

## ÜFLEMELİ KONTROL SİSTEMİNE SAHİP KANAT KESİTİNİN AEROAKUSTİK İNCELENMESİ

*Baha ZAFER\**  
*M. Salih GÜRİSOY\*\**

Alınma: 24.02.2016; düzeltme: 04.07.2016; kabul: 31.10.2016

**Öz:** Bu araştırmada, jet üflemeli bir kanat kesitinin hesaplamalı aeroakustik analizi yapılmıştır. Kanat kesit şekli NACA0015 olarak seçilmiştir. Kanatın üst yüzeyinde jet üfleme mekanizması bulunmaktadır. Hesaplamalar sonlu hacim çözücü ticari yazılım programı kullanılarak yapılmıştır. Türbülans modellemesinde k-ε modeli kullanılmıştır ve akustik sinyalin belirlenmesinde Ffowcs Williams-Hawking akustik analogi modeli kullanılmıştır. Jet üflemesi olmaksızın hesaplanan Ses Basınç Seviyeleri, deneysel verilerle karşılaştırılmış ve iyi bir uyum gözlemlenmiştir. Jet üflemeli durumlarda, jet çıkış açılarının, jet çıkış hızı oranlarının ve hücum açısının kanat üzerine etkisi incelenmiştir ve jet üflemesi olmayan durumlar ile karşılaştırılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Aeroakustik, Jet Üfleme, Hesaplamalı Akışkan Dinamiği

### Investigation of Airfoil Aeroacoustics with Blowing Control Mechanism

**Abstract:** In this investigation, it is dealt with computational aero-acoustic analysis of an airfoil with jet blowing. The airfoil shape is selected as NACA0015 profile with jet blowing on upper surface. The calculations of analysis are done by using commercial finite volume solver. The k-ε turbulence model is used for the turbulence modeling and the Ffowcs Williams and Hawking acoustic analogy model is run for determination of acoustic data. The numerical results are compared with experimental data for computed Sound Pressure Level without jet blowing and well agreement is observed. In the case of jet blowing, the effects of different jet angle, velocity ratio and angle of attack on airfoil are investigated and noise levels of non jet cases and jet blowing cases are studied.

**Keywords:** Aeroacoustics, Jet Blowing, Computational Fluid Dynamics

## 1. GİRİŞ

Akış kontrol teknikleri 20. yüzyılın başında Prandtl tarafından yapılan sınır tabaka deneylerine kadar geri gittiği genel olarak kabul görmektedir. Son yıllarda yapılan başarılı uygulamalar ile akış kontrolü tekniklerinin günlük uçuşlarda kullanılmasının yakın gelecekte mümkün olduğu düşünülmektedir. Genel olarak, deneysel ve sayısal çalışmalar çok fazla olmasına rağmen günlük hayat içinde sürekli başımızın üzerinden geçen uçaklarda teorik düzlemde kalan kontrol tekniklerinin birçoğu kullanılamamaktadır. Hem üretim süreçlerinin

\* İstanbul Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 34850, Avcılar, İstanbul.

\*\* İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, 34469, Maslak İstanbul.

İletişim Yazarı: Baha ZAFER (baha.zafer@istanbul.edu.tr)

hassas olması hem de birçok kontrol tekniğinin harici enerji kaynağına ihtiyaç duyması nedeniyle uygulamaya geçmemişlerdir. Ancak aerodinamik alanında ortaya konulan çalışmalar ile özellikle akım ayrılması, sınır tabaka ve kayma gerilme tabakası oluşumunun kontrolünde önemli ilerleme kaydedilmiştir (Cattafesta III ve Sheplak, 2011). Bu son yıllara ait tekniklerin, araştırma alanını günümüzde de aktif kıldığı görülmektedir.

Özellikle düşük Reynolds sayılı ( $Re < 20.000$ ) akış alanlarına ait kullanım çeşitliliğinin mikro hava araçlarından küçük enerji üretim kapasitesindeki rüzgâr türbinlerine ve düşük hızlı uçaklara kadar birçok farklı uygulama ile zenginleşmesi, kanat kesiti etrafındaki akış yapılarının daha yakından incelenmesini gerektirmektedir (Zhang ve Samtaney, 2015). Teknolojinin daha hafif ve dayanımı yüksek kanat yapımına uygun olması ile birlikte aerodinamik tasarım kendini farklı kanat kesitini denemeye yöneltebilmiştir. Bu yeni nesil kanatlar genel olarak yüksek hücum açılarında çalışırken kanat üzerinde meydana gelen ayrılma bölgelerinin oluşumu ve yeniden yüzey üzerine yapışması, taşıma ve sürüklenme için gerekli kuvveti etkileyeceğinden önem verilen konuların başında gelmektedir. Bu akış yapılarının etkilerini azaltmak kontrol tekniklerinin temel amacını oluşturmaktadır (Postl ve diğerleri, 2011).

Genel olarak kontrol teknikleri ikiye ayrılabilir: pasif ve aktif. Pasif kontrol teknikleri adından da anlaşılacağı gibi enerji harcamayan yaklaşımlar iken genellikle geometri üzerinde yapılan değişiklikler ya da kanat kesiti üzerine eklenen aksamlar ile sağlanır. Vorteks oluşturucu aksamlar bu alanda en sık kullanılan alettir (Vasile ve Amitay, 2015). Ancak pasif kontrol tekniklerinin sadece tasarım şartlarında kullanılabilmesi ve operasyon sırasında karşılaşılabilecek başka şartlara uyumlu olmaması en büyük dezavantajdır. Bu olumsuz noktayı engellemek için geliştirilen kontrol yaklaşımları genellikle aktif kontrol teknikleri olarak adlandırılır. Aktif kontrol tekniklerinde çoğunlukla kanat kesiti yüzeyinde ufak bir delik üzerinden akış alanına hava üflenir ya da emilir. Bu delik aşağıda konumlanmış bir kavite ile bağlantılıdır. Bu kaviteyi besleyen piston ya da boru aracılığıyla üfleme ya da emme hareketi kontrol edilir (Packard ve diğerleri, 2013). Packard ve arkadaşlarının belirttiği gibi aktif kontrol sistemleri üfleme ve emmenin şiddetini ve yönünü kontrol edebildikleri için esnek bir kullanıma da sahiptirler. Bu yaklaşım tipi üç kısımda incelenebilir: i) daimi üfleme/emmeli jet, ii) zamana bağlı jet ve son olarak iii) sentetik jetler (Packard ve diğerleri, 2013).

Hava araçları etrafında oluşan akış yapılarına bağlı olarak göz önünde bulundurulması gereken bir diğer önemli konu ise gürültüdür. Son yıllarda şehirlerin genişlemesine bağlı olarak dünya üzerindeki birçok havaalanı şehir merkezlerine doğru kaymış görünmektedir. Ayrıca hava trafiğinin artmasına bağlı olarak havalimanları etrafındaki yaşam alanlarına etkileyen hava araçlarının ürettiği gürültü son yıllarda sıklıkla gündeme gelen araştırma konularından biri olmuştur (Özkurt ve diğerleri, 2014). Gürültü, bir ortamdaki basınç salınımı olarak tanımlanabilir. Herhangi bir yüzeyle temas eden aerodinamik kuvvetler ya da türbülanslı ve zamana bağlı akış alanı tarafından üretilen basınç bozuntusu (pressure fluctuation) gürültü oluşumunun temel nedenidir. Aerodinamik temelli gürültüye, bir uçağın iniş takımları etrafındaki hava akışı, kanat kesitinin firar kenarının ardında oluşan vorteks bölgesi ya da yüksek hızlarda uçan araçların itki sistemleri örnek gösterilebilir.

Gürültü seviyesinin azaltılması havayolu taşımacıları tarafından önemli bir mühendislik problemi olarak görüldüğünden ses üretiminin tahmin edilmesi havacılık endüstrisi açısından öncelik arz eder. Havayolu taşımacılığının gelişimine bağlı olarak iniş-kalkışlarda gürültü seviyesinin azaltılması son yıllarda yapılan aeroakustik araştırmalarda önemli bir çevresel konudur (Wagner ve diğerleri, 2007). Havaalanlarına yakın yerleşim yerlerindeki, uçak gürültü seviyesi rahatsız edici düzeyde olması endişe vermektedir. İstanbul nüfusunun %4'ünün uçaklar ve havaalanı sebebiyle bir gün içerisinde 55 dB ve daha fazlası gürültüye maruz kaldığı saptanmıştır. Çok sayıda insanın ortalama değerlerden daha fazla aerodinamik nedenli gürültüye maruz kalma potansiyelinde olduğu belirlenmiştir (Özkurt ve diğerleri, 2014). Havacılık endüstrisinin uzun vadeli hedefi (2030'lu yıllar) tasarımdan üretime geçmiş olan hava araçlarında gürültü seviyesinin 20 dB civarında azaltılmasıdır (Lockard ve Lilley, 2004).

Gürültü kirliliğinin yanı sıra insan sağlığı açısından da uçak seslerinin etkisi önemli bir problemdir. Yüksek seviyede gürültünün duyma bozuklukları, hipertansiyon ve okul performansında azalma gibi sağlık problemlerine neden olduğu belirlenmiştir. Yüksek ses seviyesi stres oluşumuna, işyerlerindeki kaza oranlarının artmasına ve diğer anti sosyal davranışlara sebep olabilmektedir (Kryter, 1994). Bir iş yerinde çalışanların duyma hassasiyetleriyle iş kazaları arasında bir bağlantı olduğu gözlemlenmiştir. 20 dB'lik ses kaybı iş kazalarında 1.14 oranında bir artışa neden olmuştur (Picard ve diğerleri, 2008). Hava araçları tarafından oluşturulan gürültü sadece yerdeki insanları değil uçuş sırasında uçağın içinde bulunan yolcuları da etkilemektedir. Uçak kalkış-iniş anında kabin içi ses seviyesinin 80-85 dB aralığında olduğu tespit edilmiştir (Molesworth ve Burgess, 2013). Bu denli sağlık problemleri ve çevresel kirliliğe neden olmasından dolayı, hava araçları kaynaklı gürültünün incelenmesi ve sayısal analizlere bağlı ses seviyelerinin azaltılması üzerine çalışmalar yapılması önem arz etmektedir.

Bu çalışmada akış alanı kontrol tekniklerinin kanat kesit profili üzerindeki zamana bağlı akış alanı değişkenlerinin akustik sinyali nasıl etkilediği incelenmiştir. İki boyutlu kanat kesiti üzerindeki sabit şiddetli ve yönlü üfleme jet kontrol mekanizmasının akış alanında oluşan zamana bağlı yapılar olana etkisi ve buna bağlı olarak aerodinamik etkiler nedeniyle oluşan gürültü seviyesi akustik analogi yaklaşımı kullanılarak hesaplanacaktır. Sabit Reynolds Sayısı altında jet üflemesine ait çıkış açısı, serbest akım ile hız oranı ve kanat kesitinin hücum açısının ses basınç seviyesini (SPL) nasıl değiştirdiğinin tespiti amaçlanmıştır. Ticari sonlu hacim çözücüsü kullanılarak zamana bağlı k-ε türbülans (uRANS) modeliyle akış alanı incelemesi yapılmıştır. Hesaplanan aerodinamik sonuçlar ile deneysel veriler karşılaştırılarak doğrulama çalışması gerçekleştirilmiştir. Ffowcs William-Hawkings (FW-H) yaklaşımı ile Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ve Akustik Analogi (AA) yaklaşımı bir arada kullanılarak tüm akış alanının çözülmesine ihtiyaç duyulmaksızın jet üflemasının ses basınç seviyelerine etkisi gözlemlenmiştir.

## 2. SAYISAL YAKLAŞIM

Akış alanına ait zamana bağlı bünye denklemlerinin sayısal ayrıklaştırması ticari Fluent Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözücüsü ile gerçekleştirilmiştir. Mekânsal ayrıklaştırma için sonlu hacim yaklaşımı kullanılırken zamansal ayrıklaştırma için kapalı basınç temelli çözücüsü ile hem mekânsal hem de zamansal ayrıklaştırmada ikinci mertebeden ileri gidişli şema (second order upwind scheme) kullanılmıştır. Akış alanına ait korunum denklemleri integral formunda Denklem 1'de verilmiştir (Fluent, 2011).

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \oint (F - G) \cdot dA = \int_V H dV \quad (1)$$

çözüm vektörü  $W$ , konvektif akı matrisi  $F$  ve viskoz akı matrisi  $G$ ;

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho V \\ \rho V u + p i \\ \rho V v + p j \\ \rho V w + p k \\ V(\rho E + p) \end{Bmatrix}, G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_{ij} + q \end{Bmatrix} \text{ ve } H = \begin{Bmatrix} 0 \\ f_x \\ f_y \\ f_z \\ \rho(f_i v_j \delta_{ij}) + \dot{q}_h \end{Bmatrix} \quad (2)$$

şeklinde tanımlanmıştır. Sırasıyla akışkanın yoğunluğu  $\rho$ , hız vektörü ise  $\vec{v} = u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k}$  bağıntısı ile tanımlanmıştır. Denklem 2'de verilen  $V$  kontravariant hız tanımı iken,  $V = \vec{v} \cdot \vec{n}$  olarak verilmiştir ve  $\vec{n}$  yüzey normali olarak tanımlanmıştır.  $E$  birim kütledeki toplam enerji,  $p$  basınç iken  $\tau_{ij}$  viskoz gerilim tansörü ve  $q$  ısı akısı olarak tanımlanmıştır. H

kaynak teriminde ise  $f_j$  hacmi etkileyen kuvvetleri (yerçekimi, Coriolis ivmesi v.b.) ve  $\dot{q}_h$  terimi ise hacim içinde üretilen zamana bağılı ısı kaynağını göstermektedir. Düşük Mach sayılı akışlar için süreklilik bağıntısında, zamana bağılı terimde yoğunluk sabit olduğundan momentum denkleminin çözümünde zorluk ortaya çıkmaktadır. Navier-Stokes denklemlerinin sayısal formunda ilgili sorun ön-koşullandırma (preconditioning) ile ortadan kaldırılır. Zamana göre türev terimi, ön koşullandırma matrisi ile çarpılırsa,

$$\frac{\partial W}{\partial Q} \frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint (F - G) \cdot dA = \int_V H dV \quad (3)$$

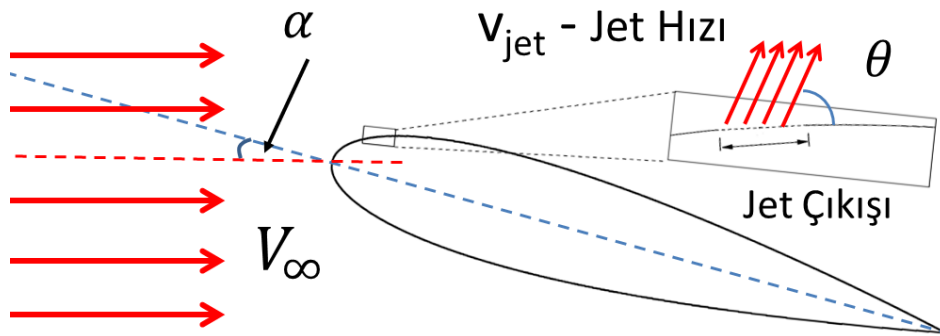
Q çözüm vektörü, basıncında tanımlandığı birincil değişkenlere göre yeniden yazılır ve ön-koşullandırma matrisi:

$$Q = \begin{pmatrix} p \\ u \\ v \\ w \\ T \end{pmatrix}, \frac{\partial W}{\partial Q} = \begin{bmatrix} \rho_p & 0 & 0 & 0 & \rho_T \\ \rho_p u & \rho & 0 & 0 & \rho_T u \\ \rho_p v & 0 & \rho & 0 & \rho_T v \\ \rho_p w & 0 & 0 & \rho & \rho_T w \\ \rho_p H - \delta & \rho u & \rho v & \rho w & \rho_T H + \rho c_p \end{bmatrix} \quad (4)$$

$\rho_p = \frac{\partial \rho}{\partial p}$ ,  $\rho_T = \frac{\partial \rho}{\partial T}$  tanımlanırken, sıkıştırılamaz akış için  $\delta = 0$  alınır. Böylece sıkıştırılamaz akış alanı çözümlerinde kullanılan ayrıklaştırma şeması elde edilir. Denklem 1 ve 2'de  $\tau_{ij}$  ise türbülans kayma (Reynolds stress) gerilmesi Boussinesq yaklaşımına göre aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k \quad (5)$$

denklemdaki  $u'_i$  ve  $u'_j$  ise türbülans hız ani değişimlerini (fluctuation),  $\mu_t$  türbülans viskozitesi,  $\delta_{ij}$  ise Kronecker Delta'dır. Bu çalışmada k-ε türbülans modeli, kanat kesitine ait akış alanının çözümünde zamana bağılı değişkenlerin davranışını belirleyen ana etken duvar olduğundan kullanılmıştır.

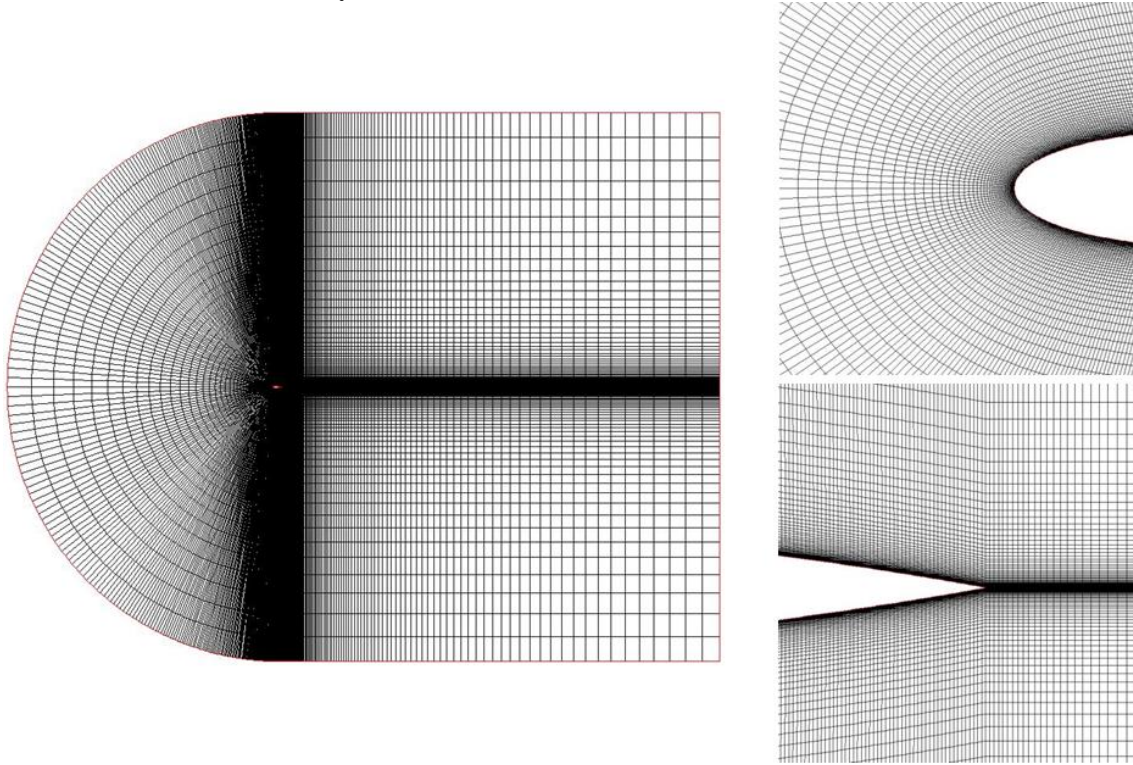


**Şekil 1:**  
Kanat kesiti ve jet üfleme mekanizması taslağı

Şekil 1'de, kanat kesiti ve jet üfleme mekanizmasının taslağı gösterilmiştir.  $V_\infty$  serbest akış hızını,  $\alpha$  hücum açısını,  $\theta$  jet çıkışı açısını,  $R = \frac{v_{jet}}{V_\infty}$  jet çıkış hızının serbest akış hızına oranını göstermektedir. Üflemin yapıldığı yarık hücum kenarına yakın tarafta veter boyunun %10'u

uzaklığında konumlanmıştır. Tüm veter uzunluğu,  $c = 0.381$  m iken üfleme yarı genişliği,  $w = 0.009525$  m olarak alınmıştır. Giriş hızı  $V_\infty = 17.44$  m/s, tüm hesaplama alanı ön tarafında sabit değerli olarak verilmiş iken veter uzunluğuna bağlı Reynolds sayısı  $Re = 4.55 \times 10^5$  iken Mach sayısı 0.05 olarak alınmıştır. Sayısal çözüm için oluşturulan hesaplama alanı Şekil 2'de gösterilmiştir. Hesaplama alanı sonlu hacim elemanları ile ayrıştırılmıştır.

Hesaplama alanı ve sayısal ağ GAMBIT programı yardımıyla oluşturulmuştur. Simülasyonlarda kullanılacak hesaplama alanı için kanat kesiti geometrisine benzerliği sebebiyle C-tipi sayısal ağ modeli tercih edilmiştir. Hesaplama alanı yukarı akış alanında veter uzunluğunun 12.5 katı yarıçaplı bir yarım daire ve aşağı akış alanı için 20 katı uzunlukta bir dikdörtgenden meydana gelmektedir. Kanat kesitine (NACA 0015) yakın bölgelerde sınır tabaka akışlarını daha iyi gözlemleyebilmek için sayısal ağ sıklaştırılmıştır. Kanat kesitinin bütün yüzeyinde ağ yapısı  $y^+$  değerinin 1'e yakın olması hedeflenecek şekilde sayısal ağ ayrıştırması sıklaştırılmıştır. Sayısal ağ yapıları Şekil 2'de ayrıntılı olarak gösterilmiştir. NACA 0015 profili üst ve alt duvarında 100 nokta, iz bölgesinde 150 nokta ile hesaplama alanının giriş sınır şartının uygulandığı yarı çemberde toplam 484 nokta ve çıkış bölgesinde 200 nokta kullanılarak sayısal ağ yapısı oluşturulmuştur. Jet çıkışı genişliği boyunca 10 adet sayısal ağ noktası ile ayrıştırılmıştır. Sayısal ağ yapısı, profil üzerinde sıklaştırmayı sağlamak için sıklık oranı 1.02 kullanılarak düzenlenmiştir. Böylece hesaplama alanında yaklaşık olarak 78,253 adet nokta kullanılmıştır.



**Şekil 2:**  
*Hesaplama alanı ve C-tipi sayısal ağ modeli*

### 3. AKUSTİK ANALOJİ

Aeroakustik alanındaki ilk gelişme James Lighthill tarafından Navier-Stokes denklemlerinin homojen olmayan (nonhomogeneous) dalga denklemi formunda yeniden düzenlemesi ile başlamıştır (Lighthill, 1952). Navier-Stokes denklemlerinin sağ tarafında kaynak terimi olacak şekilde yeniden tanımlanması ise yeni bir yaklaşımda ortaya konmuştur: Akustik Analoji. Bu yaklaşıma göre, gürültünün oluşmasında etkin rol alan akış nitelikleri ile

oluşan sesin yayıldığı akış alanındaki değişkenler birbirlerinden bağımsızdır. Böylece sesin oluşumu ile yayılımı birbirinden ayrılmıştır. Ancak Lighthill denklemi tüm akış alanında, katı bir yüzey bulunmadığında ya da katı yüzeyin etkisinin ihmal edildiği durumlarda geçerlidir. Ffowcs Williams ve Hawkins ise, herhangi bir şekilde ve harekete sahip yüzey için Lighthill akustik analogik yaklaşımını genelleştirmişlerdir (Ffowcs Williams ve Hawkins, 1969). Ffowcs Williams ve Hawkins Denklemleri (FW-H) aşağıda sırasıyla quadropol, dipol ve monopol terimlerini içerecek şekilde verilmiştir.

$$\left\{ \frac{1}{a_0} \frac{\partial p'}{\partial t^2} - \nabla p' \right\} = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f)\} + \frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\} \quad (6)$$

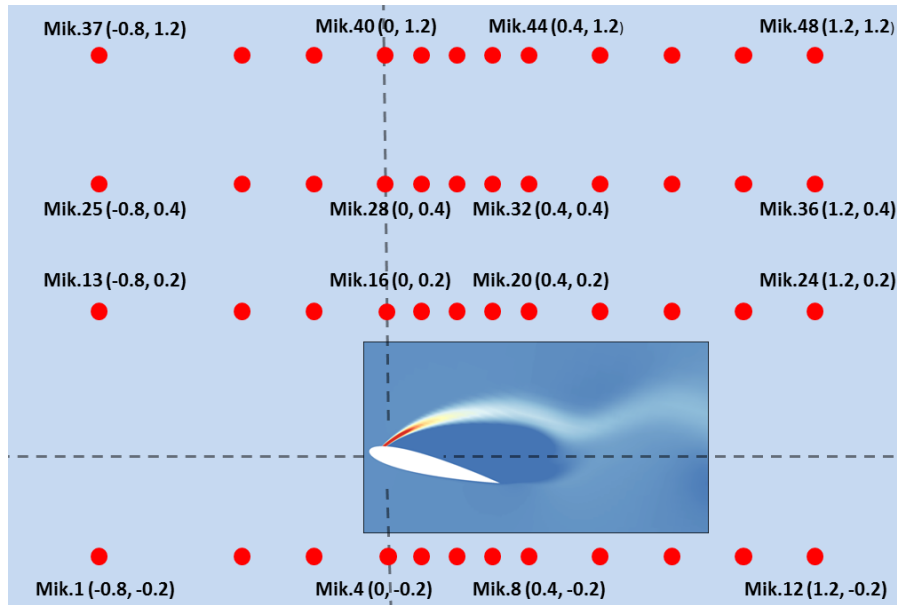
$T_{ij}$  Lighthill gerilme tensörü Denklem 7'de tanımlanmıştır.

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - c_0^2 \rho' \quad (7)$$

$P_{ij}$  terimi Stokes akışları için Denklem 8'de verilmiştir.

$$P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (7)$$

Denkleme göre, akış hızının  $x_i$  doğrultusundaki bileşeni  $u_i$ , yüzey normali doğrultusundaki bileşeni ise  $u_n$  olarak tanımlanır. Yüzey hızının  $x_i$  doğrultusundaki bileşeni  $v_i$  ve yüzey normali doğrultusundaki bileşeni ise  $v_n$  olarak tanımlanır.  $\delta(f)$  Dirac Delta ve  $H(f)$  Heaviside fonksiyonlarını belirtmektedir.



**Şekil 3:**

*Kanat kesiti etrafına yerleştirilen mikrofonların konumları*

Genel amaçlı bir Hesaplama Akışkanlar Dinamiği (HAD) kodu kullanarak, Denklem 6'deki gibi kaynak terimli dalga denkleminin çözülmesiyle sesin yayılımı için akustik analogi yaklaşımı önerilmiştir. Bu metod, kaynak katı bir yüzey olarak seçildiği zaman uzak alanda

gürültü seviyesinin hesaplanmasında kullanılır. FW-H integrallerinin çözümünde ileri zamanlı yaklaşım (forward-time approach) kullanarak, algoritma sadece simülasyonun sonunda değil devam eden geçici çözüm sırasında anlık olarak da belirli konumlardaki alıcılar üzerinden ses sinyallerini hesaplayabilir.

Şekil 3’de görüldüğü üzere, 12 adet mikrofon kanat kesitinin altına tek sıra halinde veter çizgisinden 0.5c uzaklıkta konumlandırılmıştır. Aynı şekilde üst tarafına da veter uzunluğunun 0.5, 1 ve 3 katı uzaklıklara 12’şer adet üç sıra olarak yerleştirilmiştir. Toplamda 48 adet mikrofon kullanılarak akış ölü (upstream) ve akış sonrası (downstream) bölgelerin ses basınç seviyeleri (SPL) her açıdan incelenmiştir.

#### 4. SAYISAL SONUÇLAR

Bu incelemede, jet üfleli bir kanat kesiti yakın alanındaki zamana bağlı akış yapılarının akustik sinyal üzerine olan etkileri incelenmiştir. Kanat kesiti olarak, üst yüzeyinde jet üfleme mekanizması konumlandırılmış NACA0015 profili kullanılmıştır. Jet çıkışı, bir kanat kesitinin veter uzunluğunun %2.5 kadar genişliğe sahiptir ve veter uzunluğu 0.381 m olarak alınmıştır.

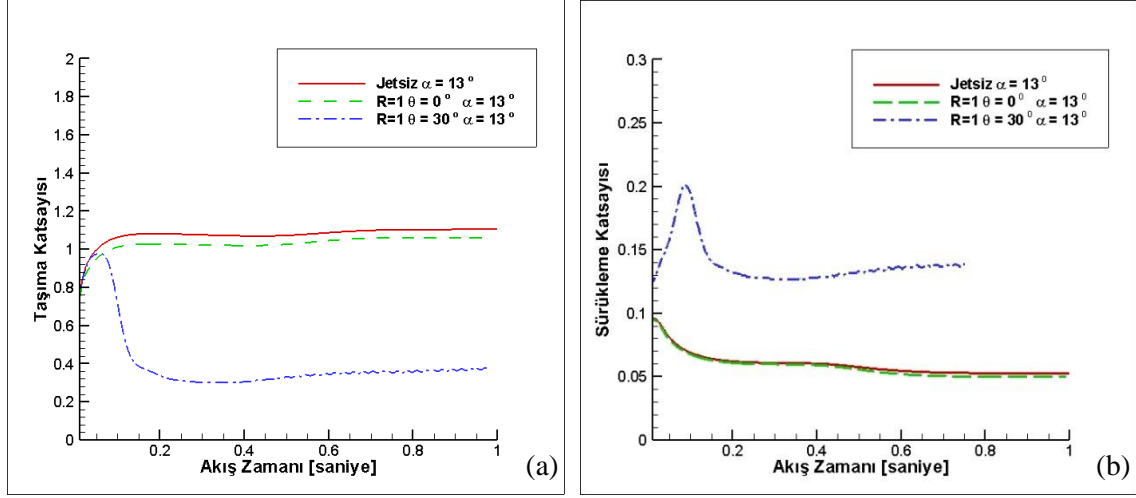
İnceleme 6 farklı hücum açısı ( $12^\circ - 17^\circ$  arası) için  $4.55 \times 10^5$  Reynolds sayısı için gerçekleştirilmiştir. Farklı jet çıkış konumu, hızı ve açıları test edilmiştir. Üfleli jet yarığının konumu, hücum kenarından  $L = \%10$  veter uzunluğu kadar uzakta seçilmiştir. Jet çıkış hızları olarak, serbest akış hızının (freestream velocity)  $R = 1, 2$  ve  $6$  katları tercih edilmiştir. Jet çıkış açıları ise, kanat kesitinin yüzeyine göre  $\theta = 0^\circ, 30^\circ$  ve  $45^\circ$  olarak karşılaştırılmıştır. Türbülans modellemesi için zamana bağlı  $k-\epsilon$  modeli ile kullanılmış iken akustik verilerin tespitinde Ffowcs Williams ve Hawkings akustik analogi modeli kullanılmıştır. Sonuçların doğrulanması, literatürde daha önce yapılmış deneysel veriler ile yapılmıştır (Goodarzi ve diğerleri, 2012). Her durum için  $c_L/c_D$  oranları doğrulanmış ve Tablo 1’de özetlenmiştir.

**Tablo 1. Goodarzi sonuçları ile hesaplanan sonuçların  $c_L/c_D$  açısından karşılaştırılması**

			$c_L/c_D$	
			Goodarzi	Hesaplanan
R=1	$\alpha=13^\circ$	Jetsiz	20	21
		$\theta=0^\circ$	21	21.2
		$\theta=30^\circ$	4	3.8
		$\theta=45^\circ$	3	2.8
R=2	$\theta=30^\circ$	$\alpha=12^\circ$	13.5	14.3
		$\alpha=13^\circ$	13	11.5
		$\alpha=15^\circ$	10.5	9.7
		$\alpha=16^\circ$	4	5
$\alpha=13^\circ$	$\theta=45^\circ$	R=1	3	2.8
		R=2	2.5	2.4
		R=6	2	1.9

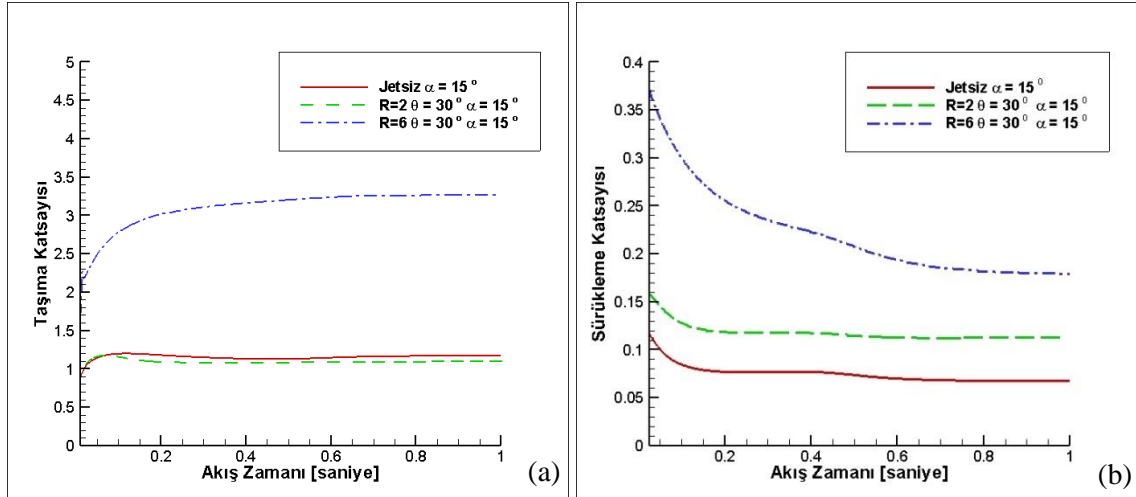
M. Goodarzi’ye göre, jet üflelesinin akış alanı üzerindeki etkileri temelde iki parametreye bağlıdır: jet çıkış açısı ve jet çıkış hızının serbest akış hızına oranı. Ayrıca, en iyi jet çıkış açısı

kanat kesit yüzeyine teğet olan açı olduğu sonucuna varılmıştır (Goodarzi ve diğerleri, 2012). Hücüm açısı  $\alpha = 13^\circ$ , jet çıkış açısı  $\theta = 30^\circ$  ve jet çıkış hızı oranı  $R = 1$  olduğu durum için jet çıkış açısındaki artışın taşıma katsayısını ( $c_L$ ) azalttığı Şekil 4a'de gösterilmiştir.  $\theta = 30^\circ$  durumu için taşıma katsayısı jetsiz profilin yaklaşık % 40'ı kadardır. Buna ek olarak, aynı jet çıkış hızı oranında  $\theta = 0^\circ$  durumu ile jetsiz profil için taşıma katsayıları neredeyse aynıdır. Şekil 4b'da görüldüğü üzere,  $\theta = 30^\circ$  çıkış açısına sahip jet üfleme sisteminin sürüklenme katsayısı, jetsiz profilinkinden 1.5 kat daha fazladır. Sıfır derece çıkış açılı durum ise jetsiz profilin hemen altında bir değer vermektedir.



**Şekil 4:**

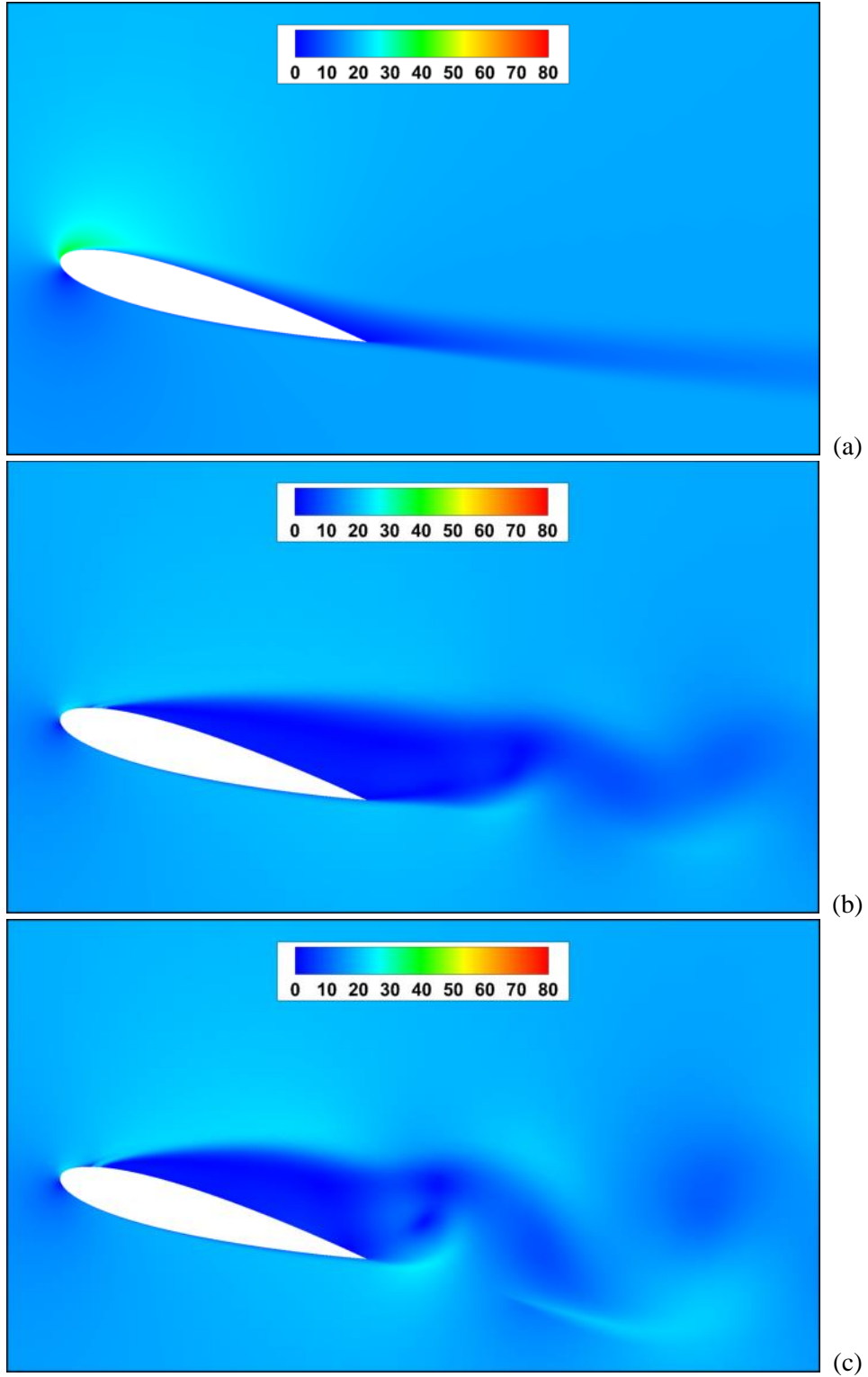
Farklı jet çıkış açıları için akış zamanına göre a) taşıma katsayısı değişimi, b) sürüklenme katsayısı değişimi



**Şekil 5:**

Farklı jet çıkış hızı oranları için akış zamanına göre a) taşıma katsayısı değişimi, b) sürüklenme katsayısı değişimi.





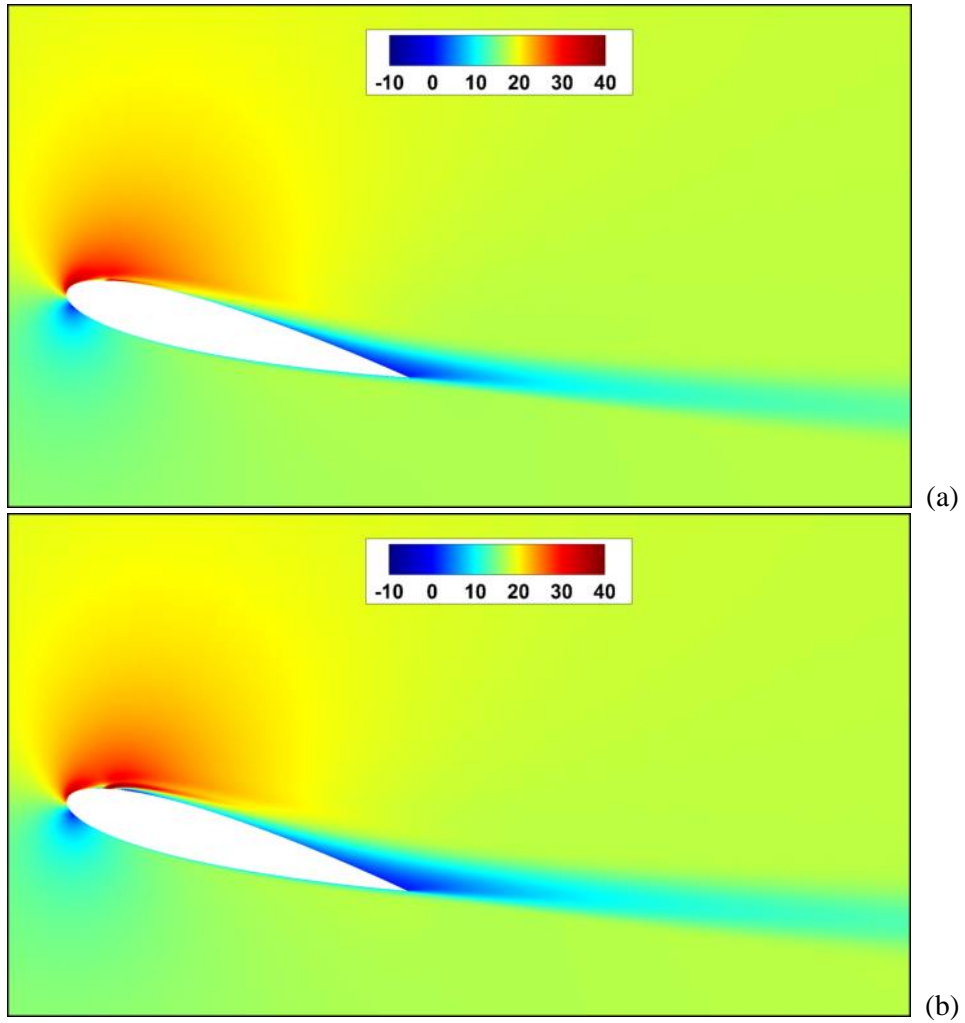
**Şekil 6:**

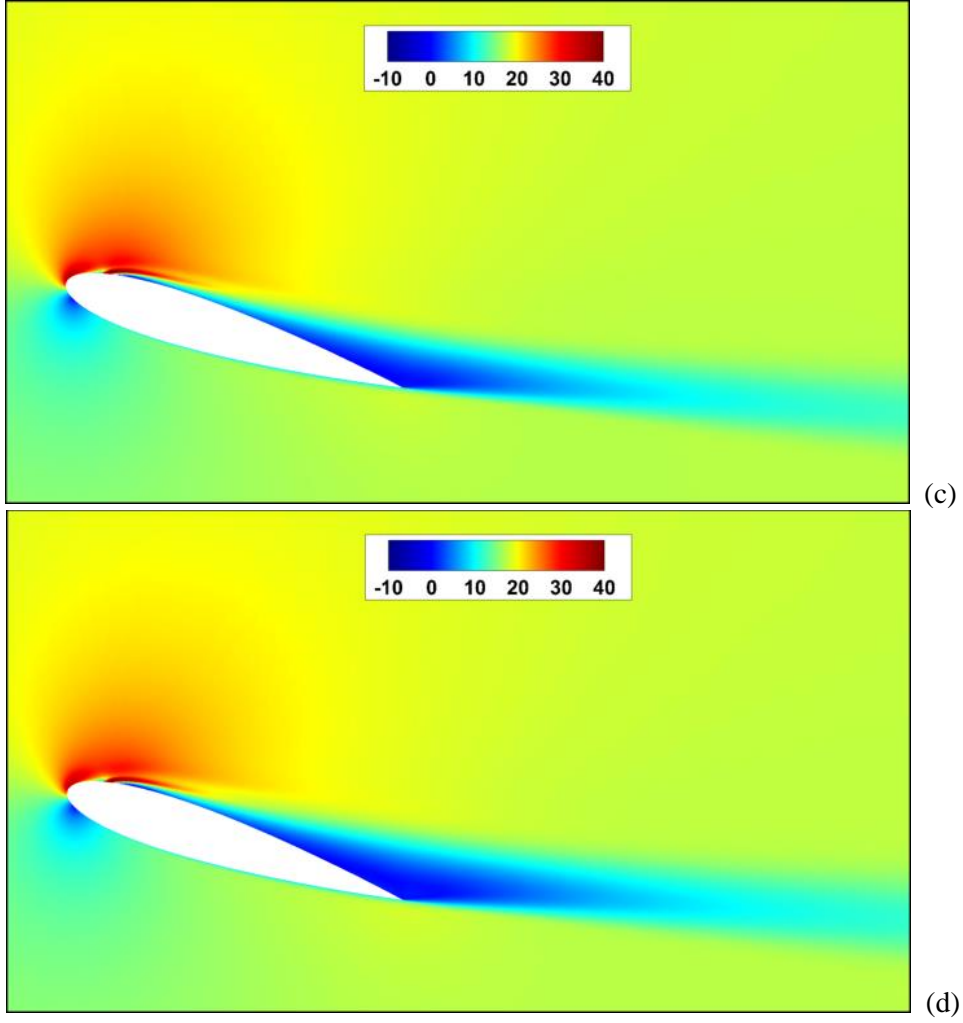
*NACA0015 profili  $\alpha = 13^\circ$ ,  $R = 1$ ,  $L = \%10$  konumunda jet üfleme için zamana bağlı hız konturleri a)  $\theta = 0^\circ$ , b)  $\theta = 30^\circ$  ve c)  $\theta = 45^\circ$*

Farklı jet üfleme açıları için kanat kesiti etrafında oluşan akış alanına ait hız konturleri Şekil 6'da verilmiştir. Akış alanı içinde kanat kesiti arkasında oluşan ayrılma kabarcığı,  $\theta = 0^\circ$

durumunda firar kenarın veter uzunluğunun  $\frac{1}{4}$ 'ü kadar bir alanı kuşatırken diğer iki durumda veter boyunun tamamına eşit ayrılma kabarcığı olduğu görülmektedir (Şekil 6). Ayrıca  $\theta = 30^\circ$  için hücum açısına bağlı olarak üfleme yörüngesi ile serbest akım birbirine paralel konumlanmış ve akım ayrılmasının iz bölgesine doğru diğer durumlardan daha fazla yayılmasını sağlamıştır (Şekil 6b).

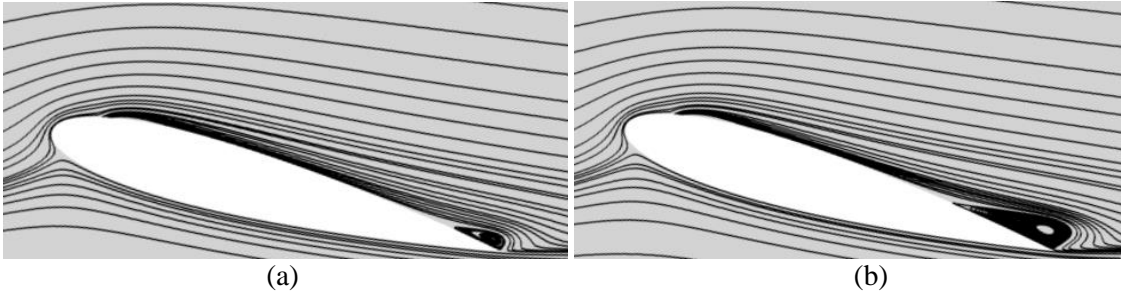
Hücum açısının akış yapılarına olan etkisi jet çıkış hızı ile serbest akım hızının oranının  $R = 2$  olduğu durumda  $\theta = 30^\circ$  için incelendi, Şekil 7a-d. İlk iki hücum açısı  $\alpha = 12^\circ$  ve  $13^\circ$  için akım ayrılmasına ait bölge firar kenarı civarında lokal olarak konumlanmışken artan hücum açısına bağlı olarak veterin yarı boyuna kadar genişlediği görülmektedir. Tüm durumlar için jet çıkış açısının akış alanı üzerinde önemli bir etkisi olduğu görülmemiştir. Akım ayrılma bölgesinin genişlemesi ve Şekil 8'de akım çizgilerinden görüldüğü gibi şiddetinin artması sadece hücum açısına bağlıdır. Üflemeli jet mekanizmasının olmaması ile olması arasında önemli bir fark görülmemiştir.





**Şekil 7:**

*NACA0015 profili  $\theta = 30^\circ$ ,  $R = 2$ ,  $L = \%10$  konumunda jet üfleme için zamana bağlı hız konturları **a)**  $\alpha = 12^\circ$ , **b)**  $\alpha = 13^\circ$ , **c)**  $\alpha = 15^\circ$  ve **d)**  $\alpha = 16^\circ$  [Hız kontur dağılımını gösteren ölçekte en büyük değer 40 m/s iken en küçük değer -10 m/s alındı].*

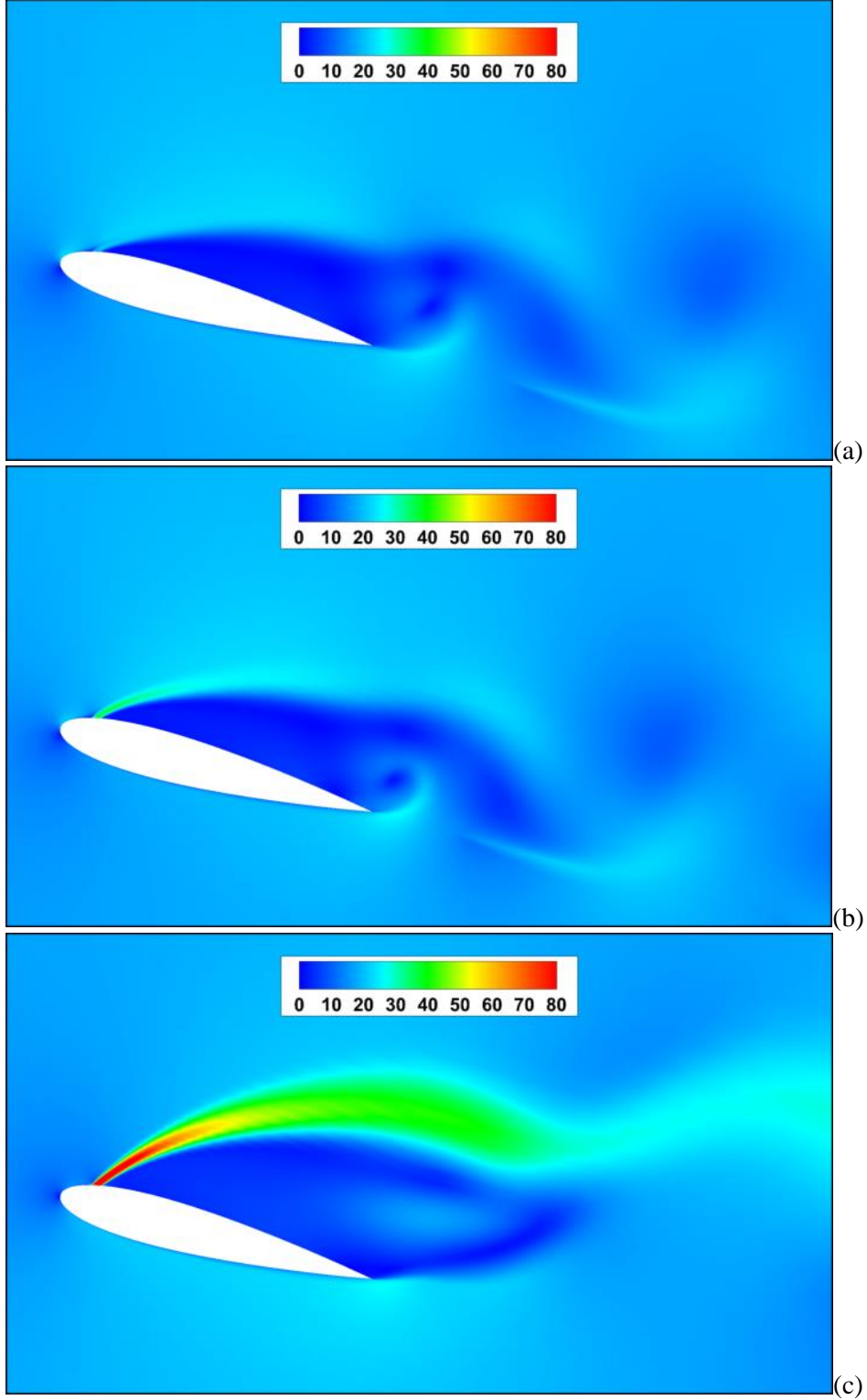


**Şekil 8:**

*NACA0015 profili  $\theta = 30^\circ$ ,  $R = 2$ ,  $L = \%10$  konumunda jet üfleme için akım çizgileri **a)**  $\alpha = 15^\circ$ , **b)**  $\alpha = 16^\circ$*

İncelenen son değişken ilişkisinde ise, hücum açısı  $\alpha = 13^\circ$  ve jet çıkış açısı  $\theta = 45^\circ$  olarak alınmış iken jet çıkış hızının serbest akım hızına oranı üç farklı değer ( $R = 1, 2$  ve  $6$ ) için incelenmiştir. Her üç durum içinde akım ayrılmasına ait bölge oldukça geniş bir alanı kaplar iken ilk iki hız oranı için iz bölgesinden Karman vorteks yapıları açık olarak görülmektedir. Son

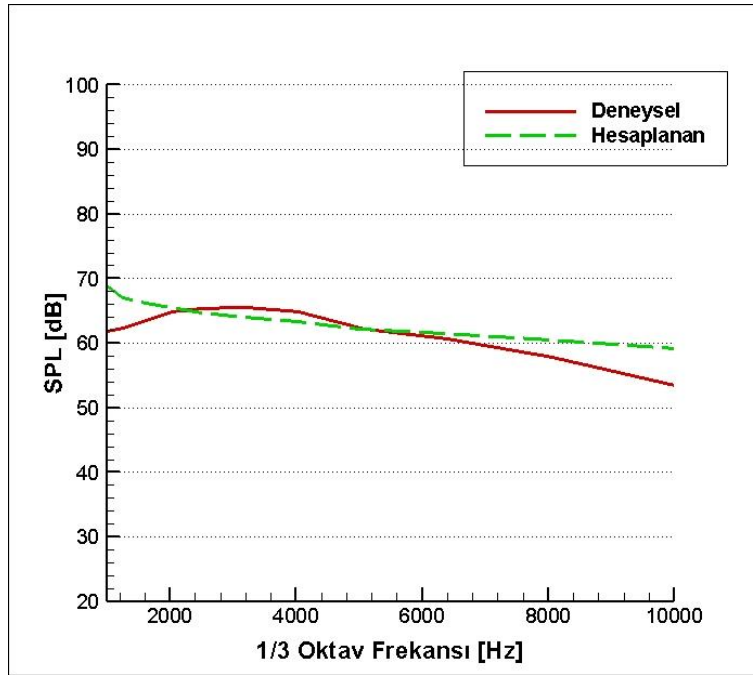
durumda ise, jet çıkış hızının şiddetine bağlı olarak iz bölgesindeki akış yapısının bozulduğu görülmüştür.



**Şekil 9:**  
*NACA0015 profili  $\alpha = 13^\circ$ ,  $\theta = 45^\circ$ ,  $L = \%10$  konumunda jet üflemesi için zamana bağlı hız konturleri a)  $R = 1$ , b)  $R = 2$  ve c)  $R = 6$*

## 5. AKUSTİK BULGULAR

Zamana bağlı akış alanı çözümleri kanat kesiti yüzeyi üzerindeki basınç dağılımının belirlenmesinde kullanılmış ve FW-H akustik analojisi yaklaşımında girdi verisi olarak alınmıştır. Aeroakustik hesaplamalar için ticari sonlu hacim çözücüsü içerisinde bulunan modül kullanılmıştır. Bu modül içinde kanat kesit katı yüzeyi kaynak terim olarak tanımlanmış ve Denklem 6'de verilen bağıntıya göre hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Aeroakustik sonuçların doğrulanması için NASA deneysel verileri ile karşılaştırma yapılmıştır (Brooks ve diğerleri, 1989). Deneysel çalışmada, akustik ölçümler için mikrofonlar kanat kesitinin hücum kenarı merkez noktasını oluşturacak şekilde 70 veter yarıçapında çember üzerine yerleştirilmiştir. Deneysel çalışmada serbest akış hızı 71.3 m/s olarak alınmış ve deney  $2.3 \times 10^5$  Reynolds Sayısı altında yapılmıştır. FW-H akustik analoji yaklaşımı kullanılarak elde edilen akustik sinyal verileri 1/3 oktav bandında hesaplanmış ve deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır, Şekil 10. Sayısal olarak hesaplanan akustik sinyal ile deneysel veriler arasında tüm frekans aralığında açık bir uyum olduğu görülmüştür. İlk 2000 Hz'lik aralıkta FW-H akustik analoji ile hesaplanan sonuçlar deneysel veriye göre 10 dB kadar fazla değer vermiş iken 8000 – 10000 Hz aralığında ise aradaki fark yaklaşık 5 dB olarak hesaplanmıştır. Orta frekans aralığında ise sayısal akustik sinyal değeri ile deneysel veriler arasındaki uyum oldukça iyidir. Yüksek frekanslı akustik sinyalin genel olarak türbülans etkilerine bağlı olduğu düşünüldüğünde Büyük Girdap Benzeşimi (LES) gibi türbülans etkileri daha iyi çözecek sayısal model ile daha etkin sonuç alınması beklenebilir.



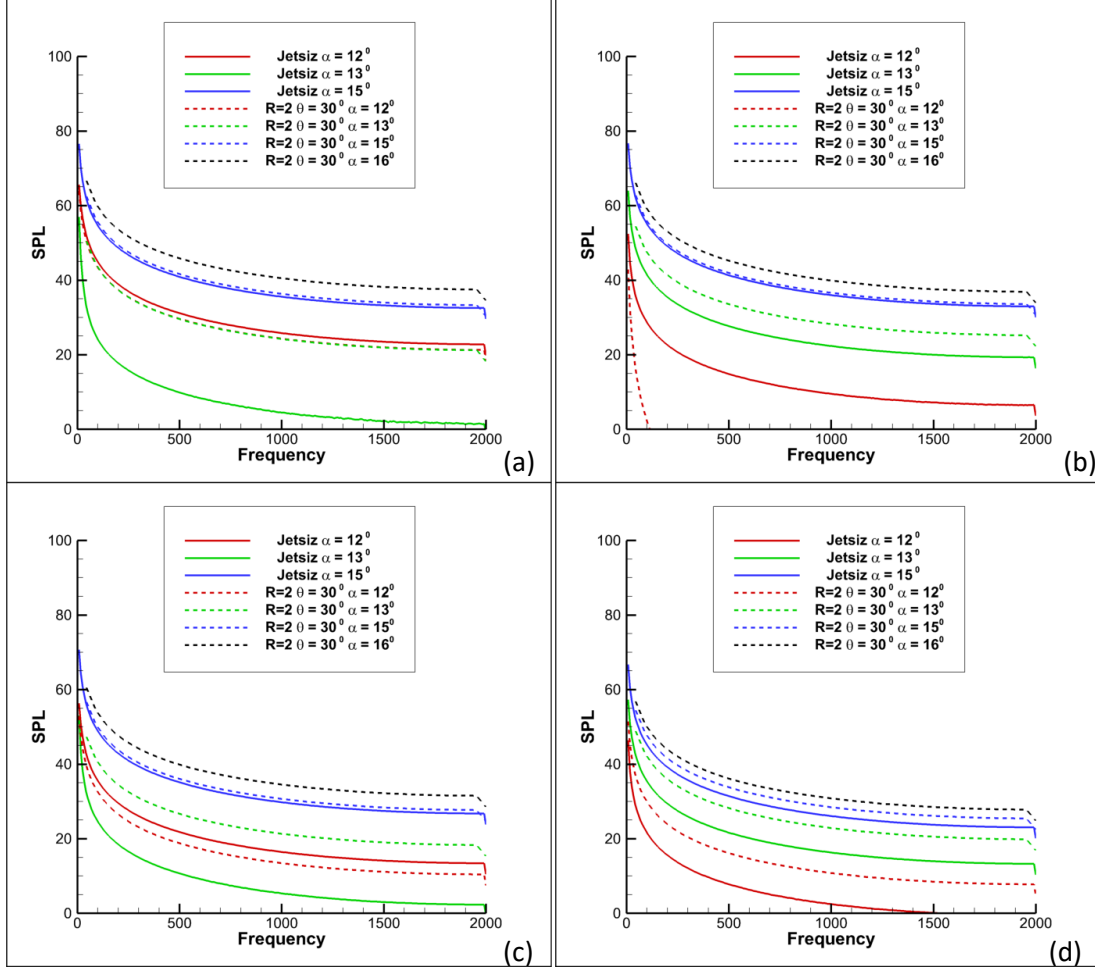
Şekil 10:

*Deneysel veriler ile hesaplanan aeroakustik sonuçların karşılaştırılması*

Akustik sinyallerin karşılaştırılmasında kullanılan genel ölçek Ses Basınç Seviyesi (SPL) olarak tanımlanmıştır. Bu büyüklüğün hesaplanması için kullanılan bağıntı Denklem 9'da verilmiştir.

$$SPL = 20 \log_{10} \left( \frac{p}{p_{ref}} \right) \quad (9)$$

SPL desibel (dB) biriminden Ses Basınç Seviyelerini temsil eder.  $p$  akış alanı içinde zamana bağılı olarak hesaplanan basınç değerinin çözüm süresi içinde alınan ortalama değeri iken  $P_{ref}$  referans ses basıncı ( $2 \times 10^{-5}$  Pa) olarak belirlenmiştir. Bu referans değeri insan kulağının duyabileceği en düşük ses basıncını işaret etmektedir. Bu değerin altındaki sesler insan kulağı tarafından duyulmamaktadır. SPL ölçeğinde baktığımızda ise kulağın duyabileceği ses değeri negatif dB değerleri ile ifade edilmektedir.

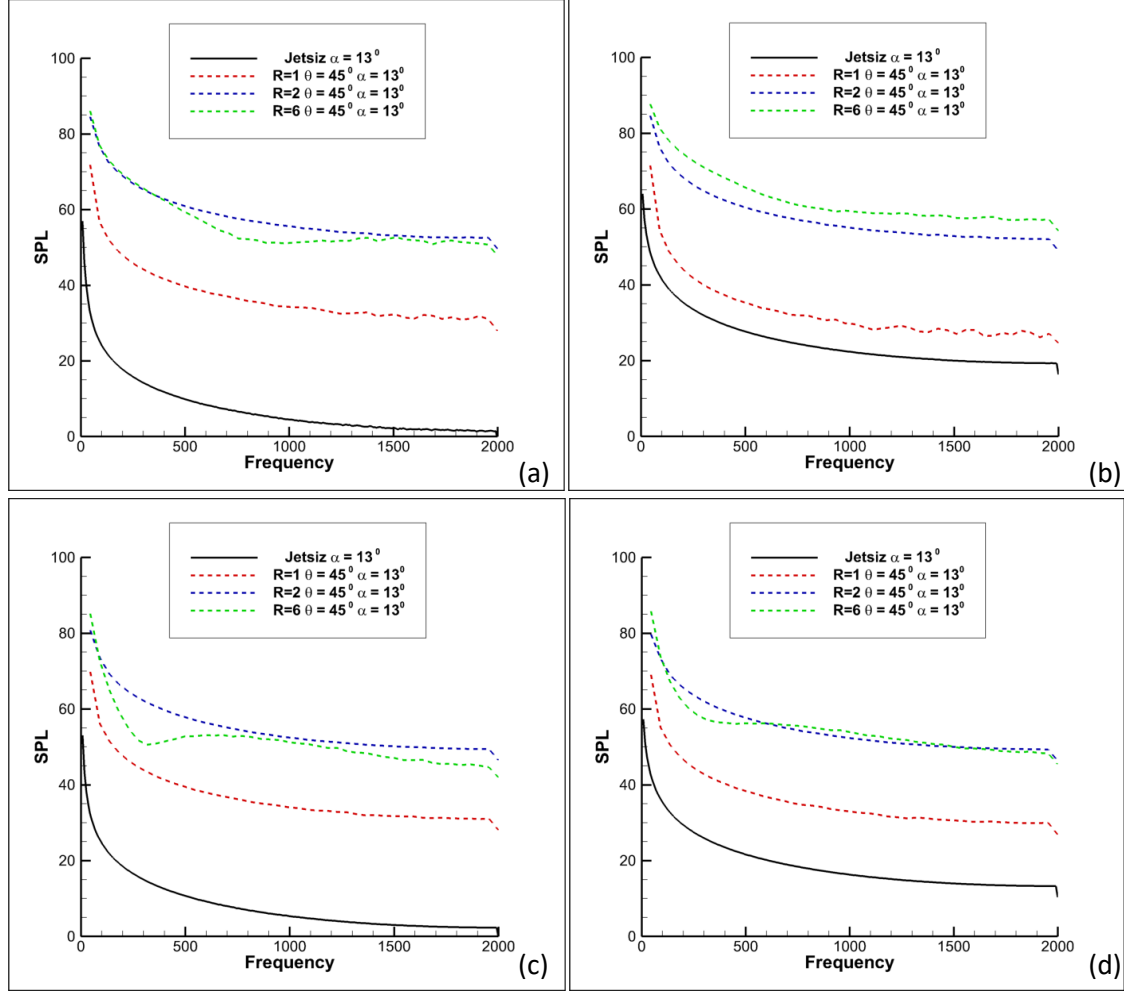


**Şekil 11:**

*NACA0015 profili için zamana bağılı akış değişkenlerine bağılı olarak hesaplanan SPL değerleri farklı hücum açıları için  $R=2$ ,  $\theta = 30^\circ$ ,  $L = \%10$  konumunda a) Mikrofon 6 b) Mikrofon 18 c) Mikrofon 8 ve d) Mikrofon 20*

Farklı hücum açılarının dört farklı mikrofon konumuna ait ses basınç seviyeleri (SPL) Şekil 11'de verilmiştir. Mikrofonlarda 6 ve 8 no'lu olanları kanat kesitinin basınç tarafında ve sırasıyla veter orta noktası ile firar kenarında alınmıştır. Diğer iki mikrofon ise, emme tarafında aynı konumlar korunarak yerleştirilmiştir. Genel olarak kanat kesiti üst yüzeyi tarafında konumlanmış mikrofonlarda tüm durumlar için SPL değerleri alt yüzey tarafında konumlanan mikrofonlara göre beklenildiği gibi daha fazla hesaplanmıştır. Tüm durumlarda emme tarafında bulunan katı yüzey üzerinde akım ayrılma bölgesinin basınç değerlerinde görülen zamana bağılı değişim bu farkın temel nedenidir. Hücum açısı  $\alpha = 15^\circ$  için tüm mikrofon konumların üflemlerli jet mekanizmasının olduğu ve olmadığı durumlara ait SPL değerleri aynı seviyede hesaplanmıştır. Ayrıca sadece hücum açısı  $\alpha = 12^\circ$  için üflemlerli jet mekanizmasının kullanıldığı durumlarda iki mikrofon konumu için (Mik. 18 ve 8) jetsiz modele göre daha düşük SPL değeri

gözlemlenmiştir, Şekil 11b ve c. Diğer tüm hesaplamalarda üfleli jet mekanizması daha yüksek SPL değeri vermiştir.



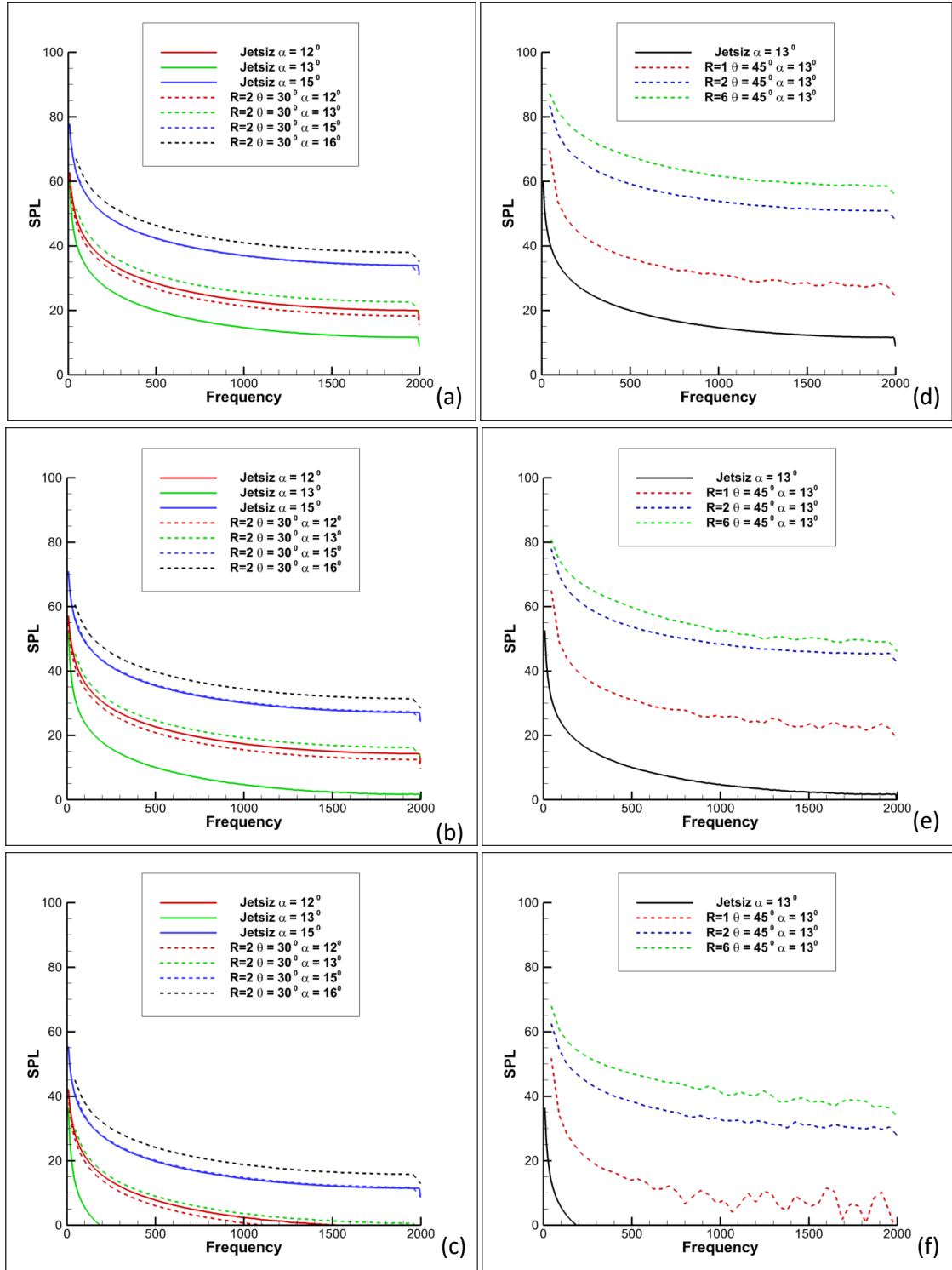
**Şekil 12:**

*NACA0015 profili için zamana bağlı akış değişkenlerine bağlı olarak hesaplanan SPL değerleri farklı R değerleri için  $\alpha = 13^\circ$ ,  $\theta = 30^\circ$ ,  $L = \%10$  konumunda a) Mikrofon 6 b) Mikrofon 18 c) Mikrofon 8 ve d) Mikrofon 20.*

Farklı jet hızı ile serbest akım hızı oranları için yapılan karşılaştırmada ise, kanat kesitinin alt ya da üst yüzey tarafında bulunan mikrofon konumları için genel olarak önemli bir fark gözlemlenmemiştir. Ayrıca en yüksek SPL değeri  $R = 2$  ve  $R = 6$  durumlarının ilk 500 Hz için 85 dB civarında hesaplanmıştır. Hız oranları  $R = 1$  için tüm mikrofon konumlarında SPL değerleri 70 dB'den 1000 Hz frekanstan yüksek frekanslara doğru 40 dB büyüklüğünde sabitlenmiş görülmektedir (Şekil 12a-d). En yüksek jet üfleme oranının verildiği  $R = 6$  durumu için hesaplanan akustik sinyale ait SPL değeri en büyük seviyesine mikrofon 18 konumunda ulaşmıştır (Şekil 12b). Bu sonuç, jet üflemesine bağlı akış alanında görülen yüksek hız değerleri ile aynı konumu işaret etmektedir (Şekil 9c).

Jet üfleme mekanizmasının kurulduğu  $L = \%10$  konumundan hemen sonraya yerleştirilen ve kanat kesiti üst yüzeyinden uzaklaşarak konumlanan mikrofonlar hem farklı hücum açıları, Şekil 13a-c hem de farklı jet üfleme ile serbest akım hızı oranına göre Şekil 13d-f incelenmiştir. Kanat kesiti üst yüzeyinden uzaklaştıkça mikrofonlarda ölçülen değerler beklenildiği gibi her iki grupta bulunan durumlar içinde azalmaktadır.

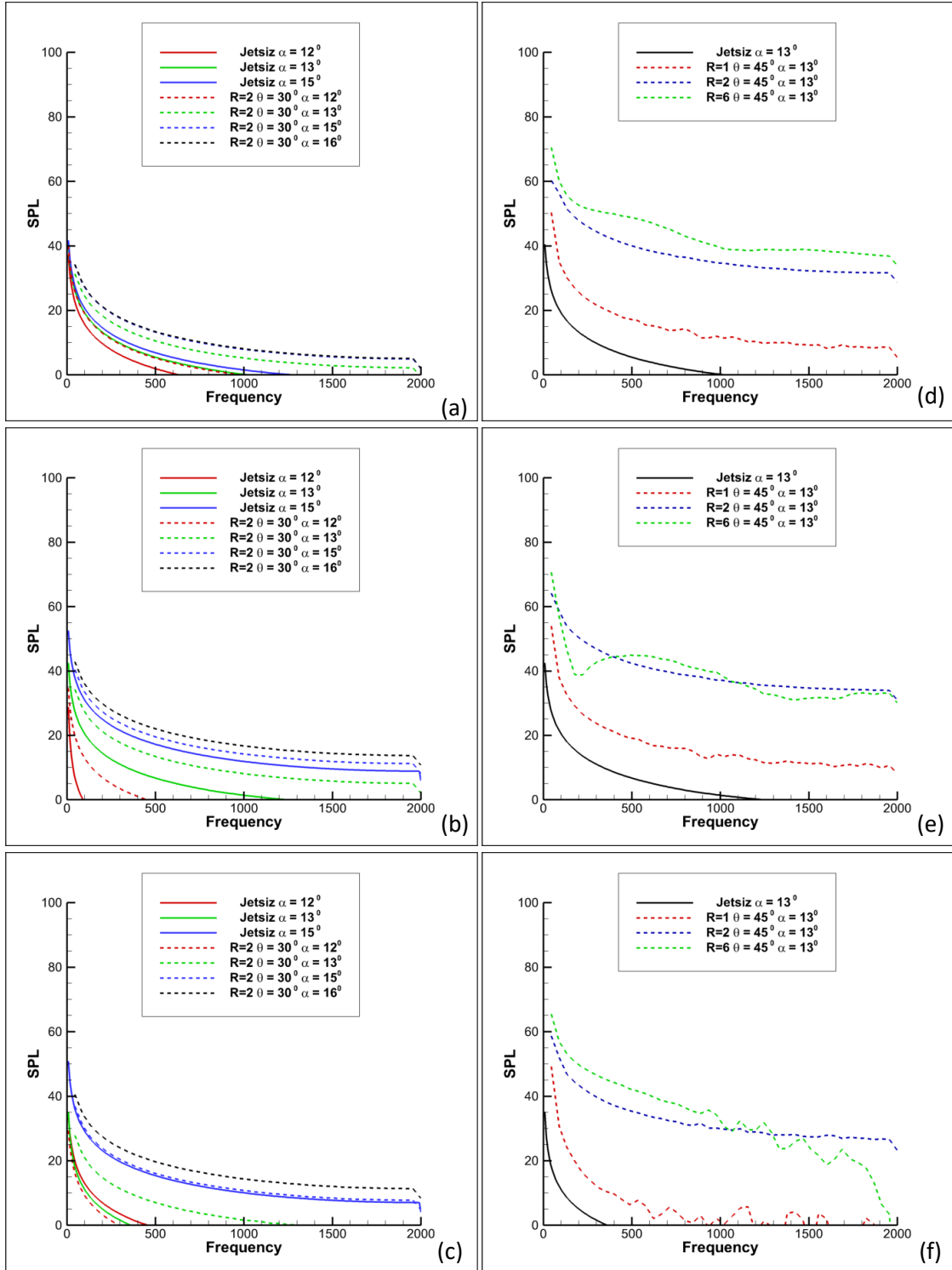




Şekil 13:

NACA0015 profili için zamana bağlı akış değişkenlerine bağlı olarak hesaplanan SPL değerleri farklı hücum açısı için  $R=2, \theta=30^\circ, L=\%10$  konumunda a) Mikrofon 17 b) Mikrofon 29 ve c) Mikrofon 41 verilmiş iken farklı R değerleri için  $\alpha=13^\circ, \theta=45^\circ, L=\%10$  konumunda d) Mikrofon 17 e) Mikrofon 29 ve f) Mikrofon 41 gösterilmiştir





**Şekil 14:**

*NACA0015 profili için zamana bağlı akış değişkenlerine bağlı olarak hesaplanan SPL değerleri farklı hücum açısı için  $R=2$ ,  $\theta = 30^\circ$ ,  $L = \%10$  konumunda a) Mikrofon 22 b) Mikrofon 34 ve c) Mikrofon 46 verilmiş iken farklı R değerleri için  $\alpha = 13^\circ$ ,  $\theta = 45^\circ$ ,  $L = \%10$  konumunda d) Mikrofon 22 e) Mikrofon 34 ve f) Mikrofon 46 gösterilmiştir*

Mikrofon 41' de elde edilen SPL değerleri ilk 200 Hz içinde insan kulağının duyabileceği değerlerin altına inmektedir. Şekil 13 içinde her üç mikrofon konumu içinde  $R = 2$  ve hücum açısı  $\alpha = 13^\circ$  durumunda jet çıkış açısının değişimi incelendiğinde,  $\theta = 45^\circ$ 'lik kombinasyonda elde edilen SPL değerleri  $\theta = 30^\circ$ 'luk kombinasyona göre yaklaşık olarak 2.5 kat daha büyük değerler vermiştir. Bu jet üfleme açısının akustik sinyal üzerindeki etkisi göstermesi açısından bu çalışmada elde edilen en önemli sonuçtur. Her üç mikrofon konumu içinde yapılan son gözlemimiz ise, sadece  $R = 2$  ve hücum açısı  $\alpha = 12^\circ$  için üflemler jet mekanizmasının olmadığı duruma göre daha düşük SPL değeri hesaplanmıştır, Şekil 13a-c.

Kanat kesiti iz bölgesi üzerinde en uzak noktaya yerleştirilmiş mikrofonlara ait hesaplanan akustik sinyal değerleri Şekil 14'de verilmiştir. İncelenen her iki grup içinde ortalama SPL değerleri Şekil 13'de verilen en uzak mikrofon üzerinde hesaplanan değerler ile aynı mertebededir. Bu durumda kanat kesiti üst tarafı ve iz bölgesinde 1.2 veter uzunluğu içinde zamana bağlı akış alanı değişkenlerine bağlı akustik sinyal büyüklüklerinde önemli bir değişiklik olmamakta ve akış alanında jet üflemesine bağlı akış yapılarının etkisi azalmaktadır. Bu sonuca bağlı olarak birçok durumda ilk 1000 Hz aralığında hesaplanan akustik sinyal değeri negatif SPL değerine düşmektedir. Mikrofon 46 konumunda jet çıkış ile serbest akım hızı oranının  $R = 6$  olduğu durumda 1000 Hz'den sonra yüksek frekans değerleri için SPL değerinin hızla düştüğü görülmektedir, Şekil 14f.

## 6. SONUÇ

Bu çalışmada kanat kesiti üst yüzeyinde hücum kenarı tarafına konumlandırılmış üflemler jet mekanizmasının akustik sinyal üzerine etkisi Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ticari sonlu hacim çözücü programı FLUENT ile sayısal olarak incelenmiştir. İncelemede akış alanında oluşan yapılar ile üflemler jet akışının etkileşimi farklı jet ile serbest akım hızı oranını, jet çıkış açısını ve hücum açısını içerecek şekilde  $Re = 4.55 \times 10^5$  için zamana bağlı k- $\epsilon$  türbülans (uRANS) modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Akış alanındaki zamanda ortalama alınmış akım çizgileri, hız büyüklüğü ve akış alanı değişkenlerine bağlı olarak hesaplanan ses basınç seviyesi (SPL) değerleri hesaplanmıştır. Kanat kesiti üzerinde hesaplanan aerodinamik kuvvetler ile deneysel veriler karşılaştırılarak akımın yapısı irdelenmiştir. Taşıma ve sürüklenme kuvvetleri için yapılan hesaplamalarda, bir durum hariç hepsi için sayısal sonuçlar deneysel verilere göre oldukça iyi sonuç vermiştir.

Kanat kesiti üzerinde jet mekanizmasından sonra konumlanan her üç mikrofon için  $R = 2$  ve hücum açısı  $\alpha = 13^\circ$  durumunda jet çıkış açısının değişimi incelendiğinde,  $\theta = 45^\circ$  'lik kombinasyonda elde edilen SPL değerleri  $\theta = 30^\circ$  'luk kombinasyona göre yaklaşık olarak 2.5 kat daha büyük değerler vermiştir. Bu jet üfleme açısının akustik sinyal üzerindeki etkisi göstermesi açısından bu çalışmada elde edilen en önemli sonuçtur. Aynı mikrofon grubuna ait son gözlemimiz ise, üflemler jet mekanizması sadece  $R = 2$  ve hücum açısı  $\alpha = 12^\circ$  için üflemler jet mekanizmasının olmadığı duruma göre daha düşük SPL değerini vermiştir.

Kanat kesiti üst tarafı ve iz bölgesinde 1.2 veter uzunluğu içinde kalan hesaplama alanında, zamana bağlı akış alanı değişkenlerine göre hesaplanan akustik sinyal büyüklüklerinde önemli bir değişiklik olmamakta ve akış alanında jet üflemesine bağlı akış yapılarının etkisi azalmaktadır. Bu sonuca bağlı olarak birçok durumda ilk 1000 Hz aralığında hesaplanan akustik sinyal değeri negatif SPL değerine düşmektedir.

Hesaplanan sonuçlar ışığında, birçok durumda jet çıkış açısının artması aerodinamik kuvvetlerin artmasına neden olduğu gözlenmiştir. Özellikle sürüklenme kuvveti yüzey üzerinde etkili olan kayma gerilmeleri akım ayrılmasına ve vorteks oluşumuna neden olur. Kanat kesiti yüzeyi yakın bölgesinden oluşan zamana bağlı vorteks yapıları akustik sinyal hesaplanmasında belirleyicidir. Bu nedenle gürültü üretimini azaltmak için sürüklenme kuvvetinin azaltılması gerekmektedir. Bu çalışmadan elde edilen sonuçlara göre daha sonraki çalışmalarda jet çıkış açısı  $0^\circ < \theta < 30^\circ$  aralığı için inceleme yapılacaktır. Aerodinamik kuvvetlerin ses üretimi üzerine

etkisine dair yapılabilecek bir diğer çıkarım ise, aerodinamik kuvvetler artmasına rağmen aynı jet çıkış açısı için, jetsiz durum ile farklı jet çıkış oranlarına sahip kombinasyonlar karşılaştırıldığında SPL değerlerinin aynı kaldığıdır.

## KAYNAKLAR

1. Brooks, T., Pope, D. Marcolini, M. (1989). “Airfoil Self-Noise and Prediction”, NASA Reference Publication 1218
2. Buchmann N. A., Atkinson C., and Soria J. (2013), “Influence of ZNMF jet flow control on the spatio-temporal flow structure over a NACA-0015 airfoil,” *Exp. Fluids* 54, 1–14, doi:10.1007/s00348-013-1485-7.
3. Cattafesta III L.N. ve Sheplak M. (2011), “Actuators for active flow control,” *Annu. Rev. Fluid Mech.* 43, 247–272, doi: 10.1146/annurev-fluid-122109-160634.
4. Ffowcs Williams, J. E. and Hawkings, D. L. (1969). “Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion.” *Roy Soc London-Philosophical Trans Ser A*, vol. 264: 321-342, doi: 10.1098/rsta.1969.0031..
5. FLUENT Theory Guide14.0, 2011.
6. Goodarzi, M., Rahimi, M. and Fereidouni, R. (2012). “Investigation of Active Flow Control over NACA0015 Airfoil Via Blowing”, *International Journal of Aerospace Sciences* 2012, 1(4): 57-63, doi: 10.5923/j.aerospace.20120104.01.
7. Gross A. and Fasel H.F. (2010), “Active flow control for NACA 6-series airfoil at  $Re = 64.200$ ,” *AIAA J.* 48, 1889–1902, doi: 10.2514/1.J050051 .
8. Kryter, Karl D. (1994). “*The handbook of hearing and the effects of noise: physiology, psychology, and public health.*” Boston: Academic Press. ISBN 0-12-427455-2
9. Lighthill, M. (1952). “On sound generated aerodynamically I. General theory”, *Proc. R. Soc. Lond. A* 211: 564-587, doi: 10.1098/rspa.1952.0060.
10. Lockard, D.P. and Lilley, G.M. (2004). “The Airframe Noise Reduction Challenge.” NASA Technical Memorandum, NASA/TM-2004-213013.
11. Moleswortha, B.R.C. and Burgess, M., (2013), “Improving intelligibility at a safety critical point: In flight cabin safety”, *Safety Science*, 51, 11-16, doi: 10.1016/j.ssci.2012.06.006
12. Özkurt N., Sarı D., Akdağ A., Kütükoğlu M., ve Gürsarlan A., (2014), “Modeling of noise pollution and estimated human exposure around İstanbul Atatürk Airport in Turkey”, *Science of the Total Environment*, doi: 10.1016/j.scitotenv.2013.08.017.
13. Packard N. O., Thake M. P. Jr., Bonilla C. H.(2013), Gompertz K., ve Bons J. P., “Active control of flow separation on a laminar airfoil,” *AIAA J.* 51, 1032–1041, doi: 10.2514/1.J051556.
14. Picard M., Girard S.A., Simard M., Larocque R., Leroux T., ve Turcotte F., (2008), “Association of work-related accidents with noise exposure in the workplace and noise-induced hearing loss based on the experience of some 240,000 person-years of observation”, *Accident Analysis and Prevention*, doi: 10.1016/j.app.2008.05.013
15. Postl D., Balzer W., and Fasel H.F. (2011), “Control of laminar separation using pulsed vortex generator jets: Direct numerical simulations,” *J. Fluid Mech.* 676, 81–109, doi: 10.1017/jfm.2011.34.

16. Vasile J.D. ve Amitay M. (2015), "Interaction of a finite-span synthetic jet near the tip of a sweptback wing", *Physics of Fluids* 27, 067102, doi: 10.1063/1.4921844.
17. Wagner, C., Huttli, T. and Sagaut, P., (2007), "*Large-Eddy-Simulation for Acoustics.*" Cambridge University Press, UK.
18. Zhang W. ve Samtaney R. (2015), "A direct numerical simulation investigation of the synthetic jet frequency effects on separation control of low-Re flow past an airfoil", *Physics of Fluids* 27, 055101, doi: 10.1063/1.4919599.