

**T. C.**  
**İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ**  
**LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

**YENİ NESİL ELEKTRİKLİ KUYRUK ROTORU**  
**PERFORMANS İNCELENMESİ**

Yüksek Lisans Tezi

**Onur AÇAR**

Danışman

Prof. Dr. Osman Ergüven VATANDAŞ

Eş Danışman

Doç. Dr. Özge ÖZDEMİR

**İstanbul – 2023**



## TEZ TANITIM FORMU

**Yazar Adı Soyadı** : Onur AÇAR

**Tezin Dili** : Türkçe

**Tezin Adı** : Yeni Nesil Elektrikli Kuyruk Rotoru Performans İncelenmesi

**Enstitü** : İstanbul Gelişim Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

**Anabilim Dalı** : Uçak Mühendisliği

**Tezin Türü** : Yüksek Lisans

**Tezin Tarihi** : 14.07.2023

**Sayfa Sayısı** : 70

**Tez** : 1. Prof. Dr. Osman Ergüven VATANDAŞ

**Danışmanları** : 2. Doç. Dr. Özge ÖZDEMİR

**Dizin Terimleri** : Kuyruk Rotoru, Performans, Güç, Elektrik

**Türkçe Özet** : Yeni nesil elektrikli kuyruk rotorlarının farklı konfigürasyon seçeneklerinde güç tüketimi karşılaştırılması

**Dağıtım Listesi** : 1. İstanbul Gelişim Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsüne  
2. YÖK Ulusal Tez Merkezine

*İmzası*

*Onur AÇAR*

**T. C.**  
**İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ**  
**LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

**YENİ NESİL ELEKTRİKLİ KUYRUK ROTORU**  
**PERFORMANS İNCELENMESİ**

Yüksek Lisans Tezi

**Onur AÇAR**

Danışman

Prof. Dr. Osman Ergüven VATANDAŞ

Eş Danışman

Doç. Dr. Özge ÖZDEMİR

**İstanbul – 2023**

## BEYAN

Bu tezin hazırlanmasında bilimsel ahlak kurallarına uyulduğu, başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunulduğu, kullanılan verilerde herhangi tahrifat yapılmadığını, tezin herhangi bir kısmının bu üniversite veya başka bir üniversitedeki başka bir tez olarak sunulmadığını beyan ederim.

Onur AÇAR

.../.../2023



**İSTANBUL GELİŞİM ÜNİVERSİTESİ**  
**LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ MÜDÜRLÜĞÜNE**

Onur Açar'ın Yeni Nesil Elektrikli Kuyruk Rotoru Performans İncelenmesi adlı tez çalışması, jürimiz tarafından Uçak Mühendisliği anabilim dalı, Uçak Mühendisliği bilim dalında YÜKSEK LİSANS tezi olarak kabul edilmiştir.

*İmza*  
Başkan  
*Prof. Dr. Mahmut Adil YÜKSELEN*

*İmza*  
Üye  
*Prof. Dr. Osman Ergüven VATANDAŞ*  
(Danışman)

*İmza*  
Üye  
*Doç. Dr. Özge Özdemir*  
(Eş Danışman)

*İmza*  
Üye  
*Dr. Öğr. Üyesi Hayri Acar*

*İmza*  
Üye  
*Dr. Öğr. Üyesi Serhat YILMAZ*

ONAY

Yukarıdaki imzaların, adı geçen öğretim üyelerine ait olduğunu onaylıyorum.

... / ... / 20..

*İmzası*  
*Prof. Dr. İzzet GÜMÜŞ*  
Enstitü Müdürü

## ÖZET

Elektrikli kuyruk rotoru, döner kanatlı hava araçlarının ana rotorunun oluşturduğu tork etkisini dengelemek için kullanılan, güç gereksinimi bataryalardan sağlayan anti-tork sistemidir. Konvansiyonel helikopterlerde kullanılan kuyruk rotorları, elektrikli olmayıp ana rotora bağlı şaft sistemi ile belirli bir tahvil oranıyla güç aktarımı yapılmaktadır. Yeni nesil elektrikli kuyruk rotorlarının birçok farklılığı bulunmaktadır. Tahrik sistemi, açığa çıkan ses yüksekliği ve güç tüketimi iki rotor sistemi arasındaki farklardan bazılarıdır. Elektrikli kuyruk rotoru, ihtiyaca göre boyutsal olarak çeşitlendirilebilmektedir ve çeşitli konfigürasyonlarda birden fazla sayıda kullanılabilir. Dolayısıyla kuyruk rotorunun kapladığı hacim konvansiyonel kuyruk rotorlarına göre farklılık gösterebilmektedir. Hacimsel farklılığın getirdiği sonuçlar irdelendiğinde güç tüketiminde farklılıklar olduğu görülmektedir. Tüm bu farklılıklar göz önüne alındığında konvansiyonel kuyruk rotoruna sahip UH-60 helikopterinin kuyruk rotoru performans verileri incelenmiştir. Bununla birlikte UH-60 helikopterine yenilikçi elektrikli kuyruk rotoru kavramsal tasarımı uygulanarak performans incelemesi yinelenmiştir. Gerekli performans hesaplarının yapılması için Pal Elemanı Momentum Teorisi kullanılmıştır. Viskoz akış kaynaklı doğrusal olmayan etkiler, pal kesitindeki profil sürüklenme etkileri ve uç kayıpları hesaba katılarak formülasyon, deneysel verilere daha yakın sonuçlar verecek şekilde modifiye edilmiştir. Palin, itki ve güç tüketimi değişimini kökten uca gözlemek amacıyla matematiksel model oluşturulmuştur. matematiksel model yardımıyla iki rotor sistemine ait güç tüketimi ve itki üretimi değerlerinin karşılaştırılması yapılmış ve ilgili sonuçlar çeşitli tablo ve grafiklerde sunulmuştur.

**Anahtar Kelimeler:** Kuyruk Rotoru, Performans, Güç, Elektrik

## SUMMARY

The electric tail rotor is an anti-torque system used to balance the torque effect created by the main rotor of rotary-wing aircraft and is provided its power requirement from batteries. Tail rotors used in conventional helicopters are not electric, and power transmission is made with the shaft system connected to the main rotor in a certain gear ratio. The new generation electric tail rotors have many differences. Drive system, exposed loudness and power consumption are some of the differences between the two rotor systems. The electric tail rotor can be dimensionally diversified as regards to need and can be used more than once in various configurations. Therefore, the volume occupied by the tail rotor may differ compared to conventional tail rotors. When the results of the volumetric difference are examined, it is seen that there are differences in power consumption. Considering all these differences, the tail rotor performance data of UH-60 helicopter having the conventional tail rotor were examined. At the same time, the performance review was repeated by applying the innovative electric tail rotor conceptual design to the UH-60 helicopter. Blade Element Momentum Theory was used to make the necessary performance calculations. By considering nonlinear effects due to viscous flow, profile drag effects in blade section and tip losses, the formulation was modified to give results closer to the experimental data. Calculus model was created to observe from root to end the change in thrust and power consumption of blade. With the help of the calculus model, the power consumption and thrust generation values of the two rotor systems were compared and the relevant results were presented in various tables and graphics.

**Keywords:** Tail Rotor, Performance, Power, Electric



## İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
SUMMARY .....	ii
İÇİNDEKİLER .....	iii
KISALTMALAR .....	v
SEMBOL LİSTESİ .....	vi
TABLolar LİSTESİ.....	viii
GRAFİKLER LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	x
ÖNSÖZ.....	xi
GİRİŞ .....	1

### BİRİNCİ BÖLÜM

#### ANTI-TORK SİSTEMLERİ İNCELENMESİ

1.1. Tezin Amacı.....	2
1.2. Anti-Tork Sistemleri.....	2
1.2.1. Konvansiyonel Kuyruk Rotoru.....	2
1.2.2. NOTAR (No Tail Rotor, Kuyruk Rotorsuz).....	4
1.2.3. Fan Sistemi .....	4
1.2.4. Elektrikli Kuyruk Rotoru.....	6

### İKİNCİ BÖLÜM

#### AERODİNAMİK YAKLAŞIM

2.1. Momentum Teorisi .....	8
2.1.1. Güç Tüketimi Yaklaşımı .....	11
2.1.2. Viskoz Olmayan Akışın Güç Tüketimine Etkisi .....	12
2.1.3. Verim Yaklaşımı .....	14
2.2. Pal Elemanı Teorisi.....	16
2.2.1. Sürüklenme Katsayısı Yaklaşımı.....	20
2.3. Pal Elemanı Momentum Teorisi .....	21
2.3.1. Viskoz Olmayan Akışın Güç Tüketimine Etkisi .....	25
2.3.2. İdeal Burulma .....	25
2.3.3. Lineer Burulma.....	26
2.4. Prandtl Uç Kayıp Doğrulama .....	27
2.5. Kuyruk Rotoru İtke Yaklaşımı .....	29

### ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

#### UYGULAMA YÖNTEMİ

3.1. Konvansiyonel Helikopter Sistemi .....	30
---	----

3.1.1. UH-60 Konvansiyonel Kuyruk Rotoru.....	30
3.2. Elektrikli Kuyruk Rotoru Kavramsal Tasarımı .....	32
3.2.1. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 1 .....	32
3.2.2. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 2.....	33
3.3. PEMT Uygulama Yöntemi .....	35
3.3.1. Matematiksel Model Doğrulaması .....	36

## **DÖRDÜNCÜ BÖLÜM ANALİTİK SONUÇLAR**

4.1. Konvansiyonel Kuyruk Rotoru Sonuçları .....	39
4.2. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 1 Sonuçları.....	42
4.3. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 2 Sonuçları.....	45
4.4. Sonuçların Karşılaştırılması.....	47
<b>SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....</b>	<b>50</b>
<b>KAYNAKÇA .....</b>	<b>51</b>

## KISALTMALAR

<b>EKR</b>	:	Elektrikli Kuyruk Rotoru
<b>MT</b>	:	Momentum Teorisi
<b>PET</b>	:	Pal Elemanı Teorisi
<b>PEMT</b>	:	Pal Elemanı Momentum Teorisi
<b>1-B</b>	:	Bir Boyutlu
<b>2-B</b>	:	İki Boyutlu
<b>3-B</b>	:	Üç Boyutlu
<b>ISA</b>	:	Uluslararası Standart Atmosfer



## SEMBOL LİSTESİ

$\alpha$	: Hücüm Açısı
$\bar{S}$	: Kontrol Hacmi
$\lambda$	: İndüklenmiş Akış Oranı
$\theta$	: Hatve Açısı
$\theta_0$	: Kökteki Hatve Açısı
$\theta_{tw}$	: Lineer Burulma Açısı
$\Omega$	: Rotor Açısal Hızı
$\phi$	: İndüklenmiş Akış Açısı
$\rho$	: Hava Yoğunluğu
$\sigma$	: Rotor Katılığı
T	: İtki
$P_{ideal}$	: İdeal Güç
$P_i$	: İndüklenmiş Güç
$P_0$	: Profil Gücü
Q	: Rotor Torku
$C_P$	: Güç Katsayısı
$C_T$	: İtki Katsayısı
$C_Q$	: Tork Katsayısı
FM	: Verim Ölçüsü
k	: İndüklenmiş Güç Faktörü
A	: Rotor Disk Alanı
$C_{l\alpha}$	: Taşıma Eğrisi Eğimi
R	: Rotor yarıçapı
$v_i$	: İndüklenmiş Hız

- $W$  : Hava Aracı Ağırlığı  
 $N_b$  : Pal Sayısı  
 $C_{d_0}$  : Sürüklenme Katsayısı  
 $d_1$  : Sürüklenme Katsayısı  
 $d_2$  : Sürüklenme Katsayısı  
 $r$  : Pal Üzerinde Radyal Boyutsuz Konum  
 $y$  : Pal Üzerinde Radyal Konum  
 $c$  : Pal veter uzunluğu  
 $dC_T$  : Kesitsel itki  
 $dC_{P_i}$  : Kesitsel indüklenmiş güç  
 $dC_{P_0}$  : Kesitsel profil gücü

## TABLolar LİSTESİ

<b>Tablo 1.</b> UH-60 helikopteri ana rotor ve genel özellikleri .....	30
<b>Tablo 2.</b> UH-60 kuyruk rotoru özellikleri .....	31
<b>Tablo 3.</b> EKR konfigürasyon 1 .....	32
<b>Tablo 4.</b> EKR konfigürasyon 2 .....	34
<b>Tablo 5.</b> Kabul varsayılan sınır şartları .....	36
<b>Tablo 6.</b> BO-105 rotor parametreleri .....	37
<b>Tablo 7.</b> Pal açI parametreleri .....	47



## GRAFİKLER LİSTESİ

<b>Grafik 1.</b> MT ile yapılan tahminlerin ölçülen güçle karşılaştırılması .....	13
<b>Grafik 2.</b> Rotor İçin Verim Ölçüsü ve İtki Katsayısı Grafiği .....	15
<b>Grafik 3.</b> 2-B Sürüklenme Katsayısının Hücum Açısıyla Değişimi.....	21
<b>Grafik 4.</b> İdeal Burulmuş Pal ve 'r' Üzerinde Doğrusal Yaklaşım.....	26
<b>Grafik 5.</b> Pal Burulma Değişikliği ile İndüklenmiş Akış İlişkisi .....	27
<b>Grafik 6.</b> Pal Burulma Değişikliği ile r Üzerinde Doğrusal Yaklaşım .....	27
<b>Grafik 7.</b> Uç Kaybı Olan ve Olmayan Pal Üzerindeki Taşıma Dağılımı.....	29
<b>Grafik 8.</b> BO-105 Performans Validasyon Grafiği.....	38
<b>Grafik 9.</b> Konvasiyonel, Konum-Kesitsel İtki Eğrisi.....	39
<b>Grafik 10.</b> Konvasiyonel, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi.....	40
<b>Grafik 11.</b> Konvasiyonel, Konum-Kesitsel $\lambda$ Eğrisi .....	41
<b>Grafik 12.</b> Konvasiyonel, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi.....	42
<b>Grafik 13.</b> EKR 1, Konum-Kesitsel İtki Eğrisi .....	43
<b>Grafik 14.</b> EKR 1, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi .....	43
<b>Grafik 15.</b> EKR 1, Konum-Kesitsel $\lambda$ Eğrisi.....	44
<b>Grafik 16.</b> EKR 1, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi .....	44
<b>Grafik 17.</b> EKR 2, Konum-Kesitsel İtki Eğrisi .....	45
<b>Grafik 18.</b> EKR 2, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi .....	46
<b>Grafik 19.</b> EKR 2, Konum-Kesitsel $\lambda$ Eğrisi.....	46
<b>Grafik 20.</b> EKR 2, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi .....	47
<b>Grafik 21.</b> Karşılaştırma, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi.....	48
<b>Grafik 22.</b> Karşılaştırma, Konum-Kesitsel $\lambda$ Eğrisi .....	48
<b>Grafik 23.</b> Karşılaştırma, Toplam Güç Tüketimi.....	49

## ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. HU-1 Helikopteri.....	3
Şekil 2. Konvansiyonel Kuyruk Rotoru .....	3
Şekil 3. MD Helikopterinin Notar Sistemi .....	4
Şekil 4. Fan Sistemi Çalışma Prensibi .....	5
Şekil 5. Sikorsky–Boeing RAH-66 Commanche Helikopteri .....	5
Şekil 6. Elektrik Kuyruk Rotoru Tahrik Sistemi.....	6
Şekil 7. Elektrikli Kuyruk Rotoru Mekanizması.....	6
Şekil 8. Askı Durumundaki Bir Rotorun MT Analizi İçin Akış Modeli.....	9
Şekil 9. Pal Elemanı Üstten Görünüm .....	16
Şekil 10. Elemanı Yandan Görünüm.....	17
Şekil 11. Rotor Halkasının Üstten Görünüşü .....	22
Şekil 12. Rotor Diskinin Yandan Görünüşü.....	23
Şekil 13. UH-60M helikopteri.....	31
Şekil 14. UH-60 Konvansiyonel Kuyruk Rotoru Temsili.....	32
Şekil 15. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 1 .....	33
Şekil 16. Bell 429 EDAT Helikopteri.....	34
Şekil 17. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 2.....	35
Şekil 18. Matematiksel Model Algoritması .....	36
Şekil 19. BO-105 Test Helikopteri.....	37



## ÖNSÖZ

Günümüzde her yerde yaygınlaşan elektrik araçların olması ve geleneksel tasarımlardan uzak çalışmalar yapılması elektrikli kuyruk rotoru performans çalışmasına yönelinmesinde ilham kaynağı olmaktadır. Konvansiyonel helikopterlerin kuyruk rotoru mekanizmasının ilerki zamanlarda yerini elektrikli kuyruk rotorlarına bırakması çok uzak bir ihtmal gözükmemektir. Bu projeye başlamamda teşviği ve yardımı olan danışman hocalarım Prof. Dr. Osman Ergüven VATANDAŞ ve Doç. Dr. Özge ÖZDEMİR'e teşekkürlerimi sunarım.



## GİRİŞ

Hava araçları incelendiğinde askıda kalma ve dikey iniş kalkış yapma yeteneğine sahip döner kanatlı sistemlerin olduğu görülmektedir. Tek ana rotorlu döner kanatlı hava araçları ana rotorun oluşturduğu tork etkisini dengelemek için kuyruk tarafından itki vermek suretiyle anti tork mekanizmasına sahip olmaktadır. Günümüzde 3 tip anti-tork sistemi tercih edilmektedir. Bunlar NOTAR, konvansiyonel kuyruk rotoru ve fan sistemidir (McCormick, 1987). Bu seçenekler dışında tahrik sistemini bataryalardan alan yenilikçi elektrikli kuyruk rotorları seçenek olarak incelemeye alınmaktadır.



# BİRİNCİ BÖLÜM

## ANTI-TORK SİSTEMLERİ İNCELENMESİ

### 1.1. Tezin Amacı

Elektrikli kuyruk rotorunun konvansiyonel kuyruk rotorlarına kıyasla farkları değerlendirilerek iki anti-tork sisteminin arasındaki güç tüketim farkı incelenmektedir. Bu sebeple genel özellikleri ve rotor geometrik parametreleri bilinen konvansiyonel kuyruk rotoruna sahip UH-60 helikopterine farklı konfigürasyonlarda Elektrikli Kuyruk Rotoru kavramsal tasarımları yapıldığında aynı itki üretimi için tüketilen güç ile ilgili teorik hesaplamalar matematiksel model yardımıyla yapılmaktadır.

### 1.2. Anti-Tork Sistemleri

Döner kanatlı hava araçlarının ana rotorunun ürettiği torku dengelemek ve hava aracına dönüş kabiliyeti kazandırmak amacıyla farklı teknolojilerde anti-tork sistemleri kullanırlar. Bunlar sırayla konvansiyonel kuyruk rotoru, NOTAR (No Tail Rotor, kuyruk rotorsuz) ve fenestron (kuyruk fanı) sistemleridir Bu sistemler hava aracının görev tanımına göre tercih edilmektedir.

#### 1.2.1. Konvansiyonel Kuyruk Rotoru

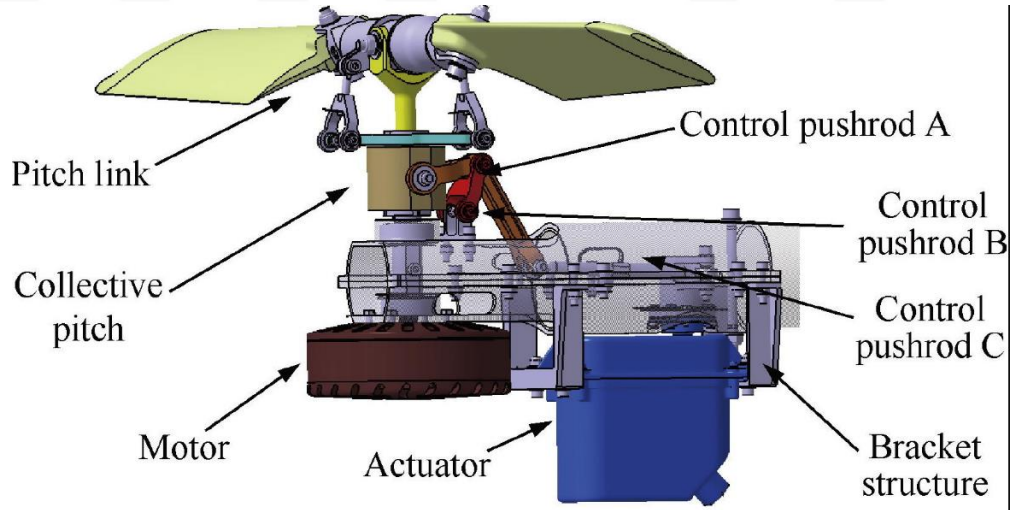
Konvansiyonel helikopterlerde tek ana rotor kullanıldığından oluşan torku dengelemek ve hava aracına dönüş kabiliyeti kazandırmak için konvansiyonel kuyruk rotoru kullanılmaktadır. Konvansiyonel kuyruk rotorları ana rotorun dönüş hızına belirli bir tahvil oranıyla bağlı olmaktadır. Kuyruk rotorunun dönüşünün etkisiyle oluşan itki Şekil 1'deki gibi hava aracını askı durumda kalmasını sağlamaktadır.



**Şekil 1.** HU-1 Helikopteri

**Kaynak:** (Watkinson, 2014)

Kuyruk rotorunun oluşturduğu itkiyi değiştirmek için Şekil 2’deki kuyruk rotoru mekanizmasındaki rotorun pallerinin hücum açılarının değiştirilmesini sağlamaktadır. İstenilen miktarlarda değiştirilerek kontrollü bir şekilde itki büyüklüğü değiştirebilmektedir (Zhang & Jiang, 2018).

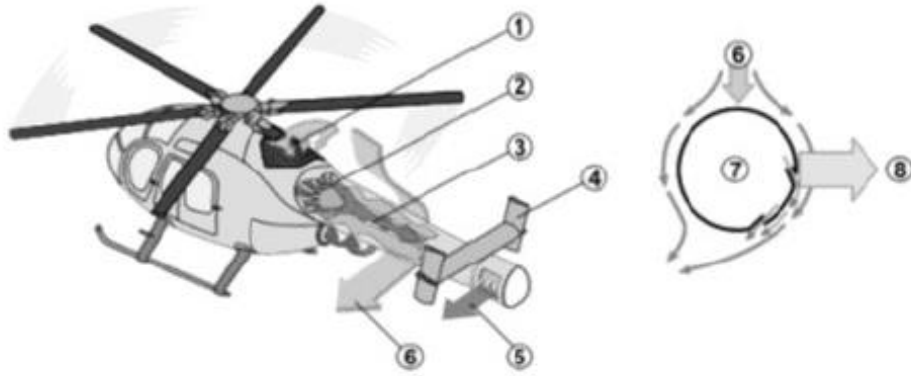


**Şekil 2.** Konvansiyonel Kuyruk Rotoru

**Kaynak:** (Zhang & Jiang, 2018)

### 1.2.2. NOTAR (No Tail Rotor, Kuyruk Rotorsuz)

NOTAR sisteminin çalışmasının güç kaynağı ana rotor sisteminde aşağı yönde oluşan hava akışıdır. Aşağı yönde ilerleyen hava akışı Şekil 3'te gösterildiği gibi kuyruk çubuğunun içine girerek fan sistemini çalıştırmaktadır. Fan sisteminde yoluyla kuyruk çubuğu içinde ilerleyen hava akımı kuyruğun sağ ya da sol tarafında açılan iki açıklıktan çıkarak Koanda etkisi yardımıyla kuyruk çubuğu boyunca bir sınır tabakası oluşturur ve yüzey boyunca ilerleme gösterir. Kuyruk çubuğunun etrafında oluşan sınır tabakası ile ana rotorun oluşturduğu aşağı yöndeki hava akışı birleştiğinde kuyruk çubuğunun sağ ve solu arasındaki basınç farkından dolayı kuyruk çubuğunun sağ veya sol yönünde itki meydana gelir. Böylelikle ana rotorun oluşturduğu tork NOTAR sistemiyle dengelenmiş olmaktadır. Hava aracının sağ ve sol dönüşlerini sağlamak için kuyruk çubuğunun sonunda bulunan hava çıkış bölgesinin hareketi yardımıyla fan sisteminin oluşturduğu itki yönlendirilebilmektedir. Böylelikle hava aracı dönüş hareketi yapabilmektedir (Pegado & Heer, 2019).

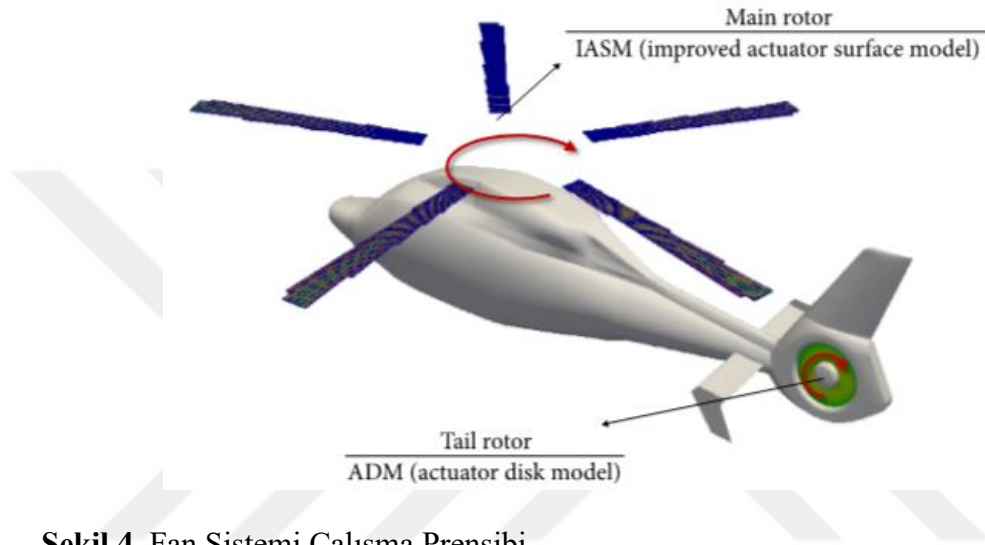


**Şekil 3.** MD Helikopterinin Notar Sistemi  
**Kaynak:** (Pegado & Heer, 2019)

### 1.2.3. Fan Sistemi

Fan sistemi, kuyruk çubuğunun uç kısmına konvansiyonel kuyruk rotoruyla benzer bir şekilde konumlanmaktadır. Şekil 4 ve Şekil 5'te görüldüğü gibi konvansiyonel kuyruk rotorunun pal yarıçapına nazaran fan sisteminde yarıçap daha düşüktür. Bununla birlikte geleneksel kuyruk rotorları iki veya dört pal sayısına

sahipken fan sisteminde yedi ile sekiz pal sayısı görülmektedir. Bu paller gürültünün farklı frekanslara dağılması için değişken açısallığa sahip olabilir. Fan sistemi bir kanal içerisinde çalıştığından dolayı, pal ucu kayıplarında azalma, gürültü büyüklüğünde azalma potansiyeli gibi geleneksel bir kuyruk rotoruna göre birkaç belirgin avantaj elde edilirken, aynı zamanda hem kuyruk rotorunun kendisini hem de yer personeliyle çarpışma olasılığını azaltır (Leishman, 2006).



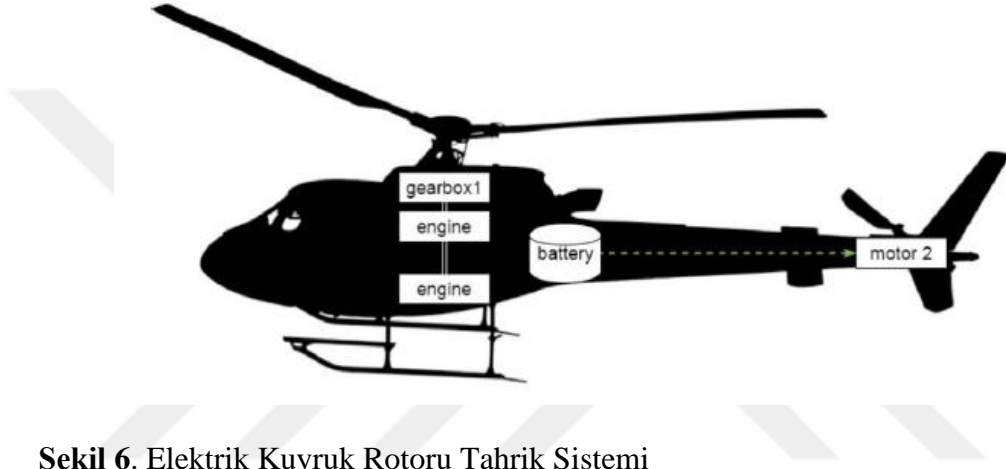
**Şekil 4.** Fan Sistemi Çalışma Prensibi  
**Kaynak:** (Roh & Oh, 2020)



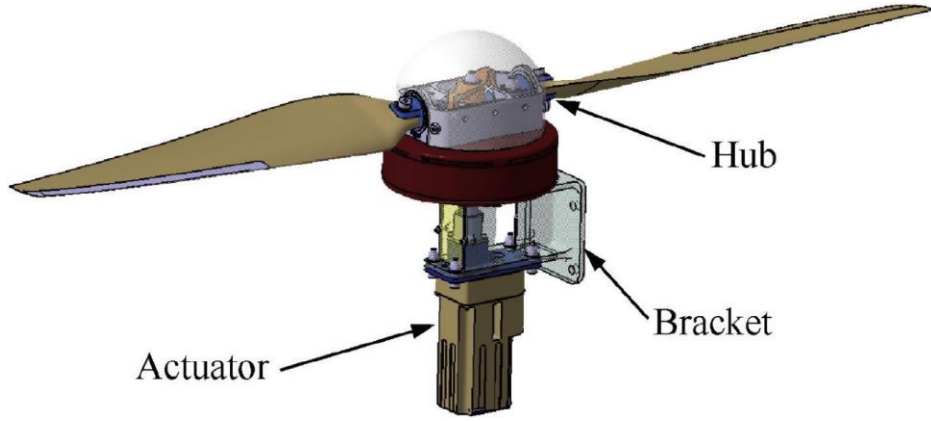
**Şekil 5.** Sikorsky–Boeing RAH-66 Comanche Helikopteri  
**Kaynak:** (McCormick, 1987)

#### 1.2.4. Elektrikli Kuyruk Rotoru

Yenilikçi elektrikli kuyruk rotorları, tahrik sistemini Şekil 6’da gösterildiği gibi bataryalar yoluyla elektrik ile sağlamaktadır. Konvansiyonel kuyruk rotorlarının aksine sabit hatve açılı pallerin doğrudan elektrik motoruna entegre edilmesiyle sistem çalışır olmaktadır. Pallerin hücum açıları sabit olduğundan dolayı itki değişimi elektrik motorunun dönüş hızının artırılmasıyla sağlanabilmektedir. Böylelikle hava aracı aski durumunu ve dönüş kabiliyetini kazanmış olmaktadır.



**Şekil 6.** Elektrik Kuyruk Rotoru Tahrik Sistemi  
**Kaynak:** (Donateo & Carla, 2018)



**Şekil 7.** Elektrikli Kuyruk Rotoru Mekanizması  
**Kaynak:** (Zhang & Jiang, 2018)

Mekanizma olarak Şekil 7’da görüldüğü gibi konvansiyonel kuyruk rotoruna göre çok daha basit bir mekanizması bulunmaktadır. Mekanik tahrik milinin

kaldırılması sebebiyle helikopter kuyruğunun ağırlığının azaltılması, bakım süresinin ve maliyetinin azaltılması ve jeneratör ile motor arasındaki elektrik bağlantısı sağlanmasıyla güvenliğin artmış olması elektrik kuyruk rotorunun avantajları arasındadır (Donateo & Carla, 2018).





# İKİNCİ BÖLÜM

## AERODİNAMİK YAKLAŞIM

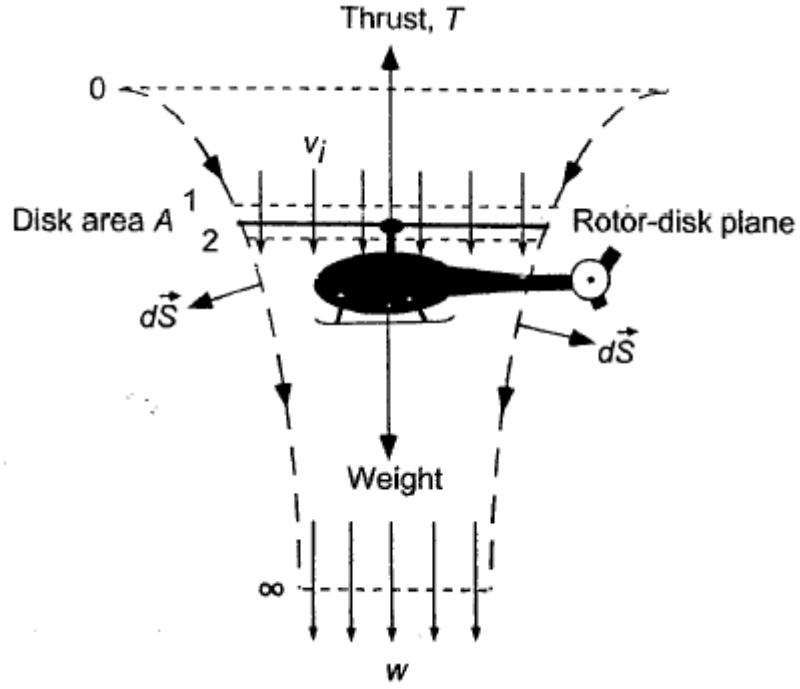
### 2.1. Momentum Teorisi

Helikopter havada asılı kalma, tırmanma, alçalma veya ileri uçuş gerçekleştirmelidir. Bütün bu uçuş seçeneklerinin farklı özellikleri vardır. Askı ve alçalmada rotor diski üzerindeki akışı bozacak ileri bir hız yoktur. Bu durumda rotor diskleri üzerinde yalnızca aksenal bir akış vardır, bu da akışın rotor diski üzerinde aksenal simetrik olduğu anlamına gelir. Ayrıca, havada asılı uçuşta rotor diski üzerindeki akışın aksenal hız bileşeni yoktur. Bu sefer sadece indüklenmiş içeri akış hızı vardır.

Askı durumunda akış rotor diski üzerinde aksenal simetriktir ve muhtemelen analitik olarak hesaplanması daha kolaydır. Şekil 8'de, havada asılı durumda rotor akışının hız alanı gösterilmektedir.

Askı durumu koşullarında, taşıma eksenini simetriktir. Bu, azimut konumundan bağımsız olarak pal için aynı koşulların geçerli olduğu anlamına gelir. Şekil 8'de dikkate alınması gereken diğer parametreler vardır. Rotor diski üzerinde bir ani basınç atlama olması rağmen, ani hız yükselmesi yoktur, uzak iz boyunca hız düzgün bir şekilde arttırılır. Pal ucu girdapları aşağı doğru iner ve akış sınırı oluşturur.

Akışın fiziksel özellikleri belirgindir. Koruma yasaları, rotoru ve izini çevreleyen kontrol hacmine uygulanır. Modellemede rotora ve akış alanına üç koruma kanunu uygulanır. Momentum teorisi hesaplamaları, tüm sistem için yalnızca itme ve gücü hesaplamak için kullanılabilir. Akış alanının ayrıntıları hesaplanamaz. Rankine, deniz pervanelerini analiz etmek için bu yaklaşımı ilk geliştiren kişiydi (Rankine, 1865). Bir süre sonra Froude teoriiyi geliştirdi (Froude, 1878). Bununla birlikte, Froude rotor diskine bütünden ziyade temel halkalar olarak yaklaşır. Böylelikle her iki teoride de büyük bir varsayım vardır, rotor diski sonsuz derecede ince aktüatör diskidir ve sadece içinden geçen akış üzerinde ani basınç yükselmesi üretir (Leishman, 2006).



**Şekil 8.** Askı Durumundaki Bir Rotorun MT Analizi İçin Akış Modeli  
**Kaynak:** (Leishman, 2006)

Probleme yaklaşılırken rotor diski etrafındaki akış alanı ile ilgili önceden bazı varsayımların yapılması gerekmektedir. Dört varsayım vardır, akış tek boyutludur, yarı kararlıdır, sıkıştırılmaz ve viskoz değildir. Tüm bu varsayımların kendi anlamı vardır. Akışın hem sıkıştırılmaz hem de viskoz olmadığını varsaymak, akışkan elemanları arasında viskoz bir kayma olmadığı anlamına gelir. Bu durumdan çıkan sonuç şudur ki, tüm rotor kayıplarının tek nedeninin indüklenen kayıplar olmasıdır. Ayrıca, akışın yarı kararlı olduğunu varsaymak, akış özelliklerinin zamanla değişmediği anlamına gelmektedir. Son olarak, tek boyutlu akış, akış özelliklerinin yalnızca rotor diski üzerindeki eksenel yönü değiştirdiği anlamına gelmektedir.

Koruma yasaları kütle, momentum ve enerji korunumunu içerir. Bunlar rotoru ve iz yapısını çevreleyen kontrol hacmine uygulanır. Kontrol hacmini  $\bar{S}$  olarak ifade edilmiştir.

Kütlenin korunumu gereğince kontrol hacminden gelen akışın girişi ve çıkışı birbirine eşittir. Bu ilişki denklem (1)'de gösterilmiştir.  $\bar{V}$ , hızdır ve  $\rho$ , akışın yoğunluğudur.

$$\iint_S \rho \vec{V} d\vec{S} = 0 \quad (1)$$

$$\iint_S \rho \vec{V} d\vec{S} = \dot{m} \quad (2)$$

$$\dot{m} = \rho A_\infty w = \rho A_2 v_i = \rho A v_i \quad (3)$$

Akışın yarı kararlı olduğu varsayımını ve kütle korunumunu düşünürsek, kontrol hacminde kütle akış hızının sabit olduğu sonucu elde edilir. Momentumun korunumu, kontrol hacmindeki akış üzerindeki net kuvvetin, o kontrol hacmindeki zamanla momentum değişiminin hızına eşit olduğu anlamına gelir. İlişki denklem (4)'teki gibi yazılabilir.

$$\vec{F} = \iint_S \rho d\vec{S} + \iint_S (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V} \quad (4)$$

$$T = \dot{m} w \quad (5)$$

Koruma enerjisi, akışkan üzerinde yapılan işin kontrol hacminden dolayı kinetik enerjideki artışı ile sonuçlanması anlamına gelir.

$$\vec{W} = \iint_S \frac{1}{2} (\rho \vec{V} d\vec{S}) |\vec{V}|^2 \quad (6)$$

$$T v_i = \frac{1}{2} \dot{m} w^2 \quad (7)$$

$$v_i = \frac{1}{2} w \quad (8)$$

İndüklenen hız, indüklenen kayıpları etkilediğinden rotor hesaplamaları için önemli bir parametredir. Momentumun korunumundan kaynaklanan hız, denklem (3), (5) ve (8) kullanılarak bulunabilir.

$$T = 2\rho A v_i^2 \quad (9)$$

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (10)$$

Akış hızı bulunduktan sonra, itki katsayısı ile indüklenen akış oranı arasındaki ilişki yazılmaktadır. İtke katsayısı, denklem (11), indüklenen akış oranı, denklem (12) ve pal uç hızı, denklem (13) ile ifade edilmektedir. Denklem (11), (12) ve (13) kullanılarak, indüklenen akış oranı için denklem (14) elde edilmektedir (Leishman, 2006).

$$C_T = \frac{T}{\rho A V_{uç}^2} \quad (11)$$

$$\lambda_i = \frac{v_i}{V_{uç}} \quad (12)$$

$$V_{uç} = \Omega R \quad (13)$$

$$\lambda_i = \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (14)$$

### 2.1.1. Güç Tüketimi Yaklaşımı

Denklem (14)'ten elde edilen 1-B akış varsayımıyla akış değerinin disk üzerinde eşit olarak dağıldığı varsayılır. Denklem (15) ve (16) rotor gücü katsayı olarak tanımlanır.

$$C_{P_{ideal}} = \frac{P_{ideal}}{\rho A V_{uç}^3} = \frac{P_{ideal}}{\rho A \Omega^3 R^3} \quad (15)$$

$$C_{P_{ideal}} = \frac{T v_i}{\rho A \Omega^3 R^3} = \left( \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2} \right) \left( \frac{v_i}{\Omega R} \right) = C_T \lambda_i = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} \quad (16)$$

Güç katsayısı düzgün akış ve viskoz kayıp olmaması temelinde hesaplanır, buna ideal güç katsayısı denir. Karşılık gelen rotor mili tork katsayısı denklem (17) verildiği gibi tanımlanır.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A V_{uç}^2 R} = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 R^3} \quad (17)$$

Güç, torkla  $P = \Omega Q$  ile ilişkili olduğundan, sayısal olarak  $C_P \equiv C_Q$  katsayılarının ilişkisi olduğu varsayılır.

$$C_{P_{ideal}} = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} \quad (18)$$

### 2.1.2. Viskoz Olmayan Akışın Güç Tüketimine Etkisi

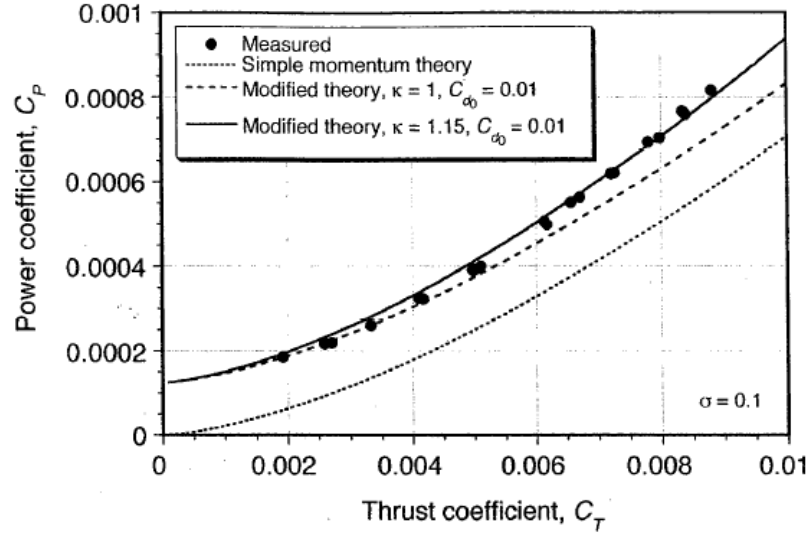
Askı durumundaki bir rotor için denklem (18) kullanılarak momentum teorisine göre yapılan ölçümler gereken gerçek gücü olduğundan az tahmin eder. Momentum teorisi ve deney arasındaki bu farklılıkların temel sebebi viskoz etkiler şimdiye kadar tamamen ihmal edilmiştir.

Askı durumunda, basit momentum teorisi tarafından tahmin edilen indüklenen güç yaklaşık olarak momentum sonucundaki ampirik bir modifikasyonla denklem (19) ve (20) gösterildiği gibi  $k$  değeriyle tarif edilebilir.

$$C_{P_i} = \frac{kC_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} \quad (19)$$

$$P_i = \frac{kT^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (20)$$

Burada  $k$  değeri indüklenmiş güç düzeltme faktörü veya sadece indüklenmiş güç faktörü olarak adlandırılır. Bu katsayısı, rotor deneysel ölçümlerinden veya uçuş testlerinden elde edilir. Düzgün olmayan akış, pal uç kayıpları ve uyanma girdabı kapsadığı fiziksel etkiler arasındadır. Çoğu helikopter üreticisi, tasarım ön hazırlık için kendi ölçümlerini ve deneyimlerini kullanır. Değerlerini tahmin etmek için, tipik bir ortalama değer alınır yaklaşık 1.15'tir. Daha yaklaşık değerleri ileri PET yöntemleri kullanılarak hesaplanır.



**Grafik 1.** MT ile yapılan tahminlerin ölçülen güçle karşılaştırılması  
**Kaynak:** (Leishman, 2006)

Rotor tarafından tüketilen profil gücü için rotor pallerini oluşturan pal profillerinin sürtünme katsayılarının,  $C_d$ , tahmini için pal elemanı analiz gereklidir. Pal profili sürüklenme katsayısı, palın açıklığı boyunca değişen Reynolds sayısı (Re) ve Mach sayısının (Ma) bir fonksiyonu olacaktır. Profil gücünün,  $P_0$ , tespiti, kesitsel sürüklenme kuvvetlerinin eleman-eleman analizinden elde edilebilir ve radyal olarak kullanarak palin uzunluğu boyunca kesit sürüklenme kuvveti denklem (21) ile ifade edilmiştir.

$$P_0 = \Omega N_b \int_0^R D y dy \quad (21)$$

Burada  $N_b$ , pal sayısıdır ve  $D$ , dönme ekseninden  $y$  uzaklıkta bir bölümdeki birim açıklık başına sürüklenme kuvvetidir. Pal sürüklenme kuvveti geleneksel olarak denklem (22) olduğu gibi ifade edilebilir.

$$D = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_d = \frac{1}{2} \rho (\Omega y)^2 c C_d \quad (22)$$

Denklem (22)'de  $c$  pal veter uzunluğudur. Kesit profili sürüklenme katsayısı ise  $C_d$  sabit olduğu varsayılır ( $=C_{d_0}$ ). Re ve Ma bağımsız ve pal dikdörtgen biçiminde varsayımı yapılarak profil gücü denklem (23) elde edilir.

$$P_0 = \frac{1}{2} \rho N_b \Omega^3 c C_d = \frac{1}{2} \rho (\Omega y)^2 c C_{d_0} \quad (23)$$

Denklem (23)'ün  $\rho A (\Omega R)^3$ 'e bölünmesiyle profil güç katsayısı,  $C_{P_0}$  elde edilir.

$$C_{P_0} = \frac{1}{8} \left( \frac{N_b c R}{A} \right) C_{d_0} = \frac{1}{8} \left( \frac{N_b c R}{\pi R^2} \right) C_{d_0} = \frac{1}{8} \left( \frac{N_b c}{\pi R} \right) C_{d_0} = \frac{1}{8} \sigma C_{d_0} \quad (24)$$

$N_b c R / A$ , rotor katılığı olarak bilinmektedir. Kanat alanının rotor disk alanına oranıdır ve  $\sigma$  sembolü ile gösterilir.  $\sigma$ , helikopter rotor aralığı için tipik değerler 0,05 ile 0,12 arasındadır (Leishman, 2006).

İndüklenen güç ve profil güç kayıplarının tahminleriyle birlikte geliştirilmiş momentum teorisinin sonucunu olarak rotor güç gereksinimlerinin yeniden hesaplanmasıyla toplam tüketilen güç katsayısı, denklem (25) ile elde edilir.

$$C_P = C_{P_i} + C_{P_0} = \frac{k C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} + \frac{1}{8} \sigma C_{d_0} \quad (25)$$

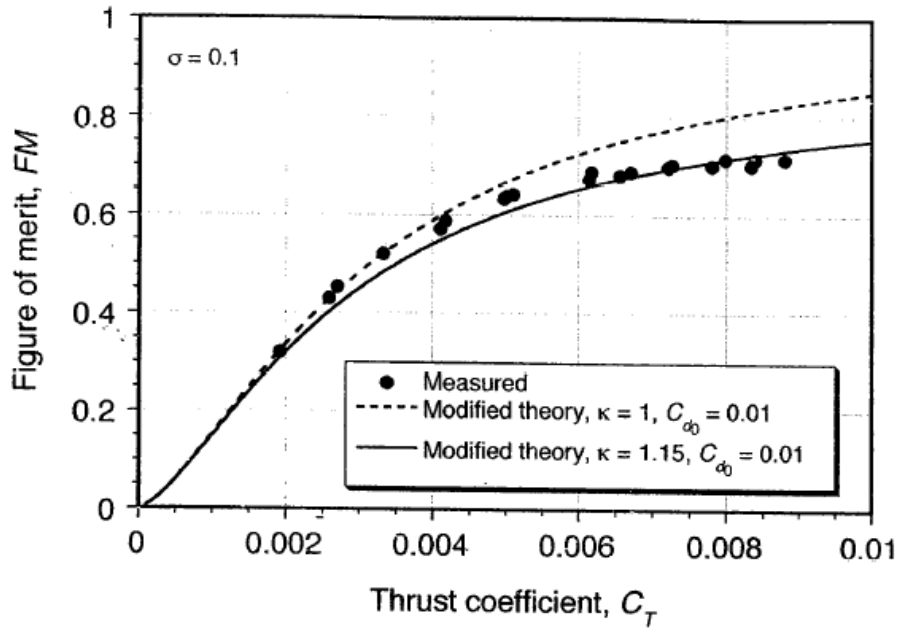
Grafik 1'de  $C_{d_0}=0.01$  kabul edilerek hesaplanmıştır. İlk durumda,  $k=1.0$  varsayılmıştır ve ikinci durumda,  $k=1.15$  kabul edilmiş ve ideal olmayan şartlar eklenmiştir. Grafik 1'deki rotor için  $\sigma$  değeri 0.1'dir. İdeal olmayan indüklenen kayıplar ölçülen verilerle uyum sağlamak için hesaba katma ihtiyacına oluşmaktadır. Askı durumunda temel rotor performans çalışmaları için elde edilen genel korelasyon seviyesi, değiştirilmiş momentum teorisi yaklaşımına önemli ölçüde güven verir (Leishman, 2006).

### 2.1.3. Verim Yaklaşımı

Helikopter rotoru için bir verimlilik faktörü tanımlamanın çeşitli zorlukları vardır. Çünkü disk alanı, sağlamlık, palin en boy oranı, kanat profili, bölüm özellikleri ve pal ucu hızı gibi birçok parametre söz konusudur. Güç yükleme parametresi, rotor verimliliğinin bir ölçüsüdür çünkü belirli bir ağırlığa sahip helikopter minimum güç gereksinimleriyle tasarlanmalıdır. Bu sebeple,  $T/P$  oranı mümkün olduğunca büyük yapılmalıdır. Ancak, güç yükleme boyutsal bir niceliktir ve standart verim ölçüsü olarak adlandırılan havada asılı kalan itme verimliliğinin boyutsuz ölçümü kabul edilir.

$$FM = \frac{\text{İdeal Güç Tüketimi}}{\text{Gerçek Güç Tüketimi}} \quad (26)$$

İdeal güç, denklem (16) 'deki basit momentum sonucu ile elde edilebilir. Viskoz akışların ve uç kayıplarının etkisiyle denklem (19) ve (24) oluşmaktadır. Gerçekte viskoz etkiler kendini gösterir ve bunlar her zaman ölçümleri mevcuttur. Bu nedenle, gerçek bir rotor için verim ölçüsü her zaman birden az olmalıdır.



**Grafik 2.** Rotor İçin Verim Ölçüsü ve İtki Katsayısı Grafiği  
Kaynak: (Leishman, 2006)

Verim ölçüsü veya  $FM$  rakamı, belirli bir uçan rotorun ne kadar verimli olduğuna dair bir gösterge olarak kullanılabilir. Belirli bir güç için itki üretme anlamındadır. Verim ölçüsü denklem (28)'de ifade edilmektedir.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{indüklenmiş} + P_{profil}} = \frac{P_{ideal}}{P_i + P_0} \quad (27)$$

$$FM = \frac{\frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}}}{\frac{kC_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} + \frac{1}{8}\sigma C_{d_0}} \quad (28)$$

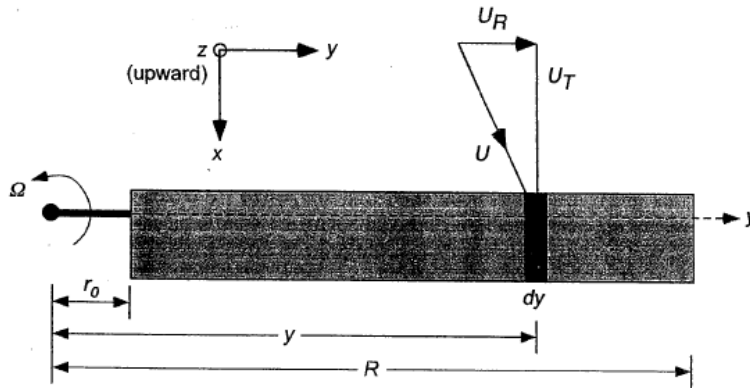


## 2.2. Pal Elemanı Teorisi

Pal elemanı analizi, rotor diski üzerindeki radyal ve azimut farklılıkları tahmin etmeye yardımcı olabilir. Pal elemanı analizinde, pal üzerinde 2-B varsayılır. Bununla birlikte, 3 B etkiler eklemek için uç kaybı ve ampirik olarak bulunan diğer faktörler, formülasyonlarda modellemeye uygulanabilir. PET, pal burulması ve kanat profili şekli gibi pal geometrisini tasarlarırken bilgi verebilir, çünkü PET kesitsel olarak pal özellikleri incelenebilir. Bu kesitsel özellikler bulunduktan sonra, genel rotor performanslarını bulmak için pal üzerinde entegre edilebilir veya sayısal olarak birbirine eklenebilir. Genel rotor performansları, seçilen rotorun itki ve gücü anlamına gelir.

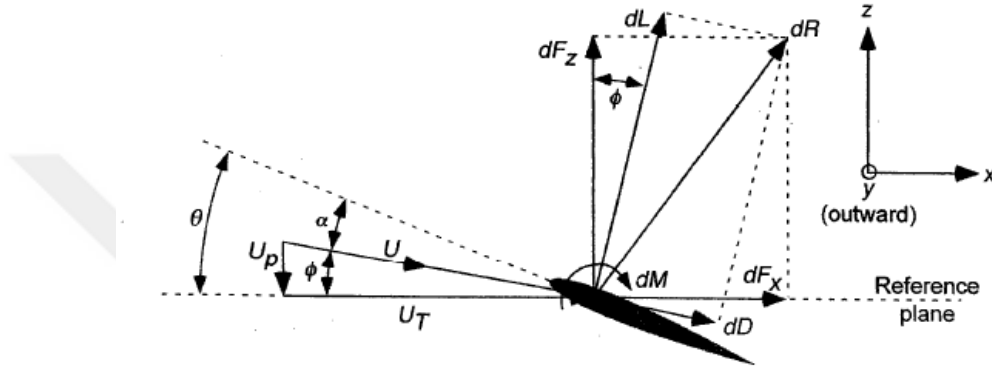
PET analizinde, pal kesitleri 2-B kanat profilleri olarak idealleştirilir. Bu nedenle, bir kanat profilinden diğerine hiçbir etkisi yoktur. Bununla birlikte, kanat boyunca düzgün olmayan bir indüklenen içeri akış etkisi vardır. İndüklenen akışı hesaplamak için, indüklenen hızın düzgün veya doğrusal dağılımı gibi bazı varsayımlar yapılabilir.

Rotordaki pal elemanındaki akış ortamı ve aerodinamik kuvvetler Şekil 9 ve Şekil 10'da gösterilmiştir. Aerodinamik kuvvetlerin sadece hücum açısı etkisi ve rotor hızı tarafından yaratıldığı varsayılmaktadır. Kanat profillerinin karşılıklı bir etkisi yoktur. Böylece pal üzerindeki aerodinamik kuvvetler hesaplanırken radyal hız bileşeni ihmal edilebilir.



**Şekil 9.** Pal Elemanı Üstten Görünüm  
**Kaynak:** (Leishman, 2006)

Hücum akış açısı,  $\theta$ , pal bölümünün indüklenen hızına bağlıdır. İçeri akış, kanat bölümü üzerindeki akışın yönünü değiştirerek etkili hücum açısı değişimine neden olur. Ayrıca, indüklenen hız, kaldırma kuvvetinin yönünü değiştirir ve pal üzerinde indüklenmiş sürüklenme yaratır.



**Şekil 10.** Elemanı Yandan Görünüm  
Kaynak: (Leishman, 2006)

PET hesaplaması, pal bölümlerinin 2-B aerodinamiği ile ilgilidir, bu da birbirine dik iki hız bileşeni olduğu anlamına gelmektedir. Biri, palin dönüşünden kaynaklanan teğetsel hız bileşenidir,  $U_T = \Omega y$ . Diğer bileşen, indüklenen düzgün akıştan kaynaklanan rotor diskine dik bileşendir. Bu bileşene indüklenmiş hız denir,  $U_P = v_i$ . Ayrıca, hızlar arasında denklem (29)'daki gibi bir korelasyon vardır.

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_P^2} \quad (29)$$

Şekil 10'da görüldüğü gibi, birbirini tanımlayacak ve ilişkilendirecek bazı parametreler vardır. Palin üç açısı vardır ve her birinin farklı anlamı vardır.  $\alpha$ , etkin hücum açısı,  $\theta$ , pal bölümünün geometrik hatve açısı ve  $\phi$ , indüklenen akış açısı anlamına gelir.

$$\alpha = \theta + \phi \quad (30)$$

İndüklenen akış açısı, kanat bölümünün teğetsel ve dikey hız bileşenleri ile bir korelasyona sahiptir.

$$U = \tan^{-1} \left( \frac{U_P}{U_T} \right) \quad (31)$$

Denklem (31)'den daha uygun olan küçük bir açı varsayımı kullanılırsa;

$$\phi = \frac{U_P}{U_T} \quad (32)$$

Açılar arasındaki ilişki;

$$\alpha = \theta - \frac{U_P}{U_T} \quad (33)$$

Kesitsel kaldırma ( $dL$ ) ve sürükleme ( $dD$ ) kuvveti, temel aerodinamik ilişkiler kullanılarak yazılabilir. Kesitsel kaldırma ve sürükleme kuvvetleri birbirine diktir. Ve ortaya çıkan hızın yönüne göre hareket ederler,  $U$ ,  $dL$ 'ye diktir ve  $dD$  ise ona paraleldir.

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_l dy \quad (34)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_d dy \quad (35)$$

$C_l$  ve  $C_d$ , kanadın kaldırma ve sürükleme katsayılarıdır.  $c$ , palin veter uzunluğudur ve  $U$  pal kesit hızıdır.

Pal itki, tork ve güç değerleri yukarıdaki denklemler kullanılarak bulunabilir. Ancak önce dik ve paralel kuvvetlerin bulunması gerekiyordu. Bu kuvvetler referans düzlemi ile tanımlanır.  $dF_z$  diktir ve  $dF_x$  referans düzlemine paraleldir. Kesitin kaldırma ve sürükleme kuvvetlerini kullanarak tanımlayabilirler.

$$dF_z = dL \cos \phi - dD \sin \phi \quad (36)$$

$$dF_x = dL \sin \phi + dD \cos \phi \quad (37)$$

$y$ , kanat kesitinin dönüş ekseninden uzaklığı ve  $N_b$  kanat sayısıdır.

$$dT = N_b dF_z \quad (38)$$

$$dQ = N_b dF_x y \quad (39)$$

$$dP = N_b dF_x \Omega y \quad (40)$$

Kesitsel itki, tork ve gücün en genel şekli,  $\phi$  'in küçük açı varsayımı ile, denklem (41), (42) ve (43) olarak verilmiştir.

$$dT = N_b dL \quad (41)$$

$$dQ = N_b (dL \sin \phi + dD \cos \phi) y \quad (42)$$

$$dP = N_b (dL \sin \phi + dD \cos \phi) \Omega y \quad (43)$$

Boyutsuz nicelikler daha sonra rotor özelliklerini belirlemek ve farklı rotorları karşılaştırmak için kullanılacaktır. Böylece,  $C_T$ ,  $C_P$  ve  $C_Q$  bulunmalıdır. Boyutsuz nicelikleri hesaplamak için uzunluklar  $R$  ile bölünür ve hızlar  $\Omega R$  ile bölünür. Kesit katsayılarının yanı sıra, boyutsuz parametreler kullanılarak indüklenen akış oranı yazılabilir.

$$r = \frac{y}{R} \quad (44)$$

Her bir kesiti boyutsuz ifade edebilmek için denklem (44)'de  $r$  ifadesi elde edilir

$$\lambda = \frac{v_i}{\Omega R} + \frac{v_i}{\Omega y} \left( \frac{\Omega y}{\Omega R} \right) = \frac{U_P}{U_T} \left( \frac{y}{R} \right) = \phi r \quad (45)$$

Kesitsel olarak diferansiyel formda itki katsayıları elde edilir

$$dC_T = \frac{dT}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (46a)$$

$$dC_T = \frac{N_b dL}{\rho A (\Omega R)^2} = \frac{N_b \left( \frac{1}{2} \rho U_T^2 c C_l dy \right)}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \quad (46b)$$

Hız ve uzunluk parametreleri  $R$  ve  $\Omega R$  ile bölünür.

$$dC_T = \frac{1}{2} \left( \frac{N_b c}{\pi R} \right) C_l \left( \frac{y}{R} \right)^2 d \left( \frac{y}{R} \right) \quad (46c)$$

$$dC_T = \frac{1}{2} \left( \frac{N_b c}{\pi R} \right) C_l r^2 dr \quad (46d)$$

Rotor katılığı,  $\sigma$ , denen önemli bir nicelik vardır. Rotor kanat alanının rotor disk alanına oranıdır. Denklem (47)'de ifade edilmiştir.

$$\sigma = \frac{\text{Toplam Pal Alanı}}{\text{Disk Alanı}} = \frac{N_b c R}{\pi R^2} = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (47)$$

Rotor kesitsel itme katsayısı,  $dC_T$ , rotor katılığı eklendiğinde denklem (48) olmaktadır.

$$dC_T = \frac{1}{2} \sigma C_l r^2 dr \quad (48)$$

Yukarıdaki aynı mantık kullanılarak güç ve tork katsayıları bulunabilir. Boyutsuz formda eşit olarak yazılabilirler.

$$dC_Q \equiv dP = \frac{dQ}{\rho A (\Omega R)^2 R} = \frac{N_b (\phi dL + dD) y}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (49a)$$

$$dC_Q \equiv dP = \frac{1}{2} \sigma (\phi C_l + C_d) r^3 dr \quad (49b)$$

Tork ve güç katsayısı, hesaplamaların profilini ve indüklenen kısmını içerir. Bu indüklenmiş giriş denklemini göstermek için denklem (45) kullanılır

$$dC_Q \equiv dP = \frac{1}{2} \sigma \phi C_l r^3 dr + \frac{1}{2} \sigma C_d r^3 dr \quad (50a)$$

$$dC_Q \equiv dP = \frac{1}{2} \sigma \lambda C_l r^2 dr + \frac{1}{2} \sigma C_d r^3 dr \quad (50b)$$

$$dC_P = dC_{p_i} + dC_{p_0} \quad (51)$$

$dC_{p_i}$ , kesitsel indüklenen gücü ve  $dC_{p_0}$ , kesitsel profil gücünü temsil eder (Leishman, 2006).

### 2.2.1. Sürüklenme Katsayısı Yaklaşımı

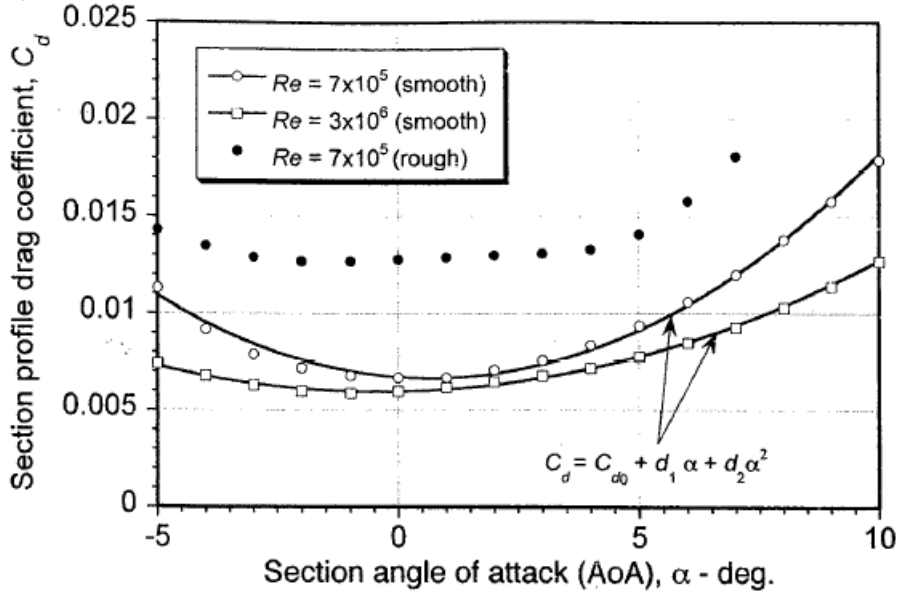
Rotor profil gücünün daha doğru bir hesaplaması için kanat kesiti hücum açısı ile kesit sürtünme katsayısındaki değişimi dikkate almalıyız (Bailey & Gustafson, 1944). Çoğu kanat profili için, irtifa kaybı değerinin altındaki kesit sürtünme katsayısı yaklaşık olarak denklem (52)'de ifade edildiği gibi hesaplanabilir.

$$C_d = C_{d_0} + d_1 \alpha + d_2 \alpha^2 \quad (52)$$

Grafik 3'te gösterildiği gibi açıkça, bu ifadenin katsayıları aynı zamanda kanat profili kesiti, Mach sayısı (Ma), Reynolds sayısı (Re) ve sınır tabakasının bir fonksiyonudur ve davranış kolaylıkla genelleştirilemez. Pratikte, rotorda %75 yarıçapta olanlara karşılık gelen Reynolds ve Mach sayıları için 2-B kanat profili ölçümlerinin kullanılması yeterince doğru bulunmuştur.

$$dC_{p_0} = \frac{1}{2} \sigma [C_{d_0} + d_1(\theta - \phi) + d_2(\theta - \phi)^2] r^3 dr \quad (53a)$$

$$dC_{p_0} = \frac{1}{2} \sigma \left[ C_{d_0} + d_1 \left( \theta - \frac{\lambda}{r} \right) + d_2 \left( \theta - \frac{\lambda}{r} \right)^2 \right] r^3 dr \quad (53b)$$



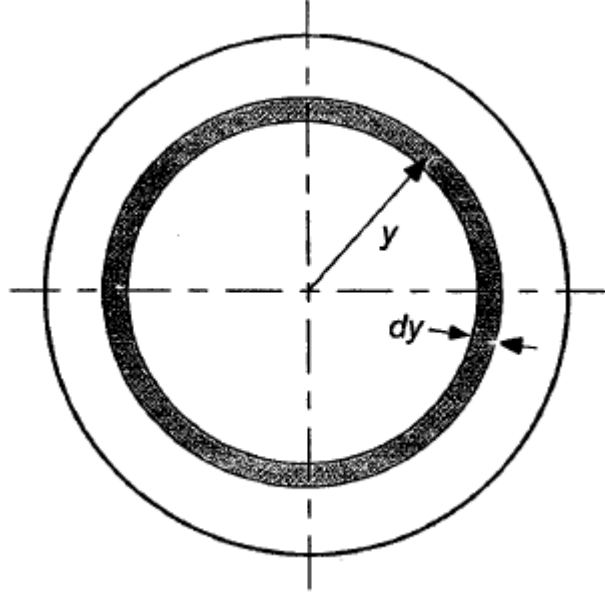
**Grafik 3.** 2-B Sürükleme Katsayısının Hücum Açısıyla Değişimi  
**Kaynak:** (Leishman, 2006)

### 2.3. Pal Elemanı Momentum Teorisi

Pal elemanı momentum teorisi, helikopter havada asılı kalma hesaplamalarını uygulamak için bir hibrit modeldir. Temel metodoloji, MT ve PET yaklaşımlarını birleştirmektir. Bu birleşik teori, momentum ve pal elemanı yaklaşımlarının sahip olamayacağı oldukça kullanışlı bir özellik olan helikopter pali üzerindeki indüklenmiş akış dağılımını pal üzerindeki radyal doğrultu boyunca hesaplama gücüne sahiptir.

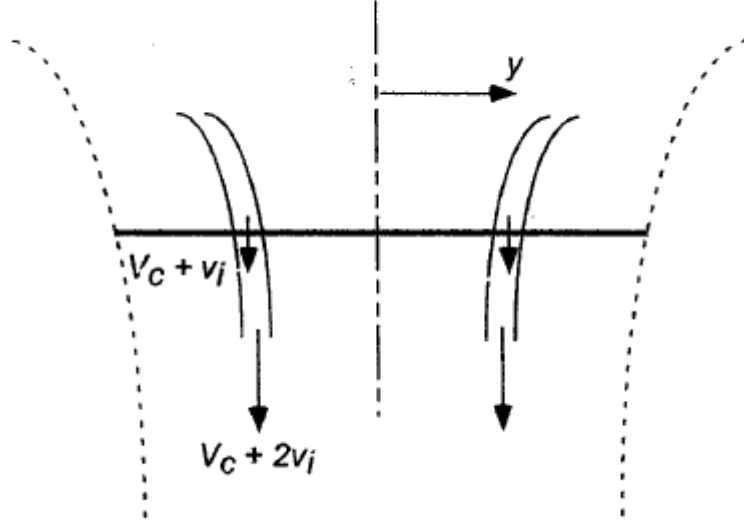
Momentum teorisi tek tip içeri akışı varsayar ve pal elemanı teorisi hesaplamalarda bu sonuçları kullanır. Momentum teorisi bölümü, eksenel harekette pervane analizi için Froude tarafından tanıtılan diferansiyel momentum teorisini kullanır (Froude, 1878). Daha önceki teoriler gibi bu teorinin de bazı varsayımları vardır. Bu teoriye göre, dönme ekseninden belirli bir mesafeyi hesaplamak için rotor halkasına koruma yasaları uygulanır. Şekil 11’de gösterildiği gibi halka, dönüş

eksenini oluşturan mesafe  $y$  olan ve kalınlığı  $dy$  olan aktüatör disk olarak tanımlanabilir. Ayrıca, hiçbir diskin diğerine etkisi yoktur. Her disk, herhangi bir dış etki olmaksızın bireysel olarak incelenebilir.



**Şekil 11.** Rotor Halkasının Üstten Görünüşü  
**Kaynak:** (Leishman, 2006)

1-B momentum teorisinde sadece toplam itki ve güç tahminleri yapılabilir. Bununla birlikte, diferansiyel momentum teorisi kullanıldığında, her halka havada askı durumdayken kanadın bir bölümünü modeller, bu da teorinin akışı 2-B olarak modellediği anlamına gelir. Yine de, teorinin temeli, artan itkiyi hesaplamak için kütleli debiyi kullanmaktır. Kütleli debi hesaplamak için dairesel alana ihtiyaç vardır. Alan  $dA = 2\pi y dy$  olarak tanımlanabilir.  $\lambda_i = \lambda$  olarak değerlendirilir, çünkü tüm hesaplamalar havada asılı kalma koşulları için yapılmıştır. Denklem (12) ve (29) kullanılarak denklem (54) bulunabilir.



**Şekil 12.** Rotor Diskinin Yandan Görünüşü

**Kaynak:** (Leishman, 2006)

$$dT = 4\pi\rho v_i^2 y dy \quad (54)$$

$dC_T$ , ifadesini hesaplamak için denklem (54) kullanılır.

$$dC_T = \frac{dT}{\rho A (\Omega R)^2} = \frac{4\pi\rho v_i^2 y dy}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (55a)$$

$$dC_T = 4\lambda^2 r dr \quad (55b)$$

Kesitsel indüklenmiş güç katsayısı ( $dC_{P_i}$ ) denklem (56)'da verilmiştir.

$$dC_{P_i} = \lambda dC_T = 4\lambda^3 r dr \quad (56)$$

Diferansiyel momentum teorisi hesaplamalarının amacı, radyal olarak indüklenmiş akış oranı dağılımını bulmaktır. Bu denklemi elde etmek için PET kullanılarak bulunan kaldırmanın sirkülasyon teorisi ile diferansiyel momentum teorisi kullanılarak bulunan kaldırmanın momentum teorisi karşı karşıya getirilir. (2.48) ve (2.55b) denklemlerinde bu iki teori bulunan itki katsayıları verilmiştir.

Nihai denklemi yazmadan önce kesit taşıma katsayısının denklem (57)'deki gibi daha açık formda yazılması gerekmektedir.

$$C_l = C_{l_\alpha} \alpha \quad (57)$$



$$\phi = \frac{\lambda}{r} \quad (58)$$

$$C_l = C_{l_\alpha}(\theta - \phi) = C_{l_\alpha} \left( \theta - \frac{\lambda}{r} \right) \quad (59)$$

$C_{l_\alpha}$ , değeri, pal bölümünün kanat profili için taşıma eğrisi eğimidir. Sıkıştırılmaz bir akış için  $C_{l_\alpha}$ ,  $2\pi$  olan ince kanat profili sonucuna yakın bir değere sahip olacaktır.  $C_{l_\alpha}$ , Mach sayısı ve Reynolds sayısının bir fonksiyonu olduğu için her kanat kesitinde farklı bir dereceye sahip olsa da rotor için ortalama bir değer, ciddi bir doğruluk kaybı olmadan taşıma eğrisi eğimi sabit olarak kabul edilebilir (Leishman, 2006).

İtke katsayısı, denklem (48) ve (55b) birbirine eşit olarak yazılır ve denklem (59) kullanılır.

$$\frac{1}{2} \sigma C_{l_\alpha} (\theta r^2 - \lambda r) = 4\lambda^2 r \quad (60)$$

Son olarak MT ve PET birleşimi sonucu her pal kesiti için elde edilen indüklenmiş akış oranı için ikinci dereceden denklemin çözümü denklem (61)'de verilmiştir.

$$\lambda(r) = \frac{\sigma C_{l_\alpha}}{16} \left( \sqrt{1 + \frac{32}{\sigma C_{l_\alpha}} \theta r} - 1 \right) \quad (61)$$

Askı durumu için indüklenmiş akış, dört parametreye bağlanabilir. Bunlar katılık, taşıma eğrisi eğimi, kesitsel hatve açısı ve pal boyunca radyal boyutsuz mesafedir. Ayrıca, indüklenmiş akış oranı, pal bölümünün radyal konumuna göre bulunabilir. Dolayısıyla düzgün olmadığı anlamına gelir. Düzgün olmayan indüklenmiş akış oranını bulmak önemlidir çünkü akış fiziğini daha iyi temsil eder (Johnson, 1994).

Burulma, palin hücum açısının bir pal kesitinden diğerine değiştiği anlamına gelir. Pal kendi bükümüyle üretiliyorsa buna ön büküm denir. Ayrıca aktif burulma durumu vardır, bu da pal geometrisinin uçuşun değişen durumuna uyum sağlamak için uçuşa değiştiği anlamına gelir.

Pal burulması, pal aerodinamik performansını optimize etmek için kullanılan bir konsepttir. Daha düzgün hale getirmek için pal üzerinde indüklenmiş akışı değiştirmek için kullanılır. İndüklenmiş akışın ideal ve en etkili şekli, kanat üzerinde düzgün olmaktır. İdeal pal bükümü ile düzgün akış varsayımıyla, PEMT kullanılarak ideal büküm denklemi türetilebilir (Johnson, 1994).

### 2.3.1. Viskoz Olmayan Akışın Güç Tüketimine Etkisi

Momentum teorisinde bahsedilen viskoz olmayan akışın güç tüketimindeki etkisi PEMT için de geçerlidir (Johnson, 1994).

$$dC_{P_i} = k\lambda dC_T = 4k\lambda^3 r dr \quad (62)$$

Denklem (61)'de elde edilen indüklenmiş akış her kesit için denklem (62)'de kullanılarak her pal kesiti için indüklenmiş güç bulunabilir.

### 2.3.2. İdeal Burulma

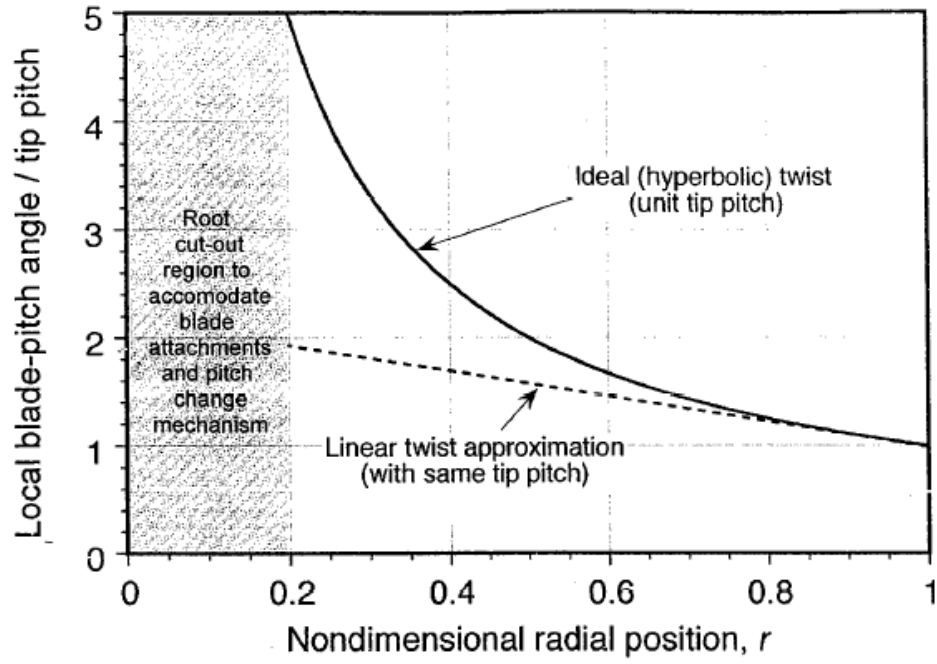
İndüklenen akış denkleminde dört farklı değişken vardır. Bunlar, katılık, kaldırma eğrisi eğimi, kesitsel hatve açısı ve pal bölümünün radyal boyutsuz konumu. Pal dikdörtgen ise tüm pal üzerinde  $\sigma$  ve  $C_{l_\alpha}$  sabit kabul edilebilir.  $\lambda(r)$ 'yi ve  $\theta(r)r$  değerini eşit kılmak için kanat üzerinde sabit olması gerekir. Kanadın uç hatve açısı  $\theta_{uç}$  sabit değerdir.

$$\theta(r)r = \theta_{uç} \quad (63)$$

$$\theta(r) = \frac{\theta_{uç}}{r} \quad (64)$$

Denklem (64) incelendiğinde,  $r$  azaldıkça, köke yakın bölümlerin hücum açısının hızla arttığı görülebilir. Bu durum Grafik 4'te görülebilir. Aslında, sonsuz pal kesit hücum açısı mümkün değildir. Ancak, palin taşıma oluşturmayan bir kısmı vardır. Bu kısım, rotor göbeğinin merkezinden pal taşıma bölümünün başlangıç noktasına kadar olan mesafedir.

Bununla birlikte, Grafik 4'te görüldüğü gibi, rotor palinin, palin kökü boyunca bükülmesi hiperbolik olarak artmaktadır. Helikopter kanadının daha önemli kısmı uç bölgesine yakındır çünkü taşıma kuvvetinin çoğu orada üretilir.



**Grafik 4.** İdeal Burulmuş Pal ve 'r' Üzerinde Doğrusal Yaklaşım  
**Kaynak:** (Leishman, 2006)

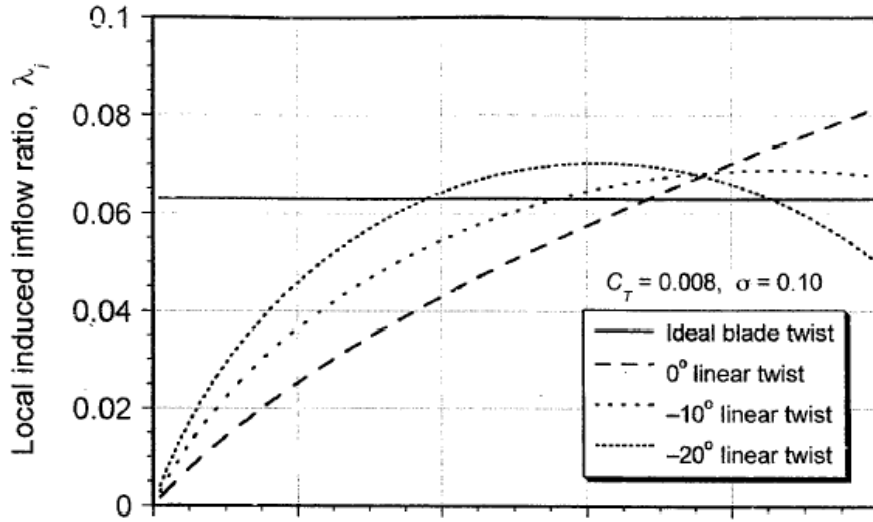
### 2.3.3. Lineer Burulma

Lineer burulma, hatve açısının pal üzerinde lineer bir şekilde değiştiği anlamına gelir.  $\theta_0$ , kökteki hatve açısı,  $\theta_{tw}$ , lineer burulma oranı ve  $\theta(r)$ , kesit hatve açısıdır. Hatve açısının lineer dağılımı Grafik 5'te gösterilmektedir.

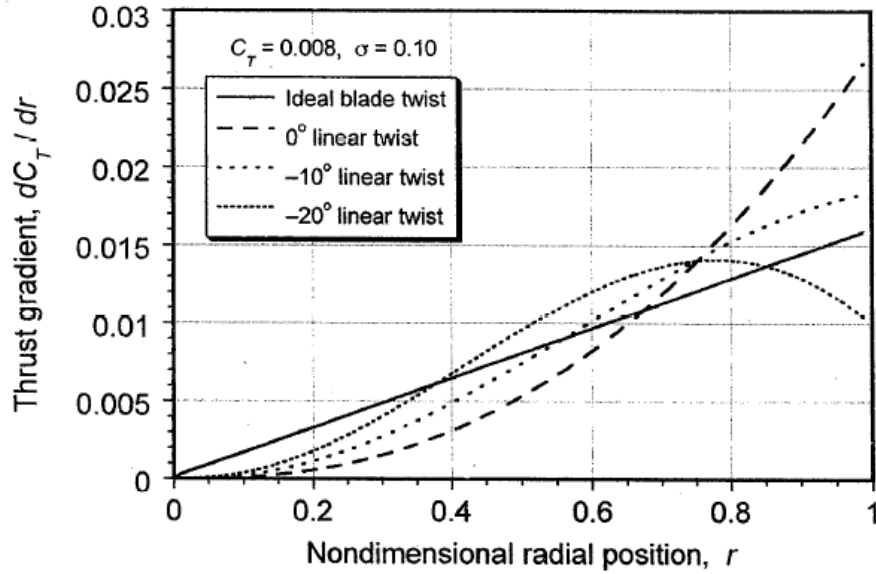
$$\theta_0 = \theta_{hatve} - \theta_{tw} \quad (65)$$

$$\theta(r) = \theta_0 - r\theta_{tw} \quad (66)$$

Lineer taşıma dağılımı içeri akışı tek tip yapamasa da kanat üzerinde daha düzgün olmasını sağlar. Grafik 5 ve Grafik 6, sırasıyla indüklenmiş akış oranına ve itki katsayısına karşı çizilmiş 4 pal burulma durumu vardır (Johnson, 1994) (Leishman, 2006).



**Grafik 5.** Pal Burulma Değişikliği ile İndüklenmiş Akış İlişkisi  
Kaynak: (Leishman, 2006)



**Grafik 6.** Pal Burulma Değişikliği ile  $r$  Üzerinde Doğrusal Yaklaşım  
Kaynak: (Leishman, 2006)

#### 2.4. Prandtl Uç Kayıp Doğrulama

Daha önce incelenen her teorenin bazı dezavantajları vardır ve uçuşta rotor diski üzerindeki akış fiziğini düzgün bir şekilde modellemek için eklenmesi gereken bazı düzeltme faktörleri vardır. Momentum teorisi, PET ve 2-B akış kullanılarak kesit

özelliklerini hesaplamak için devre dışı bırakılır, akışın kesit özellikleri hesaplanabilir. Bununla birlikte, PET, rotor diski üzerinde indüklenen içeri akış oranını modellemekten yoksundur. Bu nedenle PEMT yaklaşımı kullanılmaktadır. PEMT 2-B bir akış yaklaşımıdır, bu nedenle 3-B etkiler modellenemez, ancak bir noktada buna ihtiyaç duyulur. Özellikle pal uçlarının yakınında herhangi bir düzeltme yapılmadan PEMT yaklaşımı, gerçek akış fiziğinden bir miktar sapmaya sahiptir. Bu nedenle modelleme formülasyonunu gerçeğe daha iyi yakınsamak için geliştirmek için girdap teorisi hesaplamaları kullanılmakta ve PEMT hesaplamalarına bazı düzeltme faktörleri eklenmektedir (Johnson, 1994) (Leishman, 2006).

Grafik 7’de, uç kaybı düzeltmeli ve düzeltmesiz PEMT kullanılarak kanat kesit kaldırma hesaplamasının radyal dağılımını göstermektedir. Uç kaybı düzeltmesinin gerçek akış fiziğini daha iyi modellemek için kullanışlı bir araç olduğu açıktır.

Prandtl, uç kaybı düzeltmesi hakkında bir formül verir. Teorilerde yapılan varsayımlar nedeniyle MT, PET ve PEMT hava akışını sadece 2-B olarak modelleyebilir. Ancak rotor diski üzerinde akışın daha çok 3-B bir akış olduğu ve bu şekilde bir işleme ihtiyaç duyduğu bir nokta vardır. Prandtl’ın verdiği uç kaybı düzeltmesi, bıçak ucunun yakınında bu 3-B etkisi sağlar (Leishman, 2006).

$$F = \left(\frac{2}{\pi}\right) \cos^{-1}(\exp(-f)) \quad (67)$$

$$f = \frac{N_b}{2} \left(\frac{1-r}{\lambda(r)}\right) \quad (68)$$

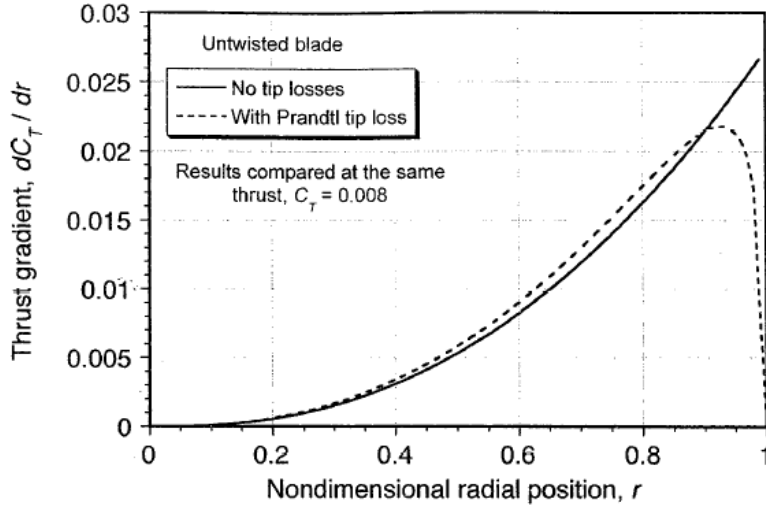
Bu  $F$  değerleri, diferansiyel momentum teorisi sonucunun  $C_T$  değerine eklenir. Bundan sonra, PET ‘ten gelen  $C_T$  kanat üzerinde radyal olarak indüklenen akışın analitik formunu bulmak için eşittir.

$$dC_T = 4F\lambda^2 r dr \quad (69)$$

Denklem (48) ve (69) eşitse, indüklenen akış oranının son analitik formu denklem (70)’de gösterildiği gibi olmaktadır.

$$\lambda(r) = \frac{\sigma C_{l\alpha}}{16F} \left( \sqrt{1 + \frac{32F}{\sigma C_{l\alpha}} \theta(r)r} - 1 \right) \quad (70)$$

Prandtl düzeltmesi uygulanmış ve uygulanmamış durum için  $C_T=0,008$  değerine sahip pal üzerinde kesitsel olarak kanat itme gradyan hesaplaması Grafik 7'de gösterilmektedir. %90'dan sonra akış düşmeye başlar ve pal ucunda sıfır değerine ulaşır (Johnson, 1994).



**Grafik 7.** Uç Kaybı Olan ve Olmayan Pal Üzerindeki Taşıma Dağılımı  
Kaynak: (Leishman, 2006)

## 2.5. Kuyruk Rotoru İtki Yaklaşımı

Ana rotorun oluşturduğu torku dengelemek için kuyruk tarafında olması gereken itkiyi hesaplamak için denklem (71) ve (72) kullanılır. Kuyruk itkisinin hesaplanması için öncelikle ana rotorun torku denklem (71)'de gösterildiği gibi hesaplanır.

$$Q = \frac{P}{\Omega} = Q_{tr} \quad (71)$$

Kuyruk tarafından geliştirilen tork, ana rotorun torkuna eşit olduğundan, kuyruk itme kuvveti,  $T_{tr}$  oluşan torkun kuvvet koluna,  $x_{tr}$ , bölünmesiyle elde edilmektedir.

$$T_{tr} = \frac{Q_{tr}}{x_{tr}} \quad (72)$$

# ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

## UYGULAMA YÖNTEMİ

### 3.1. Konvansiyonel Helikopter Sistemi

Elektrikli kuyruk rotorunun (EKR) kavramsal çalışmasının yapılması için öncelikle geometri özellikleri bilinen konvansiyonel helikopter belirlenmektedir. Mevcut helikopterin konvansiyonel kuyruk rotorunun itki ve güç tüketim değerleri Momentum Teori kullanılarak bulunabilmektedir.

**Tablo 1.** UH-60 helikopteri ana rotor ve genel özellikleri

UH-60 Genel Parametre	Gösterim	Büyükük	Birim
Yarıçap	$R$	8,2296	[m]
Pal Sayısı	$N_b$	4	Adet
Pal Veter Uzunluğu	$c$	0,5182	[m]
Rotor Katılığı	$\sigma$	0,0802	[]
Rotor Hızı	$\Omega$	26,85	[rad/s]
Kuyruk Rotoru Mesafesi	$x_{tr}$	9,926	[m]
Azami Ağırlık	$W$	7907	[kg]

**Kaynak:** (Leishman, 2006)

Tablo 1’de verilen değerler herhangi bir konvansiyonel helikopter için de verildiği takdirde yöntem değişmemektedir. Bu veriler ışığında hava aracının askı durumunda kalabilmesi için gerek kuyruk itkisi,  $T_{tr}$ , bulunabilmektedir.

#### 3.1.1. UH-60 Konvansiyonel Kuyruk Rotoru

UH-60 helikopterinin konvansiyonel kuyruk rotorunun özellikleri Tablo 2’de verilmiştir. Öncelikle mevcut konvansiyonel kuyruk rotorunun PEMT kullanılarak viskoz olmayan akış ve uç kayıpları hesap edilerek tüketilen güç miktarı elde edilmektedir

**Tablo 2.** UH-60 kuyruk rotoru özellikleri

Parametre	Gösterim	Büyükük	Birim
Yarıçap	$R$	1,67	[m]
Pal Sayısı	$N_b$	4	Adet
Pal Veter Uzunluğu	$c$	0,24	[m]
Rotor Katılığı	$\sigma$	0,0802	[]
Rotor Hızı	$\Omega$	124,54	[rad/s]
Rotor Sayısı		1	Adet

**Kaynak:** (Leishman, 2006)

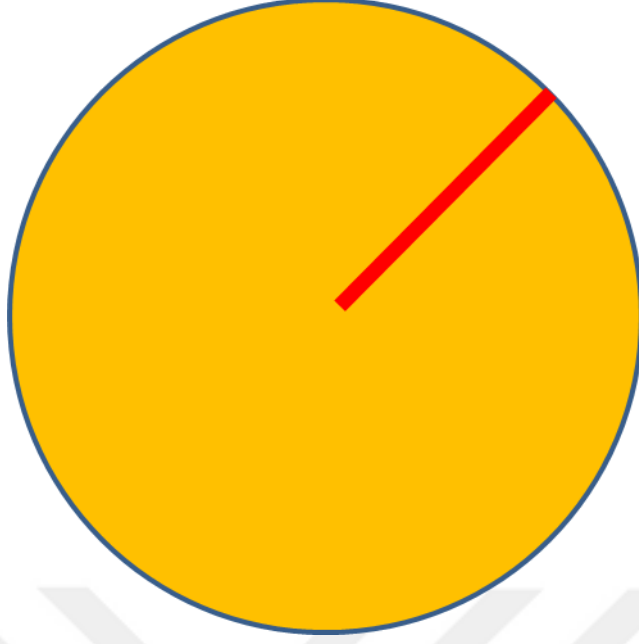
Şekil 13'te gösterildiği gibi UH-60 helikopterin kuyruk rotoru Şekil 14'de gösterilen şekilde temsili olarak ifade edilmiştir.



**Şekil 13.** UH-60M helikopteri

**Kaynak:** (Lockheed Martin, 2016)





**Şekil 14.** UH-60 Konvansiyonel Kuyruk Rotoru Temsili

### 3.2. Elektrikli Kuyruk Rotoru Kavramsal Tasarımı

UH-60 Helikopterinin kuyruk rotorunun askı durumu için itki değeri oluşmasıyla birlikte aynı hava aracı için aynı itkiye sahip elektrik kuyruk rotorları kavramsal çalışmaları yapılmaktadır.

#### 3.2.1. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 1

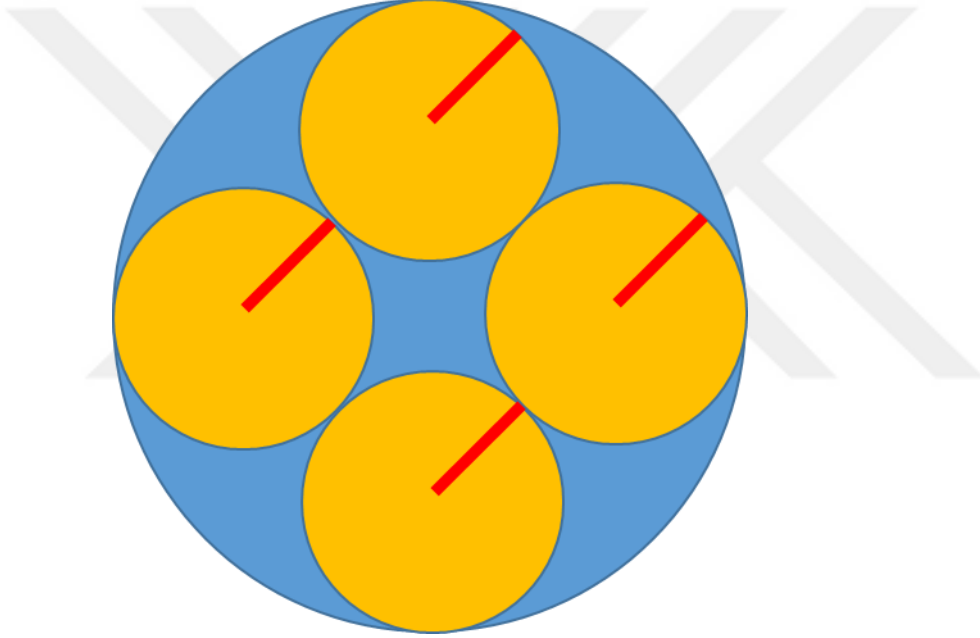
UH-60 helikopterinin mevcut hacminden kaybın olmaması temel alınarak aynı kuyruk rotoru dairesine en büyük çapta sığacak şekilde 4 adet küçük elektrikli kuyruk rotorunun kavramsal tasarımı yapılmıştır.

**Tablo 3.** EKR konfigürasyon 1

UH-60 Kuyruk Parametre	Gösterim	Konfigürasyon 1	Birim
Yarıçap	$R$	0,69	[m]
Pal Sayısı	$N_b$	4	Adet
Pal Veter Uzunluğu	$c$	0,18	[m]
Rotor Katılığı	$\sigma$	0,3353	[]

Rotor Hızı	$\Omega$	311,59	[rad/s]
Rotor Sayısı		4	Adet

EKR Konfigürasyon 1 için Tablo 3'teki değerler oluşturmuştur.  $R$  uzunluğu mevcut kuyruk rotorunun hacmine girebilecek şekilde geometrik kısıtlardan ortaya çıkmaktadır.  $c$ , veter uzunluğu mevcut helikopter veter uzunluğunun %75'i kadardır. Bu değer ana rotor ve kuyruk rotoru arasındaki oranlar dikkate alınarak türetilmektedir. Rotor hızı aynı itki oluşması açısından türetilmiş değer olmaktadır.



**Şekil 15.** Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 1

Şekil 15'te gösterildiği gibi küçük EKR dışındaki mavi bölge konvansiyonel kuyruk rotorunun hacmini ifade etmektedir. Aynı hacme 4 rotor sığacak şekilde konfigürasyon yapılmaktadır. Aynı hacim şartlarında performans incelemesi mümkün olmaktadır.

### 3.2.2. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 2

Güç tüketimindeki değişim ile kullanılan toplam kuyruk rotoru hacminde değişim temel alınarak EKR konfigürasyon 2 yapılmaktadır. Mevcut UH-60

konvansiyonel kuyruk rotorundan daha geniş alanda kavramsal tasarım yapılmaktadır. Tablo 3.4 de bulunan değerler EKR konfigürasyon 1 ile karşılaştırıldığında rotor yarıçapı,  $R$  ve rotoru açısal hızı,  $\Omega$  değerleri farklılık göstermektedir. Diğer parametreler performans incelemesinin sağlıklı yapılabilmesi için diğer parametreler sabit tutulmaktadır.

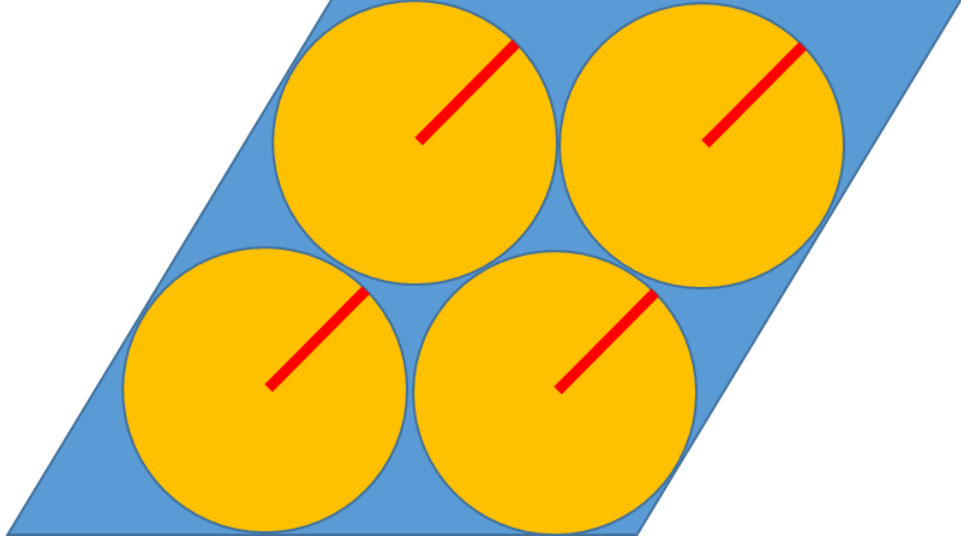
**Tablo 4.** EKR konfigürasyon 2

Parametre	Gösterim	Konfigürasyon 2	Birim
Yarıçap, $R$	$R$	1	[m]
Pal Sayısı, $N_b$	$N_b$	4	Adet
Pal Veter Uzunluğu, $c$	$c$	0,18	[m]
Rotor Katılığı, $\sigma$	$\sigma$	0,2329	[]
Rotor Hızı	$\Omega$	162,08	[rad/s]
Rotor Sayısı		4	Adet

Şekil 16’da gösterilen Bell 429 EDAT helikopterin kuyruk rotorlarının konfigürasyonundan esinlenerek Şekil 17’deki konfigürasyon 2 yapılmaktadır.



**Şekil 16.** Bell 429 EDAT Helikopteri  
Kaynak: (Perry, 2021)

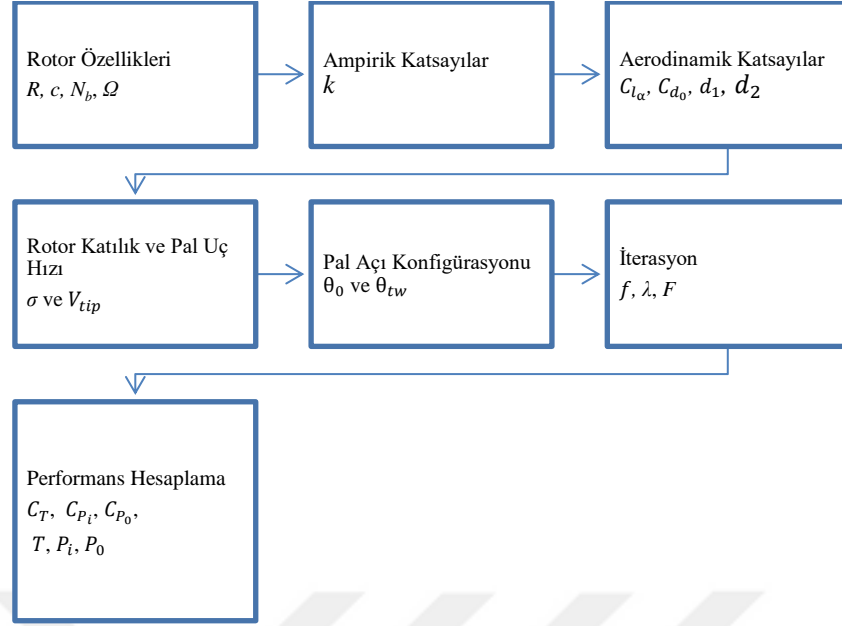


**Şekil 17.** Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 2

Rotor yarıçapı konfigürasyon 2'ye göre daha uzun ancak istenilen dönüş hızı gerekliliği daha düşük olmaktadır.

### **3.3. PEMT Uygulama Yöntemi**

Kuyruk rotoru performansının hesaplanması için PEMT yöntemi kullanılarak elektrikli kuyruk rotorlarının performans analizi yapılmaktadır. Şekil 18'de gösterilen hesaplama modelinin algoritması verilmektedir. Rotor pali boyutsuz bir birim olan 250 adet  $dr$ 'ye bölünmüştür. PET olarak pallerin lineer burulmaya sahip olduğu varsayılmıştır.  $\theta_0$  ve  $\theta_{tw}$  değerlerindeki konfigürasyonlar ile aynı itkiyi veren pal konfigürasyonları belirlenmektedir. PEMT kullanılarak pal ucu kayıpları,  $F$  ve indüklenmiş akış oranıyla,  $\lambda$ , her pal kesiti için hesaplanmaktadır.  $f$ ,  $F$  ve  $\lambda$  arasında kurulan iterasyon ile her pal kesiti için değerler bulunabilmektedir. Her pal kesitinde bulunan  $dC_T$ ,  $dC_{P_i}$  ve  $dC_{P_0}$  değerleri pal boyunca toplandığında toplam itki ve güç tüketimi değerlerine ulaşılmaktadır.



**Şekil 18.** Matematiksel Model Algoritması

Şekil 18’deki matematiksel model yapısıyla birlikte her 3 konfigürasyon için performans incelemesi ve en uygun rotor ve pal geometrisine ulaşılabilmektedir.

### 3.3.1. Matematiksel Model Doğrulaması

Hazırlanan matematiksel modelin validasyonu Şekil 19’da gösterilen BO-105 helikopterin verileri incelenerek yapılmaktadır. Bu validasyonda Tablo 6’da verildiği gibi pal burulma açısı,  $\theta_{tw}$ , verilmiştir. Doğrulamanın yapılabilmesi için oturma açısının,  $\theta_0$ , sürekli artırılması sağlanmaktadır. Ek olarak ürünün profil bilgileri bilinmediği için  $C_{l\alpha}$  değeri  $2\pi$  alınmaktadır. Tablo 5’te ISA koşullarında askı durumu için verilen bilgiler bulunmaktadır.

**Tablo 5.** Kabul varsayılan sınır şartları

Kabuller	Gösterim	Büyüklik	Birim
Havanın Yoğunluğu	$\rho$	1,225	kg/m <sup>3</sup>
Yerçekimi İvmesi	g	9,81	m/s <sup>2</sup>
İndüklenmiş Güç Faktörü	k	1,15	
Sürüklenme Katsayısı Sabiti	$C_{d0}$	0,0087	

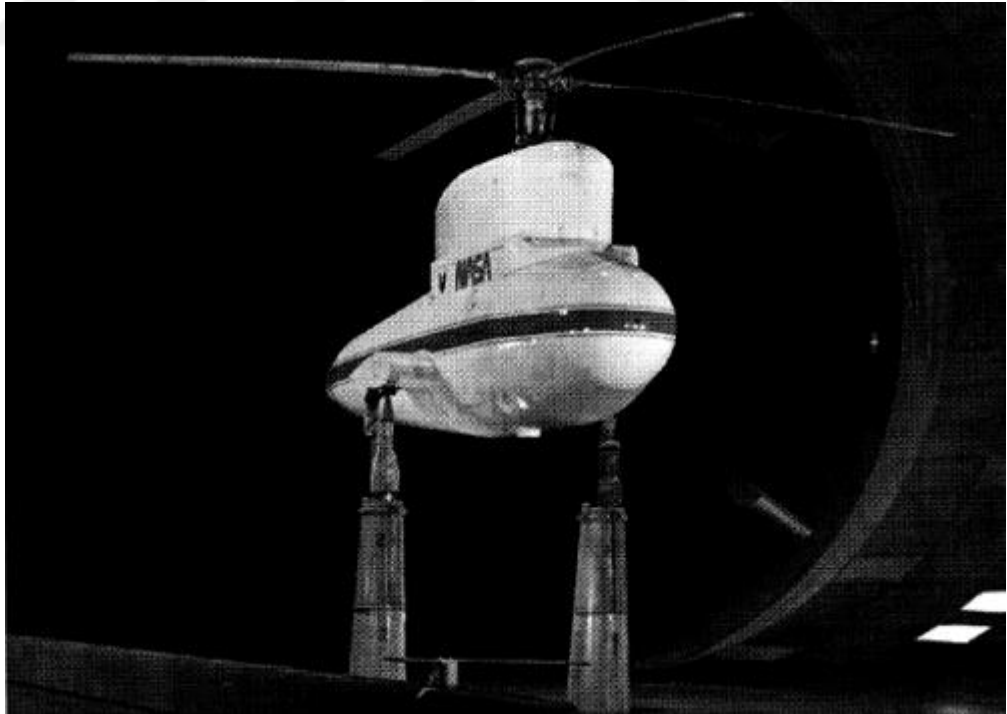
Sürüklenme Katsayısı Sabiti	$d_1$	-0,0216	
Sürüklenme Katsayısı Sabiti	$d_2$	0,4	
Taşıma Katsayısı Eğimi	$C_{l_\alpha}$	$2\pi$	rad

**Kaynak:** (Johnson, 1994)

**Tablo 6.** BO-105 rotor parametreleri

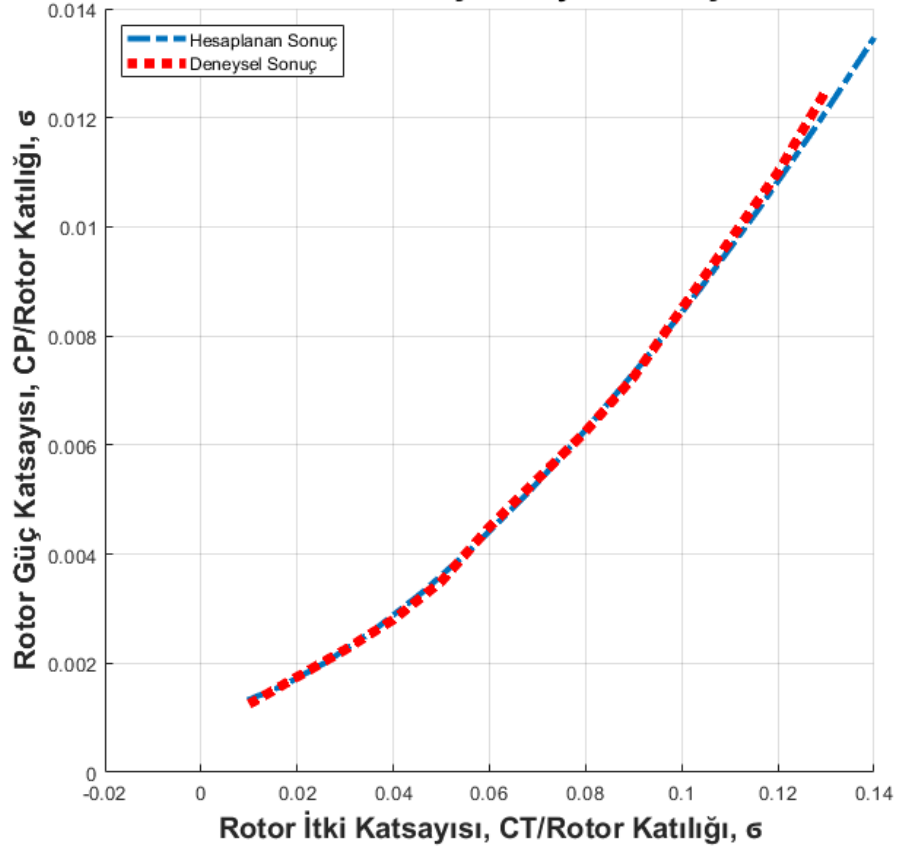
BO-105 Genel Parametre	Gösterim	Büyükük	Birim
Yarıçap	$R$	4,91	[m]
Pal Sayısı	$N_b$	4	adet
Pal Veter Uzunluğu	$c$	0,27	[m]
Burulma Oranı	$\theta_{tw}$	-8	[derece]
Rotor Katılığı	$\sigma$	0,07	[]
Rotor Hızı	$\Omega$	44,5	[rad/s]

**Kaynak:** (Peterson,, 1995)



**Şekil 19.** BO-105 Test Helikopteri

**Kaynak:** (Peterson,, 1995)



**Grafik 8.** BO-105 Performans Validasyon Grafiği

Grafik 8’de kırmızı kesikli çizgi ile gösterilen BO-105 helikopterin deney sel sonucu ile hazırlanan matematiksel modelin sonucunun karşılaştırılması incelendiğinde eğriler birbirine çok yakın gitmektedir. Bu durum modelin doğru çalıştığı anlamına gelmektedir.

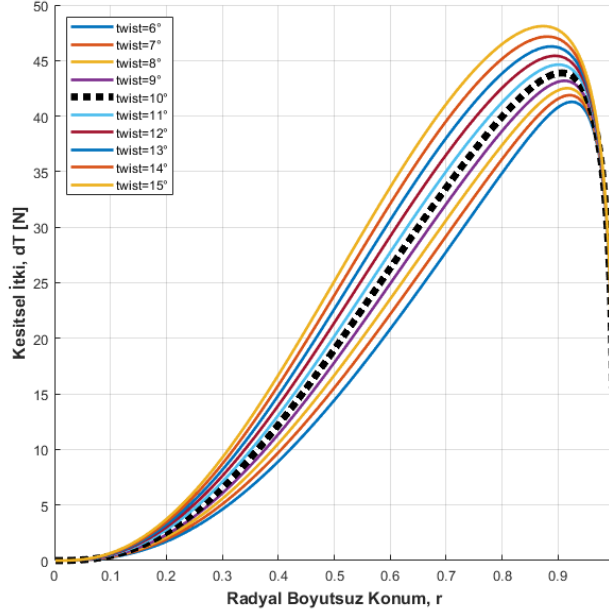
## DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

### ANALİTİK SONUÇLAR

UH-60 helikopterinin askı durumu için kuyruk rotorunun üretmesi gereken itki değeri MT yardımıyla hesaplandığında hemen hemen 5000 [N] olmaktadır. Aynı itki değerini hazırlanan matematiksel model yardımıyla her 3 konfigürasyona ait  $dT$ ,  $dP_i$  ve  $dP_0$  değerleri pal doğrultusunda radyal boyutsuz konum boyunca değişimi incelenmiş ve performans değerleri karşılaştırılmıştır.

#### 4.1. Konvansiyonel Kuyruk Rotoru Sonuçları

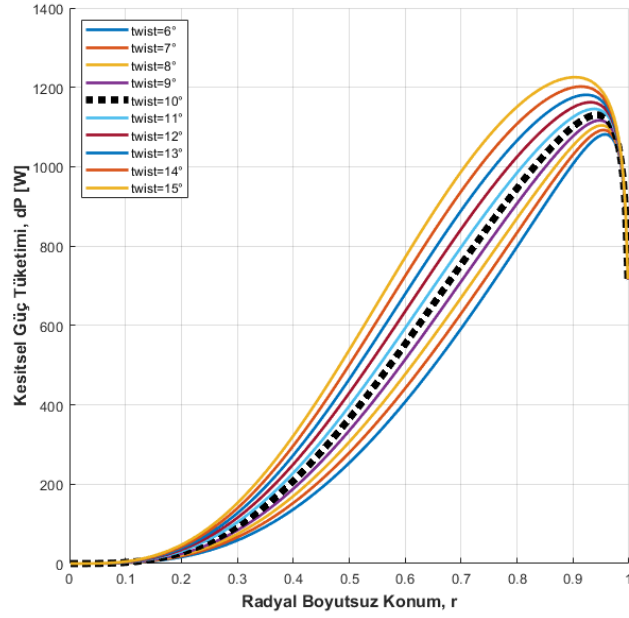
Grafik 9, incelendiğinde aynı oturma açısı,  $\theta_0$ , için farklı burulma açılarında,  $\theta_{tw}$ , kesitsel itki değeri incelenmiştir. Pal ucu etkileri değerlendirildiğinde palin %90'ından sonra taşıma kuvvetinde büyük oranda azalma olduğu gözlenmektedir. Konvansiyonel kuyruk rotoru pali lineer burulma açısı,  $\theta_{tw}=-10$  olduğunda istenilen itkiyi verebilmektedir. Koyu siyah kesikli çizgili eğri istenilen kesitsel itki eğrisini karşılamaktadır.



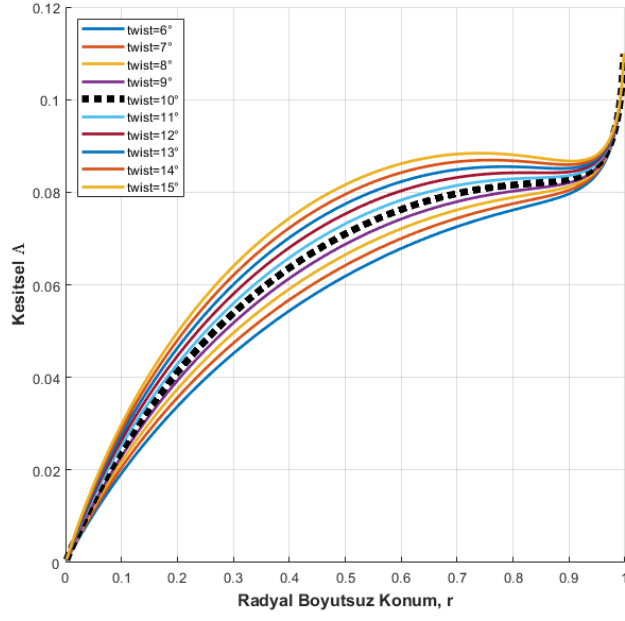
**Grafik 9.** Konvansiyonel, Konum-Kesitsel İtki Eğrisi



Pal ucu etkileri ve viskoz olmayan akış koşullarında indüklenmiş güç ve profil gücünün toplamı Grafik 10’de verilmiştir. Koyu siyah kesikli çizgili eğri istenilen itki değerine karşılık kesitsel güç tüketimini karşılamaktadır

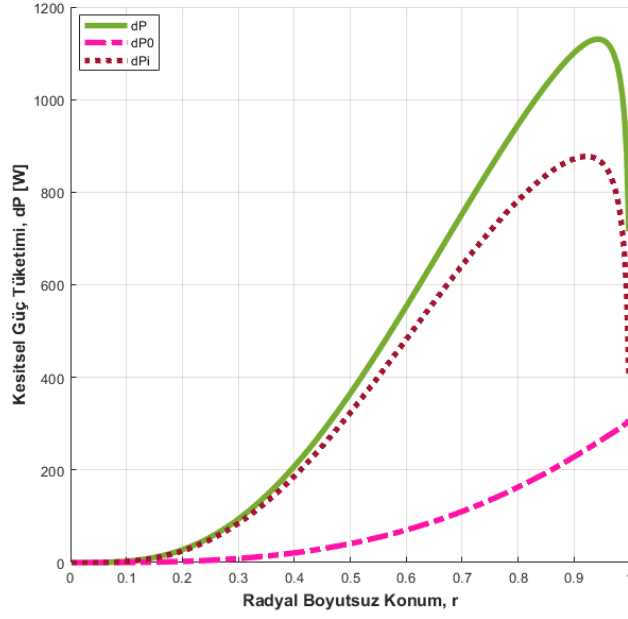


**Grafik 10.** Konvansiyonel, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi



**Grafik 11.** Konvansiyonel, Konum-Kesitsel  $\lambda$  Eğrisi

Grafik 11’da gösterilen indüklenmiş akış oranı incelendiğinde pal ucu etkilerinin %90’dan sonra arttığı görülmektedir. Koyu siyah kesikli çizgili eğri aynı itkiyi veren palin indüklenmiş akış oranıdır.

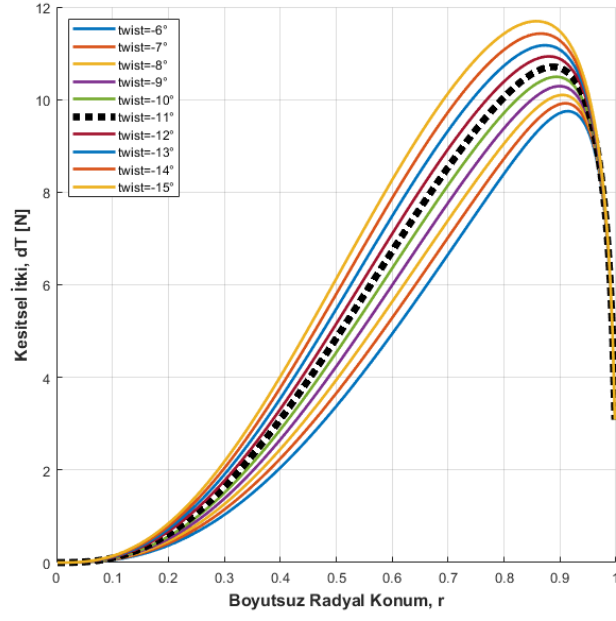


**Grafik 12.** Konvansiyonel, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi

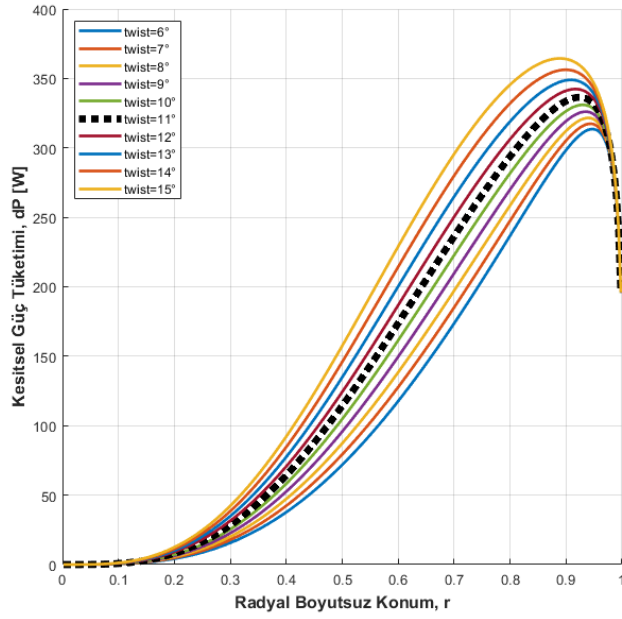
Grafik 12'de  $dP_i$  ve  $dP_0$  değerleri radyal konum boyunca değerleri incelendiğinde kesitsel indüklenmiş güç pal ucuna doğru azalırken profil gücü pal ucunda en yüksek durumda olmaktadır.

#### 4.2. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 1 Sonuçları

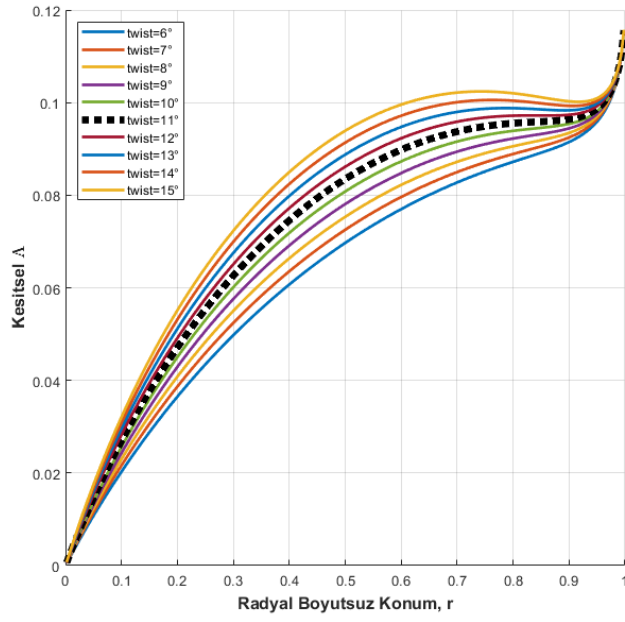
Konfigürasyon 1'de 4 adet kuyruk rotoru mevcut olduğundan sadece bir rotorun sonuçları değerlendirilmiştir. Güç tüketimleri karşılaştırıldığında sonuçlar 4 ile çarpılacaktır. Grafik 13 incelendiğinde aynı oturma açısı,  $\theta_0$ , için farklı burulma açıları,  $\theta_{tw}$ , kesitsel itki değeri incelenmiştir. Konvansiyonel kuyruk rotoru pali lineer burulma açısı,  $\theta_{tw}=-11$  olduğunda istenilen itkiyi verebilmektedir. Koyu siyah kesikli çizgili eğri istenilen kesitsel itki eğrisini karşılamaktadır.



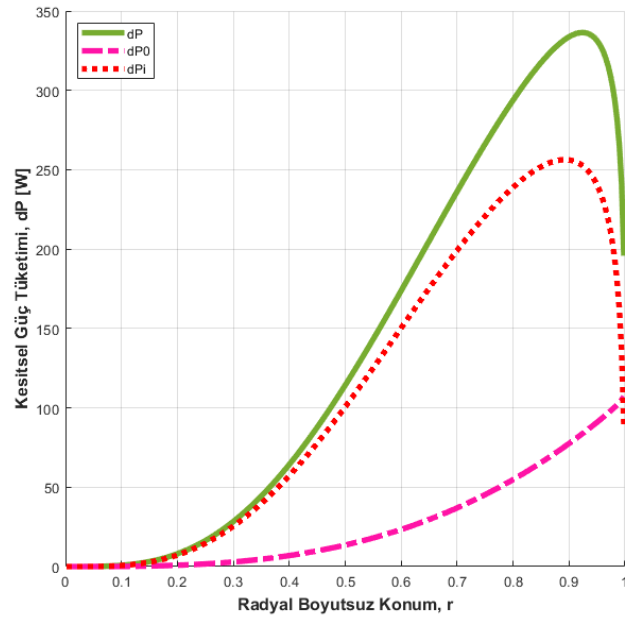
**Grafik 13.** EKR 1, Konum-Kesitsel İtke Eğrisi



**Grafik 14.** EKR 1, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi



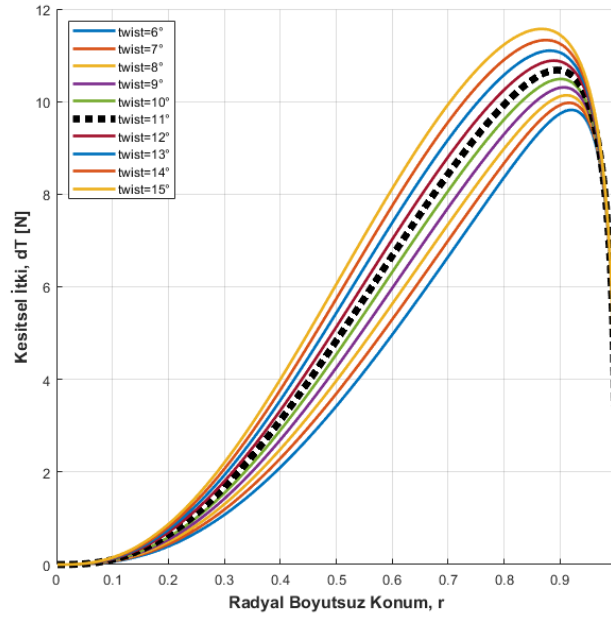
**Grafik 15.** EKR 1, Konum-Kesitsel  $\lambda$  Eğrisi



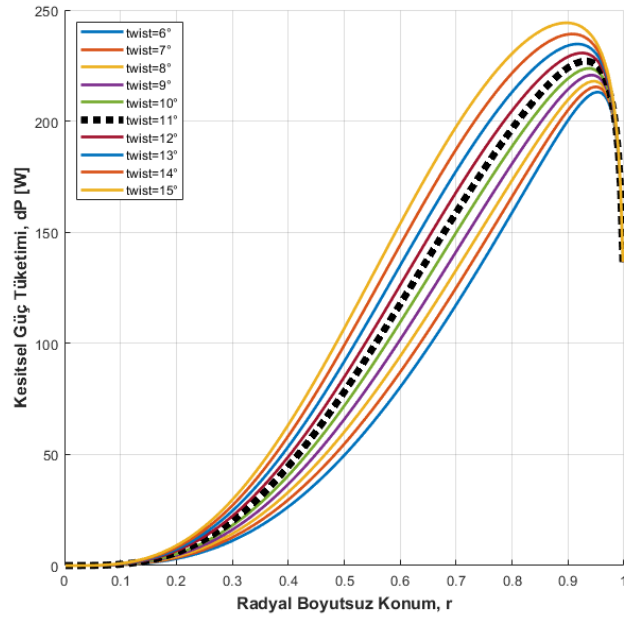
**Grafik 16.** EKR 1, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi

### 4.3. Elektrikli Kuyruk Rotoru Konfigürasyon 2 Sonuçları

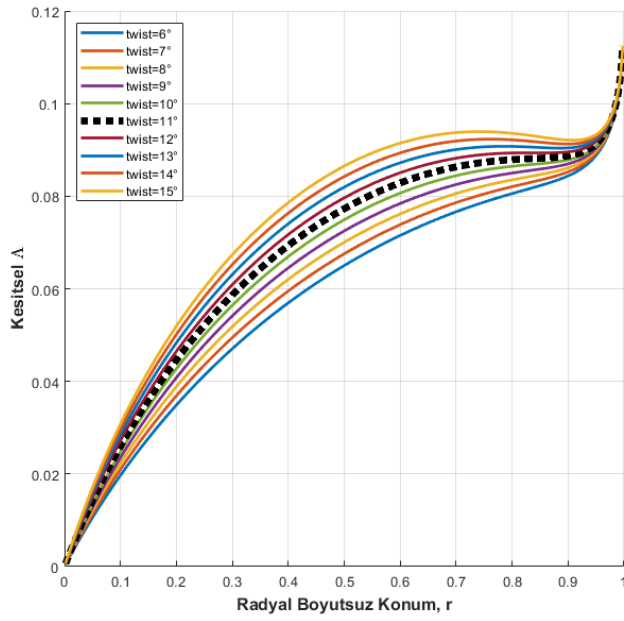
Konfigürasyon 2’de 4 adet kuyruk rotoru mevcut olduğundan sadece bir rotorun sonuçları değerlendirilmiştir. Güç tüketimleri karşılaştırıldığında sonuçlar 4 ile çarpılacaktır. Grafik 17 incelendiğinde aynı oturma açısı,  $\theta_0$ , için farklı burulma açılarında,  $\theta_{tw}$ , kesitsel itki değeri incelenmiştir. Konvansiyonel kuyruk rotoru pali lineer burulma açısı,  $\theta_{tw}=-11$  olduğunda istenilen itkiyi verebilmektedir. Koyu siyah kesikli çizgili eğri istenilen kesitsel itki eğrisini karşılamaktadır.



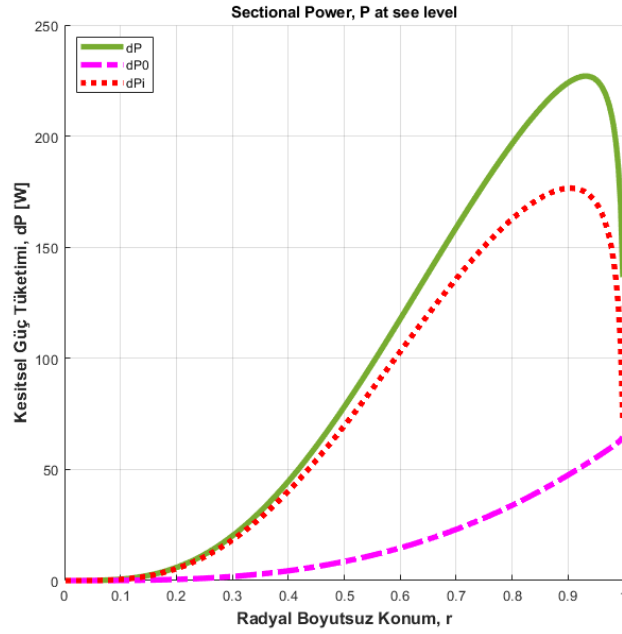
**Grafik 17.** EKR 2, Konum-Kesitsel İtki Eğrisi



**Grafik 18.** EKR 2, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi



**Grafik 19.** EKR 2, Konum-Kesitsel  $\lambda$  Eğrisi



**Grafik 20.** EKR 2, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi

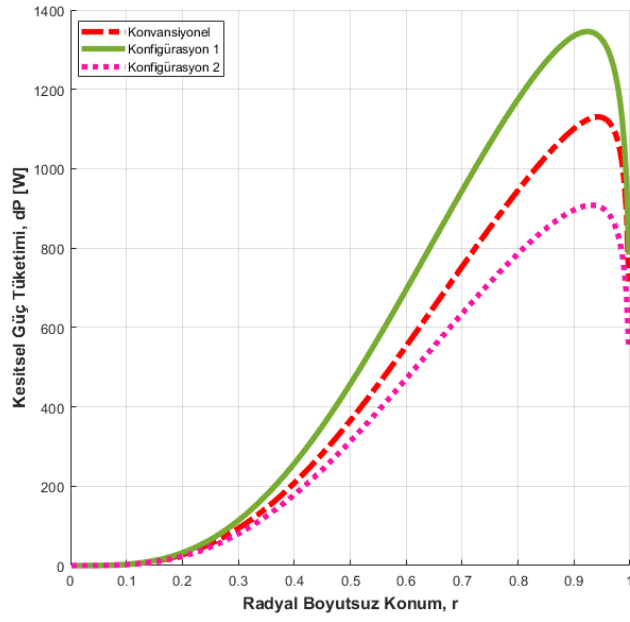
#### 4.4. Sonuçların Karşılaştırılması

Sonuçların değerlendirilmesi ele alınırken EKR 1 ve EKR 2'nin güç tüketimi ve itki üretimi değerleri 4 ile çarpılarak karşılaştırma grafiği oluşturulmuştur. Bu 3 konfigürasyonun grafikleri incelendiğinde pallerinin açı değerleri Tablo 7'de verilmiştir.

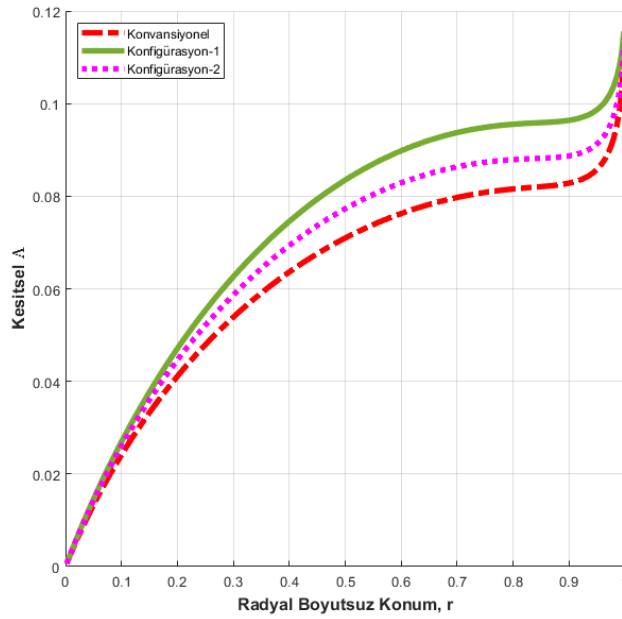
**Tablo 7.** Pal açı parametreleri

Konfigürasyon	Oturma Açısı, $\theta_0$	Burulma Açısı, $\theta_{tw}$	Birim
Konvansiyonel	7,1	-10	[derece]
Konfigürasyon 1	7,1	-11	[derece]
Konfigürasyon 2	7,1	-11	[derece]



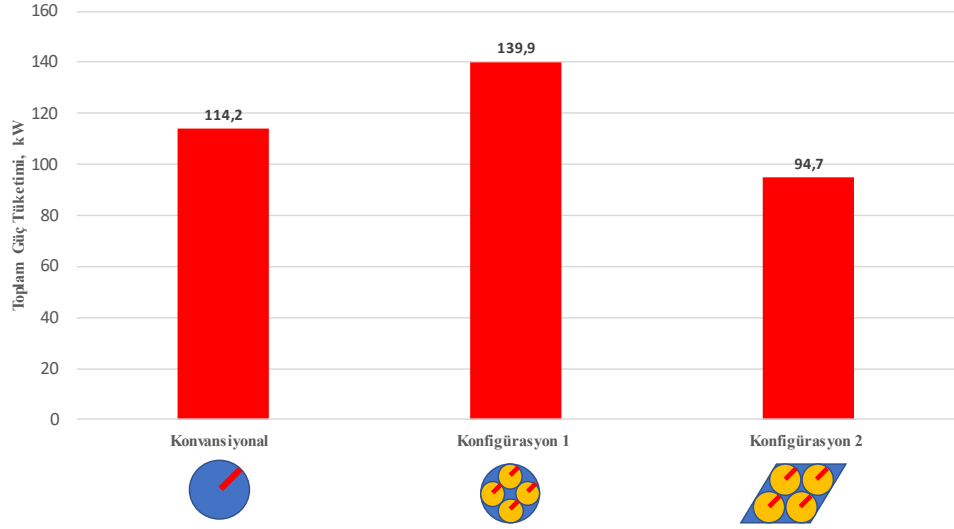


**Grafik 21.** Karşılaştırma, Konum-Kesitsel Güç Tüketimi Eğrisi



**Grafik 22.** Karşılaştırma, Konum-Kesitsel  $\lambda$  Eğrisi

Grafik 22'deki indüklenmiş akış oranı incelendiğinde rotor açısız hızıyla birlikte akış oranı paralel artmaktadır



**Grafik 23.** Karşılaştırma, Toplam Güç Tüketimi

Sonuçların tamamı incelendiğinde; UH-60 helikopterine yerleştirilen elektrikli kuyruk rotorlarının en düşük güç tüketeni, konfigürasyon 2 olmaktadır. Bununla birlikte en fazla güç tüketen ise konfigürasyon 1 olmaktadır. Performans açısından incelendiğinde Konfigürasyon 2, kavramsal elektrikli kuyruk rotoru entegrasyonu için en doğru karar olmaktadır.

## SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Yapılan matematiksel modelde birçok parametre sabit kabul edilmektedir. Reynolds ve Mach sayılarının sağladığı birçok parametre değişkenliği yapılan analizlerin güvenilirliğini birçok adım öteye taşıyacaktır. Özellikle farklı farklı profillerdeki taşıma katsayılarına sahip pallerin de analiz edilebilir olması kavramsal tasarım algısını daha da ileri taşıyacaktır. Yapılan Elektrikli kuyruk rotorlarının performans analizinin yapılması dışında ağırlık, mekanizma yapısı, dönüş hızı gibi birçok faktör bulunmaktadır.

Gelecekte yapılan kavramsal tasarımların ileri uçuş ve manevra şartları hesaplamalı akışkanlar dinamiği yardımıyla incelenebilir. Ayrıca elektrik kuyruk rotorlarında bulunan rotor kafesinin pal ucu kayıplarını önlemedeki pozitif etkisi performans değerlerini olumlu yönde etkilemesi muhtemeldir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiğinde 3-B analizler yardımıyla performans incelemesi bir adım ileriye götürülebilmektedir.

## KAYNAKÇA

- Bailey, F. J., & Gustafson, F. B. (1944). *Charts for Estimation of the Characteristics of a Helicopter Rotor in Forward Flight: 1 - Profile Drag-lift Ratio for Untwisted Rectangular Blades*. içinde National Advisory Committee for Aeronautics.
- Donateo, T., & Carla, A. (2018). Fuel consumption of rotorcrafts and potentiality for hybrid electric power systems. *Energy Conversion and Management*, (s. 429-442).
- Froude, W. (1878). On the Elementary Relation between Pitch, Slip and Propulsive Efficiency. *Transaction of the Institute of Naval Architects*(19), 22-33.
- Johnson, W. (1994). *Helicopter Theory*. New York: Dover Publication, Inc.
- Leishman, J. G. (2006). *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press.
- Lockheed Martin. (2016). Lockheed Martin Web Sitesi: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/sikorsky-black-hawk-helicopter.html#news> adresinden alındı
- McCormick, B. W. (1987). Helicopters. *Encyclopedia of Physical Science*, 309-320.
- Pegado, H., & Heer, D. j. (2019). NOTAR Technology: A Simplified Methemathical Model. II Congresso Aeroespacial Brasileiro - CAB.
- Perry, B. (2021, Mayıs 12). *Program update: Bell's EDAT electric tail rotor system*. Aerospace Testing International Web Site: <https://www.aerospacetestinginternational.com/features/testing-bells-electric-rotor-system.html> adresinden alındı
- Peterson,, R. (1995). *Full-Scale Hingeless Rotor Performance and Loads*. National Aeronautics and Space Administration.
- Rankine, W. J. (1865). On the Mechanical Principles of the Action of Propellers. *Transaction of the Institute of Naval Architects*, 6, 13-19.
- Roh, N., & Oh, S. (2020). Aerodynamic Characteristics of Helicopter with Ducted Fan Tail Rotor in Hover under Low-Speed Crosswind. *International Journal of Aerospace Engineering*.
- Watkinson, J. (2014). *Art of the Helicopter* (s. 1-21). içinde Elsevier Butterworth-Heinemann.

Zhang, Y., & Jiang, C. (2018). Design and application of an Electric Tail Rotor Drive Control (ETRDC) for helicopters with performance tests. *Chinese Journal of Aeronautics*.



