

MODEL HELİKOPTER DÖNER KANAT SİSTEMİ İÇİN YER ETKİSİ DURUMUNDA PERFORMANS VE AKIŞ ARAŞTIRMASI

Mehmet Şahbaz¹

Nilay Sezer Uzo²

ODTÜ/Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Ankara

ODTÜ/Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Ankara

Dilek Funda Kurtuluş³

ODTÜ/Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, Model boyutlarında helikopter döner kanat sistemi test düzeneği kurulmuştur. Rotor yer etkisi durumunda ve yer etkisi dışında deneyler yapılmış ve balans sistemi ile kuvvet ve moment ölçümleri alınmış ve performans hesaplamaları yapılmıştır. Ayrıca, rotor eğimli yüzey üzerinde iken yer etkisi durumları incelenmiş, yüzeydeki akışın durumunu gözlemlemek adına iplikçikler yapıştırılarak akış yolu izlenmiştir. Deney sonrasında veriler analize tabi tutularak hata payları göz önüne alınmış, böylece en mantıklı sonuçlar derlenmiştir.

GİRİŞ

Yer etkisi, helikopter performansı üzerinde büyük öneme sahiptir. Çünkü, helikopterden yere basılan akış, yere yakın olunan durumlarda, geri dönüp, helikopter performansını etkilemektedir. Helikopterler yer etkisi ile, her türlü yaklaşma esnasında (iniş pisti, gemi arkası iniş, kıyı ötesi platformlar, bina üstü iniş platformları, yamaç veya eğik gemi gibi eğimli yüzeylere iniş vb.) karşılaşılabilir. Bu durumda, akış karmaşık bir hal aldığı için, helikopter kararlılığını sağlamak kötü sonuçlardan sakınmak amacıyla önem arz etmektedir. Performans ve akış karakteristiklerinin doğru tahmin edilmesi, helikopter dinamik modellerinde yer etkisinin doğru modellenmesi için önemlidir.

Helikopterin akış karakteristiğini belirleyen temel öge , yukarıda da belirtilen iç akış parametresi ve iç akış hızıdır. İç akış parametresi, zaten iç akış hızının rotor dönüş hızı ile bölünüp boyutsuzlaştırılmış halidir. Helikopter rotoru döndüğü zaman, rotorda aşağıya doğru bir iç akış oluşur ve akış buna göre belirlenir. İç akış indüklemeye gücünün de temel parametresidir. Yani, helikopter rotorunun dönmek için ne kadar güç harcayacağı, bu hız profili sayesinde belirlenmiş olur. Bu da helikopter terminolojisinde indüklemeye Gücü olarak anılır. Pal üzerinde, kökten uca kadar bu iç akışın bir parametresi vardır ve bunu hesaplamak için çeşitli yöntemler bulunmaktadır. Zaten bu hız profili hesaplandığında, helikopterin rotorunun ve dolayısıyla helikopterin ne kadar güç harcayacağı da elde edilmiş olur. Bu yüzden tasarımlarda askı durumundaki iç akış parametresi her zaman başlangıç noktası olarak kullanılır. Pal ucunda, hız arttığından ötürü ve yüzey bittiği için akış girdap haline döner ve pal ucu çevrintilerini oluşturur. Bu çevrintiler ve iç akış normal durumlarda rotor sisteminin altından gittiği yere kadar gider ve uzaklaşarak etkisini kaybeder.

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

² Yardımcı Doçent Doktor Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: nuzol@metu.edu.tr

³ Doçent Doktor Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: funda.kurtulus@ae.metu.edu.tr

Ne varki, rotor bir yüzeye yaklaştığı zaman, bu aşağıda akıp giden ve rotor üzerinde hız profili oluşturan ve harcanan gücü belirleyen akış izi bir anda geri dönmeye başlar ve rotor üzerindeki hız ve akış profilini değiştirmeye başlar. Dolayısıyla rotorun harcayacağı güç miktarı değişir ve böylece tüm helikopterin akış karakteristiği ve dinamikleri değişir.

Döner Kanat sisteminin yere yakınlığı esnasında, akış iz bölgesi hızlı bir şekilde genişlemeye başlar(Şekil 1). Bu durum indüklenmiş hızı (iç akış) ve bu sayede indüklenmiş gücü ve itkiyi değiştirir. Yerde, hızın dikey komponenti yok olur ve indüklenmiş hız bu bölgede yerden yeterince uzak havada askıda olduğundan daha küçüktür. İndüklenmiş hızın (iç akış) azalması, hali hazırda itki için güç ihtiyacının düşmesi demektir. Esasında, Helikopter yer etkisi yardımıyla kolayca yükselir. Sebebi de az önce belirtilen yer etkisinin güç ihtiyacını düşürmesidir. Ne var ki, kısmi ve eğimli yüzeyin etkisi, döner kanat sistemi aşağı akışını (iz bölgesi) bozabilir ve rotor yük dağılımının simetrisini ve helikopter performansını bozar. Çünkü aşağı akışın bir kısımda yer etkisindeki akış varken, diğer tarafta yer etkisinden yoksun bir akış vardır ve bu durum iz bölgesinin kompleks olmasına sebep olur. Bu çalışmanın ana amacı, bu tür yer etkisi durumlarını incelemek üzere bir test düzeneği tasarlamak ve performans ölçümleri yapmaktır.



Şekil 1: Yer etkisi durumunda akış bölgesi genişlemesi

Literatürde rotor performansına yer etkisi çalışmaları, deneysel olarak model ölçekte uygulanmıştır. Leishman vd., rotor aerodinamiği, yer etkisi, toz kalkması etkisi ve gövde rotor etkileşimi gibi konuları incelemek için mikro seviyede bir rotor test sistemi kurmuşlardır. Akış görüntülemesi için, Parçacık görüntüleme ve parçacık takip görüntüleme gibi teknikler kullanmışlardır [Leishman vd., 2012; Leishman vd., 2013; Leishman vd., 2013; Leishman vd., 2014]. Lee'nin çalışması, Leishman vd. çalışmasıyla benzer özellikler göstermektedir. Buna ek olarak, bu düzeneğe pek çok HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) kodunun doğrulanması için kullanılmıştır. Temel amaç, HAD kodunun yer etkileşimlerinde, itki ve tork ölçümlerinde ve pal ucu çevrimsi öngörülerinde iyi saptamalar yapabiliyor olduğunu araştırmaktır [Baeder vd., 2010; Lee vd., 2008; Amiraux vd., 2013]. Caradonna ve Tung, 2 adet NACA 0012 kesitli pal ile rotor test sistemi kurmuşlardır. Çalışmanın amacı, basınç ölçümü ve pal ucu çevrimsi araştırmasıdır. Bundan başka, HAD analizleri doğrulanması için iyi bir kaynak teşkil etmektedir [Caradonna vd., 1981]. Hefner ve Knight 3 farklı helikopter rotoru ile yer etkisi testleri yapmışlardır [Hefner vd., 1941]. Balch ve diğerleri, ana rotor, kuyruk rotoru, gövde etkileşimlerini araştırmak için, rotor test düzeneği kurmuşlardır. Bu çalışma HAD analizleri için güvenilir bir kaynaktır. Yer etkisi durumunda, bu etkinin dışında farklı dönüş hızı değerlerinde veriler içermektedir [Balch vd., 1983]. Iboshi ve diğerleri, deneysel çalışmalarında döner kanatlarda yer etkisi esnasında, sınırlandırılmış bir geometrik alanının aerodinamik performans etkisi araştırılmıştır. Çoğu zaman sınırlandırılmış alan tek bir dik plaka ile temsil edilirken bazense bir çift paralel levhalar halinde yer etkisi katmanının üzerinde yer alır. Bu çalışmada model döner kanat test düzeneği kullanılmıştır [Iboshi vd., 2014]. Bir diğer deneysel çalışmada Hanker ve Smith 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 [Hanker vd., 1985]. Bir başka deneysel çalışmada Curtiss

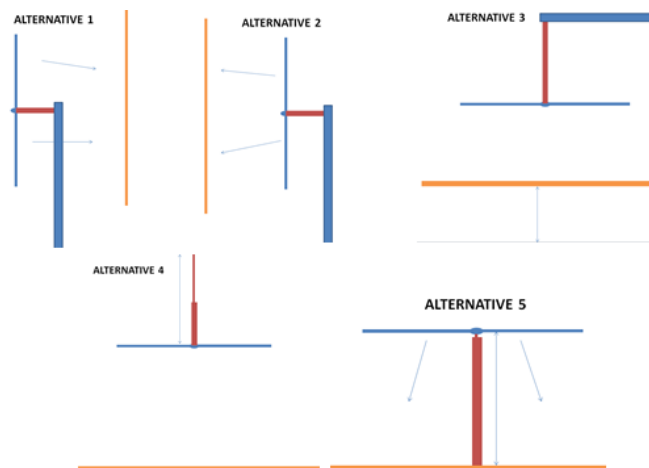
vd. (1984) oldukça düşük hızlarda ve yere oldukça yakın olan yalıtılmış bir döner kanat sisteminin üzerindeki aerodinamik parametreleri incelemiştir. Bu çalışma, döner kanat sistemi akışının görselleştirilmesinin yanı sıra pal kuvvet ve moment ölçümü, helikopter ileri hareket oranı (advance ratio), kolektif 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 [Curtiss vd., 1984]. Light, çalışmada 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 simülasyon verileri ile karşılaştırılmıştır. Kullanılan hesaplamalı metotlar serbest akış izi askıda kalma analizi ve HAD analizleridir [Light, 1993]. Ganesh ve Komerath, 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 [Ganesh vd., 2004]. Gilad ve diğerleri, 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 [Gilad vd., 2011]. Iboshi ve diğerleri, çalışmalarında döner kanat test sistemini yer eğiminin yer etkisi ile ilişkisini araştırmışlardır. Döner kanadın çırpın kanat hareketinde yerin etkisi denetlenmiştir [Iboshi vd., 2002; Iboshi vd., 2003]. Fradenburgh, döner kanat test sistemini kullanarak çırpın kanat karakteristiklerini, yer etkisi ile performans arası ilişkiyi gözlemlemiştir. Eğik düzlemden düz uçuşa geçişte güç durumlarını da incelemiştir [Fradenburgh, 1960]. Yeager ve diğerleri, araştırmalarında yön kontrolü ve helikopter performansının, helikopter baş ve kuyruk döner kanatlarının konfügrasyonun yer etkisi ile ilişkisini Langley Full-Scale tüneline test etmişlerdir [Yeager vd., 1974]. Sayısal olarak zamana bağlı aerodinamik kuvvet hesaplamaları ve deneysel çalışmalar düşük Reynolds sayılarında ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde önceki dönemlerde yapılmıştır (Kurtulus, 2005, 2015, 2016; Akay vd. 2007, Kurtulus vd. 2004, 2005, 2006).

Demir vd. (2007) tarafından tüm bir helikopter konfigürasyonunun sayısal modellemesi gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmanın da amacı, yukarıdakiler gibi model seviyede bir yer etkisi test düzeneği kurup, yer etkisinin performansa etkisini ve akışı, aerodinamik parametreleri nasıl değiştirdiğini gözlemlemektir. Kurulmuş olan test düzeneği bir sonraki kısımda detaylarıyla açıklanacaktır.

TEST DÜZENEGİ TASARIMI

Düzenek tasarlanırken rotor ve yüzeyi temsil eden plakanın konumlarına göre, değişik alternatifler ele alındı (Şekil 2):



Şekil 2: Test düzeneği tasarım alternatifleri

Birinci Alternatif ve ikinci alternatif esasında aynı düzeneştir. Sadece rotorun dönüş yönü ve yeri temsil eden düzlemin konumu değiştirilerek akış sağlanmıştır. İkinci alternatif birincisine göre daha avantajlıdır çünkü ilk alternatifte rotoru tutan kol akışı bozmakta, vedüzlem bölgesinde temiz akış analizi yapılamamaktadır. Böylece ilk alternatif elenmiştir.

Üçüncü ,dördüncü ve beşinci konseptlerin ilk ikisinde farkı, düzlemlerin dikey olarak konumlandırılmasıdır. Üçüncü alternatifte yer aşağı – yukarı hareket edebilmekte, dördüncüsünde ise rotor aşağı yukarı hareket edebilmektedir. 4. alternatif iyi görünmekte ise de , yüksek dönüş değerlerinde dayanıklı hareketli parçalar gerektirdiğinden , yüksek maliyeti dolayısıyla elenmiştir. 5 numaralı alternatifte ise, akışın yere vurduğu yerde akış rotoru tutan kol ile etkileşmektedir. Bu durum da bir dezavantaj olarak düşünülmüş ve beşinci konsept de elenmiştir. En sona sadece 2. Ve 3. konseptler kalmıştır.

Düzenekte eğimli yüzey yer etkisi analizi de yapılacağından. 3. Düzenekte motorun konumu için yerden oldukça yüksek bir konum gerekmektedir. Bu durum hem kullanıcı için zorluk yaratmakta hem de maliyeti arttırmaktadır.

Yapılan tüm değerlendirmeler sonucunda ikinci alternatifte karar kılınmıştır (Şekil 3).

Düzenek akışı yere (dikey plaka) paralel şekilde basabilecek şekilde tasarlanmıştır. Bu şekilde yapılmasının sebebi, eğimli yer etkisini deneyebilmek için, yeri temsil eden siyah plakaya eğim açısını daha rahat verebilmektir. Siyah plakanın ölçüleri 2m x2m x 2m dir. Bu ölçüler rotor çapına göre oranlanmıştır. Bu boyutlarda yapılmasının sebebi yer etkisi durumunu tam olarak oluşturacak yüzey büyüklüğünü elde etmektir.

Genel Özellikler

Rotor Düzlemi merkezi Yüksekliği: 1980 mm

Düzlem Ölçüleri: 2000x2000mm

Maksimum Düzlem Uzaklığı: 1500 mm

Düzlem Eğim Açısı Aralığı: -25:25, 5

Kolektif Açı Aralığı: -20:20, 2



Şekil 3 : Test Düzeneği Kısımları a) Tüm Düzenek , b) Kolektif Mekanizması ,c) Eğimli Yüzey Mekanizması, d) Bilgisayar , Güç Üniteleri ve Veri Toplama Aygıtı

Kanatlar

Döner Kanat Sistemi model helikopterlerde kullanılan pallerden (Şekil 4) oluşmaktadır. Test yüzeyiyle etkileşimi önlemek için 3x Çap mesafesi kadar yüksekte konumlandırılmıştır. Siyah plakaya göre tam ortalanmış vaziyettedir.



Şekil 4 : Düzenekte Kullanılan Model Helikopter Kanatları

Mekanizmalar

Motor Açı Tablası ve Kolektif Açı mekanizması: Motor açı tablasının amacı, motora açı vermek, böylece dikey akış analizlerine de imkan sağlamaktır. Bu tabla 0 dan 90 dereceye kadar döndürülebilmektedir.

Kolektif açısı göbek noktasından el ile ayarlanırken, çırpma açısı ve döngüsel yunuslama açıları bu çalışmada işin içine katılmamıştır. Kolektif açısı -20,+20 dereceler arasında 2'şer 2'şer değişebilmektedir

Yer düzlemi Uzaklığı: Düzlemin rotora göre uzaklığını ayarlamak için raylı sistem ayarlanmıştır. Bu raylı sistem üzerinde düzlem istenilen uzaklığa çekilebilmektedir. Maksimum limit 1500 mm'dir:

Yer Düzlemi: Düzenekte rotoru etkileyecek yer için temsili bir düzlem kurulmuştur. Düzleme eğim verebilmek için, düzlemin arkasına döndürme mekanizması yapılmıştır. -25,+25 derece arasında beşer derecelik aralıklarla eğim açısı değiştirilebilmektedir. Düzlemin alanı, 2100x2100 mm ölçülerindedir.

Motor Elektronik Hız Kontrolcüsü ve Güç Kaynağı: Sistem, 6000 RPM dönüşü sağlayacak motor, elektronik hız kontrolcüsü ve güç kaynağı ile donatılmıştır. Bu ölçümlerde sadece elimizdeki 36.4 cm çapındaki rotor esas alınmıştır.



Şekil 5 : Axi 5345/18 HD BLDC Motor ve Jeti Opto 90 ESC ve Güç Kaynağı

Bu motor model hava araçları için özelleşmiş bir modeldir ve 8 ila 12 kilo arasında pekçok hava aracını taşıyabilir. Bu çalışmada zaten sabit bir kola monte edileceği için daha fazla yük taşıyabilecektir. Elektronik hız kontrolcüsü ise yüksek tork ve itki üreten ve böylece yüksek amper çeken sistemlere uygun bir hız kontrolcüsüdür.

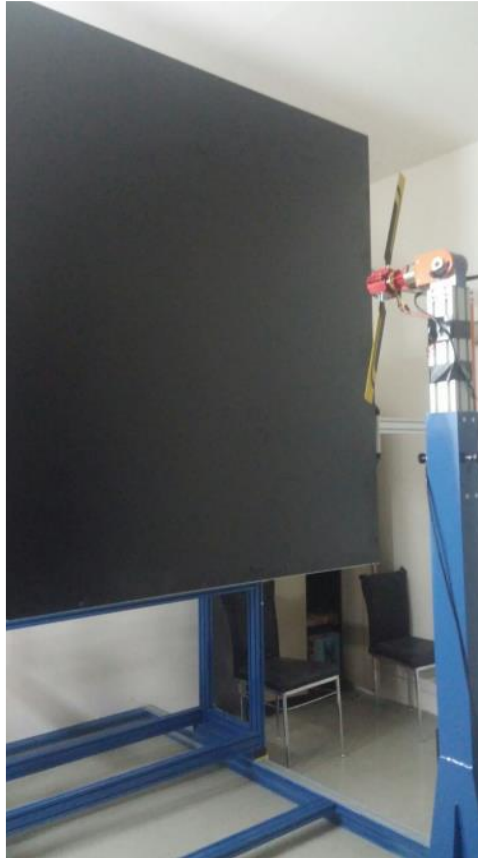
ATI GAMA kuvvet sensörü yardımıyla, itki ve tork değerleri 500 Hz. frekansta alınmıştır. Sensör testlere başlamadan önce kalibre edilmiş, böylece doğru değer göstermesi amaçlanmıştır.

Deney Prosedürleri

Her bir deney için 3 tekrar yapılmış, bir deney için 5 dakika boyunca veri toplanmıştır. Yer etkisinin durumunda performans değerlendirmesi için Şekil 6'daki düzenek kurulmuştur. Aynı prosedür eğimli yer etkisi durumu için de uygulanmıştır. Eğim açısı 15 derecedir. Düzenekte plaka mesafesi (z) rotor yarıçapına bölünerek boyutsuzlaştırılmıştır (z/R). Düzenneğin parametreleri ve testlerde kullanılan z/R mesafeleri ile RPM değerleri aşağıdaki gibidir:

Çizelge 1: Test Parametreleri

Döner Kanat Çapı (m)	0.364
Döner Kanat Disk Alanı (m ²)	0.42
Pal Kesidi	Simetrik
Veter (m)	0.032
Burulma	-
Katılık (Toplam Pal Alanı/Disk Alanı)	0.05
Dönüş Hızı (RPM)	2000, 2500, 3000
Kolektif Açısı	10
z/R (Boyutsuz Yer - Döner Kanat Mesafesi)	0.25, 0.3:0.1:1, 1.2:0.2:2, 2.5 , 3



Şekil 6: Test Düzeneği

Plakaya eğim verilmesi durumunda, plakanın dönüş eksenini referans alınarak tam ortasına göre z/R uzaklıkları belirlenmiştir. Böylece rotorun yarısı eğimden kaynaklı yokuş yukarı kısımda, diğer yarısı da eğimden kaynaklı yokuş aşağı kısımda yer almıştır.

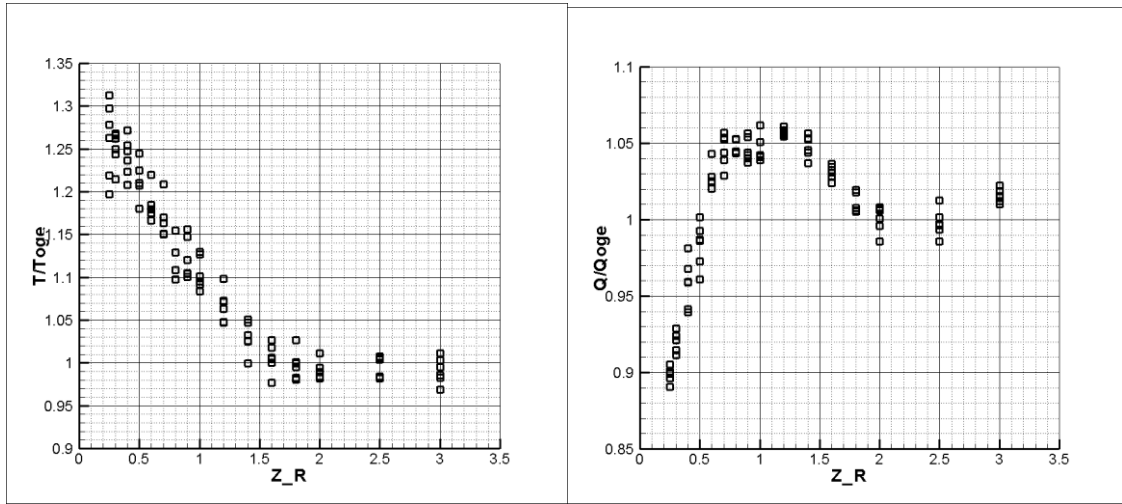
DENEYSEL SONUÇLAR

Düz Yer Etkisi

3 farklı RPM değerinde, plakanın döner kanat sistemine göre mesafesi artırıldıkça, itki kuvvetinin ve torkun değişimi gözlemlenmiştir. Beklendiği gibi yaklaşık $z/R = 2$ ye kadar kuvvetin azaldığını, sonra da sabitlendiğini görüyoruz. Tersten düşünülürse, $z/R = 2$ den sonra plaka yaklaştırıldıkça aynı güçte daha fazla itki elde edilebilir.

Bir başka durum ise, yakın mesafelerde RPM arttıkça kararlılık artmıştır. 2000 RPM de, bu bölgede bir kararsızlık incelenmiştir. Bunun sebebi akışın yer etkisini oluşturacak gerekli ters akış gücüne henüz erişememiş olması olarak tahmin edilmektedir. RPM artırıldıkça veriler o bölgede neredeyse tam oturmaya başlamıştır. Deney için en uygun dönüş hızının 2500 – 3000 RPM civarı olabileceği belirlenmiştir.

Deney sonuçları tork ve itki olarak aşağıdaki şemalarda gösterilirken, yer etkisi dışı itki ve tork değerlerine bölünerek boyutsuzlaştırılmış, böylece benzer trend yakalanmaya çalışılmış, dönüş hızı bir değişken olmaktan çıkarılmıştır. Aşağıda boyutsuz itki (T/T_{oge}) ve boyutsuz tork (Q/Q_{oge}) değerlerinin plaka uzaklıklarına göre değişimi verilmiştir.



Şekil 7: Yüzey uzaklığının itki kuvvetine ve torka etkisi

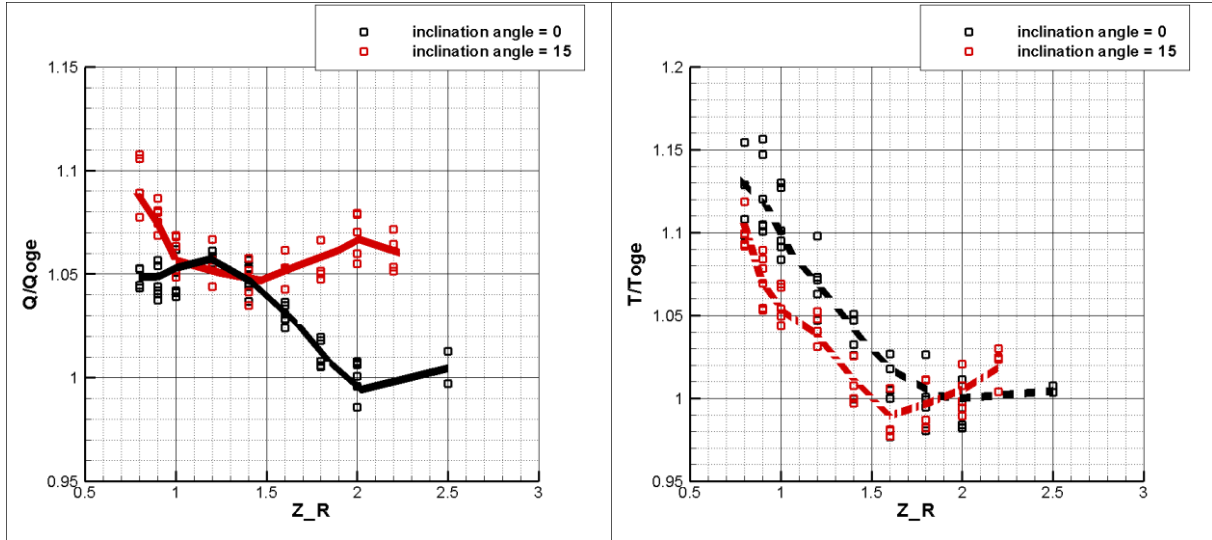
Boyutsuz itkinin 1 olması demek artık rotorun yer etkisinden çıktığı manasını taşımaktadır. Şekil 7’de z/R değeri 2 yi geçtiği andan itibaren yer etkisinin kaybolduğunu oluşan dizilimden görmekteyiz. z/R değeri 2 yi geçtiği an yer etkisinin kayboluşu Leishman’ın kitabında [Leishman, 2006] gösterilmiştir. Görülüyor ki yer etkisi durumunda rotorun oluşturduğu itki yüksektir.

Boyutsuz tork ise $z/R = 1$ değerine kadar 1.05 civarına kadar artış gösterirken, daha sonra 1 civarında bir dizilime ulaşmıştır. Boyutsuz tork değerinden aynı zamanda rotorun ne kadar güç harcadığına da ulaşılabilir. Çünkü boyutsuz tork ve boyutsuz güç değerleri aynıdır. Sonuç olarak, yer etkisinde rotor az güç harcarken , yer etkisinden uzaklaştıkça harcadığı güç miktarı artar ve yer etkisinden çıkınca belli bir sabit değere ulaşır.

Bu sonuçlar gösteriyorki rotor yer etkisi esnasında düşük güç kullanımıyla yüksek itki elde eder. İşte helikopterin yer etkisi yardımıyla kolayca kalkış yapmasının temel sebebi budur.

Eğimli Yer Etkisi

Eğimli yer etkisi durumu için plaka 15 derece çevrilmiştir. Durum böyle olunca rotor – plaka arası kleransın yeterince sağlanabilmesi amacıyla $z/R = 0.8$ den itibaren veri alınmaya başlanmıştır. Aşağıda eğimli yüzey sonuçlarının, düz yer etkisi sonuçlarıyla kıyaslamaları gösterilmiştir:



Şekil 8 : Eğimli Yer etkisinin düz yer etkisi ile karşılaştırması

Şekil 8’de kırmızı noktalar 15 derece eğimli verileri, siyah noktalar ise düz yer etkisi verilerini göstermektedir. Daha iyi karşılaştırma yapılması amacıyla ortalama trend eğrileri de çizilmiştir. Plakaya 15 derece açı verildiğinde $z/R = 1$ değerine kadar yer etkisi durumunda boyutsuz tork ya da harcanan güç düz yer etkisi durumundan fazladır. Burada, plaka çevrildiğinde, rotorun yer etkisi dışında kalan kısmının etkin olduğu anlaşıyor. Ancak z/R değeri 0.8 den 1 e doğru ilerledikçe harcanan güç azalmaktadır. Bu durum yer etkisi etkilerinin artan mesafeye rağmen, eğimli yüzeyin rotorun alt akışının bir kısmını kapamasından ötürü, arttığını gösteriyor. $z/R = 1 - 1.5$ bandında ise eğimin herhangi bir etkisi görülmemektedir. $z/R = 1.5$ ten sonra düz yer etkisi için güç azalıp bir trende girerken, 15 derece açı durumunda, bir güç artışı gözlemlenmektedir. Yani bu durum göstermektedir ki, $z/R = 1.5$ ten sonra ,yer etkisi rotor üzerindeki etkisini açısız durumdan daha çabuk kaybetmektedir.

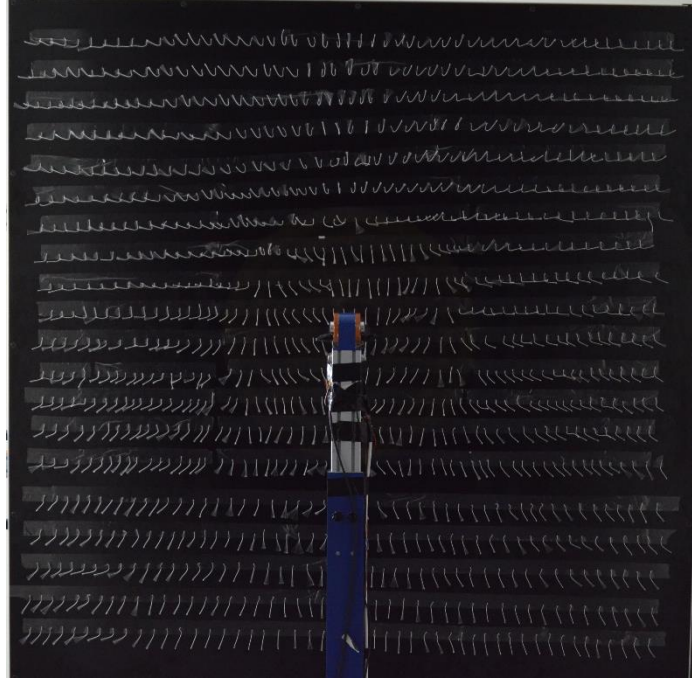
İtki eğrilerine baktığımızda $z/R = 1.5$ mesafesine kadar eğimli yer etkisi düşük bir itki profili çizerken, $z/R = 2$ ve sonrası için itki değerleri artış göstermiş, düz yer etkisi durumundaki itki değerini hatta, yer etkisi dışı değerini bile geçmiştir.

Buradan çıkarılacak sonuç, eğimli yüzey durumunda harcanan minimum güç, neredeyse düz yüzeyde harcanan maksimum güce eşdeğerdir. İtki trendlerinde , eğimli durumdaki trendin, düz yer etkisi durumuna göre düşük olduğu da görüldüğüne göre, eğimli yüzeyde yer etkisinin, bir helikopter rotoru için kazançtan çok bir kayıp olduğu söylenebilir. Sadece $z/R = 2$ değerinden sonra artan itkiyle beraber azalan güç ilişkisi görmekteyiz. Tahminen bu duruma sebep olan durum da $z/R = 2$ durumunda eğimli plakanın rotora yakın olan kısmıdır.

İplik Görüntüleme

Şekil 9’da yüzey üzerindeki akışı daha iyi yorumlayabilmek adına iplik görüntüleme yöntemi kullanılmıştır. Aşağıdaki senaryo, $z/R = 1$ durumunda 15 derece açılı durumdur. Plakanın üst tarafındaki iplikçiklerin yönü gösteriyor ki, akış sadece eğimli yüzeyde yokuş aşağı değil, yokuş yukarı da gitmektedir. Bu önemli bir sonuçtur. Çünkü üstteki eğimli yer etkisi sonuçlarında yer etkisi durumunda ($z/R = 0.8 - 1$) harcanan gücün ilk başta yer etkisi dışı verilere yakın olmasının sebebi , yokuş yukarı bölgede bir kısım akışın , rotora geri döneceğine, yokuş yukarı bir şekilde ilerleyip plakanın dışına çıkmasıdır. İplik görüntüleme tekniği ile düzlem üzerindeki etki alanı

incelenmektedir. Girdapların boyutları gözlemlenebilmektedir. Sonraki aşamalarda, bu akım çizgileri Sayısal Akışkanlar dinamiği sonuçları ile karşılaştırılmak için kullanılacaktır.



Şekil 9 : İplik Görüntüleme ($z/R = 1$, 15 derece eğim açısı)

SONUÇ

Bu çalışmada zamana bağlı kuvvet ve tork ölçümü yapabilen bir helikopter palı deney düzeneği tasarlanmış ve üretilmiştir. Alınan ölçümler literatürle karşılaştırılmıştır. Sonuçlar aynı zamanda farklı RPM değerleri için de alınmış ve karşılaştırılmıştır. Yere yakın askı durumu uçuşta performans değişimleri beklendiği gibi gözlemlenmiştir. Farklı plaka uzaklığı koşullarında deneyler yapılmıştır. Yer etkisinin itkiyi nasıl etkilediği sonuçlarda görülmüştür. Makul bir RPM değerinde aynı güç ile daha fazla itki elde edilebilmiştir. Bu çalışmada eğimli yer etkisi durumu da 15 derece yüzey eğim açısında incelenmiştir ve kuvvetler karşılaştırılmıştır. Eğimli durumun, rotor için belli noktalarda çok faydasının olmadığı, asıl faydasının yüzeyden uzaklaştıkça başladığı gözlemlenmiştir.

Gelecek planı olarak, parçacık bazlı görüntüleme (PIV) kullanılarak döner kanat aşağı akışının yer etkisi durumlarında görüntülenmesi planlanmaktadır. Böylece, o bölgede oluşan akış görüntüsü, pal ucu çevrintileri gözlemlenebilecektir.

Kaynaklar

- Akay B, Kurtulus D.F., Alemdaroglu N. (2007) *Unsteady Aerodynamics of Different Wing Profiles at Low Reynolds Number*. RTO-MP-AVT-146, NATO AVT-146 Symposium on Platform Innovations and System Integration for Unmanned Air, Land and Sea Vehicles, 14-17 May 2007, Florence, Italy
- Amiriaux M., Baeder J.D., Thomas S., 2013. *GPU-accelerated FVM – RANS Hybrid Solver for Simulating Two-phase Flow beneath a Hovering Rotor.*, AHS 2013.
- Baeder J.D., Kalra, T.S., Lakshminarayan, V. K., 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
- 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.
- Bensing F., Kessler M., Kramer E., Kutz B., 2010., *CFD calculation of a helicopter rotor hovering in ground effect.*, STAB Conference, November 2010, Berlin.
- Caradonna, F.X., Tung, C. ,1981. *Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover*, NASA Ames Research Center, Sep 1981.
- Demir Ö., Kurtuluş D.F., Alemdaroğlu N., Özyörük U., Özveren V., Pekel Y.O. (2007) *BELL UH-1H Helikopteri'nin Daimi Akış Alanı Analizi*, Mühendis ve Makina (TMMOB Makina Müh. Odası) 48, 3-8
- Gunaydinoğlu E., Kurtulus D.F. (2009) *Numerical investigation of pure plunge and pitch/plunge motions at low Re number*. *Proceeding of International Symposium on Light Weight Unmanned Aerial Vehicle Systems and Subsystems*, UAS LW 2009, Oostend Belgium, 11-13 March 2009
- Hayata, Y., Iboshi, N., Itoga, N., 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
- Hayata, Y., Iboshi, N., Itoga, N., 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
- Hefner R.A., Knight M., 1941., *Analysis of a Ground Effect on the Lifting Airscrew.*, Daniel Guggenheim School of Aeronautics , Georgia School of Technology, Washington December 1941. Leishman, J.G. , 2006. *Principles of Helicopter Aerodynamics.*, Cambridge Aerospace Series , Baskı 2
- Kurtulus D.F., David L., Farcy A., Alemdaroglu N. (2006) *A Parametrical Study with Laser Sheet Visualization for an Unsteady Flapping Motion*. AIAA-2006-3917, 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Francisco, California USA, 5 - 8 June 2006
- Kurtulus D.F., David L., Farcy A., Alemdaroglu N. (2006) *Laser Sheet Visualization for Flapping Motion in Hover*. AIAA-2006-0254, 44rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 9 - 12 Jan 2006
- Kurtulus D.F., Farcy A, Alemdaroglu N. (2005) *Unsteady Aerodynamics of Flapping Airfoil in Hovering Flight at Low Reynolds Numbers*. AIAA-2005-1356, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 10 - 13 Jan 2005
- Kurtulus D.F., Farcy A, Alemdaroglu N. (2004) *Numerical Calculation and Analytical Modelization of Flapping Motion*. *Proceeding of 1st European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition*. Braunschweig , Germany, 13-14 July 2004
- Kurtulus D.F., *Numerical and Experimental Analysis of Flapping motion in Hover. Application to Micro Air Vehicles*, Ph.D Thesis, UNIVERSITE DE POITIERS, METU, Potiers, France, June 2005
- Kurtulus D.F. (2015) *On the unsteady behavior of the flow around NACA 0012 airfoil with steady external conditions at Re=1000*, International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 7, No 3, pp 301-326, September 2015
- Kurtuluş D.F. (2016) *On the wake pattern of symmetric airfoils for different incidence angles at Re=1000*, International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 8, No:2, pp. 109-139
- Leishman J.G. *Principles of Helicopter Aerodynamics* 2nd Edition, Cambridge Aerospace Series , July 2006
- Leishman, J.G. ,Rauleder J., 2012. *Measurements of Organized Turbulence it the Dual-Phase Flow Below a Rotor.*, Department of Aerospace Engineering., ERF 2012.

Leishman, J.G. ,Rauleder J.,2013. *Turbulence Modifications and Phase Couplingsin Ground Effect under Simulated Brownout Conditions.*, Department of AEE University of Maryland, American Helicopter Society

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

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