UHUK-2020-060

KANARD KONTROLLÜ FÜZELERDE MENTEŞENİN AERODİNAMİK VE AEROAKUSTİK ÜZERİNE ETKİSİ

İhsan Çember¹ İstanbul Üniversitesi - Cerrahpaşa, İstanbul Baha Zafer ² İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Füze ve roketlerin aerodinamik performansa önemli derecede etkisi olan bir parametre olarak menteşe benzeri bağlantı elemanları yer almaktadır. Akış yapılarında ayrılmalar ve basınç dalgalanmaları oluşturan bu yapılar sürüklemeyi etkilediği gibi aerodinamik temelli oluşan gürültüyü de etkilemektedir. Bu çalışmada kanard altındaki menteşelerin aerodinamik ve aeroakustik performansa etkilerinin incelenmesinde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Analizler 0.2, 0.8 ve 1.2 Mach Sayısı için 4° ve 10° hücum açılarında gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinden elde edilen eksenel, normal ve moment katsayıları deney verileri ile karşılaştırılmıştır. Doğrulama çalışmaları tamamlandıktan sonra uygulanan analiz yöntemi akustik verilerin hesaplanmasında kullanılmıştır. Menteşeli ve menteşesiz model için çalışma boyunca elde edilen sonuçlar detaylı olarak incelenmiştir.

Giriş

Literatürde çeşitli konfigürasyonlara sahip füzelerin aerodinamik performansının belirlenmesi, tasarım parametrelerini doğrudan etkilemektedir [E.L. Fleeman, 2001]. Bu parametrelerin belirlenmesi sayısal ve deneysel yaklaşımlar ile birçok çalışmaya konu olmuştur. Yönlendirilebilen bir füze modelinde çeşitli kontrol yüzeyleri bulunmaktadır. Kontrol yüzeylerinin hareketini gerçekleştirebilmesi için menteşe gibi bağlantı elemanları kullanılması gerekmektedir. Aerodinamik performansın doğru bir şekilde belirlenebilmesi için menteşe benzeri yapıların da dikkate alınması gerekmektedir. Graves ve Fournier'in yaptığı çalışma menteşe benzeri yapıların sürüklemeyi arttırdığını göstermektedir [Graves ve Fournier, 1974].

Literatürde aerodinamik performansın belirlenmesine yönelik birçok çalışma mevcut olmasına karşılık füzelerin ürettiği gürültü üzerinde pek çalışma bulunmamaktadır. Türbülanslı akış alanı tarafından üretilen basınç bozuntusu gürültü oluşumunun temel nedenidir. Gürültü seviyesinin tahmin edilmesi önemli bir problem olarak görülmektedir [Metcalf, Marvin G., 1996].

Bu çalışmada deneysel verileri mevcut olan [Graves ve Fournier, 1974] kanard kontrollü füze modeli kullanılmıştır. Çalışmanın ilk bölümünde aerodinamik katsayıların doğrulaması gerçekleştirilmiştir.

¹ Lisans Öğrencisi, Makine Müh. Böl., E-posta: ihsan.cember@ogr.iu.edu.tr

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

Doğrulama çalışmaları ses altı, transonik ve ses üstü akış rejimleri için farklı hücum açılarında gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar literatürde mevcut olan HAD sonuçları [Wee, 2011] ile karşılaştırılmıştır. Doğrulama çalışmaları tamamlandıktan sonra kanardın altında bulunan menteşenin aerodinamik performansa ve aerodinamik temelli oluşan gürültüye etkisi Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi ile detaylı olarak incelenmiştir.

YÖNTEM

Menteşeli Model Geometrisi

Sayısal modelleme ve doğrulama çalışması için kullanılan menteşeli füze geometrisinin teknik resmi Şekil 1' de gösterilmektedir. Menteşeli modelin detaylı çizimleri literatürde [Wee, 2011] mevcuttur.



Şekil 1: Menteşeli füze geometrisinin teknik resmi (Ölçüler santimetre cinsindendir.)

Menteşesiz Model Geometrisi

Menteşesiz modelde, kanard yapısının geometrik boyutları aynı kalmak şartıyla gövde ile birleştirilmiştir. Menteşesiz modele ait teknik resim Şekil 2' de verilmiştir.



Şekil 2: Menteşesiz füze geometrisinin teknik resmi (Ölçüler santimetre cinsindendir.)

Sayısal Çözüm Ağı

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği analizleri için çözüm ağı, yapısal olmayan elemanlar ile oluşturulmuştur. Sayısal analizler için oluşturulan hesaplama hacmi boyutları, katı model etrafındaki akıştan etkilenmemesi için yeterince büyük seçilmiştir. Kullanılan türbülans modeli için y⁺ = 1 olacak şekilde ağ yapısı hedeflenmiştir. Ancak menteşeli model için kanard yapısı ile gövde arasında bulunan boşluktan dolayı y⁺ değeri en düşük 5 olacak şekilde ayarlanabilmiştir. Menteşenin bulunmadığı durumda ise sayısal ağ yapısındaki bütün özellikler sabit tutulmuş olup y⁺ = 1 olarak ayarlanmıştır. Her iki model için de yaklaşık olarak 6 Milyon hücre bulunmaktadır. Sayısal çözüm ağı oluşturmak için POINTWISE programı kullanılmıştır. Sayısal hesaplamalar için oluşturulan ağ yapısı Şekil 3' de gösterilmektedir.



Şekil 3: Sayısal çözüm ağı

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemi ve Sınır Koşulları

Kanard kontrollü füzenin aerodinamik karakteristiğinin incelenmesinde ticari sonlu hacim çözücüsü ANSYS FLUENT programı kullanılmıştır. Sayısal çözümlerde basınca bağlı Viskoz Sıkıştırılabilir Navier Stokes denklemleri kullanılmıştır. Hesaplamalar zamandan bağımsız (steady) olarak gerçekleştirilmiştir. Akış hacminin dış sınırları için 'Pressure Far Field' ve füze yüzeyleri için 'No Slip Wall' sınır koşulları kullanılmıştır. Analizler 0.2, 0.8 ve 1.2 Mach Sayıları için hücum açısının 4° ve 10° olması durumunda gerçekleştirilmiştir. Zamandan bağımsız (steady) çözümlerin modellemesinde 2 denklemli Shear Stress Transport (SST) k- ω türbülans modeli ve aeroakustik analizler için 'Broadband Noise Source' modeli kullanılmıştır. Analizler boyunca Reynolds sayısı 6.56 x 10⁶, serbest akım sıcaklık değeri T_∞ = 332K olarak alınmıştır.

UYGULAMALAR

Bu bölümde, gerçekleştirilmiş analizlere ait sonuçlar grafikler ve çeşitli konturlar üzerinde detaylı olarak incelenmiştir. Yapılan analizler sonucunda menteşeli ve menteşesiz model için eksenel (c_A), normal (c_N) ve boylamasına (longitudinal) moment katsayılarının (c_M) değişimi ile deneysel verilerin karşılaştırılması Şekil 4'te gösterilmiştir. Deneysel ve sayısal hesaplanan normal kuvvet katsayısı arasındaki fark yaklaşık %5 hata payı ile hesaplanmıştır. Eksenel kuvvet katsayısı için hesaplanan hata oranı 4° hücum açısı için en fazla %9.8, 10° hücum açısı için %10.7 olarak hesaplanmıştır. Eksenel kuvvet katsayısı hesaplarında hücum açısının artması hata oranını %1 arttırdığı görülmüştür.



Şekil 4: Eksenel (c_A), Normal (c_N) ve Moment (c_M) katsayılarının Mach Sayısına göre değişimi

Mach sayısının artmasıyla her iki model için de eksenel (c_A), normal (c_N) ve boylamasına (longitudinal) moment katsayılarının (c_M) arttığı görülmüştür. Hücum açısının artmasına bağlı olarak normal (c_N) ve boylamasına (longitudinal) moment katsayılarının (c_M) yüksek oranda arttığı ancak eksenel (c_A) katsayının 0.2 Mach Sayısında azaldığı, 0.8 Mach ve 1.2 Mach Sayısında ise arttığı görülmektedir.

Menteşeli ve menteşesiz model karşılaştırıldığında ise normal kuvvet katsayısında en fazla %1'lik, moment katsayısında %5.4' lük bir fark oluşurken eksenel kuvvet katsayısında %15.6 oranında büyük bir fark oluşmaktadır. Mach sayısının artmasıyla eksenel kuvvet katsayıları arasındaki farkın azaldığı gözlemlenmiştir.



Şekil 5: 4° Hücum açısında yüzey akustik güç seviyesinin Mach sayısına bağlı değişimi



Şekil 6: 10° Hücum açısında yüzey akustik güç seviyesinin Mach sayısına bağlı değişimi

Gerçekleştirilen çalışmalar sonucunda hücum açısının ve Mach sayısının artması ile aerodinamik temelli oluşan gürültünün de arttığı görülmüştür. Gürültünün artmasına etkisi olan bu parametrelere ek olarak menteşenin de etkisi bulunmaktadır. Şekil 5 ve Şekil 6' da verilen grafikler füze yüzeyi boyunca akustik güç seviyesinin nasıl değiştiğini göstermektedir. Bu grafikte kullanılan veriler yüzey de hesaplanan maksimum değerlerdir. Yüzey akustik güç seviyesi verilerini incelersek, 3 Mach sayısı içinde hücum açısının artması menteşeli model için yaklaşık 2 dB, menteşesiz model için ise 6 dB artış olduğunu göstermektedir. 0.8 Mach ile 1.2 Mach verileri karşılaştırıldığında hızın artması tüm durumlar için yaklaşık 10 dB' lik bir artış olduğunu göstermiştir.

Ancak 0.2 ile 0.8 Mach Sayısı verileri karşılaştırıldığında yaklaşık 36 dB artış görülmüştür. Ses altı bölge ile transonik bölge arasındaki bu geçiş gürültüyü ciddi oranda etkilediği görülmektedir.



6 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı



Şekil 7: Yüzey akustik güç seviyesi (dB) dağılımı a) 0.2 Mach b) 0.8 Mach c) 1.2 Mach

Şekil 5 ve Şekil 6' da hesaplanan maksimum değerler karşılaştırıldığında menteşesiz modelin daha yüksek olduğu görülmektedir. Ancak füze yüzeyi boyunca akustik güç seviyesi değerlerinin ortalaması alındığında tüm Mach sayıları için menteşeli model 4 dB daha fazla gürültü ürettiği görülmüştür. 0.2 Mach sayısı ve menteşeli model için hesaplanan değer 91 – 92 dB arasında olup 0.8 Mach sayısında 126 – 127 dB, 1.2 Mach sayısında ise 136 – 137 dB arasında hesaplanmıştır. Menteşeli model ile menteşesiz modele ait yüzey boyunca akustik güç seviyesi dağılımı Şekil 7' de hazırlanan konturlar üzerinde gösterilmektedir.

Menteşenin akış alanında oluşturduğu etkileri inceleyebilmek için kanardın arka kısmına düzlem oluşturulmuştur. Oluşturulan düzlem üzerinde türbülans yoğunluğu değişimi incelenmiştir. Yapılan karşılaştırmalar sonucunda 0.2 Mach sayısı için 4° hücum açısında menteşeli modelin %5, 10° hücum açısında %6 daha fazla türbülans yoğunluğu oluşturduğu görülmüştür. 0.8 Mach sayısında her iki hücum açısı için %5 oranında menteşeli modelin daha fazla olduğu görülmüştür. 1.2 Mach 4° hücum açısında ise %3, 10° hücum açısında %5 menteşeli modelin daha fazla türbülans yoğunluğu oluşturduğu oluşturduğu görülmüştür.





Şekil 8: Türbülans yoğunluğu dağılımı a) 0.2 Mach b) 0.8 Mach c) 1.2 Mach

SONUÇ

Bu çalışmada kanard kontrollü füze geometrisi, menteşeli ve menteşesiz olmak üzere 2 farklı konfigürasyonda incelenmiştir. Farklı hücum açıları ve Mach sayıları için yapılan sayısal çözümler ticari sonlu hacim çözücüsü ANSYS FLUENT programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Zamandan bağımsız çözümlerin gerçekleştirilmesinde SST k-ω türbülans modeli kullanılmış ve deneysel çalışma ile uyumlu olduğu görülmüştür. Menteşenin aerodinamik performansa etkileri incelendiğinde, normal kuvvet katsayısı ve moment katsayısını çok fazla etkilemediği ancak eksenel kuvvet katsayısı %15.6 oranında ciddi bir artış gösterdiği görülmüştür. Aeroakustik incelemeler sonucunda menteşeli model yüzeyi boyunca ortalama akustik güç seviyesi dağılımı 4 dB daha fazla hesaplanmıştır. Menteşenin akış alanında oluşturduğu etkiler incelendiğinde ise %3 ile %6 arasında daha fazla türbülans yoğunluğu oluşturduğu görülmüştür ve konturlar üzerinde detaylı olarak türbülans yapıları incelenmiştir. Çalışmanın devamında Ffowcs Williams ve Hawkings Denklemleri (FW-H) kullanılarak zamana bağlı uzak alan ses basınç seviyesi incelemelerinin yapılması planlanmaktadır.

Kaynaklar

Curle, N. (1955). The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 231(1187), 505-514.

E.L. Fleeman (2001), Tactical Missile Design. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.

Graves, Ernald B., and Roger H. Fournier. (1974). "Stability and control characteristics at Mach numbers from 0.20 to 4.63 of a cruciform air-to-air missile with triangular canard controls and a trapezoidal wing."

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.

Lilley, G. M. (1993). The radiated noise from isotropic turbulence revisited, ICASE Report 93/75.

Metcalf, Marvin G. (1996) Acoustics on the 21st century battlefield. NATIONAL DEFENSE UNIV WASHINGTON DC INST FOR NATIONAL STRATEGIC STUDIES.

Wee, H. C. (2011). *Aerodynamic analysis of a canard missile configuration using ANSYS-CFX*. Naval Postgraduate School, Monterey, CA.