

PERFORMANS ARTTIRIMINA YÖNELİK HELİKOPTER PAL TASARIMI

Erkut Kil¹ ve Özge Özdemir²
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada odak var olan bir helikopter pal tasarımını ele alıp, tasarımını yenileyerek aerodinamik verimi yüksek bir pal etmeye çalışmaktır. İlk olarak helikopterler, kullanım alanları ve helikopter konfigürasyonları hakkında bilgi verilmiştir. Daha sonra helikopter pal tasarımında kullanılan parametreler açıklanmıştır. Pal performansının hesaplanması amacıyla Blade Element Momentum Theory (BEMT) kullanılmıştır. Koddaki eksikler tamamlanıp sonra pale uygulanacak ve performans sonuçları elde edilecektir. İyileştirme yapılması için İTÜ Beecopter takımının geliştirmiş olduğu helikopterin pali kullanılmıştır. Literatür araştırmasıyla benzer olarak bir veya birden fazla parametre belirli aralıklarda değiştirilmiş ve hesaplamalar yapılmıştır. Hesaplamalardan sonra güç harcaması için grafik çizdirilmiş ve bu aralıkta en düşük güç tüketimine sahip parametreler seçilmiştir.

GİRİŞ

Helikopter bir hava aracıdır. Uçaklardaki motorlar gelen havanın yönüne doğru itme oluştururken, helikopterdeki motorlar rotor sistemi ile ağırlığın tersi yönünde itme oluşturur. Bu rotor sistemi hareketlidir ve bu sistem hareketi ile helikopter hareketi gerçekleşebilir. Rotor sistemi de dönerken bir tork etkisi yaratır ve bu etki helikopterin gövdesinin rotorun ters yönüne dönmeye neden olur. Bu etkiden kurtulmak için antitork sistemi kullanılmalıdır. En yaygın antitork sistemleri kuyruk rotoru, Fenestron ve NOTAR'dır. İtki sistemi sonucunda helikopterler dikey olarak havalanabilmektedir ve bu oldukça kullanışlı bir özelliktir. Helikopterler dağlık alanlara erişim sağlayabilir. Daha küçük iniş alanlarına ihtiyaç duyar. Deniz platformunda kullanılabilir ve daha hızlı kullanıma hazır hale gelir. Helikopterler havada asılı kalabilmekte, dikey olarak inebilmekte, geriye ve yana doğru uçabilmekte, nesnelere ve yapılara yaklaşabilmekte, insanları tenha yerlerden kurtarabilmekte, alçak irtifada uçabilmektedir. Bu özellikler sayesinde helikopterler önemli bir araç olduğundan bu araçların verimini ve performansını artırmak için birçok araştırma yapılmıştır.

Farklı helikopter konfigürasyonları vardır, bu konfigürasyonlardan bazıları tek ana rotor, tandem, bileşik, koaksiyel ve eğimli rotordur. Farklı konfigürasyonlar farklı bir görevi hedefler. Helikopterler geniş bir kullanım alanına sahiptir. Birçok sivil ve askeri uygulamada kullanılmaktadır. Ana görev, insan ve kargo taşımacılığı, yangınla mücadele, arama kurtarma, turizm, tıbbi ulaşım, tarım ve askeri saldırı veya savunmadır. Helikopterlerin uçağa göre bazı avantajları ve dezavantajları vardır.

Öncelikle helikopterler, askeri kuvvetler için özellikle engebeli arazilere asker nakletmek için uçağa iyi bir alternatiftir. Örneğin "Huey" Amerikan kuvvetleri olarak adlandırılan Bell UH-1, Vietnam Savaşı'nda kullanılmış ve kuvvet çarpanı olmuştur. Helikopterler hem kara hem de deniz kuvvetleri tarafından kullanılabilir.

Bir diğer kullanım alanı ise arama kurtarmadır. Helikopterin havada asılı kalma özelliğinden dolayı arama kurtarma operasyonlarında kullanılabilir. Helikopter kara yolu yolu erişimi olmayan bir yerde bile vinç ile kazazedeği kurtarabilir. Sahil Güvenlik mahsur kalan bir denizciyi arayabilir veya bir sağlık görevlisi yaralı bir kişiye ulaşabilir.

Helikopter karakteristiği pal şeklinden önemli ölçüde etkilenmektedir[Conlisk 1997, You 2017, Leishman 2006]. Bu çalışmada palin aerodinamik verimine odaklanılmıştır. Var olan bir helikopter tasarımı ele alınmış ve aerodinamik olarak daha iyi bir performans elde etmek amacıyla yeniden

¹ Uçak Müh. Böl., E-posta: kil17@itu.edu.tr

² Yrd. Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: ozdemirozg@itu.edu.tr

İndüklenmiş hücum açısı

$$\alpha = \theta - \frac{U_P}{U_T} \quad (2)$$

Her bir pal elemanı için aerodinamik kuvvetler de şöyle ifade edilir

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_l dy \quad (3)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_d dy \quad (4)$$

Her bir elemandaki değerler toplanır ve toplam itki ve güç elde edilir. Güç tüketimi ve gerekli itki BEMT ile hesaplanmış olur. Rotor katılığı σ pal alanının disk alanına oranıdır. Basitleştirmeler yapıldıktan sonra katılık kullanılarak rotorun itki katsayısı şöyle ifade edilir

$$dC_t = \frac{1}{2} \sigma C_l r^2 dr \quad (7)$$

Eğer θr sabit ise, Gessow'un çalışmasında belirttiği üzere özel bir çözüm vardır,

$$\theta(r) = \frac{\theta_{tip}}{r} \quad (8)$$

İdeal burulma pale verildikten sonra, rotor performansı yeniden hesaplanır. Eğer $\theta r = \text{sabit} = \theta_{tip}$ ise itki katsayısı aşağıdaki gibi hesaplanabilir,

$$C_T = \frac{\sigma C_{l\alpha}}{2} (\theta_{tip} - \phi_{tip}) = \frac{\sigma C_{l\alpha}}{4} \alpha_{tip} \quad (9)$$

Bundan sonra Eşitlik 8 kullanılarak λ hesaplanırsa,

$$\lambda(r) = \frac{\sigma C_{l\alpha}}{16} \left(\sqrt{1 + \frac{32\theta_{tip}}{\sigma C_{l\alpha}}} \right) = sbt = \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (10)$$

Buradan da pal yunuşlama açısı şöyle bulunur,

$$\theta_{tip} = \frac{4C_T}{\sigma C_{l\alpha}} + \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (11)$$

Veya,

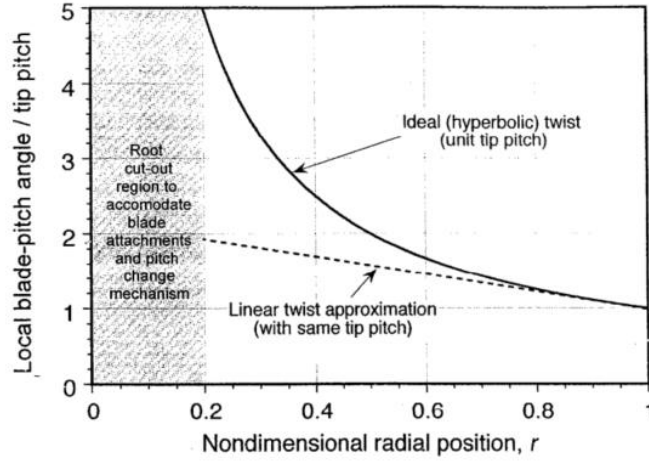
$$\theta_{tip} = \frac{4C_T}{\sigma C_{l\alpha}} + \lambda \quad (12)$$

İdeal burulma açılı pal için total itki şöyle hesaplanabilir,

$$C_T = \frac{\sigma}{4} C_{l_{tip}} = \frac{\sigma}{4} C_{l\alpha} \alpha_{tip} \quad 13$$

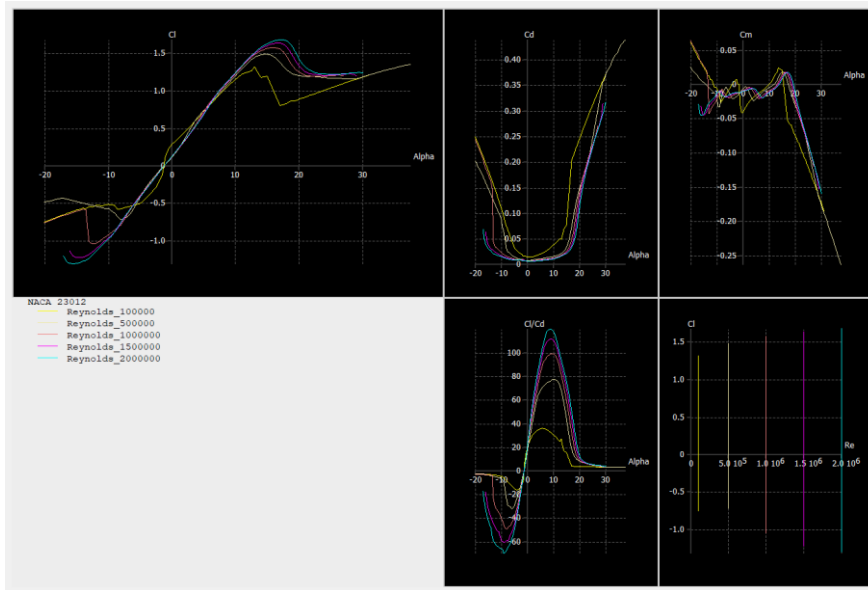
UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Eşitlik 8 de ideal burulma hesaplanmıştır. Bu tasarımın amacı askıda kalma ya da dikey tırmanış esnasında indüklenmiş gücü minimuma indirmektir. R sıfıra giderken, yunuslama açısı sonsuza gidecektir bu da fiziksel olarak imkansızdır. Bu burulmayı sağlamak için pal gövdeye yakın bir yerden kesilebilir veya burulma açısı lineer olarak verilebilir.



Şekil 2 - İdeal durum için pal burulmasının dağılımı

İtke, tork ve güç değerlerini ve bunların katsayılarını hesaplamak için BEMT taşıma ve sürüklenme katsayılarını kullanır. Bu yüzden kod kanat profilinin taşıma ve sürüklenme katsayılarını içeren veri dosyalarını içerir. Bu katsayılar XFLR5'te farklı Reynolds sayıları için yapılmıştır. Kökten uca, açısal hız sabittir ancak lineer hız merkezden uzaklaştıkça artar ve hız pal boyunca değişir. Ayrıca palde genişlik dağılımı varsa, bu da Reynolds sayısını etkiler. Sonuç olarak, pal boyunca Reynolds sayısı değişir. Reynolds sayısının değişmesiyle kanat profilinin aerodinamik özelliği değişir. Bu nedenle katsayı dosyası farklı Reynolds sayıları için katsayıları içermektedir. Bu Reynolds sayıları arasındaki değerler için ise interpolasyon kullanılmıştır. Bu yöntem kesin veri veremez, ancak daha hızlı ve daha kolay çalışır. NACA 23012 profili için bu analizler yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar Şekil 3'de verilmiştir.



Şekil 3 - XFLR5 te NACA 23012 Analiz Sonuçları

NACA 23012'nin yüksek Reynolds sayılarında daha verimli olduğu görülmektedir. NACA 23012 kanat profili için Reynolds sayısı arttıkça taşıma katsayısı artar ve sürüklenme katsayısı azalır. Palin köke yakın kısımlarında Reynolds sayısı düşüktür, bu nedenle düşük Reynolds'ta verimli olan farklı bir kanat profili kullanılabilir. Bu çalışmada geometrik optimizasyon yapılacağı için kanat profili optimizasyonu yapılmayacaktır.

Bu çalışmada BeeCopter helikopterinin pali kullanılmıştır . Palin özellikleri Şekil 4'te verilmiştir.

Tasarım Özellikleri	
Pal Sayısı	2
Yarıçap (m)	4.51
Kök Kesim	0.2
Dönüş Hızı	415
Kök Açıklığı	0.28
Açıklık Oranı	1
Yunuslama Açısı	14.3
Burulma Açısı	-6
Kanat Profili	NACA 23012

Şekil 4 – Pal Tasarım Özellikleri

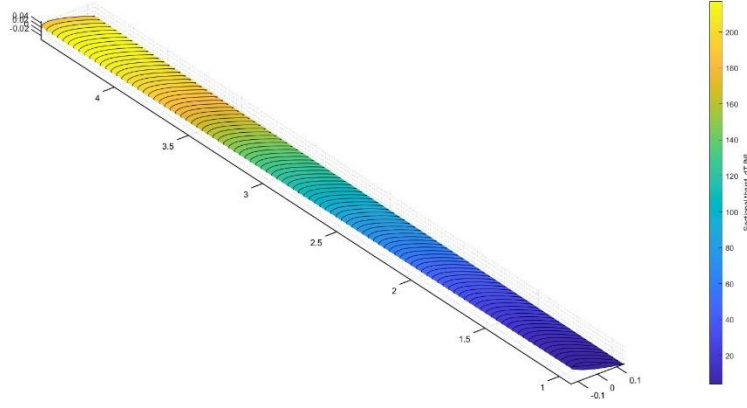
Verilen pal için toplam itki 11073 N olarak hesaplanmıştır. Bu itki kuvvetini elde etmek için yunuslama açısı 13 derecedir. Diğer tasarımlar palin oturma açısı hesaplanmalıdır. Büküm açısı -6 ve palin ucunda hücum açısı 7 derecedir. Palin ilk elemanında Reynolds sayısı 800.000'dir ve bu elemanda palin hücum açısı, stall açısından büyük olamaz. Kanat tasarım parametreleri değiştiğinde, kod palin oturma açısını hesaplayacaktır ve eğer eğim açısı stall açısından daha yüksekse bu istenen bir tasarım değildir. 800.000 Reynolds için stall açısı XFLR5'ten elde edilen analizler sonucu 15,5'tir.

BEMT için açık kaynak BEMT kodu kullanılmıştır. Bu koddaki eksiklikler ve hatalar giderildi. Kodun iyileştirilmesinden sonra BEMT analizi yapıldı. 2000 m irtifadaki helikopter görev profili bu göreve göre analiz koşulları hazırlanmıştır. Tasarımın ilk analiz sonuçları aşağıda verilmiştir.

Toplam Taşıma	11079.86 N
Helikopter Ağırlığı	11075.49 N
Toplam Tork	4450.50 Nm
Toplam Güç	193.41 kW (259.3 hp)
İlerleme Oranı	0.05
İtke Verimi	57.29%
CT	0.004485
CQ	0.000399
Kök Açısı	14.3
Toplam Güç	193.41 kW (259.3 hp)

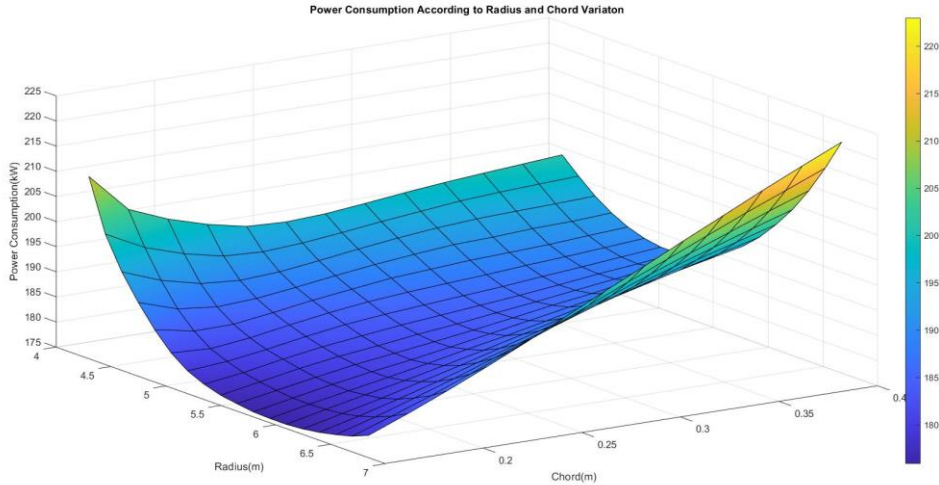
Şekil 5 – Baz pal analiz sonuçları

Helikopter pali helikopter ağırlığını taşıyabilir. Kök açısı, stall açısından daha küçüktür. Toplam güç tüketimi 193,41 kW'dir. Pal boyunca taşıma dağılımı aşağıda verilmiştir.



Şekil 6 - Pal boyunca taşıma dağılımı

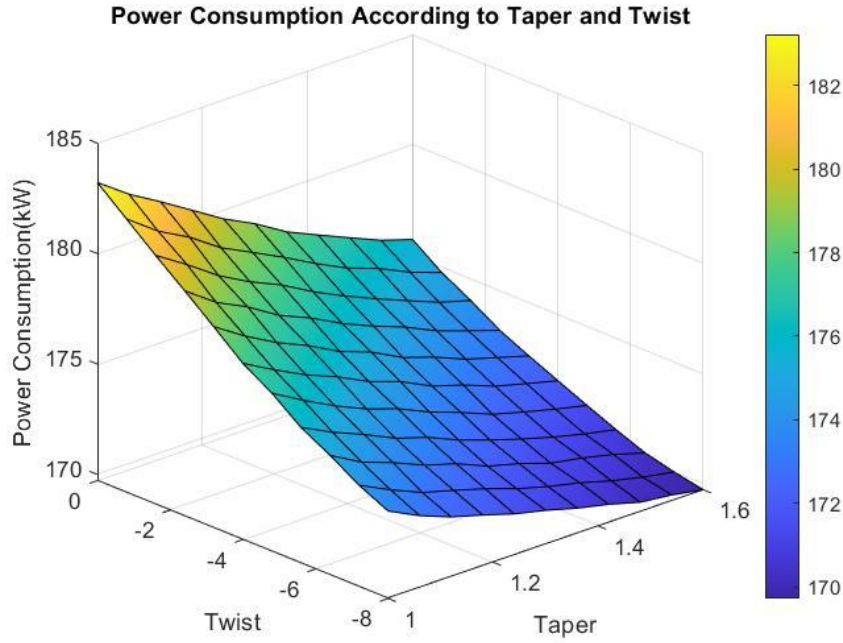
Önce yarıçap ve açıklık belirlenmiş, ardından büküm ve sivrilme oranı eklenmiştir. Başlangıç yarıçapı 4,51 m ve başlangıç açıklığı 0,28 m dir. Bu parametrelerin aralığı seçilecektir. Yarıçap aralığı 4.3-6.85 ve açıklık aralığı 0.15-0.39 olarak seçilmiştir.



Şekil 7 - Değişken Yarıçap ve Açıklık için Güç Harcaması

Minimum güç tüketimi noktasında yarıçap 6,1 m ve pal açıklığı 0,15 m'dir. Bu tasarım parametreleri ile güç tüketimi 175.71 kW olarak hesaplanmıştır.

Pal kökünde, taşıma yapabilmek için hücum açısının daha yüksek olması gerekir. Yani palde burulma kullanılmalıdır. Bükülmenin çok yüksek olduğu durumda ise pal ucunda yunuslama açısı 0 in altına düşer bu nedenle negatif taşıma gerçekleşebilir. Bu durum taşıma katsayısını negatif etkiler. Pal bükümü lineer olmayan veya lineer şeklinde yapılabilir. Ancak hem imalat hem de hesaplama kolaylığı nedeniyle lineer burulma seçilmiştir. Daralma oranı 1-1.6 ve burulma aralığı 0-(-8)'dir. Bu parametreler için BEMT analizi yapılmış ve sonuçlar aşağıda verilmiştir.



Şekil 8 - Değişken Burulma ve Daralma için Güç Harcaması

Hem burulma hem de palin açıklığının pal boyunca azalması güç tüketimini azaltır. Ancak burulmanın -8'den küçük olduğu durumda akış ayırtılması meydana gelebilir. Burulma için -8 seçilmiştir. Açıklığın daralması oranı ise 1,6 olarak seçilmiştir. Bu parametreler ile güç tüketimi 169,7 kW olarak hesaplanmıştır.

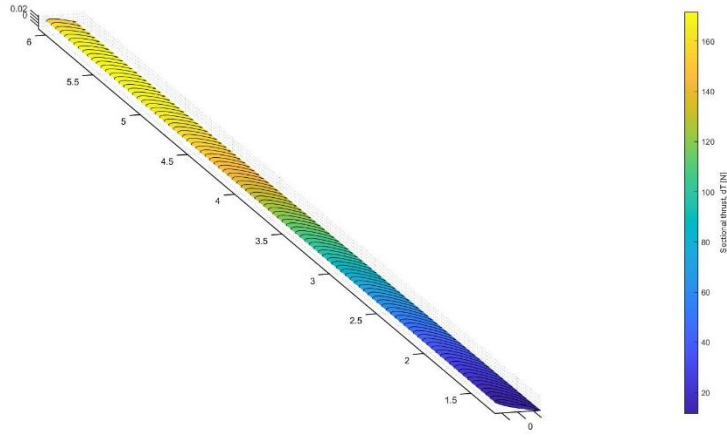
Final parametreleri Şekil 9'da ve final parametreleri kullanılarak yapılan analizde elde edilen sonuçlar Şekil 10'da verilmiştir.

Tasarım Özellikleri	
Pal Sayısı	2
Yarıçap (m)	6.1
Kök Kesim	0.2
Dönüş Hızı	415
Kök Açıklığı	0.15
Açıklık Oranı	1.6
Yunuslama Açısı	13.2
Burulma Açısı	-8
Kanat Profili	NACA 23012

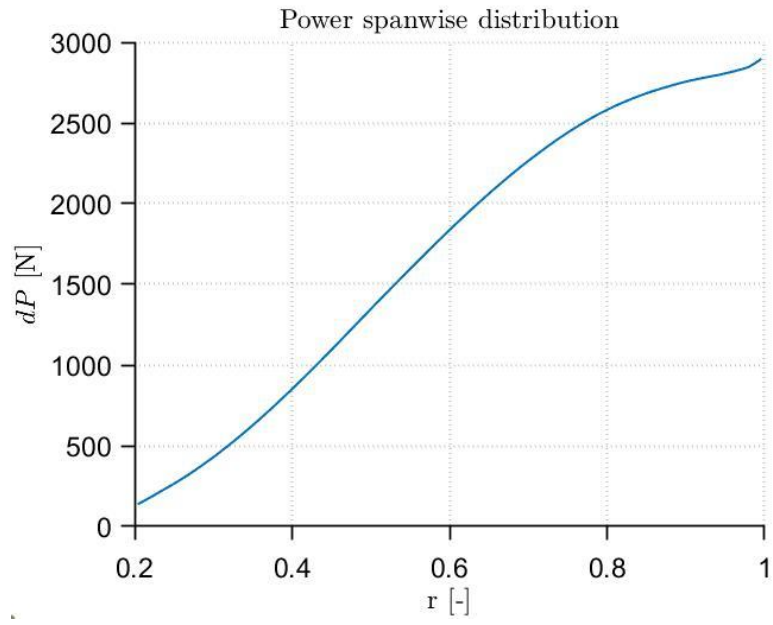
Şekil 9 – Final Tasarım Özellikleri

Toplam Taşıma	11079.40 N
Helikopter Ağırlığı	11075.49 N
Toplam Tork	3905.38 Nm
Toplam Güç	169.72 kW (227.5 hp)
İlerleme Oranı	0.04
İtke Verimi	65.28%
CT	0.00134
CQ	0.000077
Kök Açısı	14.3
Toplam Güç	169.72 kW (227.5 hp)

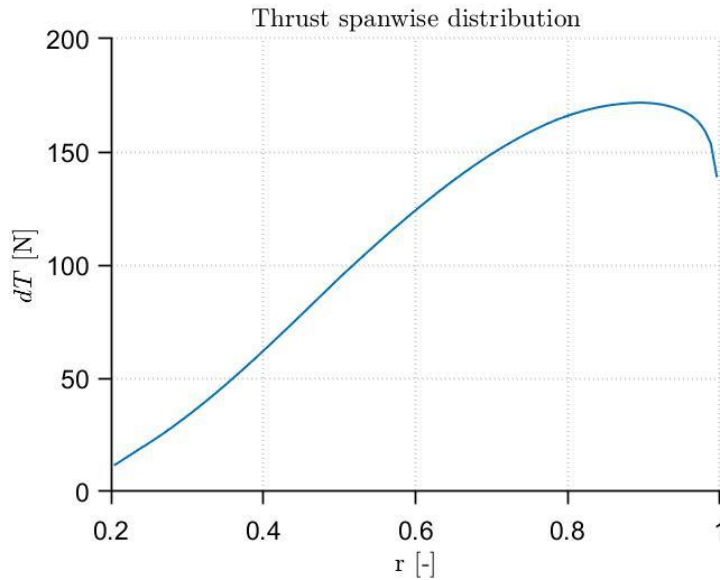
Şekil 10 – Final Tasarım Analiz Sonucu



Şekil 11 – Final Tasarımı Taşıma Dağılımı



Şekil 12 – Pal boyunca güç tüketimi dağılımı



Şekil 13 – Pal boyunca taşıma dağılımı

SONUÇ

Bu çalışmada daha iyi bir aerodinamik helikopter kanat tasarımı yapılmaya çalışılmıştır. CFD sonuçları kanat aerodinamik katsayısı için daha doğru bir sonuç verse de, sorunu çözmek için zaman ve maliyet verimliliği dolayısıyla BEMT seçilmiştir. Pal için yarıçap, sivrilme oranı, açıklık ve burulma katsayıları yeniden seçilmiştir. Yeni pal aynı taşıma kuvvetine sahiptir ancak baz alınan pale göre daha fazla itki verimliliğine ve daha az güç harcamasına sahiptir. Bu sayede helikopter için daha küçük bir motor seçilecek ve helikopter daha az ağırlığa sahip olacaktır. Böylece uçuş süresi ve uçuş maliyeti düşecektir. Toplam güç tüketimi azaltımı %12.25'tir.

Kaynaklar

- Allen C.B., Rendall T. C.S., Morris A.M., 2010, *Computational-fluid-dynamics-based twist optimization of hovering rotors*, Journal of Aircraft, Cilt 47, Sayı 6,
- Conlisk A.T., 1997 *Modern helicopter aerodynamics*, Annu Rev. Fluid Mech., Sayı .29, s.515-567
- JanakiRam R., Smith R., Charles B., Hassan A., 2003. *Aerodynamic design of a new affordable main rotor for the apache helicopter*, 59. American Helicopter Society Forum, Arizona, 6-8 Mayıs.
- Leishman J.G., 2006. *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2. Basım
- Prieur J., Spletstoesser W.R., 1999. *ERATO - an ONERA-DLR cooperative programme on aeroacoustic rotor optimisation*, 25th European Rotorcraft Forum, Roma, İtalya, 14-16 Eylül.
- Wall B.G., Kessler C., Delrieux Y., Beaumier P., 2016. *From ERATO basic research to the blue edge rotor blade*, 72th American Helicopter Society Forum, Florida, 17-19 Mayıs.
- Wang Q., Zhao Q., 2019. *Rotor aerodynamic shape design for improving performance of an unmanned helicopter*, Aerosp. Sci. Technol., s.478-487
- Wilke G., 2012. *Variable fidelity optimization of required power of rotor blades: investigation of aerodynamic models and their application*, 38th European Rotorcraft Forum, Hollanda
- You Y., Jung S.N., 2017. *Optimum active twist input scenario for performance improvement and vibration reduction of a helicopter rotor*, Aerosp. Sci. Technol., s.18-32