

KARARSIZ TRANSONİK KAVİTE AKIŞINDA AĞ YAPISI VE TÜRBÜLANS MODELİNİN AKUSTİK BASINÇ ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN OPENFOAM İLE DEĞERLENDİRİLMESİ

Ali Can Fadıl¹
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

Baha Zafer²
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada $L/D=5$, $W/D=1$ olan ve literatürde M 219 olarak adlandırılan üç boyutlu kavite kullanılmıştır. Reynolds sayısı 1×10^7 , serbest akış hızı 0.85 Mach ve zaman ayrıklaştırması ikinci derece olan bu çalışmada Detached-Eddy Simulation (DES) ve Large-Eddy Simulation (LES) türbülans modelleri kullanılmıştır. Çalışmada sınır tabaka bölgesindeki ağ yapısının en boy oranı, boyutsuz duvar uzunluğu değeri ve kullanılan akış alanının büyüklüğünün aeroakustik sonuçlar üzerindeki etkisi sonlu hacimler metodu tabanlı bir açık kaynaklı hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı olan OpenFOAM® kullanılarak incelenmiştir. Çalışmalarda elde edilen Overall Sound Pressure Level (OASPL) ve Sound Pressure Level (SPL) sonuçları literatürdeki deneysel ve sayısal çalışmalar ile kıyaslanmıştır. Ayrıca rezonans frekanslarının değerini saptamak için kullanılan bağıntı ile aeroakustik modların doğruluğu değerlendirildi. Yapılan çalışmalar sonucunda sınır tabaka bölgesindeki ağ yapısında en/boy oranının, akış alanının büyüklüğünün ve hücre yoğunluğunun SPL sonuçları üzerinde kritik öneme sahip olduğu ve doğru ağ yapısı ile OpenFOAM®'un aeroakustik modları tahmin etmede oldukça başarılı olduğu görülmüştür.

GİRİŞ

Genellikle kavite akışı olarak bilinen silah yuvaları üzerindeki akışlara yönelik çalışmalar 1940'lardan beri sürmektedir. Sir Michale Jamel Lighthill [Lighthill, 1952] tarafından akustik analoginin geliştirilmesi ile özellikle askeri amaçlar için kavite akışları üzerinde aeroakustik araştırmalar başlamıştır. Modern savaş uçakları radar izini düşürmek ve güvenli mühimmat bırakımı amacıyla mühimmatlarını gövde içerisindeki silah yuvalarında taşıma eğilimindedir. Gövde içerisindeki silah yuvasında taşınan mühimmatın bırakımı esnasında kavite akışı gözlemlenmektedir. Kavite içerisinde oluşabilecek rezonanslı frekanslar ve arka duvar bölgesindeki yüksek basınç salınımları ters yönlü moment oluşturarak mühimmatın uçağı güvenle terk etmesine engel olup hava aracına fiziksel hasar verebilir. Görece basit geometrisine rağmen barındırdığı geri besleme mekanizması sayesinde oluşan sürekli ve kararsız akış ve aeroakustik alan etkileşimi ile kavite akışı bir fenomendir. Askeri uçakların yanı sıra, yolcu uçaklarının iniş takımları, otomobillerde bulunan açılır tavanlar ve kapı boşlukları gibi farklı alanlarda da kavite akışları gözlemlenebilir [Lawson ve Barakos, 2011]. Kanatta taşınan mühimmatın, savaş uçaklarının oluşturduğu toplam sürüklenme kuvvetinin %30'una kadar sorumlu olabileceği göz önüne alındığında, mühimmatın kanat üzerinde değil gövde içerisinde depolanması radar izini azaltmanın yanı sıra sürüklenme kuvvetinde de önemli ölçüde azalma sağlayarak hava aracının yakıt tasarrufunu artırıp uçuş süresini artırabilir [Shaw, 1998]. Yüksek hızlarda silah bölmesi çevresindeki akış alanı oldukça karmaşıktır. Mühimmat ayrılması esnasında kararsız akış alanı,

¹ Öğrenci, Uçak ve Uzay Müh. Böl., İTÜ, E-posta: fadil19@itu.edu.tr

² Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., İTÜ, E-posta: zaferba@itu.edu.tr

şiddetli basınç salınımları, yüksek akustik rezonanslar ve mühimmatın ayrılma yörüngesini etkileyebilecek basınç salınımları gibi etkileri kontrol etmek veya en aza indirmek büyük önem taşımaktadır [Bacci, 2017]. Mühimmat bırakımı için silah yuvasının kapaklarının açılması aşağıda gösterilmiştir (Şekil 1).

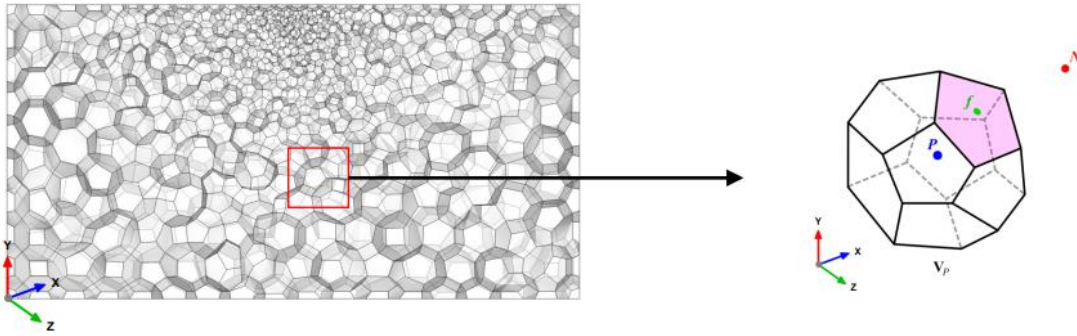


Şekil 1: Chengdu J-20, silah yuvası açma işlemi sırasında [Emperornie, 2018].

Çalışmanın ana hedefi, transonik dikdörtgen kavite akış fiziğinin sayısal analizini gerçekleştirmek için HAD kullanmak ve akışı kontrol etmek için aeroakustik sonuçları anlayıp yorumlamaktır.

YÖNTEM

Bu çalışmadaki tüm analizler için Linux üzerinde çalışan açık kaynaklı bir HAD yazılımı olan OpenFOAM® kullanıldı. Kullanılan yazılım sonlu hacimler metodunu kullanan bir HAD çözücüsüdür. Sonlu hacimler metodu kısmi diferansiyel denklemleri sonlu hacimler üzerinde ayrık cebirsel denklemlere dönüştürür [Darwish ve Moukalled, 2016].



Şekil 2: Sonlu hacimler metodu için kontrol hacmi [Wolf Dynamics OpenFOAM® Introductory Training Online session, 2020].

Genel transport denklemindeki hacim integralleri kontrol hacmi üzerinden integral alınarak ve her terime Gauss teoremi uygulanarak yüzey integrallerine dönüştürülür. Sıkıştırılabilir akışlar için korunum denklemleri integral formda aşağıda verilmiştir.

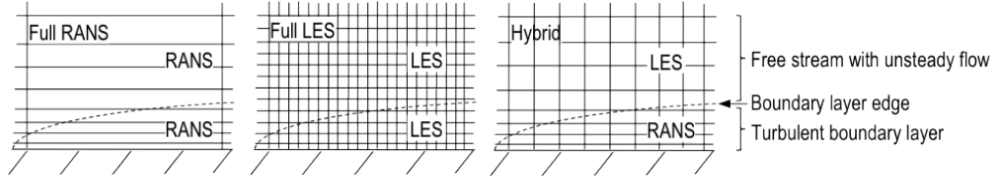
$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV + \iint_S \rho V \cdot dS = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho V dV + \iint_S (\rho V \cdot dS) V = - \iint_S p dS + \iiint_V \rho f dV + F_{viskoz} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \dot{q} \rho dV + \dot{Q}_{viskoz} - \iint_S p V \cdot dS + \iiint_V \rho (f \cdot V) dV + \dot{W}_{viskoz} \\ = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) dV + \iint_S \rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) V \cdot dS \end{aligned} \quad (3)$$

Bu çalışmada türbülans modeli olarak DES ve LES kullanılmıştır. LES modelinde akış içerisindeki küçük girdapların istatistiksel ve akış alanından bağımsız olarak ve öngörülebilir bir şekilde davrandığı varsayılarak, küçük ölçekli disipatif girdaplar modellenirken, büyük girdapların özellikleri

çözülmemektedir. LES modeli küçük girdapları çözmediğinden DNS yöntemine kıyasla daha az bilgisayar kaynağı gerektirir [Cengel, 2010]. Modellenen küçük girdapları modellemek için çeşitli SGS modelleri mevcuttur. Bu çalışmada kEqn ve dynamic kEqn SGS modelleri kullanılmıştır. DES türbülans modeli ise LES ve RANS modelinin en uygun avantajlarını birleştirmek ve yüksek Reynolds sayılarında türbülanslı akışları tahmin etmek için önerilmiştir [Spalart, 1997]. DES modelinde duvara yakın bölgeler RANS/URANS ile modellenirken duvardan uzak bölgeler LES ile çözümlenir. DES modelinin ağ gereksinimleri LES'e kıyasla daha düşüktür. Bu sebeple DES modelleri daha büyük CFL sayılarında çözüm yapmaya elverişlidir. Çözüm doğruluğu LES'e kıyasla daha az olmasına rağmen (Şekil 3) maliyet açısından avantajlıdır. Bu çalışmada DDES, IDDES ve SST k- ω olmak üzere üç farklı DES modeli kullanılmıştır. Bu çalışma literatürde bulunan deneysel [Nightingale, Ross ve Foster, 2005] ve sayısal [Loupy, Barakos ve Taylor, 2018] çalışmalar ile kıyaslanmıştır.



Şekil 3: RANS, LES ve DES için ağ yapıları [Gramlich, 2012].

Akustik basınç değerleri kavite tabanına eşit aralıklarla yerleştirilmiş 10 sensör üzerinden okunmuştur. Okunan basınç değerleri aşağıdaki denklemler kullanılarak konum ve frekans ekseninde incelenmiştir.

$$\bar{p} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N p_i \quad (4)$$

$$p_{rms} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum (p')^2} \quad (5)$$

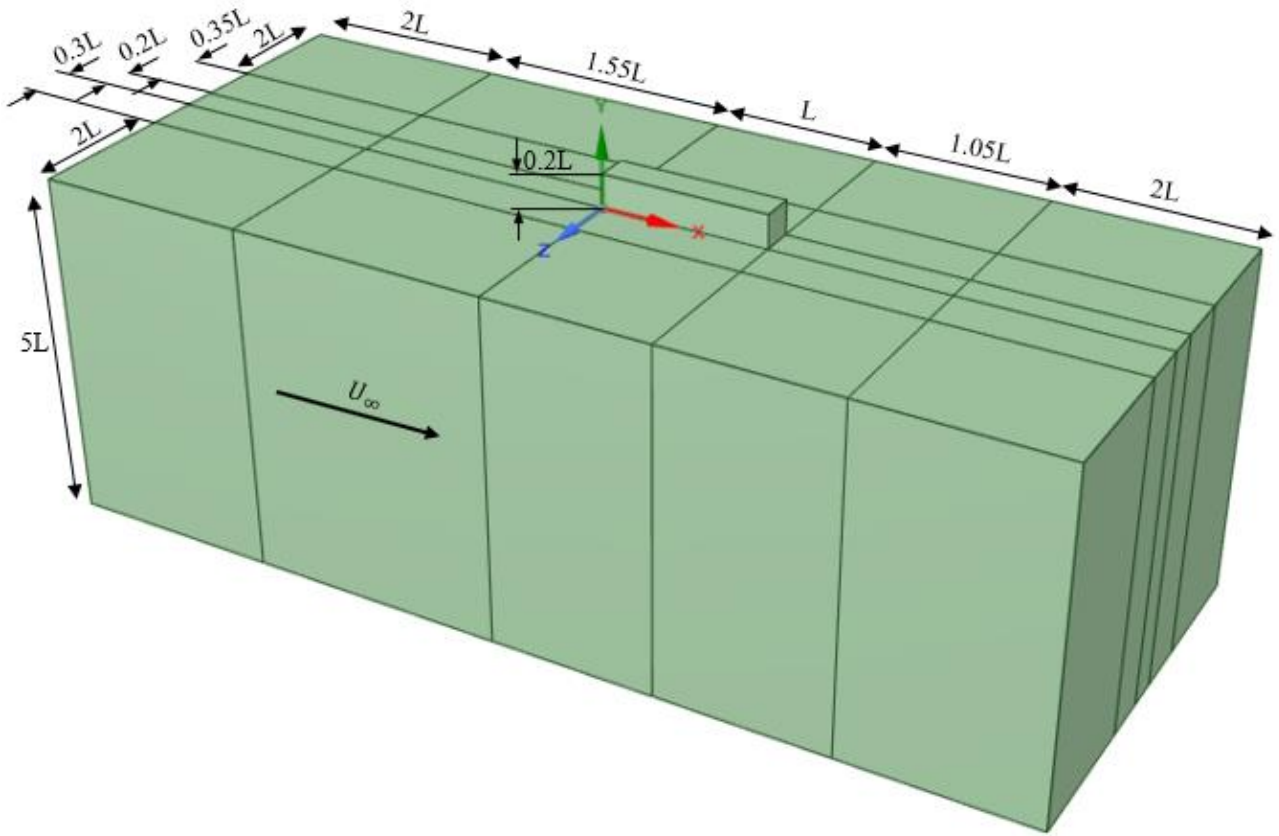
$$OASPL = 20 \log_{10} \left(\frac{p_{rms}}{p_{ref}} \right) \quad (6)$$

$$SPL(f) = 10 \log_{10} \left[\frac{PSD(f) \Delta f_{ref}}{P_{ref}^2} \right] \quad (7)$$

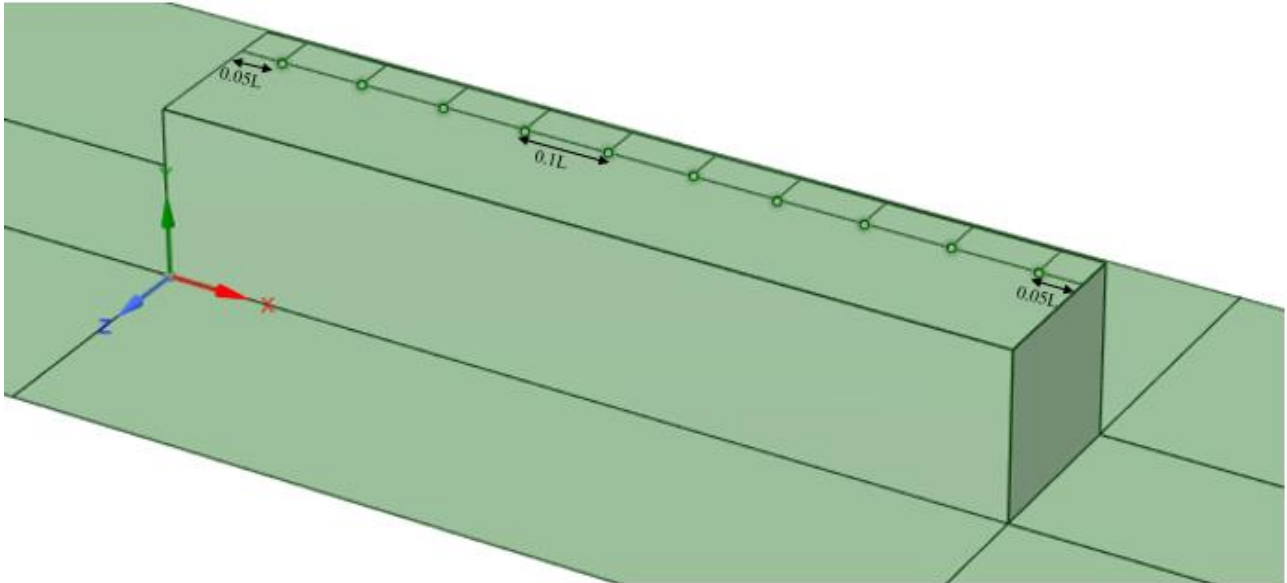
Burada normalize edilmiş basınç $p' = p_i - \bar{p}$ olmak üzere her bir zaman adımında okunan basınç değerinin ortalama basınç değeri ile arasındaki farkı temsil etmektedir. N ise okunan toplam basınç değerini belirtir. P_{RMS} ise basınç değerlerinin karekök ortalamasıdır. P_{REF} insan kulağının algılayabileceği en düşük basınç bozuntusudur olup değeri 2×10^{-5} 'tir ve Δf_{ref} referans frekans değeri olup genellikle 1 Hz. olarak kabul edilir [Pierce ve Beyer, 1990].

Geometrik Model ve Ağ Yapısı

Bu çalışmada bir savaş uçağının silah yuvasını modellemek için $L/D=5$ ve $W/D=1$ olan ve literatürde M 219 olarak adlandırılan kavite kullanılmıştır (Şekil 4). Şekil 4'te kavite tabanında gözüken kesikli çizginin başladığı nokta sensörleri konumlandırırken kolaylık sağlaması açısından orijin noktası olarak seçilmiştir. Akış alanının en dış kısımlarından kaviteye doğru 2L uzunluğundaki bölüme kayma duvar koşulu verilmiştir. Geri kalan kısımlarda kaymama koşuluna sahip duvar ve uzak alan sınır koşulu verilmiştir. Hız ise x yönünde vektörel olarak verilmiştir. Analizlerde her zaman adımındaki basınç değerlerini ölçüp kaydeden sensörlerin konumları ve koordinatları sırasıyla Şekil 5 ve Tablo 1'de verilmiştir. Çalışmalar sonucunda elde edilen OASPL ve SPL değerlerini hesaplamak için kullanılan basınç verisi $x/L=0.95$ konumundaki sensörden elde edilmiştir.



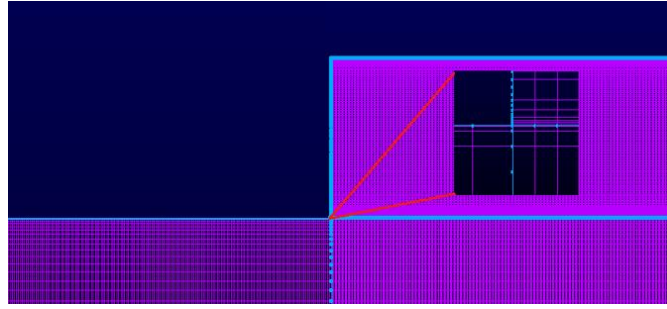
Şekil 4: M219 kavite ve akış alanı.



Şekil 5: Kavite tabanındaki sensörlerin konumu.

Yürütülen analizler bir akışkan molekülünün kaviteyi boyu boyunca geçmesi için gereken süreyi referans olarak gerçekleştirilmiştir. Boyutsuz zaman adımı olarak 10^{-3} değeri kullanılmıştır ve analizler yaklaşık olarak 35 kavite geçiş süresi için yürütülmüştür. Kavite uzunluğu 0.508 metredir. Analizler atmosferik koşullarda 0.85 Mach için yürütülmüştür. Ağ yapısı oluşturulurken Şekil 6'da gösterildiği gibi üç boyutlu altı yüzlü yapısal hücreler kullanılmıştır. X olarak adlandırılan ağ yapısında kaymama koşuluna sahip bölgeler mevcut iken Y olarak adlandırılan ağ yapısında bu kısımlar kırılmıştır. Kavite tabanındaki akışa dik yönde ilk hücre yüksekliği $10^{-4}L$ 'dir. İlk aşamada kavite dışarısındaki sınır tabaka bölgesindeki ağ yapısının en/boy oranı ve boyutsuz duvar uzunluğu ilişkisi incelenmiştir (Şekil 7). İkinci aşamada ise elde edilen sonuca göre kaymama koşuluna sahip duvar bölgelerinin sonuç üzerine etkisi farklı türbülans modelleri ile incelenmiştir.

Hesaplama maliyetini azaltmak amacıyla akış alanı ortasından ikiye bölünmüştür ve simetri sınır koşulu tanımlanmıştır.



Şekil 6: Ağ yapısı.

Tablo 1: Sensör koordinatları.

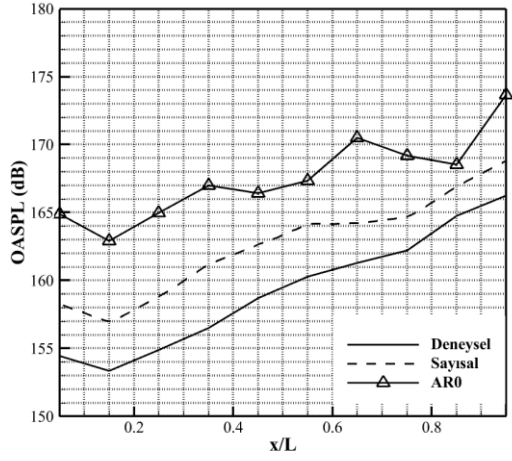
	K20	K21	K22	K23	K24	K25	K26	K27	K28	K29
X	0.025	0.076	0.127	0.17	0.228	0.279	0.330	0.381	0.43	0.48
Y	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Z	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

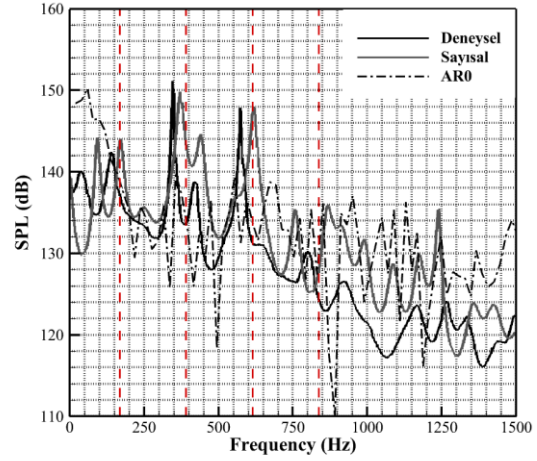
Bu bölümde analizlerden alınan sonuçlar hem deneysel ve sayısal çalışma ile kıyaslamalı olarak hem SPL hem OASPL olarak verilmiştir. SPL sonuçlarındaki pik noktaları Rossiter tarafından gerçekleştirilen deneysel çalışmalar neticesinde önerilen ve akış alanındaki rezonanslı frekans bölgelerinin frekansını tahmin ederken kullanılan bağıntı ile Rossiter modları bulunmuştur. OASPL ve SPL sonuçlarına ek olarak, bulunan Rossiter modları ile sayısal çalışmalar sonucunda elde edilen SPL verisinin pik noktalarının kıyaslaması da verilmiştir [Rossiter, 1964]. Yürütülen analizlere ilişkin notasyon bilgisi Tablo 2’de verilmiştir. AR0 ve X0 notasyonuna sahip iki analizden alınan sonuçlar ile kavite dışarısındaki duvar bölgelerindeki ağ yapısının en/boy oranı ve boyutsuz duvar mesafesi ilişkisi incelenmiştir. X0 analizinden alınan sonucun deneysel çalışma ile daha uyumlu olduğu görülünce diğer analizler kavite dışarısındaki sınır tabaka içerisinde en/boy oranı düşük tutularak yürütülmüştür.

Tablo 2: Notasyonlar.

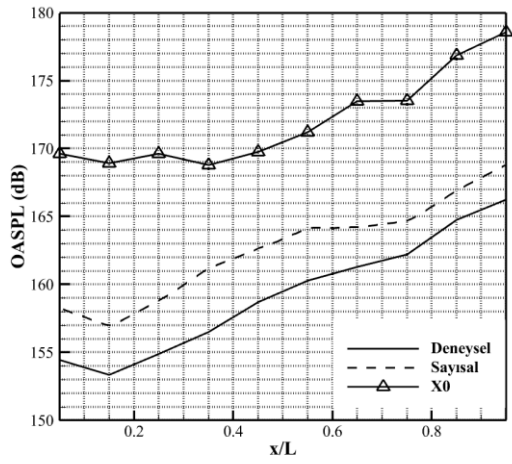
Ağ yapısı	Türbülans Modeli	Notasyon
Kaymama koşuluna sahip	LES-dynamic kEqn	AR0
Kaymama koşuluna sahip	LES-dynamic kEqn	X0
Kaymama koşuluna sahip	DES-DDES	X1
Kaymama koşuluna sahip	DES- SST k- ω	X2
Kaymama koşuluna sahip	LES-kEqn	X3
Kırpılmış	DES-DDES	Y1
Kırpılmış	DES- SST k- ω	Y2
Kırpılmış	LES-kEqn	Y3



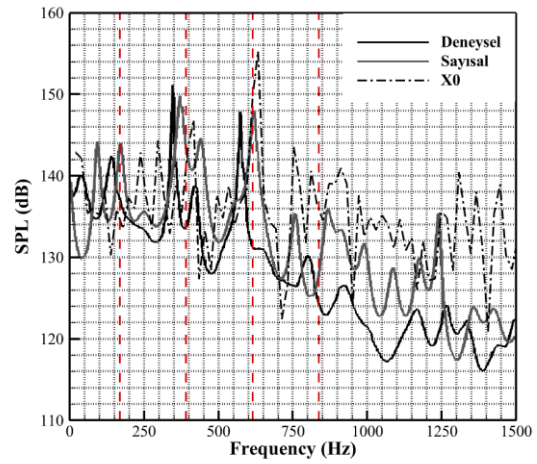
a) AR0



b) AR0



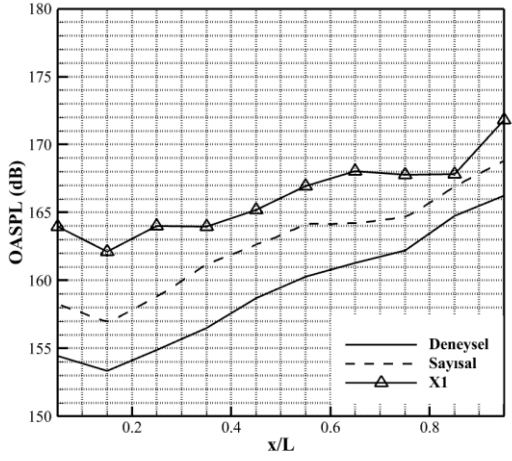
c) X0



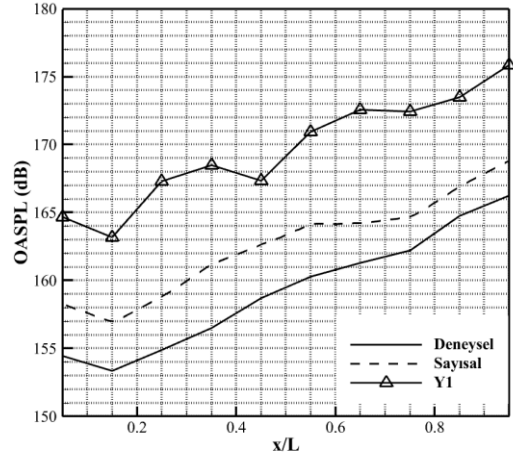
d) X0

Şekil 7: İlk aşamada yapılan iki analizden alınan OASPL ve SPL sonuçları.

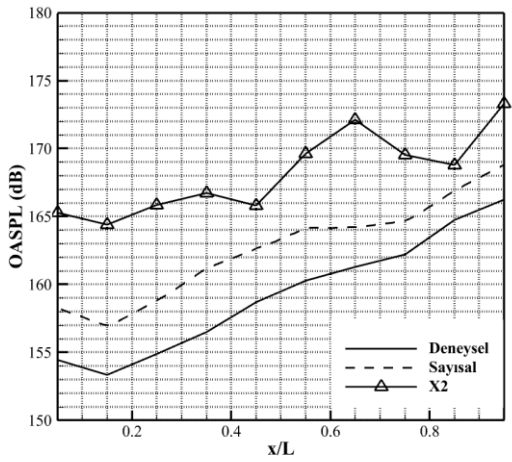
Şekil 7'den görüleceği üzere kavite dışındaki duvar bölgelerinde sınır tabaka içerisindeki hücrelerin boyutsuz duvar mesafesi 5 kat artırılırken en/boy oranının aynı oranda azaltılması OASPL ve SPL sonuçlarında önemli derecede iyileşmeye yol açmıştır. OASPL sonuçlarında yaklaşık olarak 5 dB iyileşme sağlanırken SPL sonuçlarında ise tepe noktaları daha belirgin ve deneysel çalışma ile daha uyumlu hale gelmiştir. Bu sonuç göstermektedir ki sınır tabaka içerisindeki hücrelerin en/boy oranının aeroakustik sonuçlar üzerinde önemli bir etkisi vardır ve incelenmeye değer bir konudur. X0 sonuçları deneysel ve sayısal çalışma ile daha uyumlu olduğu için bu aşamadan sonra sunulan sonuçların alındığı ağ yapılarında sınır tabaka içerisindeki hücrelerin en/boy oranı X0 ile aynı olması tercih edilmiştir.



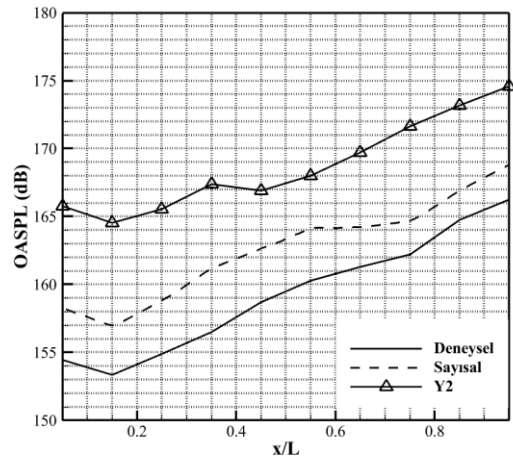
a) X1



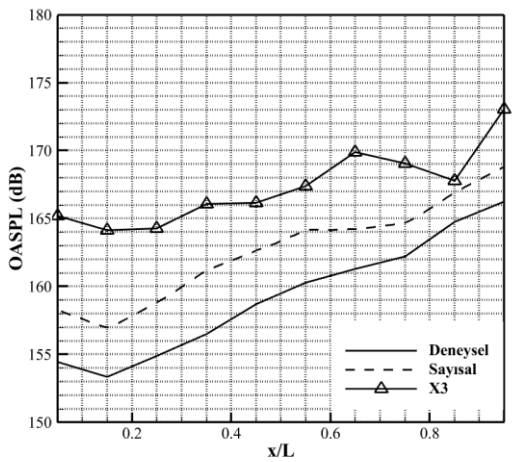
b) Y1



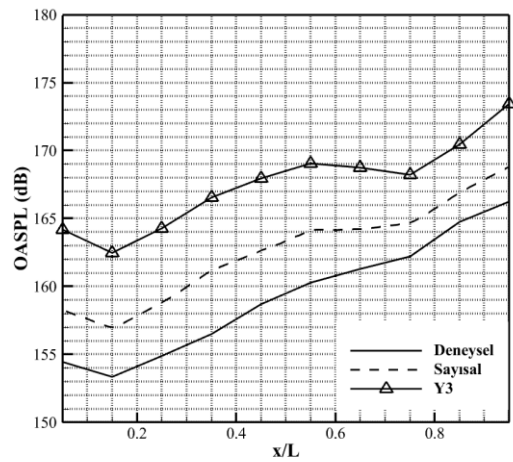
c) X2



d) Y2

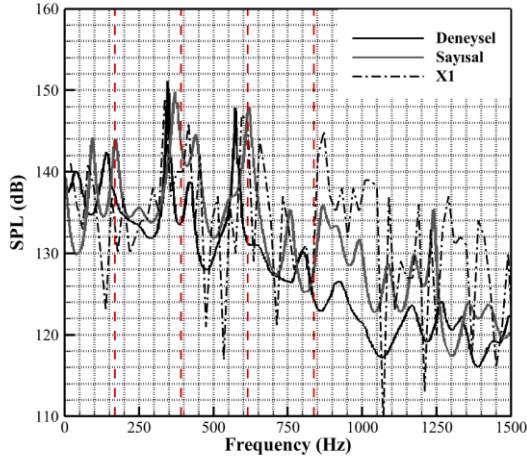


e) X3

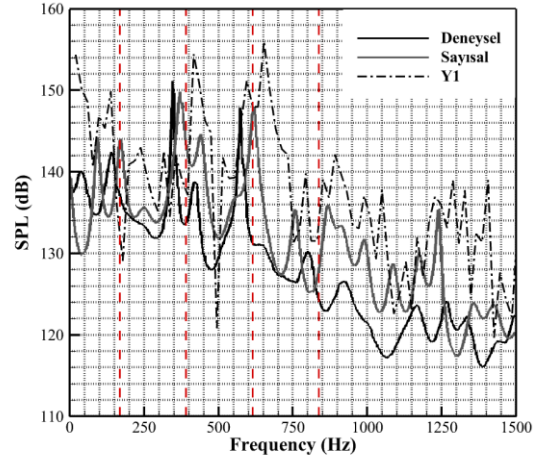


f) Y3

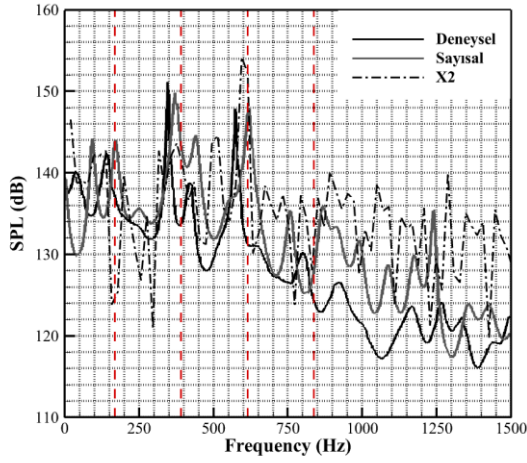
Şekil 8: Kıyaslamalı olarak OASPL sonuçları.



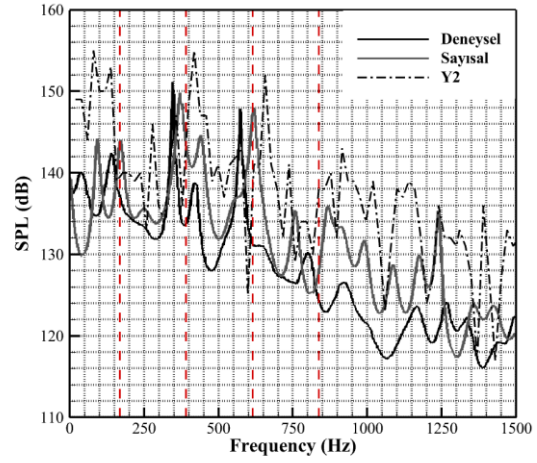
a) X1



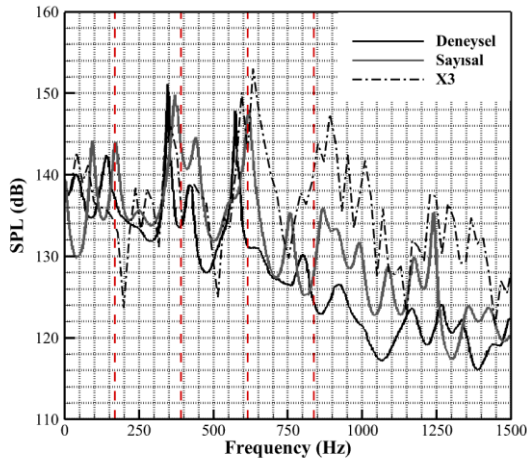
b) Y1



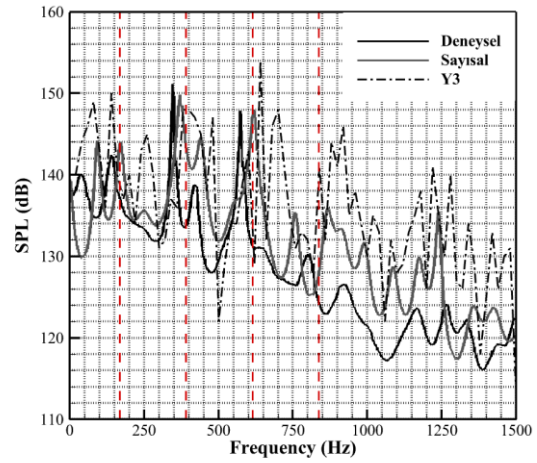
c) X2



d) Y2



e) X3



f) Y3

Şekil 9: Kıyaslamalı olarak SPL sonuçları.

Şekil 8 ve Şekil 9'da farklı türbülans modelleri ve ağ yapısı kullanılarak gerçekleştirilen analizlerin OASPL ve SPL sonuçları deneysel ve sayısal çalışma ile kıyaslamalı olarak verilmiştir. Şekil 8a ve Şekil 8b'deki grafikler incelendiğinde ağ yapısındaki kaymama koşuluna sahip duvar bölgesinin çıkarılması sonuçlarda yaklaşık 1 dB'lik artışa sebep olurken Şekil 8c'de tam tersi durum söz

konusudur. Kaymama koşuluna sahip duvar bölgelerinin mevcudiyeti ile OASPL sonuçlarının deneysel ve sayısal çalışma ile daha uyumlu olduğu sonuçlar DDES modeline sahip olan Y1 analizinden alınmış iken bu kısımların çıkarılması ile yürütülen analizlerde Y3 çalışmasının sonucu daha uyumlu olarak öne çıkmaktadır. Şekil 9'daki SPL grafikleri incelendiğinde deneysel ve sayısal çalışma ile daha uyumlu ve Rossiter modları civarındaki tepe noktalarının en belirgin olduğu analiz olarak Y2 çalışması öne çıkmaktadır. Kaymama koşulunun varlığında 1. Rossiter modları civarındaki tepe noktaları belirgin değilken yokluğunda daha belirgin hale gelmiştir. Genele bakıldığında 2, 3 ve 4. Rossiter modları kabul edilebilir oranda sapma gösterse de belirgin iken 1. Rossiter modları X1, X2 ve X3 çalışmalarında belirgin değildir.

SONUÇ

Bu çalışmada savaş uçaklarının silah yuvasını modellemek için literatürde M 219 olarak bilinen $L/D=5$ ve $W/D=1$ olan kavitenin transonik hızlarda aeroakustik özellikleri açık kaynaklı HAD yazılımı olan OpenFOAM® ile değerlendirilmiştir. OASPL sonuçlarında X1 ve Y3 çalışmaları deneysel ve sayısal çalışma ile uyum açısından öne çıkarken SPL sonuçlarında Y2 sonucu öne çıkmaktadır. Yürütülen analizler sonucunda sınır tabaka içerisindeki ağ yapısının en/boy oranının 1 değerine yaklaşmasının hem OASPL hem SPL sonuçları üzerinde önemli derecede olumlu etkisinin olduğu görülmüştür. Ağ yapısındaki kaymama koşuluna sahip duvar bölgelerinin çıkartılmasının genellikle ses basınç seviyesi çözümlemesi üzerinde olumsuz etkisinin olduğu fakat rezonanslı frekans bölgelerindeki tepe noktalarını daha belirgin hale getirdiği anlaşılmıştır. Ağ yapısının aeroakustik sonuçlar üzerinde çok kritik bir öneme sahip olduğuna ek olarak OpenFOAM® yazılımının aeroakustik analizlerde başarılı olduğu görülmüştür.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmada kullanılan yüksek performanslı hesaplama kaynağı İTÜ-TUSAŞ Hesaplamalı Mekanik Ar-Ge Laboratuvarı tarafından sağlanmıştır. Yazarlar, desteklerinden dolayı teşekkürlerini sunar.

Kaynaklar

- Bacci, D. 2017. TRANSONIC AERO-ACOUSTICS OF WEAPON BAYS. PhD. Thesis, Cranfield University- Centre for Defence Engineering.
- Cengel, Y. A., 2010. Fluid Mechanics: Fundamentals And Applications (SI Units). Tata McGraw Hill Education Private Limited.
- Darwish, M, and F Moukalled. 2016. The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM® and Matlab®. <http://link.springer.com/10.1007/978-3-319-16874-6>.
- Emperornie. 2018. Airshow China. Flickr. Retrieved August 03, 2021 from <https://www.flickr.com/photos/77326563@N06/albums/72157702027680821>.
- Gramlich, M., 2012. Numerical Investigations of the Unsteady Flow in the Stuttgart Swirl Generator with OpenFOAM, Master's thesis, Chalmers University of Technology - Department of Applied Mechanics. <https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/15951>.
- Lawson, S. J., and G. N. Barakos. 2011. Review of Numerical Simulations for High-Speed, Turbulent Cavity Flows. Progress in Aerospace Sciences 47(3): 186–216. <https://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2010.11.002>.
- Loupy, G. J.M., G. N. Barakos, and N. J. Taylor. 2018. Cavity Flow over a Transonic Weapons Bay during Door Operation. Journal of Aircraft 55(1): 339–54. <https://doi.org/10.2514/1.C034344>.
- M.J. Lighthill, P.R.S.L. A. 1952. On sound generated aerodynamically I. General theory, Proc. R. Soc. London. Ser. A. Math. Phys. Sci. 211. 564–587. <https://doi.org/10.1098/rspa.1952.0060>.
- Nightingale, D., J. Ross, and G. Foster. 2005. Cavity Unsteady Pressure Measurements— Examples from Wind-Tunnel Tests. Technical Report Version 3, Aerodynamics & Aeromechanics Systems Group, QinetiQ.

- Rossiter, J. 1964. Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda 3438.
- Shaw, Leonard, and Air Force. 1998. Active Control for Cavity Acoustics. In: Proceedings of the fourth AIAA/ CEAS aeroacoustics conference (4): 827–35. <https://doi.org/10.2514/6.1998-2347>.
- Spalart, P. R., W. H. Jou, Mikhail Kh Strelets, and S. R. Allmaras. 1997. Comments on the Feasibility of LES for Wings and on a Hybrid RANS/LES Approach. *Advances in DNS/LES 1*(JANUARY): 4–8.
- Vanco, Lucas, and Allen D. Pierce. 1998. *22 Computer Music Journal Acoustics: An Introduction to Its Physical Principles and Applications*.
- Wolf Dynamics, 2020. OpenFOAM® Introductory Training Online session.