

KANATÇIKSIZ, KONVANSİYONEL DÜZ KANATÇIĞA VE KAVISLİ KANATÇIĞA SAHİP ROKETLERİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YÖNTEMLERİYLE İNCELENMESİ

Kutluhan Kutlu¹ ve Ahmet Selim Durna²
Samsun Üniversitesi, Samsun

ÖZET

Raketler bilimsel, askeri amaçlar için çok sık kullanılmaktadır ve hava ortamında hareket edecekleri için aerodinamik açıdan verimli olmaları önem arz etmektedir. Bu çalışmada sesüstü hızda üç farklı geometriye sahip roketin etrafındaki akış ve aerodinamik parametrelerin hesaplamalı yöntemlerle incelenmesi hedeflenmiştir. Akış üç boyutlu, zamandan bağımsız ve sıkıştırılabilir olarak sonlu hacimler metodu tabanlı bir Navier-Stokes çözücüsü ile çözülmüştür. Bir deney sonucu temel alınarak elde edilen sonuçlar hem kendi aralarında hem de deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Elde edilen aerodinamik kuvvet katsayılarının deney sonuçları ile uyumlu olduğu gösterilmiştir. Kavisli kuyruk kanatçığına sahip roketin asimetric yapısı nedeniyle yuvarlanma ve sapma momenti katsayısında hücum açısı arttıkça düz kanatçığa sahip roketten daha yüksek değerlere sahip olduğu gösterilmiştir.

GİRİŞ

Raketler genel olarak yüksek hızlarda ($M>1$) görev yaptığı için aerodinamik açıdan verimli olmaları çok önemlidir. Sesüstü akışlarda hava aracının bazı kısımlarında şok dalgası oluşumu gözleneceğinden hava aracına etkiyen aerodinamik kuvvetlerde çok ciddi değişimler olmaktadır. Bu hava araçlarının tasarımlarında aerodinamik kuvvetlerin öngörülmesi hayati önem taşımaktadır [Anderson, 2018].

Fournier [Fournier, 2001] iki farklı kuyruk kanatçığına sahip roket modeli üzerinde deney gerçekleştirmiştir. Bu modellerden birisi düz konvansiyonel kanatçık, diğeri ise ızgara şeklinde boşluklara sahip bir kanatçığa sahiptir. Çalışmada -15° - $+15^\circ$ hücum açıları ve $M=0,5-3$ aralığında iki roket modeli için eksenel kuvvet, normal kuvvet ve yunuslama momenti gibi kuvvet katsayıları elde edilmiş ve ızgara kanatçıkların eksenel kuvveti arttırdığı, normal kuvveti azalttığı ve statik kararlılıkta (*stability*) belirgin bir azalma meydana getirdiği sonucuna varmışlardır. Gülay ve ark. [Gülay, Akgül, İsakovic ve Mandic, 2016] kavisli kuyruk kanatçığına sahip bir roketin ve düz kuyruk kanatçığına sahip ayrı bir roketin aerodinamik analizini sonlu hacimler metodu tabanlı bir çözücü olan ANSYS-Fluent yazılımı kullanarak gerçekleştirdiler. Kavisli kuyruk kanatçığında ve düz kuyruk kanatçığında yuvarlanma momentine odaklandıkları çalışmadan elde ettikleri verileri deney verileri ile karşılaştırdılar. Ayrıca 3 farklı türbülans modelinde (k-epsilon, k-omega ve Spalart-Allmaras) yuvarlanma momenti için çözüm alıp karşılaştırdılar. 0° hücum açısında kavisli kuyruk kanatçığına sahip roketlerin yuvarlanma momenti katsayısının, kanatçıkların eğriliği ve eğimli eşdeğer düz kanatçıkların yuvarlanma momenti katsayısı toplanarak hesaplanabildiğini gösterdiler. Bu çalışmanın sonucunda, Huffman ve Tilmann [Huffman ve Tilmann, 1997] ise sadece tek bir kavisli kuyruk kanatçığına sahip bir roketin aerodinamik analizini hem hesaplamalı

¹ Lisans Öğrencisi, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: kutluhankutlu.tr@gmail.com

² Dr. Öğr. Üyesi, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ahmetselim.durna@samsun.edu.tr

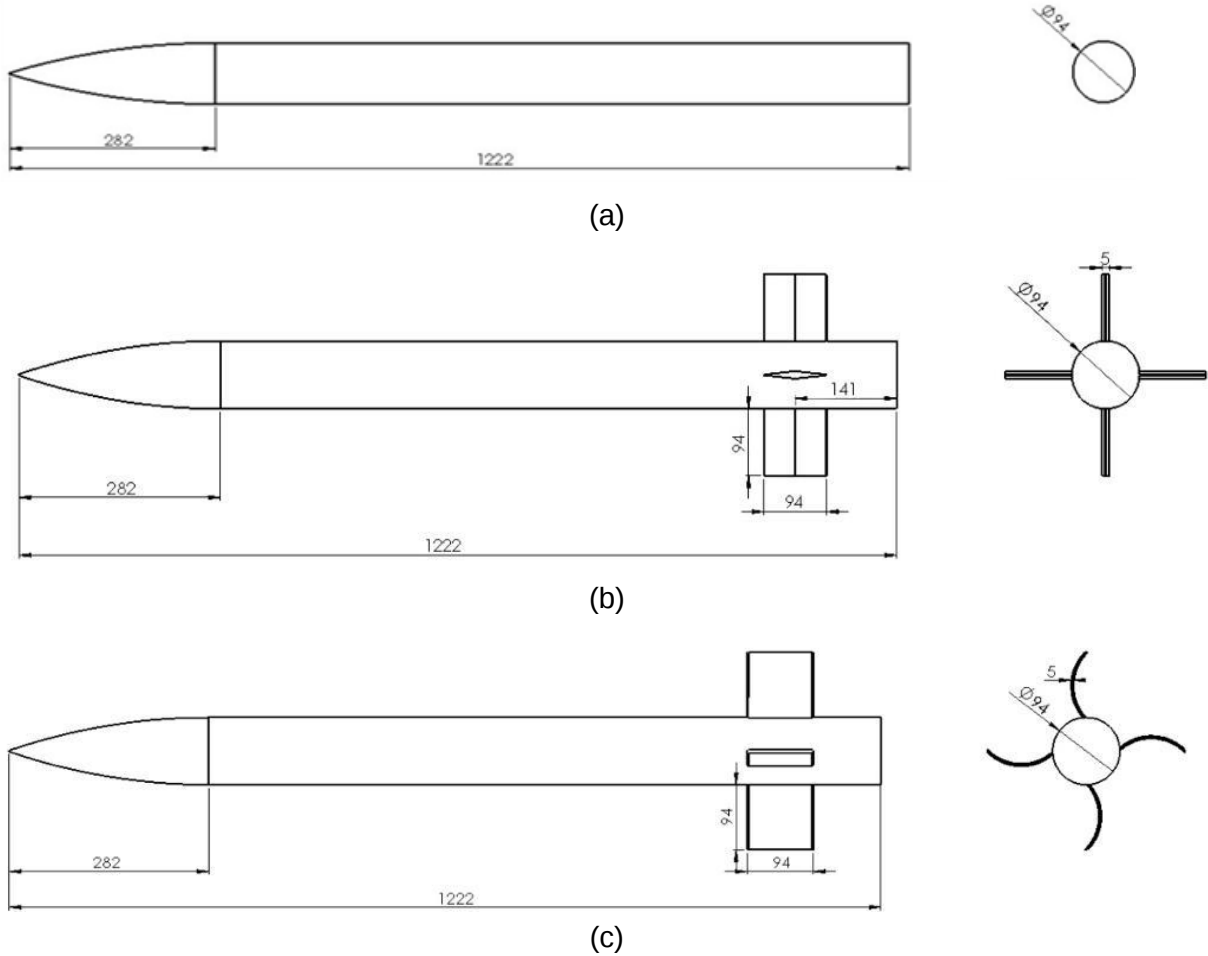
yöntemler kullanarak hem de deneysel olarak gerçekleştirdi. Kavisli kuyruk kanatçığı etrafındaki dört konuma yerleştirdiği ölçüm cihazları ile hız profilini deneysel olarak elde etti. J. DeSpirito ve ark. [Despirito, Edge, Weinacht ve Sahu, 2000] çalışmasında sadece gövdeden oluşan bir roketin, 4 adet konvansiyonel düz kanatçıklara sahip bir roketin, 4 adet ızgara kanatçıklara sahip bir roketin aerodinamik analizini hesaplamalı yöntemler kullanarak gerçekleştirdiler. Çözüm ağını GAMBIT yazılımı ile oluşturdular. Türbülans modeli olarak çalışmada Spalart-Allmaras modeli kullandılar. 0° – 25° hücum açıları için yunuslama momenti, aksenal kuvvet ve normal kuvvet katsayısı değerlerini hesaplamalı yöntemlerle elde ettiler. Elde ettikleri verileri ise deneysel sonuçlarla karşılaştırdılar. Elde ettikleri aerodinamik kuvvet katsayısı parametrelerine göre ızgara kanatçıklara sahip bir roketin avantaj ve dezavantajlarını gösterdiler.

Bu çalışmada kuyruk kanatçıkları olmayan sadece gövdeden oluşan, 4 adet konvansiyonel düz kanatçıklara sahip ve 4 adet kavisli kanatçıklara sahip bir roketin aerodinamik analizi hesaplamalı yöntemler kullanılarak yapılacaktır. Elde edilen analiz sonuçları temel alınan roket için deney verileriyle karşılaştırılacak ve kavisli kuyruk kanatçığının performansı aerodinamik kuvvet katsayıları cinsinden değerlendirilecektir.

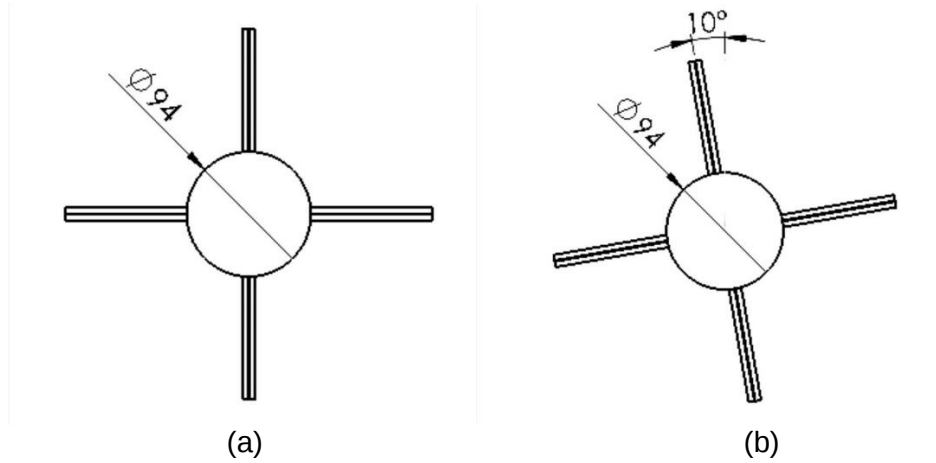
YÖNTEM

Geometri

Bu çalışmada kullanılan üç farklı roket modelinin boyutlandırmaları (milimetre cinsinden) Şekil 1’de gösterilmiştir. Sırasıyla Şekil 1 (a)’da sadece gövdeden oluşan Şekil 1 (b)’de gövde ve 4 adet konvansiyonel düz kuyruk kanatçığından oluşan Şekil 1 (c)’de ise gövde ve 4 adet kavisli kuyruk kanatçığından oluşan bir roketin boyutlandırılması verilmiştir. Ekstra olarak sırasıyla Şekil 2 (a)’da Şekil 1 (b) ile aynı geometrinin, Şekil 2 (b)’de ise 10° açılı şekilde yerleştirilen ve 4 adet konvansiyonel düz kanatçıktan oluşan roket geometrisinin boyutlandırılması verilmiştir. Şekil 2’deki geometrilerin boyutlandırmaları 10° yuvarlanma açısı dışında tamamen aynıdır.



Şekil 1: (a) Gövdeden Oluşan Kanatçıksız Roket (NF) (b) Gövde ve 4 Adet Konvansiyonel Düz Kanatçıktan Oluşan Roket (PF) (c) Gövde ve 4 Adet Kavisli Kanatçıktan Oluşan Roket (WAF)



Şekil 2: (a) Açısız Şekilde Yerleştirilen 4 Adet Konvansiyonel Düz Kanatçıktan Oluşan Roket (PF)
(b) 10° Açılı Şekilde Yerleştirilen ve 4 Adet Konvansiyonel Düz Kanatçıktan Oluşan Roket (DPF)

Çözüm Ağı

Bu çalışmada çözüm ağı oluşturulmasında ticari bir yazılım olan Pointwise kullanılmıştır. Akış alanı içerisinde yapısal olmayan çözüm ağı tercih edilmiştir. Yüzey çözüm ağı oluşturulması sırasında her geometri 3 kısma ayrılmıştır. Birinci kısım roket burnu (0-3D), ikinci kısım roket gövdesi (3D-10D), üçüncü kısım ise kanatçık bölgesi (10D-13D) olarak belirlendi. Genel olarak gradyan değişimlerinin en fazla görüleceği bölgelerdeki hücre sayıları sıklaştırılmıştır. Bu bölgeler (0-3D) ve (10D-13D) bölgeleri olarak belirlenmiştir. Tablo 1’de bu durum detaylı bir şekilde gösterilmiştir.

Tablo 1: Bölgesel Yüzey Hücre Sayısının Yüzde Olarak Karşılaştırılması

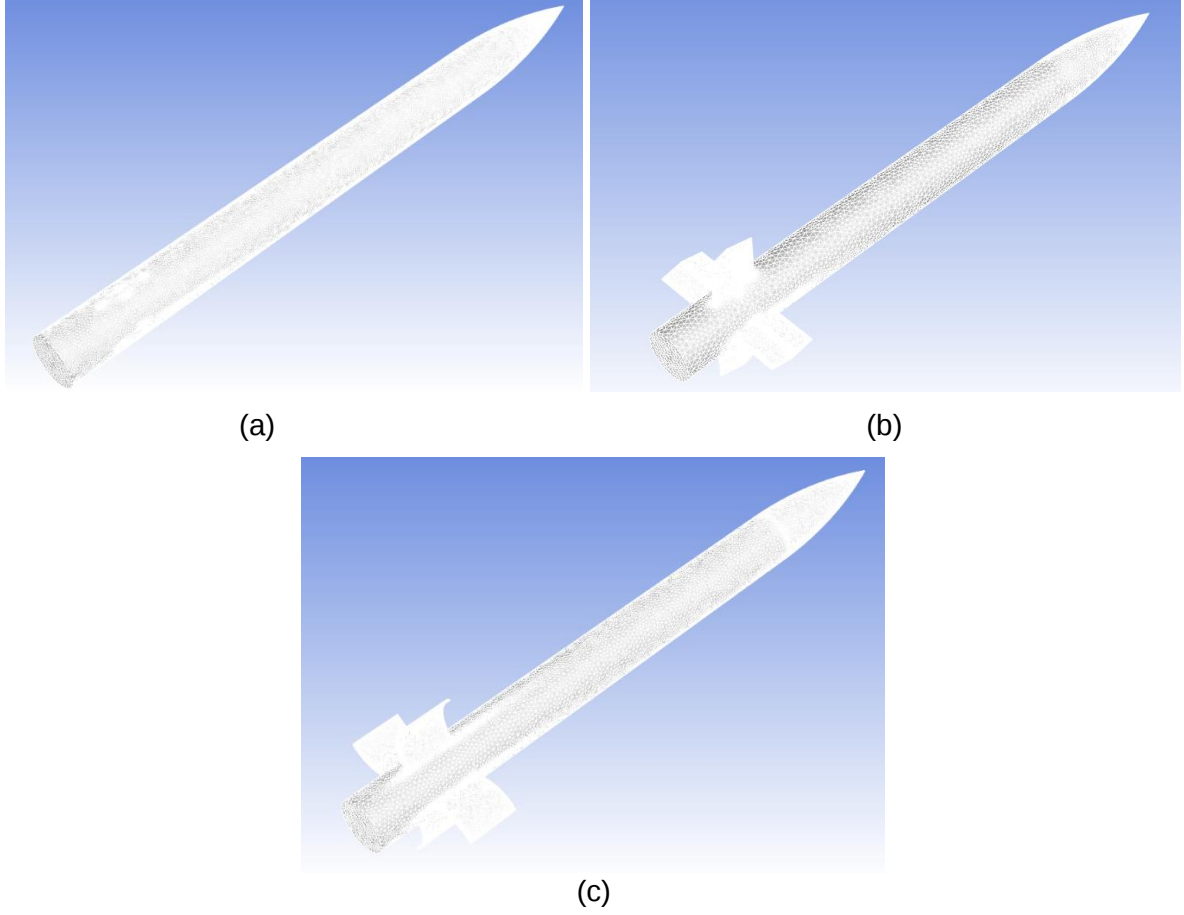
	0-3D arası yüzey üzerindeki hücre sayısı	0-3D arasındaki hücre sayısının yüzeydeki toplam hücre sayısına oranı (%)	10D-13D arasında yüzey üzerindeki hücre sayısı	10D-13D arasındaki hücre sayısının yüzeydeki toplam hücre sayısına oranı (%)	Toplam yüzeydeki hücre sayısı	Toplam hücre sayısı
NF	29,824	%58.66	0	%0.00	72,148	1,786,743
PF	22,736	%19.58	69,096	%59.52	116,086	2,043,088
DPF	22,416	%22.68	59,168	%59.89	98,782	2,176,637
WAF	22,776	%16.64	90,177	%65.88	136,864	2,526,882

Bütün geometrilerin yüzey ve hacmi için maksimum çarpıklık değerleri Tablo 2’de gösterilmiştir. Hacimsel çözüm ağının oluşturulma işlemi ise ANSYS-Fluent ile gerçekleştirilmiştir. Sınır tabaka katmanı prizmalar (prism) yöntemi ile oluşturulmuştur. Sınır tabaka içerisindeki roket yüzeyinden dik yönde ilk çözüm ağı mesafesi 6×10^{-6} m olup bütün roket yüzeyi için y^+ değeri 0.1’in altındadır.

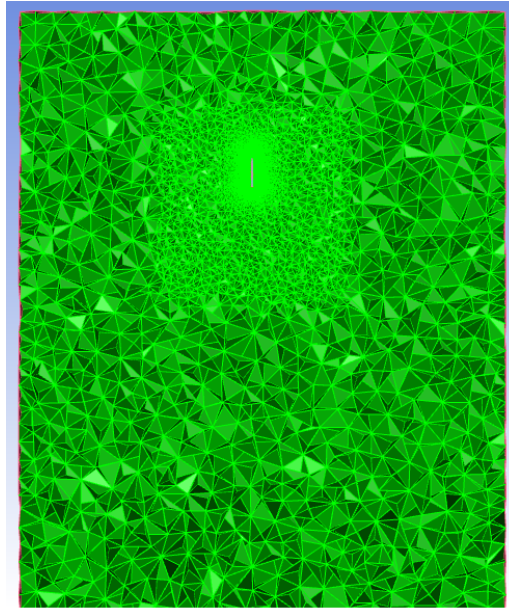
Tablo 2: Her Geometri İçin Çözüm Ağı Kalitesi (Maksimum Çarpıklık)

	Yüzeysel Çözüm Ağı		Hacimsel Çözüm Ağı
	Skewness Equivalent	Skewness Equiangle	Tet Skewness
NF	0.7505	0.6644	0.8552
PF	0.8342	0.7310	0.9589
DPF	0.8479	0.6936	0.9794
WAF	0.8458	0.7184	0.9549

Şekil 3 (a)'da yalnız roket gövdesinin olduğu durumdaki yüzey çözüm ağı, Şekil 3 (b)'de gövde ve 4 adet konvansiyonel düz kanatçıktan oluşan roket için oluşturulan yüzey çözüm ağı ve son olarak Şekil 3 (c)'de gövde ve 4 adet kavisli kanatçıktan oluşan geometrinin yüzey çözüm ağı gösterilmiştir. Çözüm ağındaki toplam hücre sayısı her roket için ortalama 1.5 – 2.5 milyon arasındadır. Şekil 4'te akış alanı sınırlarından roket yüzeyine yaklaştıkça çözüm ağının sıklaştığı gösterilmiştir.



Şekil 3: (a) Kanatçıksız Gövdenin Yüzey Çözüm Ağı (NF) (b) Gövde ve 4 Adet Konvansiyonel Düz Kanatçıktan Oluşan Geometrinin Yüzey Çözüm Ağı (PF) (c) Gövde ve 4 Adet Kavisli Kanatçıktan Oluşan Geometrinin Yüzey Çözüm Ağı (WAF)



Şekil 4: Gövde ve 4 Adet Konvansiyonel Düz Kanatçıktan Oluşan Geometrinin Hacimsel Çözüm Ağının Kesit Görünümü

Çözücü Ayarları

Çözücü olarak, sonlu hacimler metodu tabanlı bir Navier-Stokes çözücüsü olan ANSYS-Fluent yazılımı kullanılmıştır. Akışın üç boyutlu, zamandan bağımsız, sıkışabilir ve türbülanslı olduğu kabul edilmiştir. Türbülans çözüm modeli olarak k-omega SST modeli kullanılmıştır. Akışkan olarak havanın ideal gaz denkleminde uyduğu kabul edilmiştir. Referans alan ve referans uzunluk sırasıyla konvansiyonel kanatçıklara sahip roketin önden bakıldığında görülen alanın kesit alanı ve roketin çapı olarak belirlenmiştir. Moment merkezi olarak roketin hücum kenarı alınmıştır.

Sınır Koşulları: Roketin yüzeyi üzerinde kaymama (*no slip*) sınır koşulu, çözüm ağının geriye kalan dış sınır koşullarına ise serbest akım basınç koşulu (*pressure-far-field*) verilmiştir. Akışın Mach sayısı 2.5 olup serbest akım basıncı ve sıcaklığı 8325 Pa ve 137 K'dir. Roket yüzeyinin 300 K sabit sıcaklıkta olduğu kabul edilmiştir.

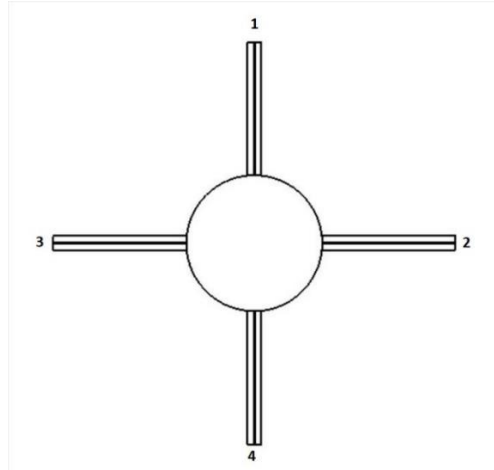
Tablo 3: Serbest Akım Koşulları^[Despirito, Edge, Weinacht ve Sahu, 2000]

Mach Sayısı	2.5
Basınç (Pa)	8325
Sıcaklık (K)	137
Roketin Yüzey Sıcaklığı (K)	300
Reynolds sayısı	2×10^6

Sayısal Yöntemler: Sayısal yöntemler formülasyonu olarak "*Implicit*", ayrıklaştırma şeması olarak "*Roe-FDS*" seçilmiştir. Mekansal ayrıklaştırma için gradyanlar hücre bazlı en küçük kareler metodu (Least Square Cell Based) ile hesaplandı. Diğer tüm mekansal ayrıklaştırma durumları için 2. mertebe seçilmiştir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

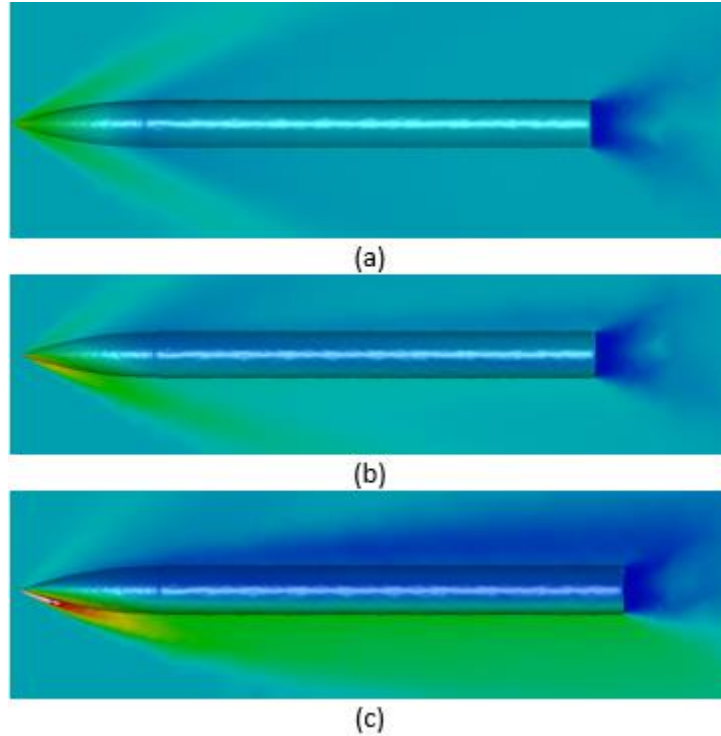
Kanatçıklardaki akış değişimlerinin kolayca ifade edilebilmesi için Şekil 5'teki numaralandırma yapılmıştır. Roketin önden bakıldığında artı biçiminde (+) konfigürasyonda, üstteki kanatçık 1 numara, sağ ve sol taraftaki kanatçık sırasıyla 2 ve 3 ve alt taraftaki kanatçık 4 numara olarak belirlenmiştir.



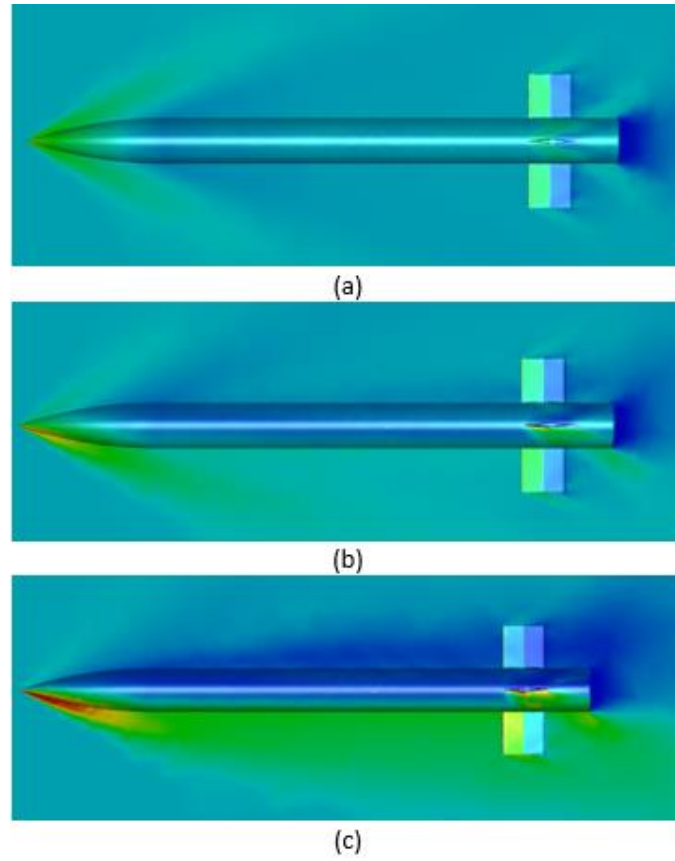
Şekil 5: Düz Kanatçık Üzerinde Kanatçıkların Numaralandırılması (Önden Görünüm)

Şekil 6-8'de roketin enine kesit görünümü alınarak, statik basınç konturları tüm hücum açısı değerleri için gösterildi. Şekil 6-8'de yan görünümünden basınç konturları incelendiğinde, roketin burun kısmında 0° hücum açısı için oluşan basınç dağılımları aynıdır. Beklenildiği üzere, hücum açısı değeri arttıkça roketin burun konisinin altında daha güçlü bir eğik şok ve üstünde genişleme dalgası oluşmaktadır. Kanatçıkların hücum kenarının ve roket burnunun önünde bir durma noktası (stagnation point) oluştuğu görülmektedir.

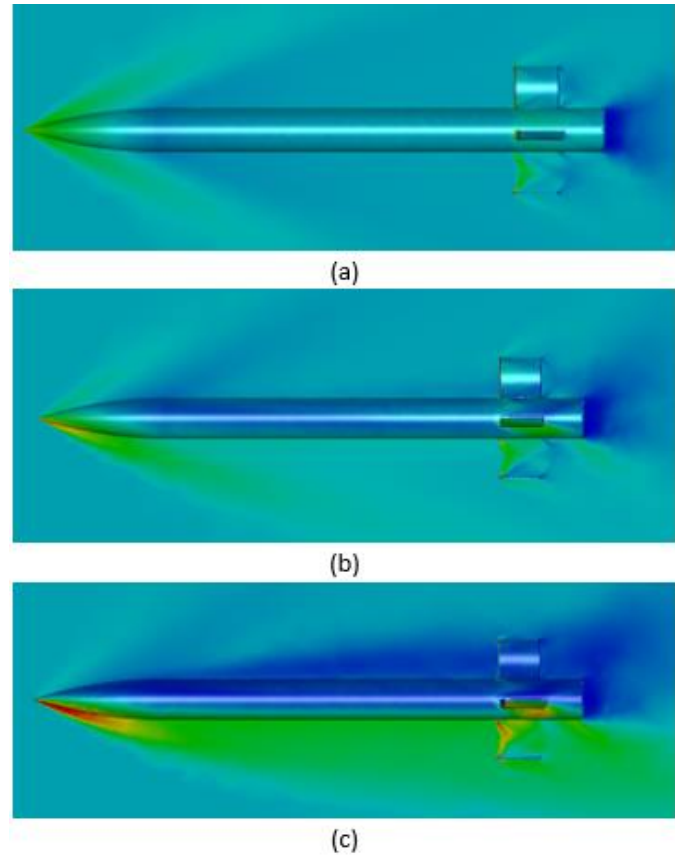
Şekil 9-11'de NF, PF, WAF geometrileri için 0° , 10° ve 20° hücum açılarındaki yüzey üzerindeki basınç konturları sırasıyla verilmiştir. Şekil 10-11'de 10° ve 20° hücum açıları için, 1 numaralı kanatçığın tamamı, 2 ve 3 numaralı kanatçıkların ise üst kısmındaki akım ayrılması gözlemlenmiştir. Şekil 11'de WAF geometrisi için aynı durumu değerlendirirsek, 2 ve 3 numaralı kanatçıkların 20° hücum açısında üstten görünüşüne bakıldığında kanatçık üzerinde farklı statik basınç dağılımına sahip bir akış yapısı görülmüştür. Bu durum, kanatçıkların belirli kısımlarında farklı basınç değerlerine sahip olduğu için, roketin stabilitesini azaltabilir.



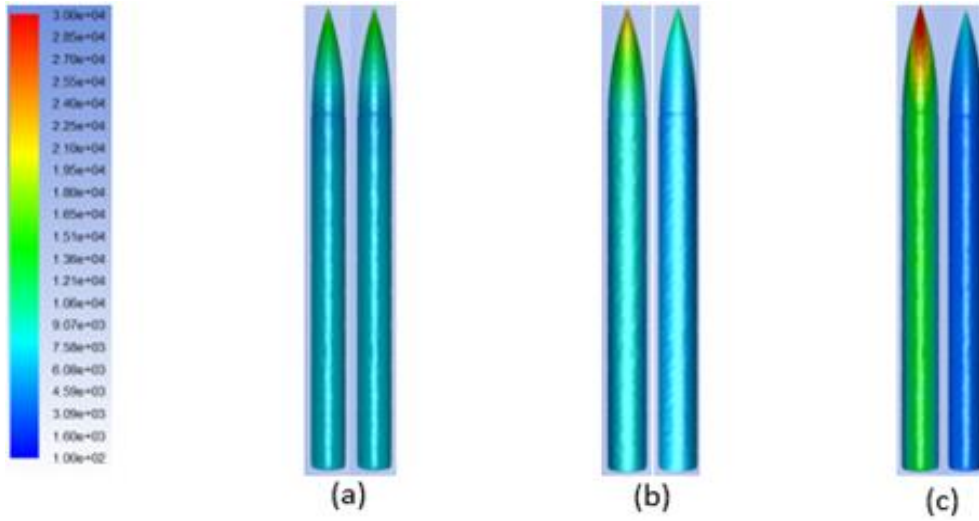
Şekil 6: NF Roketinin Yüzey ve Akış Alanındaki Statik Basınç Konturu (Yandan Görünüm) (a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=10^\circ$ (c) $\alpha=20^\circ$



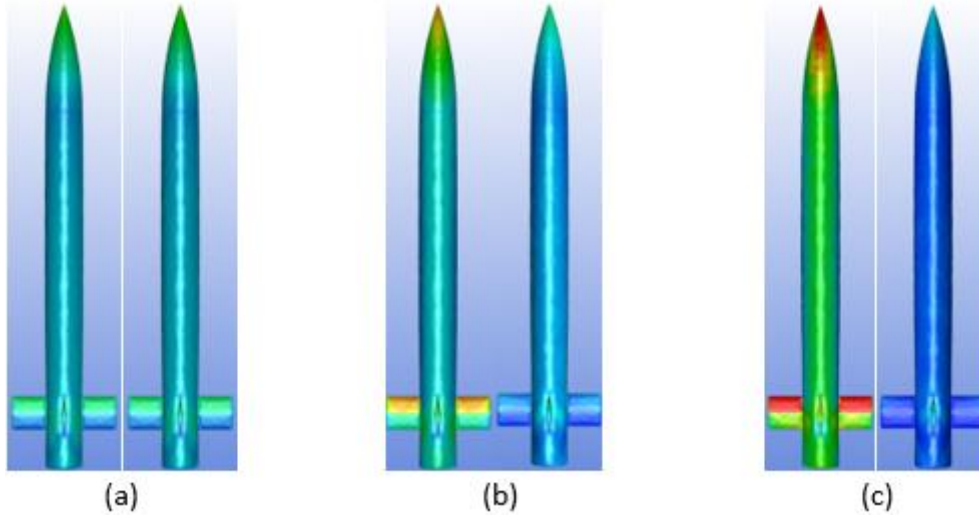
Şekil 7: PF Roketinin Yüzey ve Akış Alanındaki Statik Basınç Konturu (Yandan Görünüm) (a) $\alpha = 0^\circ$ (b) $\alpha = 10^\circ$ (c) $\alpha = 20^\circ$



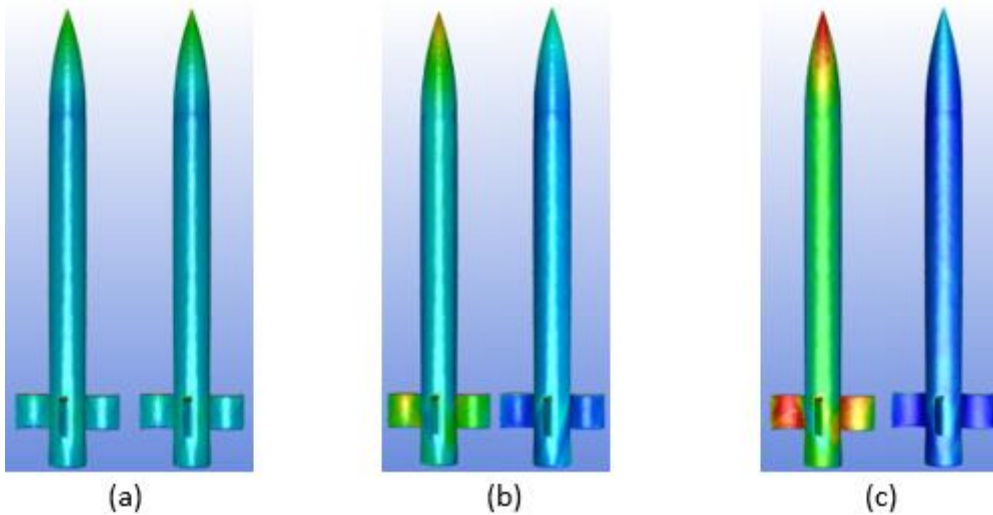
Şekil 8: WAF Roketinin Yüzey ve Akış Alanındaki Statik Basınç Konturu (Yandan Görünüm) (a) $\alpha = 0^\circ$ (b) $\alpha = 10^\circ$ (c) $\alpha = 20^\circ$



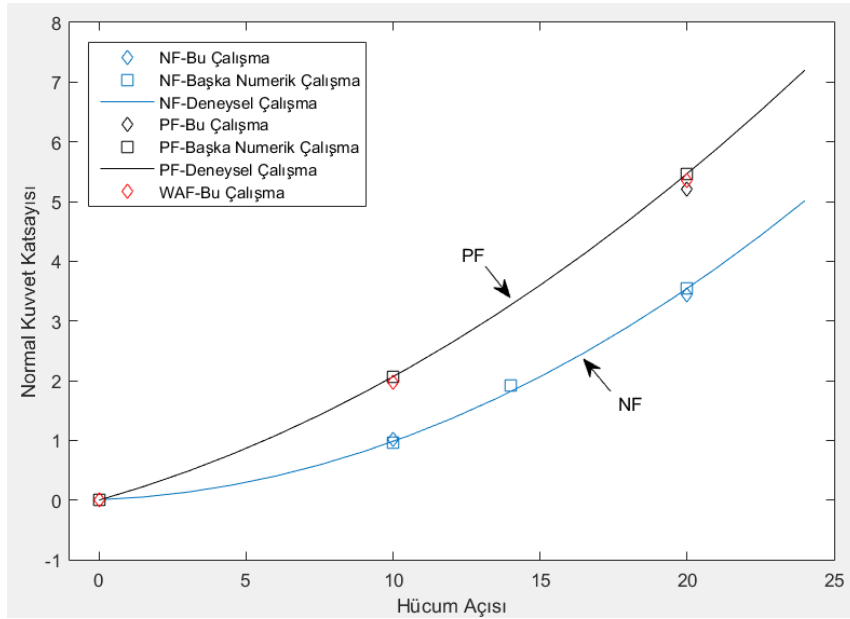
Şekil 9: NF Roketi Yüzeyi Üzerindeki Statik Basınca Göre Sırasıyla Altan ve Üstten Kontur Görüntüsü (a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=10^\circ$ (c) $\alpha=20^\circ$



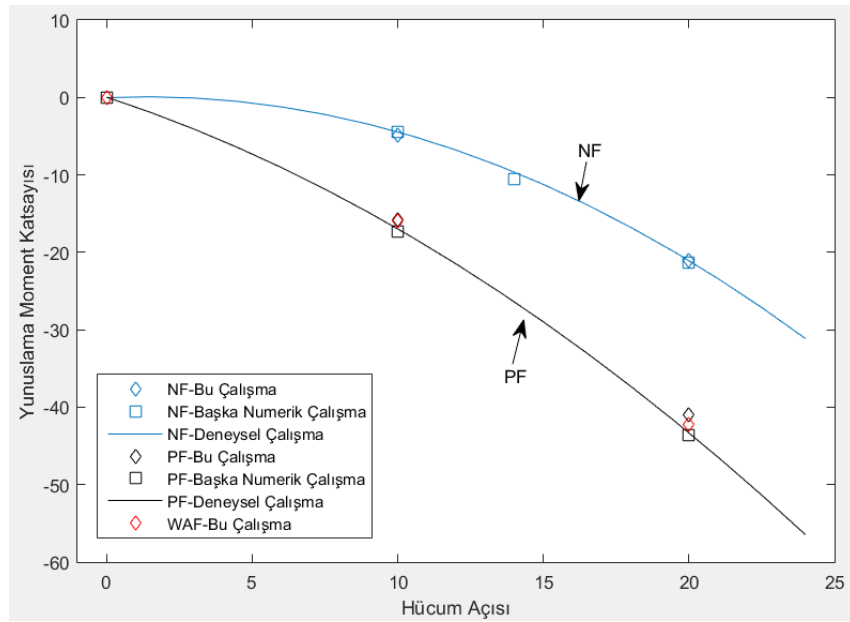
Şekil 10: PF Roketi Yüzeyi Üzerindeki Statik Basınca Göre Sırasıyla Altan ve Üstten Kontur Görüntüsü (a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=10^\circ$ (c) $\alpha=20^\circ$



Şekil 11: WAF Roketi Yüzeyi Üzerindeki Statik Basınca Göre Sırasıyla Altan ve Üstten Kontur Görüntüsü (a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=10^\circ$ (c) $\alpha=20^\circ$

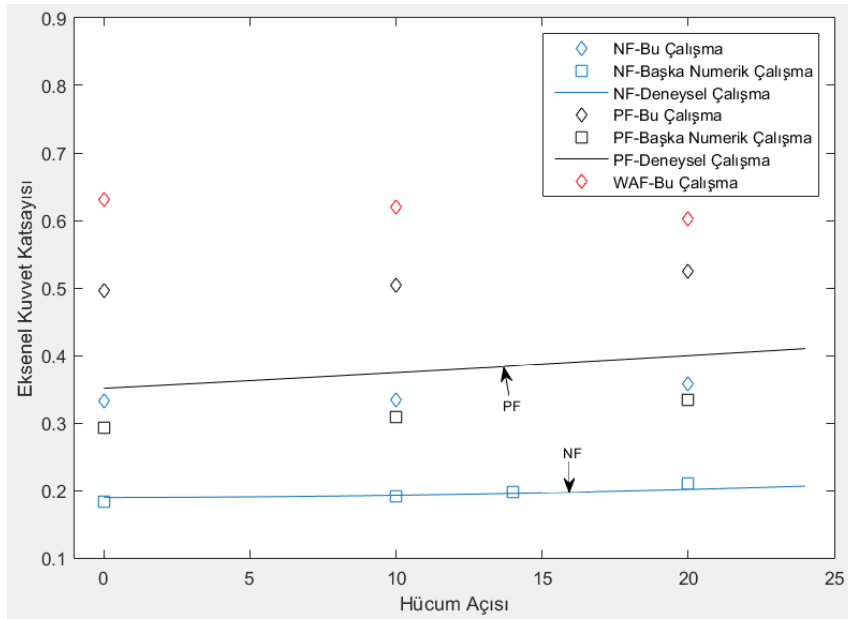


Şekil 12: NF, PF ve WAF Geometrileri İçin Normal Kuvvet Katsayısı



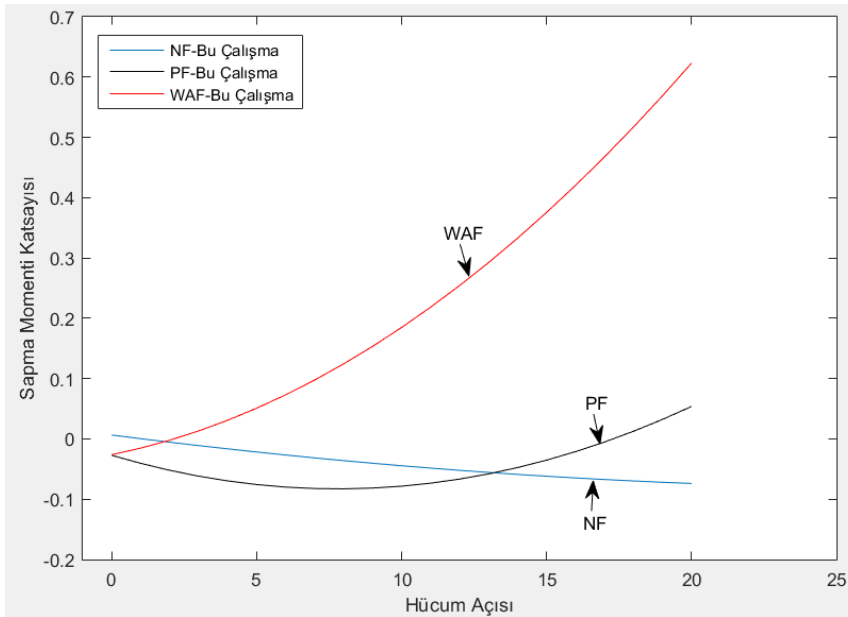
Şekil 13: NF, PF ve WAF Geometrileri İçin Yunuslama Momenti Katsayısı

NF ve PF geometrisi için normal kuvvet katsayısının, başka bir sayısal ve deneysel çalışma ile karşılaştırılması Şekil 12'te gösterildi. Ayrıca bu veriler Ekler bölümündeki Tablo 7'de de verilmiştir. Hücum açısı arttıkça normal kuvvet katsayısı bütün geometriler için artmaktadır. Hesaplanan normal kuvvet katsayısı sonuçları, başka bir sayısal ve deneysel çalışmanın normal kuvvet katsayısı ile birebir uyum göstermektedir. Şekil 13'te verilen yunuslama momenti katsayısı için de diğer sayısal çalışma ve deney verileriyle birebir uyumlu sonuçlar elde edilmiştir.



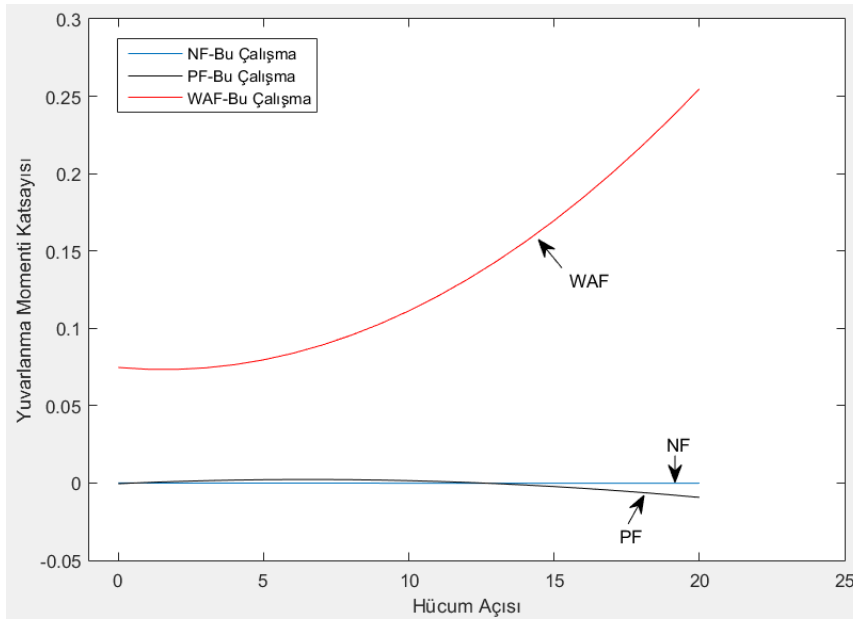
Şekil 14: NF, PF ve WAF Geometrileri İçin Eksenel Kuvvet Katsayısı

Şekil 14'te NF, PF ve WAF için eksenel kuvvet katsayıları verilmiştir. NF ve PF için elde edilen eksenel kuvvet katsayısı değerleri deneysel sonuçlardan farklı bulunmuştur. Bunun nedeni deneysel çalışmanın yapıldığı rüzgar tüneli verilerinin aerodinamik katsayıları hesaplamasında roket gövdesindeki kuvvetleri içermemesidir. Bu deneysel çalışma değerleri sadece roketin ön kısmını ve kanatçık yüzeylerini içeriyor [Despirito, Edge, Weinacht ve Sahu, 2000].



Şekil 15: NF, PF ve WAF Geometrileri İçin Sapma Momenti Katsayısı

NF, PF ve WAF geometrileri için sapma ve yuvarlanma momenti katsayıları sırasıyla Şekil 15 ve Şekil 16'da gösterilmiştir. Şekil 15'te NF'nin sapma momenti katsayısı aynı yönde lineer bir değişim gösterirken PF'de önce negatif ardından pozitif sapma momenti katsayısı değerleri görülmektedir. Diğer iki geometriden farklı olarak WAF ise NF'ye zıt yönde ve artan hücum açısına göre diğerlerine göre daha yüksek bir sapma momenti katsayısına sahiptir.



Şekil 16: NF, PF ve WAF Geometrileri İçin Yuvarlanma Momenti Katsayısı

Şekil 16'da NF ve PF geometrileri için yuvarlanma momenti katsayısı hücum açısına göre neredeyse aynı kalmakta ve sıfıra çok yakın bir değere sahiptir. 0° hücum açısında WAF geometrisinin yuvarlanma momenti katsayısı 0.07468'dir. NF ve PF geometrilerinde yuvarlanma momenti katsayısı sıfır iken WAF konfigürasyonunun sıfır olmamasının nedeni olarak, asimetrik ve gövde etrafındaki kanatçıkların eğriliğinin sebep olduğu söylenebilir. WAF geometrisi için yuvarlanma momenti katsayısı 5° hücum açısı sonrasında ani bir yükseliş göstermektedir.

Şekil 15'te WAF geometrisinin sapma momenti katsayısı 0° hücum açısı için PF ile yaklaşık olarak aynı ve -0.0262'dir. Yani WAF geometrisi için sapma momenti katsayısı ilk başta sıfıra çok yakın iken, yuvarlanma momenti katsayısı sıfırdan büyüktür. Sonuç olarak, WAF geometrisinin sapma ve yuvarlanma momenti katsayısının, hücum açısı arttıkça NF ve PF'ye göre hızlıca arttığı görülmüştür.

Tablo 4: PF ve DPF Geometrileri İçin Aerodinamik Katsayıların Karşılaştırılması

Geometri	Eksenel Kuvvet Katsayısı	Normal Kuvvet Katsayısı	Yunuslama Momenti Katsayısı	Sapma Momenti Katsayısı	Yuvarlanma Momenti Katsayısı
PF	0.5044	1.9716	15.8590	0.0784	0.0015
DPF	0.4902	1.9541	15.6290	0.3068	0.0040
Fark %	2.8152	0.8876	1.4503	291.4009	162.2951

Son olarak, Şekil 2'de ki geometrilerin aerodinamik katsayıları elde edilmiş ve bu değerler Tablo 4'te gösterilmiştir. Roketin kanatçıklarının önden görünümünün simetrik olup olmamasının aerodinamik katsayılar açısından önemi değerlendirildi. PF ve 10° hücum açısıyla yerleştirilen DPF geometrilerinin aerodinamik katsayıları Tablo 4'te karşılaştırılmış ve fark gösterilmiştir. Eksenel kuvvet katsayısı, normal kuvvet katsayısı ve yunuslama momenti katsayısı değerleri birbirine çok yakın görülmüştür. Ancak, sapma momenti katsayısı ile yuvarlanma momenti katsayısı değerleri arasındaki yüzde farkı sırasıyla %291.40 ve %162.29 bulunmuştur. Burada elde edilen sonuç; roketin kanatçıkları, roketin simetrisini bozacak şekilde yerleştirildiği zaman, roketin üzerine etkiyen kuvvetler nedeniyle sapma momenti ve yuvarlanma momenti katsayısının önemli ölçüde artacağı görülmüştür.

SONUÇ

Bu çalışmada sesüstü hızlarda kanatçıksız, düz kanatçık ve kavisli kanatçığa sahip üç farklı roket geometrisi hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemleriyle incelenmiş ve deney verileriyle karşılaştırılmıştır. Kavisli kanatçığa sahip roketlerin sapma ve yuvarlanma momenti katsayılarının diğer kanat tiplerine göre daha yüksek değerlere sahip olduğu gösterilmiştir. Bu tür bir kanatçığa sahip roket tasarımlarında ortaya çıkan yüksek sapma ve yuvarlanma momenti katsayılarını dikkate almanın önemli olduğu görülmektedir. Önümüzdeki çalışmalarda, aynı roket gövdesi üzerinde ızgara kanatçığa sahip bir roketin analizinin incelenmesi planlanmaktadır. Bu çalışmadaki NF, PF, DPF ve WAF geometrileriyle elde edilen sonuçların ızgara kanatçık ile karşılaştırılması planlanmaktadır.

Kaynaklar

C.P. Tilmann, R.E. Huffman Jr., T.A. Buter, R.D.W. Bowersox., 1997, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.34, No.6, November-December 1997. "Experimental Investigation of the Flow Structure Near a Single Wraparound Fin.

Emrah Gülay, Ali Akgül, Jovan Isakovic, Slobodan Mandic., 2001, Scientific Technical Review, Vol.61, No 3-4, pp 8-15. "Computational Fluid Dynamics and Experimental Investigation of Wrap-Around-Fins Missile Rolling Moment".

E.Y. Fournier., 2001, AIAA Paper 2001-0256, Wind Tunnel Investigation of Grid Fin and Conventional Planar Control Surfaces. Defence Research Establishment Valcartier.

J.DeSpiritio, H.L. Edge, P.Weinacht, and J.Sahu., 2000, AIAA Paper 2000-0391, "CFD Analysis of Grid Fins for Maneuvering Missiles". U.S. Army Research Laboratory.

John D. Anderson., 2010, Jr. University of Maryland, McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering. "Fundamentals of Aerodynamics". Fifth Edition.

EKLER

Tablo 5: Hesaplanan Aerodinamik Katsayı Değerleri

Geometri	Hücum Açısı (derece)	Eksenel Kuvvet Katsayısı	Normal Kuvvet Katsayısı	Yunuslama Momenti Katsayısı	Sapma Momenti Katsayısı	Yuvarlanma Momenti Katsayısı
NF	0	0.3326	-0.0011	0.0168	0.0064	0.000008
	10	0.3337	1.0143	-4.8671	-0.0445	-0.000097
	20	0.3578	3.4286	-21.0143	-0.0739	-0.000100
PF	0	0.4963	-0.0003	-0.0097	-0.0272	-0.000418
	10	0.5044	1.9716	-15.8597	-0.0784	0.001526
	20	0.5240	5.2148	-40.9297	0.0538	-0.009286
WAF	0	0.6311	0.0040	-0.0350	-0.0262	0.074688
	10	0.6202	1.9738	-15.9916	0.1848	0.111283
	20	0.6027	5.3611	-42.2890	0.6231	0.254757

Tablo 6: Eksenel Kuvvet Katsayısının Hücum Açısına Göre Değişimi ve Karşılaştırılması

Geometri	Hücum Açısı (derece)	Eksenel Kuvvet Katsayısı				
		Bu Çalışma	Başka Numerik Çalışma	Fark (%)	Deneysel Çalışma	Fark (%)
NF	0	0.3326	0.1837	81.0768	0.1895	75.5346
	10	0.3337	0.1919	73.8822	0.1928	73.0705
	20	0.3578	0.2098	70.5195	0.2014	77.6316
PF	0	0.4963	0.2922	69.8446	0.3513	41.2712
	10	0.5044	0.3095	62.9755	0.3746	34.6527
	20	0.5240	0.3349	56.4613	0.3996	31.1284

Tablo 7: Normal Kuvvet Katsayısının Hücum Açısına Göre Değişimi ve Karşılaştırılması

Geometri	Hücum Açısı (derece)	Normal Kuvvet Katsayısı				
		Bu Çalışma	Başka Numerik Çalışma	Fark (%)	Deneysel Çalışma	Fark (%)
NF	0	-0.0011	0.0000	-	0.0050	-
	10	1.0143	0.9610	5.5484	0.9810	3.3965
	20	3.4286	3.5480	3.3654	3.5430	3.2290
PF	0	-0.0003	0.0000	-	-0.0020	-
	10	1.9716	2.0600	4.2904	2.0650	4.5221
	20	5.2148	5.4540	4.3850	5.4650	4.5775

Tablo 8: Yunuslama Momenti Katsayısının Hücüm Açısına Göre Değişimi ve Karşılaştırılması

Geometri	Hücüm Açısı (derece)	Yunuslama Momenti Katsayısı				
		Bu Çalışma	Başka Numerik Çalışma	Fark (%)	Deneysel Çalışma	Fark (%)
NF	0	0.0168	0.0000	-	-0.0310	-
	10	-4.8671	-4.4450	9.4954	-4.4480	9.4215
	20	-21.0143	-21.3600	1.6184	-21.0700	0.2643
PF	0	-0.0097	-0.0040	-	0.0410	-
	10	-15.8597	-17.2700	8.1663	-16.9700	6.5428
	20	-40.9297	-43.6100	6.1461	-43.3100	5.4960

Tablo 9: Aerodinamik Katsayıların Türbülans Metodlarına Göre Karşılaştırılması

Geometri	Çözüm Metodu	Eksenel Kuvvet Katsayısı	Normal Kuvvet Katsayısı	Yunuslama Momenti Katsayısı	Sapma Momenti Katsayısı	Yuvarlanma Momenti Katsayısı
PF	Spalart-Allmaras	0.5378	1.9596	-15.8300	-0.0743	0.0023
	k-epsilon	0.5677	1.9818	-15.9803	-0.0918	0.0016
	k-omega SST	0.5044	1.9716	-15.8597	-0.0784	0.0015