

KÜÇÜK BOYUTLU MODEL HELİKOPTER DÖNER KANAT PERFORMANS ANALİZİ

Mehmet Şahbaz¹
ODTÜ/Havacılık ve
Uzay Mühendisliği,
Ankara

Nergis Gündüz²
ODTÜ/Havacılık ve
Uzay Mühendisliği,
Ankara

Oğuz Eren³
ODTÜ/Havacılık ve
Uzay Mühendisliği,
Ankara

Dilek Funda Kurtuluş³
ODTÜ/Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Ankara

ÖZET

Bu deneysel çalışma küçük boyutlu döner kanat sisteminin tasarım ,üretim, test etme ve sonuçların grafiksel değerlendirme süreçlerini içerir. Ayrıca bu çalışmada pal kesidi tipi olarak NACA 0012 seçilmiştir ve döner kanat hiçbir kıvrılma ya da sivrilme içermemektedir. Araştırma boyunca, döner kanat sisteminin itki ve tork ilişkisi değişik yalpa açılarında ve değişik döndürme hızlarında gözlemlenmiş , çıkan sonuçlar grafiklerle analiz edilmiştir.

GİRİŞ

Helikopter döner kanat test düzeneği pal, hareket mekanizması ve elektrik ya da yakıt destekli motordan oluşmaktadır.Döner kanat test düzeneği çoğunlukla döner kanat sistemi itki/dönme momenti(tork) performans analizi, döner kanat sistemi iç akış alan çalışmalarında, döner kanat uç girdabı araştırmalarında, yer etkisi incelemelerinde, HAD (Hesaplamalı Akışkan Dinamiği) simülasyon değerlendirmelerinde vs. kullanılır.

Döner kanat test düzeneği model boyutunda ya da gerçek boyutlarda olabilir. Model boyutlardaki test düzenekleri daha ekonomiktir ve gerçek boyutlardaki döner kanat sistemleri için iyi bir öngörü sunmaktadır. Bu çalışmanın asıl amacı gerçek boyutlardaki döner kanat sistemi aerodinamiğini anlamak amacı ile küçük boyutlu döner kanat test düzeneğini kurmak ,elde edilen sonuçlarla sistemin aerodinamiğini analiz etmektir. Bu amaçtan hareketle bu araştırma daha büyük ölçekli çalışmalar için bir ön çalışma olarak anılabilir. Aşağıda ,bu alanla ilgili literatürde yer alan test düzenekleri özetlenmiştir.

Caradonna ve Tung iki adet NACA0012 kesitli pale sahip döner kanat test sistemi kurmuşlardır. Araştırma konuları, kanatta basınç ölçümü ve uç girdaplarıdır. Araştırmada HAD analizi için karşılaştırmalı bir referans kullanılmıştır çünkü çalışma farklı devir sayıları gibi değişik durumları analiz etmiştir [Caradonna ve Tung, 1981]. Ayrıca Knight ve Hefner [Knight ve Hefner, 1941] test düzeneğine monte edilmiş üç adet pal ile yer etkisini araştıran bir çalışma yürütmüşlerdir.

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: msahbaz@ae.metu.edu.tr

² Yüksek Lisans Öğrencisi Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: gunduznergis@hotmail.com

³ Yüksek Lisans Öğrencisi Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ugur.cakin@tubitak.gov.tr

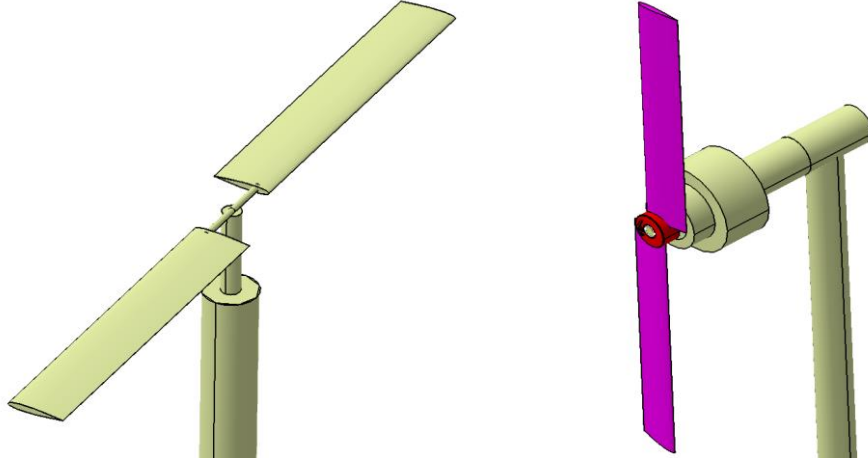
⁴ Doçent Doktor Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: funda.kurtulus@ae.metu.edu.tr

Leishman vd. [Leishman vd., 2012; Leishman vd., 2013; Leishman vd.,2014] döner kanat aerodinamiği,yer etkisi, yerden kalkan toz (brownout) etkisi, gövde ve döner kanat sistemi etkileşimi konularını aydınlatmak amacı ile ufak boyutlu döner kanat test sistemi kurmuştur. Sonrasında, uç girdaplar ve döner kanat sistemi iç akış konularında daha iyi sonuçlar elde edebilmek için PGS (Parçacık Görüntüleme Sistemi) ve parçacık takip teknikleri kullanılmıştır. Lee vd. çalışması [Kalra vd.,2010; Lee vd. ,2008; Thomas vd., 2013] ,Leishman vd. deney düzeneğine boyut açısından en yakın düzenektir. İlaveten bu düzenek bazı hesaplamalı akışkanlar dekanığı (HAD) değerlendirmelerinde; yer – döner kanat sistemi etkileşiminde akış izi araştırmasında, itki ve dönme momenti ölçümlerinde ,uç girdaplarında ve akış bölgesi tahminlerinde kullanılan kodların geçerliliğinin analizinde kullanılır. Iboshi vd. [Iboshi vd. ,2014], deneysel çalışmasında döner kanatlarda yer etkisi esnasında ,sınırlandırılmış bir geometrik alanının aerodinamik performans etkisi araştırılmıştır. Çoğu zaman sınırlandırılmış alan tek bir dik plaka ile temsil edilirken bazen bir çift paralel levha halinde yer etkisi plakasının üzerinde yer alır. Bu çalışmada model döner kanat test düzeneği kullanılmıştır. Bir diğer deneysel çalışmada, Hanker ve Smith [Hanker ve Smith , 1985] döner kanat test düzeneğini Boeing Vertol 2041 rüzgar tüneline , helikopterin yer etkisi gibi manevra kabiliyetini etkileyen aerodinamik kuvvetlerini gözlemlemek ve fikir edinmek amacı ile yerleştirmişlerdir.

Literatürü taramaya devam ettiğimizde Balch vd. [Balch vd. ,1983] çalışmalarında , helikopter ana döner kanat sistemi, kuyruk döner kanat sistemi ve gövde etkileşimini incelemek için döner kanat test düzeneği kurmuştur. Model boyutlardaki döner kanat sistemi, Sikorsky döner kanat merkezinde test edilmiştir. Bu çalışma HAD doğrulamalarında kullanılabilir. Çünkü bu çalışma ,ana döner kanat sistemi, yer etkisi durumunda ve yer etkisi dışındaki durumlarında ,farklı devir sayılarında,kuyruk kısmındaki döner kanat sistemi dahil edilerek ya da haricinde performans analizlerine tabi tutulabilir. Bir başka deneysel çalışmada Curtiss vd. [Curtiss vd., 1984] oldukça düşük hızlarda ve yere oldukça yakın olan bir yalıtılmış döner kanat sisteminin üzerindeki aerodinamik parametreleri incelemiştir. Bu çalışma, döner kanat sistemi akışının görselleştirilmesinin yanı sıra pal kuvvet ve moment ölçümü, helikopter ileri hareket oranı (advance ratio) , kolektif açısı ve döner kanat sistemi yerden yüksekliği parametrelerinin bir fonksiyonu olacak şekilde yapılmıştır.

Princeton dinamik model test düzeneğinde yapılan bir takım deneylerde yer üzerinde hareket halindeki pal modeli kullanılmıştır. Light [Light,1993] çalışmasında uç girdaplarının yer etkisi durumunda /dışında gözlemlenebilmesi için kuyruk döner kanat sistemi ile çalışmıştır. Elde edilen uç girdap geometrisi ile önceden yapılmış testlerdeki sayısal verilerde olması gereken geometri ve kanadın performans verileri,bilgisayar simulasyon verileri karşılaştırılmıştır. Kullanılan hesaplamalı metotlar serbest akış izi askıda kalma analizi ve HAD analizleridir. Ganesh ve Komerath [Ganesh ve Komerath,2004] yürüttükleri çalışmalarında aerodinamik karakteristikleri ,yer etkisine test düzeneğini yakın tutarak ,yer etkisiz akış gözlemlerini yer etkisinde akış karakteristikleri ile karşılaştırmışlardır. Kuvvet ölçümleri değişik oranlarda ve değişik sapma açıları ile gerçekleştirilmiştir.Gilad vd. [Gilad vd., 2011] çırpın kanat performansını hem deneysel hemde teorik olarak ele almışlardır. Bu çalışmanın deney bölümü döner kanat test sistemi ile gerçekleştirilmiştir. Çalışma Sikorsky Human Powered Helicopter Challenge (HPH) tarafından desteklenmiştir ve gelecek çalışma olarak oldukça esnek kanatlardan oluşan döner kanatın üzerindeki yer etkisi araştırılacaktır. Deneysel veriler elde edildikten sonra bu veriler yeni bir hesaplama aracı olan ve kanadın yapısal sonlu eleman analizini elastik kanadın yer etkisi altındaki davranışını anlamak için yapan araç sonuçları ile karşılaştırılacaktır. Iboshi vd. [Iboshi vd. ,2002;Iboshi vd., 2003] çalışmalarında döner kanat test sistemini yer eğiminin yer etkisi ile ilişkisini araştırmışlardır. Döner kanatın çırpın kanat hareketinde yerin etkisi denetlenmiştir.Fradenburgh [Fradenburgh,1960] döner kanat test sistemini kullanarak çırpın kanat karakteristiklerini, yer etkisi ile performans arası ilişkiyi gözlemlemiştir. Eğik düzlemden düz uçuşa geçişte güç durumlarını da incelemiştir. Yeager vd. [Yeager vd. ,1974] araştırmalarında yön kontrolü ve helikopter performansının , helikopter baş ve kuyruk döner kanatlarının konfügrasyonun yer etkisi ile ilişkisini Langley Full-Scale tüneline test etmişlerdir.

Şimdiki çalışmamız ise Caradonna ve Tung [Caradonna ve Tung,1981] deneyinin bir benzeri ;aynı oranlarda,aynı kanat tipi ile (NACA 0012) minimize edilmiş boyutlardaki döner kanatın yatay olarak test düzeneğine konumlandırılması ile yapılmıştır. Şekil 1 bizlere hem Caradonna ve Tung hem çalışmamıza ait test sistemlerinin teknik çizimlerini göstermektedir.



a) Caradonna ve Tung Düzeneği [Caradonna ve Tung, 1981] b) Güncel Çalışma
Şekil 1: Döner Kanat Performans Analizleri için Test Düzenekleri

YÖNTEM

Döner kanat sistemi iki değişik döndürme hızında ve değişik yalpa (kolektif) açılarında Çizelge 1 de görüldüğü gibi test edilmiştir. Çizelgedeki devir dönme hızları ve değişik yalpa (kolektif) açıları, test sisteminin algılayıcı (sensor) sınırları, malzemenin dayanıklılık sınırları ve güvenlik koşulları göz önüne alınarak belirlenmiştir.

Çizelge 1: Test Koşulları

Koşul	RPM	Kolektif Açıları
1	4000	3°, 6°, 9°, 12°
2	5000	3°, 6°, 9°, 12°

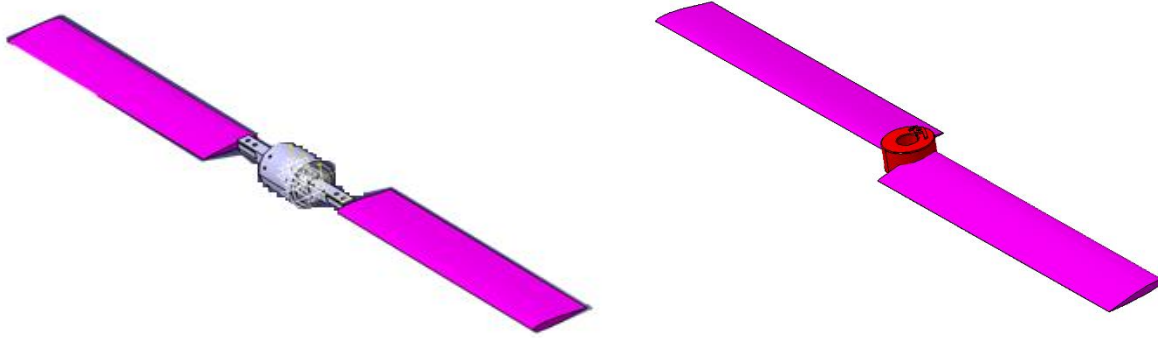
Şekil 2 de görülen döner kanat test düzeneği ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği bölümü kontrol labında yer almaktadır. Öncelikle düzenek deneye uygun bir biçimde uyarlanmıştır. Deney düzeneğimiz ; iki palli bir döner kanat sistemi,pal döndürme sistemine bağlanan merkez göbeği, kontrol için bilgisayar, güç kaynağı ,veri toplama (DAQ) donanım, F/T algılayıcı, RPM kontrolcüsü ,elektrik hız kontrolcüsünden oluşmaktadır.

Deneyde döner kanat sistemi iki temel şekilde konumlandırılmıştır bunlar Kurulum I ve Kurulum II dir. Şekil 2 de Kurulum I gösterilmiştir.



Şekil 2 : Deney düzeneği Kurulum I

Şekil 3 bizlere her iki kurulumun teknik çizimlerini göstermektedir.



a)Kurulum I

b)Kurulum II (6° lik açı ile)

Şekil 3: döner kanat konfigürasyonları

Deney düzeneğindeki Kurulum II nin yarıçap, alan ve katılık değerleri Çizelge 2 de yer almaktadır. Katılık, kısaca döner kanatın toplam alanının döner kanat disk alanına bölünmesi ile elde edilir.

Çizelge 2: Kurulum II döner kanat sistemi ölçüleri

	Güncel Çalışma	Balch UH-60 [Balch vd., 1983]
Yarıçap [m]	0.115	1.428
Disk Alanı [m ²]	0.042	6.406
Katılık (σ)	0.053	0.082

ÜRETİM VE TEST DÜZENEĞİ KURULUMU

Kurulum I üretilirken merkez göbek bağlantı kısmı ve paller olmak üzere iki parça halinde 3 boyutlu yazıcıda üretilmiştir. Kurulum I tasarım aşamasında merkez göbek kısmı üzerindeki delikler sayesinde yalpa (kolektif) açıları el ile ayarlanabilecek şekilde dizayn edilmiştir. Bu nedenle merkez göbek üzerinde delikler tasarım aşamasında çizilmiştir. Fakat üretimden sonra görülmüştür ki delikler ufak çivilerin geçebilecekleri büyüklükte değildir. Bu sebeple merkez göbekte ve döner kanat kanatlarının göbeğe ufak çivilerle bağlandığı yerde tekrar delik açma süreci başlamıştır. Fakat bu durum 3 ve 9 derecelik yalpa açılarının bir deney düzeneğinde diğer 6 ve 12 derecelik

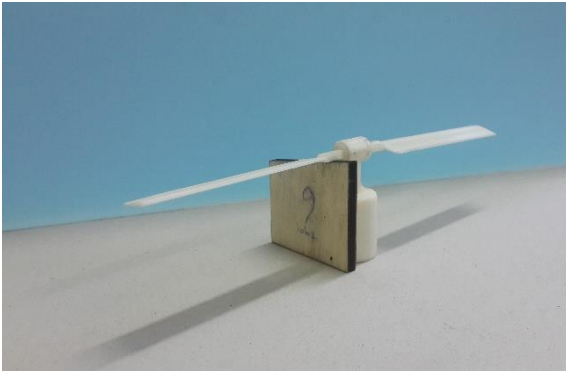
yalpa açılarının ise ikinci yedek düzenekte kullanılmasına sebebiyet vermiştir. Deneydeki sabit açılar ayarlayabilmek için 3,6,9,12 derecelik eğimli tahta bloklardan faydalanılmıştır. Şekil 4 kurulum I in yapım aşamalarını göstermektedir.



a) Kurulum I başlangıç parçaları



b) Bitiş aşaması



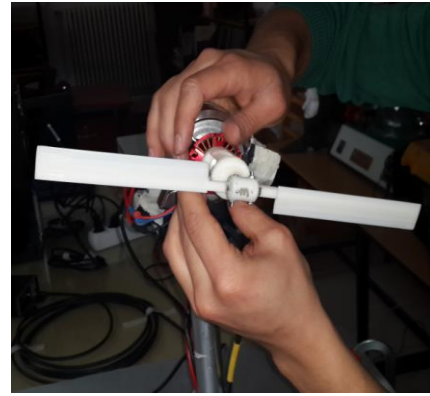
c) Pal yalpa açılarının ayarlanması



d) iğne deliklerinin delinmesi süreci



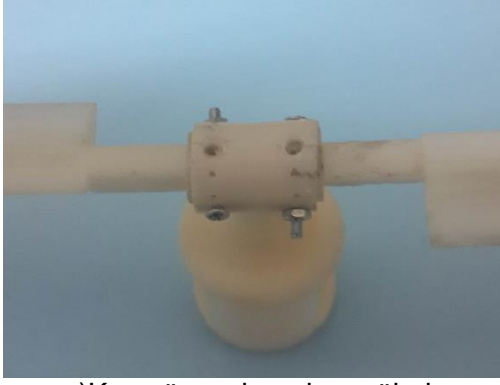
e) Kurulum I



f) Döner kanatın sisteme monte edilmesi

Şekil 4: Kurulum I in hazırlanma aşamaları

Deney sırasında özellikle döner kanat devir sürecinde merkez göbek kısmında bazı çatlaklar oluşmuş ve deney düzeneğinden bir tanesi kırılmıştır. Olası sebepler ise üretim süreci hataları, kullanılan malzemenin kalitesi ve merkez göbekteki daha geniş delikler olabilir. Şekil 5 kaza kırım öncesi ve sonrası merkez göbeği göstermektedir.



a)Kaza öncesi merkez göbek



b)Kaza sonrası merkez göbek

Şekil 5: Kaza öncesi ve sonrası döner kanat gövdesi

Bu durum üzerine ,civata bağlantılarından , madde özelliklerinden kaynaklı yapısal sınırlamaları azaltmak için, tek parça halinde bir başka deney düzeneği çizilip üretilmesine karar verilmiştir. Bu tek parça yeni sisteme “kurulum II” adı verilmiştir.

Kurulum II de, döner kanat sistemi çapı 23 santimetre ye düşürülmüştür ve pal kökü döner kanat sistemi başı kısmından 1 cm içeri sokulmuştur. Bu işlemin yapılmasının sebebi , 3b yazıcı üretim sınırlamalarıdır. Böylece etkili döner kanat sistemi yarıçapı 10.5 cm olurken menteşe payı (hinge offset) 1 cm olarak belirlenmiştir. Bundan başka, kurulum I de karşılaşılan problemler bu yeni sistem ile büyük oranda çözülmüştür. Şekil 6, farklı kolektif açılı Kurulum II döner kanat sistemlerini göstermektedir.



Şekil 6 . Kurulum II döner kanat sistemleri

Veri Toplama Aşaması

Kuvvet/Tork Algılayıcısı ile kuvvet ve tork değerleri , 20 Hertz frekans değeri ile ölçülmüştür.

- 1 döner kanat sistemi dönüş senaryosu için sistem 3 ila 5 kez çalıştırılmıştır.
- Tüm çalışmaların ortalama değerleri alınmıştır.
- Ortalama kuvvet ve tork değerleri elde edilmiştir.
- 1 çalıştırma için 10 saniyelik veri toplama uygulanmıştır.

Ek olarak, RPM Algılayıcısı ve yazılımı kullanılarak rpm değerleri ayarlanıp, güç kaynağı vasıtası ile ,voltaj değeri 14.8 V değerine sabitlenmiştir.

Deneyler esnasında şu hatalarla karşılaşılmıştır:

- Döner kanat sistemi akış izinin , kuvvet algılayıcısı ile etkileşimi
- Üretim hataları: Küçük ölçülerden ötürü, paller NACA0012 kesidini doğru bir şekilde karşılamıyor . Tolerans hataları ile karşılaşılmıştır. Paller üretimden sonra bir kez daha zımparalanıp bu hatalar azaltılmaya çalışılmıştır.

RPM sabitleme işi zorlu bir süreçtir. Düşük RPM değerlerinde (800-1000) veri almak neredeyse imkansız çünkü RPM algılayıcısı ve kumandasının hassasiyeti o seviyede yer almamaktadır. Yüksek RPM deperleri uygulamak (7000-8000) yapısal sınırlamalar ve güvenlik sebeplerinden

ötürü tehlikeli olarak benimsenmiştir. Böylece 4000-5000 RPM değerlerinde veri alımı uygun görülmüştür.

DENEYSEL SONUÇLAR

Kuvvet (T) ve Tork (Q) değerleri aşağıdaki çizelgede farklı RPM değerleri için gösterilmiştir.

Çizelge 3: Test Sonuçları

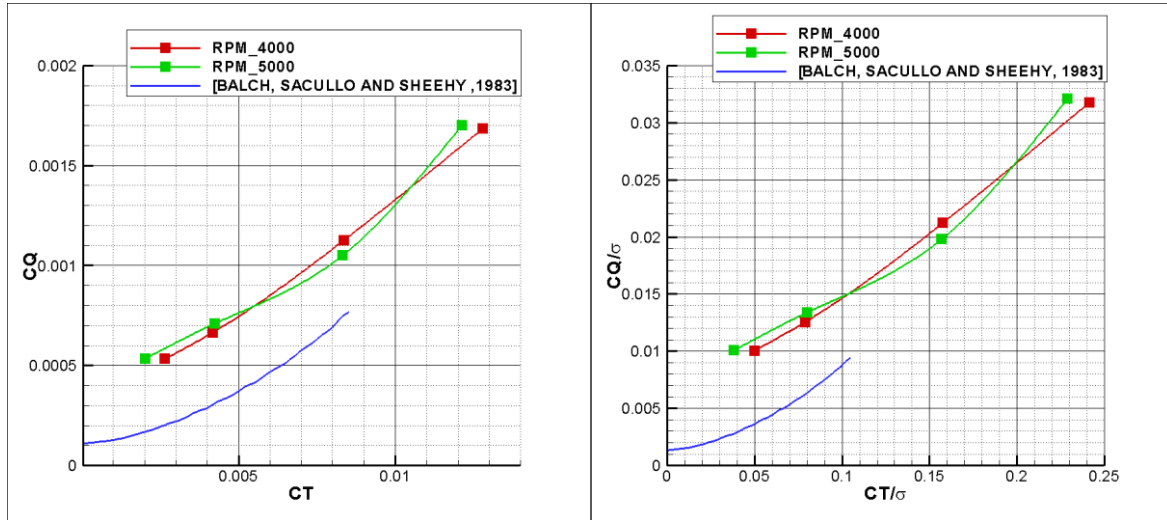
	4000RPM		5000 RPM	
Kolektif Açısı [°]	T [N]	Q [Nm]	T [N]	Q [Nm]
3	0.006	0.26	0.0094	0.31
6	0.0075	0.41	0.0125	0.65
9	0.0127	0.82	0.0185	1.275
12	0.019	1.255	0.03	1.86

Elde edilen Kuvvet ve Tork değerleri , denklem (1) ve denklem (2) 'yi kullanarak boyutsuz parametrelere çevrilmiştir. [Leishman , 2002]

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (1)$$

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

Şekil 7 C_Q/σ değerlerinin C_T/σ değerlerine göre değişimini, 2 farklı dönüş hızıyla beklenen trendde göstermiştir. Balch'ın yaptığı çalışmaların sonuçları da gösterilmiştir.[Balch vd., 1983]



Şekil 7: $C_Q - C_T$ eğrileri ve $C_Q/\sigma - C_T/\sigma$ eğrileri

Şekil 7 de, mavi eğri UH-60 model döner kanat testini temsil etmektedir [Balch vd.,1983] . Bu eğrinin trendinin , deney verilerinin trendi ile benzer olduğu görülüyor. Eğrilerin üst üste olmamasının sebebi, katılık ve ölçü farklılıklarıdır.

Bu çalışma, döner kanat test düzeneğinin , küçük boyuttaki döner kanat sistemi performans çalışmaları için uygun olduğunu, literatür verileriyle uyumlu trend yakalayarak , kanıtlamıştır. Düzenek , daha büyük ölçekteki döner kanat testleri için, PGS ve yer etkisi eklemeleri için hazır durumdadır.

SONUÇ

Küçük çapta döner kanat sistemi için, tümleşik bir tasarımın önemi kavranmıştır. Bu üretim yöntemi daha fazla malzeme kullanımına sebebiyet verirken, yapısal dayanıklılığı artırmaktadır. Ek olarak, kolektif açıları elle ayarlamak böylesine küçük bir sistemde zor bir iştir. Cıvataların sıkılması esnasında istenmeyen çarpılma açıları oluşmaktadır. Böylece, Kurulum I in bu hatalardan arındırılması amaçlanmıştır.

Gelecekte yapılacak çalışmalar olarak, yer etkisi dahil /hariç çalışmaları ve pal ucu çevrintisinin PGS vasıtasıyla görüntülenmesi çalışmaları planlanmaktadır. Bundan başka, bilgisayar simülasyonu (panel kodu ya da HAD) çalışmayı güçlendirmek adına planlanmaktadır. Bu çalışma , küçük çapta döner kanat sistemleri uygulamaları için bir başlangıç çalışması olmaktadır ve büyük çapta döner kanat sistemleri için bir öngörü oluşturmaktadır. Bazı küçük döner kanat sistemi test düzenekleri , daha önce de belirtildiği gibi, literatürde yer almaktadır:

[Kalra vd., 2010; Lee vd., 2008; Thomas vd., 2013], [Leishman vd., 2012; Leishman vd., 2013; Leishman vd., 2014].

Onay

TÜBA GEBİP Ödülü (2012-2018) sahibi Dr. Kurtuluş tarafından onaylanmıştır.

Kaynaklar

Balch D.T., Sacullo A., Sheehy T.W.(1983) “*Experimental Study of Main Rotor/Tail Rotor/Airframe Interactions in Hover -Volume1*” NASA Contractor Report 166485, June 1983.

Caradonna, F.X., Tung, C. (1981) “*Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover*”, NASA Ames Research Center, Sep 1981.

Curtiss, Jr. H.C., Sun, M., Putman, W. F., Hanker, Jr. E.J. (1984) “*Rotor Aerodynamics in Ground Effect at Low Advance Ratios*”, Journal of the American Helicopter Society, January 1984.

Fradenburgh, E.A. (1960) “*The Helicopter and the Ground Effect Machine*” Sikorsky Aircraft Division. Stratford. Connecticut, Journal of the American Helicopter Society, Volume 5, Number 4, 1 October 1960, pp. 24-33(10)

Ganesh, B., Komerath, N. (2004) “*Unsteady Aerodynamics of Rotorcraft in Ground Effect*”. AIAA Paper 1004-2431 Fluid Dynamics Meeting Portland. OR. June 2004.

Gilad, M., Chopra, I., Rand, O. (2011) “*Performance Evaluation of a Flexible Rotor in Extreme Ground Effect*” Alfred Gessow Rotorcraft Center, Department of Aerospace Engineering Maryland USA, 37th European Rotorcraft Forum, Milan, Italy, 2011.

Hanker, Jr. E.J., Smith, R.P. (1985) “*Parameters Affecting Helicopter Interactional Aerodynamics in Ground Effect*”, Journal of the American Helicopter Society, January 1985.

Iboshi, N., Itoga, N., Hayata, Y., Prasad, J.V.R. (2002) “*Ground Effect and Blade Flapping Motion of a Rotor Hovering above Finite Inclined Ground Plane*” Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2002.

Iboshi, N., Itoga, N., Hayata, Y., Prasad, J.V.R. (2003) “*Hovering Performance of a Rotor in an Inclined and Partial Ground Effect*” Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Volume 51, Issue 595, pp. 433-440, 2003.

Iboshi, N., Itoga, N., Prasad, J.V.R., Sankar, L.M. (2014) “*Ground Effect of a Rotor Hovering above a Confined Area*” FAE Journal, Frontiers in Aerospace Engineering Volume 2 Issue 1, February 2014.

Kalra, T.S., Lakshminarayan, V. K., Baeder J.D. (2010) “*CFD Validation of Micro Hovering Rotor in Ground Effect*”. Alfred Gessow Rotorcraft Center. University of Maryland, 66th Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society International, Phoenix, Arizona, May 11–May 13, 2010

Knight M., Hefner R.A. (1941) “*Analysis of a Ground Effect on the Lifting Airscrew*” Daniel Guggenheim School of Aeronautics , Georgia School of Technology, Washington December 1941.

Lee, T. E., and Leishman, J. G. and Ramasamy, M. (2008), “*Fluid Dynamics of Interacting Blade Tip Vortices With a Ground Plane,*” American Helicopter Society 64th Annual Forum Proceedings, Montreal, Canada, April 29–May 1, 2008.

Leishman, J.G. (2002) “*Principles of Helicopter Aerodynamics*” Cambridge University Press, 2002.

Light, J.S. (1993) “*Tip Vortex Geometry of a Hovering Helicopter Rotor in Ground Effect*” NASA Ames Research Center. Moffett Field. CA. Journal of the American Helicopter Society. April 1993.

Rauleder, J., Leishman, J.G. (2012) “*Measurements of Organized Turbulence in the Dual-Phase Flow Below a Rotor*”. Department of Aerospace Engineering., ERF 2012.

Rauleder, J., Leishman, J.G., (2013) “*Turbulence Modifications and Phase Couplings in Ground Effect under Simulated Brownout Conditions*” Department of AEE University of Maryland, American Helicopter Society 2013.

Sydney, A., Leishman, J.G. (2013) “*Measurements of Rotor/Airframe Interactions in Ground Effect Over a Sediment Bed*” Department of AEE. American Helicopter Society, 2013.

Sydney, A., Leishman, J.G. (2014) “*Measurements of the Plume-Like Three Dimensionality of Rotor Induced Dust Fields*” Department of Aerospace Engineering, American Helicopter Society 2014.

Thomas S., Amiraux M., Baeder J.D. (2013) “*GPU-accelerated FVM – RANS Hybrid Solver for Simulating Two-phase Flow beneath a Hovering Rotor*” AHS 2013.

Yeager, W.T. Jr., Young, W.H. Jr., Mantay, W.R. (1974) “*A Wind Tunnel Investigation of Parameters Affecting Helicopter Directional Control at Low Speeds In Ground Effect*”. NASA Technical Note D-7694 Washington D.C. November 1974.

