

SESÜSTÜ AKIŞLARDA 4 FARKLI GEOMETRİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN DENEYSEL VE SAYISAL YÖNTEMLERLE İNCELENMESİ

Cem Furkan ONARAN¹
Samsun Üniversitesi, Samsun

Ahmet Selim Durna²
Samsun Üniversitesi, Samsun

ÖZET

Değişen açılı yüzey geometrileri roket, mermi ve savaş uçaklarının burun konilerinde, motorların hava alıklarında kullanılmaktadır. Bu yüzey geometrilerinin tasarımlarını incelemek ve üzerinden geçen akışa verecekleri tepkiyi anlamak önemlidir. Bu çalışma, iki boyutlu akış alanında sıklıkla kullanılan koni tasarımları üzerinde oluşan şok yapılarını ve şok-sınır tabaka etkileşimlerini incelemeyi amaçlamaktadır. 5° sapma açısına sahip kama (wedge), $\frac{3}{4}$ parabolik, von Karman ve $\frac{1}{2}$ Power serisi denklemleri kullanılarak 4 farklı model tasarlanmış ve üretilmiştir. Bu modeller ile sesüstü rüzgar tüneline bir dizi deney yapılmış ve Schlieren akış görüntüleme yöntemi kullanılarak şok yapıları görüntülenmiştir. Ayrıca ticari bir Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yazılımı ile sayısal çözümler gerçekleştirilmiş ve deney sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. 4 farklı koni geometrisi üzerinde sesüstü akışta artan hücum açısının şok yapılarına etkisi incelenmiş ve deneylerden alınan Schlieren görüntüleri verilmiştir. Sapma açıları az olan kama ve $\frac{3}{4}$ parabolik geometrilerinde eğik şoklar, von Karman ve $\frac{1}{2}$ power serisi geometrilerinde yay şoklar oluşmuştur. Deneylerde oluşan şok yapıları ile HAD programında yapılan sayısal çözümlerden alınan yoğunluk gradyanı görüntüleri uygun şekilde eşleşmiştir.

GİRİŞ

Roket, mermi ve uçakların burun konisinde bir denklem ile tanımlanan genellikle değişen açılı yüzey geometrileri kullanılır. Bu geometriler ile akış arasındaki ilişki hava aracının performansını doğrudan etkiler. Bu ilişkiyi anlamak ve verimli tasarımlar oluşturmak üzere birçok çalışma yapılmıştır. Ölçmen vd. [2018] tasarladıkları geometriyi sıkça kullanılan konik (conical), tangent-ogive ve power serisi geometriler ile karşılaştırmıştır. 0,3 kalibre mermi için 500-1500 m/s uçuş hızı aralığında kendi tasarımının daha az sürüklenme yarattığını görmüştür [Ölçmen, Cheng vd., 2018]. Takovitskii aerodinamik dalga sürüklemesini en aza indirmede, geliştirdiği analitik yöntem ile $\frac{2}{3}$ power serisinin daha iyi sonuç verdiğini belirtmiştir [Takovitskii, 2006]. Perkins vd. küt koniler, $\frac{1}{4}$ power serisi, paraboloid, L-D ve L-V Haack serisi burun konileri üzerinde bir seri testler yapmıştır. Sıfır derece hücum açısında M=1,24 ile 7,4 arasında modellerin sürüklenme kuvvetlerini ölçmüş ve Schlieren görüntüleri almıştır. Çalışmaların bir sonucu olarak, M=1,5 sayısının altında paraboloid modelin en az foredrag oluşturduğunu belirtmiştir [Perkins, Jorgensen, ve Sommer, 1958]. Stivers ve Spencer hipersonik uçaklar için optimum gövde tasarımı üzerine çalışmalar yapmıştır. Sears-Haack, parabolik yay, Miele ve von Karman olmak üzere dört farklı profili karşılaştırmışlar ve Sears-Haack profilinin en az sürüklenme katsayısına sahip olduğunu göstermişlerdir [Stivers ve Spencer 1967].

Schlieren ve gölgelendirme (shadowgraph) görüntüleme yöntemleri 19. yüzyılın başlarından beri kullanılmaktadır [Settles ve Hargather, 2017]. Schlieren sistemi en popüler ve başarılı akış görüntüleme yöntemidir. Schlieren akış görüntüleme yönteminin temeli, oluşan yoğunluk farklılığını görünür hale getirmektir. Töpler Schlieren tekniği en temel Schlieren sistemidir [Töpler, 1864].

¹4.Sınıf, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: cemfurkanonaran@gmail.com

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

Howes yaptığı çalışmalarda, gökkuşağı Schlieren (rainbow Schlieren) sistemi ile alınan görüntülerde siyah-beyaz Schlieren sistemine göre farklılıkların daha detaylı görüldüğünü belirtmiştir [Howes, 1983]. Schlieren sistemine renk filtrelerinin eklenmesinin avantajı; insan gözünün ışık yoğunluğunun değişimine oranla renklerin değişimine daha duyarlı olmasıdır [Nel, Naidoo ve Skews, 2014].

Bu çalışmada, 4 farklı burun konisi geometrisi üzerinde oluşacak şok yapıları deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmiştir. Bu burun konisi geometrileri 5° sapma açılı kama, $\frac{3}{4}$ parabolik, von Karman ve $\frac{1}{2}$ power serisi olarak seçilmiş, tasarlanmış ve üretilmiştir. Deneyler Samsun Üniversitesi Aerodinamik Laboratuvarında bulunan sesüstü rüzgar tüneline 1,8 Mach sayısında yapılmıştır. Deney sonuçları daha sonra ANSYS Fluent programında yapılan sayısal çözümler ile karşılaştırılmıştır.

YÖNTEM

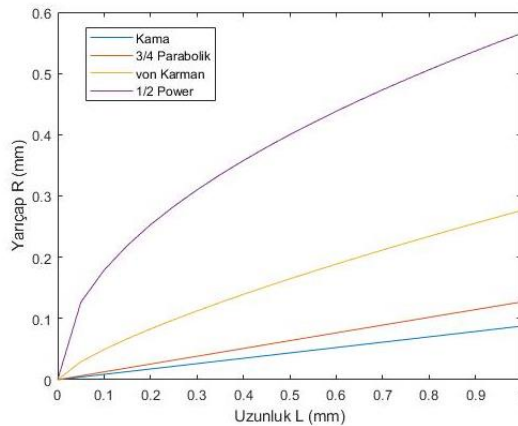
Modeller

Bu çalışmada roket, mermi ve uçakların sıklıkla kullanılan burun konisi tasarımları için 4 farklı eğri seçilmiştir. Bunlar 5° sapma açılı kama, $\frac{3}{4}$ parabolik, von Karman ve $\frac{1}{2}$ power serileridir. Bu eğrileri tanımlayan denklemler ve parametreleri Tablo 1’de verilmiştir. R eğrinin taban yarıçapını ve L eğrinin simetri eksenindeki uzunluğunu belirtir. C, K ve n eğrinin karakterini tanımlayan sabit katsayılarıdır.

Tablo 1: Seçilen eğri denklemleri

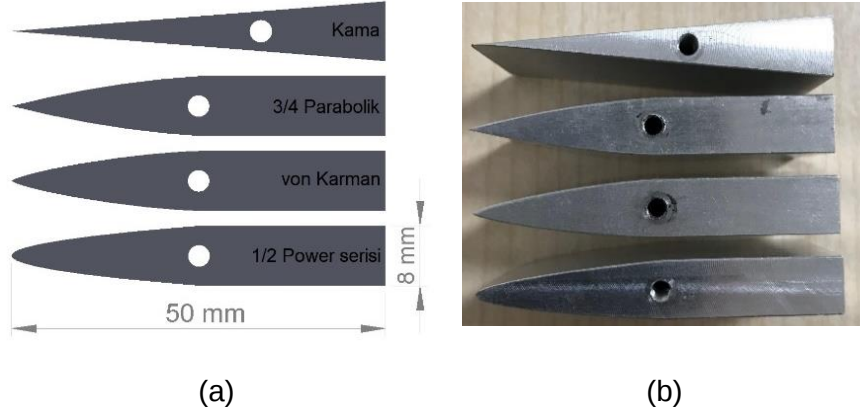
	Denklem	Parametre
Kama	$y = Mx + N$	M= 0.087488 N= 0
$\frac{3}{4}$ Parabolik	$y = R \left(\frac{2 \left(\frac{x}{L} \right) - K \left(\frac{x}{L} \right)^2}{2 - K} \right)$	$0 \leq K \leq 1$, $K = \frac{3}{4}$ R= 4 mm L= 25 mm
von Karman	$y = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C \sin^3(\theta)}$ $\theta = \arccos \left(1 - \frac{2x}{L} \right)$	C= 0 R= 4 mm L= 25 mm
$\frac{1}{2}$ Power serisi	$y = R \left(\frac{x}{L} \right)^n$	$0 \leq n \leq 1$, $n = \frac{1}{2}$ R= 4 mm L= 25 mm

Parabolik burun konisi küt bir tasarım olmayıp bu eğri denklemindeki K katsayısı tasarımın inceliğini tanımlar. C’nin sıfır olduğu durumda Haack serisi tasarımı von Karman olarak isimlendirilir. Power serisindeki n sabit katsayısı tasarımın kütlüğünü kontrol eder. Tablo 1’de verilen dört modelin eğri denklemleri Şekil 1’de grafiksel olarak gösterilmiştir. Şekilde görüldüğü üzere, sapma açısı en az olan kama (mavi renkli) ve sapma açısı en fazla olan 1/2 Power serisi eğri denklemdir (mor renk).



Şekil 1: Eğri denklemlerinin grafiksel gösterimi

Şekil 2 (a)'da seçilen 4 geometrinin teknik çizimleri ve Şekil 2 (b)'de yukarıdan aşağıya doğru artan sapma açısına göre üretilen modellerin fotoğrafları verilmiştir. Kama geometrisi olarak Samsun Üniversitesi Aerodinamik Laboratuvarında bulunan model kullanılmıştır. Diğer üç model Samsun Yurt Savunma Sanayi ve Ticaret A.Ş. tarafından üretilmiştir. Malzeme olarak alüminyum 7075 alaşımı tercih edilmiştir. Modellerin yüzeyine herhangi bir kaplama uygulanmamıştır.



Şekil 2: (a) Teknik çizimlerin üstten görünüm (b) Üretilen modeller (yukarıdan aşağıya sırasıyla; kama, $\frac{3}{4}$ Parabolik, von Karman, $\frac{1}{2}$ Power serisi).

Deney düzeneğinin kurulumu

Rüzgar tüneli testleri Gunt-HM 172 süpersonik rüzgar tünelinde yapılmıştır. Deney düzeneğinde model etrafında oluşan şok yapılarını görüntülemek için Schlieren görüntüleme yöntemi kullanılmıştır. Rüzgar tüneli ve Schlieren görüntüleme sistemi elemanları Şekil 3'te gösterilmiştir. Rüzgar tünelinin deney odası 25x100 mm boyutundadır. Testler 1,8 Mach sayısında yapılmıştır. Rüzgar tünelinin bulunduğu odanın sıcaklık ve nem değerleri klima ile kontrol edilmektedir. Tünel çalıştırılmadan önce oda koşulları 25°C ve %40-50 nemli olacak şekilde ayarlanmıştır.

Şekil 3'te rüzgar tüneli ve Schlieren sisteminin elemanları numaralar ile belirtilmiştir. (1) ve (2) numaralar iç bükey aynaları, (3) noktasal ışık kaynağını, (4) kırılan ışınları engellemek için keskin ucu (knife edge), (5) renk filtresini, (6) kamerayı, (7) ekranı ve (8) ise test odasını göstermektedir. Renk filtreleri keskin ucun hemen arkasına gelen beyaz ışığı kırması için yerleştirilmiştir.

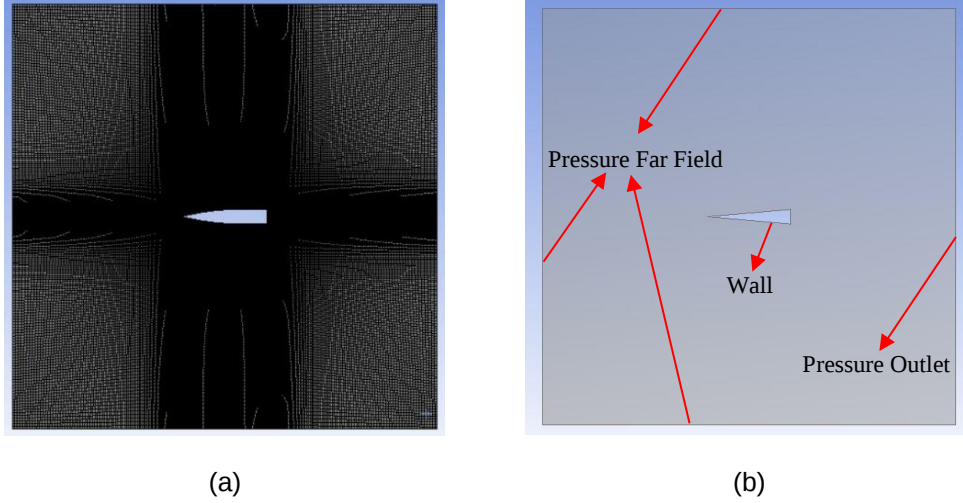


Şekil 3: HM-172 sesüstü rüzgar tüneli ve Schlieren sistemi

Schlieren görüntülerini almak için deneylerde Nikon D7100 kamera kullanılmıştır. Kamera ayarları bütün testlerde aynı olması için otomatik ayardan çıkartılıp el ile ayarlanmıştır. Bu ayarlar açıklık F5.6, anlık hızı 1/60 ve ISO 4000 olacak şekilde ayarlanmıştır.

Sayısal yöntem

Sayısal analiz, ticari bir HAD programı olan ANSYS-Fluent programında 2 boyutlu olarak yapılmıştır. Sıkıştırılabilir ve zamana bağlı Navier-Stokes denklemleriyle çözüm alınmış ve ideal gaz denklemleri kullanılmıştır. Şekil 4 (a)'da gösterildiği gibi kare bir akış alanı 8 bloğa ayrılmış ve dörtgen elemanlar ile çözüm ağı üretilmiştir. Yatay ve dikey ekseninde toplam nokta sayısı 300 x 230 olup toplam hücre sayısı 68000'dir. Şekil 4 (b)'de sınır koşulları gösterilmiştir. Akış soldan sağa doğru verilmiştir. Akış alanının giriş, üst ve alt sınırlarında serbest akım basınç şartı (pressure far field), çıkışta ise basınç sınır koşulu (pressure outlet) verilmiştir. Modelin yüzeyinde duvar (wall) sınır koşulu tanımlanmıştır.



Şekil 4: (a) Üretilen çözüm ağının genel görünümü (b) Akış alanına verilen sınır koşulları

Çözüm ağına ve akış alan sınır koşullarına karar verdikten sonra kama geometrisi üzerinde akış sürtünmesiz, laminar ve türbülanslı akış olmak üzere 3 farklı şekilde modellenmiştir. Türbülans modeli olarak k-epsilon modeli kullanılmıştır. Bu üç farklı modelleme ile alınan sonuçlardan türbülans modeli deney sonuçlarına en yakın çözümü vermiştir. Diğer modeller için de k-epsilon türbülans modeliyle çözüm alınmıştır. Serbest akım basınç şartı sınır koşulu için 1,8 Mach sayısı girilmiş sıfır derece hücum açısında analizler yapılmıştır. Bu sınır koşulu için istenen gösterge basıncı (gauge pressure) deneyden alınan vakum değeri olan 73700 Pascal girilmiştir. Çalışma basıncı (operating pressure) olarak 0 Pascal değeri girilmiştir. Bütün sınır koşullarında sıcaklık değeri rüzgar tünelinin bulunduğu laboratuvarın oda sıcaklığı olan 293 Kelvin (20 °C) sabit sıcaklık olarak girilmiştir. Akış modelinin detayları Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2: Akış modelinin detayları

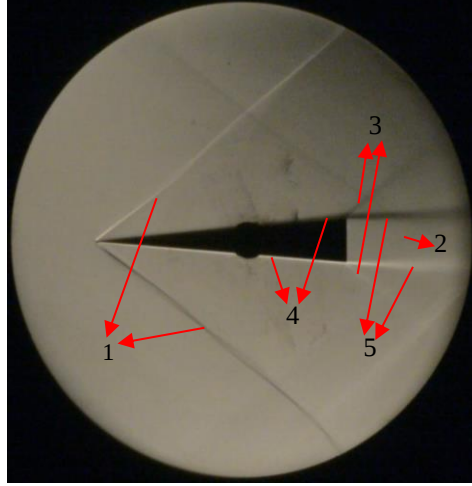
Çözücü (Solver)	Yoğunluk temelli (Density-Based)
Zaman (Time)	Daimi (Steady)
Enerji	Açık (On)
Viscous model	RGN, k-epsilon, standart wall functions
Formülasyon (Formulation)	Kapalı (Implicit)
Akı Tipi (Flux Type)	Roe-FDS
Gradyan (Gradient)	Hücre bazlı en küçük kareler (Least squares cell based)
Akış (Flow)	İkinci mertebeden upwind
Türbülans kinetik enerjisi (Turbulent kinetic energy)	İkinci mertebeden upwind
Türbülans yitim oranı (Turbulent dissipation rate)	İkinci mertebeden upwind

SONUÇLAR

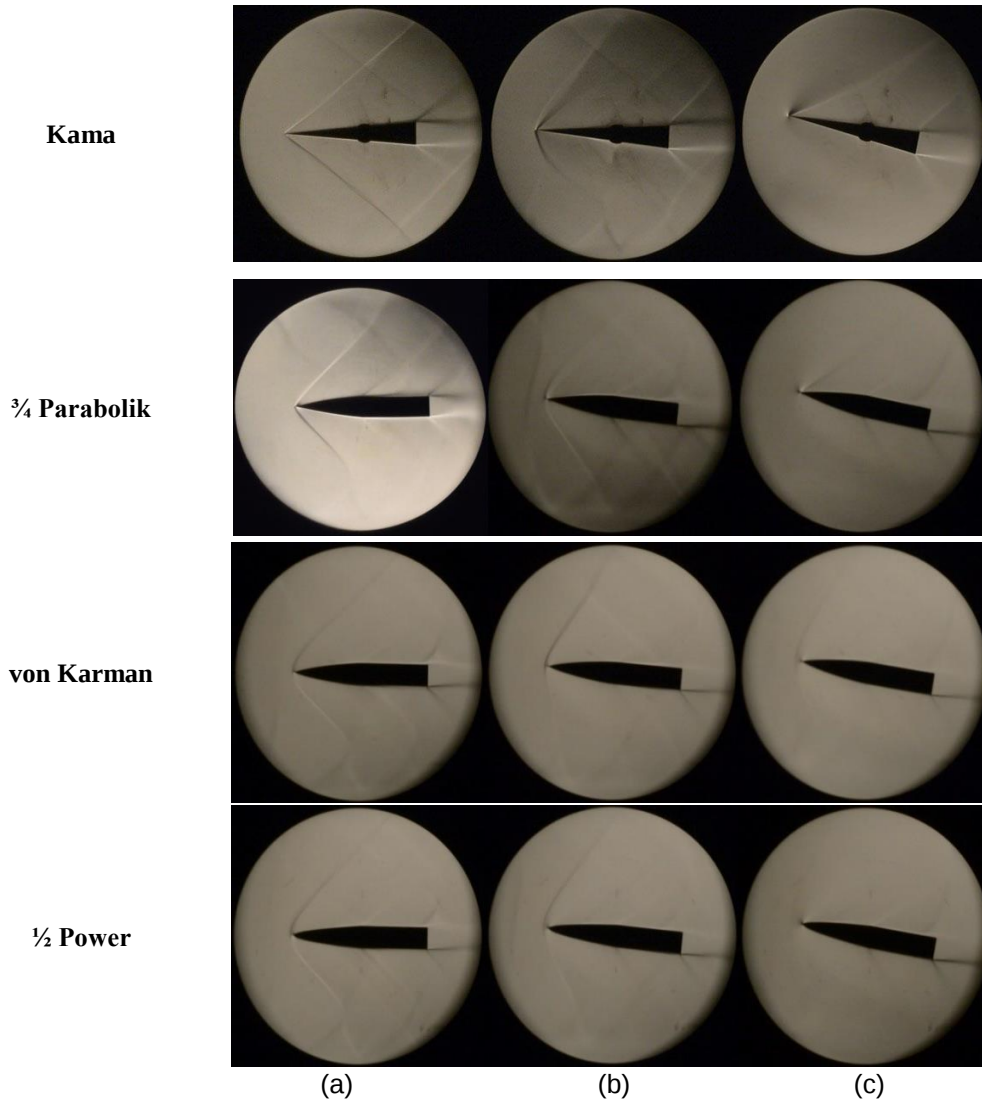
DeneySEL Sonuçlar

İlk olarak, artan hücum açısının dört farklı modelde oluşan şok yapıları üzerinde etkisi incelenmiştir. İlk olarak Şekil 5'te kama modeli üzerinde oluşan şok yapıları detaylı olarak incelenmiştir. Şekil 5'te 1 numara ile gösterilen eğik şokların açısı 37° olduğu görülmüştür. Kama

geometrisinin 5° 'lik sapma açısı (θ) ve 37° 'lik şok dalgasının açısı (β) ile θ - β -M ilişkisi kullanılarak $\gamma = 1.4$ için gelen hava akımının Mach sayısı 1,857 bulunur. Teorik olarak hesaplanan Mach sayısı rüzgar tünelinin çalışma koşulu olan Mach sayısına yakın çıkmıştır. Şekil 5 (a)'da kama modelinin arkasında 2 numara ile gösterilen bölge iz (wake) bölgesidir, 3 numara ise genişleme dalgalarını göstermektedir. Kama modelinin alt ve üst yüzeyinde laminar sınır tabakaları (laminar boundary layers) 4 numara ile gösterilmiştir. Modelin arkasında, iz bölgesinde oluşan kayma tabakaları (shear layers) ise 5 numara ile gösterilmiştir.

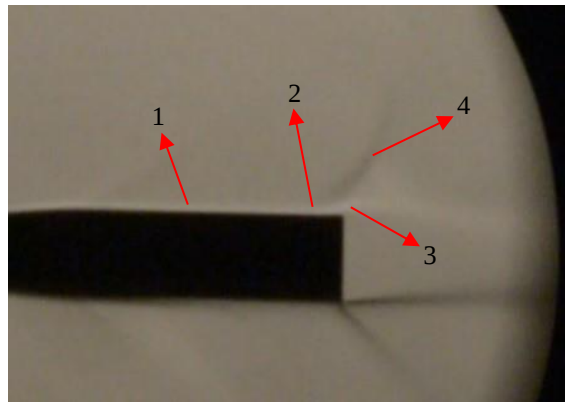


Şekil 5: Kama modeli üzerinde oluşan şok yapıları



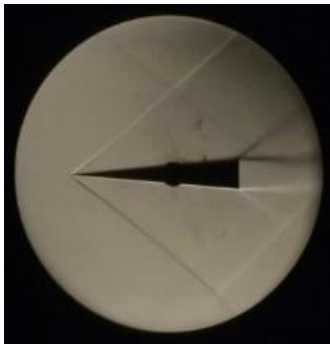
Şekil 6: Modellerin (a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=5^\circ$ (c) $\alpha=10^\circ$ hücum açısında Schlieren görüntüleri

Şekil 6'da dört farklı modelin sırası ile 0° , 5° ve 10° hücum açısında yapılan deneylerden Schlieren görüntüleri verilmiştir. Şekil 6 (a)'da 0° hücum açısında 4 model için de şok yapıları simetrik olarak oluşmuştur. Sapma açıları 5° ve 14.35° olan kama ve $\frac{3}{4}$ parabolik modelde eğik şok oluşurken kırılma açısı 66.78° ve 89° olan von Karman ve $\frac{1}{2}$ power modellerinde yay şok (bow shock) oluşmuştur. 5° 'lik hücum açısı ile yapılan deneylerde şok yapısındaki simetri bozulmuştur. Şekil 6 (b)'de kama modeli için 5° 'lik pozitif hücum açısında modelin üst kısmında genişleme dalgası oluşması beklenmektedir. von Karman ve $\frac{1}{2}$ Power modelleri için 5° 'lik pozitif hücum açısında yay şok gözükmemektedir. Şekil 6 (c)'de verilen 10° 'lik hücum açısında yay şoklar zayıf olarak gözükmemektedir. Şekil 6 (a)'da von Karman modelinin arka kısmının detaylı görüntüsü Şekil 7'de verilmiştir. Şekil 7'de 1 numara akım ayrılmasının yer almadığı, 3 numara ise akım ayrılmasının olduğu yeri göstermektedir. 2 numaralı yerde akım ayrılması gerçekleşmiş ve hemen bu noktanın yukarısına doğru çıkan (4 numaralı) bir şok dalgası görülmektedir. Bu şok dalgası ayrılma şoku ile yeniden yüzeye yapışan sınır tabaka bölgesinden çıkan şokun (reattachment shock) birleşimidir. Hücum açısı arttıkça ayrılma noktası modelin ön kısmına doğru ilerlemektedir. Bu durum Şekil 6'da verilen $\frac{3}{4}$ parabolik, von Karman ve $\frac{1}{2}$ power modellerinde de görülmektedir.

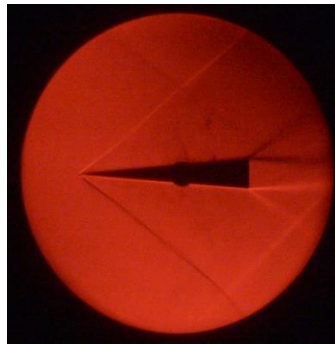


Şekil 7: Ayrılma bölgesi detaylı görünümü

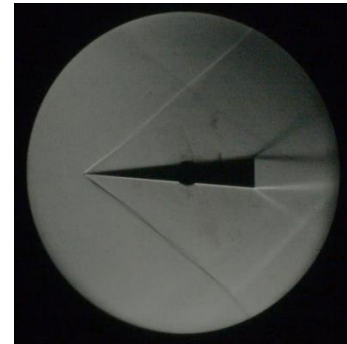
Ek olarak, Schlieren görüntülerinde renkli filtre kullanımının etkisi incelenmiştir. Şekil 8'de kama geometrisi üzerinde sırası ile filtresiz, kırmızı ve mavi filtreler kullanılarak alınan Schlieren görüntüleri verilmiştir. Renkli filtre kullanımının amacı, Schlieren görüntülerindeki şok yapıları ve kayma tabakası bölgelerini daha görünür ve açık hale getirmektir. Ancak kırmızı ve mavi filtreler beklenen etkiyi yaratmamıştır.



(a)



(b)



(c)

Şekil 8: Kama geometrisi üzerinde oluşan şok yapılarına kırmızı ve mavi filtrelerin etkisi, (a) filtresiz (b) kırmızı filtreli ve (c) mavi filtreli Schlieren görüntüsü

Sayısal Sonuçlar

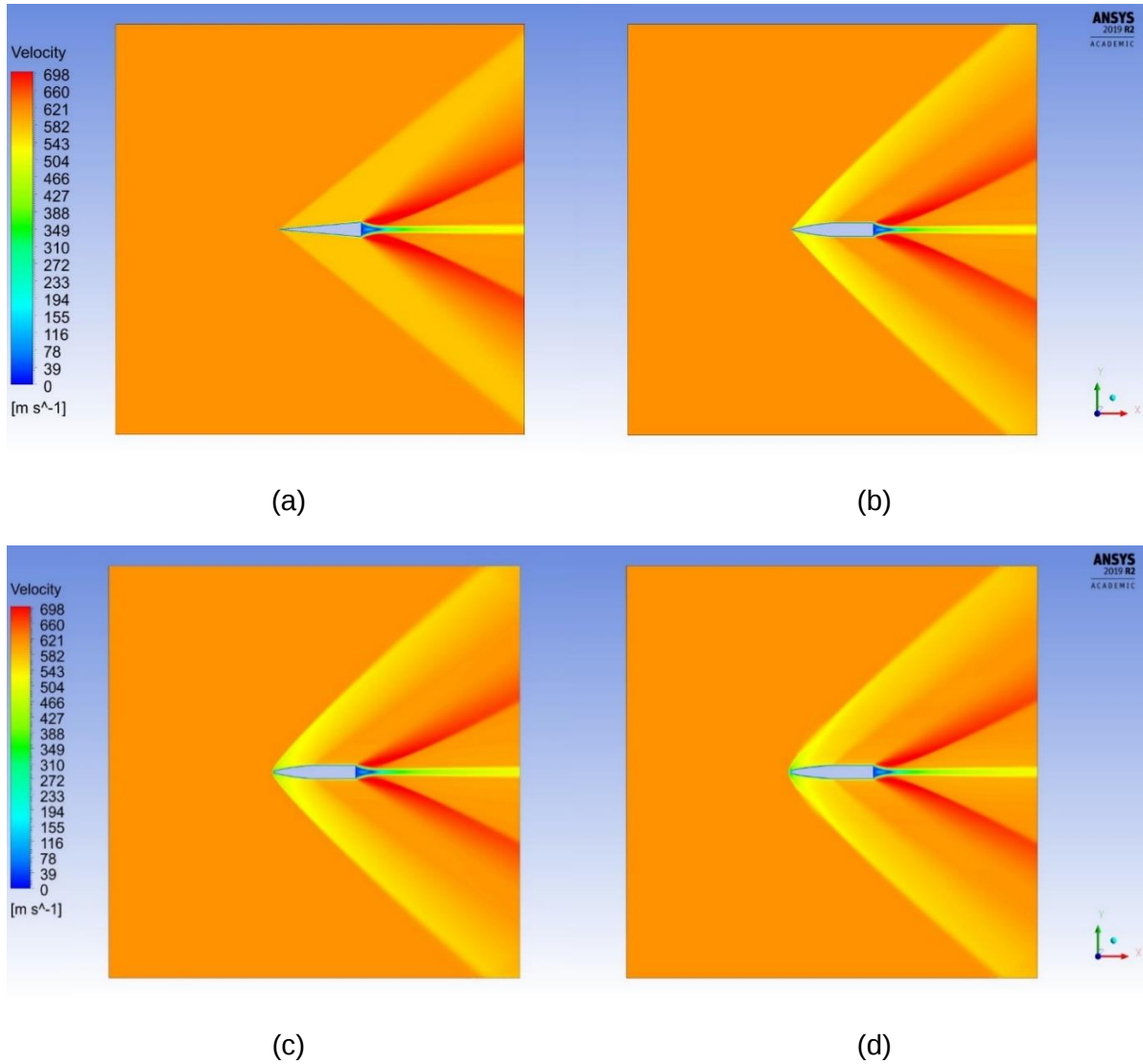
Kama modelinin hücum kenarında oluşan eğik şok açısı analitik olarak hesaplanmıştır [Anderson, 2001]. Deneylerden alınan Schlieren görüntülerinde ve sayısal çözümde oluşan eğik şok açıları hesaplanan analitik değer ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmanın sonuçları ve aradaki hata oranı yüzde olarak Tablo 3'te verilmiştir. k-epsilon türbülanslı akış modeli kullanarak alınan sayısal çözümde bulunan eğik şok açısı ile analitik olarak hesaplanan eğik şok açısı arasında %1.65 fark

vardır. Deney ile analitik değer arasında ise % 3.22 oranında fark oluşmuştur. Deney ile analitik sonuç arasında oluşan bu fark, deneyin yapıldığı ortam koşulları, rüzgar tünelinin verimlilik değeri ve sürtünmenin etkisi ile ilgili olduğu düşünülmektedir.

Tablo 3: Kama modeli için alınan sonuçlarda eğik şok açıları

	Analitik	DeneySEL	HAD (k-epsilon model)
Kama model şok açısı	38.20	36.971	38.830
%hata	-	%3.22	%1.65

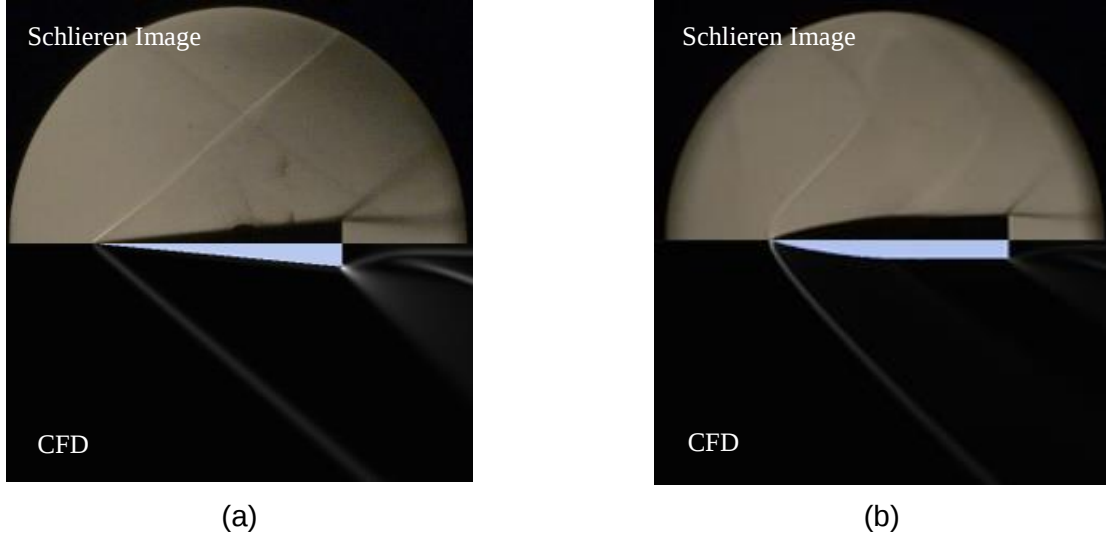
Sayısal analizler, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği programı olan ANSYS Fluent kullanılarak yapılmıştır. Kama, $\frac{3}{4}$ parabolik, von Karman ve $\frac{1}{2}$ Power serisi geometrileri üzerinde k-epsilon türbülanslı akış modeli kullanılarak yapılan analizlerden alınan hız konturları Şekil 9'da verilmiştir. Şekil 9 (a) ve (b)'de verilen kama ve $\frac{3}{4}$ parabolik geometrilerinde yapılan analizler sonucunda modellerin burun kısımlarında eğik şoklar oluşmuştur. Şekil 9 (c) ve (d)'de görüldüğü gibi von Karman ve $\frac{1}{2}$ power geometrilerinde yay şoklar oluşmuştur. Tüm hız konturlarında görüldüğü gibi en düşük hız modellerin arkasında, en yüksek hız ise modelin arkasında genişleme dalgası ile tekrar sıkışma dalgası (recompression wave) arasındaki bölgede görülmektedir.



Şekil 9: (a) Kama (b) $\frac{3}{4}$ Parabolik (c) von Karman ve (d) $\frac{1}{2}$ Power modellerinin hız konturları

Sayısal ve Deneysel Sonuçların Karşılaştırılması

Şekil 10'da kama ve von Karman modelleri için sayısal analizden alınan yoğunluk gradyan konturu ve deneyden alınan Schlieren görüntüsü birlikte verilmiştir. Schlieren görüntüleri üste ve sayısal analizden alınan yoğunluk gradyanı alta yerleştirilmiştir. Şekil 10 (a)'da verilen kama geometrisi için sayısal çözümdeki eğik şok dalgası ile Schlieren görüntüsündeki eğik şok dalgası mükemmel şekilde eşleşmiştir. Şekil 10 (b)'de verilen von Karman geometrisinde oluşan yay dalgası deney görüntüsünde ve HAD analizi sonucu alınan yoğunluk gradyanı konturunda da mükemmel şekilde eşleşmiştir.



Şekil 10: Deneysel ve sayısal sonuç karşılaştırması; (a) Kama geometrisi ve (b) von Karman geometrisi

DEĞERLENDİRMELER

Bu çalışmada 4 farklı model ile rüzgar tüneli testleri yapılmış ve sesüstü akışta Schlieren akış görüntüleme yöntemi ile modeller üzerinde oluşan şok yapıları görüntülenmiştir. Ayrıca Schlieren akış görüntüleme yönteminde renk filtresi etkisi incelenmiş ve iki boyutlu akış alanında HAD analizleri yapılarak test sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Yoğunluk gradyanı konturlarının karşılaştırıldığı Schlieren ile sayısal Schlieren görüntüsünde, şok dalgalarının mükemmel şekilde eşleştiği görülmektedir. Renk filtreleriyle kayma tabakasının olduğu bölgelerde daha net görüntüler almak hedeflenmiş fakat istenilen verim elde edilememiştir. Gelen ışığı farklı renk filtresi yöntemleri ve prizma ile kırarak yeni renkli Schlieren yöntemlerinin denenmesi planlanmaktadır.

TEŞEKKÜR

Deneylerde kullanılan $\frac{3}{4}$ parabolik, von Karman ve $\frac{1}{2}$ power serileriyle üretilen modellerin mükemmel bir hassasiyetle üretimini gerçekleştiren Samsun Yurt Savunma Sanayi ve Ticaret A.Ş.'ye teşekkürlerimizi sunarız.

Kaynaklar

- Anderson, J.D., 2001. Fundamentals of Aerodynamics, Third Edition, McGraw-Hill.
- Branam, R., Cheng, G.C., Jones, S.E. and Ölçmen, S.M., 2018. "Minimum Drag and Heating 0.3-Caliber Projectile Nose Geometry." Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science 233 (6): 1990–2000.
- Hargather, M.J and Settles, G.S., 2017. "A review of recent developments in schlieren and shadowgraph techniques". Measurement Science and Technology, 28(4).
- Howes, W. L., 1983. Rainbow schlieren NASA Technical Paper TP-2166 .

- Jorgensen, L.H., Perkins, E.W. and Sommer, S.C., 1958. "Investigation on the Drag of Various Axially Symmetric Nose Shapes of Fineness Ratio 3 for Mach Numbers from 1.24 to 7.4."
- Nel, L., Skews, B. & Naidoo, K. Schlieren techniques for the visualization of an expansion fan/shock wave interaction. J Vis 18, 469–479 (2015).
- Stivers, L.S. and Spencer, B., 1967. "Studies of optimum body shapes at hypersonic speeds."
- Takovitskii, S.A., 2006. "Analytical Solution in the Problem of Constructing Axisymmetric Noses with Minimum Wave Drag." Fluid Dynamics 41 (2): 308–12.
- Töpler, A., 1864. "Beobachtung nach einer Neue Optischen Methode", Bonn: M. Cohen Son. Nel, L., Naidoo, K. and Skews, B., 2014. "Schlieren techniques for the visualization of an expansion fan/shock wave interaction". Journal of Visualization 18, 469–479(2015)