VI. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI
28-30 Eylül 2016, Kocaeli Üniversitesi, Kocaeli

UHUK-2016-100

ASKI UÇUŞUNDAKİ HELİKOPTER ROTORUNUN AKIŞ ALANI HESAPLAMALARI

Ali Oğuz Yüksel[1]
TAI, Ankara

Yusuf Özyörük[2]
ODTÜ, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada askı uçuşundaki helikopter rotorlarının hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri için uygulanan bir yaklaşımın değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Bu yaklaşım, Reynolds Ortalamalı Navier Stokes denklemlerinin çoklu referans sistemlerinde çözülmesini içermiştir. Analizlerde Ansys Fluent R16.1 ticari yazılımı kullanılmıştır. TAI döner kule rotoru ve literatürde anılan adıyla Caradonna & Tung rotoru ele alınmıştır. Elde edilen askı sonuçları deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmaların ilk bölümü, Caradonna & Tung rotoru için pal açıklığındaki çeşitli kesitlerde veter boyunca basınç katsayısı dağılımları ile yapılmıştır. Karşılaştırmaların ikinci bölümü, TAI döner kule rotoru için çeşitli kolektif açılarda, pal üzeri yüklerin integrasyonu ile elde edilen, rotor itki kuvveti ve tork katsayıları ile gerçekleştirilmiştir. Her iki rotor için elde edilen sonuçlar da, deneysel veriler ile uyumluluk göstermiştir.

GİRİŞ

Askı, ileri uçuş ve manevradaki aerodinamik analizler, sadece helikopterin performansı hakkında bilgi vermez; aynı zamanda yaratacağı aeroakustik gürültünün hesaplanması için de veri sağlayabilirler [Brentner ve Farasat, 2013]. Helikopter gürültüsünü hesaplamaya yönelik gerçekleştirilen daha geniş kapsamlı bir projenin [Özyörük, Yüksel ve Ünal, 2016] ilk aşamalarından olan bu çalışma, sadece askı uçuşu aerodinamik benzetimlerine ilişkindir.

Helikopter rotorunun yarattığı akış alanı, pal üzerindeki ağdalı akış ve özellikle pal uçlarında meydana gelen hava burgaçları nedeniyle oldukça karmaşık yapıdadır. Bu etkilerin doğru yakalanabilmesi için, en azından Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS) denklemlerinin yeterli ağ yoğunluğunda çözülmesi gerekir. Ayrıca, söz konusu geometri hareketli olduğundan, bu denklemlerin çözümünde ya ağ hareketi [örn. Srinivasan ve Beader, 1993], ya da çoklu referans sistemleri yöntemi (MRF) uygulanmalıdır. Göreceli daha basit yaklaşım olan MRF yöntemi ile ağ hareketine gerek kalmadan askı uçuşu çözülebilir [Ansys Inc., 2014]. Bu çalışmada Caradonna & Tung rotorunun [Caradonna ve Tung, 1981] ve TAI döner kule rotorunun [Yücakayalı, Ezertaş ve Ortakaya, 2013] askı uçuşu dikkate alınmış ve MRF yöntemi kullanılmıştır. Aşağıda önce bu yöntem anlatılmakta daha sonra uygulanmasıyla elde edilen sonuçlar sunularak tartışılmaktadır.

YÖNTEM

Askı uçuşu analizleri, Fluent yazılımı ile, akış alanında rotoru belirli bir yarıçapa kadar çevreleyen bölge içerisinde RANS denklemlerinin hareketli ve dışında kalan bölgede durağan referans sistemlerinde yazılıp çözülmesiyle gerçekleştirilmiştir. Şekil 1'de böyle bir çözüm yaklaşımına ait akış tanım kümesine üsten bakış yansıtılmaktadır. Şekilde hücre alanlarına göre kullanılan

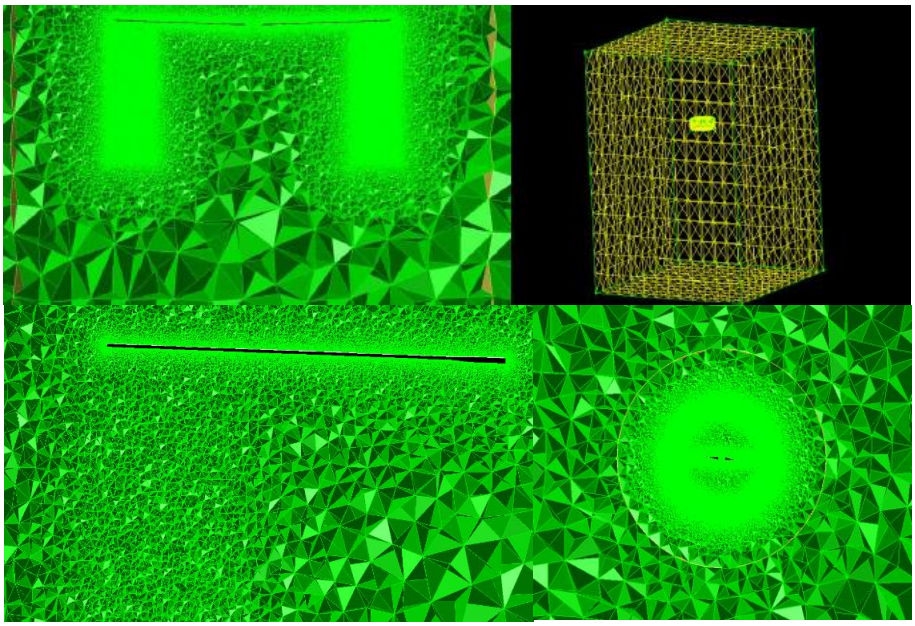
[1] Yüksek Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: e174716@metu.edu.tr
[2] Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Böl., E-posta: yusuf.ozyoruk@ae.metu.edu.tr

referans sistemleri belirtilmiştir. Askı konumu için MRF yöntemiyle akış değişkenlerinin zamana bağlı olmadığı (durağan) çözüm elde edilmektedir.



Şekil 1: Hücre alanlarına göre referans sistemleri

Çözüm ağı, üst ve yanal dış sınırları rotor merkezinden 20 rotor yarıçapı uzaklıkta, alt dış sınır rotor merkezinden 40 rotor yarıçapı uzaklıkta olacak şekilde hazırlanmıştır. Yapısal olmayan çözüm ağı oluşturulmuştur. Yüzey çözüm ağında üçgen, sınır tabakada üçgen prizma, hacim çözüm ağında is dört yüzlü üçgen elemanlar kullanılmıştır. Sınır tabakadaki ilk eleman, pal uç yüzeyinden dik uzaklığının birimsiz ifadesi (Wall y plus) 1 olacak şekilde oluşturulmuştur. Sınır tabakada 20 üçgen prizma kullanılmıştır. Çözüm ağındaki toplam hücre sayısı yaklaşık 10 milyondur. Akış değişkenlerinin konumsal değişim derecesi rotorun altında ve uç kısımlarında fazladır. Dolayısıyla, rotorun uç kısımlarından –z yönüne doğru 1 rotor yarıçapı uzunluğundaki bölümde daha küçük hacimli hücreler kullanılmıştır. Bu göreceli küçük hacimli hücrelerin arasındaki en büyük hacimli hücrenin kenar uzunluğu 0.12 veter boyu olacak şekilde ayarlanmıştır. Şekil 2'de çözüm ağında inceltme yapılan bölümün farklı bakış açılarından görüntüleri ile tanım kümesinin tamamı gösterilmiştir. Çözüm ağının üst ve yanal dış sınırlar için basınç girişi, alt dış sınır için basınç çıkışı sınır koşulları tanımlanmıştır. Türbülanslı viskozitenin laminar vizkoziteye oranı 5 ve türbülans yoğunluğu %5 olarak girilmiştir.



Şekil 2: Çözüm ağındaki inceltme ve tanım kümesi.

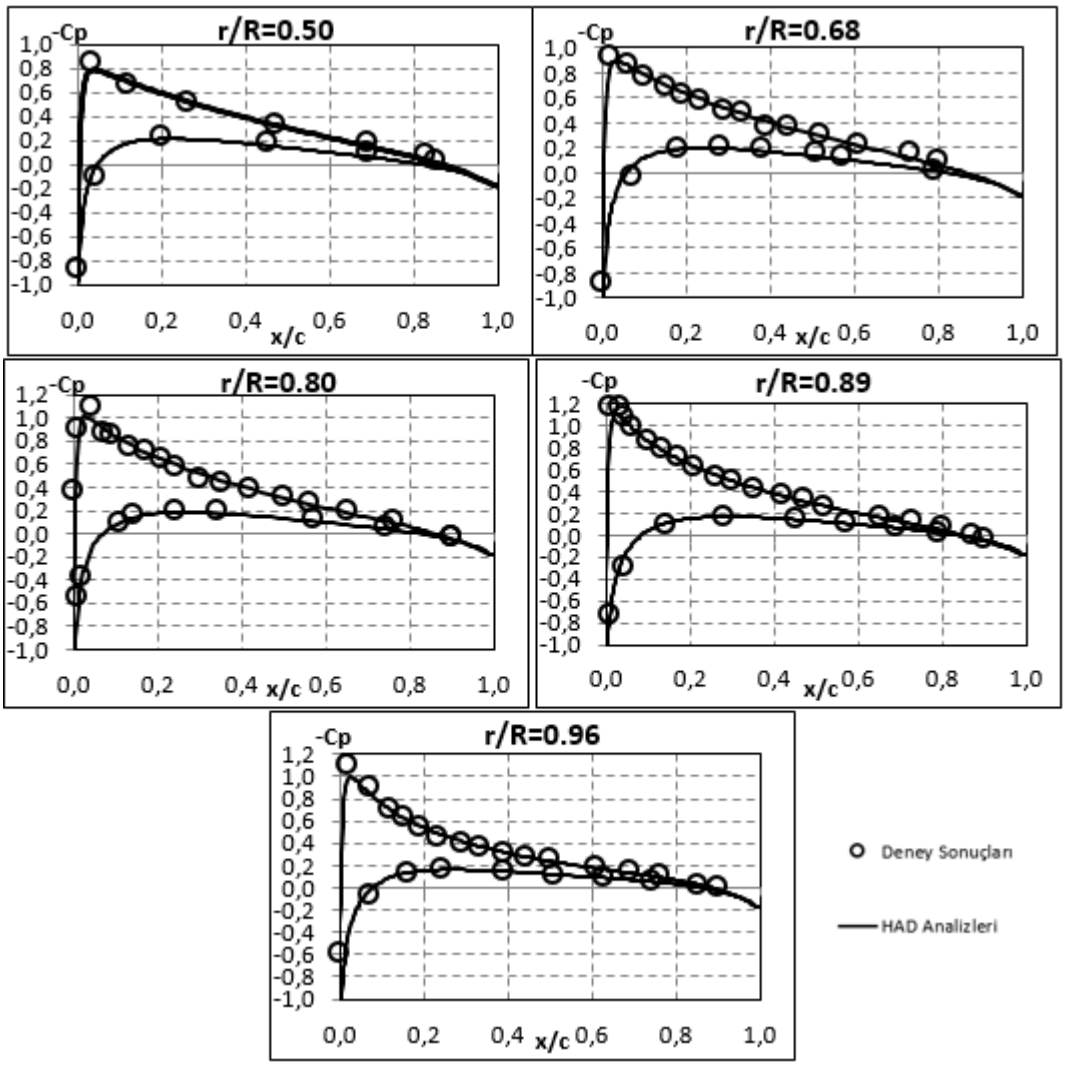
Çözülen durumlarda rotor uç hızları ses altında seyrettiğinden, ses altı hızlarda kullanılan basınç temelli bağlaşık çözücü (PBCS) tercih edilmiştir. Bu tercihin bir diğer nedeni, PBCS, basınç temelli kütle korunumu ve momentum denklemlerini bağlaşık şekilde çözerek yakınsama zamanını azaltmaktadır [Keating, 2011]. Seçilen çözüm yaklaşımında RANS denklemleri mutlak hız formulasyonuna göre oluşturulmuştur. Bunun nedeni Şekil 1'de görüldüğü üzeri RANS denklemlerinin akış alanının büyük bölümünde durağan referans sistemine göre yazılmasıdır. Ayrıca, çözümlerde, yerel hücre boyutlarına uygun zaman adımı kullanılmasına izin veren zamanda ilerliyormuşcasına (pseudo transient) çözüm yöntemi kullanılmıştır. Böylece yakınsama

hızlandırılmıştır. Çözücü için başlangıç çözüm alanı (ilklendirme) da yakınsama zamanı açısından önemlidir. Bunun için FMG (Full Multi Grid) ilklendirmesi kullanılmıştır. Bu yolla ilklendirmedeki hesaplama yükü artsa da yakınsama süresinde önemli azalma gözlenmiştir. Uzaysal ayrıklaştırma için ise 3. Derece MUSCL tekniği kullanılmıştır. Türbülans modeli olarak Spalart-Allmaras modeli seçilmiştir.

SONUÇLAR ve TARTIŞMA

Caradonna & Tung Rotoru Analizleri

Askı uçuşu çalışmalarının doğrulanması için literatürde çokça kullanılan ve Caradonna ve Tung [Caradonna, Tung, 1981] tarafından yapılan model bir rotorun deney sonuçları, bu çalışmada kullanılan çözüm yaklaşımının doğrulanması için de kullanılmıştır. Bu rotor, NACA0012 kanat profiline sahip iki adet burgusuz pal içermektedir. Rotorun yarıçapı 1.143 metre ve pal en boy (açıklık) oranı 6'dır. Caradonna-Tung deneyleri, kolektif açısı 0 ile 12 derece ve açısal hız 650 ile 2540 devir/dakika arasında olacak şekilde geniş ölçekte gerçekleştirilmiştir. Kolektif açısı 8 derece ve açısal hızı 1250 devir/dakika durumu, bu çalışmada kullanılacak geçerleme için seçilmiştir. Bu durumda pal ucu Mach sayısı yaklaşık 0.44 yani ses altı hızdadır. Şekil 3, pal açıklığındaki çeşitli kesitlerde veter boyunca basınç katsayıları dağılımlarını göstermektedir. Analiz sonuçları deney sonuçlarıyla uyumluluk göstermektedir.

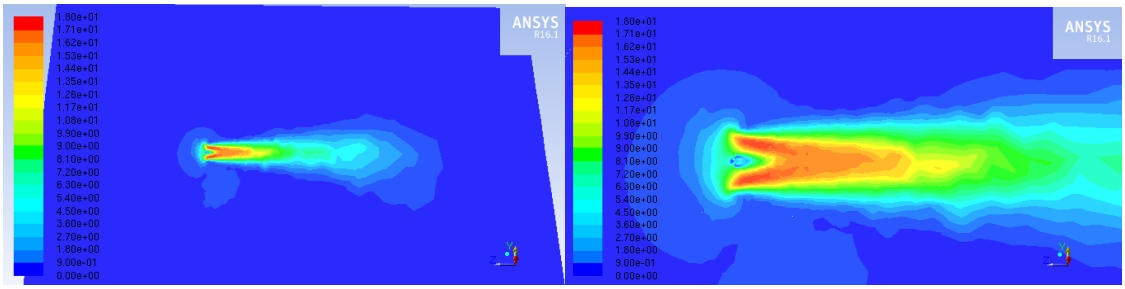


Şekil 3: Pal açıklığındaki çeşitli kesitlerde basınç katsayılarının veter boyunca dağılımları

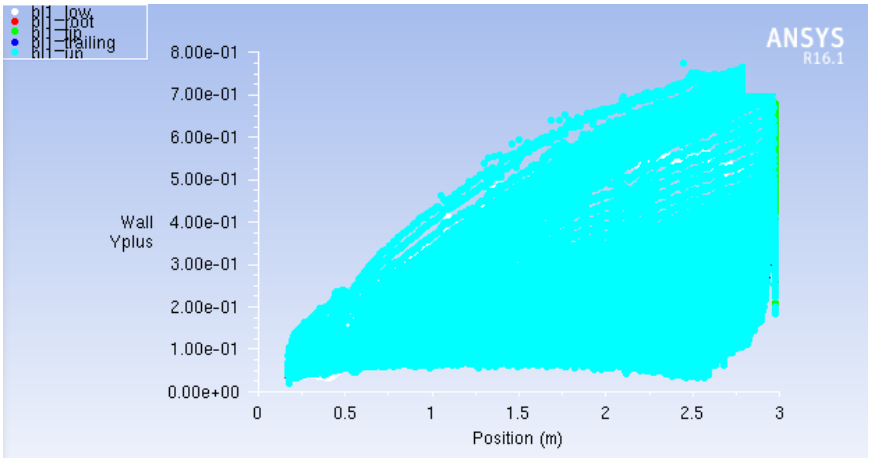
TAI Döner Kule Rotoru Analizleri

Caradonna & Tung rotorundaki geçerlemede kullanılan yöntem ile TAI bünyesinde tasarlanan 3 metre yarıçaplı rotorun [Yücekayalı, Ezertaş ve Ortakaya, 2013] analizleri gerçekleştirilmiştir. Rotorun dönüş yaptığı eksen +z, pallerin uzandığı eksen x-eksenidir. Şekil 4, TAI rotorunun x=0 düzlem kesitindeki hız büyüklüğü kontur dağılımını göstermektedir. Bu dağılım, analiz hakkında, niteliksel fikir vermektedir. Doğal olmayan hız büyüklüğü alanı gözükmemektedir. Rotorun hızlandırdığı hava çoğunlukla y=0 düzlemine göre simetriktir. Rotorun hızlandırdığı akış alanı, rotorun altında, yaklaşık 30 rotor yarıçapı uzunluğu boyunca devam etmektedir.

Wall y+ değerleri, çözüm ağı oluşturulurken arzu edildiği gibi, pal boyunca 1'in altındadır. Şekil 5'te tipik bir çözüm sonrası, pal açıklığı boyunca wall y+ değerleri gösterilmiştir.



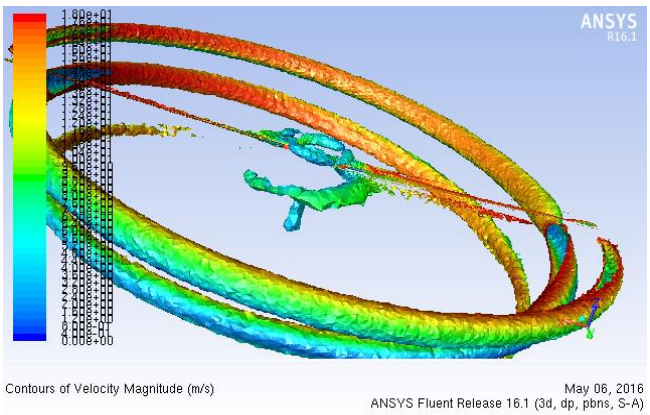
Şekil 4: x=0 düzleminde hız büyüklüğü konturu



Şekil 5: Pal açıklığı boyunca Wall y plus değerleri

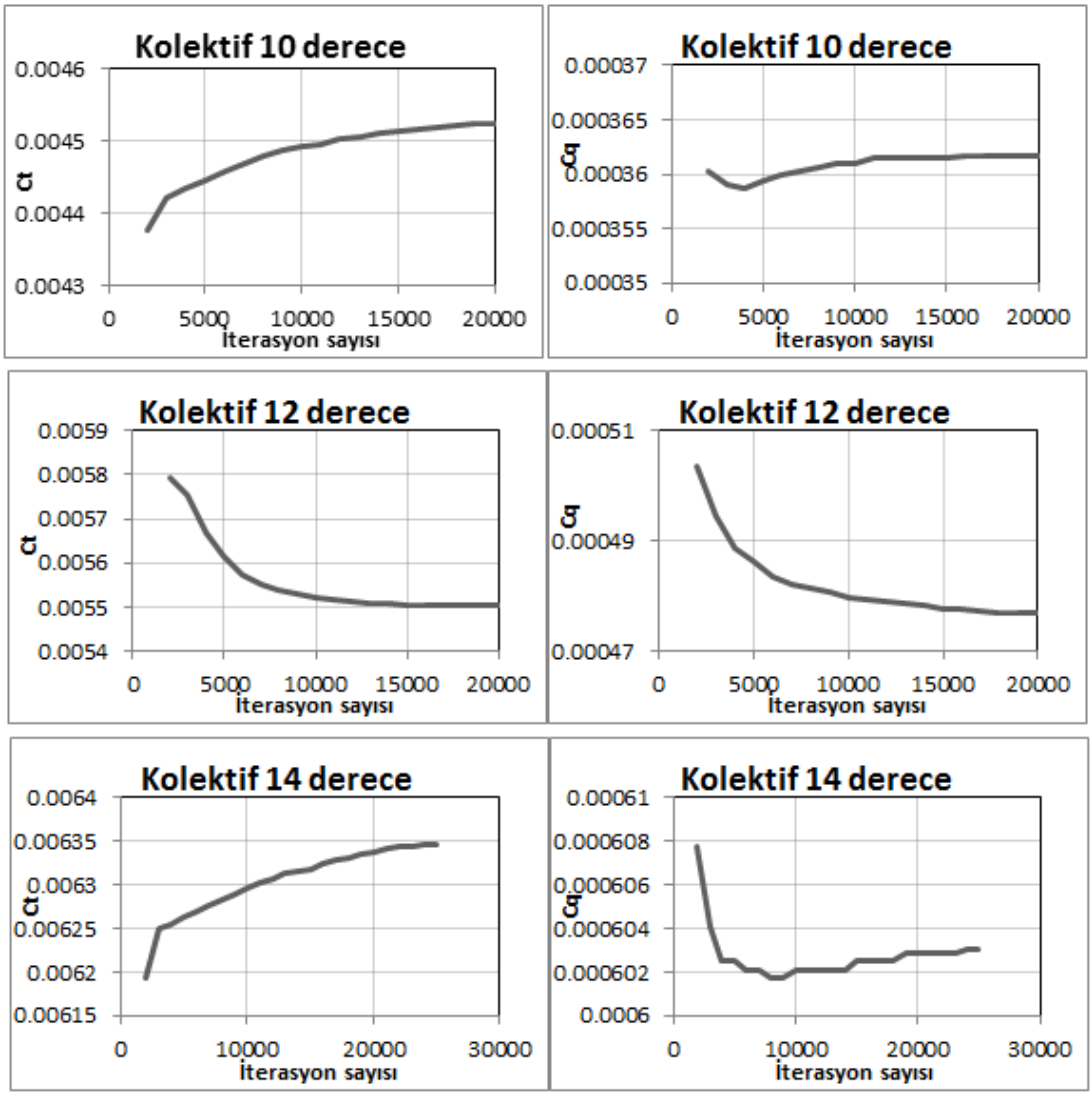
Pal uçlarındaki çözüm ağında yapılan inceltme, hava burgaçlarındaki akış değişimlerini daha iyi yakalama amacı taşımaktadır. Bunu gözlemlemenin en iyi yolu Q-kriteridir. Denklem 1 ile belirtilen Q-kriteri formülüyle [Hunt, Wray ve Moin, 1988] Şekil 6'daki Q-kriteri 1000'e eşit yüzeyler gösterilmektedir. Renklendirme hız büyüklüğüne göre yapılmıştır. $\boldsymbol{\omega}$, hava burgaçları büyüklüğünü, S ise gerinim hızını göstermektedir.

$$Q = \frac{1}{2} \times [|\omega|^2 - |S|^2] \qquad (1)$$



Şekil 6: Q=1000'in eş yüzeyleri

Analizler sonucunda, çeşitli kolektif açılarında, TAI rotorundan elde edilen itki kuvveti ve tork karşılaştırması yapılmıştır. Yeterli yakınsama, doğru sonuç elde etme açısından hayati olduğu için, Şekil 7, itki kuvveti ve tork katsayılarının iterasyon sayısına göre değişimlerini göstermektedir. Yeterli yakınsamanın yakalandığı gözlenmektedir.



Şekil 7: İtki kuvvetinin ve torkun iterasyon sayısına göre yakınsama miktarları

İtki kuvveti ve tork değerleri 0, 2, 4, 6, 8, 10, 12 ve 14 derece kolektif açıları için elde edilmiştir. Daha sonra bu değerler Denklem 2 ve Denklem 3 ile boyutsuzlaştırılmıştır [Johnson, 2013].

Boyutsuzlaştırmada kullanılan değişkenler, Çizelge 1'de gösterilmiştir. Şekil 8, itki kuvveti ve tork katsayılarının kolektif açılarına göre değişimini göstermektedir. Şekil 9, tork katsayısının itki kuvveti katsayısıyla değişimini belirtmektedir. HAD performans sonuçları ile deneysel sonuçları arasında bazı farklılıklar gözlenmektedir. Bu farklılıklar ilk olarak, sayısal analizlerde yer etkilerinin modellenmemiş olmasından kaynaklanmaktadır. İkinci olarak, rotor düzlemindeki indüklenmiş hızların, sayısal difüzyon etkisiyle zayıflayan pal ucu vorteks şiddetlerinden dolayı, tam olarak hesaplanamamış olmasından kaynaklanmaktadır. Ayrıca gözlenen bu farklılıklar üzerinde, kullanılan yöntemin etkisi olasıdır. Kayan çözüm ağıyla, zamana bağlı çözümler elde edilerek, bu farklılıkların bir derece azalması beklenebilir.

$$C_T = itki\ kuvveti\ katsayısı = \frac{T}{\rho \times A \times (\Omega \times R)^2} \qquad (2)$$

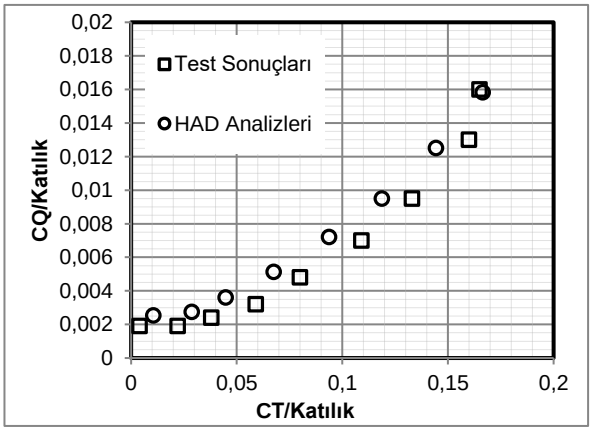
$$C_Q = tork\ katsayısı = \frac{Q}{\rho \times A \times (\Omega \times R)^2 \times R} \qquad (3)$$

Çizelge1: Normalizasyon değişkenleri

Veter boyu [m]	Havanın özkütlesi [kg/m^3]	Rotor yarıçapı [m]	Disk alanı [m^2]	Açısal hız [rad/s]	Pal sayısı	Rotor katılığı
0.1778	1.0584	2.97	27.7117	56.5487	2	0.0381



Şekil 8: İtki kuvveti ve tork katsayılarının kolektif açısına göre değişimleri



Şekil 9: İtki kuvveti ve tork katsayılarının birbirlerine göre değişimleri

SONUÇ

Bu çalışmayla askı uçuşundaki helikopter rotorunun etrafındaki akış alanı ticari yazılım üzerinden geliştirilen yöntem ile çözülmüştür. Caradonna & Tung rotorundan elde edilen, çeşitli pal açıklığı kesitlerinde veter boyunca basınç katsayısı dağılımları, deney sonuçlarıyla büyük oranda uyum göstermiştir. Palin üst yüzeyinde hücum kenarına yakın bölgelerdeki basınç katsayılarında, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri ile test sonuçları arasında bir miktar fark bulunmaktadır. Bunun nedeni hücum kenarında çözüm ağının daha yoğun olma gerekliliğidir. TAI rotoru HAD analizlerinden elde edilen, çeşitli kolektif açıları için itki kuvveti ve tork katsayıları da deney sonuçlarıyla uyum göstermiştir. Tork katsayısının kolektif açışına göre değişiminde, HAD analizleri ve deney sonuçları arasında bir miktar fark gözlenmiştir. Başka etkilerin yanısıra, kayan çözüm ağıyla zamana bağlı çözümlerin elde edilmesinin, bu farkları bir derece azaltması beklenebilir.

TEŞEKKÜRLER

Bu çalışma, Savunma Sanayii Müsteşarlığı (SSM) / Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A. Ş. (TUSAŞ) / Döner Kanat Teknoloji Merkezi (DKTM) tarafından desteklenmektedir.

Kaynaklar

Ansys Inc., 2014. *Fluent User's Guide: Modeling Flows with Moving Reference Frames.*

Brentner, K. S. ve Farassat, F., 2013. *Modelling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors*, Progress in Aerospace Sciences.

Caradonna, F. X. ve Tung, C., 1981. *Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover*, NASA-81232.

Hunt, J. C. R., Wray, A. A. ve Moin, P., 1988. *Eddies, stream and convergence zones in turbulent flows,* Center for Turbulence Reasearch Report CTR-S88.

Johnson, W., 2013. *Rotorcraft Aeromechanics*, Cambridge University Press, s.30-31.

Keating, M., 2011. *Accelerating CFD Solutions*, ANSYS Advantage.

Özyörük, Y., Yüksel, O., Ünal, A., 2016. *Helikopter Aerodinamik Gürültüsü Hesaplamaları için Yazılım Geliştirilmesi, İlerleme Raporu 3.* TUSAŞ-DKTM.

Srinivasan, G. R. ve Beader, J. D., 1993. *TURNS: A Free-Wake Euler / Navier-Stokes Numerical Method for Helicopter Rotors,* AIAA Journal, Vol. 31, No:5: Technical Notes.

Yücekayalı, A., Ezertaş, A., Ortakaya, Y., 2013. *Whirl Tower Testing and Hover Performance Evaluation of a 3 Meter Radius Rotor Design*, AIAC-2013-142.