



KANAT PROFİLİ - SİLİNDİR KONFIGÜRASYONUNUN AERODİNAMİK VE AEROAKUSTİK PERFORMANSININ SAYISAL ANALİZİ

Numerical Investigation Of Aerodynamic And Aeroacoustic Performance On Rod-Airfoil Configuration

Eyup KOÇAK
Ece AYLI
Haşmet TÜRKOĞLU

ÖZET

Fanlar, rüzgâr ve su türbinleri gibi birçok akım makinesinde ve uçak gövdesi bileşenlerinde akışın fiziğinin ve akustik performansının anlaşılmasında, kanat profili-silindir konfigürasyonlarının akış performansından yararlanılmaktadır. Silindirin arkasında meydana gelen kayma tabakası ayrılmaları ve Von Karman girdapları, kanat girişinde parçalanmakta ve birçok küçük yapılar meydana getirmektedir. Ortaya çıkan akış-katı yüzey etkileşimine bağlı olarak gürültü ve titreşim meydana gelmektedir. Akım makinelerinde geniş bant gürültüsünün en önemli sebebi, türbülanslı akış ve stator kanat giriş ucu etkileşimidir. Bundan dolayı akım makineleri gürültüsünün analizi için, kanat profili-silindir konfigürasyonu modellenmesi yapılır. Bu çalışmada, kanat profili dairesel silindirin iz bölgesine yerleştirilerek sayısal simülasyonlar yapılmıştır. Simülasyonlar için Large Eddy Simulation (LES) metodu kullanılmıştır. Sayısal sonuçlar literatürdeki deneysel çalışmalar ile karşılaştırılarak sonuçlar doğrulandıktan sonra, farklı çaplardaki silindirler için simülasyonlar yapılarak, silindir çapının girdap oluşum bölgesi, akış birleşme noktası, akış ayrılma noktası, basınç dağılımı ve ses basınç seviyesi üzerindeki etkileri incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, Strouhal sayısındaki artış ile ses basınç seviyelerinin yükseldiğini göstermiştir.

Anahtar Kelimeler: Strouhal sayısı, Girdap, Aeroakustik performans, Kanat profili

ABSTRACT

Flow performance of the rod-airfoil configurations is taken into consideration in order to understand the flow physics and acoustic performance of turbomachines, such as fans, wind and water turbines. Shear layer and Von-Karman vortex structures break apart at the leading edge of the airfoil and small vortices are generated through the airfoil. Due to the flow-solid surface interaction, noise and vibration arise. As the main reason of the broadband noise in the turbomachines is also incoming turbulent and stator interaction, rod-airfoil configurations can model turbomachines perfectly. In this study airfoil is placed in the wake region of the cylinder and the obtained results are compared with the experimental results from the literature. It was shown that, the developed numerical method and Computational Aeroacoustics Analysis (CAA) methodology compare well with the measurements obtained in an accompanying experiment. After validating, the results obtained with the developed numerical methodology, the cylinder diameter effects on vortex zones, separation point, reattachment point and sound pressure level is investigated. It was observed that with the increase in the Strouhal number, the Sound Pressure Level (SPL) levels of the configuration rises.

Key Words: Strouhal Number, Vortex, Aeroacoustic performance, airfoil

1. GİRİŞ

Uçak gövdesi bileşenlerinde oluşan aerodinamik gürültü, ticari uçak gürültü emisyonlarına önemli bir katkı sağlamaktadır. Uçak bileşenlerinden oluşan gürültünün minimize edilmesi için, sivil havacılık regülasyonları tanımlanmış ve bu konuda birçok araştırma yapılmıştır. Günümüzde, akış kontrolü ve adaptif teknikler gürültü önlemede olası çözüm yolları olarak literatürde yerini almıştır. Son yıllarda ise, gürültü analiz metodu olarak uçak kanatları önüne ve arkasına silindir yerleştirilmesi yaygın bir çalışma konusu haline gelmiştir [1].

Reid [2], 20. yüzyılın başlarında dönen silindirlerin Magnus etkisine yol açtığını bu sebep ile bu yapıların havacılık uygulamalarında yer edinmesi gerektiğini savunmuştur. Aynı zamanda Flettner [3], geleneksel gemi yelkenlerinin dönen silindirler ile değiştirilerek itki gücünde artış sağlanabileceğini göstermiştir. Bu süreçte yapılan birçok çalışma sonucunda özellikle denizcilik ve hava taşıtlarında konu ile ilgili birçok patent çalışması mevcuttur. Ancak, gerçekçi mühendislik problemlerinde bu fikirler hayata geçirilememiştir [1].

Günümüzde, bilgisayar teknolojisinin ve sayısal hesaplama yöntemlerinin her geçen gün gelişmesi beraberinde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemlerinin ilerlemesini, maliyetlerin düşmesini, nümerik metodlarının doğruluğunun artmasını sağlamıştır. Böylece, hava araçlarında, rüzgâr türbinlerinde, deniz sevkiyatında hatta ısı transferi iyileştirmesi problemlerinde dönen silindirlerin yarattığı magnus etkisi üzerine ayrıntılı olarak çalışılmıştır [3-5].

Aerodinamik performansa olumlu etki ettiği kesinleşmiş olan dönen silindirin aeroakustik olguların üzerine etkileri araştırılmaya başlanmıştır. Silindir gibi basit bir geometri ile akış yönündeki türbülanslı akış başarılı bir şekilde temsil edilebilmektedir. Bu sayede aerodinamik gürültünün modellenmesinde, silindir-kanat profili akışlarının deneysel ve sayısal analizi sonuçlarından bir ölçüt olarak yararlanılmaktadır [6].

Jacob ve diğerleri [7], deneysel ve sayısal olarak, dönen silindirin akış kontrolü üzerindeki etkisini irdeleyen ilk araştırmacılardandır. Bu çalışmada, RANS (Reynolds Ortalamalı Navier Stokes) ve LES (Large Eddy Simulation) yaklaşımları ile akustik alan çözümlenmiştir. LES yaklaşımının deneysel Strouhal sayısına daha yakın değerler verdiği aynı zamanda LES ile elde edilen geniş bant gürültüsü sonuçlarının deneysel sonuçlarla daha uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Casalino ve diğerleri [8], NACA-0012 kanat profili-silindir konfigürasyonu akış alanını ve akustik özelliklerini analiz etmek için deneysel çalışmalar gerçekleştirmiştir. Yapılan bu çalışmalarda silindir çapı 0.016 m, kanat kord uzunluğu 0.1 m olarak belirlenmiş ve serbest akış hızı 20 m/s için akustik ölçümler rüzgâr tüneli deneyleri ile yapılmıştır. Aynı problem Ffowcs-Williams–Hawkings (FW-H) analizi yardımı ile sayısal olarak da çözülmüş ve sayısal çözümlerin deneysel sonuçlar ile tutarlı olduğu ortaya konmuştur. Lockard vd. [9], RANS/FW-H metodu ile helikopter rotorlarında aerodinamik gürültünün başarılı bir şekilde modellenildiğini savunan bir başka araştırmacıdır. Kato vd. [10], LES/FW-H ile sınır tabakası kaynaklı gürültünün çözümlenmesinin iyi bir sayısal yaklaşım olduğunu ortaya koymuşlardır.

Literatürde silindir-kanat konfigürasyonu için aerodinamik ve aeroakustik performans incelemesi yapan birçok çalışma bulunmaktadır. Diğer yandan; girdap-yapı etkileşimine (vortex-structure interaction) bağlı olarak, gürültünün mekanizmasının değiştiği bilinmesine rağmen silindir çapının aeroakustik üzerine etkileri nadir olarak incelenmiştir. Bu çalışmada silindir çapı değişiminin, girdap oluşum bölgeleri, akış birleşme noktaları, ayrılma noktaları, basınç dağılımları ve ses basınç seviyeleri üzerindeki etkileri sayısal olarak incelenmiştir. Çalışmada Large Eddy Simulasyon (LES) yöntemi kullanılmıştır. Sayısal çözümler için ANSYS FLUENT yazılımı kullanılmıştır.

2. MATEMATİKSEL FORMULASYON

2.1. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) Modeli

Bu çalışmada analizler Large Eddy Simulation (LES) metodu kullanılarak yapılmıştır. LES yöntemi, akıştaki büyük boyutlu türbülans yapılarını Navier-Stokes denklemlerini kullanarak çözümlerken, küçük

boyuttaki türbülans yapılarını ise modellemektedir. Bu yaklaşımdan dolayı LES yöntemi, çözümlenen ölçekler kıyaslandığından RANS ve DNS yöntemlerinin arasındadır. LES yöntemi DNS yöntemine göre daha ucuz bir yaklaşım olmasına rağmen, RANS metoduna göre daha maliyetlidir ve daha sık ağ yapılarının kullanılmasını gerektirir. Ayrıca akışın istikrarlı hale gelmesi için çözüm sürelerinin RANS metoduna göre daha uzun tutulması gerekmektedir [11]. Zamana bağlı Navier-Stokes denklemleri filtrelenerek LES denklemleri elde edilir. Çalışma kapsamında sayısal çözücü olarak ANSYS 18 Fluent paket programı kullanılmıştır. ANSYS 18 Fluent, filtreleme için sonlu hacim ayrıklaştırma yöntemini kullanmaktadır. Akışın temel denklemleri ve türbülans model denklemleri Eş. (1) – (4)'de verilmiştir.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{\rho} \sigma_{ij} \right) - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

Eşitlik (1) ve (2)'de üst çizgi filtrelenen değişkenleri sembolize etmektedir. Eşitlik (2)'de σ_{ij} stress tensörüdür ve Eş. (3)'de verildiği şekilde ifade edilir.

$$\sigma_{ij} = \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \quad (3)$$

Eşitlik (2)'de τ_{ij} terimi türbülans stress terimidir (subgrid-scale stress) ve aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\tau_{ij} = \overline{u_i u_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j \quad (4)$$

Ansys Fluent programında türbülans stress terimi Boussinesq hipotezi ile ifade edilmektedir.

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2 \mu_t \bar{S}_{ij} \quad (5)$$

Stres tensörü \bar{S}_{ij} ise RANS yaklaşımında olduğu gibi çözümlenmektedir. μ_t terimi, eddy viskozite terimidir ve Smagorinsky-Lilly subgrid-scale modeli ile tanımlanmaktadır.

2.2. Aeroakustik Modeli (CAA)

Teorik olarak, aerodinamik kaynaklı gürültü, akıştaki girdap yapılarından kaynaklanmaktadır. Girdaplar türbülanslı akıştaki rastgele, lineer olmayan ve zamana göre değişen yapılardır. Lighthill [12], klasik akustik analogiyi, akışın kendisinin yarattığı gürültü olarak tanımlamakta ve monopollü, dipollü ve quadropollü olarak ayırmaktadır. Sayısal analizlerde akış parametreleri HAD yardımı ile belirlenmektedir. Akustik çözümlerinde ise Farassat ve Casper [13] dört farklı yöntemden bahsetmektedir. Bu çalışmada, literatürde çok kullanılan yaklaşım olan hibrit sayısal akustik yaklaşımından yararlanılarak gürültü seviyesi belirlenmiştir [14].

Ffowcs-Williams-Hawkings denklemleri yardımı ile ses ölçüm noktalarında akustik sinyal değerleri hesaplanmıştır. Ffowcs-Williams-Hawkings denklemi Eş. (6)'da verilmiştir.

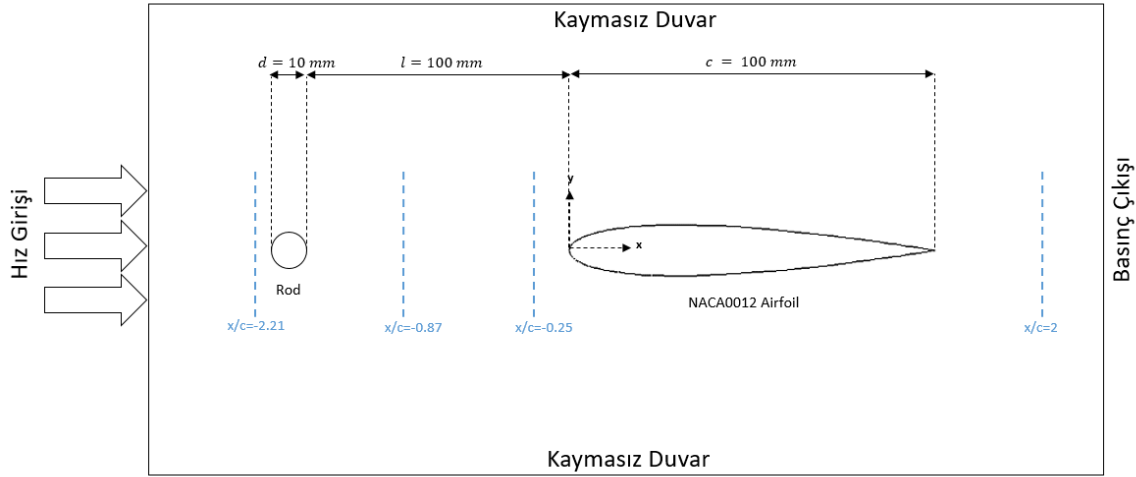
$$\left(\frac{\partial^2}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_i} \right) (H(f) \rho') = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_i} (T_{ij} H(f)) - \frac{\partial}{\partial x_i} (F_i \delta(f)) + \frac{\partial}{\partial t} (Q \delta(f)) \quad (6)$$

Denklemden t zaman, x_i kartezten koordinatları, T_{ij} Lighthill stres tensörü, Q zamana bağlı debiyi f ise zamana bağlı hızı ifade etmektedir. Denklemin sağ tarafındaki üç terim sırası ile monopollü, dipollü ve quadropollü terimleridir. Denklemler hakkında daha ayrıntılı bilgi Gümüş'ün [14] çalışmasında bulunabilir.

2.3. Sayısal Sonuçların Doğrulaması

Jacob vd.'nin [7] deneysel çalışması, karşılaştırılabilecek yeterli veri olduğundan ve sayısal çalışmanın yapılabilmesi için gerekli tüm veriler bilindiğinden sayısal olarak çözümlenebilecek bir deneysel çalışmadır. Jacob vd.'nin çalışmasında, 10 mm çapa sahip bir silindirin arkasına 100 mm kord uzunluğuna sahip bir NACA 0012 profili yerleştirilmiş ve 72 m/s serbest akış hızı için deneysel çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Bu doğrultuda silindir-kanat modelinin aeroakustik karakteristiklerinin sayısal incelemesine ilk olarak Jacob vd.'nin [7] deneysel çalışmasının sayısal simülasyonu ile başlanılmıştır.

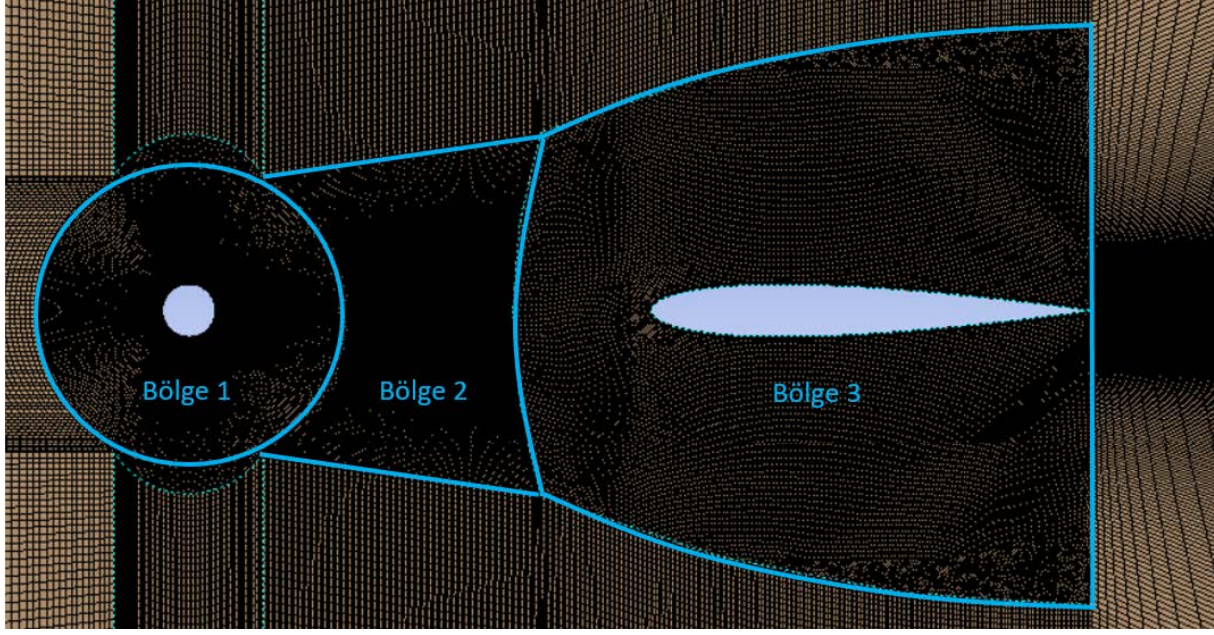
Kullanılan sayısal yöntemi doğrulamak için, Jacob vd.'nin [7] deneysel çalışması esas alınmıştır. Şekil 1'de silindir-kanat yapısının şematik görünümü, boyutları ve çözüm alanı verilmiştir. Sayısal çözümde kullanılan sınır koşulları da Şekil 1'de gösterilmiştir. Akış alanı girişi, hız girişi olarak tanımlanmıştır. Tanımlanan serbest ortam hızı için Mach sayısı 0.2, silindire göre hesaplanan Reynolds sayısı ise 48000 değerindedir.



Şekil 1. Silindir-kanat yapısı şematik görünüşü ve sınır koşulları

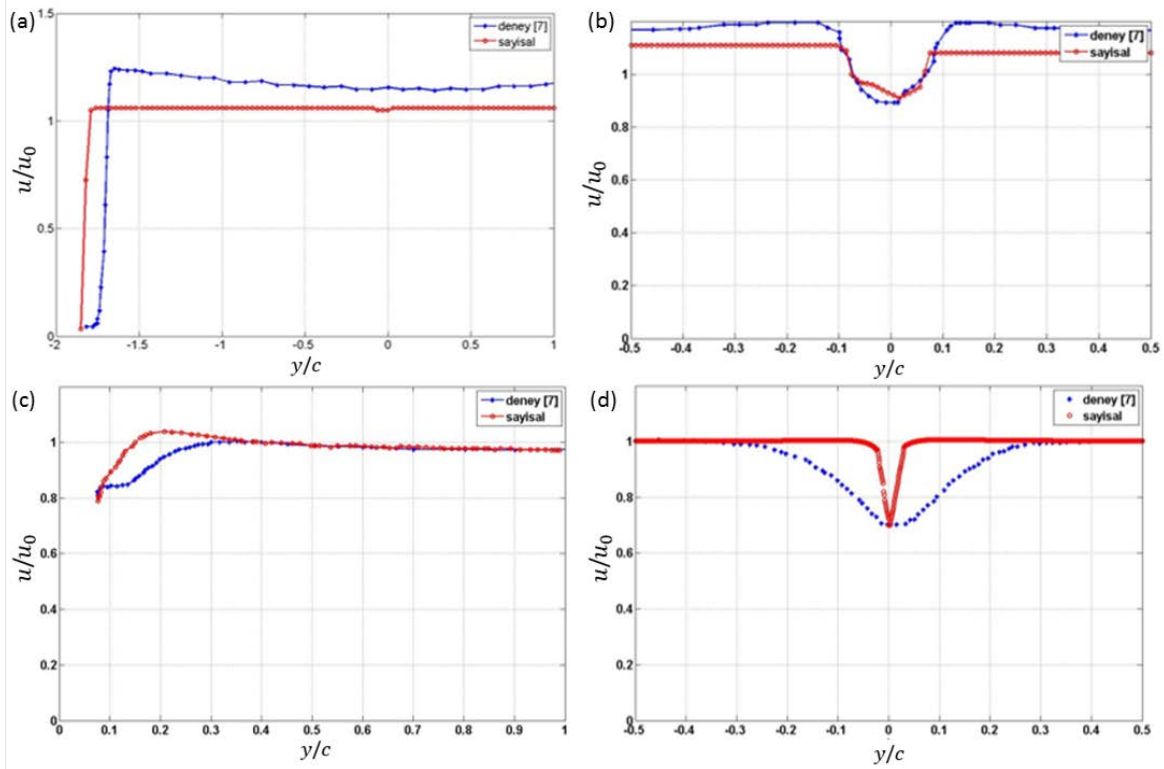
Akış alanı, iki boyutlu olarak zamana bağlı, basınç tabanlı sıkıştırılamaz koşullar için Navier-Stokes denklemlerinin LES yaklaşımı ile çözümü ile elde edilmiştir. Akış alanı 14 farklı bölgeye ayrılarak çözüm ağı oluşturulmuştur. Sayısal ağ tipi olarak dış akış analizlerinde daha çok tercih edilen ve deneysel veriler ile daha uyumlu sonuçlar verdiği tespit edilen dörtgen ağ yapısı tercih edilmiştir. Silindir-kanat etkileşiminin irdelenebilmesi ve akış ayrılmaları, girdap oluşumları gibi akustik hesaplamalara direk etki eden olguların iyi anlaşılabilmesi için Şekil 2'de verilen üç ana bölgede daha sık ağ yapıları oluşturulmuştur. Çalışma kapsamında elde edilen çözüm ağı düğüm noktası sayısı yaklaşık 1.8 milyon iken, Şekil 2'de verilen üç ana bölgede sayısal ağ boyutları yaklaşık 5×10^{-4} m'dir

Akış kıyaslaması, akış yönündeki hız bileşeni (u) profilleri değerlendirilerek gerçekleştirilmiştir. Şekil 3'de, silindir önü ($x/c = -2.21$), silindir arkası ($x/c = -0.87$) ve silindir uzağında ($x/c = -0.25$) sayısal olarak elde edilmiş olan hız profilleri, deneysel olarak elde edilmiş hız profilleri [7] ile karşılaştırılmıştır. Şekil 1'de hız profillerinin verildiği konumlar şematik olarak gösterilmiştir. Konumları boyutsuzlaştırmak için konum değerleri kanat kord uzunluğuna ($c = 0.1$ m) bölünmüştür. Hız değerleri ise serbest ortam hızı değerine ($u_0 = 72$ m/s) bölünerek boyutsuzlaştırılmıştır. Silindir arkasında simetri noktasında oluşan durma noktasına bağlı olarak hem deneysel hem sayısal çalışmada $y/c = 0$ yakınında akış hızı düşmektedir. Silindir arkası ve kanat arkasında, sıcak tel anemometre ile alınan hız ölçümleri genlikleri, Şekil 3(b)-(d) 'de görüldüğü üzere sayısal olarak da elde edilmiştir. Kanat önünde ortalama hız ve türbülans değerleri daha yüksek hesaplanmıştır.



Şekil 2. Silindir- kanat yapısı için oluşturulan ağ yapısı

Jacob [7] çalışmasında kanat-silindir yapısının mükemmel olarak hizalanamadığından ve silindirin kanadın birkaç milimetre çaprazında kaldığı söylenmektedir. Deneysel ve sayısal olarak elde edilen hız profillerinin üst üste örtüşmemesinin en önemli sebeplerinden birinin bu durum olduğu düşünülmektedir. Sayısal olarak elde edilen tüm hız profilleri deneysel profiller ile aynı davranışa sahip olduğundan ve Strouhal sayıları uyumlu olarak elde edildiğinden oluşturulan sayısal yöntemin uygun olduğuna karar verilmiş ve bundan sonraki tüm çalışmalar bu yöntem kullanılarak yapılmıştır.



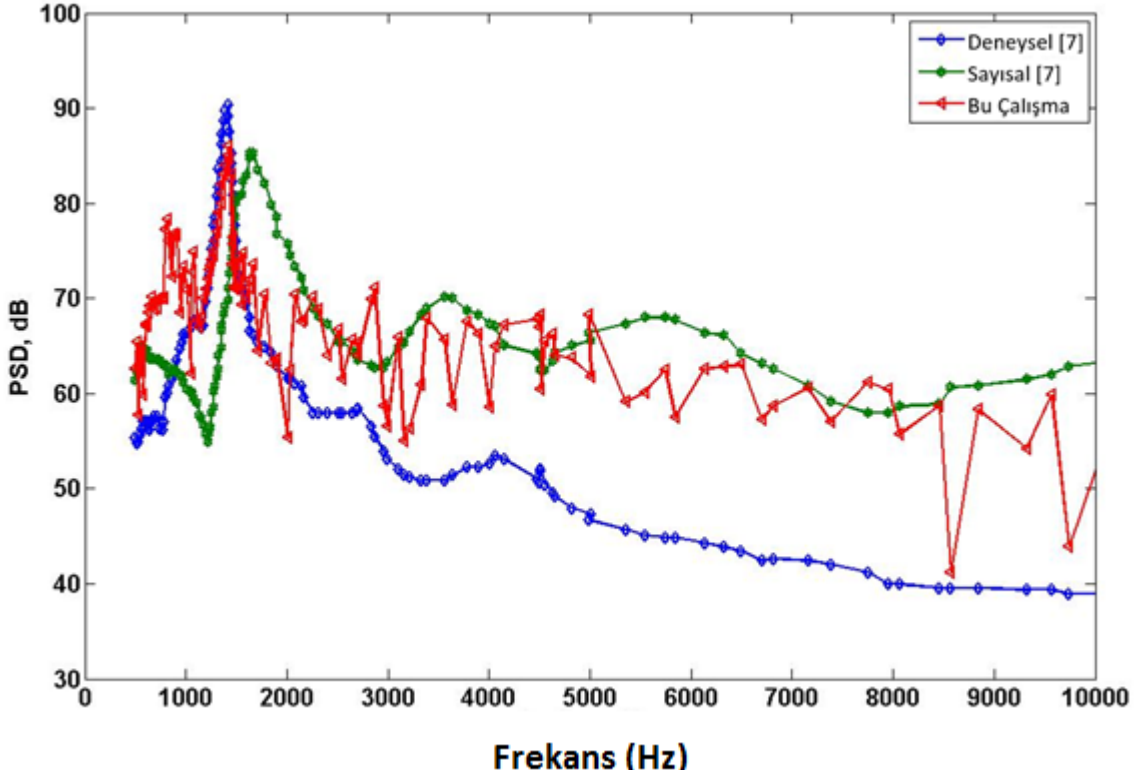
Şekil 3. Akış yönünde deneysel ve sayısal hız dağılımlarının kıyaslaması (a) Gelen Akış ($x/c=-2.21$) (b) Silindir arkası ($x/c=-0.87$) (c) Kanat Önü ($x/c=-0.25$) (d) Kanat arkası ($x/c=2$)

Kullanılan aeroakustik yöntemin doğruluğunun tespiti için Şekil 4’de akustik spektrum kıyaslaması yapılmıştır. Akustik spektrum, deneysel ses basınç seviyesi dağılımları ve deneysel Strouhal sayısının sayısal sonuçlarla kıyaslanması ile doğrulanmıştır. Strouhal sayısı, osilasyonlu akış mekanizmasını karakterize eden boyutsuz bir sayı olup akışta zamana bağlılığın hangi mertebede olduğunu belirtmektedir [15]. Strouhal sayısı akış hızına, hidrolik çapa ve vortex ayrılma frekansına bağlı olarak Eş. (7)’deki gibi ifade edilir:

$$St = \frac{fD}{U} \quad (7)$$

Bu eşitlikte, f vortex ayrılma frekansını, D çapı, U ise serbest ortam hızını ifade etmektedir. Deneysel olarak Jacob vd. [7] vortex ayrılma frekansını (vortex shedding frequency) 1.3 kHz olarak hesaplamıştır. Denklem (7)’de verilen formülasyona göre ise Strouhal sayısı 0.19 değerindedir. Bu sayısal çalışmada, vorteks ayrılma frekansı 1.51 kHz olarak elde edilmiştir. Bu ayrılma frekansı için Strouhal sayısı 0.21 değerine denk gelmektedir. Deneysel ve sayısal Strouhal sayısı uyumlu olup Strouhal sayısı cinsinden sayısal hata 16.5 % mertebesinde dir.

Jacob vd. [7] kendi sayısal çalışmalarında iki boyutlu RANS denklemleri ile çözümlene yaptıklarında Strouhal sayısını 0.23 olarak hesaplamışlardır. Bu çalışmada kullanılan LES yaklaşımı RANS yaklaşımına göre deneysel Strouhal sayısına bakıldığında daha yüksek doğrulukta çözümlene yapmıştır.

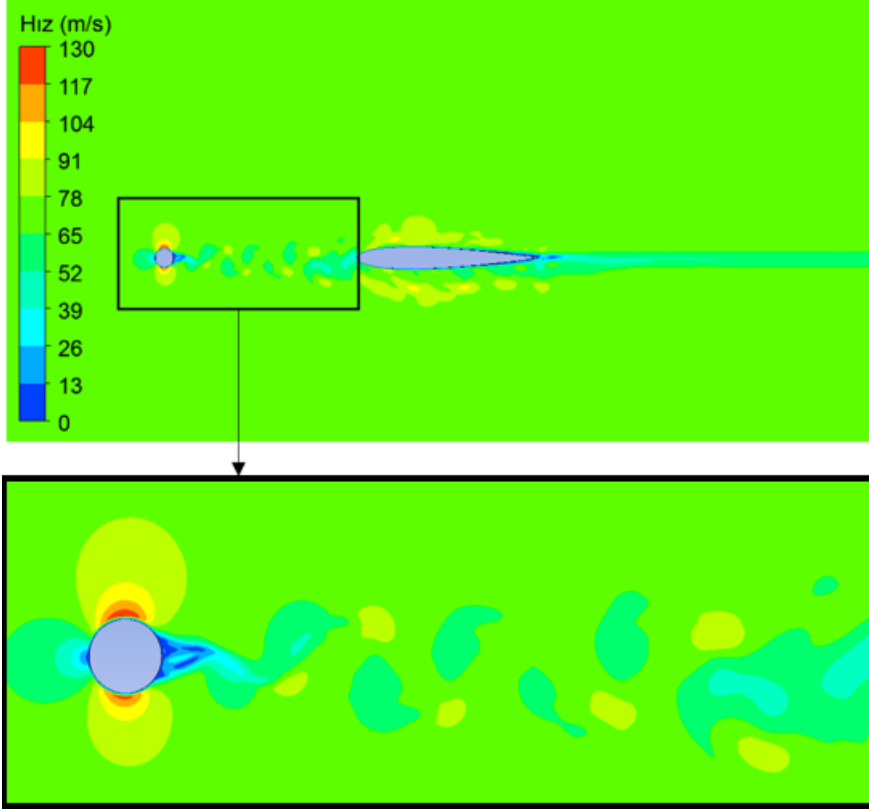


Şekil 4. Deneysel ve sayısal çalışma için güç spektral yoğunluğu-frekans kıyaslaması

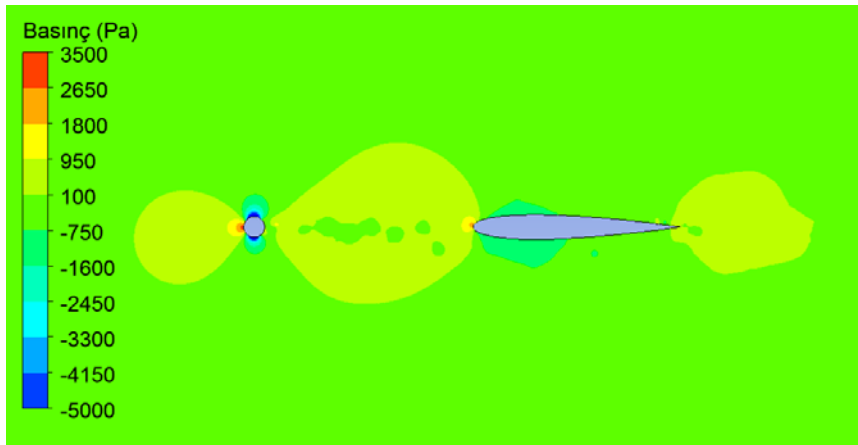
3. BULGULAR VE TARTIŞMA

Yapılan CFD çalışmalarında, silindir arkasında oluşan düzensiz salınımlara bağlı olarak Strouhal sayısı hesaplamaları yapılmıştır. Deneysel çalışmadaki mikrofon lokasyonu ile aynı noktadan basınç verileri toplanmış ($x/c=0$, $y/c=18.5$), hızlı Fourier dönüşümü yapılarak vortex ayrılma frekansı hesaplanmıştır. Bölüm 2.2’de bahsedilen Ffowcs-Williams–Hawkins denklemleri yardımı ile akustik hesaplamalar yapılmıştır.

Silindir-kanat konfigürasyonu için, Şekil 5’de hız konturu ve Şekil 6’da basınç konturu verilmiştir. Silindir arkasında oluşan periyodik girdap bölgesi ve silindirin kanat önünde yarattığı basınç salınımına bağlı olarak kanat önünde türbülansın etkilendiği görülmektedir. Silindir kaynaklı girdap yapılarının kanada çarpması ile beraber girdapların parçalandığı ve kanat alt ve üstünde küçük girdap yapıları yarattığı ve basınç salınımına neden oldukları gözlemlenmektedir. Güç spektrum analizi sonuçları irdelendiğinde ise (Şekil 4), maksimum gürültü seviyesi 88 dB değerinde 1.515 kHz frekans noktasında oluşmuştur.



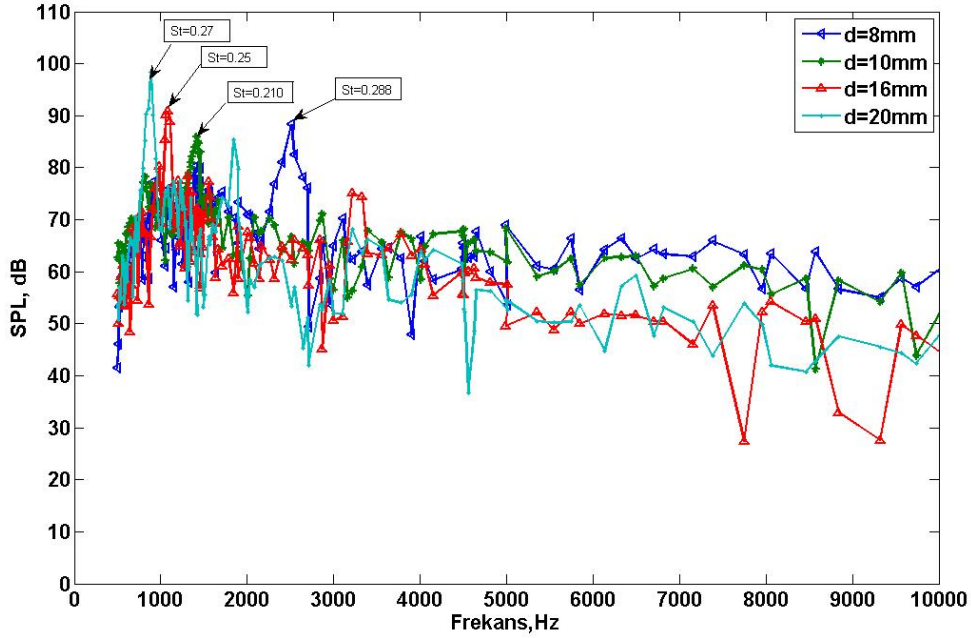
Şekil 5. Bütün silindir- kanat akış alanında ve silindir çevresinde hız konturu



Şekil 6. Silindir-kanat akış alanında basınç konturu.

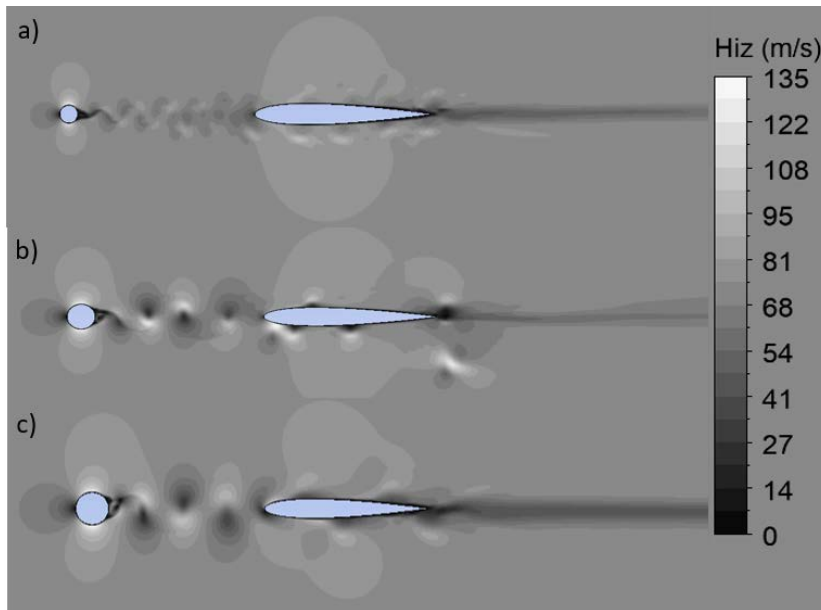
Şekil 7’de farklı silindir çaplarının Strouhal sayısı ve ses basınç seviyesi üzerine etkisi gösterilmiştir. Silindir çapı $8 \text{ mm} < d_{\text{silindir}} < 20 \text{ mm}$ arasında değiştirilmiştir. Girdap frekansı, silindir çapının artması ile düşmektedir. İncelenen aralıkta Strouhal sayısı, çapın artışı ile önce düşmekte sonra tekrar

yükselmektedir. Bunun sebebi Strouhal sayısının frekans ile doğru, silindir çapı ile ters orantılı olmasından kaynaklanmaktadır. Yani kritik bir çap değerine kadar Strouhal sayısı çapın artışı ile düşerken kritik bir değerden sonra yükselmektedir. Dolayısıyla silindir çapı ve ses basınç seviyeleri arasında bir ilişki bahsetmek yerine Strouhal sayısı ve SPL arası ilişkiyi incelemek daha doğrudur. Bu noktada Şekil 7 irdelendiğinde Strouhal sayısı arttıkça ses basınç seviyelerinin arttığı gözlemlenmektedir.



Şekil 7. Farklı silindir çapları için ses basınç seviyesi kıyaslaması

Şekil 8'de farklı silindir çapları için hız konturları verilmiştir. Silindir çapının artışı ile beraber iz bölgesinde oluşan girdapların dalga boyu küçülmektedir. Küçük dalga boyuna sahip girdaplar daha yüksek enerji seviyesine sahiptir. Kanada çarpan girdapların enerji içeriği daha yüksek olduğundan türbülans artmış ve ses basınç seviyeleri yükselmiştir.



Şekil 8. Farklı silindir çapları için hız konturu (a) 10 mm (b) 16 mm (c) 20 mm

4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Silindir-kanat konfigürasyonu, geniş bant gürültüsü simülasyonunda referans bir çalışmadır. Bu bağlamda bu çalışmada silindir-kanat profili akış yapısı LES yöntemi kullanılarak incelenmiştir. Yapılan sayısal çalışmalar akış fiziği ve akustik alan hakkında fikir vermektedir. Çalışmanın ikinci kısmında ise silindir çapının aeroakustik oluşumlar üzerine etkisi araştırılmıştır.

Sonuçlar irdelendiğinde LES yönteminin aereakustik ve aerodinamik modellemeyi başarı ile gerçekleştirdiği ve deneysel sonuçlar ile tutarlı sonuçlar verdiği ortaya konmuştur. Geniş bant gürültüsü frekans değerleri maksimum 10 % hata ile hesaplanmıştır. Diğer yandan çalışma sırasında görülmüştür ki LES modeli ile tutarlı sonuçlar alabilmek için hazırlanan ağ yapısı büyük önem taşımaktadır. Mapped ağ yapısı kullanılması, ağ yapısının silindir, kanat ve silindir-kanat arası akış alanı olarak farklı bölgelere ayrılması gerekmektedir. Ayrıca uygun zaman adımı seçilmesi de frekans aralığının yakalanabilmesi için önem arz etmektedir. Sık ağ yapısı ve küçük zaman adımı gereksinimleri, hesaplama maliyetini oldukça yükseltmektedir.

Silindir tarafından yaratılan girdap yapıları, kanat giriş ucunda parçalanmakta ve küçük yapılanmalara dönüşerek kanat alt ve üstünde türbülans seviyesini arttırmaktadır. Silindir çapının değiştirilmesi girdap dalga boylarını değiştirmekte ve girdap enerji seviyelerini azaltmakta ya da arttırmaktadır. Girdap enerjilerinin artması ses basınç seviyelerinde artışa neden olurken düşük enerji seviyeli girdaplar ses basınç seviyelerinde düşüş yaratmaktadır. Gelecek çalışma olarak, silindir-kanat arası mesafesinin SPL seviyelerine etkisinin araştırılması planlanmaktadır.

5. KAYNAKLAR

- [1] ROUSOULIS, S.L., LACOR, C., GHORBANISASL, G., “A flow control technique for noise reduction of a rod-airfoil configuration”, *Journal of Fluids and Structures*, vol 67, pp: 293-307, 2017.
- [2] REID, E.G., “Tests of rotating cylinders”. *Flight*, 17–20., 1925.
- [3] PERKOVIC, L., SILVA, P., BAN, M., KRANJCEVIC, N., Duic, N., “Harvesting high altitude wind energy for power production: the concept based on Magnus' effect.” *Appl. Energy* 101, 151–160.,2013
- [4] BADALAMENTI, C., 2010. “On the application of rotating cylinders to micro air vehicles”, Ph.D. thesis. City University, London.
- [5] KAYS, W.M., BJORKLUND, I.S., “Heat transfer from a rotating cylinder with and without crossflow”, *Trans. ASME* 80, 70–78.,1958.
- [6] BARONE, M., “A computational study of the aerodynamics and aeroacoustics of a flatback airfoil using hybrid RANS-LES,” in *Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, Florida, USA, 2009.
- [7] JACOB, M.C., BOUDET, J., CASALINO, D., MICHARD, M., “A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling”, *Theoret. Comput. Fluid Dynamics*, 19: 171–196, 2005.
- [8] CASALINO, D., JACOB, M., ROGER, M., “Prediction of Rod–Airfoil Interaction Noise Using the Ffowcs-Williams–Hawkings Analogy”, *AIAA JOURNAL* Vol. 41, No. 2, February 2003
- [9] LIU, F., JIANG, S., CHEN, G., LI, Y., “Numerical Investigation on Vortex-Structure Interaction Generating Aerodynamic Noises for Rod-Airfoil Models”, *Mathematical Problems in Engineering*, 2017.
- [10] SILVA, F.D., DESCHAMPS, C.J., SILVA, A.R., SIM, L.G.C., “Assessment of jet-plate interaction noise using the lattice Boltzmann method,” in *Proceedings of the 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2015, June 2015.
- [11] *Fluent Tutorial Guide*, 2018.
- [12] LIGHTHILL, M. J., “On sound generated aerodynamically. I. general theory,” in *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 211, no. 1107, pp. 564–587, 1952.
- [13] FARASSAT, F., CASPER, J., “Towards an airframe noise prediction methodology: Survey of current approaches,” *44th AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, vol. 5, no. 210, pp. 1–12, 2006.
- [14] GUMUS, B., “Wind Noise Prediction Of A Car Model Through Solutions Of Navier-Stokes And Ffowcs Williams & Hawkings Equations”, MSc Thesis, Middle East Technical University, 2017.
- [15] TRIVELLATO F., CASTELLI M.C., “Appraisal of Strouhal number in wind turbine engineering”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 49, 795-804, 2015.



ÖZGEÇMİŞ

Eyup KOÇAK

1990 yılı Konya doğumludur. 2014 yılında Gazi Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği bölümünü bitirmiştir. Aynı üniversitede 2017 yılında yüksek lisansını tamamlamıştır. Şuan Çankaya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Doktora Programına devam etmekte olup aynı üniversitede araştırma görevlisi olarak görev yapmaktadır. Yenilenebilir enerji, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği konularında çalışmaktadır.

Ece AYLI

1989 yılı Ankara doğumludur. 2010 yılında TOBB ETÜ Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği bölümünü bitirmiştir. Aynı üniversitede 2012 yılında yüksek lisans, 2016 yılında doktora eğitimini tamamlamıştır. 2018 yılından beri Çankaya Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünde Dr. Öğr. Üyesi olarak çalışmaktadır. Yenilenebilir enerji, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği konularında çalışmaktadır.

Haşmet TÜRKOĞLU

1980 yılında İstanbul Devlet Mühendislik ve Mimarlık Akademisi Makine Mühendisliği bölümünden mezun oldu. 1986 yılında Stevens Institute of Technology'de yüksek lisansını, 1990 yılında Drexel University'de doktorasını tamamladı. 1992 yılında yardımcı doçent, 1994 yılında doçent, 2000 yılında profesör unvanlarını aldı. 1992-2016 yılları arasında Gazi Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde öğretim üyesi olarak görev yaptı. 2016 yılından beri Çankaya Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde görev yapmaktadır. Akışkanlar mekaniği, ısı transferi, hesaplamalı akışkanlar dinamiği alanlarında çalışmaları bulunmaktadır.