

Araştırma Makalesi (Research Article)

İki Boyutlu Kanat Profili Kullanılarak Fırlatma Araçlarında Üfüt Olgusunun Araştırılması

 Cihan Yükselsin,  Mustafa Özgür Aydoğan,  Erkan Akay,  Fatih Yılmaz*

Tusaş Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş., Ankara, Türkiye.

*Sorumlu Yazar (Corresponding Author): fatihyilmaz80itu@gmail.com

Makale Bilgileri (Article Info):

Geliş (Received): 17/03/2025, Revizyon (Revision): 09/05/2025, Kabul (Accepted): 16/05/2025.

DOI: 10.70081/duted.1659672

ÖZET

Hava araçlarının tasarımı ve işletilmesi için orijinal hava aracı üreticilerinin tip tasarımlarında dikkate alması gereken kurallar, uluslararası havacılık örgütleri tarafından düzenlenmektedir. Bu kurallar, fırlatma ve uzay araçlarının emniyetli görev yapabilecek şekilde tasarlanmasını sağlar. Emniyetli bir tasarımda yapısal bütünlük, uzay araçlarının boyutlandırılmasını ve ağırlığını doğrudan etkileyen, odaklanılması gereken ana konulardan biridir. Transonik akışlarda şok dalgalanmaları sonrasında basınç salınımları olarak ortaya çıkan ve dinamik bir olgu olan üfüt olgusu, yapısal bütünlüğü riske atmaktadır. Aerodinamik kontrol yüzeyleri üzerinde düzensiz kuvvetlere sebep olan üfüt kaynaklı basınç salınımları, uçuş kontrol sisteminin hassasiyetini de olumsuz yönde etkileyebilir. Üfüt kaynaklı basınç dalgalanmaları, rüzgâr tüneli gibi test ortamlarında ölçülebilmektedir; ancak Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) gibi analiz yöntemleri ile tam olarak tespit edilmesi konusu henüz araştırma aşamasındadır. Bu çalışmada, üfüt kaynaklı salınımların tespit edilmesi ve yük spektrumunun oluşturulması için iki boyutlu bir model üzerinde gerçekleştirilen HAD analiz sonuçları sunulmaktadır. Elde edilen sonuçların, gelecekteki çalışmalar için bir temel oluşturması amaçlanmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik, Üfüt, Fırlatma Aracı, Yük, Yapısal.

Research for Buffet Phenomenon in Launch Vehicles by Using Two-Dimensional Airfoil Profile

ABSTRACT

The rules for design and operation of aircrafts that the aircraft manufacturers must comply with in their type designs are regulated by international aviation organizations. These obligations require that launching and space vehicles be designed to operate safely. Structural integrity is one of the main issues to focus on for safety, which affects the sizing and weight of spacecraft. Buffet is a dynamic phenomenon that occurs due to pressure oscillations after shock-induced separations in transonic flows and compromises the structural integrity. These oscillations may also cause unsteady forces on the aerodynamic control surfaces, affecting the sensitivity of the flight control system. Buffet-induced pressure fluctuations are measured in test environments such as wind tunnels, but their precise detection using analysis methods such as Computational Fluid Dynamics (CFD) is still under research. In this study, the results of CFD analyses performed on a two-dimensional model for the detection of buffet-induced oscillations are presented and generation of the load spectrum. The study and the obtained results are intended to serve as a basis for future research activities.

Keywords: *Aerodynamics, Buffet, Launch Vehicle, Load, Structural.*

I. GİRİŞ

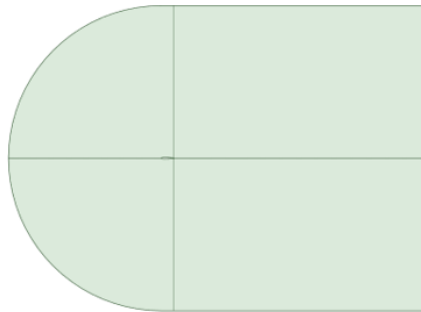
Üfüt, hava araçlarının yapısal bütünlüğünü tehlikeye atan ve yorulma dayanımlarını ciddi bir şekilde etkileyen akış ayrılması veya şok kaynaklı kanat üzerinde titreşime sebebiyet veren dinamik bir olgudur. Uçak tip sertifikası sürecinde CS/FAR 23, 25 gibi standartlarda bu olgunun tasarım esnasında incelenmesi gerektiğiyle alakalı gereksinimler bulunmaktadır. Dünya genelindeki fırlatma aracı kazaları incelendiğinde “Mercury Atlas 1” gibi kazaların doğrudan üfüt olgusu ile alakalı olduğu görülmektedir. Bu sebeple, fırlatma araçlarında da üfüt, incelenmesi gereken kritik bir fenomendir.

Üfüt olgusunun oluşumunun tanımlanması adına literatürde birçok çalışma bulunmaktadır. Lee (2001), çalışmada bu fenomeni literatürde bulunan birçok makaleyi derleyerek derinlemesine özetlemiştir. NACA0012 Profilinde üfüt olgusu, transonik akış için çeşitli çalışmalarla incelenmiştir. McDevitt ve Okuno (1985), NACA0012 profili için transonik hızlarda çeşitli deneyler gerçekleştirmiş ve seçilen hücum açısı değerleri için kanat profili üzerinden basınç dağılımlarını okumuşlardır. Bu sayede kritik açılardaki salınımları gözlemleyebilmişlerdir. Balakumar ve arkadaşları (2023), literatürdeki çalışmaları derleyerek NACA0012 profilinin çeşitli transonik hızlarda üfüt başlangıçlarını URANS ve Eddy metotları kullanarak tespit etmişlerdir. NASA, transonik üfüt çalışmalarında fırlatma araçlarında bu olgunun analiz ile elde edilmesinin pratik olmadığını, dolayısıyla testler ile inceleme yaptıklarını belirtmişlerdir (Piatak ve ark., 2015). Bununla birlikte, literatürde yapılan çalışmalar da incelendiği zaman bu olgunun başlangıçlarının tespit edilmesinin analizler ile de mümkün olduğu gözükmemektedir. Literatürde, NACA0012 profili için ses-altı hızlarda üfüt incelenmesine rastlanılmamıştır.

Ses-altı hızlar için daha önce yapılan bir çalışma bulunmamasından ve transonik hız için birçok veri seti olmasından dolayı bu çalışmada NACA0012 kanat profili için hem ses-altı hem de transonik hızlarda üfüt başlangıçlarının tespit edilmesi amaçlanıp, çalışmanın ileride nelere katkı sağlayabileceği sonuçlar bölümünde tartışılmıştır.

II. MATERYAL METOT

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri, sektörde ve akademik çalışmalarda aktif bir şekilde kullanılan Fluent® yazılımı ile iki boyutlu bir şekilde gerçekleştirilmiş olup, Akış hacmi için NASA'nın NACA0012 validasyon çalışması referans alınmıştır. (2D NACA0012 Airfoil Validation, 2022. https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html) Nihai olarak oluşturulan akış hacmi Şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1. Akış Hacmi.

Ses-altı analizler için hız olarak 0,3 Mach, transonik analizler için 0,7 Mach kullanılmıştır. Türbülans modeli olarak ise sektörde güvenilirliğini kanıtlamış olan K-W SST modeli tercih edilmiştir. Üfüt tespiti için akış ayrılmaları önemli bir rol oynadığı için “ $Y^+ < 1$ ” modellemesi yapılmıştır. Zamana bağlı olarak yapılan analizlerde zaman adımı 0,005 saniye olarak seçilmiştir. Ses-altı analizlerde, 25° hücum açısına kadar hassas bir çözümlemeyle üfüt olgusu tespiti sağlanmış olup, transonik analizlerde düşük hücum açılarında şok oluşumu kaynaklı üfüt tespit edildiği için 9° hücum açısına kadar çözümleme yapılmıştır.

Transonik akış, ses altı ve ses üstü akış özelliklerini aynı anda barındıran, yaklaşık olarak 0,8 – 1.2 Mach sayısı aralığındaki akışlardır. NACA0012 gibi simetrik profillerde 0,7 Mach akış hızında bile lokal olarak akış hızı şok kaynaklı 1 Mach ve üzerine ulaştığı için bu hızlar da transonik olarak kabul edilmektedir.

Transonik hızlarda havanın yoğunluğu basınç ile ciddi bir şekilde değişime uğradığı için akış sıkıştırılabilir olarak kabul edilmektedir. Anderson (2003), (1) ve (2) numaralı denklemler ile havanın incelenen hızı için statik basınç ve statik sıcaklık değerlerinin tespit edilebileceğini belirtmiştir. P_0 statik basıncı, P toplam basıncı, T_0 statik sıcaklığı, T toplam sıcaklığı, γ hava için 1,4 sabit katsayıyı, M ise hızı ifade etmektedir.

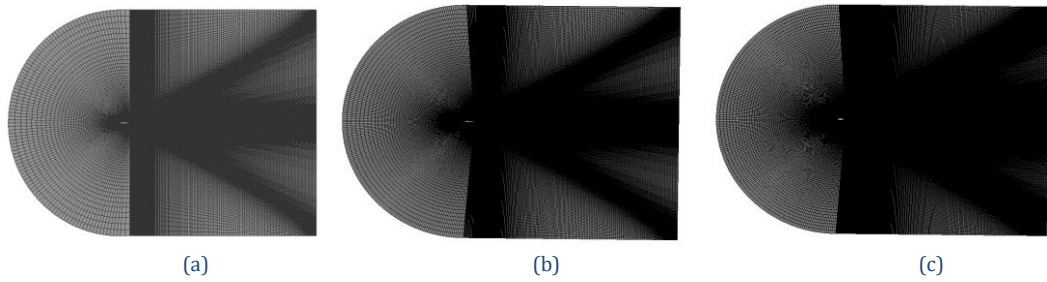
Çalışmada incelenen 0,7 Mach hızı için 73048 Pa statik basınç ve 283,24 K statik sıcaklık, ilgili denklem çözümlenmeleri sonucunda analizlerin girdi verileri olarak kullanılmıştır.

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \quad (2)$$

A. Ses-altı Analiz Çözüm Ağı Validasyonları

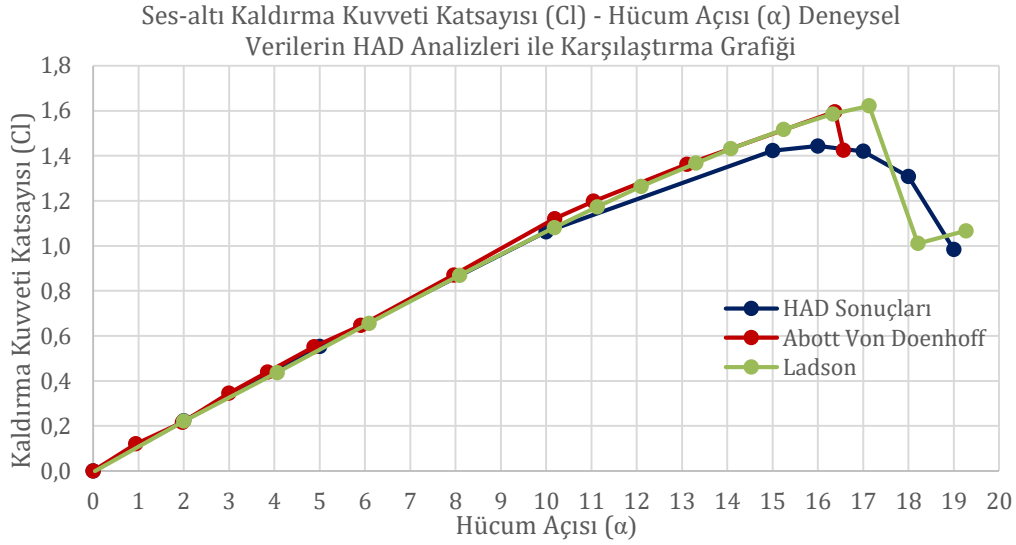
Ses-altı analizlerin validasyonu kapsamında NASA'nın NACA0012 profili validasyonu için yayımlanmış olduğu deneysel kaldırma kuvveti katsayısı (C_l) verileri referans alınmış ve HAD analizleri ile karşılaştırılmıştır (2D NACA0012 Airfoil Validation, 2022, https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html). Analizler, 0,15 Mach hız ve 10,18° hücum açısı değeri için gerçekleştirilmiştir. Şekil 2'de belirtildiği üzere kaba, orta ve sık olmak üzere toplamda üç adet çözüm ağı modellenmiş olup orta olarak modellenen çözüm ağına kaldırma katsayısı 1,0761 olarak hesaplanmış ve deneysel verilerden sapma %1 altına indiği için bu çözüm ağı modelinin kullanılması uygun değerlendirilmiştir. Çözüm ağı modellerinin hepsinde, çarpıklık (*Skewness*) kalite kriteri "<0,8" hesaplanmıştır. Tablo 1'de çözüm ağlarına ait detaylı bilgiler yer almaktadır. HAD ve deneysel verilerin karşılaştırmalı kaldırma kuvveti katsayısı – hücum açısı (α) grafikleri, Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil 2. Ses-altı Çözüm Ağı Modelleri, (a) Kaba Çözüm Ağı, (b) Orta Çözüm Ağı, (c) Sık Çözüm Ağı.

Tablo 1. Ses-altı Çözüm Ağı Validasyon Hata Oranları.

Çözüm Ağı Sıklığı	Eleman Sayısı	Kaldırma Katsayısı HAD Sonucu (C_l)	Kaldırma Katsayısı Deneysel Sonuç (C_l)	Kaldırma Katsayısı Hata Oranı (%)
Kaba	101200	1,0210	1,0809	5,54
Orta	252600	1,0761		0,44
Sık	432800	1,0793		0,14



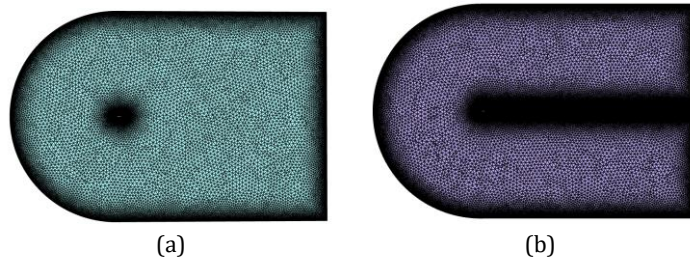
Şekil 3. Ses-altı Kaldırma Kuvveti Katsayısı - Hücum Açısı Deneysel Verilerin HAD Analizleri ile Karşılaştırılması.

B. Transonik Analiz Çözüm Ağı Validasyonları

Maani ve arkadaşları (2018), yapmış olduğu çalışmada NACA0012 profili, 0,7 Mach, 1m veter uzunluğu için kanat profilinin üst ve alt yüzeylerinin basınç katsayısı (C_p) dağılımlarının ve kaldırma kuvveti katsayılarının deneysel sonuçlarıyla bir karşılaştırma yapmıştır.

Bu çalışmada, Maani ve arkadaşlarının (2018) yapmış olduğu analizler referans alınarak Şekil-4'te gözüktüğü üzere kaba ve sık olmak üzere iki farklı çözüm ağı modellemesi yapılmış olup, analizler $1,55^\circ$ hücum açısı değeri ve 0,7 Mach hız için gerçekleştirilmiştir. Çözüm ağı modellerinin hepsinde çarpıklık (*Skewness*) kalite kriteri " $<0,85$ " olarak hesaplanmıştır.

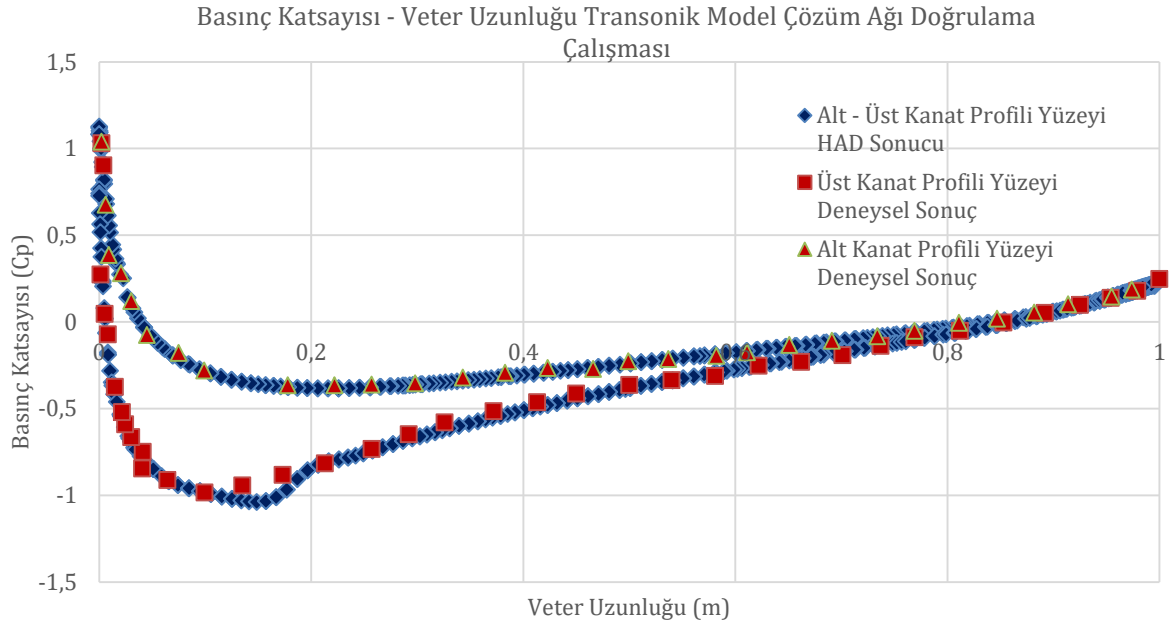
Sık olarak modellenen çözüm ağında, kaldırma kuvveti katsayısı 0,2430 olarak hesaplanmıştır. Deneysel sonuçlara bakıldığında ise sapma oranı %1'in altına indiği görülmektedir. Bu sebeple; kaba ve sık olmak üzere iki farklı çözüm ağı karşılaştırmasının, transonik analizlerde yeterli olacağı değerlendirilmiştir. Bu çalışma ışığında, sık çözüm ağı modelinin kullanılması uygun görülmüştür. Tablo 2'de çözüm ağlarına ait detaylı bilgiler yer almaktadır. Şekil 5'te ise, kanat profilinin üst ve alt yüzeylerinin basınç katsayıları deneysel veriler ve HAD analizleri ile karşılaştırılmış olup, sonuçların deneysel verilerle uyumlu olduğu görülmüştür.



Şekil 4. Transonik Çözüm Ağı Modelleri, (a) Kaba Çözüm Ağı, (b) Sık Çözüm Ağı.

Tablo 2. Transonik Çözüm Ağı Validasyon Hata Oranları.

Çözüm Ağı Sıklığı	Eleman Sayısı	Kaldırma Kuvveti Katsayısı HAD Sonucu (C_l)	Kaldırma Kuvveti Katsayısı Deneysel Sonuç (C_l)	Kaldırma Kuvveti Katsayısı Hata Oranı (%)
Kaba	1167291	0,2444	0,2390	1,42
Sık	2388034	0,2430		0,84

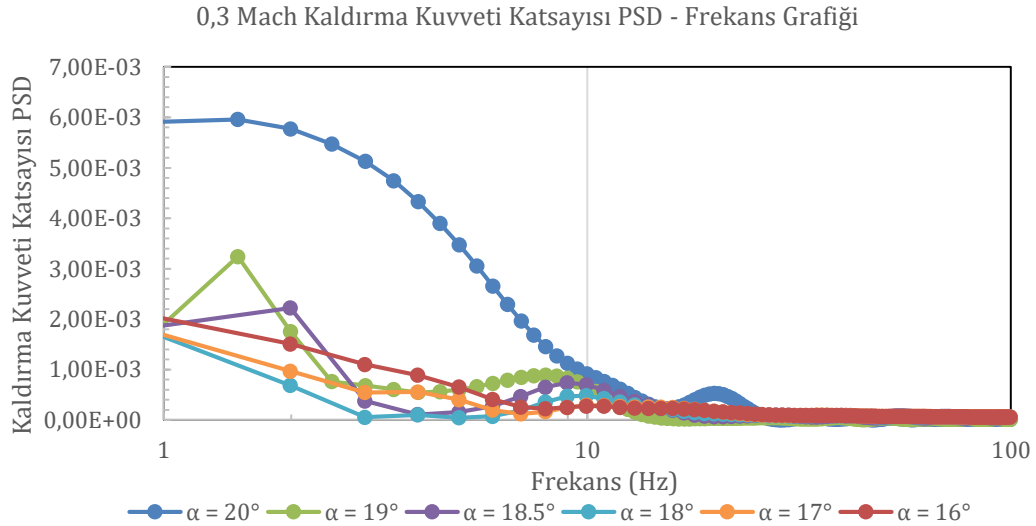


III. BULGULAR VE TARTIŞMA

Yapılan analizlerde, zamana bağlı olarak elde edilen kaldırma kuvveti katsayısı sonuçlarını anlamlandırmak için, belirli hücum açılarında ilgili parametrenin Güç Spektrum Yoğunluğu (PSD) dönüşümleri yapılarak frekans tanım kümesinde karşılaştırmalı sonuçlar sunulmuştur.

A. Ses-altı Akış

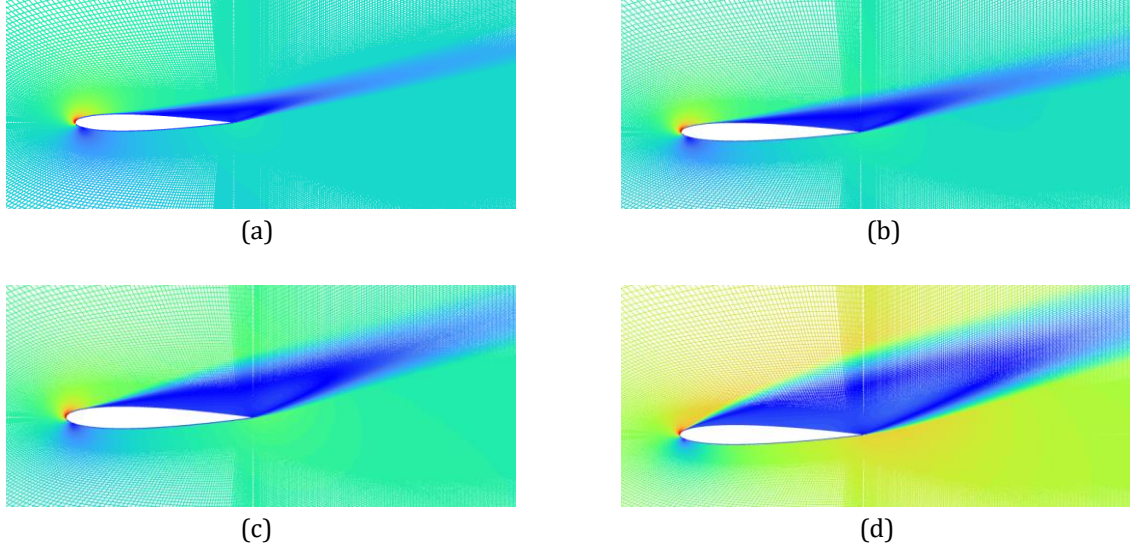
0,3 Mach hava akış hızı, dolayısıyla Ses-altı akış için kaldırma kuvveti katsayısı Güç Spektrum Yoğunluğu (PSD) - Frekans (Hz) grafikleri Şekil 6'da sunulmuştur.



HAD analizi sonuçları, NACA0012 profili için 0,3 Mach akış hızında ve 18,5° hücum açısında, kaldırma kuvveti katsayısının PSD değerlerinde belirgin tepe noktalarının ortaya çıkmaya başladığını ve bunun üfüt başlangıcına işaret ettiğini göstermektedir. Ses-altı akışlarda akış ayrılmasının, üfütün tetikleyicisi olduğu göz önüne alındığında ve bununla beraber Şekil-3'teki HAD analizi ve deneysel veriler

karşılaştırıldığında, üfüt başlangıç açısının $18,5^\circ$ hücum açısı değeri olarak tespit edilmesi, tutarlı bir bulgu olarak değerlendirilmektedir.

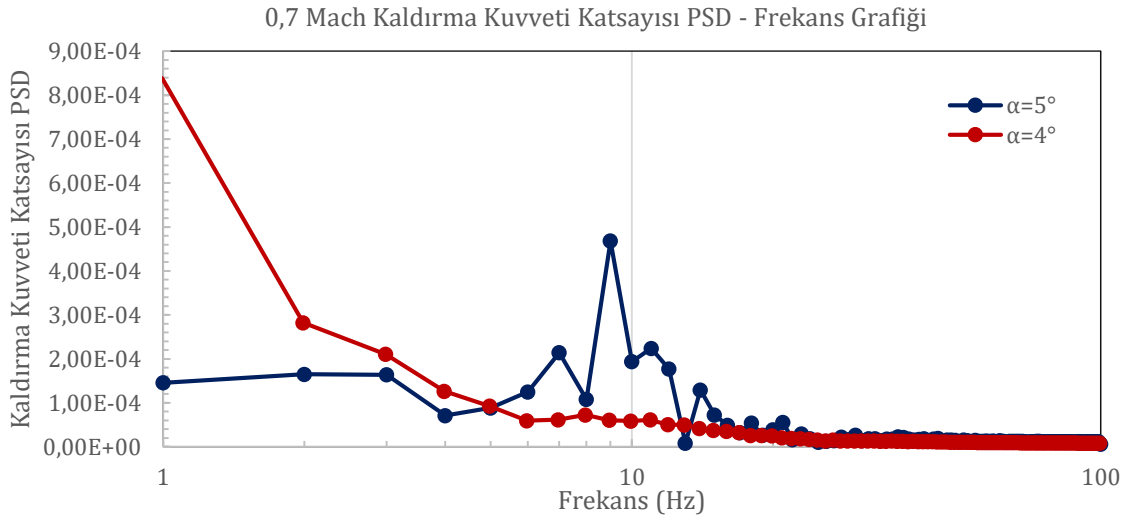
Şekil 7'de, 0,3 Mach hızındaki HAD analizine ait akış vektörleri, üfüt başlangıcından itibaren sunulmuştur. Bu vektörler incelendiğinde, mavi renkli kontur ani hız düşüşleri ile beraber akış ayrılmalarını göstermektedir, bu sebeple; akış ayrılmalarının hücum açısı arttıkça daha da arttığı anlaşılmaktadır.



Şekil 7. 0.3 Mach Akış Ayrılma Vektörleri, (a) 18° Hücum Açısı, (b) $18,5^\circ$ Hücum Açısı, (c) 19° Hücum Açısı, (d) 20° Hücum Açısı.

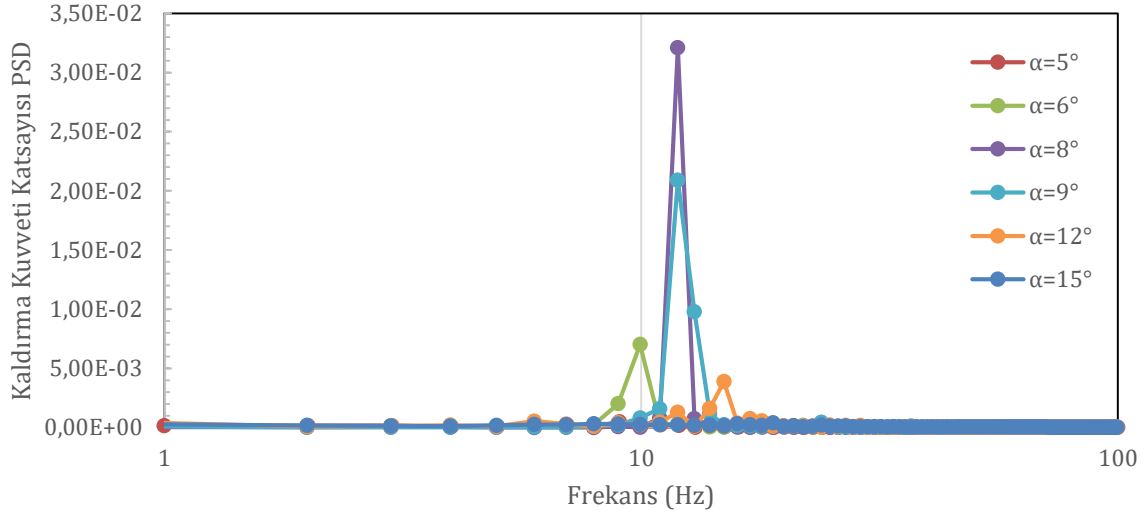
B. Transonik Akış

0,7 Mach akış hızı, dolayısıyla transonik akış için kaldırma kuvveti katsayısı PSD - Frekans grafikleri Şekil 8 ve Şekil 9'da sunulmuştur.



Şekil 8. 0,7 Mach Kaldırma Kuvveti Katsayısı PSD - Hz Grafiği (4° - 5° Hücum Açıları).

0,7 Mach Kaldırma Kuvveti Katsayısı PSD - Frekans Grafiği



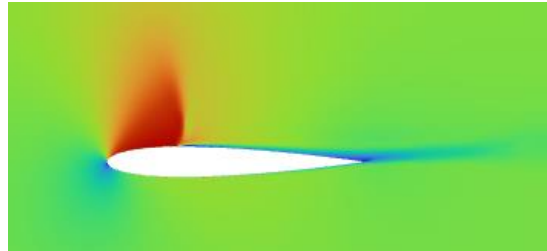
Şekil 9. 0,7 Mach Kaldırma Kuvveti Katsayısı PSD-Hz Grafiği.

Iovnovich ve Raveh (2012), çalışmasında NACA0012 profili kapsamında transonik hızlar için analizler gerçekleştirmiş olup, “üfüt başlangıcı”, “tam gelişmiş üfüt” ve “üfüt ötelenmesi” kavramlarını kullanmıştır. Bu kavramlar sırasıyla üfütün başlangıç hücum açısı, üfütün tam geliştiği hücum açısı ve üfütün azalmaya başladığı hücum açısı anlamlarına gelmektedir.

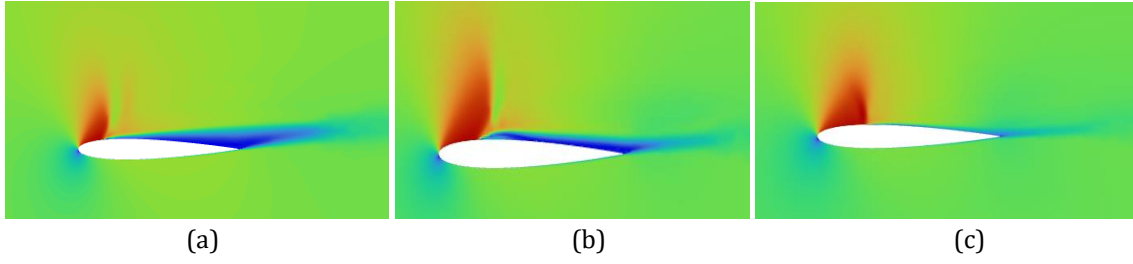
HAD analizleri sonucunda, NACA0012 profilinde 0,7 Mach hızında üfüt, 5° hücum açısı değerinde başlamaktadır. Üfütün daha erken başlamasının sebebi ise bu hızlarda havanın sıkıştırılabilir gaz özelliği göstermesinden kaynaklı olarak şok oluşumudur. Şekil 10’da bu olgu gözlenmektedir.

6° hücum açısı değerinde kaldırma kuvveti katsayısına ait PSD değerlerinde gözle görülür bir artış görülmektedir. Iovnovich ve Raveh (2012) çalışmasında, 6° hücum açısı bölgesini “tam gelişmiş üfüt” olarak tanımlamıştır. Şekil 11’de görüleceği üzere, bu hücum açısı değerinde şok oluşumu, bir döngüye girmektedir. Daha önce belirtildiği üzere, bu çalışmada zaman adımı olarak 0,005 saniye seçilmiş olup (a)’da birinci saniye, (b)’de ikinci saniye ve (c)’de üçüncü saniye çözümleri verilmektedir. Şok olgusu, kanat profilinin ön kanat ucu ile ortası arasında değişmektedir. Fakat bu çalışma, üfüt etkisinin 8° hücum açısına kadar bir artış gösterdiğini ortaya koymaktadır. Yani, 6° hücum açısı değerinde üfüt etkisi dramatik bir şekilde artmakta olup, 8° hücum açısı değerinde maksimum gelişmişlik açısına gelmektedir.

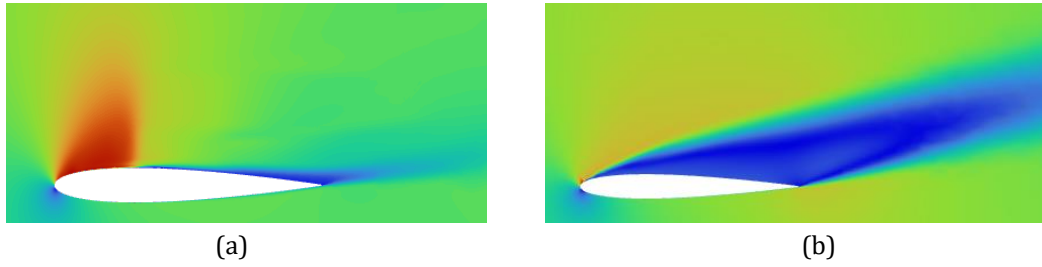
9° hücum açısında kaldırma kuvveti katsayısına ait PSD değerleri azalma trendine geçmiş olup, burası üfütün azalmaya başladığı açı olarak tespit edilmiştir. 15° hücum açısı değerinde ise üfüt etkisini kaybetmiştir. Şekil 12’de bu bölgeler için hız akış kontörleri gözükmemektedir.



Şekil 10. 5° Hücum Açısı İçin Hız Akış Kontörü.



Şekil 11. 6° Hücüm Açısı Gelişmiş Üfüt Döngüsü, (a) 1. Zaman Adımı (1 saniye), (b) 2. Zaman Adımı (2 saniye), (c) 3. Zaman Adımı (3 saniye).



Şekil 12. 9-15 Hücüm Açısı Değerleri Hız Kontürleri, (a) 9° Hücüm Açısı, (b) 15° Hücüm Açısı.

IV. SONUÇLAR

Bu araştırmada, NACA0012 profilinin ses-altı ve transonik akış formlarında üfüt fenomeni başlangıcı incelemesi gerçekleştirilmiştir. Üfütün, 0,3 Mach ses-altı akış hızında akış ayrılması kaynaklı olarak 18,5° hücüm açısı civarında başladığı tespit edilmiştir, 0,7 Mach transonik akış hızında ise, oluşan şok dalgası ile beraber 5° hücüm açısı civarında başladığı gözlemlenmiştir. Ayrıca, transonik akışta 6°- 8° hücüm açılarında üfüt olgusu tam gelişirken, 9° hücüm açısı değerinden sonra azalma trendine geçmektedir. Bu bilgiler ışığında, transonik hızda şok kaynaklı oluşan üfütün, ses-altı hızda akış ayrılması sonucu oluşan üfütten daha önce ortaya çıktığı tespit edilmiştir.

Bu çalışma, üfütün kanat profilleri üzerinde önerilen analizler ile ön tespitinin yapılp, tasarım boyutlandırma çalışmalarının yapılabilmesini sağlar. Öte yandan, önerilen çalışmada iki boyutlu model kullanıldığından, yapının titreşim karakteristiği, deformasyonu ve yorulma dayanımına etkisi hakkında bilgi vermemektedir.

Gelecek araştırmalar, üç boyutlu geometriler üzerinden titreşim spektrumlarının tespit edilerek, yapı üzerindeki deformasyon ve yorulma etkisinin değerlendirmesini konu alabilir.

BEYANLAR

Teşekkürler: Çalışmanın gerçekleştirilmesinde katkıda bulunan Tusaş Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.'ye ve tüm ekip çalışanlarına teşekkür ederiz.

Yazarın Katkıları: Kavramsallaştırma, F.Y.; metodoloji, C.Y., M.Ö.A. ve F.Y.; doğrulama, M.Ö.A.; araştırma, C.Y., M.Ö.A. ve F.Y.; kaynaklar, C.Y.; veri düzenleme, C.Y, M.Ö.A. ve E.A.; yazma-orijinal taslak hazırlama, C.Y., M.Ö.A. ve E.A.; yazma-inceleme ve düzenleme, C.Y. ve M.Ö.A.; denetim, F.Y. Tüm yazarlar, makalenin yayınlanmış versiyonunu okumuş ve kabul etmiştir.

Çıkar Çatışması Açıklaması: Yazar/Yazarlar herhangi bir çıkar çatışması beyan etmemektedir.”

Telif Hakkı Beyanı: Yazarlar, dergide yayınlanan çalışmalarının telif hakkına sahiptir ve çalışmaları CC BY-NC 4.0 lisansı altında yayınlanmaktadır.

Destekleyen/Destekleyen Kuruluşlar: Araştırma herhangi bir dış fon almamıştır.

Etik Onay ve Katılımcı Onayı: Bu makale insan veya hayvan denekleriyle ilgili herhangi bir çalışma içermemektedir. Bu çalışmanın hazırlanma sürecinde bilimsel ve etik ilkelere uyulmuş ve yararlanılan tüm çalışmalar kaynakçada verilmiştir.

İntihal Beyanı: Bu makale intihal programıyla taranmıştır. İntihal tespit edilmemiştir.

Veri ve Materyallerin Kullanılabilirliği: Veri paylaşımı geçerli değildir.

YZ Araçlarının Kullanımı: Yazar/Yazarlar, bu makalenin oluşturulmasında Yapay Zeka (YZ) araçlarını kullanmadığını beyan etmektedir.

KAYNAKLAR

- Lee, B. H. K. (2001). Self-Sustained Shock Oscillation on Airfoils at Transonic Speeds. *Prog. Aerosp. Sci*, 37(2), 147-196.
- Piatak, D. J., Sekula, M. K., Rausch, R. D., Florance, J. R., Ivanco, T. G. (2015). Overview of the Space Launch System Transonic Buffet Environment Test Program. [Online]. Erişim: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150006848>
- McDevitt, J. B., Okuno, A. F. (1985). Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility. [Online]. Erişim: <https://ntrs.nasa.gov.tr/citations/19850019511>
- Anderson, J. D. (2003). *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*. Yayın Yeri: McGrawHill, 79-81.
- Iovnovich, M., Raveh, D. E. (2012). Reynolds-Averaged Navier-Stokes Study of the Shock-Buffet Instability Mechanism. *AIAA Journal*, 50(4), 880-890.
- Balamukar, P., Iyer, P., Malik, M. R. (2023). Turbulence Simulations of Transonic Flows over an NACA-0012 Airfoil. [Online]. Erişim: <https://ntrs.nasa.gov.tr/citations/20220018292>
- Maani, R. E., Radi, B., Hami, A. E. (2018). CFD Analysis of the Transonic Flow over a NACA 0012 Airfoil. *Incertitudes et Fiabilité des Systèmes Multiphysiques*, 2(2), 1-7.
- NASA. (2022). 2D NACA 0012 Airfoil Validation Case. [Online]. Erişim: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html