

SES-ÜSTÜ KANARD KONTROLLÜ FÜZELER İÇİN SERBEST DÖNEN KUYRUĞUN DÖNÜ-KARAKTERİSTİĞİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMIĞI YÖNTEMLERİ İLE İNCELENMESİ

Erhan Feyzioğlu¹ Emrah Gülay²
Roketsan A.Ş., Ankara

İ. Hakkı Tuncer³
ODTÜ, Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, ses-üstü hızlarda görev yapan, kanard-kontrollü ve serbest-dönen-kuyruklu füzelerin dönü-karakteristiğinin belirlenmesine yönelik yapılan modelleme ve analiz çalışmaları anlatılmıştır. Açık kaynaklarda bulunan, ses-üstü hızlarda, kanard-kontrollü ve serbest-dönen-kuyruklu füzelere ait yuvarlanma momenti ve dönü hızı verileri kullanılarak doğrulanma çalışmaları yapılmıştır. Kanardlardan kaynaklanan simetrik olmayan akışın kuyruk etrafındaki akışı etkilediği ve kuyruk yüzeyleri üzerinde indirgenmiş yuvarlanma momenti oluşturduğu gözlenmiştir. Farklı hücum açılarında füzenin yuvarlanma momenti karakteristiğindeki değişim Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği(HAD) yöntemleri kullanılarak incelenmiştir. Doğrulama çalışmasında kullanılan modelleme tekniklerinin, serbest-dönen-kuyruk yüzeyleri üzerindeki, kanardlardan kaynaklı indirgenmiş yuvarlanma momenti hesaplanmasında kullanılabilirliği gösterilmiştir.

GİRİŞ

Ses-üstü hızlarda uçan kanard-kontrollü füzelerde, kanardlardan kaynaklanan simetrik olmayan girdaplar kuyruklarda indirgenmiş yuvarlanma momenti oluşturmaktadır. İndirgenmiş yuvarlanma momenti füzenin kontrol karakteristiğini olumsuz yönde etkilemekte ve kontrol edilebilirliğini azaltmaktadır. Bu istenmeyen yuvarlanma momenti, serbest dönen kuyruk takımı kullanılarak giderilebilmektedir [Murman, 2003].

Düşük hücum açılarında, kuyruklar üzerine etkiyen indirgenmiş yuvarlanma momenti seviyesi fazla olmaktadır. Belirli bir hücum açısından sonra oluşan girdaplar kuyruk yüzeylerine çarpmamakta ve indirgenmiş yuvarlanma momenti oluşturmamaktadır. Kuyruğun serbest döndüğü durumda ise kanardların sebep olduğu indirgenmiş moment sadece kuyrukların dönmesine sebep olmakta ve füze gövdesine aktarılan yuvarlanma momenti ciddi seviyede azaltılabilmektedir. Böylece indirgenmiş yuvarlanma momentinin füze yuvarlanma momentine olan etkisi ortadan kalkmaktadır. Serbest-dönen-kuyruklu ve sabit-kuyruklu füzelerin diğer statik aerodinamik kuvvet ve momentleri hemen hemen aynıdır [Nygaard, 2003].

DENEK TAŞI MODELİ

NASA tarafından *Langley Unitary Plan* Rüzgar Tünelinde [Blair,1985]; kanard kontrollü, sabit ve dönen kuyruklu füzelerin aerodinamik karakteristiğinin incelenmesine yönelik testler

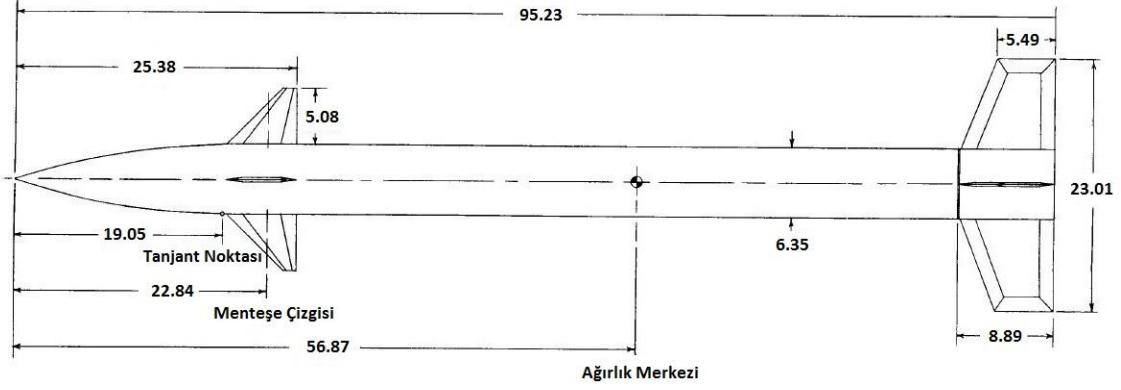
¹ Müh., Aerodinamik Modelleme ve Analiz Birimi, E-posta: efeyzioglu@roketsan.com.tr

² Kıd. Uzm. Müh., Aerodinamik Modelleme ve Analiz Birimi, E-posta: egulay@roketsan.com.tr

³ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ismail.h.tuncer@ae.metu.edu.tr

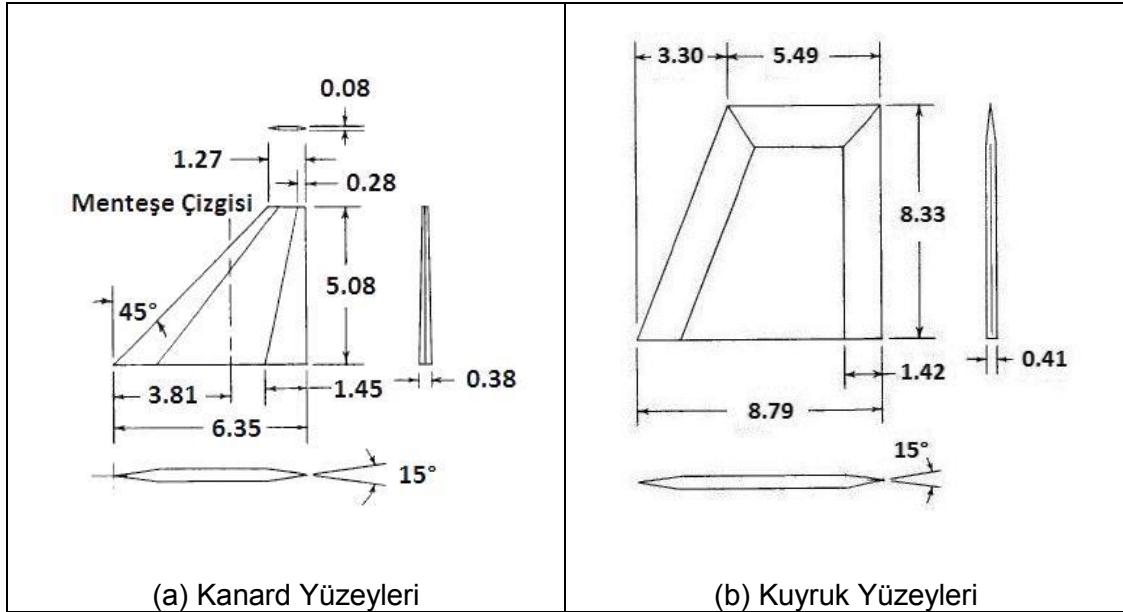
gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada, söz konusu testlerde kullanılan 'Tandem-Control' denek-taşı modeli kullanılarak doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Testlerde ses-üstü hızlarda sabit ve dönen kuyruklu füze modelleri için farklı kanard sapma açılarında statik aerodinamik katsayılar ile yuvarlanma dönü hızı değerlerine ait veriler elde edilmiştir.

Denek-taşı modeline ait geometrik bilgiler Şekil 1'de sunulmuştur. Füze; ojiv burun, silindirik gövde, kanard ve kuyruktan oluşmaktadır. Model çapı 6.35 cm'dir. Serbest dönen kısım füze burnundan 86.34 cm uzaklıkta başlamakta, arka silindirik gövdeyi ve kuyrukları kapsamaktadır.



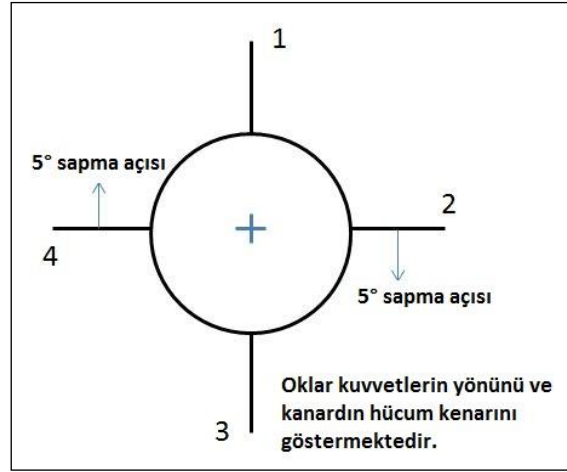
Şekil 1: Model Ölçüleri (Boyutlar cm cinsindedir.)

Kanard ve kuyruk yüzeylerine ait geometrik bilgiler Şekil 2'de gösterilmiştir.



Şekil 2: Kanard ve Kuyruk Yüzeyleri Geometrik Ölçüleri (Boyutlar cm cinsindedir.)

HAD analizleri için $\delta_a = -5^\circ$ kanard yuvarlanma sapma açısına sahip denek taşı modeli seçilmiştir. 2 ve 4 numaralı kanardlara negatif 5° sapma açısı verilmiş, 1 ve 3 numaralı kanardlara ise sapma açısı verilmemiştir. Uygulanan kanard sapma açıları Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil 3: Kanardların Arkadan Görünüşü

Rüzgar tüneli testleri 1.70, 2.16 ve 2.86 Mach sayılarında gerçekleştirilmiştir. HAD analizleri için 2.86 Mach sayısındaki ve farklı hücum açılarındaki rüzgar tüneli koşulları seçilmiştir. Bu Mach sayısındaki test koşulları Tablo 1'de verilmiştir. Rüzgar tüneli testleri -4° ile 18° aralığındaki hücum açıları için gerçekleştirilmiştir.

Tablo 1: Rüzgar Tüneli Test Koşulları

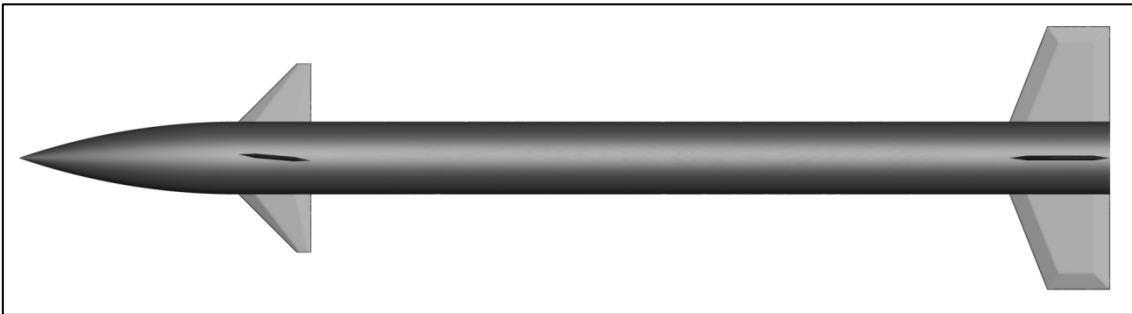
Mach Sayısı	Toplam Sıcaklık (K)	Toplam Basınç (kPa)	Reynolds Sayısı (m^{-1})
2.86	339	92.6	6.6×10^6

HAD MODELLEME VE ANALİZ ÇALIŞMALARI

Sabit ve serbest dönen kuyruklu modeller için farklı türbülans modelleri kullanılarak HAD analizleri gerçekleştirilmiştir.

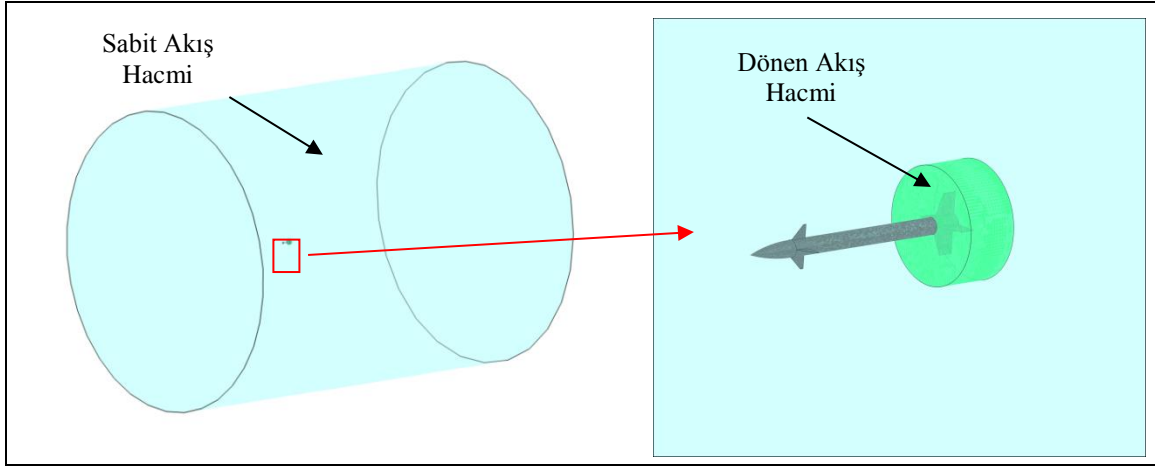
Katı Model ve Sayısal Çözüm Ağı

HAD analizlerinde kullanılan $\delta_a = -5^\circ$ kanard yuvarlanma sapma açısına sahip füze modeline ait katı model Şekil 4'te sunulmuştur.



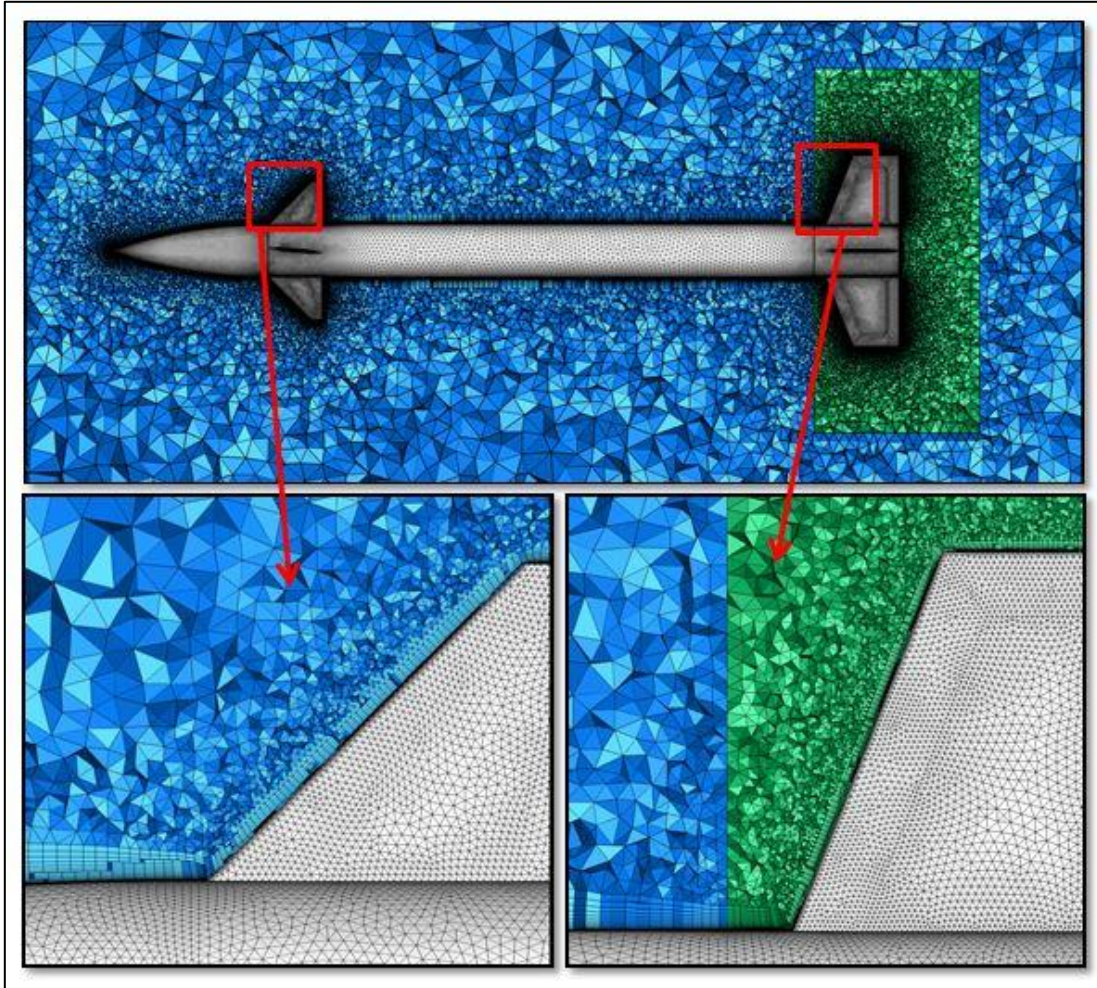
Şekil 4: Katı Model

Katı model ve sayısal çözüm ağlarının tamamı GAMBIT ve TGRID programlarıyla oluşturulmuştur. Sabit ve serbest dönen akışları modellemek için iki ayrı silindirik akış hacmi oluşturulmuştur. Sabit akış hacmi model burnundan 15 model boyu önde başlayıp, model tabanından 25 model boyu uzaklıkta bitmektedir ve silindir yarıçapı 15 model boyu kadardır. Serbest dönen akış hacmi model burnundan 13.6 model çapı uzaklıkta başlayıp, model tabanından 1.5 model çapı uzaklıkta bitmektedir. Serbest dönen silindir hacminin yarıçapı 6.7 model çapıdır. Sabit ve dönen akış hacimleri Şekil 5'te gösterilmiştir.



Şekil 5: Sabit ve Dönen Akış Hacimleri

Sayısal çözüm ağı; sınır tabakayı modelleyebilmek için y^+ değeri 1'den küçük olacak şekilde 25 tabaka kama elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. Kama elemanlar dışındaki sayısal çözüm ağı üçgen-piramit elemanlardan oluşmaktadır. Çözüm ağının büyüme oranı 1.15'in altında tutulmuştur. Denek taşı modeli için oluşturulan yüzey ve hacim çözüm ağına ait görüntüler Şekil 6'da gösterilmiştir.



Şekil 6: Yüzey ve Hacim Çözüm Ağları

HAD Analizleri

HAD analizlerinin tamamı Fluent programı kullanılarak yapılmıştır. Füze yüzeyleri için duvar sınır koşulu uygulanmıştır. Dış akış hacminin dış yüzeyleri füze yüzeylerinden yeterince uzakta bulunduğundan dolayı sınır koşulu olarak sabit basınç, sıcaklık ve hız tanımlanmıştır. Dış akış hacmi ile iç akış hacminin kesişim yüzeylerine ise arayüzey('interface') sınır koşulu tanımlanmıştır. Analizlerde SST k- ω türbülans modeli kullanılmıştır.

Modelleme araçlarını doğrulamak için 2.86 Mach sayısı ve $\alpha=0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$ ve 16° hücum açıları için statik aerodinamik analizler gerçekleştirilmiş ve deney verileri ile kıyaslanmıştır.

Doğrulan modelleme araçları kullanılarak serbest dönen kuyruklu füze modelinin zamana bağlı analizleri gerçekleştirilmiştir. Zamana bağlı analizlerde kuyruk bölgesindeki akış hacminin yuvarlanma yönünde serbest dönmesini sağlamak amacıyla Kullanıcı Tanımlı Fonksiyon ("UDF") tanımlanmıştır [Ansys, 2009]. Her bir zaman adımında dönen füze yüzeylerine etkiyen kuvvet ve momentler hesaplanarak bir sonraki zaman adımındaki hareketi belirlemek için kullanılmıştır. Dönen akış hacmi için yuvarlanma hareketi serbest bırakılarak yunuslama ve yalpalama yönündeki dönü hareketi kısıtlanmıştır.

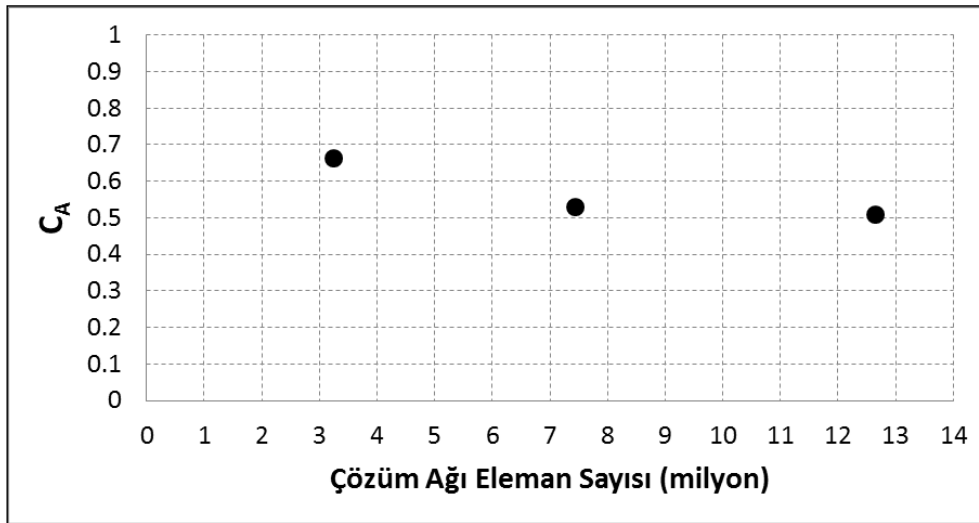
SONUÇLAR

Statik analizler için çözüm ağının HAD analizlerine etkisini incelemek amacıyla; seyrek, normal ve yoğun çözüm ağları oluşturulup sonuçları karşılaştırılmıştır. Oluşturulan çözüm ağlarına ait bilgiler Tablo 2'de verilmiştir.

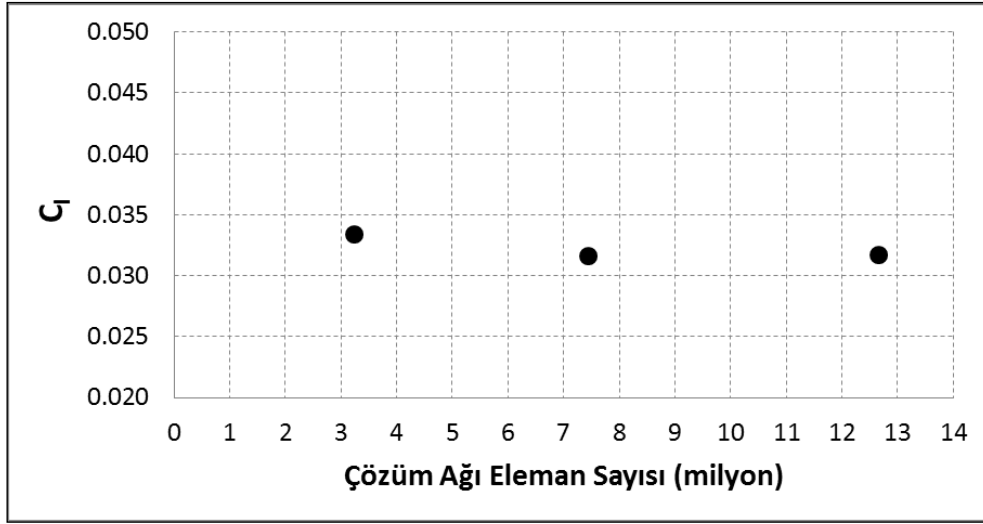
Tablo 2: Çözüm Ağlarına Ait Bilgiler

Çözüm Ağı	Eleman Sayısı
Seyrek	3,238,026
Normal	7,449,726
Yoğun	12,655,197

2.86 Mach sayısında ve 0° hücum açısı için eksenel kuvvet ve yuvarlanma momenti katsayılarının çözüm ağlarına göre değişimi Şekil 7 ve Şekil 8'de verilmiştir. Normal çözüm ağının yeterli hassasiyette sonuçlar verdiği görülmektedir.

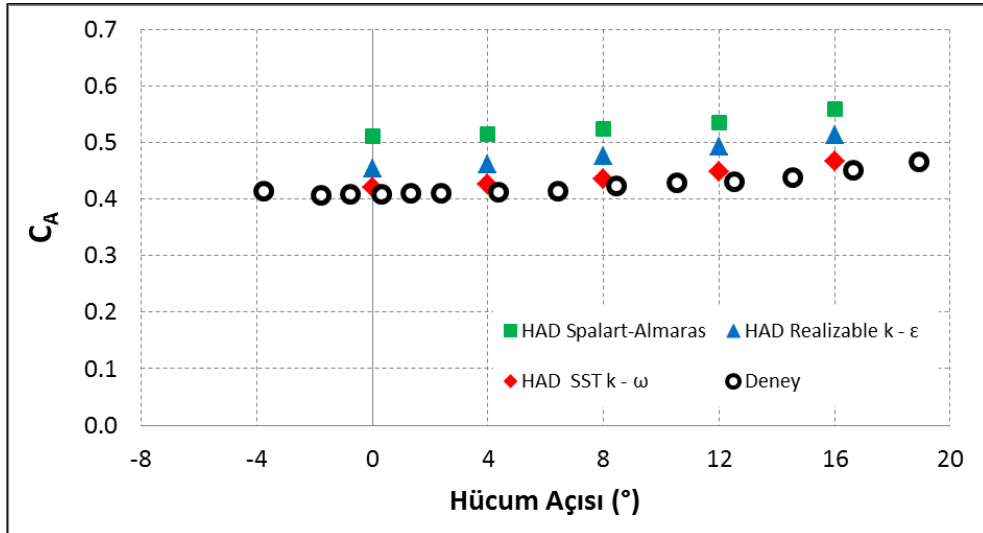


Şekil 7: Eksenel Kuvvet Katsayısının Çözüm Ağı Eleman Sayısına göre Değişimi

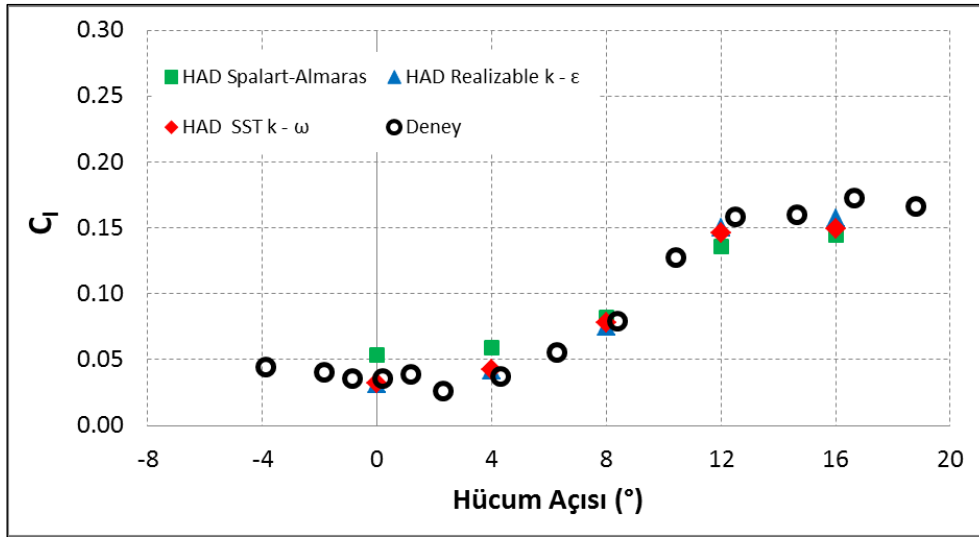


Şekil 8: Yuvarlanma Momenti Katsayısının Çözüm Ağı Eleman Sayısına göre Değişimi

Farklı türbülans modellerinin sonuçlara etkisi incelenmiştir. 2.86 Mach sayısında Spalart - Almaras, Realizable $k - \epsilon$ ve SST $k - \omega$ türbülans modelleri için elde edilen aksenal kuvvet ve yuvarlanma momenti katsayıları rüzgar tüneli verileri ile karşılaştırmalı olarak Şekil 9 ve Şekil 10'da gösterilmiştir.

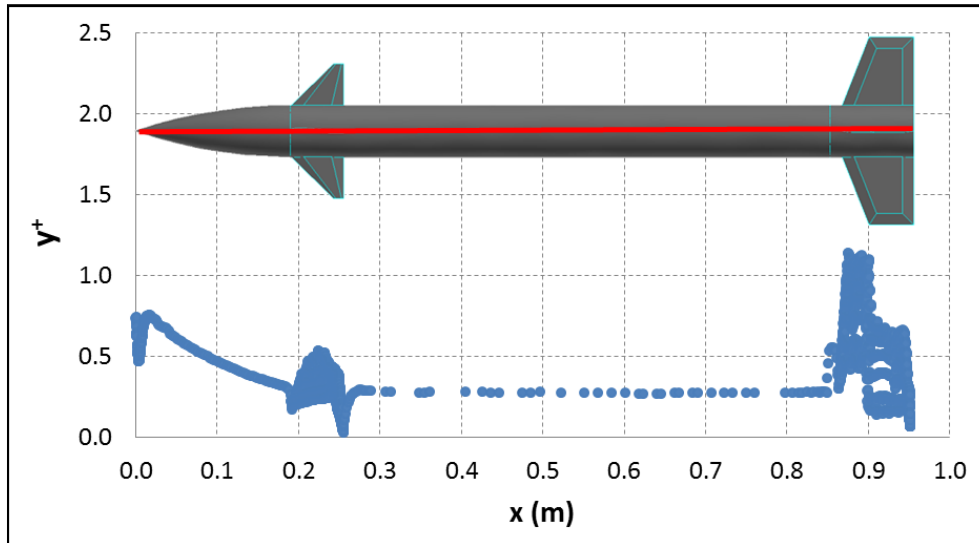


Şekil 9: Farklı Türbülans Modelleri için Aksenal Kuvvet Katsayısı



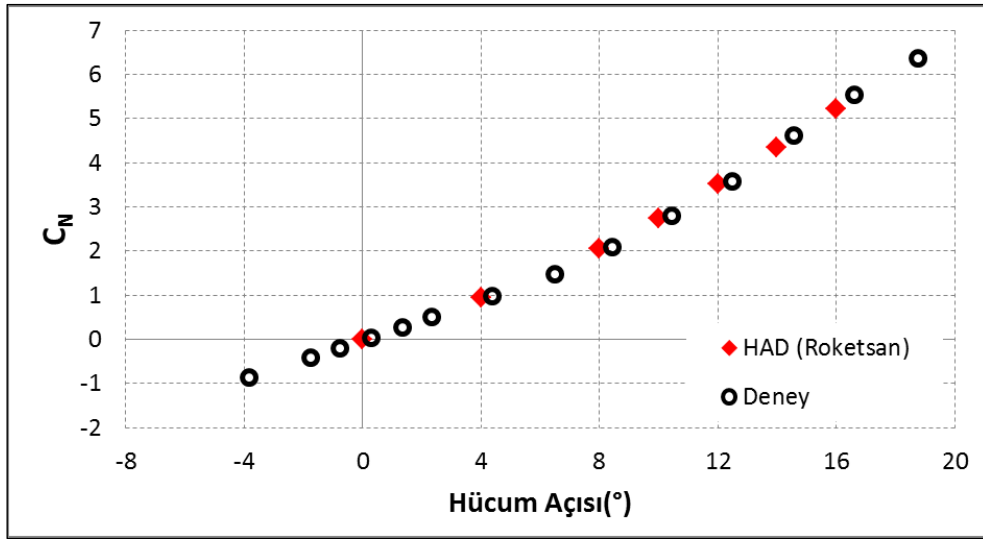
Şekil 10: Farklı Türbülans Modelleri için Yuvarlanma Momenti Katsayısı

Analiz verileri incelendiğinde, SST k- ω türbülans modeline ait sonuçların deney verileri ile diğer türbülans modellerine göre daha uyumlu olduğu görülmektedir. Bu sebeple HAD analizleri SST k- ω türbülans modeli kullanılarak tamamlanmıştır. 2.86 Mach sayısı ve 0° hücüm açısı için füze gövdesi üzerindeki y^+ dağılımı Şekil 11'de gösterilmiştir. Sadece kuyruk yüzeyleri üzerinde maksimum y^+ değeri 1.2 civarında, diğer bölgelerde ise y^+ 1'den küçüktür.



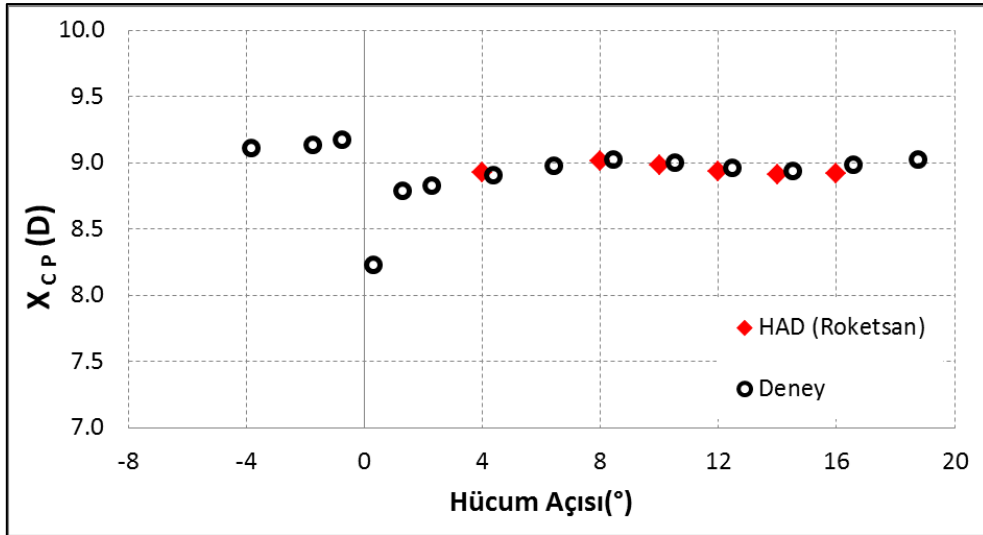
Şekil 11: Füze Gövdesi Üzerinde y^+ Değişimi

Mach sayısı 2.86 için yapılan HAD analizlerine sonuçlarına ait normal kuvvet katsayısı ve deney verileri karşılaştırmalı olarak Şekil 12'de verilmiştir.



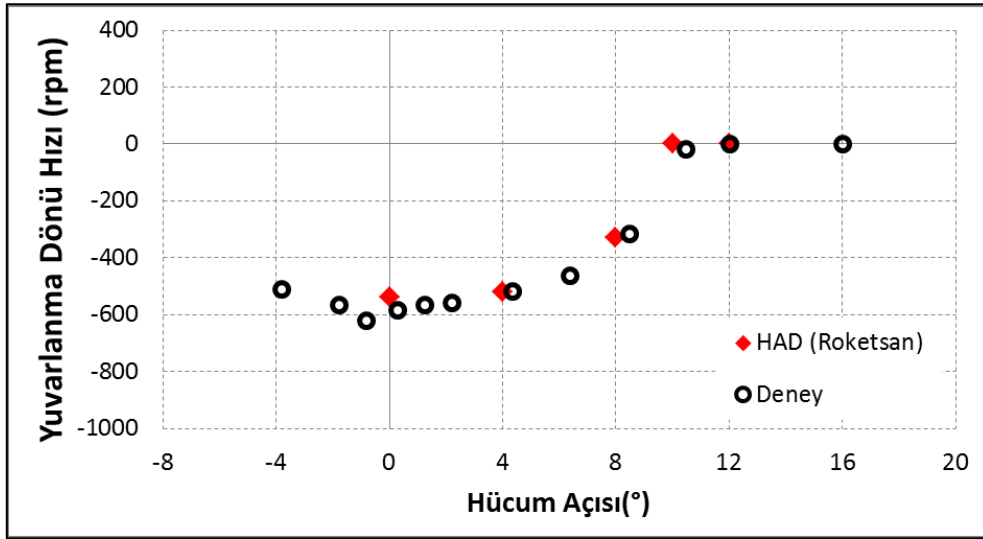
Şekil 12: Normal Kuvvet Katsayısının Hücum Açısı ile Değişimi

Mach sayısı 2.86 için yapılan HAD analizlerine ait basınç merkezi konumunun hücum açısına göre değişimi deney verileri ile Şekil 13'te karşılaştırılmıştır.



Şekil 13: Basınç Merkezi Konumunun Hücum Açısı ile Değişimi

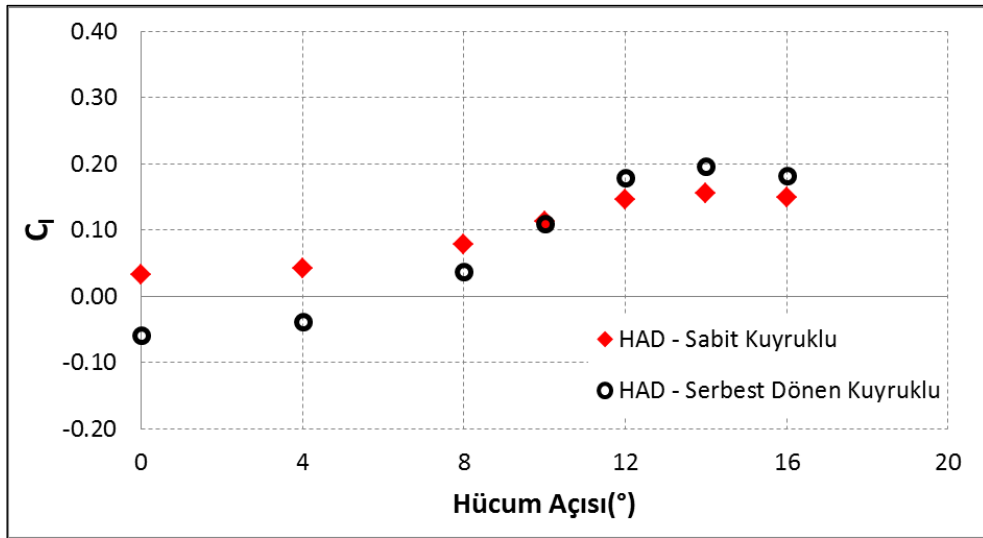
Statik analizlere ait aksenal kuvvet, normal kuvvet, yuvarlanma momenti ve basınç merkezi konumuna ait HAD analiz sonuçlarının deneysel veriler ile uyum içinde olduğu görülmektedir. Doğrulan modelleme araçları ile serbest-dönen-kuyruklu bir füzenin zamana bağlı analizleri gerçekleştirilerek serbest dönen yüzeylerin dönü hızları elde edilmiştir. Mach sayısı 2.86 için HAD analizlerinden elde edilen dönü hızları deneysel veriler ile karşılaştırmalı olarak Şekil 14'te gösterilmektedir.



Şekil 14: Yuvarlanma Dönü Hızının Hücum Açısı ile Değişimi

Hem deney verileri hem de HAD analiz sonuçlarına göre serbest dönen kuyruk yüzeyleri $0^\circ - 4^\circ$ hücum açıları arasında benzer dönü hızlarıyla dönmekte, bu hücum açısından sonra yavaşlamaya başlamakta ve 11° hücum açısı civarında durmaktadır. Bu durum dönü-kiliti ("roll-lock") olarak tanımlanmaktadır [Dillenius, Lesieutre ve Love, 2002].

Mach sayısı 2.86 için serbest dönen ve sabit kuyruklu modellere ait HAD analizleri yapılmış ve yuvarlanma momenti katsayısı verileri Şekil 15'te gösterilmiştir. Serbest-dönen ve sabit-kuyruk modellerine ait yuvarlanma momenti katsayıları arasındaki fark indirgenmiş yuvarlanma momentinden kaynaklanmaktadır.



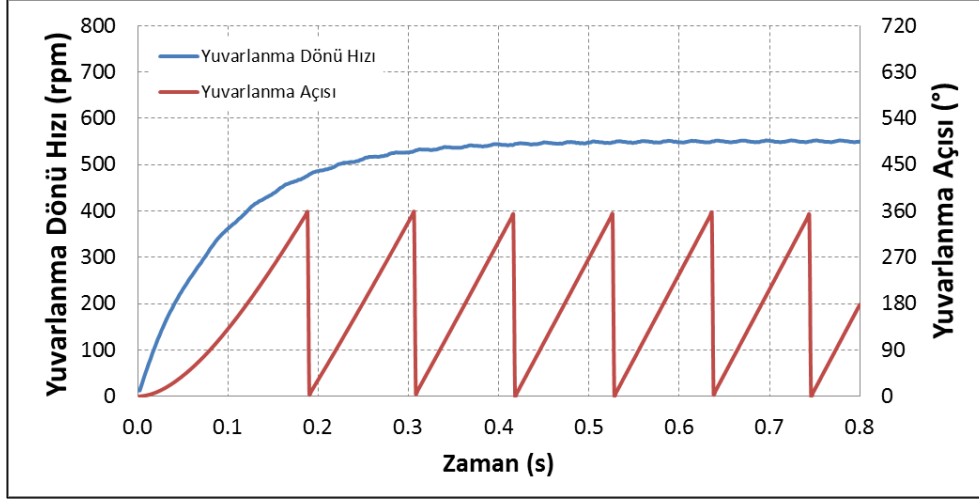
Şekil 15: Yuvarlanma Momenti Katsayısının Hücum Açısı ile Değişimi

2.86 Mach sayısında ve 4° hücum açısı için serbest-dönen-kuyruklu ve sabit-kuyruklu modellere ait normal kuvvet ve yunuslama momenti değerleri karşılaştırmalı olarak Tablo 3'te gösterilmiştir.

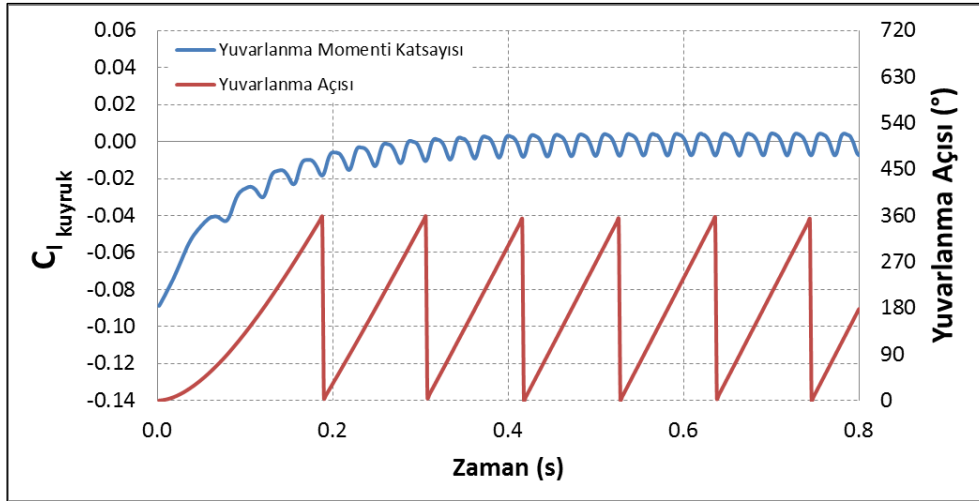
Tablo 3: Serbest-Dönen-Kuyruk Modelinin Normal Kuvvet ve Yunuslama Momentine Etkisi

	Sabit-Kuyruklu	Serbest-Dönen-Kuyruklu		
		Zamansal Ortalama	En düşük	En Yüksek
C_N	0.948	0.941	0.921	0.955
$C_{m CG}$	0.029	0.070	-0.002	0.174

Mach sayısı 2.86 ve 0° hücum açısı için dönen füze yüzeylerine ait yuvarlanma momenti katsayısı, dönü hızı ve yuvarlanma açısı değerlerinin zamana göre değişimi Şekil 16 ve Şekil 17’de gösterilmiştir.



Şekil 16: Yuvarlanma Dönü Hızı ve Açısının Zaman ile Değişimi (M=2.86)



Şekil 17: Yuvarlanma Momenti Katsayısının Zaman ile Değişimi (M=2.86)

DEĞERLENDİRMELER

Bu çalışmada sabit ve dönen kuyruklu füzeler için HAD analiz çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Serbest dönen yüzeyler için HAD analizlerinden elde edilen dönü hızları, NASA *Langley Unitary Plan* Rüzgar Tüneli test sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Deneysel veriler ile HAD analizi sonuçlarının uyum içinde olduğu görülmüştür. Dinamik çözüm-ağı ve durağan olmayan analizler yapılarak, kanard-kontrollü füzelerde kullanılan serbest dönen kuyruğun HAD yöntemleri ile modellenebileceği gösterilmiştir.

Kaynaklar

Ansys Inc., 2009. *ANSYS FLUENT 12.0 User's Guide*, Nisan

Blair, A.B. Jr., 1985. *Wind-Tunnel Investigation at Supersonic Speeds of a Remote-Controlled Canard Missile with a Free-Rolling-Tail Brake Torque System*, NASA TP-2401, Mart

Dillenius M., Lesieutre D. ve Love J., 2002. *Prediction of the Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Tandem-Control and Rolling-Tail Missiles*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, California, Ağustos

Murman S. M., 2003. *Cartesian-Grid Simulations of a Canard-Controlled Missile with a Spinning Tail*, 21th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Florida, Haziran

Nygaard T. A., 2003. *Aeromechanic Analysis of a Missile with Freely Spinning Tailfins*, 21th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Florida, Haziran