

## GURNEY FLAP İLE HELİKOPTER KUYRUK ROTOR PERFORMANSININ İYİLEŞTİRİLMESİ

Ufuk BAŞLAMİŞLİ<sup>1</sup>, Arda YÜCEKAYALI<sup>2</sup>, Erdem AYAN<sup>3</sup>

TUSAŞ  
Ankara

### ÖZET

*Azami kalkış ağırlığı arttırılan insansız bir helikopterin, yapılan testler sonucunda kuyruk rotoru tarafından üretilen itkinin yetersiz kaldığı gözlemlenmiş ve itkinin arttırılması ihtiyacı doğmuştur. Bu çalışmada, insansız hava aracının mevcut kuyruk rotor itkisini arttırmaya yönelik uygulanacak olan gurney flap tasarımı ve analizleri özetlenmektedir. Kanat kesitleri üzerindeki aerodinamik katsayılar 2 boyutlu Hesaplamalı Akışlanlar Dinamiği (HAD-RANS) ile ticari yazılım kullanılarak hesaplanmıştır. Hesaplanan aerodinamik katsayılar kullanılarak, ticari yazılım olan FLIGHTLAB'de geliştirilen rotor matematik modeli ile beraber rotor toplam performans iyileşimi hesaplanmıştır. Tasarlanması düşünülen gurney flap'in muhtemel üretim ve montaj durumlarına göre ayrıca geometri güncellenmiş, toplam performans etkisini incelemek için analizler tekrarlanmıştır.*

### GİRİŞ

Geleneksel helikopterlerde ana anti-tork sistemi kuyruk rotoru olması sebebiyle, kuyruk rotorunun esas görevi uçuş zarfı boyunca ana rotor tarafından üretilen gövde üzerindeki torku dengelemektir. Ayrıca, sertifikasyon kontrol edilebilirlik gereksinimleri kapsamında en kritik manevra ve uçuş koşulunda bile kontrol girdilerinde yeterli aralık kalmalıdır. Sonuç olarak, ana rotor kabiliyetlerine ve helikopterin uçuş zarfındaki toplam gereksinimlerine uyumlu kuyruk rotor itkisine ihtiyaç duyulduğu değerlendirilmiştir.

Azami kalkış ağırlığının arttırılması, ana rotor torkunda ciddi bir artışa neden olmaktadır. Yer testleri ile desteklenen aeromekanik analizler, kuyruk rotoru tarafından üretilen itkinin ana rotor torkunun dengelemekte yetersiz kaldığını göstermiştir.

Bu çalışmanın temel amacı, helikopter konfigürasyonunda ve tasarım ölçülerinde değişiklik yapılmadan, kuyruk rotorunun aerodinamik performansını iyileştirmektir. Özellikle yüksek sıcaklık ve irtifa ile azami kalkış ağırlığı görevlerinde ana rotor tarafından üretilen torku dengelemek için kuyruk rotorunun itkisinde artış gerekmektedir. Bu çalışmada pallerin firar kenarına yerleştirilen gurney flap ile kuyruk rotoru toplam itkisinin arttırılmasına yönelik çözüm sunulmaktadır.

Firar kenarına dik bir şekilde gurney flap, profilin kamburluğunu arttırarak kaldırma kuvvetini iyileştirmektedir. Gurney flap ilk olarak yarış arabalarının aşağı basma kuvvetini arttırmak amacıyla kullanılmıştır [Liebeck, 1978]. Gurney flap daha sonra profillerin ve kanatların [Storms, 1994] kaldırma kuvvetlerini arttırmak ve rüzgar türbinlerinin [Kentfield, 1994] performanslarını geliştirmek amacıyla kullanılmaya başlanmıştır. Son yıllarda yapılan çalışmalar gurney flapin rotor uygulamalarında potansiyele sahip olduğunu göstermiştir. Özellikle hareketli Gurney Flap'in rotor otorotasyon karakteristiğinde [Min, 2008], rotor kök yüklerinin tepeden tepeye değişimlerinde [Min, 1957] ve yüksek itki katsayısındaki askı verimliliğinde [Thiel, 2006] iyileşmelere katkısı olduğu

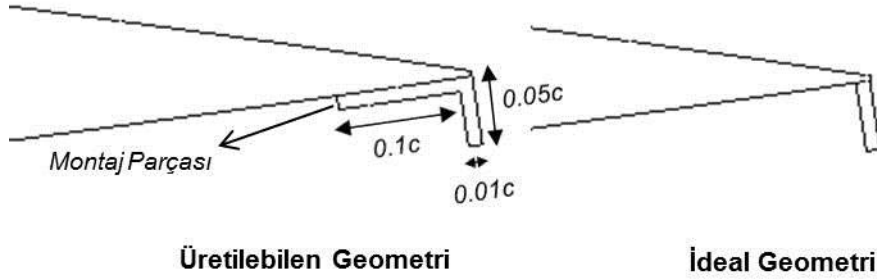
<sup>1</sup> Tasarım Mühendisi, E-posta: ubaslamisli@tai.com.tr

<sup>2</sup> Tasarım Uzmanı, E-posta: ayucekayali@tai.com.tr

<sup>3</sup> Tasarım Uzmanı, E-posta: eayan@tai.com.tr

gözlemlenmiştir. Ayrıca, yüksek hızlı düz uçuşlarda ve tırmanışlarda helikopterlerin dikey ve yatay dengeleyicilerin performanslarını arttırmak için gurney flap kullanılmaktadır [Roesch, 1981].

Bu çalışma boyunca çeşitli gurney flap tasarımları değerlendirilmiş ve gerekli itkiyi üreten konfigürasyon belirlenmiştir. Üretim ve montaj etkisinin değerlendirilmesi için karar verilen gurney flap boyutları belirlenen üretim toleransları doğrultusunda güncellenmiş ve analizler tekrarlanmıştır. Şekil 1 de ideal ve üretilebilen profil örneği verilmiştir. 2 boyutlu analizler HAD-RANS ile yapılmış, analiz sonucunda elde edilen aerodinamik kuvvet veri tabanı kullanılarak matematik model ile rotor toplam performansı hesaplanmıştır.

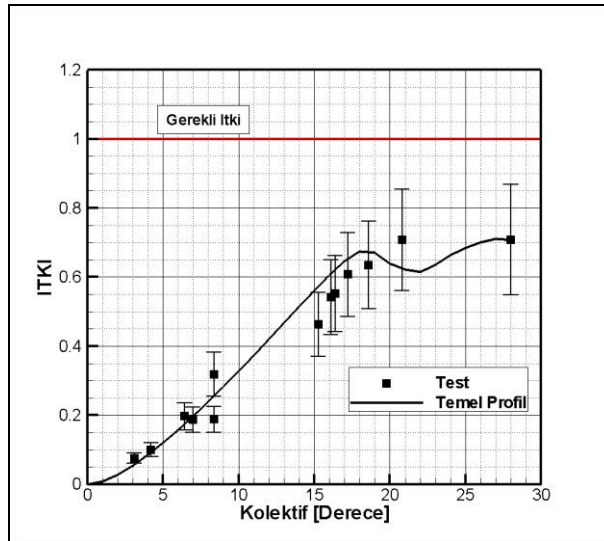


Şekil 1: İdeal ve Üretilebilen Gurney Flap Geometrisi

Kuyruk rotorunun ürettiği toplam tork ve güç yapılan tasarım değişikliği ile beraber artmasına rağmen, toplam itki miktarındaki artışın bu sorunu karşıladığı değerlendirilmiştir.

### PROBLEM

İnsansız hava aracının ağırlığının artırılması çalışmaları kapsamında, uçuş zarfı ve standart gereksinimler kapsamındaki manevralar boyunca aeromekanik analizler yapılmıştır. Söz konusu helikopterin yer testleri sırasında kuyruk rotorunun ürettiği itki değerleri ölçülmüş ve aerodinamik çözümlerle sonuçları karşılaştırılmıştır. Sonuçlar Şekil 2 de gerekli itki değerine göre birimsiz olarak sunulmuştur.



Şekil 2: Kuyruk Rotoru Aerodinamik Performansı (Gurney Flapsiz)

### AERODİNAMİK ANALİZ

Halihazırdaki kuyruk rotor ve gurney flapli kuyruk rotor profillerinin analizleri 2 boyutlu HAD-RANS ile yapılmıştır. Analizlerde kullanılan HAD çözüm şemasının validasyonu için literatürde mevcut olan deneysel veriler kullanılmıştır.

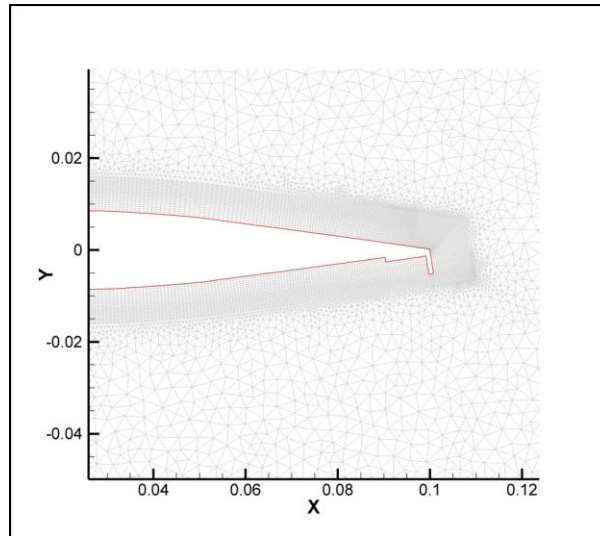
## Matematik Model

Helikopter ve rotorun aeromekanik modellemesi kapsamlı bir ticari yazılım olan FLIGTLAB ile yapılmıştır. Uçuş zarfı boyunca helikopterin aerodinamik, kararlılık ve manevra performansı analizleri için tam helikopter modeli geliştirilmiştir. Ana ve kuyruk rotoru sonlu içeri akış (finite state inflow model) modeli ile pal eleman metodu ile modellenmektedir. Yüksek mertebeli analizlerde, kuyruk rotoru aerodinamik karakteristiğini farklı çözünürlükte karşılaştırmak ve değerlendirmek için serbest art-akış modeli (free wake model) de kullanılmıştır. Analizler HAD-RANS tan temel ve gurney flapli profil geometrisi için elde edilen aerodinamik kuvvet katsayı veri tabanı kullanılarak yapılmıştır. Yükler kısmi-kararsız yaklaşımıyla (quasi-unsteady approach) çözülmüştür. Kuyruk rotorunun azami itki seviyesini, rotor diski üzerindeki indüklenmiş akışın hız ve efektif hücum açısı dağılımını, toplam tork, güç ve tutunamama (stall) karakteristiğini incelemek için aeromekanik analizler yapılmıştır.

## Had-Rans Analizleri

HAD-RANS analizleri ticari yazılım olan ANSYS Fluent ile yapılmıştır. Analizler tam türbülanslı akım (fully turbulent flow) varsayımına göre yürütülmüştür. Türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras tek denklem modeli kullanılmıştır. Analizlerde kullanılan sıkıştırılabilir RANS çözücüsü, SIMPLE basınç-hız eşleşim algoritması temelli ayrık çözücüdür. Akış denklemleri basınç tabanlı yaklaşım ile çözülmektedir. Basınç alanı ise, kütle ve momentum korunum denklemlerinden elde edilen basınç denklemi vasıtasıyla elde edilmektedir [Rhie, 1983]. Kütle ve uzaysal ayrıklaştırma (discretization) sırasıyla Rhie-Chow metoduna ve 2. Derece upwind şemasına [Barth, 1989] göre yapılmıştır.

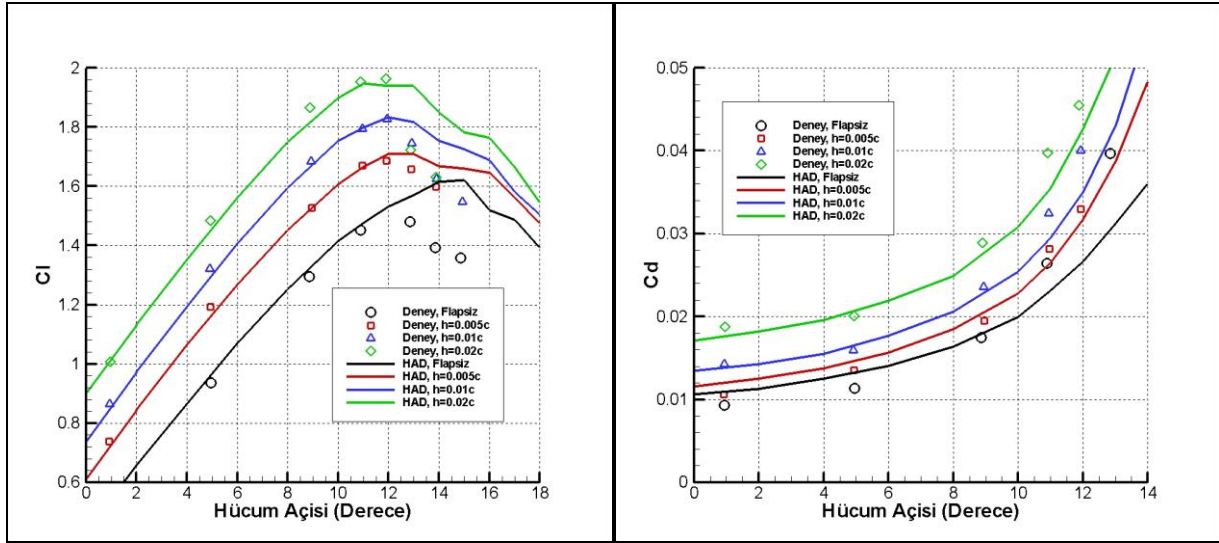
Şekil 3 te kanat kesidinin firar kenarındaki ağ yapısı örneği verilmektedir. Kanat kesiti üzerine 25 sınır tabaka çıkılmıştır. İlk tabakanın yüksekliği  $y^+$  değeri 1'in altında olacak şekilde ayarlanmıştır. Profil etrafı ve uzak bölge üçgen tip ağ yapısından oluşmaktadır. Profil arkasındaki akışın daha iyi çözümlenebilmesi için, arka bölge ağ yapısında iyileştirme yapılmıştır. Kesit etrafına atılan çözüm ağı yaklaşık 100000 elemandan oluşmaktadır.



Şekil 3: Firar Kenarı Ağ Yapısı Görünümü (Gurney Flap Yükseklik=%5 c)

Çözüm şemasının doğrulama çalışmaları için Storms' un NASA Ames Araştırma Merkezi'nde NACA 4412 profili ve değişken gurney flap yükseklikleri için yürüttüğü deney sonuçları kullanılmıştır. Bu deneylerde Reynold sayısı 2 milyon civarındadır. Şekil 4 te kaldırma ve sürüklenme katsayıları açısından, rüzgar tüneli test sonuçları ve HAD-RANS karşılaştırması sunulmaktadır. Buna göre gurney flapli geometrilerin sayısal çözümleri ile rüzgar tüneli sonuçları oldukça uyumludur. Ancak yalın profil için sayısal çözüm, tutunamama açısını deneylere göre daha geç ve azami kaldırma kuvveti katsayısını daha yüksek tahmin etmektedir. Buna bağlı olarak, 10 derece hücum açısından sonra (deneylere göre tutunamama açısı), tutunamama açısını geç tahmin etmesi nedeni ile, sürüklenme katsayısını daha düşük hesaplamaktadır. Sonuç olarak,

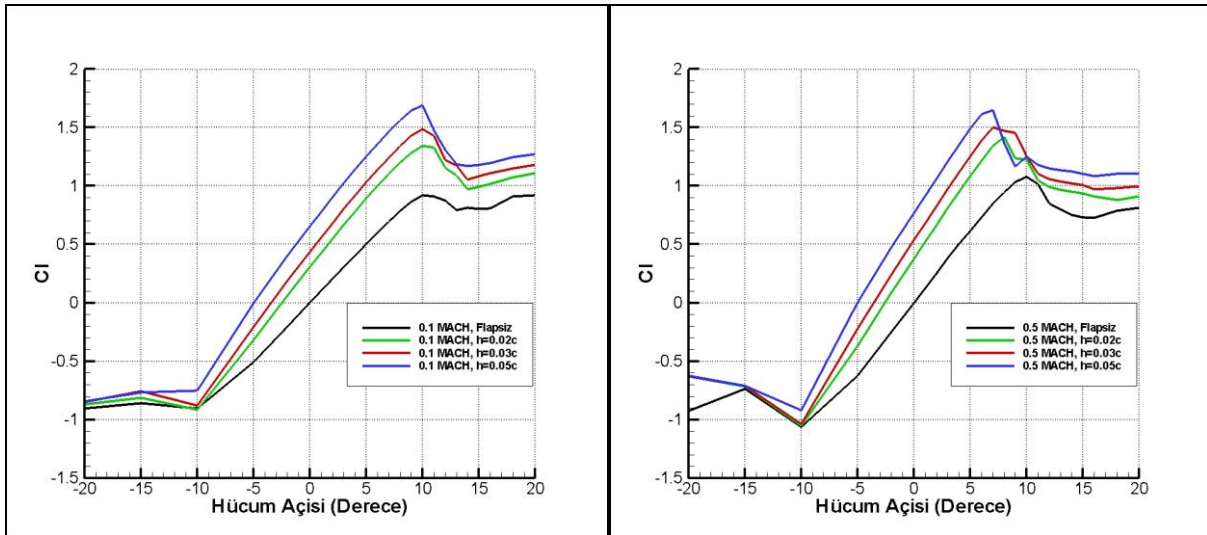
NACA 4412 profili için yapılan sayısal çözümlerle rüzgâr tüneli deneyleri hemen hemen yakın sonuçlar vermektedir.



Şekil 4: Kaldırma ve Sürükleme Katsayıları Değişimi, HAD ve Deneysel Karşılaştırması

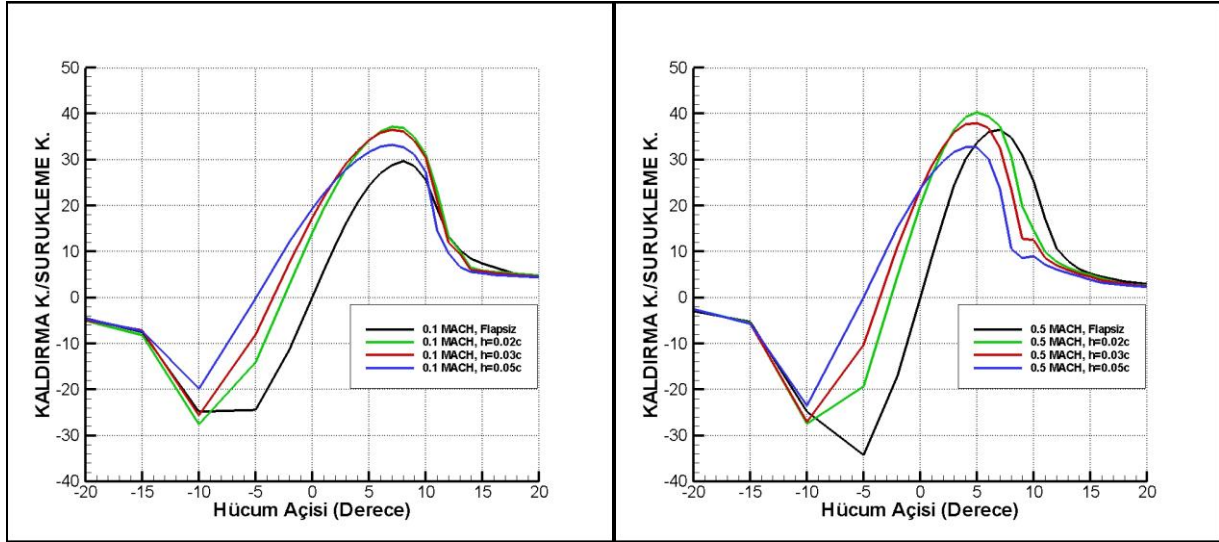
### ANALİZ SONUÇLARI VE DEĞERLENDİRME

Kuyruk rotorunun yalın profili ve ideal gurney flap değişik yükseklikleri için 0.1 ve 0.5 Mach ta kaldırma kuvveti katsayısı değişimi Şekil 5 te verilmektedir. Gurney flap yükseliği arttıkça, kaldırma kuvveti artmakta, özellikle tutunamama açısına doğru artış daha fazla görülmektedir. Katz ve Largman [Katz, 1989] ve Katz ve Dykstra [Katz, Dykstra, 1989] tarafından yapılan deney sonuçlarında vurgulandığı gibi, sayısal çözümler sonucunda da kaldırma kuvvetinde ciddi artışlar hesaplanmaktadır. Özellikle %5 veter boyu yüksekliğinde, kaldırma kuvvetindeki artış %50 civarında olmaktadır.



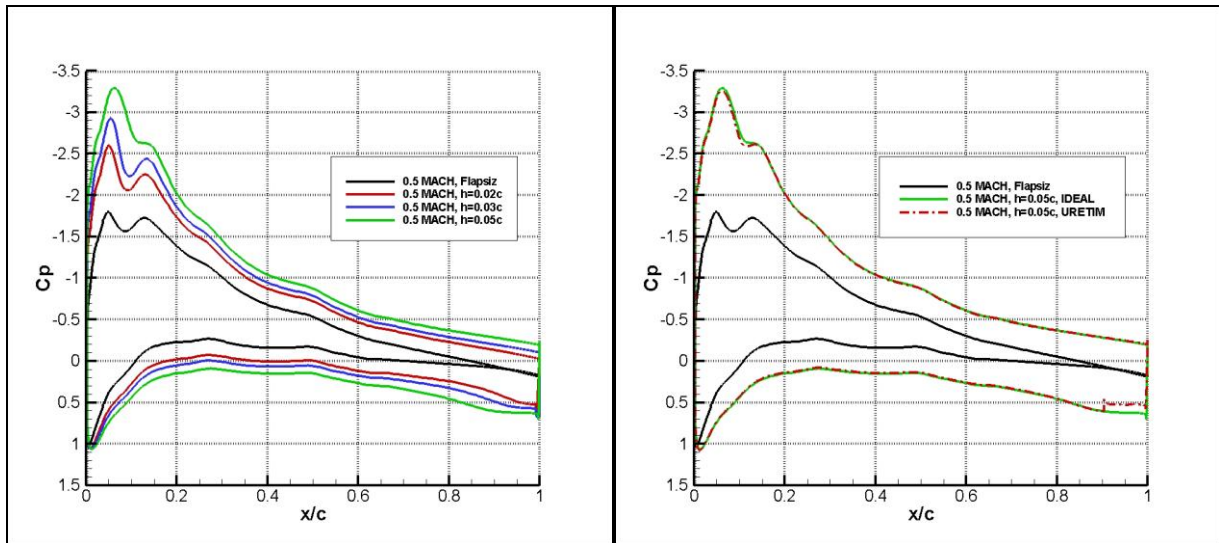
Şekil 5: 0.1 ve 0.5 Mach Hızlarında Kaldırma Kuvveti Katsayısı Değişimi (İdeal Durum)

Şekil 6 da ise ideal gurney flap geometrisi için farklı hızlarda elde edilen kaldırma kuvvetinin sürükleme kuvvetine oranı verilmektedir. Gurney flap yüksekliği %2 veter boyuna ulaştığında azami kaldırma sürükleme kuvveti oranına ulaşılmaktadır. Liebeck[1] tarafından da belirtildiği gibi, bu yükseklikten sonra sürükleme kuvveti ciddi bir şekilde artmakta ve bu oranı düşürmektedir. Her ne kadar gurney flap yüksekliğini %2 veter boyundan daha fazla arttırmak kaldırma kuvvetini arttırsa da, sürükleme kuvvetinin hissedilir derecede artması bu veter boyunun üzerinde gurney flap tasarımını engelleyici bir rol oynamaktadır [Catalano, 2012].



Şekil 6: 0.1 ve 0.5 Mach Hızlarında Kaldırma K./Sürüklenme Kuvveti Oranı (İdeal Durum)

Şekil 7 de ise 0.5 mach ve  $5^\circ$  hücum açısı için, ideal durumda farklı gurney flap yükseklikleri için (sol) ve gurney flap yüksekliği %5 veter boyu olduğu durumda ideal ve üretim (sağ) arasındaki basınç katsayısı dağılımı verilmektedir. Buna göre gurney flap profil etrafındaki yükü arttırmaktadır. Özellikle emme bölgesindeki tepe noktasında ve firar kenarı civarında bu artış oldukça fazladır. Üretim ile ideal durum arasında ise firar kenarında montaj parçasının etkisi haricinde basınç dağılımında fark hemen hemen yoktur. Bu durumda üretim geometrisi, ideal geometriden az bir farkla kaldırma kuvveti üretmektedir.

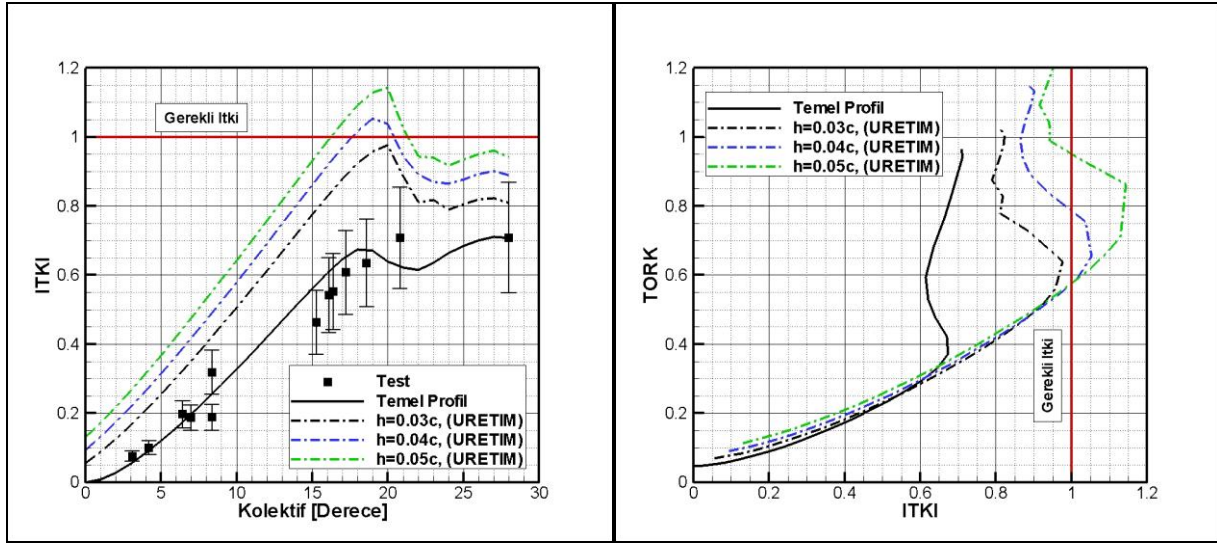


Şekil 7: Veter Boyunca Basınç Katsayısı Dağılımı

Bir önceki paragrafta belirtildiği gibi, gurney flap'in kesite eklenmesini sağlayan montaj parçasının toplam itkiye etkisi ihmal edilebilir seviyede olacağı değerlendirilmiştir. Bu nedenle rotor matematik modeli tarafından hesaplanan gurney flap'in sadece üretim geometrisinin ürettiği toplam itki ve ihtiyaç duyduğu tork değerleri Şekil 8 de verilmiştir. İtki değerleri gerekli itki miktarına göre ve tork değerleri halihazırdaki kuyruk rotorunun testlerinde elde edilen azami torka göre birimsiz olarak sunulmuştur. Buna göre gurney flap yüksekliği arttıkça, kuyruk rotoru tarafından üretilen itki artmaktadır. Bunun yanısıra, istenilen itki değerlerine daha küçük kolektif açılarında da ulaşılabilmektedir. %4 ve %5 veter boyuna sahip olan gurney flapli kuyruk rotoru gerekli olan itki seviyesine ulaşmaktadır. Üretim kolaylığı ve operasyonel güvenlik açısından %5 veter boyuna sahip gurney flap yüksekliğinin, halihazırdaki kuyruk rotoruna uygulanması düşünülmektedir.



Bu flap yüksekliği ile beraber ihtiyaç duyulan güç ve tork gereksinimi artmasına rağmen, sözü edilen insansız hava aracının motoru ve transmisyonu artan güç ve tork ihtiyacını karşılayabileceği değerlendirilmiştir.



Şekil 8: Farklı Gurney Flap Yüksekliklerine göre İtki-Tork Dağılımı

## SONUÇ

Bu çalışmada, azami kalkış ağırlığı artırılan insansız hava aracının kuyruk rotoru aerodinamik performansının artırılmasına yönelik gurney flap tasarımları sunulmuştur. Kullanılan kuyruk rotorunun güncel performansını tespit etmek amacıyla testler yapılmıştır. Gurney flap tasarımlarının 2 boyutlu HAD-RANS analizleri ile aerodinamik kuvvet katsayısı veritabanı elde edilmiş ve toplam rotor performans iyileşimi geliştirilen rotor matematik modeli ile hesaplanmıştır. Gurney flap üretim ve montajın toplam rotor performansı üzerinde etkisi incelenmiş ve ihmal edilebilir seviyede olduğu belirlenmiştir. Gurney flap yüksekliğinin %5 veter boyuna çıkarılması, rotor toplam itkisinde %50 nin biraz üzerinde artışa neden olmaktadır. Artan yükseklik beraberinde sürüklenme kuvvetinde artmasına ve dolayısıyla ihtiyaç duyulan güç ve tork gereksinim artışını da getirmektedir. Ancak, motor ve transmisyunun bu artışı karşılayabileceği belirlenmiştir.

## Kaynaklar

Barth, T.J., Jespersen, D., 1989, *The Design and Application of Upwind Schemes on Unstructured Meshes*, AIAA Technical Report AIAA-89-0366. 27. Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada.

Catalano, F., M., Ceron, E., D., Greco, P., C., 2012, *Trailing Edge Treatment to Enhance High Lift System Performance*, 28. ICAS, Australia, Brisbane.

Chorin., J., 1968, *Numerical Solution of Navier-Stokes Equations*, *Mathematics of Computation*, Cilt. 22. Sayı. 104, ss. 745–762.

Katz, J., Dykstra, L., 1989, *Study of an Open-Wheel Racing Cars Rear-Wing Aerodynamics*, *Society of Automotive Engineers International Congress and Expositions*, SAE Paper 890600, Detroit.

Katz, J., Largman, R., 1989, *Effect of 90 Degree Flap on Aerodynamics of a Two-Element Airfoil*, *Journal of Fluids Engineering*, Cilt.111, ss. 93-94.

Kentfield, J. A. C., 1994, *Theoretically and Experimentally Obtained Performances of Gurney-Flap Equipped Wind Turbines*, *Wind Engineering*, Cilt. 18, Sayı. 2, ss. 63-74.

Liebeck, R., H., 1978, *Design of Subsonic Airfoils for High Lift*, *Journal of Aircraft*, Cilt. 15, Sayı. 9, ss. 547–61

Min, B. Y., Sankar, L. N., Rajmohan, N. and Prasad, J. V. R., 2009, *Computational Investigation of Gurney Flap Effects on Rotors in Forward Flight*, Journal of Aircraft, Cilt. 46, Sayı. 6, ss. 1957-1964

Min, B. Y., Sankar, L. N., and Yu, Y. H., 2008, *Computational Studies of the Effects of Gurney Flaps on the Autorotative Performance of Rotors in Descent Flight*, AHS Aeromechanics Specialists Meeting [CD-ROM], AHS International, Alexandria, VA

Rhie, C.,M., W. L. Chow., 1983, *Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil with Trailing Edge Separation*, AIAA Journal, Cilt. 21, Sayı. 11, ss. 1525–1532.

Roesch, P.,Vuillet, A., 1981, *New Designs For Improved Aerodynamic Stability On Recent Aerospatiale Helicopters*, AHS International, New Orleans, Louisiana.

Storms, B. L., Jang, C. S., 1994, *Lift Enhancement of an Airfoil Using a Gurney Flap and Vortex Generators* Journal of Aircraft, Engineering Note, Cilt. 31, Sayı. 3, ss. 542-547.

Thiel, M. R., Lesieutre, G. A., Maughmer, M. D., Koopmann, G. H., 2006, *Actuation of an Active Gurney Flap for Rotorcraft Application*, AIAA 2006-2181.