

Simetrik Kanat Profilinin Aerodinamik ve Aeroakustik Olarak İncelenmesi

Mehmet Alim¹
İstanbul Üniversitesi – Cerrahpaşa
İstanbul
Yusuf Aktaş²
İstanbul Üniversitesi – Cerrahpaşa
İstanbul

Baha Zafer³
İstanbul Teknik Üniversitesi
İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada, zamana bağlı ve sıkıştırılabilir NACA 0012 simetrik kanat profilinin aerodinamik kaynaklı aeroakustik gürültüsü farklı hücum açılarında sonlu hacimler metodu tabanlı, açık kaynaklı hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı olan OpenFOAM kullanılarak incelenmiştir. O-Tip ağ yapısı kullanılarak oluşturulan hesaplama alanı için ağdan bağımsızlık çalışmaları ve farklı boyutsuz duvar mesafesi değeri için çalışmalar yapılmıştır. Reynolds sayısı 1.5×10^6 serbest akış hızı 71.3 m/s ve veter uzunluğu 0.3048 m olarak seçilmiştir. Türbülans modeli olarak LES ve RANS türbülans modellerinin aerodinamik ve aeroakustiğe etkisi, birbirlerine olan üstünlükleri numerik hesaplamalar ile karşılaştırılmıştır. Akustik sonuçlar için FW-H denklemlerinden oluşturulmuş akustik kütüphane OpenFOAM içerisine eklenerek kullanılmıştır. Akustik sonuçlar 1/3 oktav grafiklerine dönüştürülmüştür ve deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Yapılan analizler sonucunda, aerodinamik olarak elde edilen sonuçlar deneysel çalışma ile farklı hücum açılarında çok düşük hata oranı ile yakalanmıştır. Akustik sonuçlar için LES modelinde hem 0 hem de 14 derece hücum açısında deneysel veri ile yakın sonuçlar hesaplanmıştır.

GİRİŞ

Havacılık alanında uçak kanatları performansının analiz edilmesi önemli yer tutmaktadır. Kanat profillerinin aerodinamik performansı üzerine birçok sayısal ve deneysel çalışma yapılmıştır. Tasarım sürecinde başlıca yüksek taşıma katsayısı (C_L), düşük sürüklenme katsayısı (C_D) ve bu iki parametreye bağlı olarak optimum aerodinamik verim (C_L/C_D) önemli bir yere sahiptir. Uçak kanatlarının aerodinamik özelliklerinin belirlenmesi rüzgâr tüneli deneyleri ile belirlenebilmektedir. Ancak rüzgâr tünelleri kullanılarak yapılan analizler yüksek maliyetlere neden olmaktadır. Oluşturduğu dezavantajlardan dolayı günümüzde, sayısal tabanlı Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) programlarının endüstrideki etkisi önemli ölçüde büyümektedir. Kompleks ve zaman alıcı olan problemleri daha hızlı ve etkili bir şekilde çözülmesini mümkün kılmıştır. Bunun yanında kanat profillerinin oluşturduğu akustik gürültü büyük bir önem taşımaktadır. Aerodinamik kaynaklı oluşan sesi teorik bir temele oturarak anlamanın en önemli adım Michale Jamel Lighthill [Lighthill, 1952] tarafından atıldı. Temelde, uzak alanı akışın yakın alanından ayırma işlemi tasarladı, eş değişle sesi üreten kaynak ile sesin yayıldığı ortam arasında bir etkileşim olmadığını kabul etti. Bu yaklaşım Akustik Analoji (AA) olarak da bilinir. Aeroakustik, havacılık endüstrisinde de detaylı bir araştırma konusu olmuştur. Lighthill denklemi katı yüzey olmadığında veya katı yüzeyin etkisi ihmal edildiğinde tüm akış alanında geçerlidir. Ffowcs William-Hawkings akıştaki gürültünün katı yüzeyin varlığından dolayı oluştuğunu ortaya süren ilk yaklaşımdır. Lighthill akustik analogisi, Ffowcs

¹ Öğrenci, Makine Müh. Böl., İÜC, E-posta: mehmet.alim@ogr.iuc.edu.tr

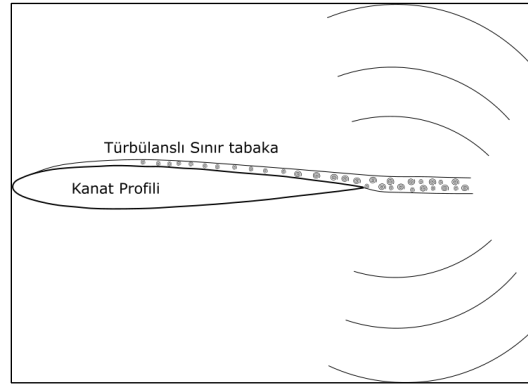
² Öğrenci, Makine Müh. Böl., İÜC, E-posta: yusuf.aktas1@ogr.iuc.edu.tr

³ Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., İTÜ, E-posta: zaferba@itu.edu.tr

Williams-Hawkins (FW-H) [Williams ve Hawkins, 1969] denkleminde şekillendiği gibi, hareketli yüzeyler için ise Kirchhoff formülasyonu ile karşılaştırılır.

Wasala [Wasala ve Sahan, 2015] kanadın aerodinamik ve aeroakustik hesaplamaları ile ilgili bir HAD çalışması yapmışlardır. NACA 0012 kanat profili üzerinde yaptıkları doğrulama çalışmaları ardından CART-2 rüzgâr türbini kanadı üzerinde HAD analizleri gerçekleştirmişlerdir. Hem doğrulama hem de rüzgâr türbini kanadı aeroakustik sonuçlarında deneysel veriye oldukça yakın sonuçlar bulmuşlardır. Önemli bir konu olan buzlanma ile ilgili Bao ve ark. [Bao, 2020] açık kaynak kod ile buzlanmış kanat profilinin aeroakustik etkisinin incelendiği bir çalışma yapmıştır. Yapılan çalışmada buzlanmış yüzeyin temiz yüzeye göre oldukça yüksek ses basınç seviyelerinde bir akustik etkiye sahip olduğu ve bu etkilerin buzlanmış şeklin geometrik özellikleriyle de değiştiği sonucuna varmışlardır.

Bu çalışmada sonlu hacimler metodu tabanlı açık kaynak kod HAD yazılımı olan OpenFOAM kullanılarak NACA 0012 simetrik kanat profili üzerinde analizler gerçekleştirilmiştir. Çalışma kapsamında LES-RANS türbülans modellerinin aerodinamik katsayılar üzerindeki etkileri ve aerodinamik kaynaklı aeroakustik sonuçlar sayısal ve deneysel çalışmalar ile karşılaştırılarak oluşturulmuştur.



Şekil 1: Fırlar kenarı türbülanslı sınır tabaka tarafından oluşturulan gürültü görseli

YÖNTEM

Bu çalışmada yapılan bütün simülasyonlar açık kaynak kodlu hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı OpenFOAM ile yapılmıştır. Zamana bağlı sıkıştırılabilir akışın çözümünde Navier Stokes denklemleri, *rhoPimpleFoam* çözücüsü kullanılarak çözülmüştür. Çözücü PIMPLE algoritmasını kullanır bu algoritma PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operator) ve SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) algoritmalarının bir karışımı olarak ortaya çıkmıştır. Türbülans modeli olarak LES ve $k - \omega$ SST türbülans modelleri kullanıldı. LES modelinde ağ-altı (sub-grid) ölçekteki girdaplar WALE modeli kullanılarak modellendi. İki türbülans modelinin aerodinamik ve aeroakustik etkileri karşılaştırmalı olarak incelendi. Aerodinamik katsayılar C_l ve C_p değerleri çeşitli hücum açılarında karşılaştırıldı. Hesaplamalı aeroakustik için Ffowcs William-Hawkins denklemlerini de içinde barındıran *libacoustics* [Epikhin, 2015] kütüphanesinden yararlanıldı. Akustik sonuçlar akış alanı içerisine yerleştirilen ve deneysel çalışma ile aynı konumda bulunan mikروفon üzerinden elde edildi.

Hesaplamalı Aerodinamik – (HAD)

Sıkıştırılabilir akışlar için zamana bağlı Navier Stokes denklemlerinin kapalı formu aşağıda verilmiştir, sırasıyla kütle korunumu, momentum korunumu ve enerji korunumu:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} + \frac{\partial p}{\partial x_i} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial (\rho E + p) u_j}{\partial x_j} = \frac{\partial \sigma_{ij} u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (3)$$

Türbülanslı akışlar için denklem (1) ve (3) çözmek zordur. LES' de, NSE büyük ölçekleri doğrudan çözmek için filtrelendir. NSE'nin doğrusallığı nedeniyle, bazı çözülmemiş girdaplar hala kalır ve SGS modeli tarafından dikkate alınmalıdır. WALE modelinde, ağ-altı ölçekteki girdap viskozitesi (ν_{sgs}) şu şekilde hesaplanır;

$$\nu_{sgs} = C_k \Delta \sqrt{k_{sgs}} \quad (4)$$

Arkasında iz bırakmayan simetrik kare parçasının hız tensörü S^d aşağıdaki fonksiyon ile hesaplanır.

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_k \partial \bar{u}_j}{\partial x_i \partial x_k} + \frac{\partial \bar{u}_k \partial \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_k} \right) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k \partial \bar{u}_l}{\partial x_i \partial x_k} \quad (5)$$

RANS yaklaşımı için $k - \omega$ SST türbülans modeli tercih edilmiştir. Türbülans kinetik enerji k ve spesifik yayılım oranı ω için $k - \omega$ ve $k - \varepsilon$ modellerinin karışımından oluşan iki denklemlilik bir modeldir. Model yakın duvar bölgesindeki $k - \omega$ modelinin doğru formülasyonunu, uzak alandaki $k - \varepsilon$ modelinin serbest akım bağımsızlığı ile harmanlar. Türbülans kinetik enerjisi (k) ve spesifik yayılım oranı (ω) denklemleri aşağıdaki gibidir;

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \tilde{P} - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (7)$$

Hesaplamalı AeroAkustik – (HAA)

Farassat [Farassat, 2007], FW-H denklemleri ile Kirchhoff formülasyonu arasındaki ilişkinin korunum denklemleri düzeyinde kurulduğunu görmüş ve subsonik kaynak hareketi için uygun olan uygulanabilir bir integral form geliştirmiştir. Bu form, farklı formülasyonların nihai uygulaması ve sayısal karşılaştırması için gereklidir. Bu çalışma kapsamında Hesaplamalı AeroAkustik (HAA) için kullanılan *libacoustic* kütüphanesi Farassat 1A formülasyonu ile oluşturulmuştur. Gözlemci konumunda x ve gözlemci süresi t akustik basınç p' aşağıdaki denklemin integral çözümü ile ortaya çıkar;

$$p'(x, t) = p'_T(x, t) + p'_L(x, t) + p'_Q(x, t) \quad (8)$$

İntegral formunda yazarsak;

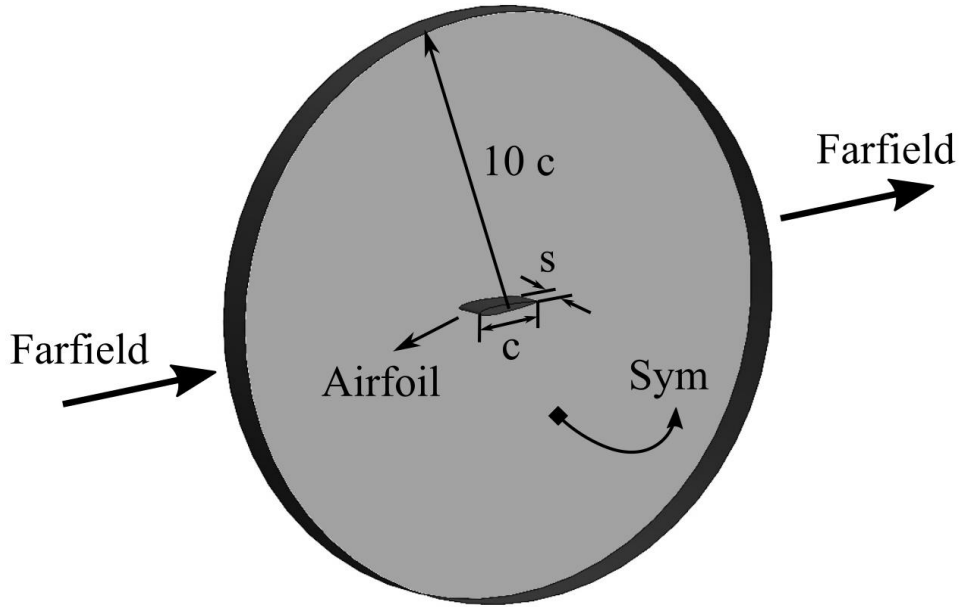
$$4\pi p'_T(x, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 (\dot{U}_n + U_n)}{r(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 U_n (r \dot{M}_r + c(M_r - M^2))}{r^2(1 - M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (8-a)$$

$$4\pi p'_L(x, t) = \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_m}{r^2(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{L_r (r \dot{M}_r + c(M_r - M^2))}{r^2(1 - M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (8-b)$$

Farassat 1A formülasyonu her ne kadar cebirsel olarak çok karmaşık olsa da kısmi türev yaklaşımı ile denklemin ortaya çıkması kolaylaştırılmış oldu.

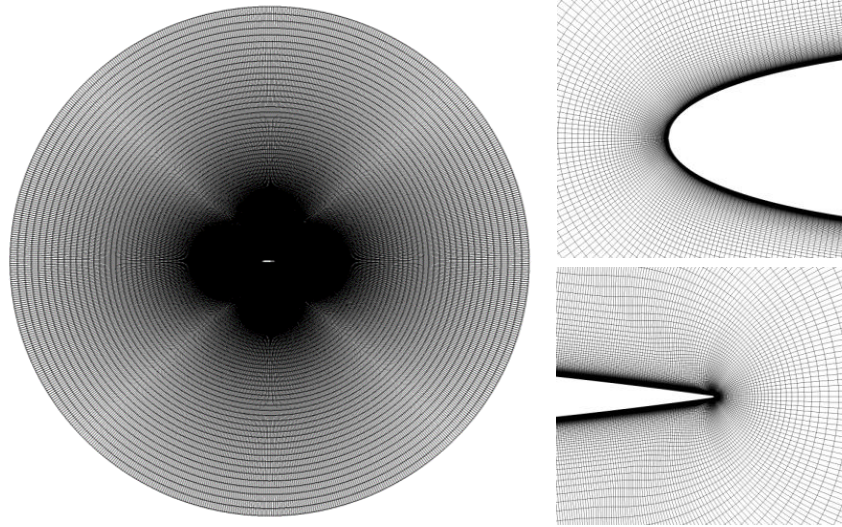
Geometrik Model ve Ağ Yapısı

Akustik model, sınır tabakasına ait davranışın doğru tahminine ve kanat profili üzerindeki yüzey basıncı dağılımlarına bağlı olduğundan, akış alanı hesaplarının doğruluğu akustik sonuçları etkilemektedir. Mevcut çalışmada hesaplama alanı ve sayısal ağ bu nokta göz önüne alınarak oluşturulmuştur. O-tip bir ağ yapısı kullanılmıştır.



Şekil 2: Akış Alanı Geometrisi

Toplam akış alanı veter uzunluğunun 10 katı yarıçaplı bir daireden meydana gelmektedir. Bu şekilde hem sınır tabaka daha düzgün modellenmiş, hem de yüzeyde ağ sayısı ideal sayıda tutulmuştur. Ayrıca aeroakustik veriler için önemli bir kriter olan en-boy oranı düşük bir seviyeye indirgenmiştir. O-tip bir geometri kullanıldığı için giriş-çıkış sınır koşulu olarak *farfield* seçilmiştir. Hız için serbest-akım-hız (*freestreamVelocity*), basınç için de serbest-akım-basınç (*freestreamPressure*) koşulları tercih edilmiştir.



Şekil 3: Ağ Yapısı

LES modeli analizleri için kanat kesitinin bütün yüzeyinde ağ yapısı $y^+ < 1$ olması hedeflenecek şekilde sayısal ağ ayrıklaştırması sıklaştırılmıştır. LES türbülans modeli kullanıldığı için kanat açıklığı boyunca ağ yapısı bölünerek 3D bir geometri modellenmiştir. Bu aşamada z^+ ve x^+ değerleri arasında bir ağdan bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Hem akustik verilerdeki doğruluk hem de aerodinamik sonuçlarda düşük hata hedeflenmiştir. $k - \omega$ SST türbülans modeli için de benzer şekilde oluşturulmuş bir ağ yapısı kullanılmıştır. NACA 0012 kanat profilinin üst ve alt duvarında toplamda 400 nokta ile ağ oluşturulmuştur. Sınır tabakası, yaklaşık 40 eleman olarak ayarlanmıştır ve sıklık oranı çok düşük seçilerek dış taraftaki ağ ile yumuşak bir geçiş oluşturmak istenmiştir.

HAD analizleri sonucunda elde edilecek olan aeroakustik veriler deneysel çalışma ile kıyaslanmak istenmektedir. Bundan dolayı analiz parametreleri Brooks [Brooks, 1989] çalışması ile benzer olacak şekilde tercih edilmiştir. Mikrofon konumu ve diğer parametreler Tablo 1’de gösterilmiştir.

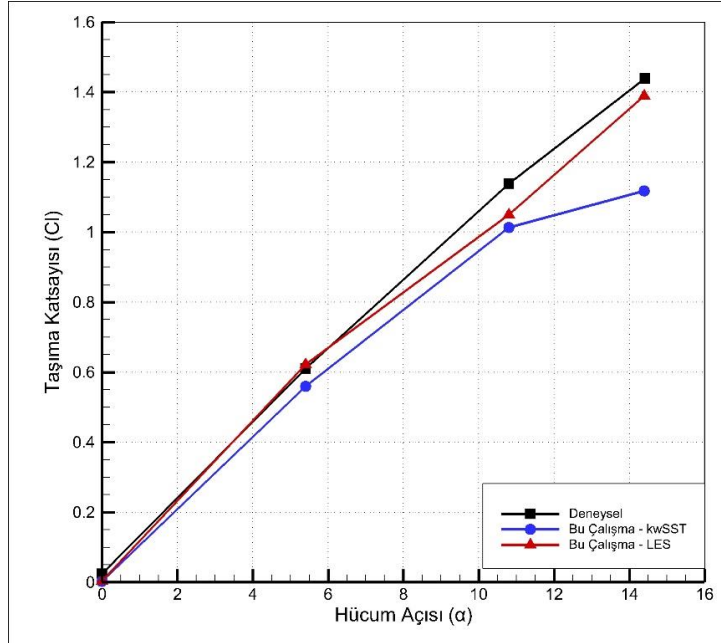
Tablo 1: Analiz Parametreleri

Parametre	NACA0012
Veter Uzunluğu - C (m)	0.3048
Kanat Açıklığı - S (m)	0.03048
Hız - V (m/s)	71.3
Re	1.5×10^6
Mikrofon (m üstünde)	1.219

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

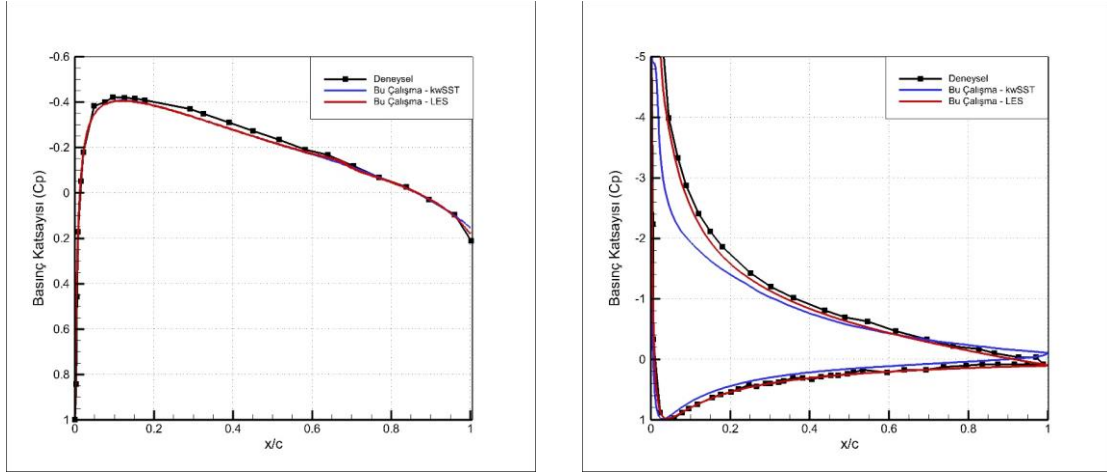
Aerodinamik Sonuçlar

Çalışmada ilk olarak aerodinamik sonuçlar deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır [Abbott, 1959]. Taşıma katsayısının 4 farklı hücum açısına göre farklı türbülans modellerindeki değerleri Şekil 4’de gösterilmiştir. Düşük hücum açılarında hem $k - \omega$ SST hem de LES modeli deneysel çalışmadaki değerlere yüksek doğrulukta hesaplanmıştır. LES türbülans modelinde 14.4° derece hücum açısında deneysel modeldeki taşıma katsayısı değerine yakın sonuçlar elde edilmiştir. $k - \omega$ SST modelinde ise deneysel çalışmadan bir miktar farklı sonuç hesaplanmıştır. LES modelinin türbülanslı yapıları daha iyi çözmekte ve sonuçları deneysel çalışmadaki değerlere yakın geldiği gözlemlenmiştir.



Şekil 4: Farklı Hücum Açılarında Taşıma Katsayısı Grafiği

Çalışma kapsamında aerodinamik açıdan incelenen bir diğer özellik ise basınç katsayısı dağılımı olmuştur. OpenFOAM’da 0° ve 14.4° hücum açısında $k - \omega$ SST ve LES modellerinden elde edilen sonuçlar [Gregory ve O’Reilly, 1970] deneysel çalışması ile karşılaştırılmış ve Şekil 5’te gösterilmiştir. 0° hücum açısında her iki türbülans modelinde de sonuçlar deneysel çalışma ile yakınlık göstermiştir. 14.4° hücum açısında ise LES modeli taşıma katsayısı değerini yüksek tutarlılık ile hesaplanmıştır. Fakat $k - \omega$ SST modelinde sonuçlar deneysel değerler ile bir miktar farklılık göstermiştir. Bu bağlamda kanat profili üzerindeki basınç dağılımını LES modelinin daha doğru tahmin ettiğini söyleyebiliriz.

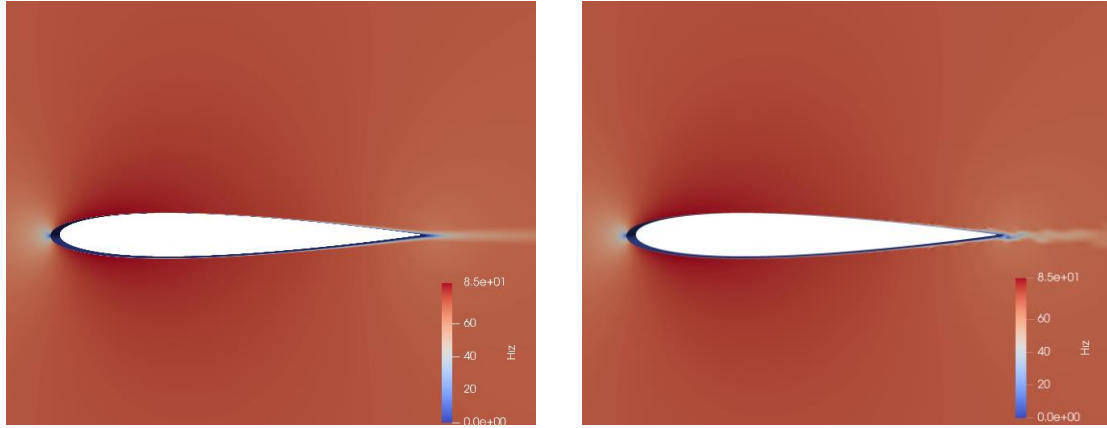


0° Hücüm Açısı

14.4° Hücüm Açısı

Şekil 5: Farklı Hücüm Açılarında Basınç Katsayısı Değişimi

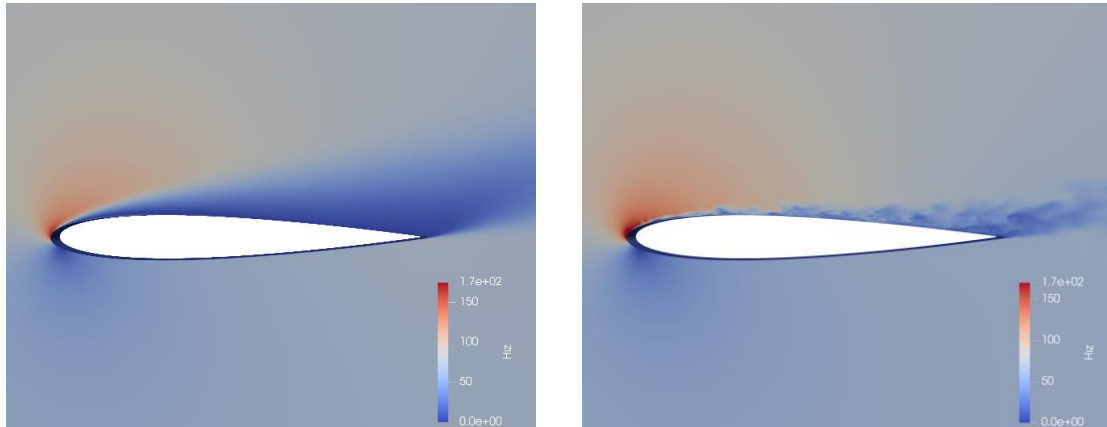
Zamana bağlı ve sıkıştırılabilir OpenFOAM simülasyon sonucuna göre çözüm alanı içerisinde hız dağılımı Şekil 6 ve Şekil 7' de gösterilmiştir. Kanat profilinde hücüm açısının artması ile hız değerlerinde yüksek bir artış olduğu görülmektedir.

k – ω SST

LES

Şekil 6: 0° Hücüm Açısındaki Hız Dağılımları

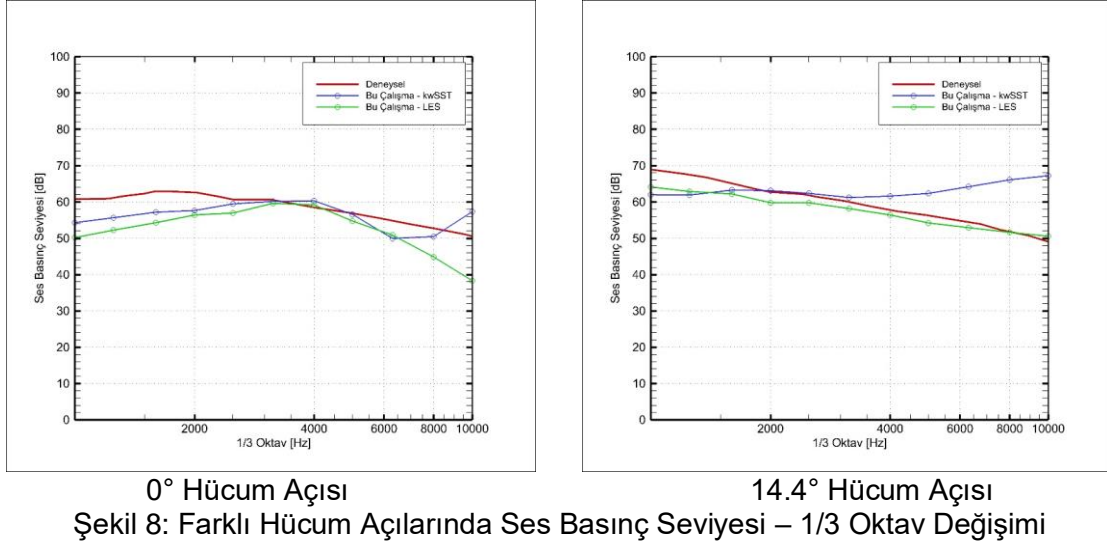
Şekil 7' de 14.4° hücüm açısındaki hız dağılımları gösterilmiştir. Hücüm açısının artması ile akım ayrılmalarının başlangıç noktası hücüm kenarına doğru kaymıştır. Ayrıca LES türbülans modelinde türbülanslı yapıları gözlemlemek mümkün hale gelmiştir.

k – ω SST

LES

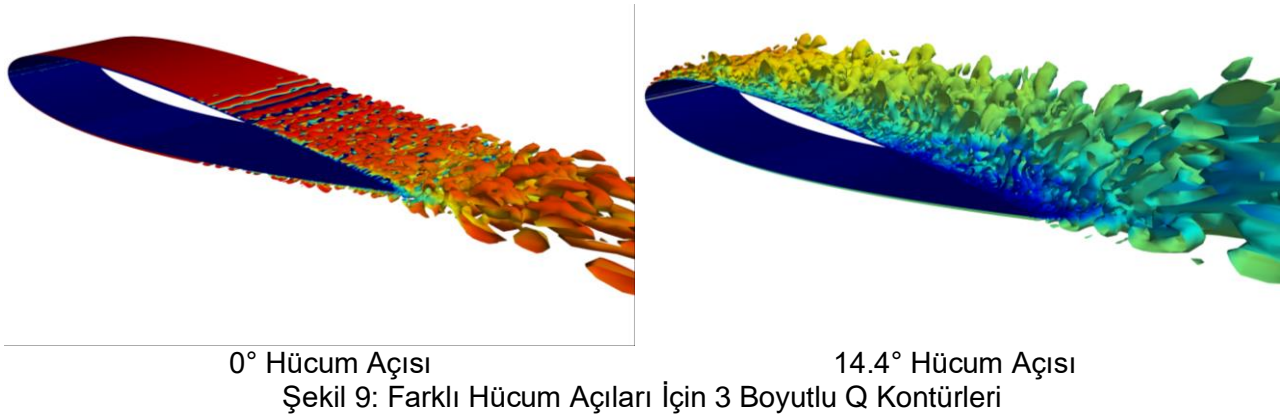
Şekil 7: 14.4° Hücüm Açısındaki Hız Dağılımları

Aeroakutik Sonuçlar



Aerodinamik verilerle eş zamanlı olarak elde edilen aeroakustik sonuçlar deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. Bu kısım için 2 farklı hücum açısı seçilmiştir ve deneysel veri olan Ses Basınç Seviyesi – 1/3 Oktav grafikleri elde edilmiştir. Aeroakustik sonuçlara baktığımız zaman 2 farklı hücum açısında da 0° hücum açısında deneysel veri ile benzer karakterde sonuçlar elde edilmiştir. Ancak 6250-10000 Hz arasında $k - \omega$ SST türbülans modelinde artış gözlemlenmiştir. LES modelinde ise 8000-10000Hz arasında deneysel veriden uzaklaşma görülmektedir. 0° hücum açısında LES modelinde 1000-2000 Hz arasında en yüksek 9dB' lik bir fark elde edilirken, 4000-10000 Hz arasında en yüksek fark 11dB olarak son kısımda ölçülmüştür.

14.4° hücum açısında ise LES modeli deneysel veri ile yüksek tutarlılıkta sonuçlar ortaya koymuştur. Deneysel veri ile arasındaki en yüksek fark 7dB olarak 1000Hz kısmında ölçülmüştür. $k - \omega$ SST modelinde ise yüksek hücum açısında deneysel sonuçlardan uzaklaşma görülmüştür. 0-4000 Hz arasında deneysel veri ve LES modeli ile tutarlı sonuçlar ortaya çıksa da 4000Hz' den sonra aeroakustik karakterde bozukluk görülmüştür. 10000Hz kısmında en yüksek fark olan 20dB' lik fark ortaya çıkmıştır.



Q kontürleri vortisite ve stres şiddeti arasındaki fark ele alındığı için girdap hareketliliğini daha detaylı incelemek mümkündür. LES çözümlerinin hepsinde kanat uçlarından yayılan Q kontürleri ağ yapısının seyrekleştiği bölgeye kadar belirgin olarak görülmektedir, daha sonra difüzyonun etkisiyle kaybolmaktadır. 0° hücum açısında girdaplar kanat profilinin firar kenarına yakın bölgede küçük döküntüler halinde oluşmaktadır. Yüksek hücum açısı olan 14.4° ise kanat profilinin hücum kenarında yakın bölgeden girdaplı yapılar ve kopmaların oluştuğu görülmektedir.

SONUÇ

Çalışmada farklı türbülans modellerinin OpenFOAM ile aerodinamik ve aeroakustik etkileri incelenmiştir. Sonuçlar aerodinamik açıdan değerlendirildiğinde $k - \omega$ SST ve LES modelinde taşıma katsayısı, düşük hücum açılarında deneysel çalışmaya yakınlık göstermiştir. Yüksek hücum açısında $k - \omega$ SST modeli ufak bir farklılık gösterse de özellikle LES modelinde deneysel çalışmaya oldukça yakın değerler elde edilmiştir. Ayrıca 0° hücum açısı basınç katsayısı dağılımında her iki türbülans modelinde de sonuçlar deneysel değerlere oldukça benzer gelmiştir. Yüksek hücum açısında LES modeli deneysel veriye yakın sonuçlar ortaya koyarken, $k - \omega$ SST modelinde ise çok ufak bir fark ile kanat üzerindeki basınç katsayısı dağılımı hesaplanmıştır.

Aeroakustik sonuçlar açısından bakarsak, her iki türbülans modelinde de 0° hücum açısında deneysel veri ile benzer karakterde sonuçlar elde edilmiştir. Ancak 6.25-10 kHz arasında $k - \omega$ SST türbülans modelinde artış gözlemlenmiştir. LES modelinde ise 8-10 kHz arasında deneysel veriden uzaklaşma görülmektedir. Yüksek hücum açısında ise, LES modeli deneysel sonuçları yüksek tutarlılık ile hesaplamıştır. $k - \omega$ SST modelinde ise 4 kHz' den sonra aeroakustik karakterde bozukluk görülmüştür. Bu farklılığın nedeni olarak çözücünün LES modelinde daha doğru bir çözüm ortaya koymasından kaynaklandığı söylenebilir, ayrıca ağ sayısının yetersizliğinden de kaynaklandığı düşünülmektedir. Daha sık bir ağ yapısı kullanıldığında deneysel veriye daha yakın değerler elde edilmesi öngörülmüştür.

Kaynaklar

Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1959). *Including a Summary of Airfoil Data*. New York

Bao, S., Shi, Y., & Song, W. (2020). Numerical Study of Iced Airfoil Aeroacoustics Using IDDES. In AIAA AVIATION FORUM (p. 2510).

Brentner, K. S., & Farassat, F. (1998). Analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surfaces. *AIAA journal*, 36(8), 1379-1386.

Brooks, T.F, Pope, D.S, and Marcolini, M.A. (1989) Airfoil Self-Noise and Prediction. *NASA RP121*

Epikhin A, Evdokimov I, Kraposhin M, et al. (2015) Development of a dynamic library for computational aeroacoustics applications using the OpenFOAM open source package. *Proc Comput Sci*.

Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L., (1969) "Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion," *Philosophical Transactions of the Royal Society*, Vol. A264, No. 1151, pp. 321–342.

Gregory, N., & O'reilly, C. L. (1970). Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost.

Lighthill, M. J., (1952). On sound generated aerodynamically I. General theory. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 211(1107), 564-587.

Wasala, Sahan H., et al. (2015) "Aeroacoustic noise prediction for wind turbines using Large Eddy Simulation." *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 145 :17-29.