

VİSKOZ GİRDAP PARÇACIĞI MODELİ İLE EŞ-EKSENLİ ROTORLARIN AERODİNAMİK PERFORMANS, ETKİLEŞİM VE ROTOR YÜKLERİNİN DEĞERLENDİRİLMESİ

Arda Yücekayalı¹
Türk Havacılık ve Uzay Sanayi, Ankara

Ali Türker Kutay²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Geliştirilen viskoz girdap parçacığı modeli (VGPM) eş-Eksenli rotorların aerodinamik performansı, rotor yükleri, alt ile üst rotor arası etkileşim ve iki rotor arası mesafenin etkisinin incelenmesi için değerlendirilmiştir. Geliştirilen VGPM yaklaşımı öncelikle izole rotor askı ve ileri uçuş koşulları için literatürde bulunan rüzgar tüneli test verileri ile doğrulanmıştır. İkinci aşamada, geliştirilen analiz aracı, literatürde bulunan eş-eksenli rotor rüzgar tüneli test verisi ile kıyaslanmıştır. Doğrulaması yapılmış yaklaşım daha sonra, askı ve ileri uçuş koşullarında eş-eksenli rotorların aerodinamik performansı, vortisite alanı, pal ucu girdap yörüngeleri ve birbirleri ile etkileşimlerinin incelenmesi için kullanılmıştır. Son olarak da, üst ve alt rotorların arasındaki mesafenin, rotor konfigürasyonunun toplam aerodinamik performans ve karakterine etkisi değerlendirilmiştir. Çalışmanın ana amacı, VGPM yaklaşımının eş-eksenli rotor aerodinamik çözümlemesi için uygunluğunun değerlendirilmesi, literatürde eş-eksenli rotorlar için bulunan test verileri ile doğrulamasının yapılması ve iki rotor arası mesafenin toplam aerodinamik karakteristiğe etkisinin incelenmesidir.

GİRİŞ

Eş-eksenli rotor konfigürasyonu konvansiyonel helikopter konfigürasyonuna göre çeşitli avantajlar sağlamaktadır. Alt ve üst rotorlar birbirlerine göre ters yönde dönmekte ve anti-tork sağlamaktadırlar. Bu sayede kuyruk rotor gereksinimini, kuyruk rotora güç aktarımı sağlayan dişli kutusu ve şaft ihtiyaçları ortadan kalkmakta, daha küçük boyutlarda platform tasarımları yapılabilmektedir. Buna karşılık, aynı eksenle ters yöne dönen iki rotor genellikle iç içe geçen şaft ve pilot kontrol girdilerini pallere aktaran iki döner tabla ihtiyacı ile konvansiyonel konfigürasyona göre mekanik karmaşıklık getirmektedir. Eş-eksenli rotor konfigürasyonu çok eskilere dayanmasına rağmen, son yıllarda hem sivil hem askeri alanda ilgi giderek artmaktadır. Önde gelen eş-eksen örneklerinden Kamov-52, Sikorsky X2, Sikorsky Raider ve Sikorsky/Boeing Defiant helikopterleri görselleri Şekil 1’de verilmiştir.



Şekil 1 Kamov 52, Sikorsky X2, Sikorsky Raider ve Sikorsky/Boeing Defiant

¹ Helikopter Yük Grubu Başmühendisi., E-posta: ayucekayali@tai.com.tr

² Asst. Prof Dr. Ali Türker Kutay, E-posta: kutay@metu.edu.tr

Ters yönde dönen ve birbiri üzerine yerleştirilmiş iki rotor arasında güçlü, üç boyutlu ve çözümlenmesi zor aerodinamik etkileşimler oluşmakta, aerodinamik performans, pal ve rotor yükleri, titreşim ve gürültü konularında fazladan karmaşıklık oluşmaktadır. Her ne kadar iki rotor aynı eksende dönse de, farklı aerodinamik çevrelerde çalışmaktadırlar. Üst rotor, alt rotorun varlığı sebebiyle, yer etkisine benzer bir ortamda çalışmaktadır ve izole bir rotora göre daha verimli olduğu değerlendirilmektedir. Alt rotor ise, üst rotorun art-akışında, tırmanış uçuş koşuluna benzer bir ortamda çalışmaktadır, izole bir rotora göre daha verimsiz performans sergilediği değerlendirilmekte ve üst rotorun pal girdapları ile güçlü etkileşimlere maruz kalmaktadır.

Eş-eksenli rotorların aerodinamik karakteristiğinin, performansının, pal ve rotor yüklerinin hesaplanmasında, geleneksel bütünlük matematik modeller yetersiz kalabilmektedir. Bunun temel sebebi, bütünlük modellerde bulunan akış modellerinin basitleştirilmiş ve birçok empirik/analitik katsayıları içeren, fiziği temsil eden matematiksel formülasyonlar olmasından kaynaklanmaktadır. Ek olarak, bu akış modellerinin birçok test verisi ile ayarlanması ve iyileştirilmesi gereklidir. Literatürde konvansiyonel konfigürasyonlar için çokça test verisi olmasına karşın, nispeten daha yeni bir teknoloji olan eş-eksenli rotorlar için test verisi kısıtlıdır. Ticari bütünlük helikopter matematik modellerinin, konvansiyonel rotorlar için en iyilenmiş akış modelleri içermesinin en temel sebebi olarak bu gösterilebilir.

Bu çalışmada, eş-eksenli rotor aerodinamik performansı, etkileşimi, art akışı ve rotor yükleri, ODTÜ Havacılık Mühendisliği bölümünde doktora tezi olarak geliştirilen viskoz girdap parçacığı metodu ("Viscous Vortex Particle Method") modeli ile askı ve ileri uçuş dahil olmak üzere değerlendirilmiştir. Ek olarak üst ve alt rotorlar arası mesafenin rotor toplam aerodinamik karakteristiğine etkisi incelenmiştir. Farklı yükleme ve uçuş koşullarında, alt ve üst rotor aerodinamik durumu, aynı geometrik özelliklerdeki izole rotor karakteri ile kıyaslanmış, eş-eksenli bir rotor konfigürasyonunun, konvansiyonel rotor konfigürasyonuna avantaj ve dezavantajları değerlendirilmiştir.

Öncelikle VGPM (viskoz girdap parçacığı metodu) yöntemi literatürde bulunan konvansiyonel ve eş-eksenli rotor test verileri ile doğrulanmıştır. Sonrasında dengeye getirilmiş eş-eksenli ve izole rotorların itki ve güç eğrileri, art akış vortisite dağılımları, pal ucu girdap yörüngeleri, pal boyunca yükleme ve efektif hücum açısı dağılımları ve etkileşim durumları kıyaslanmış, değerlendirilmiş ve çıkarımlar yapılmıştır.

YÖNTEM

VGPM yaklaşımının temel denklemleri sıkıştırılmaz Navier-Stokes denklemlerinin hız-vortisite formunda yazılmasından elde edilmektedir. Bu sayede vortisite alanı, Lagrangian yaklaşımı ile sadece vortisitenin domine ettiği bölgelerde, çözüm ağı oluşturulma eforuna gerek kalmadan çözülebilmektedir [Stock 2002-2007, He 2017]. Denklem (1) ile verilen Helmholtz denklemi, Navier-Stokes denklemlerinden türetilmiş ve VGPM yaklaşımının temelini oluşturmaktadır.

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} = -(u \cdot \nabla) \omega + (\omega \cdot \nabla) u - \omega (\nabla \cdot u) + \nabla p \times \nabla \frac{1}{\rho} + \nabla \times f_e + \nabla \times \left(\frac{1}{\rho} \nabla \cdot \bar{\tau} \right) \quad (1)$$

Burada, ω vortisite alanını, u hız alanını, p basınç alanını, ρ yoğunluğu ve f_e kuvvet potansiyel alanını temsil etmektedir. Denklem (1) çözümü, zamanda vortisite gelişiminin tam çözümünü vermektedir. Burada sağda ilk terim adveksiyonu temsil etmektedir. Uygun varsayımlar ile 4, 5 ve 6. terimler ihmal edildiğinde, denklem (2) ile verilen vortisite taşınım denklemi elde edilmektedir.

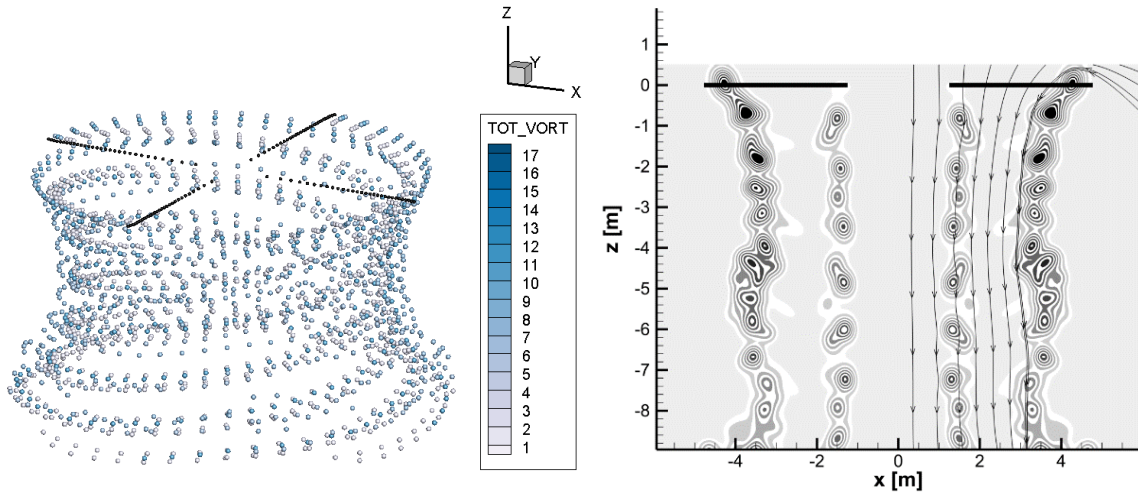
$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + u \cdot (\nabla \omega) = \frac{d\omega}{dt} = v \nabla^2 \omega + \nabla u \cdot \omega \quad (2)$$

Denklem (2)'de ω vortisite vektörünü, u hız vektörünü ve v akışkan vizkositesini temsil etmektedir. Bir girdap elemanı içerisinde barınan dolanım, $\alpha_i = \int_{\Omega_i} \omega_i(x) dx$ denklem (2)'ye uygulandığında viskoz parçacığı konveksiyonu ve viskoz difuzyonu içeren gerinim modelleri, denklem (3) elde edilmektedir [Cottet 2000].

$$\frac{dx}{dt} = u(x, t) \quad \text{and} \quad \frac{d\alpha}{dt} = \nabla u \cdot \alpha + v \nabla^2 \alpha \quad (3)$$

VGPM modellerinde, viscosite, viskoz Lagrangre parçacıklar ile temsil edilmektedir. Vortisite alanı N sayıda vektör değerli ve tipik Gauss dağılımına sahip parçacık ile oluşturulmaktadır. Parçacıklar uygun sirkulasyon güçleri ile kaldırma kuvveti üreten yüzeylerden ortama bırakılmadık. Sirkulasyon vektörleri tipik bir pal elemanları metodu ile hesaplanmakta, akış içerisinde parçacıkların hareketi ve dağılımı hesaplanmaktadır.

Tipik bir askı uçuş koşulu için parçacık dağılımı ve hareketi Şekil 2 ile görselleştirilmiştir. Aynı askı uçuş koşulu için rotor ortasından geçen bir düzlemde vortisite alanı, pal ucu ve pal kökü girdap yörüngeleri ve akış çizgileri Şekil 2 sağ figürde gösterilmektedir.



Şekil 2 Askı uçuş koşulunda, girdap parçacıklarının hareketi (Sol), vortisite alanı, pal ucu girdap yörüngesi ve akış çizgileri (Sağ) [Yücekayalı, 2019]

Ortamda bulunan her parçacık toplam vortisite dağılımına katkıda bulunmaktadır. N sayıda parçacığın hem kendi etkisi altında hem de diğer parçacıkların etkisi altındaki davranışı, Winckelmans [Winckelmans 2004] 'ün tanımladığı gibi ya Green fonksiyonunu kullanan Biot-Savart yaklaşımı ya da Possion denklemini çözme yaklaşımı ile hesaplanabilmektedir.

Geliştirilen VGPM yaklaşımı için yönetici denklemler (4) ve (5) ile verilmektedir. Bu denklemlerin türetilmesi ve ilgili matematiksel formülasyonlar ilgili doktora tezinde [Yücekayalı 2020] bulunabilir.

$$\frac{dx}{dt} = u_{\sigma}(x, t) = - \sum_{i=1}^N \frac{q_{\sigma}(\vec{x} - \vec{x}_i)}{|\vec{x} - \vec{x}_i|^3} (\vec{x} - \vec{x}_i) \times \alpha_i \quad (4)$$

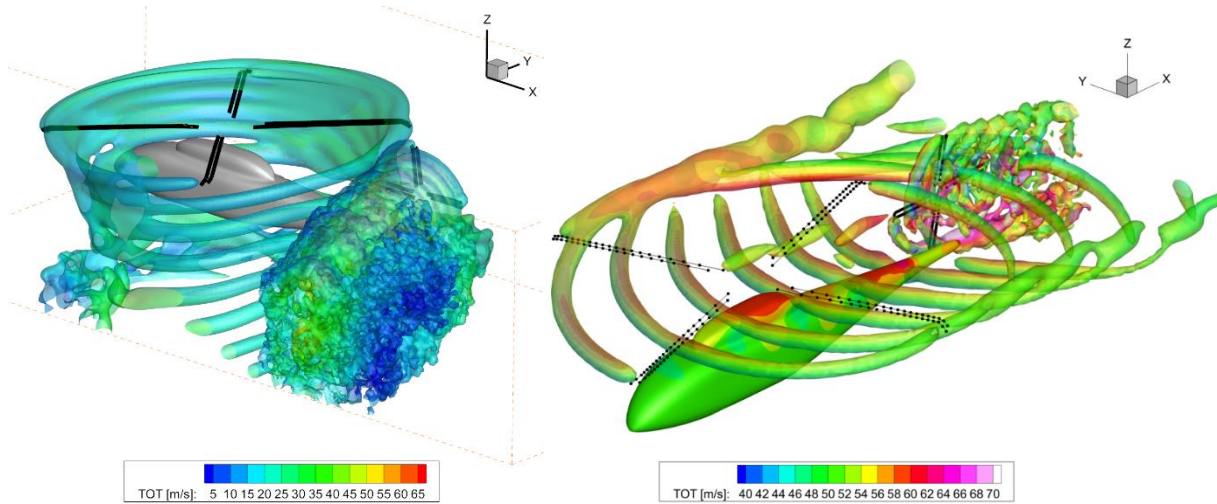
$$\frac{d\alpha}{dt} = \nabla u_{\sigma} \cdot \alpha + v \nabla^2 \alpha$$

$$\begin{aligned} &= \sum_{q=1}^N \varepsilon_{ijk} \frac{1}{\sigma^3} \alpha_i^p \alpha_k^q \left[-\frac{q(\rho)}{\rho^3} \delta_{ij} + \frac{1}{\sigma^2} \frac{1}{\rho^2} \left(3 \frac{q(\rho)}{\rho^3} - \zeta(\rho) \right) (x_j^p - x_j^q)(x_i^p - x_i^q) \right] \\ &+ \frac{2v}{\sigma^2} \sum_{q=1}^N (\alpha^q vol^p - \alpha^p vol^q) \eta_{\sigma}(\vec{x}_p - \vec{x}_q) \end{aligned} \quad (5)$$

Denklem (4) çözümdeki her parçacık için geriye kalan N-1 adet parçacık etkisini hesaplamakta, ve parçacıkların konveksiyonunu modellemektedir [Winckelmans 2004, He 2009, Zhao 2012, Tan 2012]. Bu denklemde $\vec{x}$ ve $\vec{x}_i$ parçacıkların pozisyon vektörünü, q_{σ} düzenleme

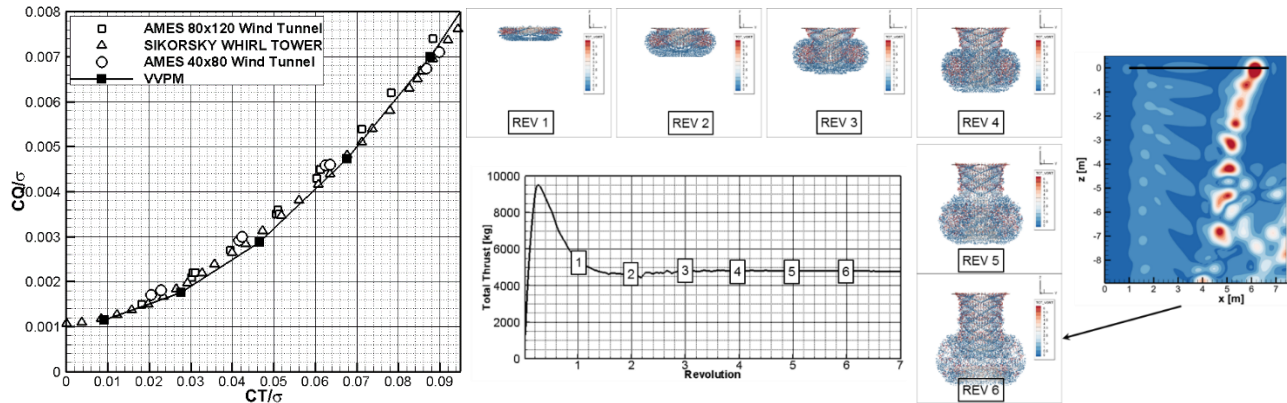
("regularization") fonksiyonunu, u_σ ise ilgilenilen parçacığın düzenlenilmiş hız vektörünü temsil etmektedir. Denklem (5) ise çözümdeki her parçacığın vortisite vektörünün zaman türevini temsil etmektedir. Bu denklem ile, ortamdaki girdapların üç boyutlu sünmesi ve vortisite alanının difüzyonu modellenmektedir. Denklemdeki ε_{ijk} üç boyutlu dirac delta fonksiyonunu, σ düzeltme yarıçapını ("smoothing radius"), q ve ζ birimsizleştirilmiş mesafeye bağlı düzenleme fonksiyonlarını, ν kinematik viskozite değerini, vol parçacık hacmini, $\vec{x}_p, \vec{x}_q$ ilgili parçacıkların pozisyon vektörlerini ve x_j^p ilgili parçacıkların pozisyon vektör bileşenlerini temsil etmektedir.

Yöntici denklemlerin zamanda ve uzayda çözümleri, ortama beslenen girdap parçacıkların konveksiyonunu ve vortisite alanının difüzyonunu çözümleyebilmekte, rotor modeli ile eşleştirildiğinde herhangi bir dönerkanat platformunun zamana bağlı değişen rotor art akışını, girdap alanını, aerodinamik ve uçuş dinamiğini modellenmesini sağlamaktadır. Her parçacık toplam vortisite alanına ve geriye kalan her parçacığın hareketine etki ettiğinden, her zaman adımında N^2 hesaplama gerektirmektedir. VGPM yaklaşımı, doğası gereği, vortisite alanları arası etkileşimi çözmekte, bu da yöntemi rotor-rotor etkileşimi değerlendirmesi için avantajlı kılmaktadır [Yücekayalı, 2019]. Farklı rotor ve pallerden aynı hacme bırakılan parçacıklar arası tam etkileşim, rotorların art akışları ve art akış dinamiklerinin çözülmesini sağlamaktadır. Geliştirilen VPGM yaklaşımı ile konvansiyel bir helikopterin askı ve ileri uçuş koşullarında aerodinamik çözümleri Şekil 3'de verilmiştir.



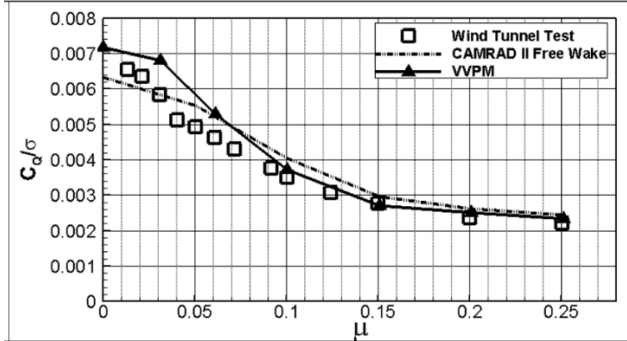
Şekil 3 VGPM ile konvansiyonel bir helikopterin askı ve ileri uçuş aerodinamik çözümleri

Geliştirilen VGPM yaklaşımı ile izole tek rotor çözüm doğrulaması literatürde bulunan S76 ana rotor test verileri ile yapılmıştır [Johnson 1980, Shinoda 1996, Jepson 1983]. Askı uçuş koşulu için farklı kolektif girdilerinde itki kuvveti katsayısının tork katsayısı ile değişimi incelenmiş ve viril kulesi test sonuçları ile kıyası Şekil 4'de verilmiştir. Analizler toplam itki kuvvetinin çözüm adımı ile değişimi istenilen seviyelere düşene kadar, yaklaşık 6 rotor dönüşü, devam ettirilmiştir.



Şekil 4 VGPM yöntemi ile rotor askı uçuşu test ile doğrulaması

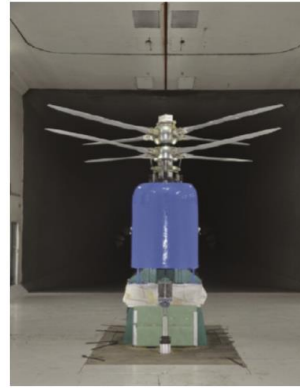
Rotor ileri uçuş doğrulama çalışması yine S76 ana rotoru rüzgar tüneli test verileri ile yapılmıştır. Farklı rüzgar hızlarında, rotor göbeğinde sıfır moment trimi ile analizler yapılmış, literatürde bulunan tam boyutlu rüzgar tüneli test modeli sonuçları ile kıyaslanmıştır. Şekil 5’de verilen doğrulama çalışmasına, ticari bütünleşik dönerkanat modelleme ve analiz aracı CAMRAD II ile alınan sonuçlar da eklenmiş, VGPM’nun hem test verisi hem de ölçüt analiz aracı karşısında başarısı değerlendirilmiştir.



Şekil 5 S76 ana rotoru ileri uçuş aerodinamik performans analiz ve rüzgar tüneli test kıyası [Shinoda 1996]

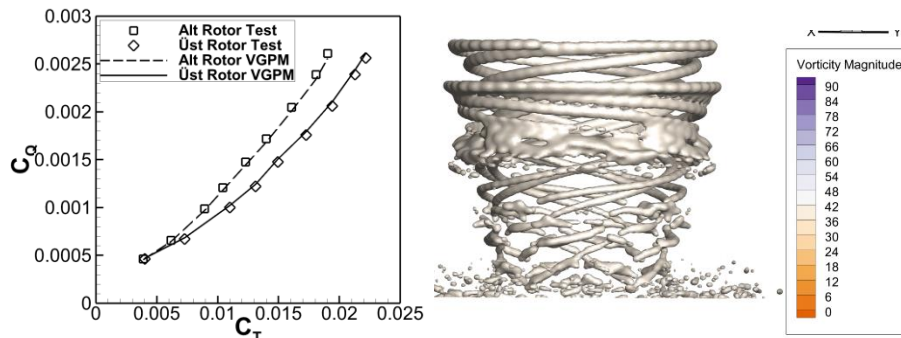
İzole rotor doğrulaması yapılan yöntem, literatürde bulunan eş-eksenli rotor rüzgar tüneli verileri [Deng, 2019] ile kıyaslanmıştır. Bu kapsamda, Şekil 6’da verilen 4’er pallı, tersine dönen eş-eksenli rotor konfigürasyonu için askı uçuş koşulu analizleri yapılmış ve test verisi ile kıyaslanmıştır.

Parametre	Değer
Yarıçap [m]	2
Pal sayısı	4
Pal kök açıklığı [%]	30
Dönüş Hızı [rpm]	778
Rotorlar arası mesafe [m]	0.3
Veter boyu [m]	0.3



Şekil 6 Eş-eksenli test modeli [Deng, 2019]

Eş-eksenli modeli ile farklı kolektif açılarında analizler yapılmış, alt ve üst rotor itki kuvveti katsayısı ile tork katsayısının değişimleri ayrı ayrı test verileri ile kıyaslanmıştır. Şekil 7’de verilen doğrulama çalışmasından da görüleceği gibi, eş-eksenli rotorlarda askı uçuş durumunda alt ve üst rotor farklı aerodinamik performans üretmekte olmasına rağmen her iki rotor için de analiz sonuçları test verileri ile uyum göstermektedir.



Şekil 7 Eş-eksenli rotor analiz-test verisi kıyası

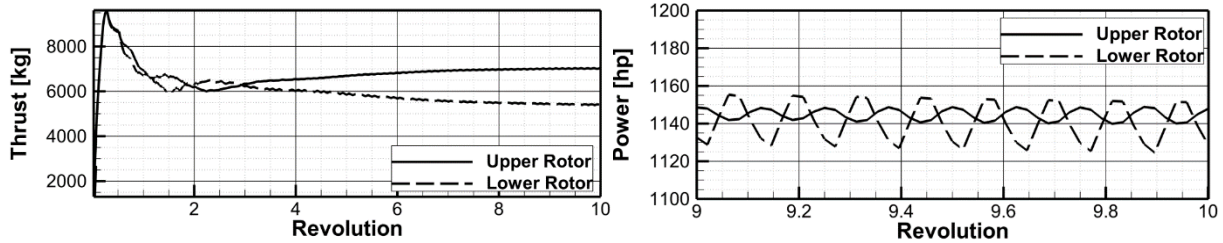
UYGULAMALAR

Doğrulaması farklı rotor konfigürasyonları ve uçuş koşulları ile yapılan VGPM yaklaşımı için eş-eksenli rotora özelleşmiş bir denge algoritması geliştirilmiştir. Denge algoritması temelde iki rotor sistemi için durum uzayı temsili modelinin oluşturulması, girdiler (değişkenler) ile çıktılar (denge hedefleri) arasındaki bağlantı matrisinin, Jacobian, oluşturulması ve bunların bir optimizasyon algoritması ile istenilen analiz durumunu yansıtır denge koşulunun yinelemi bir hesap yöntemi ile tespit edilmesini içermektedir. Denge algoritmasının matematiksel türetimi ilgili doktora tez çalışmasında bulunabilir [Yücekayalı, 2020].

Bu çalışmadaki analizlerde değişkenler alt ve üst rotorlar için kontrol girdileri olarak belirlenmiştir. Bu kapsamda kolektif, boylamsal ve yanal saykllıklar ile birlikte toplamda 6 değişken parametre bulunmaktadır. Denge hedef parametreleri için ise, alt ve üst rotorlar için rotor göbeği boylamsa ve yanal momentleri, sistemin toplam itki kuvveti, alt ve üst rotorların tork değerleri belirlenmiştir. Bu kapsamda 7 denge hedefi oluşmakta olmasına rağmen, eş-eksenli rotarlarda alt ve üst rotorların birbirlerinin torklarını dengeleme özelliğinden faydalanılarak üst rotor torkunu durum uzayında değişken, alt rotor torkunu da üst rotor torku için hedef olarak belirleyerek, 6'lık bir girdi-çıkı durum uzay temsili yapılmıştır. Bu şekilde, eş-eksenli rotorlar için rüzgar tüneli denge durumu temsil edilmiş olmaktadır.

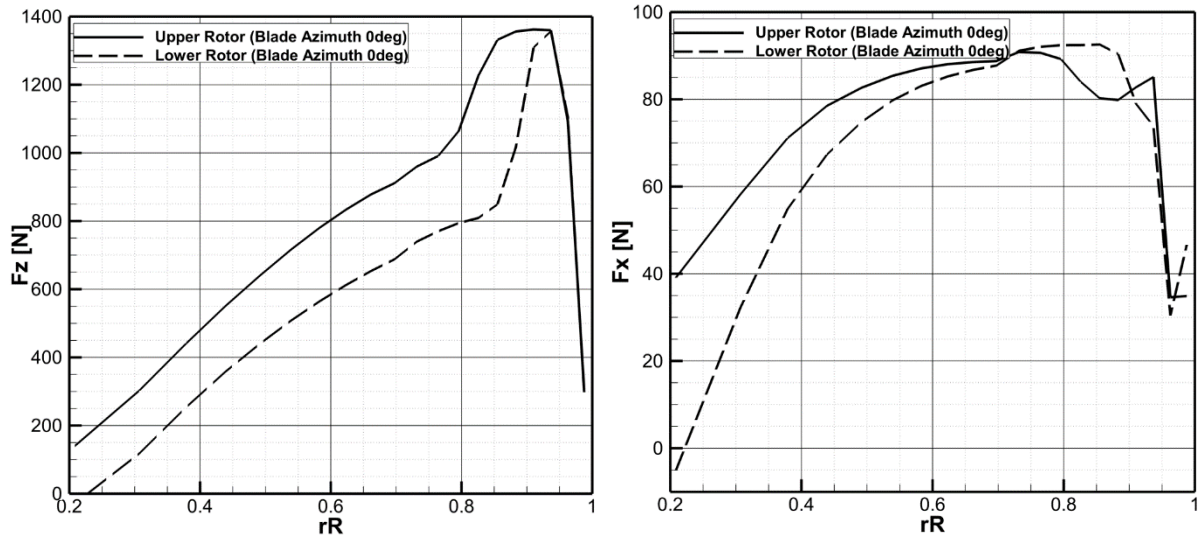
Doğrulama çalışmasında kullanılmış S76 ana rotor geometrisi kullanılarak 4'er palli temsili bir eş-eksenli rotor konfigürasyonu oluşturulmuş, askı ve 80 knot ileri uçuş koşullarında rotor yükleri, pal yükleri, pal boyunca hücum açısı dağılımı ve art akış geometrisi incelenmiştir.

Askı uçuş koşulu için, farklı toplam itki kuvvetlerinde denge analizleri yapılmış olmasına rağmen, bu çalışmanın uzunluğu göz önünde bulundurularak toplam 12 ton itki kuvveti sonuçları verilmiştir. Şekil 8'de analiz adımları sürecinde sistemin itki ve güç değişimleri sunulmuştur. İtki değişimi analiz edilen 10 tur boyunca verilmesine rağmen, alt ve üst rotor güç ihtiyaçları sadece son tur için verilmiştir. Analizde tork dengesi kurulduğundan, her iki rotor için de ortalama güç gereksinim aynıdır. Görüleceği gibi üst rotor aynı güç gereksiniminde daha çok itki üretirken, alt rotor aynı güç gereksiniminde daha düşük itki kuvveti oluşturmaktadır. Bir başka deyişle, üst rotor aerodinamik açıdan daha verimli çalışmakta, alt rotor ise güç gereksinimindeki çalkantılardan anlaşılacağı gibi üst rotor art akışı etkisinde daha düşük aerodinamik verimde pal geçiş frekansında güçlü etkileşimler altında çalışmaktadır.



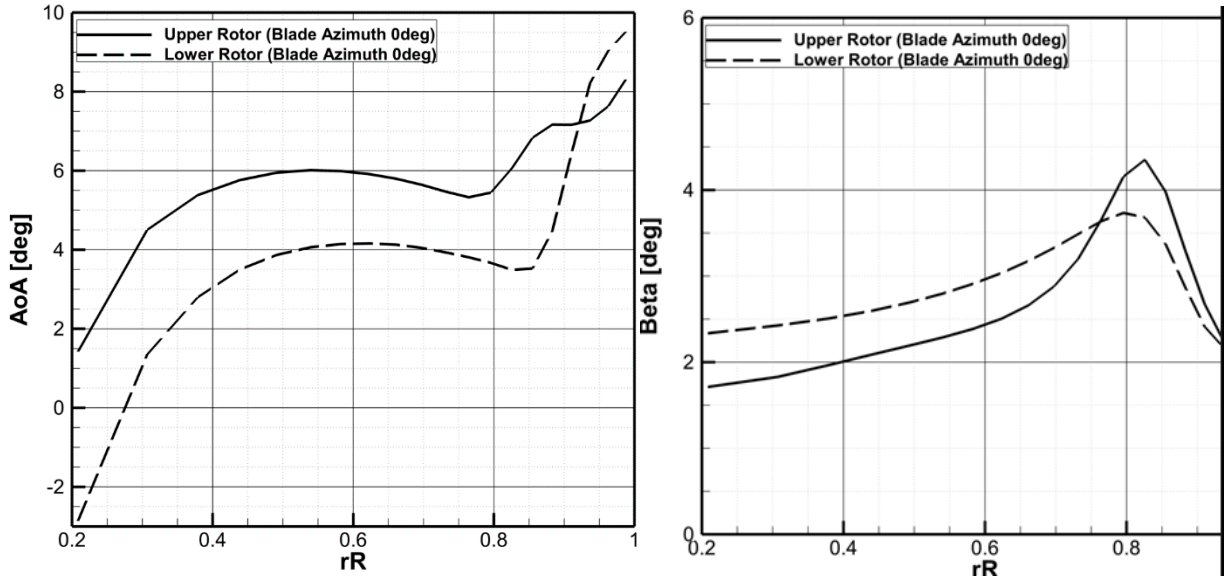
Şekil 8 Askı uçuş koşulu itki ve güç değişimleri

Şekil 9'da verilen, pal boyunca aerodinamik itki ve sürüklenme yük dağılımları incelendiğinde, alt rotorun, üst rotor art akışı etkisinde pal boyunca daha düşük aerodinamik performansta çalıştığı, üst rotor art akışının etkisinden kurtulduğu pal ucunda ise benzer itki ve sürüklenme kuvvetleri oluşturduğu gözlemlenebilir.

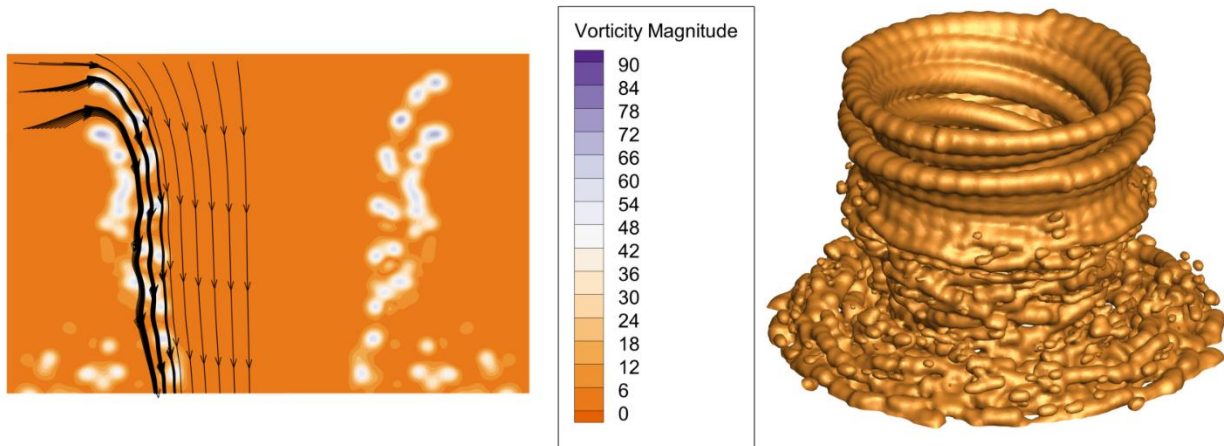


Şekil 9 Eş-eksen rotor askı koşulu pal boyunca aerodinamik yük dağılımları

Şekil 10'da verilen pal boyu efektif hücum açısı ve yana kayış açısı dağılımları incelendiğinde, alt rotorun, üst rotor art akış sıkışması altında pal boyunca daha yüksek yana kayış açısı altında, üst rotorun ise daha yüksek itki kuvveti üretmesi kaynaklı pal ucunda, daha yüksek art akış sıkışmasından dolayı daha yüksek yana kayış açısı altında çalıştığı gözlemlenmektedir. Benzer etki efektif hücum açısı dağılımında da gözlemlenmektedir.



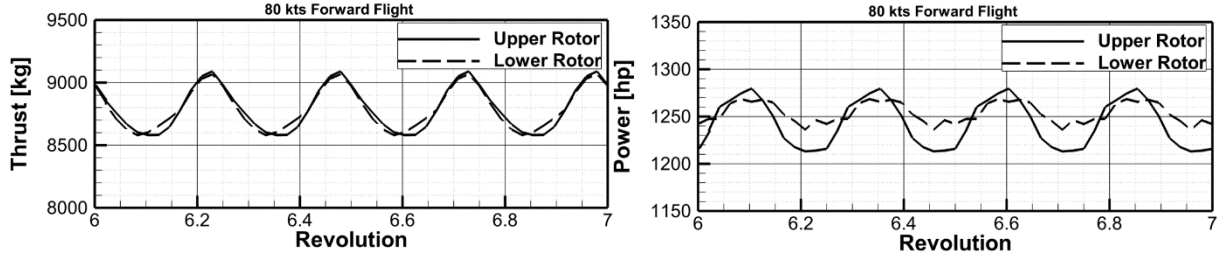
Şekil 10 Eş-eksen rotor askı uçuşu pal boyu hücum ve yana kayış açısı dağılımları



Şekil 11 Eş-eksen rotor askı uçuşu için kesit yüzeyde vortisite alanı (sol) ve sabit vortisite izo-yüzey dağılımı (sağ)

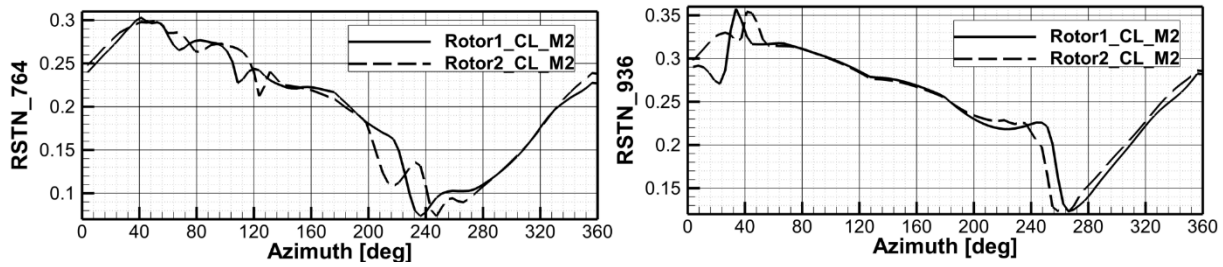
Şekil 11’de askı uçuş koşulu için, rotor düzlemine dik planar bir yüzeyde vortisite alanı ve sabit vortisite izo-yüzey geometrisi verilmiştir. Buradan görüleceği gibi üst rotor daha yüksek itki kuvveti üretmesinden kaynaklı daha fazla art akış sıkışması oluşturmakta, bu da alt rotor üzerinde düzensiz bir içeri akış dağılımına sebebiyet vermektedir.

Benzer değerlendirmeler, tipik bir ileri hız olan 80 knot yatay ileri uçuş koşulu için gerçekleştirilmiştir. Temsili bir toplam itki kuvveti sonuçları Şekil 12’ de verilmiştir. Görüleceği gibi, alt ve üst rotor benzer aerodinamik performansta çalışmaktadır. Bu da belli bir ileri hızdan sonra, eş-eksenli rotorların etkileşim dezavantajının azalacağı öngörüsü oluşturmaktadır.



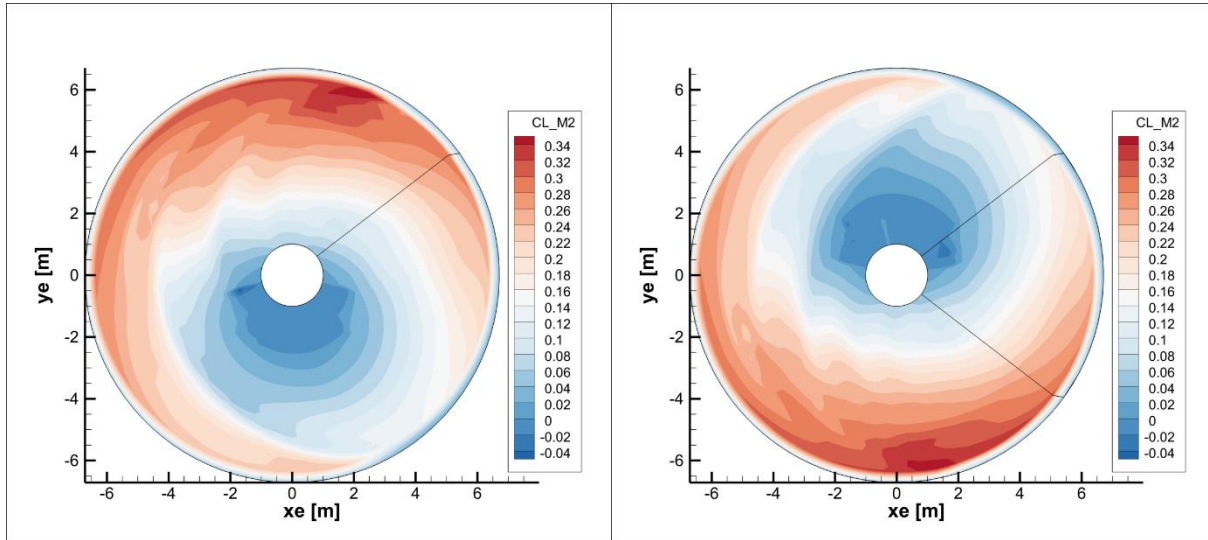
Şekil 12 80 knot ileri uçuş koşulu itki ve güç değişimleri

Bu uçuş koşulu için pal’in %75 ve %94’ündeki kesitler için kaldırma kuvveti katsayısının Mach sayısı karesi ile çarpılmış yük parametrelerinin dönüş açısı, azimut, ile değişimleri Şekil 13’de verilmiştir. Buradan da, bu uçuş koşulunda rotor-rotor etkileşiminin asgari düzeyde olduğu değerlendirilebilir.



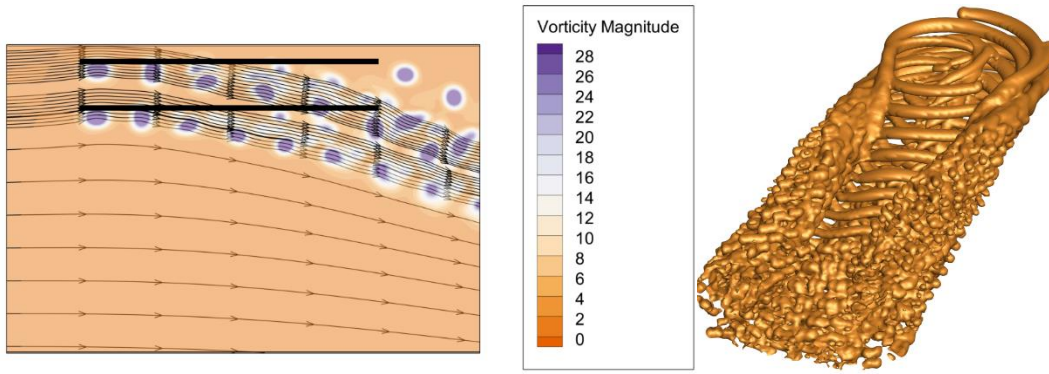
Şekil 13 80 knot ileri uçuş koşulu için pal yükleri

Şekil 14’de verilen üst ve alt rotor diskleri yük dağılımları incelendiğinde, tekrar rotor-rotor etkileşiminin asgari düzeye indiği gözlemlenebilmektedir.

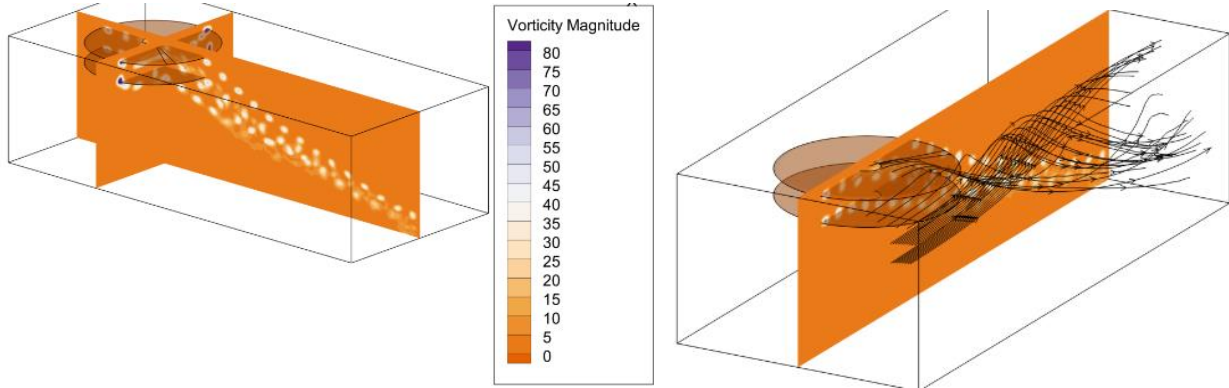


Şekil 14 Üst rotor (sol) ve alt rotor (sağ) için disk üzerinde yük dağılımları

80 knot ileri hız uçuş koşulu için rotor düzlemine dik planar bir yüzeyde vortisite alanı ve sabit vortisite izo-yüzey geometrisi Şekil 15’de verilmiştir. Benzer görselleştirmeler izo-metrik görünümde Şekil 16’ da yapılmıştır.

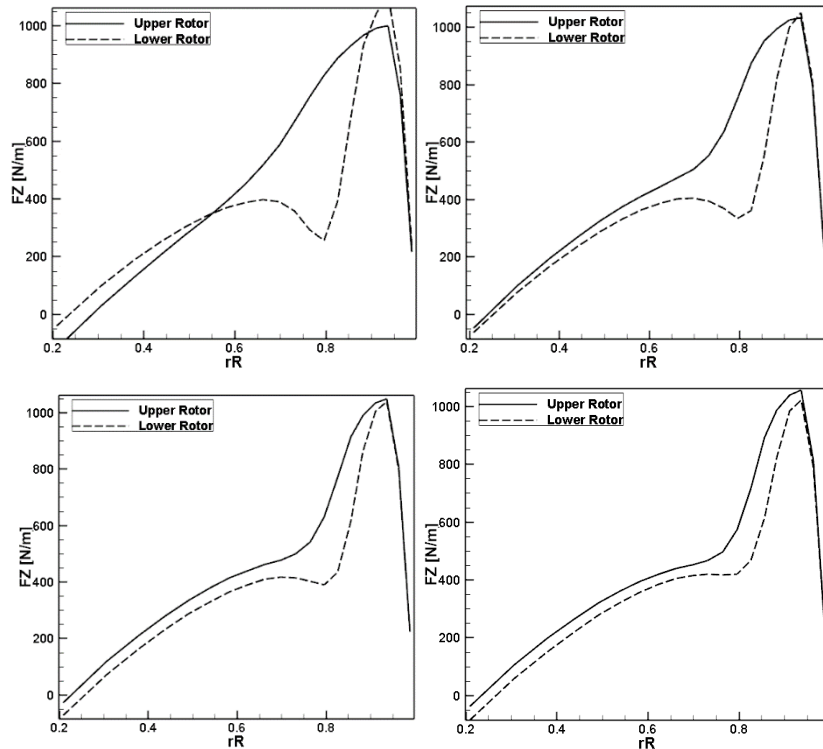


Şekil 15 80 knot ileri uçuş için kesit yüzeyde vortisite alanı (sol) ve sabit vortisite izo-yüzey dağılımı (sağ)



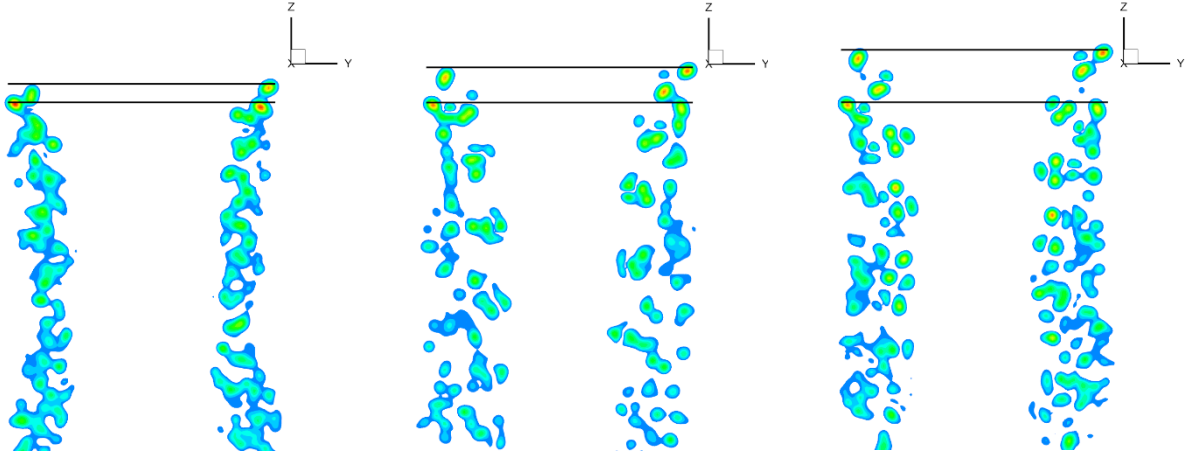
Şekil 16 80 knot ileri uçuş için kesit yüzeyde vortisite alanı ve akış izleri

Eş-eksenli rotorlarda iki rotor arası mesafenin rotor-rotor etkileşimi üzerinde direkt etkisinin olacağı ve rotorların aerodinamik performansı ve çalışma ortamını değiştireceği öngörülmektedir. Bu kapsamda değerlendirmeler yapmak için farklı rotor arası mesafeli konfigürasyonlar ile etkileşimin en güçlü olduğu askı uçuş koşulunda aynı itki kuvvetinde analizler yapılmıştır. Test modeli olarak 3.80 metre yarıçapında, 3'er palli temsili eş-eksen konfigürasyonu kullanılmıştır. İki rotor arası mesafenin yarıçap oranları $z/R=0.13$, 0.26 , 0.39 ve 0.50 olan (50, 100, 150 ve 190cm) konfigürasyonlar ile yapılan analizlerden, pal boyunca itki kuvveti dağılımları Şekil 17'de verilmiştir.



Şekil 17 Pal boyu itki dağılımı (sırası ile z/R : 0.13 (sol üst), 0.26, 0.39 ve 0.50(sağ alt))

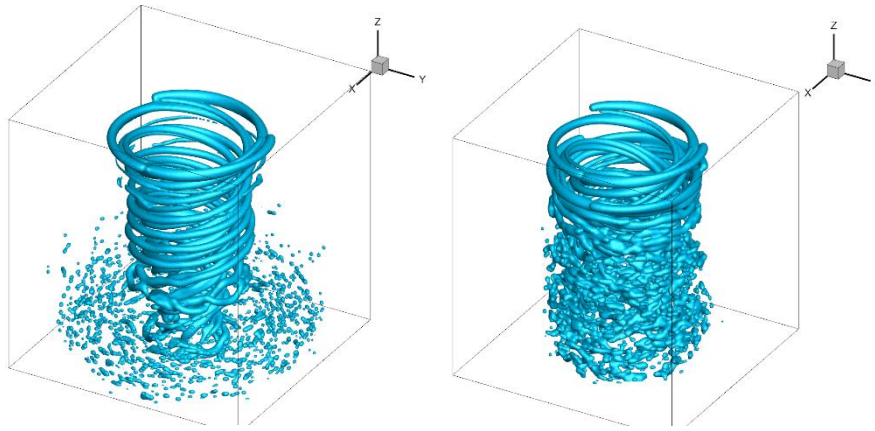
Art akışta pal ucu girdap yörüngeleri Şekil 18’ de verilmiştir.



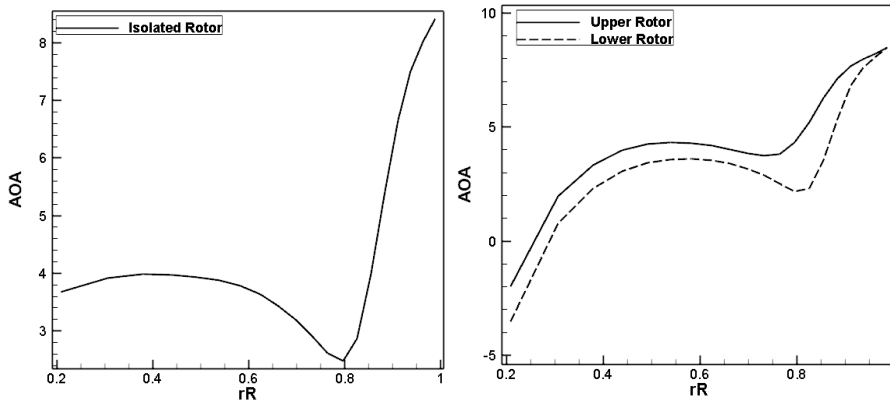
Şekil 18 Art akış pal ucu girdap yörüngeleri sırası ile z/R : 0.13, 0.26, 0.39

Kıyaslardan, iki rotor arası mesafenin artması ile, rotor-rotor etkileşimlerinin azaldığı, üst rotor art akış sıkışması sebebiyle alt rotor üzerindeki düzensiz içeri akış dağılımının daha düzenli hale geçmesi ve üst ile alt rotor aerodinamik performanslarının birbirine yaklaştığı gözlemlenmiştir. Üst rotor yaklaşık olarak hep benzer karakter göstermesine rağmen, esas etki alt rotorda oluşmakta ve iki rotor arası mesafenin artmasının alt rotor üzerindeki etkileşimleri beklenildiği gibi azalttığı gözlemlenmiştir.

Eş-eksenli rotorların izole rotora kıyasla nasıl bir aerodinamik ortamda çalıştığını değerlendirmek için, iki rotor arası açıklığın 50cm olduğu eş-eksenli rotor ile, aynı rotor geometrisinde izole rotor konfigürasyonu art akış geometrileri vortisite izo-yüzeyi ile görselleştirilmiş ve Şekil 19 ile verilmiştir. Aynı analizlerden pal boyunca efektif hücum açısı dağılımları kıyaslanmış ve Şekil 20’de verilmiştir.

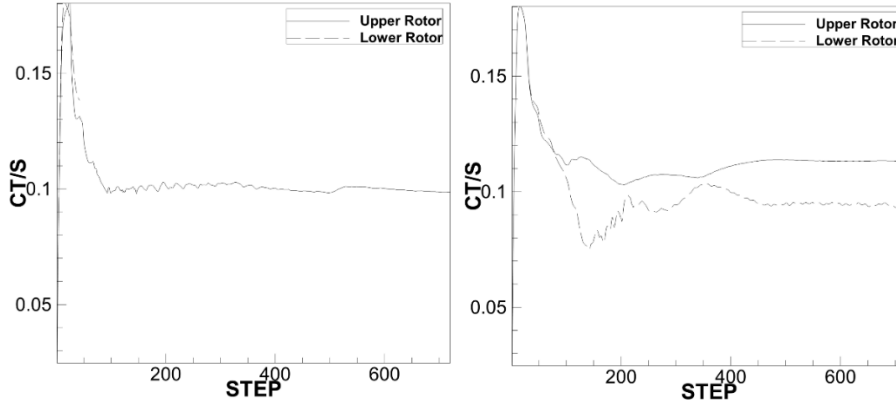


Şekil 19 İzole rotor ve $z/R:0.13$ eş-eksenli rotor için vortisite izo-yüzeyi ile art akış geometrileri



Şekil 20 İzole rotor ve $z/R:0.13$ eş-eksenli rotor için pal boyunca efektif hücum açısı dağılımı

Yapılan kıyaslamalardan, eş-eksenli rotorun yaklaşık iki kat olan disk yüklemesi dolayısı ile ortalama içeri ve art akış değerlerinin daha yüksek olduğu, bundan dolayı pal köküne yakın olan yerlerde negatif efektif hücum açıları olduğu değerlendirilmiştir. Pal'ın geri kalan kısmında, üst rotor, izole rotora yakın bir ortamda çalışırken, alt rotor, üst rotor art akışı ve art akış sıkışması altında, tırmanışlı uçuş koşuluna yakın bir aerodinamik ortamda çalıştığı gözlemlenmiştir. Aerodinamik performans kıyasının daha iyi yapılabilmesi için aynı kolektif girdisinde, analiz adımları boyunca izole, alt ve üst rotorların itki kuvveti katsayılarının değişimleri Şekil 21'de verilmiştir. Görüleceği gibi, analiz "converge" olduğunda, üst rotor izole rotordan daha yüksek itki kuvveti üretirken, alt rotor daha düşük itki kuvveti üretmektedir.



Şekil 21 İzole (sol), eş-eksenli rotor (sağ) itki kuvvetinin analiz adımı ile değişimleri

SONUÇ

Bu çalışmada geliştirilmiş VGPM yaklaşımının, eş-eksenli rotorların aerodinamik durumlarının değerlendirilmesi, yöntemin uygunluğu ve eş-eksenli rotorların çalıştığı aerodinamik ortamın incelenmesi amaçlanmıştır. Bu kapsamda, geliştirilen VGPM yöntemi öncelikle literatürde test verisi bulunan izole rotor askı ve ileri uçuş koşulları için doğrulanmıştır. Kıyas çalışması, yine literatürde test verisi bulunan eş-eksenli rotor rüzgar tüneli askı koşulu test verileri ile genişletilmiş ve VGPM yönteminin bu konfigürasyonun aerodinamik performansının değerlendirilmesinde uygun bir yaklaşım olduğu tespit edilmiştir. Daha sonra eş-eksenli bir rotor konfigürasyonu için askı ve ileri uçuş rüzgar tüneli analizleri yapılmış, rotor yükleri, pal yükleri ve art akış karakteristikleri incelenmiştir. Son olarak, farklı rotor arası uzaklıklarda eş-eksenli rotorlar incelenmiş, alt-üst rotor etkileşiminin etkileri değerlendirilmiş, izole rotolara göre farklılıkları incelenmiştir.

Çalışmanın sonucunda, geliştirilen VGPM yönteminin eş-eksenli rotorların karmaşık, üç boyutlu ve yüksek etkileşimli akış alanının çözülmesi için uygun bir yaklaşım olduğu değerlendirilmiştir. Literatürde bulunan ticari döner kanat modelleme araçlarının çok miktarda amprik girdi parametresi içermesi ve barındırdığı girdap modellerinin bu denli etkileşimler için uygun olmaması eksikliklerinin VGPM yöntemi ile aşıldığı değerlendirilmektedir. Ayrıca, çözüm ağı tabanlı hesaplamalı akışkanlar dinamiği yaklaşımlarının pal hareketlerinin modellenmesi konusundaki limitasyonlarının, çözüm ağı gereksinimlerinin ve hesaplama gücü dezavantajlarının da VGPM yöntemi ile aşıldığı değerlendirilmektedir. VGPM yönteminin eş-eksenli rotorların tasarım, analiz, optimizasyon, etkileşim değerlendirmelerinde hız, esneklik ve yüksek çözünürlüklü çözüm sağlaması konularında faydalı olacağı değerlendirilmiştir. Son olarak, daha önceden yapılamayan değerlendirmeler VGPM yöntemi ile yapılabildiğinden, eş-eksenli rotorlar üzerine elde edilen bulgular şu şekilde özetlenmiştir;

- Eş-eksenli rotorlarda alt ve üst rotorlar birbirlerinin etkisi altında çalışmakta, izole rotor aerodinamik durumundan farklı bir ortamda çalışmaktadır. Bu kapsamda, üst rotor yer etkisine benzer bir durumda, alt rotor ise, tırmanışlı uçuş koşuluna benzer bir durumda çalışmaktadır. Bunun sonucu, yapılan analizlerden de görüleceği üzere, üst rotor aynı itki kuvvetini daha düşük güç gereksinimi ile sağlamaktadır.
- Üst rotor daha yüksek itki kuvveti üretmekte ve daha fazla art akış sıkışması ('wake contraction') oluşturmaktadır. Bu da alt rotorun daha düzensiz bir içeri akış altında çalışmasına sebep olmakta ve aerodinamik verimliliğini düşürmektedir.

- İleri uçuş koşulunda, rotor art akışları birbirine karışmakta, pal ucu girdap yörüngelerini değiştirmektedir. Yapılan çalışmada, belirli bir hızdan sonra, alt ve üst rotorun birbiri ile etkileşiminin asgari düzeye indiği gözlemlenmiştir. Bu bulgu ile ilgili sonuçlar makalenin son halinde sunulacaktır.
- Eş-eksenli rotor konfigürasyonu toplamda iki konvansiyonel rotor aerodinamik performansı sergilemektedir. Tek tek düşünüldüğünde, üst rotor izole rotordan daha verimli, alt rotor ise izole rotordan daha verimsiz aerodinamik performans sergilemektedir. Buna rağmen tüm sistem ortalama olarak iki izole rotor gibi çalışmaktadır. Bu kapsamda değerlendirildiğinde, eş-eksenli rotor konfigürasyonu, aerodinamik verimlilik açısından önemli bir iyileşme veya kötüleşme göstermemektedir. Buna rağmen iki konvansiyonel rotorlu bir platform ile kıyaslandığında boyutsal olarak belirgin avantaj sağlamaktadır. Dezavantaj olarak ise, alt rotorun yüksek etkileşim altında çalışmasından dolayı, izole rotor konfigürasyonuna göre daha yüksek çalkantılı yük oluşturması gösterilebilir. Buna ek olarak, iki rotor arasındaki mesafe göz önünde bulundurulduğunda, pal'lerin yunuslama açılarının sınırlandırılması gerektiğinden daha sert rotor göbeği tasarım ihtiyacı oluşmaktadır. Bunun uçuş dinamiği, kontrol edilebilirlik ve manevra kabiliyeti değerlendirmesi bu çalışmanın kapsamı dışında olmakla beraber önem teşkil ettiği değerlendirilmektedir.
- İki rotor arası mesafenin önemli olduğu ve toplam aerodinamik performansa etkisinin olduğu gözlemlenmiştir. Tasarım, boyut ve ihtiyaçlara göre, iki rotor arası mesafenin en iyilemesi yapılmasının faydalı olacağı değerlendirilmektedir.

Kaynaklar

- Cottet, H., G., Koumoutsakos, (2000) P.,D., Vortex Methods : Theory and Practice, Cambridge University Press, 2000
- Deng, J., et al, (2019) Aerodynamic Characteristics of Rigid Coaxial Rotor by Wind Tunnel Test and Numerical Calculation, Chinese Journal of Aeronautics, 32(3), 568-576, 2019.
- He, C., et al 2017, "State-Space Inflow Model Identification from Viscous Vortex Particle Method for Advanced Rotorcraft Configurations." *Annual Forum Proceedings - AHS International*, 2017, pp. 1846–1875.
- He, C., and Zhao, J. (2009) "Modeling Rotor Wake Dynamics with Viscous Vortex Particle Method." *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 4, 2009, pp. 902–915. doi:10.2514/1.36466.
- Jepson, D., Moffit, R., Hilzinger, K., Bissel, J., (1983) "Analysis and Correlation of Test Data from an Advanced Technology Rotor System", NASA Report 3714, August 1983.
- Johnson W., (1980) "Performance and Loads Data from a Wind Tunnel Test of a Full-Scale Rotor with Four Blade Tip Planforms", NASA Memorandum 81229, September 1980.
- Shinoda P., M., (1996) "Full-Scale S-76 Rotor Performance and Loads at Low Speeds in the NASA Ames 80- by 120-Foot Wind Tunnel", NASA Memorandum 110379, April 1996.
- Stock, M., J., 2002, Summary of Vortex Methods Literature (a living document rife with opinion), 2002-2007 Mark J. Stock, Published via the internet. URL: http://mark.technolope.org/research/vortex_methods_literature.pdf
- Tan, J. F., and Wang, H. W. (2013) "Simulating Unsteady Aerodynamics of Helicopter Rotor with Panel/viscous Vortex Particle Method." *Aerospace Science and Technology*, Vol. 30, No. 1, 2013, pp. 255–268. doi:10.1016/j.ast.2013.08.010.
- Winckelmans G., S., (2004), Vortex methods, in: Encyclopedia of Computational Mechanics, vol. 3, John Wiley & Sons, 2004, pp. 129 -153.
- Yücekayalı, A. (2020), "Noise Minimal & Green Trajectory and Flight Profile Optimization for Helicopters, PhD Dissertation, METU, Ankara, Turkey.
- Yücekayalı, A., Ortakaya, Y., (2019) Viscous Vortex Particle Method Explored for Main Rotor-Tail Rotor Interaction, 8th Asian/Australian Rotorcraft Forum, Jeju Island, Korea.
- Zhao, J., and He, C. (2012) "Enhancement of Viscous Vortex Particle Method for Fundamental Rotor Wake Dynamics Simulation." 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, No. January, 2012, pp. 1–11. doi:10.2514/6.2012-1196.