

MUHARİP UÇAK RADAR REFLEKTÖRÜ YAPISININ HAVA AKIMI ÜZERİNDEKİ ETKİSİNİN DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ

Hayri ACAR¹
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

Ege TUGAN²
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada muharip uçaklar için kullanılan Luneburg lens tipi radar reflektörlerinin yüzey üzerinde oluşturduğu akım yapısı etkileşimleri deneysel olarak incelenmiştir. Sesüstü rüzgar tüneli ile elde edilen şok dalgası ve yüzey akım görüntüleme görüntüleri ile reflektör engel yapısı etrafında oluşan at nalı girdap yapısı ve şok dalgası yapısı belirlenmiştir. Engel geometrileri değiştirilerek bozucu etkisi en az olanı belirlenmiştir. Sesüstü rüzgar tüneli ile yapılan testler sırasında Mach sayısı 2.2 ve silindir uzunluğuna bağlı olarak Reynolds sayısı 1.5×10^6 seçilmiştir. Şok dalgasını görüntülemek için Schlieren metodu, engel etrafındaki at nalı girdap yapısının belirlenmesi için ise yağ ile yüzey akım görüntüleme metodu kullanılmıştır. At nalı girdap yapısı boyutları, şok dalgası açıları elde edilen görüntülerden faydalanarak ölçülmüştür ve model geometrisindeki değişikliklerin etkisi araştırılmıştır. Engel kenarlarında kullanılan eğrisel yüzeylerin en iyi sonuç verdiği belirlenmiştir.

GİRİŞ

Muharip uçak kullanımında bazı uçuşlarda Luneburg lens tipi radar reflektörleri yüzey üzerine yerleştirilmektedir. Böylece eğitim operasyonları sırasında görünmez uçakların görünür hale gelmesi veya uçakların gerçek radar imzalarının gizlenmesi sağlanır. Bu yapılar takıp çıkarılabilir şekildedir ve istenildiği durumlarda gövde yüzeylerinde ilgili bölgeye yerleştirilir. Şekil 1'de farklı uçaklardaki uygulamalar örnek olarak aktarılmıştır. Şekil 2'de ise Luneburg lens yapısına ait örnek bir fotoğraf gösterilmiştir.



Şekil 1: Muharip uçak Luneburg lens örnek uygulamaları.

¹ Öğretim Üyesi, Uçak Müh. Böl., E-posta: acarh@itu.edu.tr

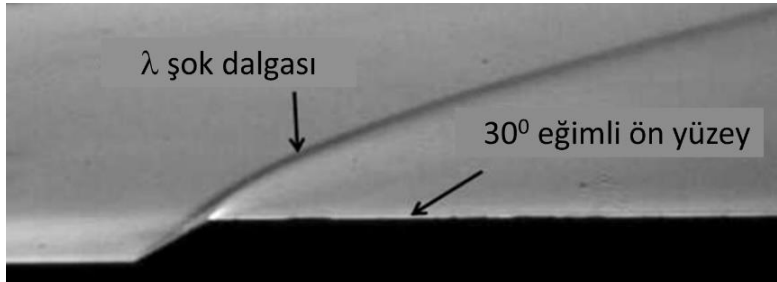
² Lisans Öğrencisi, E-posta: tugan17@itu.edu.tr



Şekil 2: Luneburg lens yapısı uygulama örneği.

Dairesel, kare veya diğer kesitlere sahip ve uçak yüzeyine yerleştirilmiş engeller etrafındaki hava akımı yapısını kötü yönde etkilemektedir. Bu nedenle, akışı en az bozacak şekilde engel geometrileri belirlenmeye çalışılır. Bu çalışmada, yüzey üzerinde bu tür engellerin oluşturduğu süpersonik akış alanı yapısı incelenmiştir. Engelin neden olduğu λ şeklindeki şok dalgası ve yüzeyde oluşan at nalı girdap yapısı deneysel olarak görüntülenmiştir. Yüzey sınır tabakası içine yerleştirilen engeller için, engelin önündeki durma noktası/hattı, ön köşede ayrılma ve modelin arkasındaki iz bölgesinde girdap oluşumu nedenleriyle akış yapısı oldukça karmaşıktır. Bu nedenle standart kesit geometrisine sahip engeller için literatürde bu konuya yönelik olarak bir çok çalışma mevcuttur [Baker, 1979; Dargahi, 1989; Kiya & Sasaki, 1983; Simpson, 2001; ve Constantinescu & Koken, 2000]. [Sedney ve Kitchens, 1977], süpersonik türbülanslı sınır tabaka içine yerleştirilmiş çıkıntıların önündeki ayrılmayı araştırmıştır. Engel boyutlarının, geometrisinin ve akış geliş yönünün önemli olduğunu belirtmişlerdir. Engelin önündeki akım ayrılması yapısının geometriye ve Mach sayısına bağlı olduğunu, ancak Reynolds sayısı etkisinin zayıf olduğunu belirtmişlerdir.

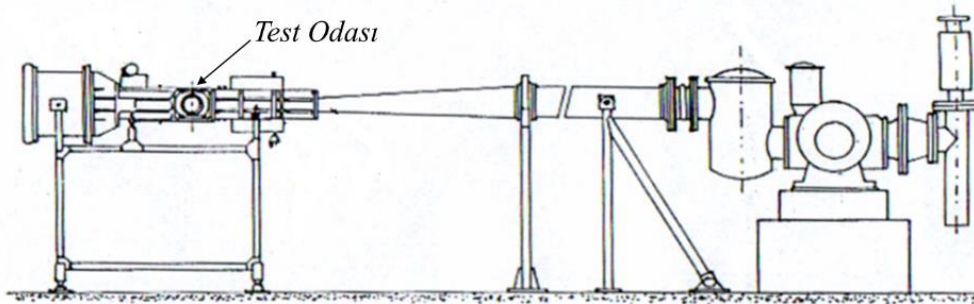
[Estruch-Samper vd., 2010] hipersonik akış içine yerleştirilmiş olan çıkıntı yüzeyin ön bölgesine açı vererek deneyler yapmıştır ve ön bölgede oluşan λ şeklindeki şok dalgasını görüntülemişlerdir, Şekil 3.



Şekil 3: Yüzey üzerindeki engel yapısında oluşan λ şeklindeki şok dalgası.

YÖNTEM

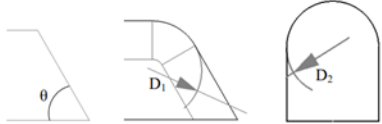
Deneyler, İstanbul Teknik Üniversitesi'nde vakum tipi sürekli akış sağlayan sesüstü hıza sahip rüzgar tüneline gerçekleştirilmiştir, Şekil 4. Bu tüneline Mach sayısı aralığı 0 – 2.2 ve test kesiti 30 × 60 mm'dir.



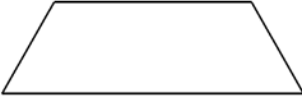



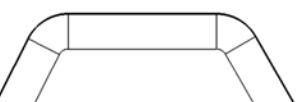



Şekil 4: Vakum tipi sesüstü rüzgar tüneline.

Bu çalışmada radar reflektör tipi çıkıntı elemanların etrafındaki akım yapısı, modeller rüzgar tüneli test odası duvarı üzerine yerleştirilerek, incelenmiştir. Çıkıntı elemanları Luneburg lens yapısına benzer olacak şekilde silindirik olarak seçilmiştir. Keskin köşeli dikdörtgen kesitli silindir, ön ve arka yüzeye açı verilmiş keskin kenarlı silindir, yuvarlatılmış kenarlı silindir ve eğrisel yüzeye sahip silindir olmak üzere 4 adet geometri belirlenmiştir. Silindirler, rüzgar tünelinin test odası bölümü zeminine hava akışına paralel olacak şekilde monte edilmiştir. Modele ait değişkenler Tablo 1'de aktarılmıştır. H silindirlerin yüksekliği, θ yüzey eğrisinin yatayla yapmış olduğu açı, D_1 ön-arka kenar yuvarlatma yarıçapı ve D_2 kenar yuvarlatma yarıçapıdır. Testler sırasında Mach sayısı 2.2 (756 m/s) olarak seçilmiştir ve silindir uzunluğuna bağlı olarak Reynolds sayısı 1.5×10^6 'tir.

Tablo 1: Luneburg lens yapısına benzer geometrilere sahip çıkıntı tipi test modeli parametreleri.



| # | Model Geometrisi Yan Görünüş | Ön Görünüş | θ (°) | D_1/H | D_2/H |
|---|---|---|--------------|---------|---------|
| 1 |  |  | 90 | - | - |
| 2 |  |  | 60 | - | - |
| 3 |  |  | 60 | 0.5 | - |
| 4 |  |  | 60 | 0.5 | 0.5 |

Akım görüntüleme teknikleri, akış yapısının anlaşılması için kullanılan, deneysel yöntemlerdir. Hem düşük hem de yüksek hızlı akışlar için kullanılabilir. Doğru yorumlandığında, akım görüntüleme, akış hakkında kısa sürede çok faydalı bilgi sağlayabilmektedir.

Yüksek hızlı akışta yüzey görüntülemesi için modele ve etrafına yağ sürülerek ve akışa maruz bırakılarak görüntü elde edilebilir. Oleik asit, parafin ve titanyum-dioksit uygun oranda karıştırıldıktan sonra beyaz renkli sıvı yüzeye fırça vasıtasıyla sürülerek uygulanır. Uygun aydınlatma kullanılarak hem test sırasında hem de sonrasında model yüzeyindeki akış yapısının fotoğrafları çekilir. Bu yöntem, yüzeyden akım ayrılması ve yeniden yapışması durumu için ayrıntılı bir yüzey görüntüsü sağlar. Fotoğraflar ışık kaynağı kullanılarak çekilir. Akış yapısının yorumlanmasını kolaylaştırmak amacıyla beyaz renkli yağ uygulaması için hem test bölümünün yüzeyi hem de model yüzeyi siyah renkle boyanır.

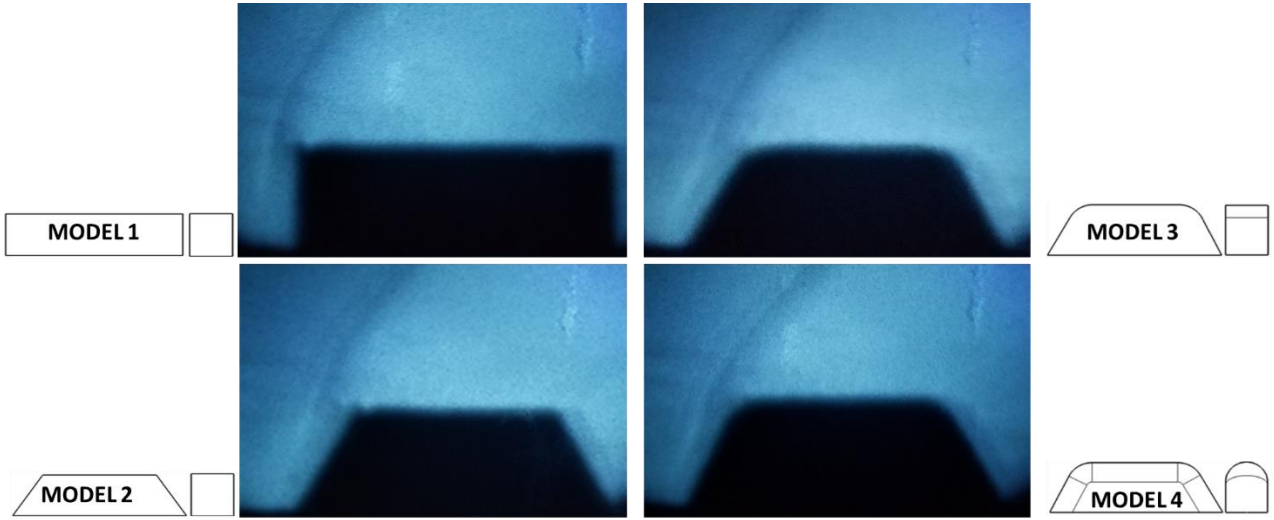
Yüksek hızlı akışlarda şok dalgasının görüntülenmesi için Schlieren metodu etkili olarak kullanılmaktadır. Akışkanın optik indeksi, yoğunluğunun bir fonksiyonudur ve Schlieren tekniği, yüksek hızlı akışlarda olduğu gibi akış alanında yeterli uzaysal ve/veya zamansal yoğunluk değişikliklerinin olduğu durumlarda kullanılabilir. Şok dalgası fotoğrafını çekmek için ışık kaynağı, düz aynalar ve parabolik aynalar kullanılır. Görselleştirme görüntülerini yakalamak için yüksek çözünürlüklü bir dijital kamera kullanılır.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, Luneburg lens yapısına benzer çıkıntı geometrileri kullanılarak sesüstü hızlarda akım görüntüleme deneyleri yapılmıştır ve elde edilen görüntüler akım ayrılması/yapışması ve şok dalgası gibi akış özelliklerine model geometrisindeki değişikliklerin etkisi incelenmiştir.

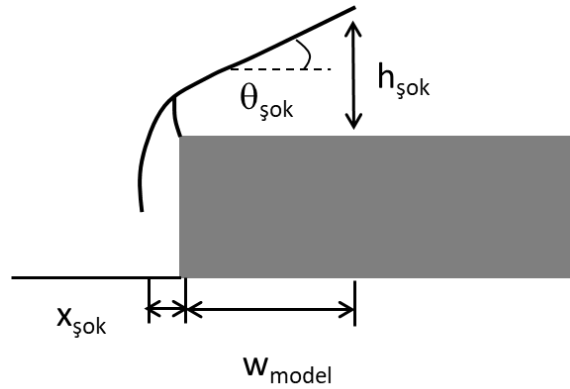
Şok Dalgası Görüntüleri

Test modelleri için elde edilen Schlieren görüntüleri Şekil 5'te aktarılmıştır. Model önünde oluşan λ şok dalgası geometrisi görülmektedir.



Şekil 5: Modellerden elde edilen Schlieren akım görüntüleme fotoğrafları.

Şok dalgasına ait şematik gösterim ve karşılaştırma parametreleri Şekil 6'da verilmiştir. $x_{şok}$ şok dalgasının modelin önünde oluştuğu mesafeyi, $\theta_{şok}$ şok dalgasının eğik hale dönüştüğü bölgedeki açığı, $h_{şok}$ ise model önünden 1 model genişliği kadar arka bölgede model üst yüzeyi ile yaptığı mesafeyi göstermektedir.



Şekil 6: Şok dalgası şematik gösterimi ve karşılaştırma parametreleri.

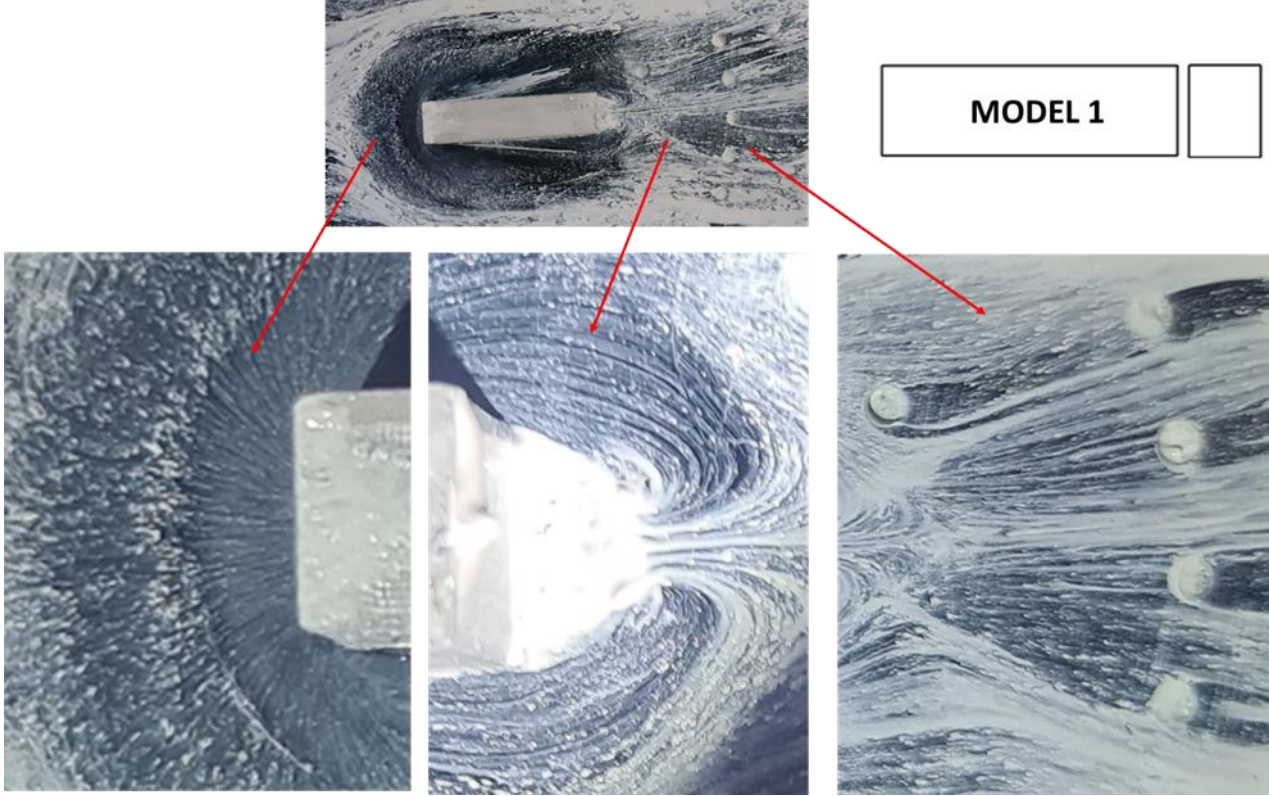
Çıkıntı modellerine ait şok dalgası karşılaştırma parametreleri Tablo 2'de gösterilmiştir. Model ön yüzeyine verilen rampa açısı, üst kenar yuvarlatması ve tüm kenarların yuvarlatılması şok dalgası yapısının boyut olarak küçülmesini sağlamıştır.

Tablo 2: Modellere göre şok dalgası karşılaştırma parametreleri.

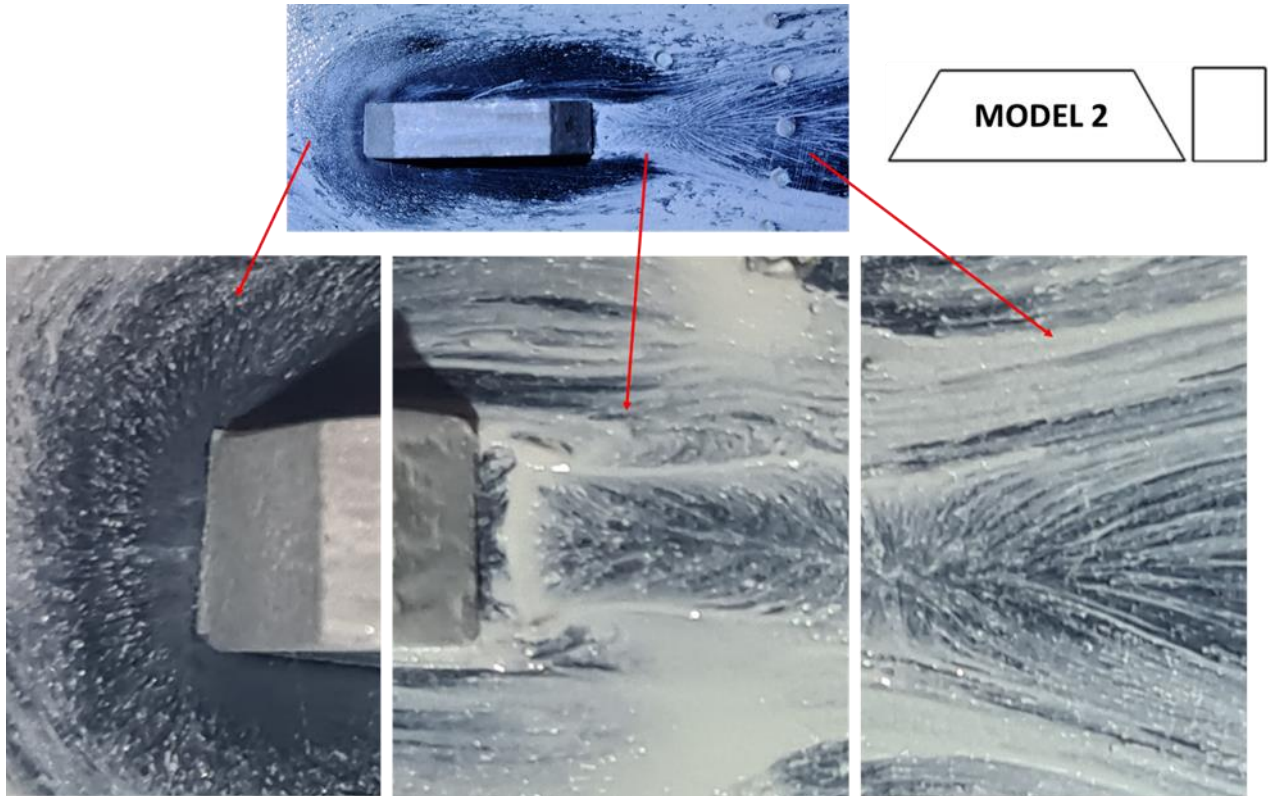
| | Model | $x_{ş}$ [mm] | $h_{ş}$ [mm] | $\theta_{ş}$ [°] |
|---|---|--------------|--------------|------------------|
| 1 |  | 2.0 | 13.4 | 48.1 |
| 2 |  | 1.2 | 10.5 | 44.1 |
| 3 |  | 1.2 | 7.8 | 44.0 |
| 4 |  | 1.1 | 7.4 | 42.5 |

Yüzey Akım Görüntüleme Görüntüleri

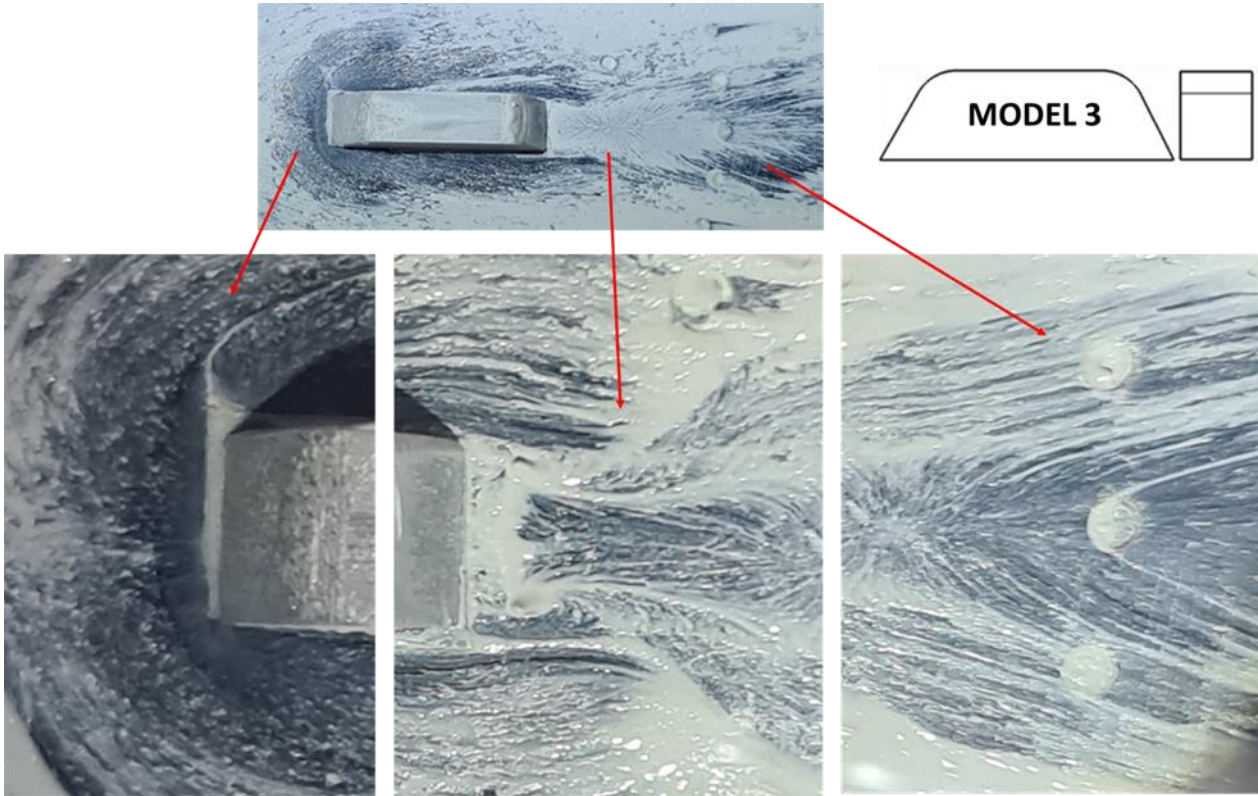
Çıkıntı modelleri için yağ metodu ile elde edilmiş yüzey akım görüntüleme fotoğrafları Şekil 7 ile Şekil 10 arasında sırasıyla aktarılmıştır.



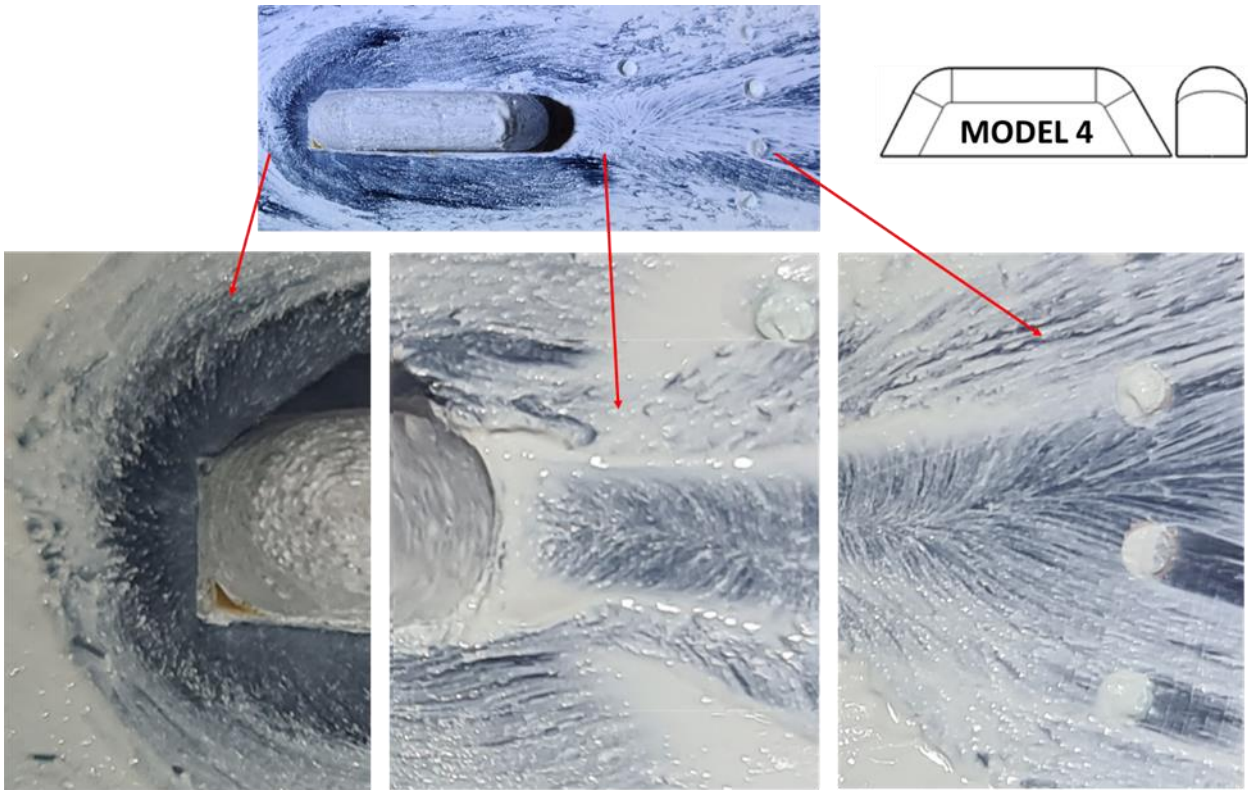
Şekil 7: Model 1 için elde edilmiş görüntü.



Şekil 8: Model 2 için elde edilmiş görüntü.

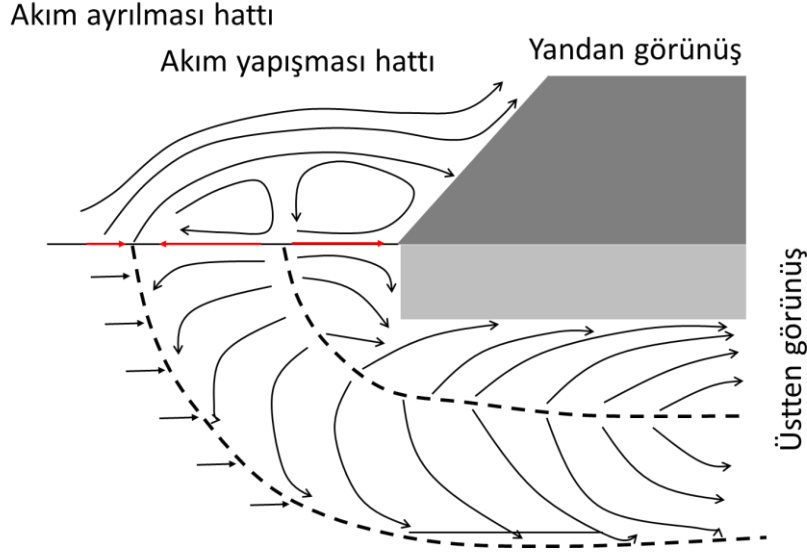


Şekil 9: Model 3 için elde edilmiş görüntü.



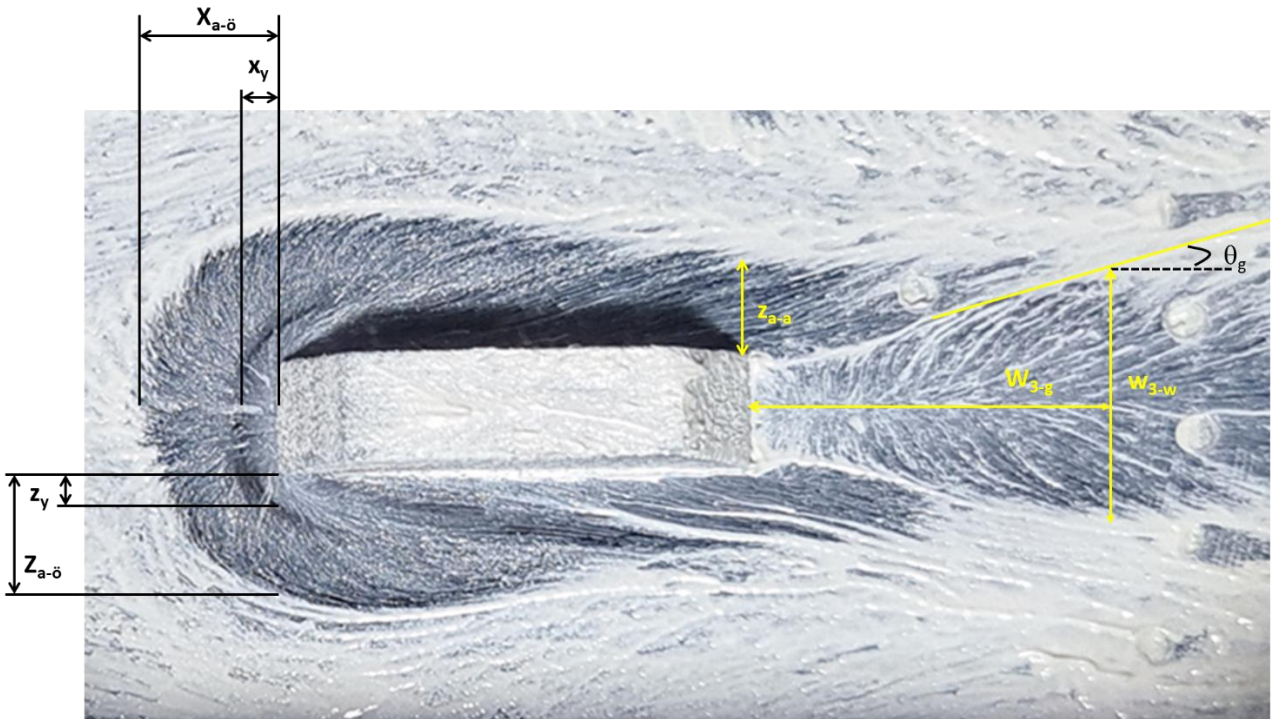
Şekil 10: Model 4 için elde edilmiş görüntü.

Fotoğraflar incelendiğinde model etrafında at nalı girdap yapısının oluştuğu gözlemlenmiştir. Girdap yapısına ait model önündeki şematik gösterim Şekil 11’de gösterilmiştir. Akım ayrılması ve yapışmasına ait eksenel ve normal mesafeler x_a , x_y , z_a ve z_y ile gösterilmiştir.



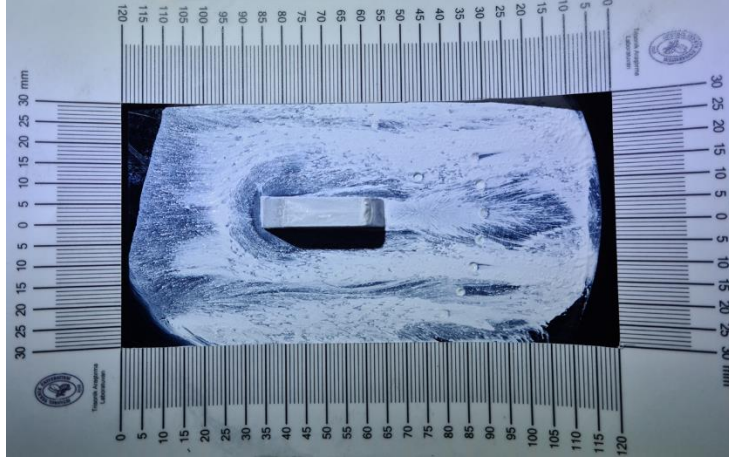
Şekil 11: Girdap yapısına ait model önündeki akım ayrılması ve yapışması için şematik gösterim.

Çıkıntı elemanları etrafındaki at nalı girdabına ait karşılaştırma parametreleri Şekil 12’de gösterilmiştir. $x_{a-ö}$ ön bölgede gerçekleşen akım ayrılmasının model önünden olan eksenel mesafesini, x_y ön bölgede gerçekleşen akım yapışmasının model önünden olan eksenel mesafesini, $z_{a-ö}$ akım ayrılmasının model yanından olan normal doğrultu mesafesini, z_y akım yapışmasının model yanından olan normal doğrultu mesafesini ve z_{a-a} akım ayrılmasının arka bölgede model yanından olan normal doğrultu mesafesini göstermektedir. w_{3-w} model arka bölgesinde modelden üç genişlik kadar arkada gerçekleşen girdap yapısının genişliğine karşılık gelmektedir. θ_g ise model arkasında gelişen girdap yapısının genişleme açısını temsil etmektedir.



Şekil 12: Model etrafında oluşan at nalı girdap yapısı ve karşılaştırma parametreleri.

Çalışma kapsamında kullanılan geometriler etrafında oluşan akım çizgileri bir cetvel yardımıyla boyutlandırılmıştır. Örnek fotoğraf Şekil 13'te gösterilmiştir.



Şekil 13: Model etrafında oluşan at nalı girdap yapısı ve mesafe ölçüm cetveli.

Çıkıntı modellerine ait at nalı girdap yapısının karşılaştırma parametreleri Tablo 3'te gösterilmiştir. Model ön yüzüne verilen rampa açısı, üst kenar yuvarlatması ve tüm kenarların yuvarlatılması at nalı girdap yapısının boyut olarak küçülmesini sağlamıştır.

Tablo 3: Modellere göre at nalı girdap yapısı karşılaştırma parametreleri.

| Model | $X_{a-ö}$ | X_y | $Z_{a-ö}$ | Z_y | Z_{a-a} | W_{3-b} | θ_g |
|-------|-----------|-------|-----------|-------|-----------|-----------|------------|
| | [mm] | [mm] | [mm] | [mm] | [mm] | [mm] | [°] |
| 1 | 11.4 | 4.5 | 12.0 | 4.0 | 11.0 | 18.0 | 21.9 |
| 2 | 8.3 | 4.0 | 8.4 | 3.7 | 8.0 | 14.2 | 16.3 |
| 3 | 8.2 | 3.1 | 8.2 | 2.8 | 6.8 | 14.2 | 16.7 |
| 4 | 6.2 | 2.1 | 5.2 | 1.3 | 6.3 | 14.0 | 14.0 |

SONUÇ

Muharip uçaklar için kullanılan Luneburg lens tipi radar reflektörleri, eğitim operasyonları sırasında görünmez uçakların görünür hale gelmesi veya uçakların gerçek radar imzalarının gizlenmesi amacıyla kullanılmaktadır. Fakat yüzey üzerinde çıkıntı şeklinde yerleştirilmeleri nedeniyle akımı kötü yönde etkileme ve uçak performansını azaltma etkisi bulunmaktadır. Bu çalışmada farklı geometrilere sahip reflektör çıkıntı elemanlarının oluşturduğu akım yapısı etkileşimleri deneysel olarak incelenmiştir. Testler 2.2 Mach sayısında ve silindirik uzunluğuna bağlı olarak Reynolds sayısı 1.5×10^6 olacak şekilde gerçekleştirilmiştir.

Sesüstü rüzgar tüneli ile elde edilen Schlieren ve yüzey akım görüntüleme fotoğrafları ile reflektör çıkıntı yapısı etrafında oluşan at nalı girdap yapısı ve şok dalgası yapısı boyutları belirlenmiştir. Ön ve arka yüzeye rampa açısının verilmesi, üst kenar yuvarlatması ve tüm kenarların yuvarlatılması ile çıkıntı elemanının oluşturduğu şok dalgası yapısının küçülmesini sağlanmıştır. Benzer olarak at nalı girdap yapısının da küçüldüğü gözlemlenmiştir. Böylece çıkıntı elemanının hemen arkasında bulunan düşey kuyruk gibi uçak elemanları için bozucu etkinin azalması sağlanacaktır.

Kaynaklar

- Baker, C. J. (1979), "The Laminar Horseshoe Vortex," *Journal of Fluid Mechanics*, **95**(2), s.347-367.
- Constantinescu, G. ve M. Koken (2000), "Time Dependant and Time Averaged Turbulent Structure of Flow past a Surface Mounted Cylinder," 4th International Conference on Computational Heat and Mass Transfer, Paris, Cachan, France.
- Dargahi, B. (1989), "The Turbulent Flowfield around a Circular Cylinder," *Experiments in Fluids*, **8**, s.1-12.
- Estruch-Samper, D.; MacManus, D.G.; Stollery, J.L.; Lawson, N.J.; Garry, K.P., "Hypersonic interference heating in the vicinity of surface protuberances," *Experiments in Fluids*, Volume 49, Number 3, 2010, s.683-699.
- Kiya, M. ve K. Sasaki (1983), "Structure of a Turbulent Separation Bubble," *Journal of Fluid Mechanics*, **137**, s.83-113.
- Sedney, R. ve Kitchens, Jr., C.C.W. (1977), "Separation ahead of Protuberances in Supersonic Turbulent Boundary Layers," *AIAA Journal*, **15** (4), s.546-552.
- Simpson, R. L. (2001), "Junction Flows," *Annual Review of Fluid Mechanics*, **33**, s.415-443.