

FARKLI KANATÇIK YAPILI ROKETLERİN AÇIK KAYNAK KODLU CFD ÇÖZÜCÜLERİYLE DENEYSEL VERİLERİNİN DOĞRULAMASI

Onurhan DURMUŞ¹

Cansu YILDIRIM²

Abdulhamit KÜÇÜKASLAN³

Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Uzay ve havacılık alanındaki ilerlemelerle birlikte, füze teknolojileri de önemli bir yer edinmiştir. Bir füzenin tam boyutlu hali üretilmeden önce, çeşitli aerodinamik analizlerden geçirilip doğrulamalarının yapılması gerekmektedir. Basit ve modifiye yapıya sahip, dört kanatçıklı bu füzelerin 0 ve 5 derece hücum açılarındaki normal kuvvet katsayısı sonuçları ve yunuslama moment katsayısı sonuçları hesaplanmıştır. Bu analizler üzerinden normal kuvvet katsayısı eğimi ve yunuslama momenti katsayısı eğimi hem ücretsiz hem de ticari HAD çözümleri kullanılarak hesaplanmış, elde edilen veriler laboratuvar ve deney sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır.

GİRİŞ

Günümüz teknolojisinde havacılık ve uzay sektörü kritik bir rol oynamaktadır. Bu alandaki en karmaşık araçlardan biri olan roketler, üretim aşamasına gelmeden önce tüm yönleriyle titizlikle tasarlanmalı ve analiz edilmelidir. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD), aerodinamik kuvvetler ve momentlerin tahmin edilmesinde verimli ve maliyet açısından etkili bir araç olarak kabul edilmektedir. HAD, genellikle serbest uçuş balistik testleri, rüzgâr tüneli deneyleri ve yarı-ampirik analitik yöntemleri tamamlayıcı niteliktedir. Bu çalışmada, Reynolds-Ortalaması Navier-Stokes (RANS) HAD teknikleri kullanılarak iki farklı füze konfigürasyonu için hesaplamalar gerçekleştirilmiştir: Deniz Kuvvetleri Genel Maksat Füzesi (DKF) ve Hava Kuvvetleri Modifiye Füzesi (HKF). Bu füzeler, uzun yıllardır referans mermi olarak kullanılmakta ve aeroballistik serbest uçuş testlerinde ve rüzgâr tüneli deneylerinde kapsamlı şekilde incelenmiştir. [3]-[4]. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) sonuçlarının doğrulanması için elde edilen veriler, Kanada'nın Québec şehrindeki Savunma Araştırma ve Geliştirme Kanada (DRDC) Valcartier Aeroballistik Alanı ve Trisonik Rüzgâr Tüneli Tesisleri'nde [3]-[4] ve Florida'daki Eglin Hava Kuvvetleri Üssü'ndeki ABD Hava Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı (AHKAL) Aeroballistik Araştırma Tesis'i'nde (AAT) [9] yapılan deneylerden elde edilen verilerle kıyaslandı.

¹ Lisans Öğr. Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: 20110111022@ybu.edu.tr

² Lisans Öğr. Havacılık ve Uzay Müh. Böl. E-posta: 19110111033@ybu.edu.tr

³ Doç.Dr. Havacılık ve Uzay Müh. Böl. E-posta: a.kucukaslan@aybu.edu.tr

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRMELER

Türbülans kinetik enerji denklemi, k;

$$\frac{D}{Dt}(\rho k) = \nabla \cdot (\rho D_k \nabla k) + P - \rho \epsilon \quad (1)$$

Olmak üzere, k, türbülans kinetik enerjisini, D_k efektif yayılmayı, P türbülans kinetik enerjisi üretim oranını, ϵ türbülans kinetik dağılıma oranını göstermektedir.

Türbülans kinetik enerji yayılma oranı denklemi, ϵ ;

$$\frac{D}{Dt}(\rho \epsilon) = \nabla \cdot (\rho D_\epsilon \nabla \epsilon) + \frac{C_1 \epsilon}{k} \left(P + C_3 \frac{2}{3} k \nabla \cdot \mathbf{u} \right) - C_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (2)$$

Olmak üzere, D_ϵ ϵ için efektif yayılmayı, C_1 ve C_2 model katsayılarını göstermektedir.

Füze üzerine etkiyen bütünlüştürmüş aerodinamik kuvvetleri boyutsuzlaştırıp hesaplamak amacıyla aşağıdaki ilişkiler kullanılır,

$$C_n = \frac{F_N}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \quad (3)$$

$$C_m = \frac{M_m}{\frac{1}{2} \rho v^2 A_c} \quad (4)$$

A ve A_c sırasıyla göreceli olarak referans alanı ve dönme merkezidir.

Doğrulama çalışmasının yapıldığı grafik üzerindeki veri olan "Normal Kuvvetinin Eğim Katsayısı" bulmak için Newton Merkez Farkı formülü kullanılmıştır.

$$f_x = \frac{f(x+h) - f(x-h)}{2h} \quad (5)$$

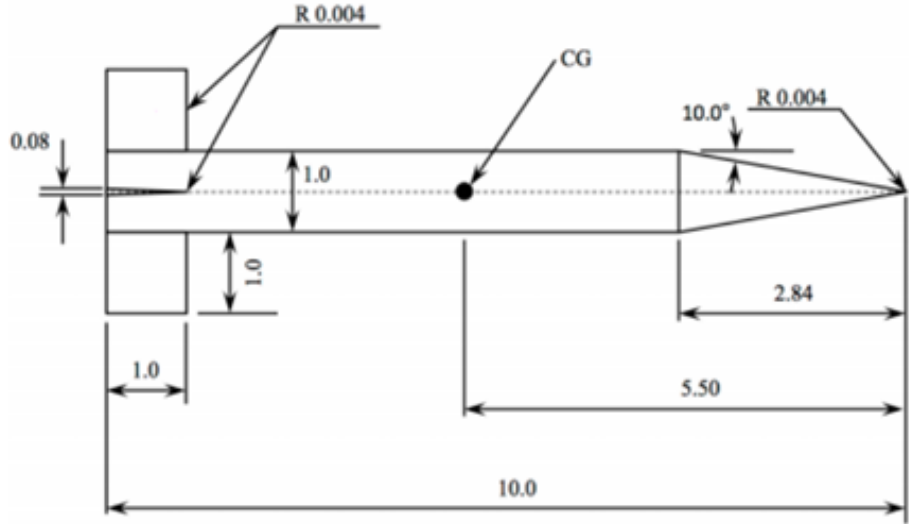
h adım basamağı bu çalışma için 5°lik hücum açısının sonuçları olarak alınmıştır.

YÖNTEM

Çalışmanın bu bölümünde kullanılan 2 farklı füzenin geometrileri, analiz koşulları ve HAD çözücüsü kullanılırken seçilen başlangıç koşullarından bahsedilecektir.

Geometri ve Kalibrasyonlar

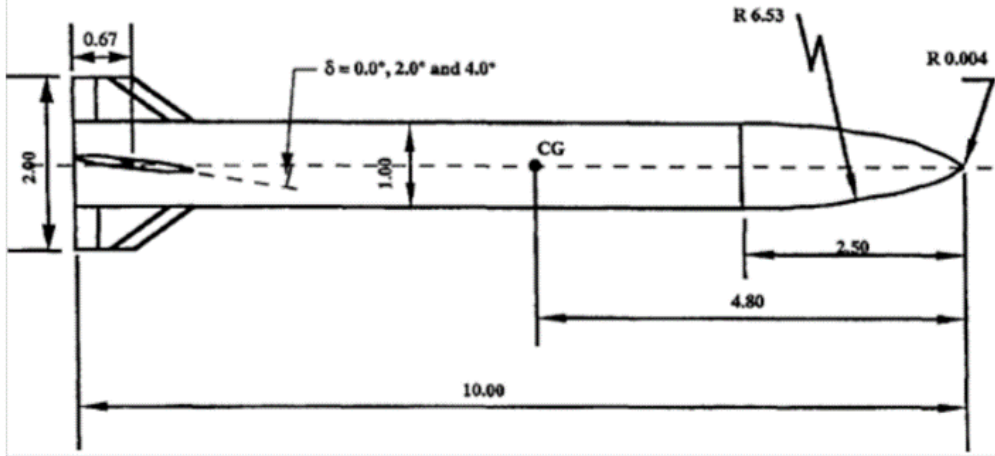
Basit kanatçık yapıları füze veya Deniz Kuvvetleri Genel Maksat Füzesi (DKF). Şekil 1'de genel konfigürasyonunun şematik gösterimi verilmiştir.



Şekil 1: Basit kanatçık konfigürasyonları

DKF, çapı 0.03 m (1 kalibre) ve 2.84 kalibre uzunluğundaki 10 derecelik koni ile başlayan, ardından 7.16 kalibre silindirik bir gövdeye sahip bir modeldir. Keskin ön kenarlara sahip ve arka kısımda 0.08 kalibre kalınlıkta dört adet 1 x 1 kalibre kanat mevcuttur. Fin hücum açısı $\delta=0$ derece (temel durum) ve $\delta=5$ derece olan HAD verileri, deneyle karşılaştırma için kullanılmıştır. DKF'nin ağırlık merkezi burun ucundan 5.5 kalibre uzaklıktadır. Modelin kütlesi 1.5894 kg'dır. Eksenel ve enine atalet momentleri sırasıyla 1.924×10^{-4} ve 9.874×10^{-3} kg · m²'dir.

Modifiye kanatçık yapıları füze veya Hava Kuvvetleri Genel Maksat Füzesi (HKF). Şekil 2'de genel konfigürasyonunun şematik gösterimi verilmiştir.



Şekil 2: Modifiye kanatçık konfigürasyonları

HKF'nin de çapı 0.03 m (1 kalibre) idir ve 2.5 kalibre uzunluğunda bir teğetsel burun ile başlayan, ardından 7.5 kalibre uzunluğunda silindirik bir gövdeye sahiptir. Keskin ön ve arka kenarlara sahip olan dört kesik-delta kanat mevcuttur. Eğik kanat verileri mevcut olmasına rağmen, sadece 0 derece eğik kanat deneysel verileri HAD ile karşılaştırma için kullanılmıştır. DKF'nin ağırlık merkezi burun ucundan 4.8 kalibre uzaklıktadır. Modelin kütlesi ise 0.6643 kg'dır. Eksenel ve enine atalet momentleri sırasıyla 7.197×10^{-4} ve $4.857 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 'dir.

Hesaplama Alanları ve Sınır Koşulları

İdeal gaz denklemini yaklaşımı varsayımıyla,

Tablo 1 Malzeme özellikleri

<i>Gaz Sabiti</i>	<i>Spesifik Isı Oranı</i>
287.058	1.4

Tablo 2 Basit kanatçık spesifik serbest akış başlangıç koşulları

<i>Statik Basınç (Pa)</i>	<i>Statik Sıcaklık (K)</i>	<i>Mach Sayısı</i>
101325	293.15	0.5
101325	293.15	0.9

Statik Basınç (Pa)	Statik Sıcaklık (K)	Mach Sayısı
101325	293.15	1.1
101325	293.15	2.5
101325	293.15	4.5

Tablo 3 Basit kanatçık geometrik boyutlandırmalar

Uzunluk	Spesifik Alan	Dönme merkezi
0.03	0.000707	0.165

Tablo 4 Modifiye kanatçık spesifik serbest akış başlangıç koşulları

Statik Basınç (Pa)	Statik Sıcaklık (K)	Mach Sayısı
101325	293.15	0.6
101325	293.15	0.8
101325	293.15	0.9
101325	293.15	1.1
101325	293.15	1.2
101325	293.15	1.5
101325	293.15	2.5

Tablo 5 Modifiye kanatçık geometrik boyutlandırmalar

Uzunluk	Spesifik Alan	Dönme merkezi
0.03	0.000707	0.144

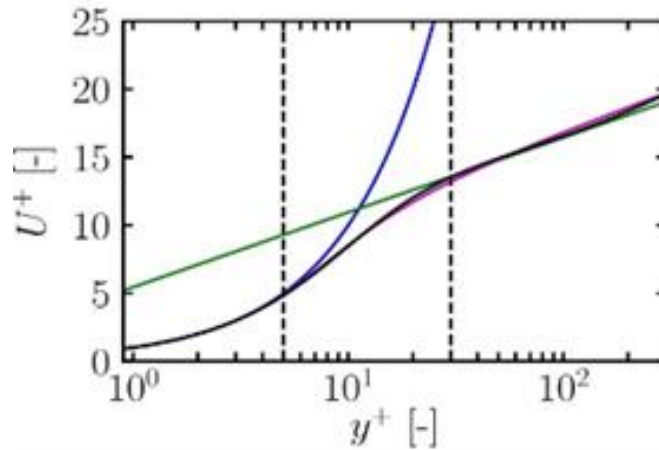
Serbest akış viskozite değeri Sutherland Yasası kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (6)$$

Akışa karşılık gelen Reynold Sayısı şu şekilde hesaplanmıştır,

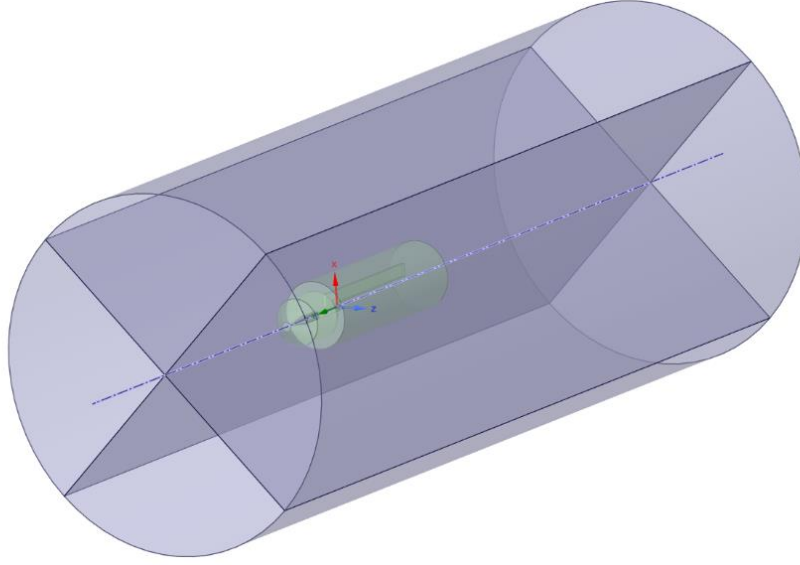
$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} \quad (7)$$

Gerekli y^+ değeri, y^+ duvar uzaklığı yaklaşımı yöntemi ile varsayılmış olup çözücüye girilen y^+ değerinin aşağıdaki şekilde görüldüğü üzere k-epsilon yönteminin duvar fonksiyonunun tutarlı olduğu alan olan y^+ değerinin 30'dan büyük olduğu kısım alınması gerektiği gözlemlenmiştir. 30'un altındaki değerler için çözüm tampon katmana düşeceğinden duvar fonksiyonu kullanılamaz hale gelir.

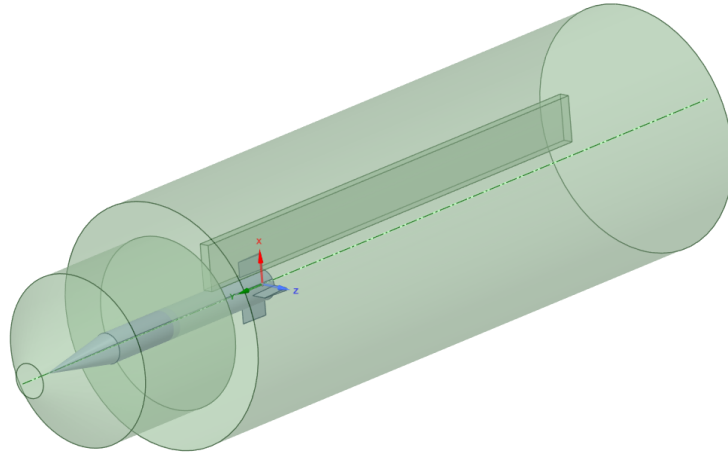


Şekil 3: Duvar fonksiyonu davranışı

Analiz alanı için silindirik yapı tercih edilmiş olup yapı aşağıdaki gibidir,



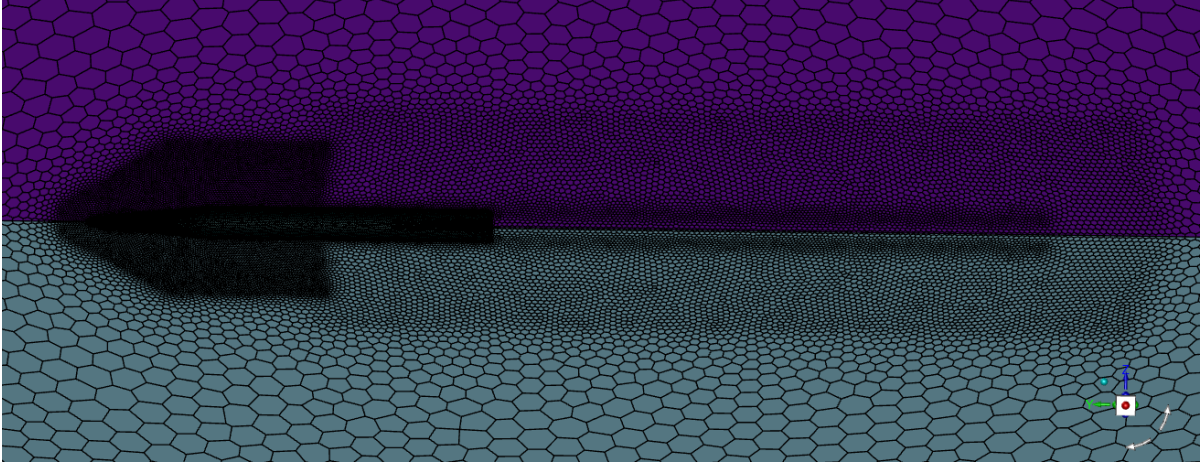
Şekil 4: Silindirik analiz alanı



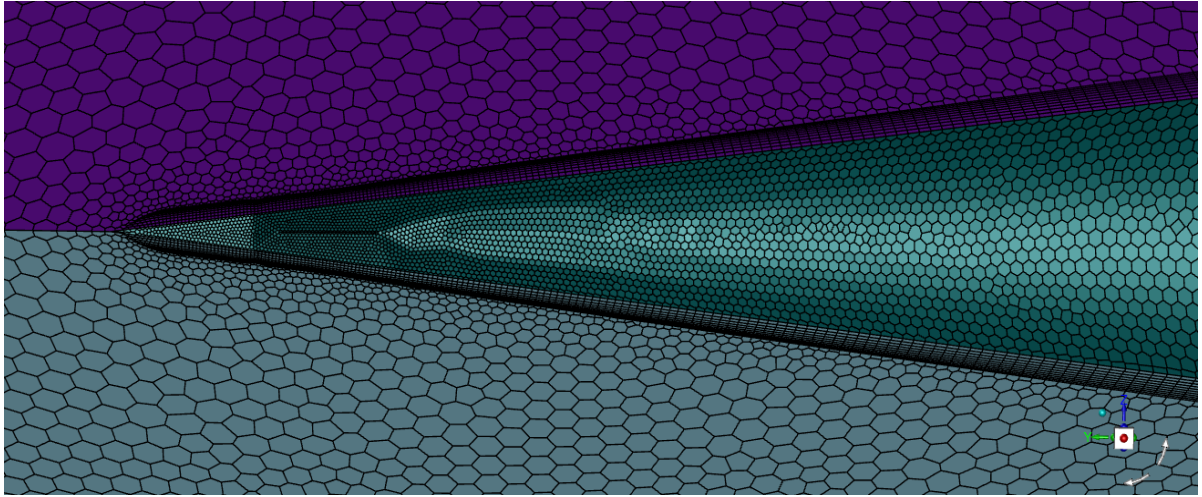
Şekil 5: Analiz alanı özel boyutlandırma

Şekilde görüleceği üzere füze etrafında her ilgili alan için farklı inceleme kesitleri oluşturulmuştur, bu yöntem ağ yapısı oluşturulurken süpersonik hızlarda analiz sonuçlarını daha etkili yakalayabilmek adına ilgili alanlardaki ağ yoğunluğunun artırılarak daha tutarlı sonuç alması için tercih edilmiştir. Füze 4 simetrik alana bölündükten sonra analiz kolaylığı için alanın sadece 4'te 1'lik kısmı kullanılmış olup HAD çözücüsüne yanal alanlar simetri alanı olarak tanımlanmıştır.

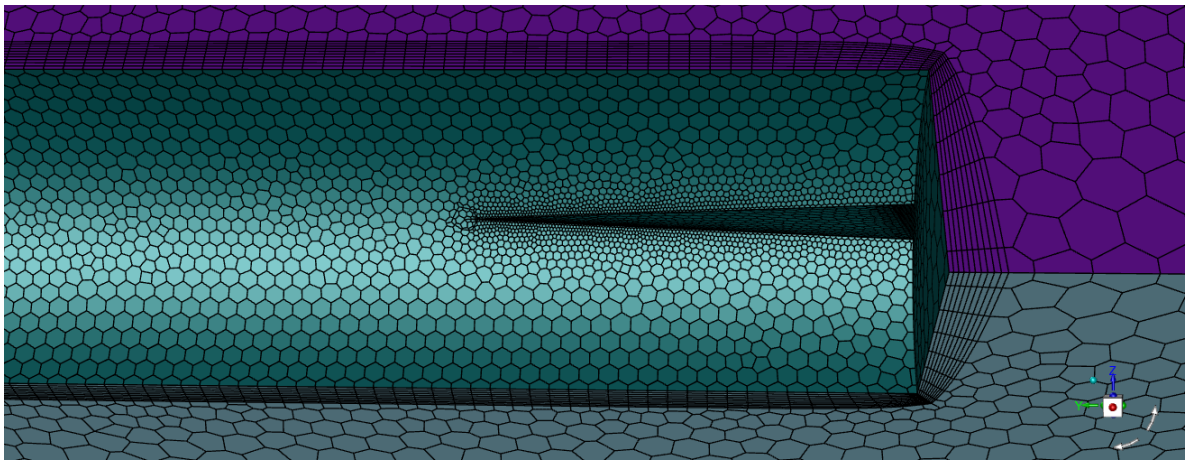
Aşağıda ağ yapısından bazı görsellere yer verilmiştir,



Şekil 6: Füze ağ yapısı



Şekil 7: Füze burun ağ yapısı

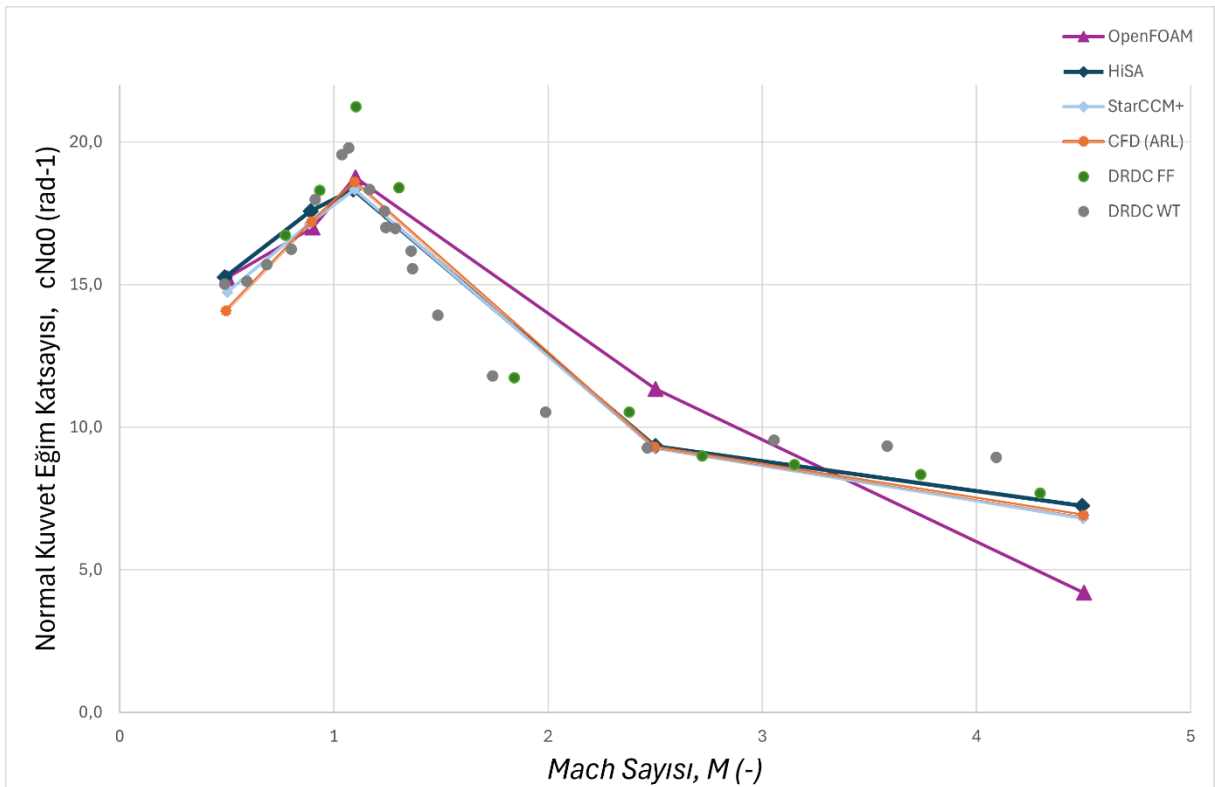


Şekil 8: Füze kuyruk ağ yapısı

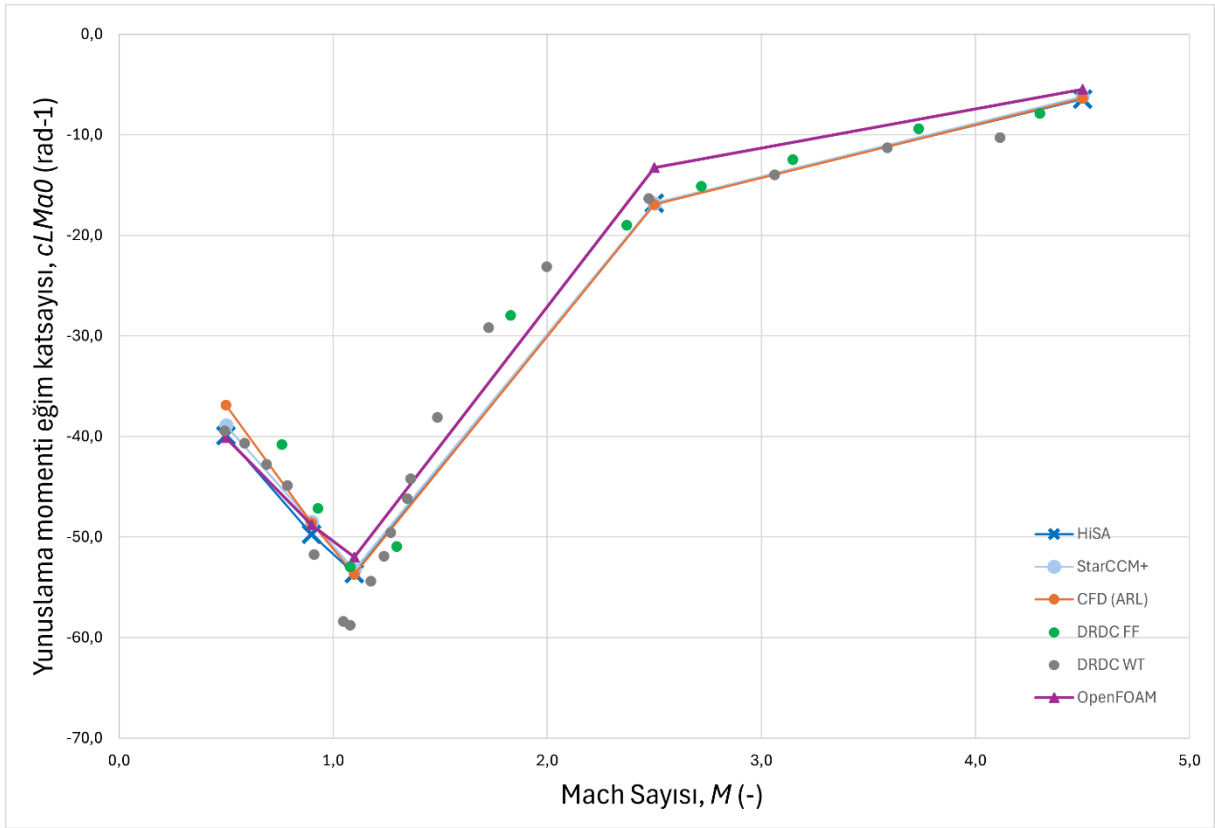
SONUÇ

Raporun bu bölümünde OpenFOAM'ın sonuçları, "HiSA, StarCCM+" gibi ticari çözücülerle ve "Airforce Research Laboratory (AFRL) CFD, Defence Research and Development Canada Wind Tunnel (DRDC WT), Defence Research and Development Canada Free Flight (DRDC FF)"den oluşan deneysel sonuç verileriyle kıyaslanmıştır.

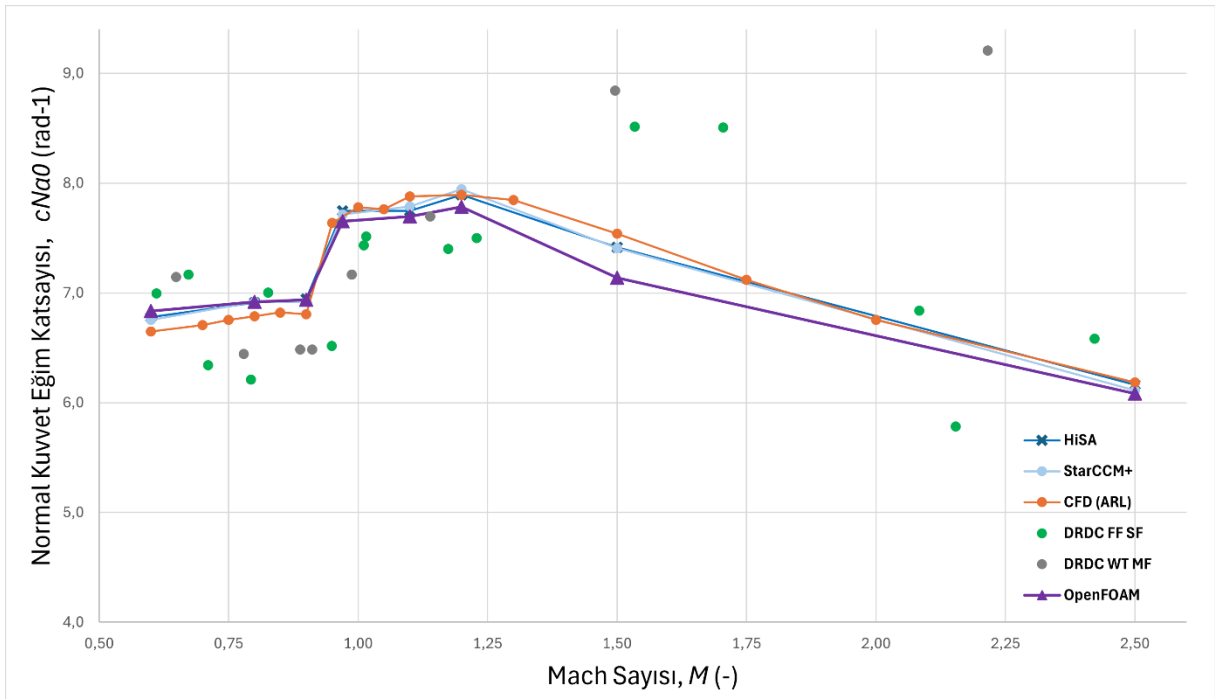
Bu analiz sonuçlarının grafikte gösterimleri aşağıda verilmiştir. Grafikler sırasıyla basit kanatçık yapılı füzeye etki eden normal kuvvet katsayısı eğimi ve yunuslama momenti katsayısı eğimi ardından modifiye kanatçık füzeye etki eden normal kuvvet katsayısı eğimi ve yunuslama momenti katsayısı eğimi olacak şekilde aşağıda gösterilmiştir.



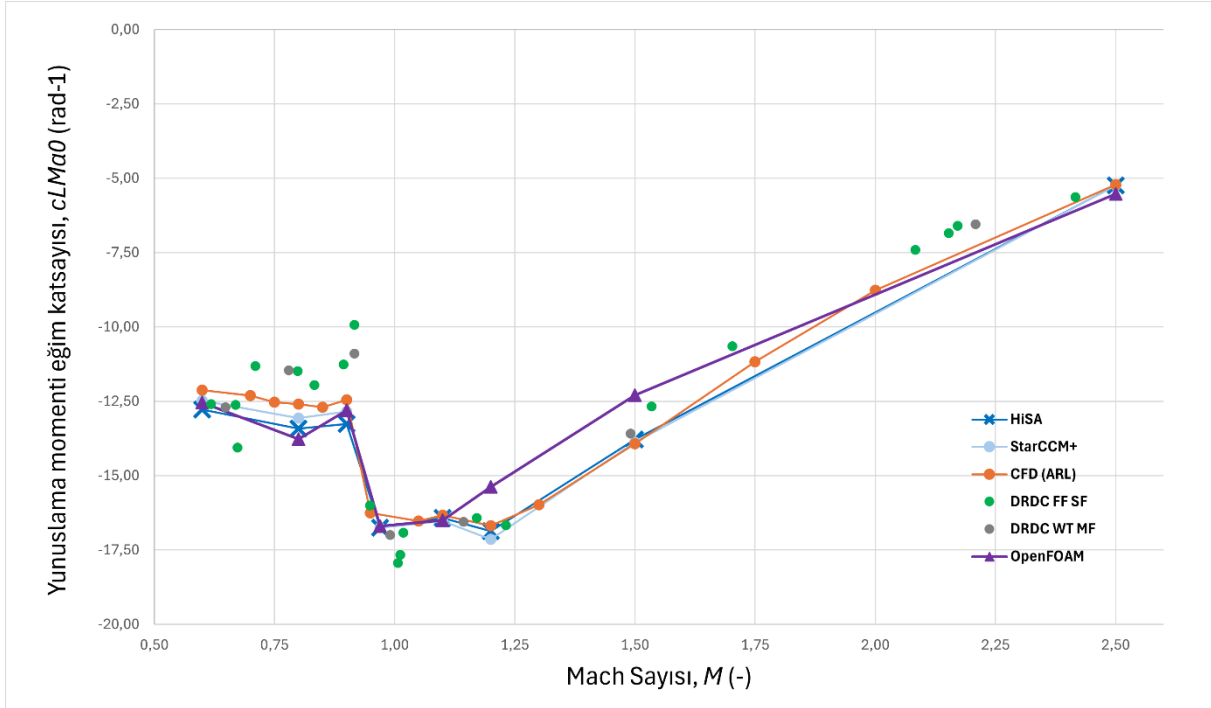
Şekil 9: Basit kanatçık için normal kuvvet katsayısı eğimi – Mach



Şekil 10: Basit kanatçık için yunuslama kuvvet katsayısı eğimi – Mach



Şekil 11: Modifiye kanatçık için normal kuvvet katsayısı eğimi – Mach



Şekil 12: Modifiye kanatçık için yunuslama momenti katsayısı eğimi – Mach

Bu çalışma kapsamında, farklı füze modelleri için HAD çözümleri kullanılarak bir dış akış analizi gerçekleştirilmiş ve elde edilen sonuçlar hem deneysel verilerle hem de ticari HAD çözümleri ile karşılaştırılmıştır. Araştırma sonucunda, ücretsiz çözümlerin sonuçlarının ticari çözümlerin sonuçlarıyla ve deneysel verilerle büyük ölçüde uyumlu olduğu, ancak yüksek Mach sayılarında bu uyumun azaldığı ve hata payının arttığı gözlemlenmiştir.

Analiz sonuçlarında, ücretsiz HAD çözümlerinin ses üstü hızlardaki doğruluğunun azalmasının önemli sebeplerinden biri, kaynak yetersizliği olmuştur. Ses üstü hızlardaki HAD çözümlerinin daha doğru yapılabilmesi için daha yüksek yoğunluklu ve düzgün bir ağ yapısına ihtiyaç duyulmaktadır. Proje ekibi, bu imkanlara sahip olmadığı için analizler mevcut kaynaklarla sınırlı kalmıştır. Yüksek performanslı bilgisayarlar kullanıldığında, ses üstü hızlardaki sonuçlar daha doğru şekilde hesaplanabilir.

Analizler yapılırken türbülans modeli olarak “k- ϵ ” ve yöntem olarak standart duvar fonksiyonu yöntemi seçilmiştir. Bunun amacı kaynak yetersizliğinden dolayı y^+ değerinin 1’den küçük alınamayacağı için $30 < y^+ < 300$ aralığında tutularak çıktı doğruluğundan bir miktar feda ederek analiz kolaylığı sağlamaktır. Aynı analizler “k-w” türbülans modeli kullanılarak y^+ değeri 1’den küçük olacak şekilde oluşturulacak bir ağ yapısında daha tutarlı ve deneysel verilere daha yakın sonuçlar verebilir.

Bu çalışmanın devamında yeterince güçlü bilgisayarlar kullanılarak ağ yapısı y^+ değerinin 1’den küçük olacak şekilde oluşturulup türbülans modeli olarak “k-w” seçilerek aynı analizler tekrarlanıp sonuçların farklı türbülans modellerindeki etkisi de kıyaslanabilir. Bu kıyaslama aynı zamanda k- ϵ standart duvar fonksiyonunun çözüm kolaylığı için doğruluktan ne kadar uzaklaştığı gözlemlenip bu çözüm kolaylığı – işlem doğruluğu değiş tokuşunun ileriki çalışmalarda kabul edilebilir bir sınırdan olup olmadığı da belirlenebilir.

KAYNAKLAR

[1] James DeSpirito, Harris L. Edge, Paul Weinacht, Jubaraj Sahu and Surya P. G. Dinavahi, "Computational Fluid Dynamics Analysis of a Missile with Grid Fins", Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 38, No. 5, September–October 2001

doi: [10.2514/2.3756](https://doi.org/10.2514/2.3756)

[2] M. Khalid, A. Dujardin, P. Hennig, L. Leavitt, F. Leopold, M. Mendenhall, S. Prince and T. Birch, "Application of Various Turbulence Models to Investigate the Aerodynamic Performance of a NASA Dual Control Missile", AIAA 22nd Applied Aerodynamics Conference Providence, Rhode Island, 16-19 Aug. 2004

doi: [10.2514/6.2004-5198](https://doi.org/10.2514/6.2004-5198)

[3] Dupuis, A. D., and Hathaway, W., "Aeroballistic Range Tests of the Basic Finner Reference Projectile at Supersonic Velocities," Defense Research Establishment, DREV-TM-9703, Valcartier, QC, Canada, Aug. 1997.

[4] Dupuis, A. D., and Hathaway, W., "Aeroballistic Range Tests of the Air Force Finner Reference Projectile," Defense Research and Development, TM-2002-008, Valcartier, QC, Canada, May 2002.

[5] Vishal A. Bhagwandin and Jubaraj Sahu "Numerical Prediction of Pitch Damping Stability Derivatives for Finned Projectiles" Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 51, No. 5, September–October 2014

doi: [10.2514/1.A32734](https://doi.org/10.2514/1.A32734)

[6] Samardzic et al. (2007) Some experimental results of subsonic derivative obtained in the T-38 wind tunnel by forced oscillation.

[7] Murman (2005) A reduced-frequency approach for calculating dynamic derivatives.

[8] Dunn (1989) Aeropredictive methods for missile analysis.

[9] West, K. O. Comparison of Free-flight Spark Range and Wind Tunnel Test Data for a Generic Missile Configuration at Mach Numbers From 0.6 to 2.5; AFATL-TR-81-87; Air Force Armament Laboratory: Eglin Air Force Base, FL, October 1981.]