ileri uçuşu sırasında ana rotorun geri çekilen tarafında dönüş hızının yönü ile ileri uçuştan kaynaklı ileriden gelen akışın hızı zıt yönlü olduğundan dolayı pala elemanlarının bileşke hızları önemli miktarda etkilenmektedir. Palanın kök kısmında dönüş hızı daha yavaş olduğundan dolayı oluşan bileşke hız sıfırlamakta veya ters yönde oluşmaktadır. Bunun sonucunda o bölgede taşıma kuvveti kaybı yaşanmaktadır. Yanal sapma akış olayında ise ileri uçuş sırasında rotor dönerken azimut pozisyonuna bağlı olarak akış vektörü belli bir sapma açısıyla pala elemanına uğramaktadır. Bu sebeple oluşan aerodinamik kuvvetlerinin yönünü ve büyüklüğünü de etkilenmektedir. Örneğin oluşan sürüklenme kuvvetinin radyal yönde yeni bir

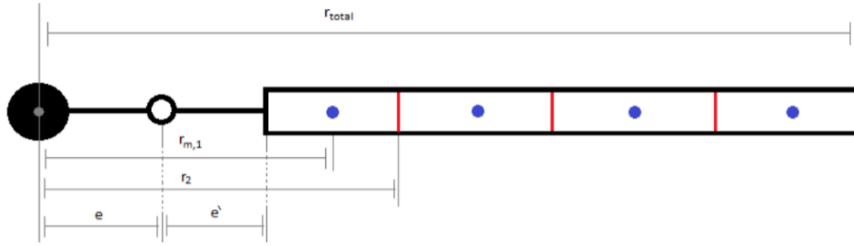
bileşeni oluşmaktadır. Bu kuvvet yanal sürükleme kuvveti olmaktadır. Tüm bu düzeltme modelleri HeliRotorS'a entegre edilecek daha doğru aerodinamik performans simülasyonları yapılabilecektir.

## YÖNTEM

Bu çalışmada helikopter rotorlarını modellemek için geliştirilen HeliRotorS modelinin aerodinamik için modifikasyonları yapılmıştır. Pala Elemanı Teorisinden faydalanarak uç kaybı, ters akış ve yanal sapma (yaw) akış modelleri eklenmiştir.

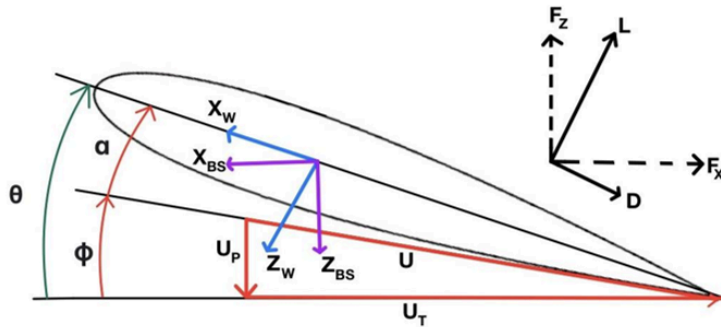
### Pala Elemanı Teorisi

Pala Elemanı Teorisinde bir rotor palası belirli sayıda segmentlere bölünerek her biri üzerindeki aerodinamik kuvvetleri hesaplamaya imkan sağlayan bir hesaplama yöntemidir [Padfield, 2007]. Belirlenen segmentin sahip olduğu kanat profili 2 boyutlu olacak şekilde analiz edilir ve buradaki bulunan kuvvetler 3 boyutlu olan segment parçasını temsil etmektedir.



Şekil 2: Pala Elemanı Teorisi için bir rotor palasının segmentlere bölünmüş hali

Şekil 21'ye bakıldığı zaman siyah bölge helikopterin ana bağlantı merkezini, beyaz dairesel bölge de palanın hareketini kolaylaştırmak amaçlı bulundurulmuş menteşeyi temsil etmektedir. Şekildeki örnekte pala 4 ayrı segmente bölünmüştür ve mavi nokta her birinin geometrik ve ağırlık merkezini göstermektedir. Aerodinamik kuvvetler, 2 boyutlu olarak belirlenen noktalarda hesaplandıktan sonra menteşe noktasına taşınıp toplanarak pala üzerindeki toplam kuvvet ve moment bulunur.



Şekil 2: Kanat profilinde aerodinamik referans eksen takımı

Şekil 2'de ise kırmızı oklar gelen hava akışının hız vektörünü ve onun bileşenleri temsil etmektedir.  $\theta$  palanın bükülme açısı,  $\phi$  indüklenen akış açısı ve  $\alpha$  da hücüm açısı olmaktadır. Oluşan aerodinamik kuvvetler arasında taşıma kuvveti hız vektörüne dik olacak şekilde yukarı yönde ve sürükleme kuvveti hız vektörü ile aynı yönde olacak şekilde oluşmaktadır.

**HeliRotorS Simulink Rotor Modeli:** Ana rotor modeli Simulink ortamında çalışmaktadır. 100 Hz Runge Kutta 4 ile analiz yapmaktadır. İlk başta helikopterin başlangıç parametreleri ve girdiler Matlab ortamında tanımlanmaktadır. Sonrasında HeliRotorS belirlenen süre içerisinde çözüm yapmaktadır ve elde edilen çıktılar tekrardan Matlab ortamına aktarılmaktadır. Bu sayede itki ve

tork katsayıları, taşıma kuvveti dağılımı gibi önemli bilgiler elde edilmekte ve görselleştirilebilmektedir.

### Uç Kaybı Modeli

Bir rotor palasının ucunda 3 boyutlu aerodinamik etkilerden dolayı taşıma kuvveti kaybı oluşmaktadır. Bu olay uç kaybı etkisi olarak adlandırılmaktadır [Johnson, 2013]. HeliRotorS modelinde Prandtl's Uç Kaybı fonksiyonu kullanılmıştır. Bu fonksiyon palanın uç kısmı için düzeltme faktörünü hesaplamaktadır.

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

Formüldeki  $f$  parametresini pala segmentinin kökten ne kadar uzakta olduğunu belirten radyal pozisyonu ( $\bar{r}$ ), Şekil 2'de de gösterilen uğradığı indüklenen akış vektörünün diğer hız vektörüyle oluşturduğu açı ( $\phi$ ) ve ana rotordaki pala sayısı ( $N_b$ ) belirlemektedir.

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

### Ters Akış Modeli

HeliRotorS modelinde rotor saat yönünün tersinde dönüş yapmaktadır. Helikopter ileri yönde uçuş yaptığı zaman dönüş çemberinde palanın ileriye doğru ilerlediği kısım ilerleyen taraf diğer kısım geri çekilen taraf olmaktadır. İlerleyen tarafta gelen akış ve açısız hız sonucu oluşan bileşke hız dönüş yönünün yararına olan yönde oluşmaktadır. Geri çekilen tarafta ise oluşan bileşke hız palanın radyal pozisyonuna bağlı olarak yönü değişkenlik göstermektedir. Uç kısımlara doğru açısız hız havanın akışına göre baskın olduğundan oluşan bileşke hız dönüş yönünün yararına yönde oluşur. Fakat kök kısmında bu durum tam tersi olduğundan bileşke hız vektörü ters yönde oluşur ve o bölgede taşıma kuvveti kaybı yaşanır. Aşağıdaki denklem [Johnson, 2013] Pala Elemanı Teorisine göre rotordaki itki katsayısını ifade etmektedir.

$$\frac{c_T}{\sigma a} = \int_0^1 \frac{1}{2} u_T (u_T \theta - u_p) d\bar{r}$$

Aşağıdaki tablo ise bu denklemin bölgelere göre nasıl değiştiğini ve hangi bölgenin hangi azimut açısı aralığında olduğunu göstermektedir.

$= \int_0^1 \frac{1}{2} u_T (u_T \theta - u_p) d\bar{r}$	$0^\circ < \psi < 180^\circ$ (ilerleyen taraf)
$= \int_0^1 \frac{1}{2} u_T (u_T \theta - u_p) d\bar{r} - \int_0^{-\mu \sin \psi} u_T (u_T \theta - u_p) d\bar{r}$	$180^\circ < \psi < 360^\circ$ (geri çekilen taraf)

### Yanal Sapma Akış Modeli

Ana rotor dönüş yaparken palaya uğrayan akış bazı uçuş koşullarında ve eğer pala sürüklü biçimde ise açılı gelmektedir [Johnson, 2013]. Bu durumda aerodinamik katsayılar ve kuvvetler değişkenlik göstermektedir. Sürükleme kuvvetinin artık radyal yönde belli bir lambda açısıyla ( $\Lambda$ ) bir bileşeni oluşmaktadır ve aşağıdaki denklemle ifade edilmektedir.

$$R = D \tan \Lambda \quad , \quad \cos \Lambda = \sqrt{\frac{U^2}{U^2 + u_R^2}}$$

Aerodinamik katsayılar aşağıdaki gibi değişim göstermektedir.

Taşıma kuvveti katsayısı	$c_l = \frac{1}{\cos^2 \Lambda} c_{l_{2D}}(\alpha_e)$
Sürükleme kuvveti katsayısı	$c_d = \frac{1}{\cos \Lambda} c_{d_{2D}}(\alpha_e)$
Tork katsayısı	$c_m = \frac{1}{\cos^2 \Lambda} (c_{m_{2D}}(\alpha_e) - c_{m_z}) + K_\epsilon^2 c_{m_z}$

### UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışma sonucunda, HeliRotorS modeli ile doğruluğu daha yüksek sonuçlar elde edebilmek ve gerçeği daha iyi tahmin eden simülasyonlar yapmak amaçlanmaktadır. Anlatılan modellerin entegrasyonu sırasında her bir düzeltmenin etkileri gözlemlenecek ve yorumlanacaktır. Bulgular, literatürdeki veriler ile karşılaştırılarak doğrulanacak ve aerodinamik düzeltmeler ile beraber daha verimli bir simülasyon modeli Matlab ve Simulink kullanılarak elde edilecektir.

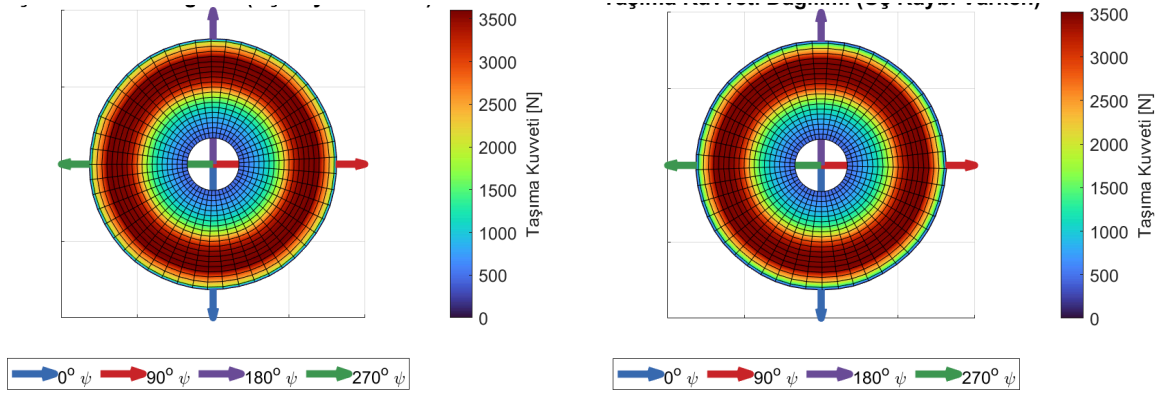
Pala elemanı teorisi tabanlı bir Matlab ve Simulink tasarım ve analiz aracı olan HeliRotorS ile helikopter rotor simülasyonları yapılacaktır. Aerodinamik düzeltme modelleri incelenerek rotor simülasyon modellerinde, uç kaybı modeli, ters akış modeli ve yanal sapma akış modelinin aerodinamik düzeltme modelleri kullanılacaktır. Simülasyonlar, UH-60 rotoru için farklı uçuş koşullarında test edilecek ve doğrulanacaktır. Bu aerodinamik olayların HeliRotorS'e entegre edilerek sonuçların optimize edilmesi ve deney verilerine daha yakın değerlerin elde edilmesi amaçlanmıştır. Bildirinin son halinde doğrulama sonuçları detaylı anlatılacaktır.

#### A. Aerodinamik Düzeltmeler

1) **Uç Kaybı:** Uç kaybı olayının daha net gözlemlenmesi amacıyla rotorun havada asılı kalma durumunda test yapıldı. Başlangıç parametreleri aşağıdaki tabloda mevcuttur.

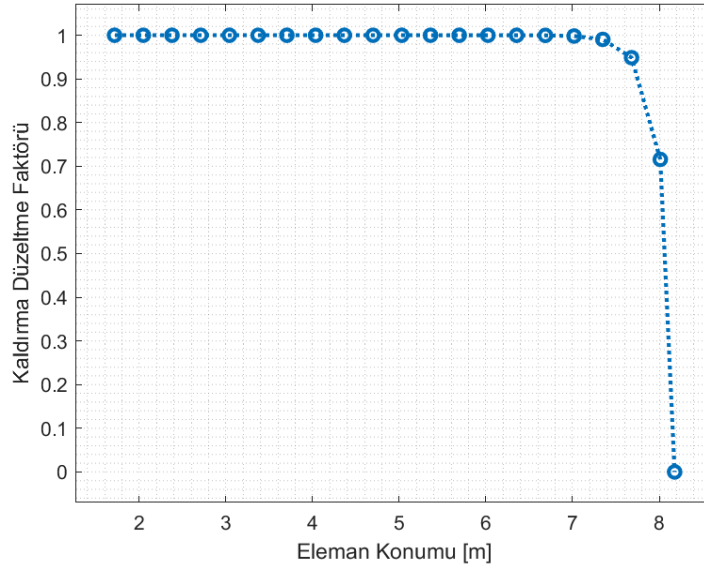
Tablo 1. Uç Kaybı İncelemeleri için Başlangıç Değerleri

İleri Uçuş Hızı	$U = 0 \text{ m/s}$
Kolektif açısı	$\beta_0 = 5^\circ$
Boyuna döngüsel açısı	$\beta_{1c} = 0^\circ$
Rotorun açısal hızı	$\Omega = 258 \text{ rpm}$



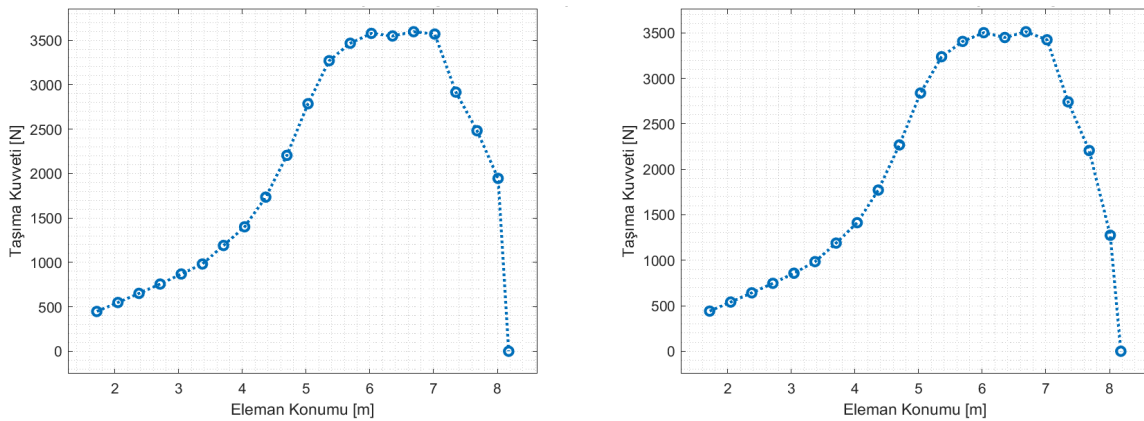
Şekil 7. Uç Kaybı Modeli ile Taşıma Kuvveti Dağılımı (Sağdaki Figür Uç Kaybı Varken, Soldaki Yokken)

Şekil 7'ye bakıldığında taşıma kuvvetinin genel olarak uç kısma doğru arttığı görülmektedir. Fakat uç kaybının etkisi bu figürde net olarak görülmemektedir.



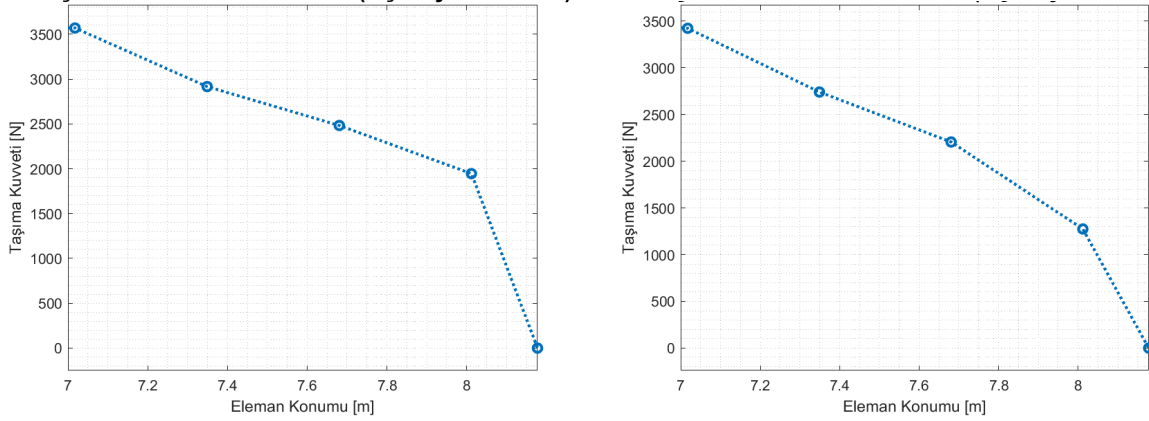
Şekil 8. Uç Kaybı Modeli ile Taşıma Düzeltme Faktörünün Pala Boyunca Dağılımı

Şekil 8'de uç kaybı faktörünün dağılımı görülmektedir. Palanın çoğu kısmında 1 iken uç kısımlarında uca doğru azalmaya başlamıştır. Bu faktör aslında o bölgedeki taşıma kuvvetinin ne kadar kayba uğradığını işaret etmektedir.



Şekil 9. Uç Kaybı Modeli ile Taşıma Kuvvetinin Pala Boyunca Dağılımı (Sağdaki Figür Uç Kaybı Varken, Soldaki Yokken)

Şekil 9 kökten uca doğru taşıma kuvvetinin bir pala üzerindeki dağılımını göstermektedir. Uç kaybı meydana gelince son data noktalarında azalma görülebilmektedir.



Şekil 10. Uç Kaybının Olduğu Bölgedeki Taşıma Kuvveti Dağılımı (Sağdaki Figür Uç Kaybı Varken, Soldaki Yokken)

Şekil 10'da son noktadaki taşıma kuvveti azalışı çok daha net görülmektedir. Örneğin uçtaki pala elemanının taşıma kuvveti 2000 N civarındayken 1300 N seviyelerine gerilemiştir.

Tablo 2. Uç Kaybı İle Performans Ve Kontrol Çıktıları (Uç Kaybı İçin)

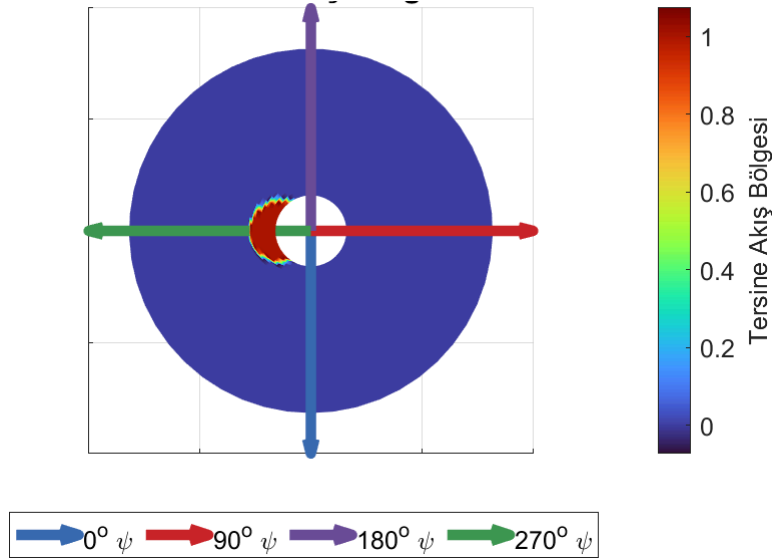
	Temel Model	Uç Kaybı Modeli ile
İtki katsayısı	0.00482609	0.00482565
Güç katsayısı * 10000	4.6072	4.48014
Koni çarpma açısı	1.5171 <sup>o</sup>	1.534202 <sup>o</sup>

Tablo 2'ye bakıldığında uç kaybindan dolayı toplam taşıma kuvveti azalmıştır ve sonucunda itki katsayısı da azalmıştır. Öte yandan uç kaybı olunca güç katsayısında da azalma gözlemlenmiştir. Ayrıca her iki durumda koni çarpma açıları çok büyük bir değişiklik göstermemektedir. Sadece uç kaybı olunca biraz artmıştır.

2) Tersine Akış: Tersine akış olayı test edilirken kullanılan başlangıç parametreleri aşağıdaki tabloda mevcuttur.

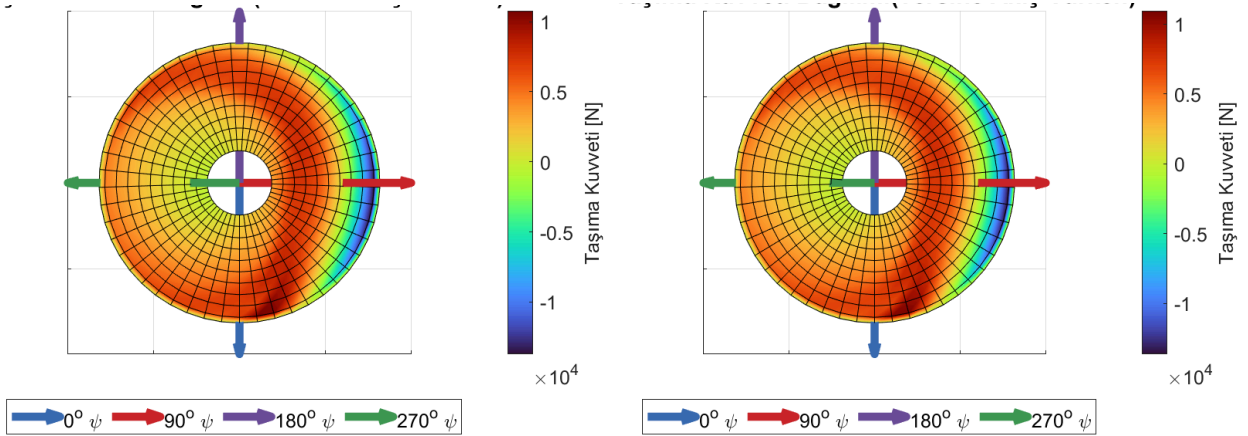
Tablo 3. Tersine Akış Modeli İle Başlangıç Değerleri (Tersine Akış İçin)

İleri Uçuş Hızı	$U = 70 \text{ m/s}$
Kolektif açı girdisi	$\beta_0 = 5^\circ$
Boyuna döngüsel açı girdisi	$\beta_{1c} = 10^\circ$
Rotorun açısal hızı	$\Omega = 258 \text{ rpm}$



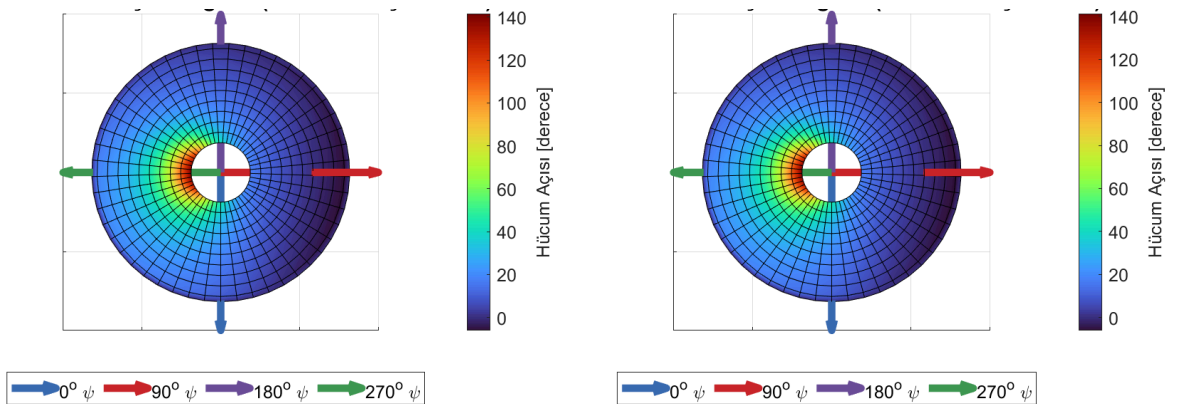
Şekil 11. Tersine akışın olduğu bölge

Şekil 11'den de anlaşılacağı gibi rotor dönüş çemberinin geriye çekilen tarafında kök bölgesinde tersine akış oluşmaktadır. Kırmızı bölge bunu temsil etmektedir.



Şekil 12. Tersine Akış Modeli İle Taşıma Kuvveti Dağılımı (Üstte Tersine Akış Varken, Altta Yokken)

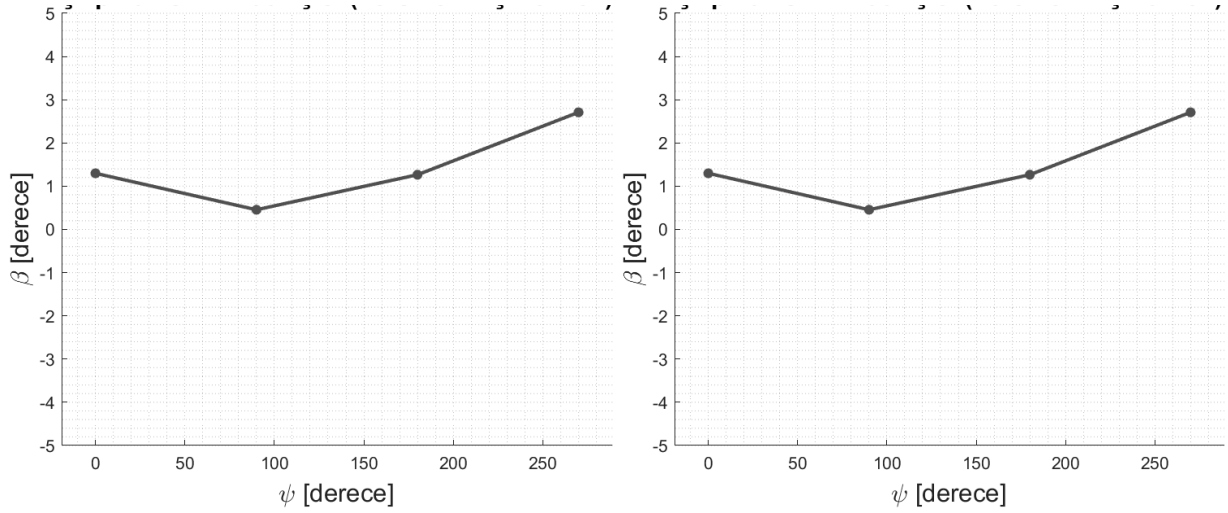
Şekil 12'ye bakılacak olursa taşıma kuvveti ilerleyen tarafta fazlayken geri çekilen tarafta azdır.



Şekil 13. Tersine Akış Modeli İle Eleman Hücum Açısı Dağılımı (Sağdaki Figür Tersine Akış Varken, Soldaki Yokken)

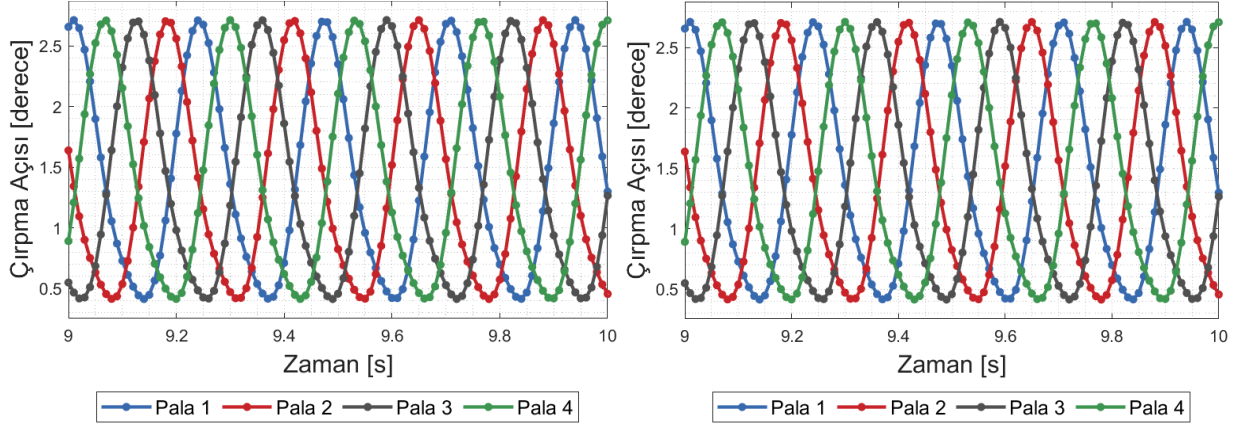
Şekil 13'te pala elemanlarına gelen akışın hücum açısı geri çekilen tarafın kök bölgesinde oldukça fazladır. Bunun sebebi o bölgedeki bileşke hız sıfır veya negatif olmasıdır.





Şekil 14. Tersine Akış Modeli İle Çırpma Açısının Azimutlara Göre Değişimi (Sağdaki Tersine Akış Varken, Soldaki Yokken)

Şekil 14'te çırpma açısı 90 derece azimutta minimumken, 270 derece azimutta maksimumdur. Bu sayede ileri uçuş sırasında her iki taraftaki taşıma kuvvetini dengelemektedir.



Şekil 15. Tersine Akış Modeli İle Her Bir Paladaki Çırpma Açısının Zamana Göre Değişimi (Sağdaki Tersine Akış Varken, Soldaki Yokken)

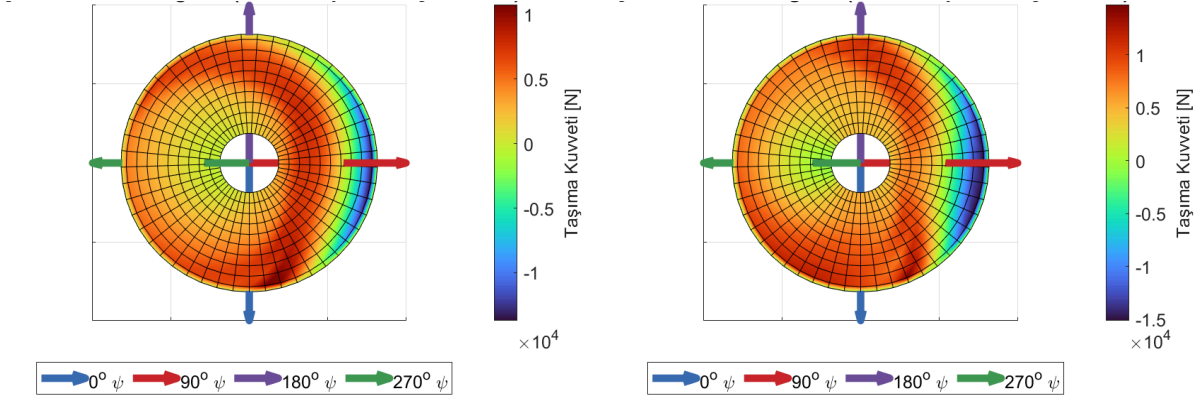
Şekil 15'e bakılacak olursa her bir palanın çırpma açısı periyodik olarak değişmektedir. Maksimum yaklaşık  $2.7^\circ$  olurken minimum yaklaşık  $0.3^\circ$  olmaktadır. Şekil 12'den Şekil 15'e kadar görüldüğü gibi soldaki figürler tersine olduğu koşulu göstermektedir. Ancak bu figürlere bakılacak olursa tersine akış bölgesi çok büyük olmadığından performans ve dinamik parametrelerinde değişim gözlenememektedir. Bunun nedeni tersine akış bölgesinin oldukça yeri ve büyüklüğü olarak düşünülebilir. Bölge alçalan tarafta bulunduğundan akıştan ötürü halihazırda rotor performansına çok küçük aerodinamik katkıları bulunmakta ayrıca bölgenin bir kısmı kök kesitinde kaldığından oradan bir aerodinamik kuvvet alınmamakta. Ayrıca belirtilen ileri ve açısal hız değerlerinde toplam alan oldukça düşük olduğundan bu modelin ana rotor performansına etkisinin bu durum için zayıf olduğu söylenebilir. Yine de aşağıdaki tabloda itki ve güç katsayısındaki değişimler görülebilmektedir.

Tablo 4. Tersine Akış İle Performans Katsayıları

	Temel Model	Tersine Akış Modeli ile
İtki katsayısı	0.0048320	0.0048321
Güç katsayısı * 10000	3.8909	3.8911

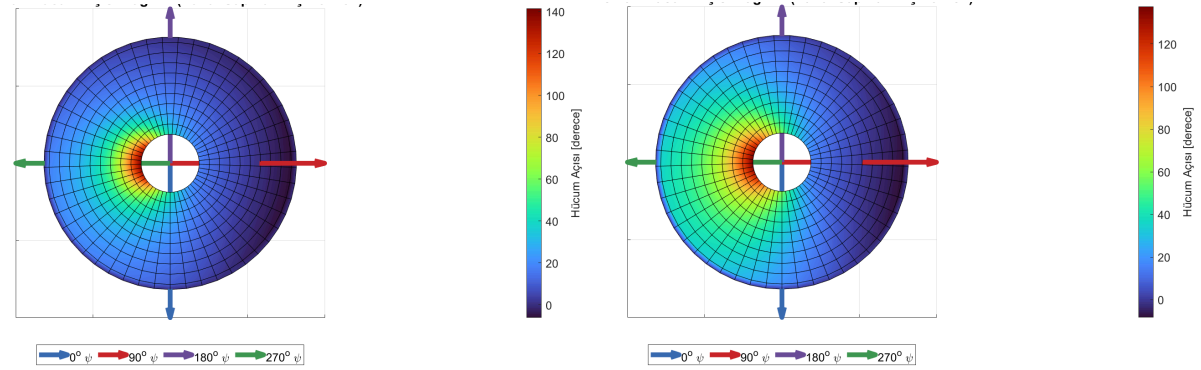
Tablo 4'te de görüldüğü gibi tersine akış meydana geldiğinde itki ve güç katsayıları artış göstermektedir. Yani tersine akış varken daha çok itki oluşurken daha çok güç da gerekli olmaktadır.

3) Yanal Sapma Akış: Yanal sapma akışı test edilirken başlangıç değerleri tersine akıştakiyle aynı tutulmuştur.



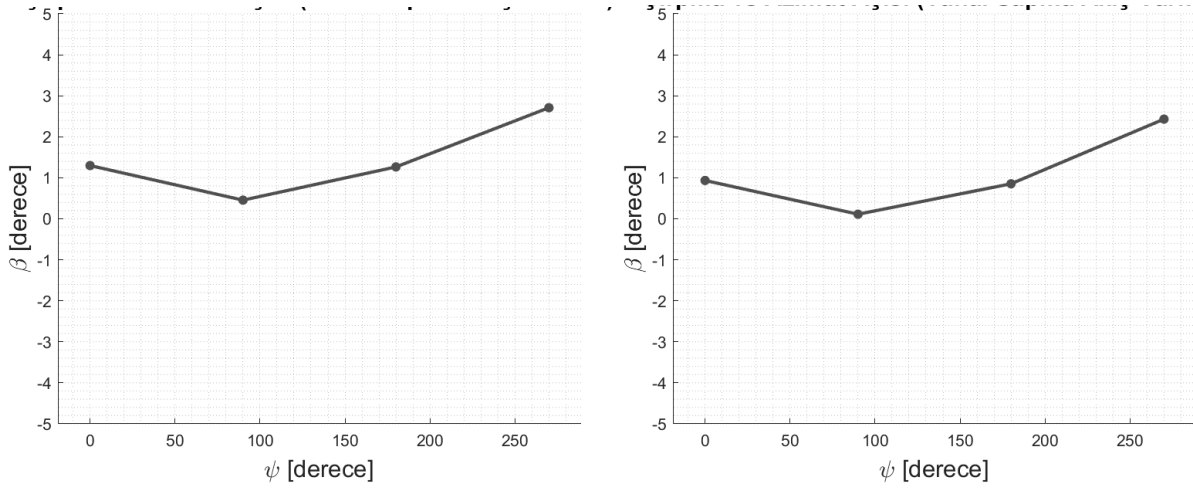
Şekil 16. Yanal Sapma Akış Modeli ile Taşıma kuvveti dağılımı (Sağdaki yanal sapma akış varken, Soldaki yokken)

Şekil 16'ya bakıldığı zaman yanal sapma akış olduğunda taşıma kuvvetinin genel olarak azaldığı görülmektedir.



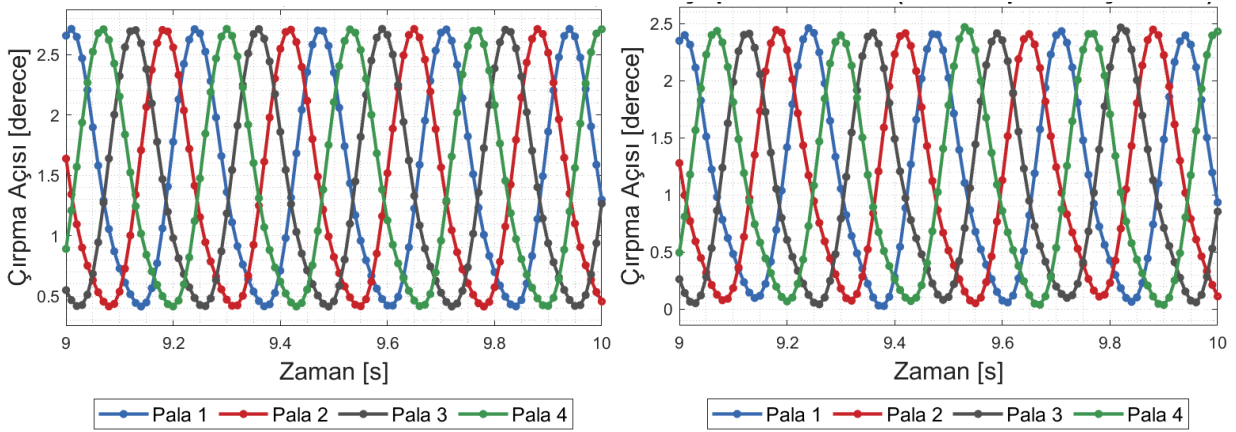
Şekil 17. Yanal Sapma Akış Modeli ile Hücüm Açısı Dağılımı (Sağdaki Yanal Sapma Akış Varken, Soldaki Yokken)

Şekil 17'ye göre yanal sapma akış varlığında geriye çekilen tarafta daha belirgin olacak şekilde pala elemanlarına gelen akışın hücüm açısında azalma görülmektedir.



Şekil 18. Yanal Sapma Akış Modeli İle Çırpma Açısının Azimutlara Göre Değişimi (Sağdaki Yanal Sapma Akış Varken, Soldaki Yokken)

Şekil 18'e bakıldığında yanar sapma akış olduğunda bütün azimut konumlarında genel olarak pala çırpma açısı azalmaktadır.



Şekil 19. Yanal Sapma Akış Modeli İle Her Bir Paladaki Çırpma Açısının Zamana Göre Değişimi (Sağdaki Yanal Sapma Akış Varken, Soldaki Yokken)

Şekil 19'da periyodik olarak değişen her bir palanın çırpma açısının maksimum ve minimum değerlerinin azaldığı görülmektedir. Aşağıdaki tabloda ise yanar sapma akışın itki ve güç katsayılarını nasıl etkilediği gözlemlenmektedir.

Tablo 5. Yanal Sapma Akış İçin Performans Katsayıları

	Temel Model	Yanal Sapma Akış Modeli ile
İtki katsayısı	0.0048320	0.0046618
Güç katsayısı * 10000	3.8909	4.8470

Tablo 5'e bakıldığında yanar sapma akışın performans katsayılarını önemli derece etkilediği görülmüştür. Bu akış olduğunda itki katsayısı azalırken güç katsayısı artmaktadır. Yani aynı uçuş koşulunda rotorun ürettiği itki kuvveti daha az olurken daha çok güce ihtiyacı olduğu çıkarılabilir.

## SONUÇ

Bu çalışma sonucunda aerodinamik modellerin eklenmesiyle sonuçların nasıl etkilendiği gözlemlenmiştir. Aerodinamik açıdan tersine akış, uç kaybı ve yanar sapma akış olayları helikopter

kanadı üzerindeki kuvvet dağılımını etkileyen önemli faktörlerdir. Bu olaylar hesaba katılarak daha gerçekçi sonuçlar elde edilmiştir. Sonuçta helikopter uçuşu sırasında bu düzensizliklerin varlığı kaçınılmazdır. Tüm bu eklemeler sonucu oluşan modelin yeni hali sayesinde helikopter tasarımı, analizi ve optimizasyonunda önemli bilgiler elde edilebilecektir. Ayrıca bu ana model helikopterin uçuş mantığını daha iyi anlamak için önemli bir yol gösterici olabilecektir.

### Teşekkür

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

### Kaynaklar

- F. P. Beer, 2004. Vector Mechanics for Engineers: Statics and Dynamics. McGraw-Hill Higher Education.
- G. D. Padfield, 2007. Helicopter Flight Dynamics-the theory and application of flying qualities and simulation modeling, Blackwell Publishing.
- JJ. Howlett, 1981. "UH-60A Black Hawk engineering simulation program. Volume 1: Mathematical model - NASA Technical Reports Server (NTRS)", NASA, <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840020737/downloads/19840020737.pdf>.
- Johnson, W., 2013. *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge University Press.
- Johnson, W., 2012. *Helicopter Theory*, Dover Publications,.
- Leishman, J. G. 2017. *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press.
- Prouty, R. W., & Coyle, S. 2009. *Helicopter aerodynamics*. Eagle Eye Solutions.
- Seddon, J., & Newman, S. 2011. *Basic helicopter aerodynamics*. Wiley.
- 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 Okçu, 2023. Döner Kanat Uçuş Mekanik 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.