Sesüstü Hava Alıklarında Şok Dalgası Sınır Tabakası Etkileşimi ve Alık Başlamama (Unstart) Probleminin Deneysel İncelenmesi

Program Kodu: 1001

Proje No: 215M923

Proje Yürütücüsü:
Y.Doç. Dr. Kemal Bülent YÜCEİL

Bursiyer(ler):
Hasan TABANLI
Ezgi EDE
A. Gazi YAVUZ
Orçun BEKEM

Mayıs 2019
İSTANBUL

Önsöz

Bu projede Mach 2 civarında uçan sesüstü bir savaş uçağının motor hava alığı ağzını temsil eden iç sıkıştırmalı hava alık modeli içindeki karmaşık şoklu akış yapısı, bunun sonucu ortaya çıkan şok dalgası sınır tabaka etkileşimi ve alık başlamama (unstart) süreci deneysel olarak incelenmiştir. Deneyler İTÜ 15x15 cm Trisonik Rüzgar Tünelinde gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışma, akış yapısının zamana bağlı karakterini açığa çıkaran yüksek hızlı schlieren görüntülemesi ve eş zamanlı çalkantılı yüzey basınç ölçümleri ile akış (hız) alanını gösteren PIV ölçümlerini içermektedir. Alık içinde meydana gelen şok yapısına ve şok sınır tabaka etkileşimine olan etkisini incelemek amacıyla alık girişine yerleştirilen Wheeler Doublets tipindeki girdap üreteçlerinin etkisi de projenin son döneminde incelenmiştir. Proje TÜBİTAK tarafından 1001 programı kapsamında desteklenmiştir.

İçindekiler

Tablo Listesi iv

Şekil Listesi v

Özet vii

Abstract viii

1. GİRİŞ 1

2. LİTERATÜR ÖZETİ 3

2.1 Şok Dalgası Sınır Tabakası Etkileşimi (ŞDSTE) 3

2.2 Sesüstü Hava Alıklarında ŞDSTE Problemi ve Yapılan Çalışmalar 4

3. GEREÇ VE YÖNTEM 9

3.1 Rüzgâr Tüneli 9

3.2 Modeller 11

3.2.1 Girdap Üreteçleri 16

3.3 Schlieren Görüntüleme Düzeneği 17

3.4 PIV Deney Düzeneği 25

4. BULGULAR 31

4.1 Eş zamanlı schlieren görüntüleme ve çalkantılı basınç ölçümleri 31

4.1.1 Model I-1'de Akış Görselleştirme ve Basınç Ölçümleri 31

4.1.2 Model I-2'de Akış Görselleştirme ve Basınç Ölçümleri 37

4.2 Şok yapısı ve yüzey basınç dağılımına ok açısının etkisi 41

4.3 Alık içi akışında PIV ölçümleri 48

4.3.1 Boş Deney Odasında PIV Ölçümü 48

4.3.2 I-1 Modelinde PIV Ölçümü 50

4.3.3 I-2 Modelinde PIV Ölçümü 51

4.3.4 I-4 Modelinde PIV Ölçümü 51

4.3.5 I-5 Modelinde PIV Ölçümü 51

4.4 Hava alığı modellerinde girdap üreteçlerinin etkisinin incelenmesi 54

4.4.1 I-1 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi 55

4.4.2 I-2 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi 55

4.4.3 I-4 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi 57

4.4.4 I-5 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi 59

5. SONUÇ 61

Kaynaklar Listesi ve Atıflar 63

Tablo Listesi

Tablo ve şekil isimleri ile sayfa numaralarını içerecek şekilde hazırlanmalı, içindekiler bölümünden sonra verilmelidir.

Tablo 1. Yüksek Hızlı Kamera Teknik Özellikleri 18
Tablo 2. LED Işık Kaynağı Teknik Özellikleri.....19
Tablo 3. Sinyal Geciktiricinin Teknik Özellikleri 20

Şekil Listesi

Şekil 1. İTÜ 15x15 cm Trisonik Rüzgâr Tüneli'nin şematik görünümü. 10
Şekil 2. Projede kullanılan iç sıkıştırmalı temel alık modellerinin ve basınç duyarga yuvalarının şematik gösterimi: Sol tarafta tek rampalı sağ tarafta ise çift rampalı konfigürasyon perspektif görünüş (üst) ve yandan görünüş (alt) olarak verilmiştir. 13
Şekil 3. Projede kullanılan iç sıkıştırmalı temel alık modellerinin ok açılı konfigürasyonlarının şematik gösterimi: Sol tarafta tek rampalı sağ tarafta ise çift rampalı konfigürasyon perspektif görünüş (üst) ve yandan görünüş (alt) olarak verilmiştir. 14
Şekil 4. I-1 tek rampalı hava alık modelinin deney odasına yerleştirilmiş durumunun fotoğrafı. 15
Şekil 5. PIV Modelleri; a) I-1 PIV Modeli, b) I-2 PIV Modeli, c) I-4 PIV Modeli ve d) I-5 PIV Modeli. 16
Şekil 6. Girdap üreteci mikrorampaların teknik resmi. 17
Şekil 7. Girdap üreteci mikrorampaların model önündeki konumları. 17
Şekil 8. Rüzgâr tüneli deney odası ve schlieren sisteminin 3 boyutlu gösterimi. 20
Şekil 9. Schlieren görüntüleme ve çalkantılı yüzey basınç ölçme deney düzeneği şematik gösterimi. 21
Şekil 10. LED ışık kaynağı, yüksek hızlı kamera ve bıçak sırtı sistemi. 22
Şekil 11. İyileştirilmiş schlieren görüntüleme ve çalkantılı basınç ölçme sisteminin şematik görünümü 24
Şekil 12. I-4 modelinde schlieren görüntüsü; a) İyileştirmeden önce, b) İyileştirmeden sonra 25
Şekil 13. PIV ölçüm sistemi şeması 26
Şekil 14. Parçacık Tohumlayıcı cihaz ve bileşenleri 27
Şekil 15. Dynamic Studio'nun arkaplan çıkarma tekniği örneği; a) ham görüntü, b) çıkarma işleminden sonra elde edilen görüntü. 29
Şekil 16. I-1 alık içi tam sesüstü akış durumu deneylerinden elde edilen sonuçlar; a) schlieren görüntüsü, b) Model boyunca ortalama basınç dağılımı, c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. 33
Şekil 17. I-1 alık modeli tam sesüstü akış durumu yağ akışı görselleştirme deneyi; a) schlieren görüntüsü, b) modeli boyunca yağ akışı c) Giriş kısmının yağ akış deneyi. 34
Şekil 18. I-1 modeli için blok parçalı deney (alık çalışma şartı); a) Schlieren görüntüsü; b) Model boyunca ortama basınç değerleri c) Basıncın standart sapmasının dağılımı 35
Şekil 19. I-1 modeli alık çalışma durumu için yağ ile akış görselleştirme deneyi; a) schlieren görüntüsü b) Yağ ile görselleştirme görüntüsü. 36
Şekil 20. I-2 modeli alık içi tam sesüstü akış durumu için deneyler a) schlieren görüntüsü b) Model boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. ..37
Şekil 21. I-2 modeli alık içi tam sesüstü akış durumu için yağ ile akım görselleştirme deneyi sonuçları; a) schlieren görüntüsü b) yağ ile akım görüntüleme sonucu. 39
Şekil 22. I-2 modeli alık çalışma şartı durumu için sonuçlar; a) schlieren görüntüsü; b) model boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. 40
Şekil 23. Model I-2 alık çalışma durumu için yağ ile akım görselleştirme sonuçları; a) schlieren görüntüsü b) yağ ile görselleştirme sonucu. 41
Şekil 24. I-4 modeli için; a) Schlieren görüntüsü; b) Model I-2 boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. 42
Şekil 25. I-5 modeli için; a) Schlieren görüntüsü; b) Model boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. 44
Şekil 26. I-1 ve I-4 modelleri için; a) Karşılaştırmalı ortalama basınç dağılımı, b) Karşılaştırmalı basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. 45
Şekil 27. I-2 ve I-5 modelleri için; a) Karşılaştırmalı ortalama basınç dağılımı, b) Karşılaştırmalı basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. 46
Şekil 28. I-4 ve I-5 modelleri için; a) Karşılaştırmalı ortalama basınç dağılımı, b) Karşılaştırmalı basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı. 47

Şekil 29. Mach 2 hızında boş deney odası PIV sonuçları; a) Mach kontur grafiği, b) hız vektör haritası. 49
Şekil 30. I-1 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği. 50
Şekil 31. I-2 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği 52
Şekil 32. I-4 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği. 53
Şekil 33. I-5 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği. 54
Şekil 34. I-1 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi. 56
Şekil 35. I-2 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi. 57
Şekil 36. I-4 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi. 58
Şekil 37. I-5 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi. 60

Özet

Sesüstü uçak motorlarının hava alıkları motora gelen hava akışını sesüstü hızlardan kompresör girişinde sesaltı hızlara düşürmek için uygun konfigürasyonda üretilmiş şok dalgaları içerirler. Bu şok dalgaları hava alık ya da birleşik gövde/alık yüzeyleri üzerinde gelişen sınır tabaka ile etkileşime girerek motora giren akışı ve debiyi olumsuz etkileyen akım ayrılması, yapısal dayanımı zayıflatacak zamana bağlı basınç yükleri ve yüksek yüzey ısınma bölgelerinin oluşmasına neden olurlar. Ayrıca, alık yüzeylerindeki akım ayrılması da alık ağzında başlayıp yansımalarla alık içinde oluşan şok yapısının alık ağzına doğru hareket etmesi ve en sonunda alık dışına itilmesi şeklinde meydana gelen ve istenmeyen bir durum olan alık başlamama (unstart) olayına yol açabilir. Alık içinde ortaya çıkan bu karmaşık akış yapısının ve şok sınır tabaka etkileşimlerinin incelenerek karakteristiklerinin elde edilmesi ve mümkün olduğu durumlarda aktif ya da pasif kontrol yöntemlerinin uygulanması, akışın fiziğinin anlaşılması ve daha verimli alık tasarımları yapılabilmesi için önemli bir adım oluşturmaktadır.

Bu amaçla bir sesüstü iç sıkıştırmalı hava alık modeli ağzında oluşan şok dalgalarının yapısı, çeşitli akış durumlarında, bu akış ve şok yapısında ortaya çıkan değişimler ve şok yapılarının alık iç yüzeyinde gelişen sınır tabaka ile etkileşimi sesüstü rüzgar tünelinde deneysel olarak incelenmiştir. Projenin birinci aşamasında, alık içinde meydana gelen şok sınır tabaka etkileşiminin zamana bağlı karakterini elde edebilmek için yüksek hızlı bir kamera ve bu kamera ile senkronize olarak çalıştırılan bir LED aydınlatma sistemi kullanılarak schlieren yöntemi ve zamana bağlı basınç değişimlerinin belirlenmesi için yüksek frekans cevabı olan Kulite minyatür basınç sensörleri ile alık boyunca taban üzerinde etkileşim ve ayrılma bölgesinde çalkantılı basınç ölçümleri yapılmıştır. Ayrıca, etkileşimin neden olduğu akım ayrılmasının sınırlarını gösteren yüzey ayrılma çizgileri yağ ile yüzey akım görüntüleme yöntemi ile incelenmiştir. Projenin ikinci aşamasında alık içindeki ortalama akışın hız alanı parçacık görüntüleme hız ölçümü (PIV) yöntemi ile elde edilmiştir. Projenin üçüncü ve son aşamasında alık girişi alt yüzeyine yerleştirilen Wheeler Doublet tipi mini pasif girdap üreteçleri ile etkileşimi azaltma yönündeki etkileri incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Sesüstü Akış, Şok Dalgası, Sınır Tabakası, Şok Sınır Tabaka Etkileşimi, Sesüstü Hava Alığı, Alık Başlamama, Akım Ayrılması, Schlieren, Çalkantılı Basınç Ölçümleri

Abstract

Flows in supersonic engine inlets contain shock waves generated in certain configurations to reduce the speed of the incoming air to subsonic values at the compressor inlet. These shock waves interact with the boundary layers developing on the surfaces of the inlet and/or inlet-body combination causing flow separation that has an adverse effect on the flow and the mass flow rate entering the inlet. These interactions can also cause unsteady pressure loading and regions of high heating that compromise the structural integrity. In addition, flow separation occurring on the inlet surfaces might lead to a transient process known as unstart. Although unstart process is known to have caused by the changes in the conditions of the incoming flow and/or compressor/combustion chamber, shock boundary layer interactions occurring within the inlet have a very important role in the process. In order to eliminate or reduce the effects of these interactions their characteristics must be analyzed and active/passive control techniques must be employed for improved inlet designs.

In this experimental study, shock wave structure, changes in this shock pattern at different flow conditions and the shock boundary layer interaction occurring in the entrance portion of a supersonic internal compression inlet were investigated in a supersonic wind tunnel. In the first phase of the study, unsteady nature of the shock waves and the resulting interactions were visualized in a time-resolved manner with the schlieren method using a high-speed camera and a LED light source synchronized with the camera. Fluctuating dynamic pressure measurements were also be made along the inlet floor and in the interaction region using fast-response Kulite miniature pressure transducers. In addition, mean velocity field within the inlet at normal operating conditions was obtained using particle image velocimetry (PIV) method. Important information was gained on the physics of shock boundary layer interaction as a result of these measurements and analyses. Mechanical mini/micro vortex generators were used on the internal surfaces of the inlet entrance to investigate their effects on minimizing the interaction.

Keywords: Supersonic Flow, Shock Wave, Boundary Layer, Shock Boundary Layer Interaction, Supersonic Inlet, Inlet Unstart, Flow Separation, Schlieren, Fluctuating Pressure Measurements

1. GİRİŞ

Sesüstü uçak motorlarının hava alıkları motora gelen hava akışını sesüstü hızlardan kompresör girişinde sesaltı hızlara düşürmek için uygun konfigürasyonda üretilmiş şok dalgaları içerirler. Bu şok dalgaları hava alık ya da birleşik gövde/alık yüzeyleri üzerinde gelişen sınır tabaka ile etkileşime girerek motora giren akışı ve debiyi olumsuz etkileyen akım ayrılması, yapısal dayanımı zayıflatacak zamana bağlı basınç yükleri ve yüksek yüzey ısınma bölgelerinin oluşmasına neden olurlar. Ayrıca, alık yüzeylerindeki akım ayrılması da alık ağzında başlayıp yansımalarla alık içinde oluşan şok yapısının alık ağzına doğru hareket etmesi ve en sonunda alık dışına itilmesi şeklinde meydana gelen ve istenmeyen bir durum olan alık başlamama (unstart) olayına yol açabilir. Alık başlamama problemi genellikle alığa yaklaşan serbest akış ya da alık sonrasındaki kompresör ve yanma odası koşullarındaki değişimlerden kaynaklansa da alık akışı içinde ortaya çıkan şok-sınır tabaka etkileşimleri bu süreçte önemli rol oynamaktadır. Alık içinde ortaya çıkan bu karmaşık akış yapısının ve şok sınır tabaka etkileşimlerinin incelenerek karakteristiklerinin elde edilmesi ve mümkün olduğu durumlarda aktif ya da pasif kontrol yöntemlerinin uygulanması, akışın fiziğinin anlaşılması ve daha verimli alık tasarımları yapılabilmesi için önemli bir adım oluşturmaktadır.

Bu amaçla bir sesüstü iç sıkıştırmalı hava alık modeli ağzında Mach 2 hızında oluşan şok dalgalarının yapısı, çeşitli akış durumlarında, bu akış ve şok yapısında ortaya çıkan değişimler ve şok yapılarının alık iç yüzeyinde gelişen sınır tabaka ile etkileşimi sesüstü rüzgar tünelinde deneysel olarak incelenmiştir. Çeşitli akış koşulları altında alık içerisinde ve etkileşimde oluşan şok dalgaları schlieren görüntüleme yöntemiyle, akım ayrılma çizgileri yağ ile yüzey akış görünürlüğü ve etkileşimin yaratmış olduğu nispeten düşük frekanslı zamana bağlı değişimler yüzeye monte edilmiş yüksek cevap hızına sahip Kulite minyatür basınç duyargalarıyla yüzey basınç ölçümü yapılarak incelenmiştir.

Projenin amaçları arasında bulunan, akış sınır şartlarının değişmesi sonucu ortaya çıkan ve şok sınır tabaka etkileşiminin önemli ölçüde etkilediği alık başlamaması (unstart) problemi ve başlamama sırasındaki şok dalgalarının dinamiğinin incelenmesi için unstart olayının tetiklenerek gerçekleşmesi için tünel Mach sayısının hızlı bir şekilde azaltılması planlanmıştır. Ancak, bu amaçla yapılan denemeler sırasında bu hız değişiminin tünel hız kontrol sisteminin yeterince hızlı davranamaması nedeniyle tünel hızının en hızlı olarak birkaç saniye içinde değişim gösterebildiği ve gerçek durumda milisaniyeler mertebesinde

olan bir unstart durumu yerine saniyeler süren bir şok yapısı değişimi oluşturduğu görülmüştür. Ortaya çıkan akış yapısı değişiminin beklenen gerçek bir unstart olayını temsil edememesi nedeniyle unstart durumunun dinamik olarak incelenmesi gerçekleştirilememiştir. Bununla birlikte, yüksek hızlı kamera ile yapılan schlieren görüntülemeleriyle alık içerisinde oluşan şok sınır tabaka etkileşimlerinin zamana bağı bir karakteri detaylı bir şekilde gözlenmiştir. Bu görüntülemeler sırasında eş zamanlı olarak zamana bağlı çalkantılı yüzey basınç ölçümleri de gerçekleştirilerek alık akışı hakkında ayrıntılı bilgiler elde edilmiştir.

Projenin önemli hedeflerinden biri olan ve bir sesüstü akışta ülkemizde ilk kez bu proje kapsamında yapılan parçacık görüntüleme hız ölçümü (PIV) yöntemi başarı ile uygulanarak çeşitli akış durumları ve alık geometrilerinde alık içindeki merkez hattı boyunca dik bir düzlem üzerinde ortalama akışın hız alanı elde edilmiştir. Yukarıda bahsedilen tünel hız kontrol sistemini yavaş davranmasından ötürü yine unstart olayı sırasında PIV ölçümlerinin yapılma çalışması gerçekleştirilememiştir. Ancak, yapılan başlamış akış PIV deneyleri ile proje deneylerinin gerçekleştirildiği İTÜ Trisonik Rüzgar Tüneline sesüstü akışta PIV ölçümleri yapabilme yeteneği başarıyla kazandırılmıştır.

Projenin son aşamasında etkileşimin neden olduğu akım ayrılmasının ve başlamama olayının etkisinin azaltılması ve ortaya çıkan dinamik basınç çalkantılarının nasıl değiştiğini anlamak amacıyla etkileşim bölgesi öncesinde alık giriş yüzeyine monte edilen küçük ölçekli pasif girdap üreteçlerinin etkileşim üzerindeki etkileri akım görünürlüğü ve basınç ölçümleri ile incelenmiştir. Bu deneylerde Wheeler Doublet tipindeki mini girdap üreteçleri seçilen belirli bir konfigürasyonda alık girişinde alt yüzeye yerleştirilerek kullanılmıştır.

Proje kapsamında yapılan tüm deneylerde sesüstü alık geometrisinde rampa konfigürasyonu ve alık girişinin ok açılı olması durumunun akışa etkisi dört farklı alık geometrisi kullanılarak incelenmiştir.

2. LİTERATÜR ÖZETİ

2.1 Şok Dalgası Sınır Tabakası Etkileşimi (ŞDSTE)

Sıkıştırılabilir akış içinde bulunan katı bir yüzey üzerinde gelişen sınır tabakanın dış bir noktadan ya da yüzey üzerindeki bir bozuntudan kaynaklanan bir şok dalgası ile oluşturduğu ŞDSTE yüksek hızlı uçuşta her yerde görülebilen, uçak, füze, roket ve mermilerle ilgili dış ve iç akış problemlerinde ortaya çıkan bir durumdur. ŞDSTE ile ilgili yapılan ilk çalışmalar ve bilimsel yayınlar 1940'lı yıllarda başlamış günümüze kadar katlanarak ve çeşitlenerek sürmüştür. Bu problem hala üzerinde yoğun olarak çalışılan aktif bir araştırma alanıdır. ŞDSTE olayının fiziksel yönü pek çok çalışma ile ele alınmıştır. Bunlardan biri olan Délery ve Dussauge [1] çalışmasında ortalama iki boyutlu daimi akışa yönelik olarak ŞDSTEnin fiziği hakkında temel ve iyi bilinen sonuçlar ortaya konularak etkileşimin esas özellikleri, buna bağlı olarak genel akış yapısının ana özellikleri üzerinde durulmuştur. Ayrıca etkileşimin son zamanlarda ilgi toplayan zamana bağlı yönü de vurgulanarak bunun özellikle aeroelastisiteyle ilişkisinin önemine değinilmiştir. Dolling [2] tarafından, ŞDSTE alanında 2000 yılına kadar yapılan çalışmaları geniş bir açıdan ele alan ve bu problemin bütün yönleriyle anlaşılmasındaki ve hesaplama yeteneklerindeki önemli zayıflıkların nerede olduğunu ve bunların düzeltilmesi için neler yapılabileceğinin belirlenmesini konu alan bir inceleme çalışması yapılmıştır. Bu çalışmada ŞDSTE ile ilgili olarak 1) esas fiziğin tümünü modelleyen benzeşim araçlarının gerekliliği; 2) ısı transferinin zamana bağlı etkileri de içeren ölçüm ve hesaplanması; 3) akış alanındaki zamana bağlılıkların anlaşılması; 4) yaklaşan sınır tabaka bir basınç gradyanı içinde gelişiyor, üç boyutlu ya da geçişli durumdaysa etkileşimlerin nasıl etkilendiğin anlaşılması; ve 5) akış kontrolü konuları irdelenmiştir. Ayrıca bu makalede 2000 yılına kadar ŞDSTE alanında yapılan diğer önemli literatür araştırmalarını içeren yayınlar da belirtilmiştir. Bu incelemede yukarıda listelenen alanlarda yapılan ilerlemeler, gelinen son noktalar belirtilerek 1) ŞDSTEndeki fiziksel anlayışımız ve hesaplama yeteneğimizdeki zayıflıklar belirlenmeye ve 2) yakın dönemde dikkate alınmasının karlı olabileceği alt alanlara yönelik bazı öneriler yapılmaya çalışılmıştır.

Araç yapısının maruz kalacağı ortalama ve çalkantılı basınç seviyelerinin ve ısıl yüklerin en yüksek değerleri genellikle şok/sınır tabaka ya da şok/kayma tabakası etkileşimlerinin meydana geldiği yerlerde ortaya çıkar ve araç/bileşen geometrisi, yapısal bütünlük, malzeme seçimi, yorulma ömrü, ısı kalkanı sistemlerinin tasarımı, ağırlık ve maliyet gibi birçok faktörü etkileyebilir. Bununla ilgili olarak akış kontrolü de birçokları tarafından gelecek araçların önemli bir konusu olarak görülmekte ve özellikle de uğraştırıcı ve rahatsız edici bir problem

olarak değerlendirilmektedir. Bu problemin ortaya çıkması durumunda kaçınılmaz olarak meydana gelecek etkilerin farkında olunması ve nicel olarak hesaba katılması gerekmekte, bu gereklilik de problemle ilgili parametrik etkilerin fiziksel olarak derin bir şekilde anlaşılması ve ilgili bilgisayar benzeşim kodlarının güçlü ve doğru olmasını gerektirmektedir. Bu işin son derece güç olduğu Bur ve diğerleri [3] tarafından yapılan bir çalışmada gözükmektedir. Bu çalışmada, tasarım dışı şartlarda (artmış sürükleme, yüksek hücum açısında çırpıntı hali) transonik bir yolcu uçağında ŞDSTEnin yıkıcı etkilerinin gözenekli plakalar kullanarak yapılan pasif kontrol ile azaltılıp azaltılamayacağı incelenmiştir. Bu uygulama sürtünmesiz akış alanını değiştirmede (tek şok yerine lambda sisteminin gelmesi) başarılı olmasına ve dalga sürüklemesini açık bir şekilde azaltmasına rağmen viskoz sürüklemeyi önemli ölçüde artırmıştır. Net sürükleme azalması yöntemin etkinliği hakkında kesin herhangi bir sonuç çıkarılamayacak ve optimal pasif bir araç öneremeyecek kadar küçük kalmıştır. Bunu izleyen bir çalışmada [4] ise hem aktif kontrol (sınır tabaka emilmesi) hem de hibrit bir yöntem (pasif kontrol oyuğu ve akım gerisindeki emme yuvası kullanılması) incelenmiştir. Aktif kontrol dalga sürüklemesini artırarak sürtünme sürüklemesini azaltırken, hibrit kontrol tam tersini yapmıştır. En iyi yöntemin hangisi olduğu konusunda hiç bir tavsiye yapılmamıştır.

Yüksek hızlı uçuşta şok dalgası sınır tabaka etkileşimi genellikle akım ayrılmasına yol açan sık rastlanan olaylardan biridir. Bu etkileşimin ortaya çıkardığı karmaşık akış yapısı, ortaya çıkan yüksek derecede zamana bağlı ısıl ve akustik yüklemeler nedeniyle malzeme dayanımının bozulması ve bileşenlerin performansının azalması gibi istenmeyen sonuçlar doğurmaktadır. Bu etkileşim özellikle sesüstü uçakların motor hava alıklarında motora gelen havanın belli bir hıza yavaşlatılması gerekliliğinin bir sonucu olarak tasarım gereği oluşturulan şok dalgaları nedeniyle sık karşılaşılan bir durumdur. Yukarıda bahsedilen olumsuz sonuçlara ek olarak hava alığında oluşan etkileşimler motor performansını olumsuz etkilemekte, uçağın genel uçuş davranışını bozacak şartları ortaya çıkarmaktadır.

2.2 Sesüstü Hava Alıklarında ŞDSTE Problemi ve Yapılan Çalışmalar

Hava alığına yaklaşan sesüstü akış, alık girişindeki bir rampanın oluşturduğu eğik şoktan geçerek biraz yavaşlamakta, daha sonra oluşan bu eğik şokun alık üst ağzına çarpması ile oluşan yansıma şoklarından geçerek kompresör girişi öncesi sesaltı hızlara inmektedir. Sesüstü hava alıklarında oluşan dik ya da güçlü eğik şok dalgaları alık yüzeyinde gelişen sınır tabaka için oldukça ters bir basınç gradyanı oluşturarak etkileşime girer. Bu etkileşim geniş ölçekli bir sınır tabaka ayrılmasına yol açmasının yanında sesüstü hava alıklarının akış yakalama ve kayıp (flow capture and loss) karakteristikleri, taşma sürüklemesi (spillage

drag), sınır tabaka atma (bleed) tasarımı ve alık akış kararsızlığı ya da 'buzz' ve başlamama (unstart) olarak bilinen problemin ortaya çıkma önceliğini (onset) etkilemesi açısından önemli sonuçlar doğurabilmektedir. Şok dalgası sınır tabaka etkileşimleri çok çeşitli geometri ve şartlarda 60'lı yıllardan beri yapılan birçok deneysel ve hesaplamalı çalışma ile incelenmektedir. Önceki yıllarda yapılan çalışmalar daha çok etkileşimin zaman ortalaması (mean) sonuçlarını ortaya koyarken son yıllarda etkileşimin zamana bağlı ve yapısal/malzeme açısından yorulma ve kırılmalara yol açan yönü incelenmektedir.

1996 yılında NASA tarafından yapılan bir araştırma çağrısında "iyileştirilmiş hava soluyan motorlar itki sistemi bileşenlerinin temel akış fiziğinin daha açık bir şekilde anlaşılmasını gerektirecektir" ifadesi kullanılmıştır. Bu çağrıda ayrıca, daha yüksek performanslı hava alıkları ve "daha sessiz, daha kısa ve daha hafif" lüleler tasarlamak için şok, sınır tabaka, sınır tabaka kontrolü, ayrılma, ısı transferi, yüzey soğutma ve jet karışımı gibi özellikleri içeren akış alanlarına ait referans olacak verilere ihtiyaç olduğu da belirtilmiştir. Bu özelliklerin neredeyse hepsi o ya da bu türde bir şok/sınır tabaka etkileşimi içermektedir. Sesüstü uçuş ve özellikle ticari yolcu uçakları için yüksek verimde ve geniş bir kararlılık aralığında çalışacak hava alığı tasarımı birçok zorlukları barındıran ve şok/sınır tabaka etkileşimlerinin baskın olduğu bir alandır. Karışık sıkıştırmalı bir hava alığında, en yüksek basınç geri kazanımı son şokun alık boğaz kesitinin hemen gerisinde oluşmasını gerektirir. Ancak, bu son şok bozuntulara çok duyarlıdır ve öne doğru ilerleyip en sonunda alık dışına çıkabilir. Bu da dış gövde yapısını büyük anlık yüklere maruz bırakan ve motorun surge olmasına sebep olabilecek başlamama (unstart) olayına yol açabilir. Şoku kararlı hale getirmek için boğaz yakınında sınır tabakanın dışarı atılması (bleed) uygulanır. Dışarı atma yerinin seçimi, delik/yuva geometrisi, emme akış debisi, vb. karmaşık ve zor bir problem olup, çözümü geçmişte büyük oranda kapsamlı ve pahalı rüzgar tüneli deneylerine bağlıydı. Zha ve diğerlerinin [5] bir çalışmasına göre hesaplamalı akışkanlar mekaniği artık gerekli rüzgar tüneli test zamanlarını önemli ölçüde azalttığı gibi tasarım döngüsünü ve maliyeti azaltmakta da güçlü bir rol oynamaya başlamıştır. Bu tür kodların geçerliliği ve zamana bağlı ya da geçişli akışlar gibi giderek daha karmaşıklaşan geometrilere ve akış hallerine genişletilmesi birbiriyle yakın bağlantılı yeni deneysel ve hesaplamalı çalışmalara büyük ölçüde bağlı olacaktır.

Yukarıda bahsedilen alık akış kararsızlığı (inlet buzz) konusunda Trapier ve diğerleri [6] tarafından yapılan bir çalışmada 1.8 ile 3 Mach arasında değişen hızlarda (ONERA süpersonik rüzgar tüneli S3MA), dışa atmalı (bleed) ve atmasız, dikdörtgen kesitli karışık sıkıştırmalı alık modelinin sesüstü buzz problemi deneysel olarak incelenmiştir. İki çeşit buzz

gözlemlenmiştir: Bunlar “little buzz”; cowl lip’in (üst rampa) altında bir kayma tabakası varlığında tetiklendiği düşünülen bir akustik rezonans olayı (Ferri kriteri) ve “big buzz”; sıkıştırma rampalarında sınır tabaka ayrılması tarafından tetiklenmiş gibi gözüken (Dailey kriteri) olarak adlandırılmıştır. Çalışmada elde edilen bulgulara göre “little buzz,” alık başlatıldığı anda meydana gelebilir (subcritical – alt rampada eğik şok başlar hemen ardında yay şokuyla birleşir ve üst rampanın önü ve arkası sesaltı akıştadır) ve frekans 120 ile 140 Hz arasında değişir. Big buzz, düşük kütle debilerinde (higher throttling) meydana gelir ve daha yüksek genlikli, düşük frekanslar ile belirgindir (M = 1.8 ve 2 için 20 Hz ve M = 3 için 12.4 Hz). Little buzz özellikle shock-on-lip Mach sayısında (M = 2) yoğun olarak gözlemlenmiştir fakat bleed ile etkili bir şekilde sönümlenebilir. Çalışmada bu bulguların alık yapılarına göre ciddi değişiklikler gösterebileceğine dikkat edilmesi gerektiği vurgulanmıştır.

Etkileşimin kontrolü ile ilgili bir çalışmada Gefroh ve diğerleri [7] pasif boşluk sirkülasyonu ile aeroelastik mesoflap’lar incelenmiştir. Aeroelastik mesoflap’lar gaz basıncı altında eğilerek şekil değiştirir ve uygun mass bleed’e izin verir. Deneylerde shadowgraph akım görüntüleme, yüzey basınç ölçümleri ve ortalama hız ölçümleri gerçekleştirilmiştir (M = 2.45, birim Re = 57×10^6 m^{-1}). İnce olan mesoflap’ların kalın mesoflap’lardan daha etkin olduğu görülmüştür. Katı-duvar durumu ile karşılaştırıldığında, akım gerisindeki sınır tabaka büyümesi azalmıştır. Etkileşimin kontrolü ile ilgili bazı genel öneriler yapılmıştır: 1) Akım ilerisi yönünde daha fazla flap kullanılmalı. 2) Hibrit yaklaşım denenmeli, akım ilerisi yönünde mikro gözenekli yüzey kullanılmalı, akım gerisi yönünde mesoflaplar kullanılmalı. 3) Duvar kenarındaki sınır tabakayı enerjilendirmek için sabit geometrili, yüksek hızlı teğetsel enjeksiyon kullanılmalı. 4) Flapların şekil değişimini sınırlandırarak akım ilerisindeki flaplarının katılığını arttırmak için aktif flap kontrolünden faydalanılmalı. 5) Akım ilerisi flapları etkileşim bölgesinden daha ileriye taşınmalı.

Yakın zamanda Loth ve diğerleri [8] tarafından yapılan bir çalışmada sesüstü alıkların dik şok/sınır tabaka etkileşimini temsil etmek için çeşitli akış alanı konfigürasyonları düşünülmüştür ve spillage diffuser’ın sesüstü alıklar için ana akış karakteristiklerini daha iyi temsil ettiği bulunmuştur. Son şoktan önceki geliş Mach sayısı 1.3 ile 1.4 arasında değişirken, tipik kısıtlayıcı parametreler %3 ile %15 arasındadır. Bu büyüklüklerin ikisi de artan uçuş Mach sayısı ile artmaktadır.

Sesüstü alıkların başlamama (unstart) toleranslarını öngörmek amacıyla yapılan hesaplamalı bir çalışmada Mayer ve Paytner [9] bir Euler analiz prosedürü geliştirmiştir. Sınır koşullarını anlamak için bir boyutlu lineer analiz prosedürü geliştirilmiş ve alık unstart davranışını analiz

etmek için kullanılmıştır. Bu analizin sonuçları kullanılarak Euler analiz prosedürü; yeni bir bleed sınır şartı, kompresör yüzey sınır şartı ve serbest akım bozuntuları tarafından meydana gelen zamana bağlı alık akışları simülasyonu için yeni bir motor modeli oluşturularak genişletilmiştir. Eksenel simetrik alıkların Euler analizi ile 20 ve 90 derece boğaz bleed konfigürasyonu için beş ayrı unstart durumu tanımlanmıştır. Sonuçlar, sıcaklık ya da hızdaki artma ve azalmaların, basınçta ise sadece azalmaların alıkta unstart'a yol açtığını göstermektedir. Ayrıca serbest akımda basınç düşüşleri, sıcaklık artışları ve hızdaki değişmeler sonucunda, 90 derece boğaz bleed'inin 20 dereceye göre unstart toleranslarını iyileştirdiği bulunmuştur.

Sesüstü hava alıklarında etkileşimin ve ayrılmanın kontrolü konusunda yapılan uygulamalar arasında sınır tabakanın dışa atılması (bleed) çok yaygındır ancak bleed sistemleri debi kaybına, sürükleme artışına ve itki sisteminin veriminin azalmasına neden olur. Bu konudaki çalışmalar arasında Herges ve diğerleri [10] tarafından yapılan bir çalışmada Mach 1.4 akışında dik şok/sınır tabaka etkileşiminde akım ayrılması mikrorampa girdap üreteçleri kullanılarak incelenmiştir. Akım alanı schlieren yöntemiyle, yağ ile yüzey akım görüntüleme yöntemiyle, basınca duyarlı boyama yöntemiyle ve PIV yöntemiyle analiz edilmiştir. Deneylerde yüksekliği sınır tabaka kalınlığının %36'sı kadar olan yan yana 3 tane mikrorampa girdap üreteci kullanılmıştır. Girdap üreteçlerinin yüksek momentumlu akışkanı sınır tabakanın içine yönlendirerek sınır tabakayı enerjilendirdiği görülmüştür. Oluşturulan dik şokun büyük ölçekli bir sınır tabaka ayrılması yaratacak kadar kuvvetli olmadığı görüldüğünden mikrorampaların ayrılmaya karşı olan direnci yeterince saptanamamıştır. Mikrorampaların şok dalgası/sınır tabaka etkileşiminin akım gerisinde (downstream) genişlik boyunca ortalama sınır tabaka kalınlığını arttırdığı görülürken, yüzey yakınında akışın ortalama momentumunu arttırdığını da genişlik boyunca yer değiştirme kalınlığı, momentum kalınlığı ve şekil parametresinin ortalama değerlerindeki azalıştan ve sürtünme katsayısındaki artıştan olduğu gösterilmiştir.

Mikrorampa kullanılarak etkileşim kontrolü konusunda benzer bir çalışma Babinsky [11] ve diğerleri tarafından yapılmıştır. Bu çalışmada sesüstü alıklar için eğik şok/sınır tabaka etkileşiminde mikrorampa girdap üreteçlerinin etkisi incelenmiştir. Yansıyan şok etkileşiminde ayrılmanın gecikmesini araştırmak için Mach 2.5'te deneyler gerçekleştirilmiştir. Sınır tabaka kalınlığının %30 ile %90'ı arasında değişen yüksekliklere sahip çeşitli rampalar denenmiştir. Küçük olan üreteçlerin, ters basınç gradyanlarının büyük olduğu öngörülen yerlerin daha yakınına yerleştirilmeleri önerilmektedir. Ayrılmış bir eğik şok/sınır tabaka etkileşiminde (7-derecelik kama) mikrorampa girdap üreteçlerinin akım ayrılmasını tamamen yok edemediği

görülmüştür. Bununla birlikte, birçok deneysel ve hesaplamalı çalışmayı derleyerek, mikrorampaların şok sınır tabaka etkileşimine etkisini inceleyen oldukça yakın zamanlı bir çalışmada Panaras ve Lu [12] mikrorampaların yüksekliklerinin içinde bulundukları sınır tabaka kalınlığına oranına bağlı olarak, yarattığı zıt dönüşlü girdapların şok kaynaklı akım ayrılmalarını bastırmada önemli bir etken olduğunu belirtmiştir.

Yine son yıllarda sesüstü ve özellikle hipersonik hızlarda hareket edecek araçlara yönelik olarak ramjet/scramjet motoru hava alıklarında meydana gelen başlamama (unstart) probleminin fiziğinin ve dinamiğinin anlaşılmasına ışık tutan, bu istenmeyen durumun oluşmasını engelleyici ya da geciktirici aktif ve pasif yöntemlerin incelendiği deneysel ve hesaplamalı çalışmalar [13-20] yapılmıştır. Bunlardan, proje yürütücüsünün de içinde bulunduğu, Valdivia ve diğerleri [18] tarafından yapılan çalışmada alık-izolatör girişinde mikrorampa girdap üreteçleri ile birlikte girdap üretici hava jetleri kontrollü olarak kullanılarak başlamama olayının engellenmesi ya da geciktirilmesi hedeflenmiştir. Aktif ve pasif kontrol elementlerinin kullanıldığı bu çalışmada belirli konfigürasyon ve koşullar için başarı sağlanmıştır. Tamamlanmış olan bu projede de, adı geçen bu çalışma ve literatürde geçen birçok çalışmadakine benzer olarak Wheeler-Doublet tipinde kontrol elemanları kullanılmıştır. Ancak bu projedeki geometri ve alığın akış şartları [18] nolu referanstaki Mach 5'de incelenen izolatör boyunca yansımalı eğik şok dalgaları içeren scramjet hava alığından oldukça farklıdır. Ancak bu çalışmada [18] elde edilmiş bilgi ve deneyimin projede ele alınan alık geometrileri ve akış şartları için ŞDSTE etkilerini ve ayrılmayı minimize ederek başlamama olayını engelleme ya da geciktirme yönünde etkili olacağı öngörülmüştür.

Kısa fakat önemli bir bölümünün ele alındığı bu literatür incelemesinden de anlaşılacağı üzere hava alıklarındaki ŞDSTE ve başlamama problemi üç boyutlu ve zamana bağlılığı içeren oldukça karmaşık bir problemdir. Sesüstü ve hipersonik uçuşu sorunsuz uygulanabilir ve güvenli hale getirmek amacıyla gelişmiş ülkelerde motor hava alıklarında meydana gelen önemli akış problemlerini çözme yönünde çalışmalar yapılmaktadır. Farklı teşhis ve analiz yöntemlerinin birlikte kullanılmasıyla yapılacak olan çalışmalar bu karmaşık problemlerin fiziğinin daha iyi anlaşılması ve gerekli iyileştirme ve etkin tasarımların yapılması için önem kazanmaktadır. Tamamlanan bu projede de farklı ve etkin ölçüm yöntemlerinin birlikte ve eşzamanlı olarak kullanılmasıyla ülkemizde bu alanda bir altyapı ve deneyim kazanılmıştır.

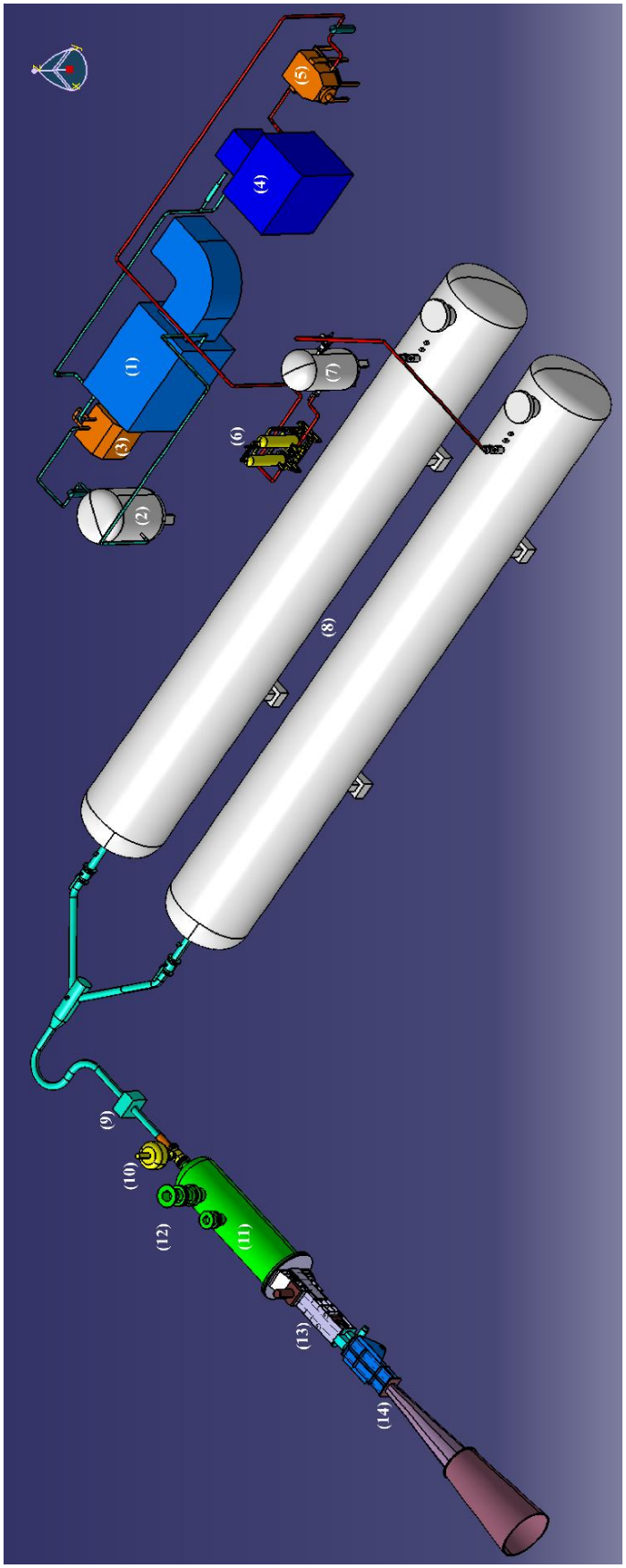
3. GEREÇ VE YÖNTEM

3.1 Rüzgâr Tüneli

Proje kapsamında yapılan deneysel çalışmalar İTÜ 15x15 cm Trisonik Rüzgâr Tünelinde gerçekleştirilmiştir. İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinde bulunan Trisonik Rüzgâr Tüneli'nin şematik görünümü ve Şekil 1'de verilmiştir. Trisonik Rüzgâr Tüneli deney odası kesit alanı 150 mm x 150 mm ve uzunluğu 400 mm olan üflemeli (blowdown) tipte bir rüzgâr tünelidir. Bu tünel "Liners (M2)" isimli lüle ile Mach 0.4 – 2.1, "Blocks (M4)" isimli lüle ile Mach 2.6 – 4.0 hızlarında çalışabilmektedir. Bu proje kapsamında 0.4 – 2.1 Mach aralığında akış hızı sağlayan Liners (M2) lüle-deney odası modülü kullanılmıştır.

Trisonik Rüzgâr Tüneli, tanklarda depolanan basınçlı havanın kontrollü olarak boşaltılması prensibi ile çalışmaktadır. Bu basınçlı hava iki kademeli kompresör sisteminin kullanılmasıyla elde edilir. Havanın sıkıştırılma işleminin başlama noktası 1. kademe 10-Bar kompresörüdür (1). İlk önce, hava 10 bara kadar bu kompresörde sıkıştırılır ve 10-Bar Tankında depolanır (2). Daha sonra, 10 bar basıncına getirilmiş hava filtreden geçtikten sonra düşük basınç gazlı kurutucuya (3) ulaşır ve barındırdığı nemin bir kısmından arınır. Kurutucudan geçen hava aynı zamanda bir miktar soğuduktan sonra tekrar filtrelenir ve son sıkıştırma aşamasına gönderilir. Vidalı tip yüksek basınç kompresörü (4) 10 bara kadar sıkıştırılmış olan havayı alarak 40 bara kadar sıkıştırır. İkinci sıkıştırma işlemi sırasında havanın sıcaklığı yüksek basınç kurutucusunun (6) çalışma aralığının (5 ºC – 55 ºC) üzerine çıkar. Yüksek basınç kurutucusuna giren havanın sıcaklığını azaltmak için soğutucu fanlı radyatör mekanizması kullanılır (5). Yüksek basınç kurutucusunun çalışma aralığı 26 ile 40 bar değerleri arasındadır ve bu basınç şartının sağlanabilmesi için çıkışında kontrol vanası bulunan yüksek basınçlı tampon tank (7) kullanılır. 40 bara kadar sıkıştırılmış hava her birinin iç hacmi 40 m^3 olan iki benzer basınç tankında (8) depolanır.

Rüzgâr tüneli bir pnömatik ve iki de manuel çalışan vanalar yardımı ile basınçlı hava tanklarından izole edilir. Pnömatik yoluyla kontrol edilen izolasyon vanası (9) operatör veya bilgisayar kontrolünde çalıştırılır. Dinlenme odası (11) girişinde bulunan regülasyon vanası (10), durma basıncını deney sırasında ihtiyaca göre ayarlar. Ayrıca bu vana düzgün akış sağlamak ve yüksek yerel akım hızını, türbülansı ve akış jetinin etkilerini azaltacak şekilde tasarlanmıştır. Dinlenme odası, rüzgar tünelinde (regülasyon vanasından sonraki bölümünde) statik basıncın en yüksek olduğu yerdir. Dolayısıyla dinlenme odasında ya da



Şekil 1. *İTÜ 15x15 cm Trisonik Rüzgâr Tüneli'nin şematik görünümü.*

tünelde oluşan aşırı basınçlanma durumunda basınç emniyet duyargaları izolasyon vanasını kapatması için bilgisayara sinyal gönderir. Aşırı basınç durumunda izolasyon vanasının kapanmaması ya da kapanmasının uzun sürmesi durumunda dinlenme odasının üzerindeki bacalara güvenlik membranı (12) yerleştirilmiştir. Bu membranlar Liners (M2) lülesi için 20 ºC ’de 5 barda, Blocks (M4) lülesi için ise 20 ºC’de 14 barda yırtılıp açılarak aşırı basınçlanmış dinlenme odasının hızlı bir şekilde boşalmasını ve basıncın düşmesini sağlarlar. Bu çalışma kapsamında kullanılan Liners (M2) lüle modülü (13) 1.96 m uzunluğundadır ve hareketli birinci boğaz ile deney odasından oluşur. Son olarak hava akımı rüzgâr tünelinin deney odasından geçerek ikinci boğaza ve difüzöre (14) ulaşır. Difüzörde akış yavaşlar ve çıkışında atmosfere ulaşır.

3.2 Modeller

Günümüzdeki sesüstü savaş uçaklarında kullanılan iç sıkıştırmalı hava alıklarına benzer olarak belirlenen bir hava alık geometrisi çalışmada kullanılan deney modeli için bir temel oluşturmuştur ancak deney ve ölçüm amacına uygun, rüzgar tünelinin deney odasına bağlanması mümkün ve deney odası kesit alanı açısından belirli bir blokaj oranının altında kalacak şekilde uygun modifikasyonlar ve basitleştirmeler yapılmış ve şok dalgası sınır tabaka etkileşimini ve alık başlamama problemini incelemeye uygun modeller tasarlanarak deneylerde kullanılmıştır.

Genel olarak hava alığı geometrileri hava alık ağzı ya da girişi ve bunun devamı olup ve motora kadar uzanan değişken kesitli nispeten uzun bir hava kanalından oluşmaktadır. Bu projedeki çalışma konusu gereği incelenen kısım hava alığının şok dalgalarının oluştuğu ve yansıyarak şok sınır tabaka etkileşiminin oluştuğu giriş bölümüdür. Bu bölümde hava alığına yaklaşan sesüstü akış, tek rampalı iç sıkıştırmalı bir alık için, alık dudağında başlayan bir rampanın oluşturduğu eğik şok dalgası ile yavaşlatılıp bu eğik şok dalgasının alığın diğer iç duvarına çarpmasıyla yansıyan dik ya da güçlü bir eğik şok dalga sisteminden geçerek sesaltı hızlara düşer. Akışın geçtiği ve yavaşladığı bu şoklar nispeten güçlüdür ve yüzeydeki sınır tabaka ile güçlü bir etkileşime girerek akım ayrılmasına neden olabilir. Tasarlanan model bu etkileşimin ortaya çıktığı ve etkisini gösterdiği alık ön bölgesini temsil etmekte ve etkileşimin olduğu ayrılma bölgesi ve yakınında akım görüntüleme ve yüzeyde zamana bağlı çalkantılı basınç ölçümlerinin gerçekleştirilebilmesine izin veren özelliktedir. Proje hedefleri doğrultusunda deneyleri yapılması için tek ve çift rampalı olmak üzere ilk aşamada iki farklı hava alık modeli geliştirilmiştir (tek rampalı model “I-1” ve çift rampalı model “I-2” olarak isimlendirilmiştir).

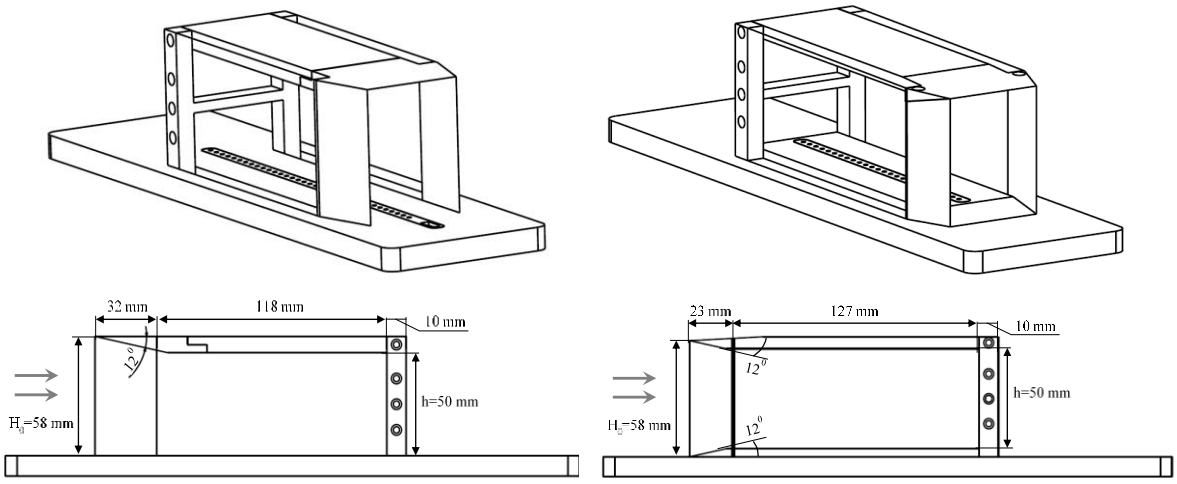
Bu amaçla, öncelikle alık girişinin akış şartları altında nasıl bir şok sistemi üreteceğini anlamak üzere schlieren akım görüntüleme tekniğinin kullanılmasına izin veren, yan duvarlarının arka bölümü saydam akrilikten yapılan bir alık modeli tasarlanıp üretilmiştir. Tüm alık geometrisinde alık kanalı motora kadar devam etmesine rağmen mevcut projede etkileşimin olduğu bölge alığın hemen girişinde olduğu için tüm alık kanalından çok daha kısa bir alık modeli (alık ağzı modeli) kullanılmıştır. Bu durumda tüm alıkta kanalın sonunda motorun ortaya çıkardığı basınç şartlarını benzeştirmek için model çıkış geometrisi uygun şekilde modifiye edilmiştir. Dik ya da güçlü şok oluşması için yüksek geri basınç gerektiğinde çıkış kesitine eklenen blok yüzeyleriyle gereken basınç değişimi ve alık çalışma akış şartı elde edilmiştir.

Alık modellerinin boyutları, 15x15 cm deney odası ölçülerine sahip Trisonik Rüzgâr Tüneline uygun olacak ve en verimli sonuç elde edilecek şekilde seçilmiş, deney odası içerisindeki konumları da görüş açısı en iyi olacak şekilde ayarlanmıştır. Bu ayarlamalar için daha önce edinilen deney tecrübelerinden yararlanılmış ve titizlikle hareket edilmiştir. İç sıkıştırmalı sesüstü hava alık modelleri tasarımları CATIA programı kullanılarak yapılmıştır. Tasarım aşamasında üretim kolaylığı ve verimliliği ön planda tutulmuştur.

Temel modeller (I-1 ve I-2) giriş açısı akışa 90 derece tek ve çift rampalı olmak üzere iki çeşit olarak belirlenmiştir. Öncelikle I-1 modelinde şok yapısı incelenmiş sonrasında I-2 modelindeki yapıyla karşılaştırılmıştır.

Şekil 2'de I-1 ve I-2 alık geometrileri, tünel deney odası tabanındaki uygun yuvaya yerleştirilen levhaya monte edilmiş şekilde şematik olarak gösterilmiştir. Şeklin sol tarafında bulunan model geometrisi tek rampalı olup 12°'lik bir tavan (üst dudak) rampasına sahiptir. Üstteki çizim akış sağdan gelecek şekilde perspektif görünüşü, alt çizim ise akış soldan gelecek şekilde modelin yan görünüşünü ve geometrisi ile ilgili nicel ayrıntıları içermektedir. Modelin akışla ilk karşılaştığı ve keskin kenarlı rampanın da bulunduğu giriş kısmı, keskin kenarların elde edilebilmesi ve akışa dayanıklı olması için pirinç malzemeden imal edilmiştir. Schlieren ve PIV yöntemlerini hava alık modeline uygulamak için model yan yüzeylerinin optik geçirgenliğe sahip olması gerekmektedir. Bu nedenle model yan duvarları üretiminde 8 mm kalınlığa sahip akrilik malzeme tercih edilmiştir. Ayrıca, PIV ölçümleri için tasarlanan modelin üst ve alt duvarlarında lazer ışık düzleminin girip çıkacağı ve içinde saydam akrilik bulunan ve model boyunca uygun şekilde uzanan yarıklar bulunmaktadır. Modelin tabanında ayrıca çalkantılı yüzey basınç ölçümleri yapmak için minyatür (Kulite) basınç duyargalarının yerleştirildiği 5 mm aralıklı 30 adet yuva (port) bulunmaktadır. Bir seferde en fazla 8 (genelde

5) adet basınç duyargası bu yuvalara uygun konfigürasyonda yerleştirilerek çeşitli konumsal çözünürlüklerde basınç dağılımları elde edilmiştir. Kullanılan Kulite duyargaları orijinal olarak herhangi bir tutucu ya da vidalayıcı eleman ile gelmediği için bu duyargalar yuvalarına, proje ekibi tarafından özel olarak tasarlanıp ve imal edilen adaptörler (tutucu ve vidalayıcı kapsüller) kullanılarak monte edilmiştir. Bu adaptörler duyargaların değişik nokta ve zamanlarda tekrar kullanılmalarını sağlamaktadır. Şeklin sağ tarafından ise taban ve tavan rampalarının bulunduğu çift rampalı alık konfigürasyonu görülmektedir. Tavanda tek rampalı (I-1) model gibi, çift rampalı model (I-2) de 12°'lik rampalara sahiptir. Bu model, tek rampalı model boyutlarına bağlı kalınarak tasarlanmıştır. Bunun nedeni, deney sonuçlarının karşılaştırması sırasında daha kesin sonuçlara ulaşılmasını sağlamasıdır. Daha sonra sonuçlarda da gösterileceği üzere, çift rampalı hava alığında zemindeki rampanın akışı etkilemesi sonucunda alık içindeki akış yapısı ve alık çıkış kesitinde ki basınç koşulları da değişmektedir.



Şekil 2. *Projede kullanılan iç sıkıştırmalı temel alık modellerinin ve basınç duyarga yuvalarının şematik gösterimi: Sol tarafta tek rampalı sağ tarafta ise çift rampalı konfigürasyon perspektif görünüş (üst) ve yandan görünüş (alt) olarak verilmiştir.*

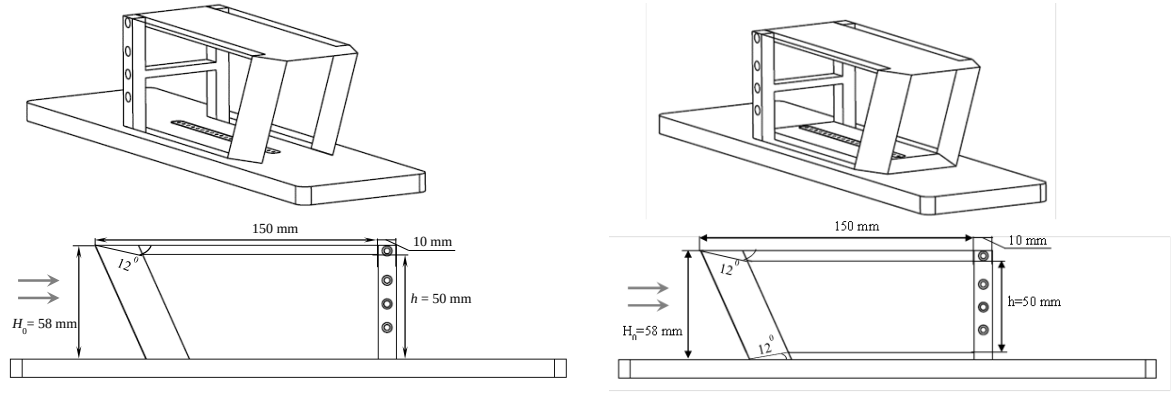
Modellerin giriş yüksekliği H_0 ve boğaz yüksekliği h sırasıyla 58 mm ve 50 mm'dir. Her iki model de 160 mm uzunluğundadır. Modellerin iç genişliği 44 mm, giriş yükseklik / genişlik oranı 1.318 ve boğaz yükseklik / genişlik oranı 1.136'dur. I-1 ve I-2 modellerinin tünel blokaj oranı sırasıyla %5.7 ve %6.2'dir. Hava alığı çıkışına eklenen blok mekanizması nedeniyle sırasıyla modellerin tünel blokaj oranı %6.5 ve %6.8'e kadar yükselmiştir.

Hava alıklarında dik güçlü şok oluşumu difüzör ve motor varlığında ortaya çıkmaktadır. Deney modellerinde bu güçlü basınç şartını oluşturabilmek ve hava alığı içinde motorun

varlığında oluşacak akış şartlarına benzer akış yapısını oluşturmak ve sonuçlarını değerlendirebilmek için alık çıkış kesitine bağlanabilen ve çeşitli kalınlıklarda ayarlanabilecek şekilde yatay bir blok parçası tasarlanmıştır. Bu blok sistemi kullanılarak ayrıca alık çıkış kesitinde toplam basınç ölçümleri yapılarak söz konusu alığın toplam basınç verimliliği gibi son derece önemli olan performans parametresi incelenebilir.

Gösterilen rampa açıları ve uzunluklar daha önce tünelde yapılan diğer çalışmalarda kullanılan ve uygun akış koşullarını sağladığı görülen model geometrilerinden yaralanarak tasarlanmıştır. Alt rampa tünel deney odası zemininde olacak şekilde tasarlanmıştır. Rampa dolayısı ile alık boğazı daralmış fakat alık ağzı girişi yine 58 mm olarak kalmıştır. Model toplam uzunluk değişmemiş ve 160 mm olarak tasarlanıp üretilmiştir.

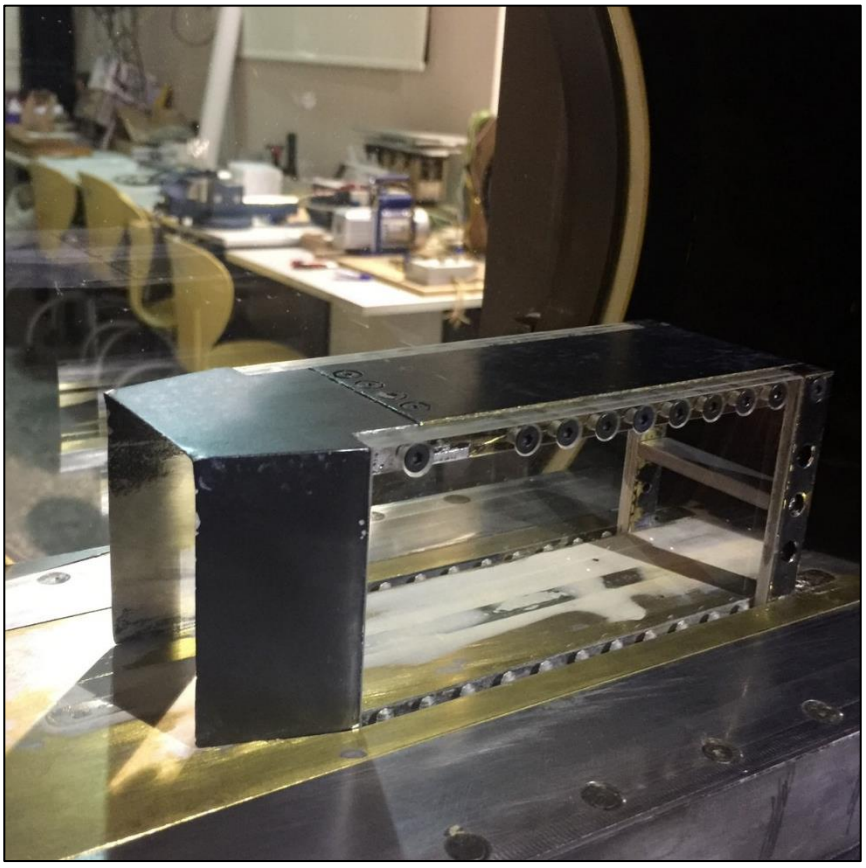
Yukarıda verilen temel model geometrisi yanında bu modelin giriş bölümünde bir ok açısı verilerek elde edilen değiştirilmiş geometri ok açısının etkisini incelemek üzere kullanılmıştır. Şekil 3'de temel modelin yaklaşık 40° ok açısı verilmiş hali gösterilmiştir.



Şekil 3. *Projede kullanılan iç sıkıştırmalı temel alık modellerinin ok açılı konfigürasyonlarının şematik gösterimi: Sol tarafta tek rampalı sağ tarafta ise çift rampalı konfigürasyon perspektif görünüş (üst) ve yandan görünüş (alt) olarak verilmiştir.*

Schlieren akım görünürlüğü ve çalkantılı basınç ölçümleri deneyleri için projenin ilk aşamalarında kullanılan modeller CNC, torna, matkap tezgahları ve lazer kesim tezgahı kullanılarak hazırlanmıştır. Üretim İstanbul Teknik Üniversitesi bünyesinde, deneylerin de yürütüldüğü Trisonik Araştırma Laboratuvarı'nda bulun talaşlı imalat atölyesi ve kısmen Mekatronik Eğitim ve Araştırma Merkezi'nde gerçekleştirilmiştir. Model montajı yine İTÜ Trisonik Araştırma Laboratuvarı'nda gerçekleştirilmiştir. Örnek olarak I-1 modelinin tünel deney odası zeminine monte edilmiş hali Şekil 4'teki fotoğraf ile verilmiştir.

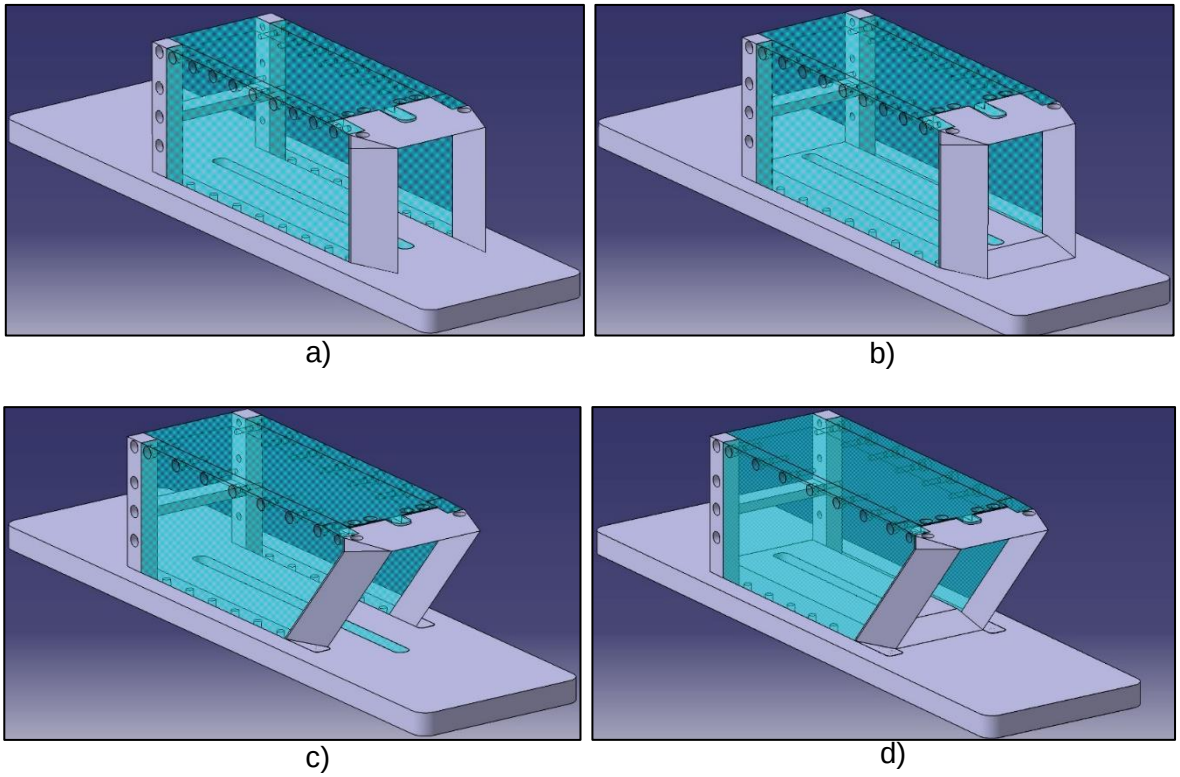
Proje kapsamında incelenen alık geometrilerinde başlamış akış durumunda oluşan şok yapısı sonucunda meydana gelen ortalama hız alanının PIV yöntemi ile elde edilmesi planlanmıştır. Bu amaçla yukarıda tanıtılan modellerin, PIV yönteminin kullanılmasına izin verecek şekilde lazer ışık düzleminin model içinden geçmesini sağlayan saydam üst ve alt duvar yarıkları olan versiyonları tasarlanarak üretilmiştir. PIV modellerine ait görseller Şekil 5'te verilmiştir.



Şekil 4. *I-1 tek rampalı hava alık modelinin deney odasına yerleştirilmiş durumunun fotoğrafı.*

Projenin birinci rapor döneminde düz girişli, tek ve çift rampalı olmak üzere iki farklı hava alık modeli üretilmiştir (tek rampalı düz model "I-1" ve çift rampalı düz model "I-2" olarak isimlendirilmiştir). İkinci rapor döneminde ise I-1 ve I-2 modellerinin giriş bölümüne 40°'lik bir ok açısı verilerek elde edilen değiştirilmiş geometrilere uygun yeni modeller üretilmiştir (tek rampalı ok açılı model "I-4" ve çift rampalı ok açılı model "I-5" olarak isimlendirilmiştir) ve yine ikinci rapor döneminde parçacık görüntülemeli hız alanı (PIV) ölçümlerine uygun olacak şekilde I-1, I-2, I-4 ve I-5 modelleri yeniden tasarlanmıştır. Modellerin giriş kesit alanı, boğaz kesit alanı, açıklık oranı ve uzunluk gibi parametreleri tamamen korunmuş, ancak sadece modellerin taban ve tavan bölümleri üzerinde gerekli modifikasyonlar yapılmıştır. PIV

ölçümlerinin gerçekleştirilebilmesi amacıyla gerekli olan düzlemsel lazer ışını demetinin model içinden geçirebilmek için, modellerin tabanında bir yarık açılmış ve bu yarık içerisine ışığı geçiren bir yapıya sahip aynı zamanda sağlam olan akrilik malzemeden üretilen bir parça yerleştirilmiştir. Modellerin tavanı ise pirinç yerine yine akrilik malzemeden üretilmiştir.

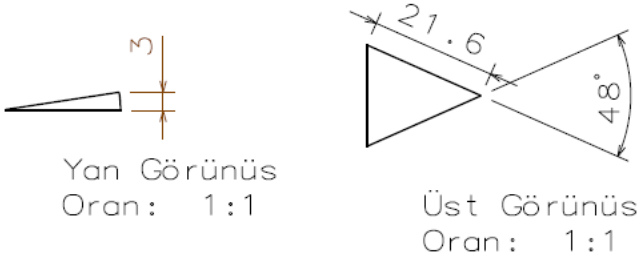


Şekil 5. *PIV Modelleri; a) I-1 PIV Modeli, b) I-2 PIV Modeli, c) I-4 PIV Modeli ve d) I-5 PIV Modeli.*

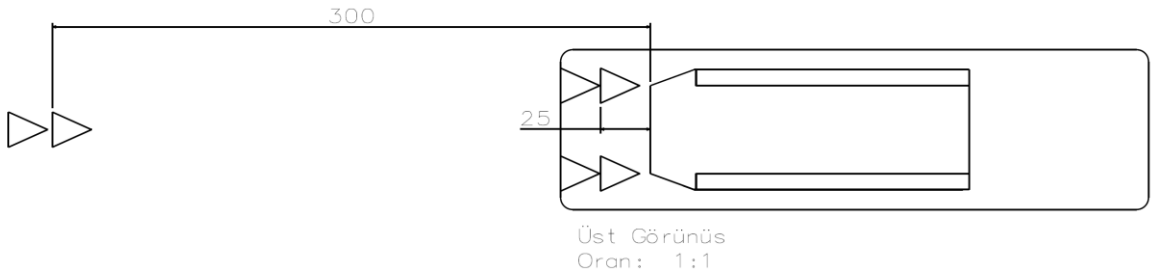
3.2.1 Girdap Üreteçleri

Şok sınır tabaka etkileşimi sonucunda ortaya çıkan akım ayrılmasının etkinliğini azaltmak, geciktirmek ya da engellemek amacıyla alık girişine küçük girdap üreteçleri yerleştirilmiştir. Bu girdap üreteçleri ile hedeflenen, üreteçlerin sınır tabaka içinde oluşturduğu akım yönündeki girdap çekirdeklerinin sınır tabakanın kinetik enerjisinin daha yüksek olduğu üst bölgelerden bu enerjik akışkanı alarak sınır tabakanın nispeten yavaş ve enerjisi az olan tabakalarına aktarmasıdır. Böylece etkileşim ve ayrılma bölgesine yaklaşan sınır tabaka daha enerjik olacak ve şokun yarattığı ters basınç gradyanının etkisine yani ayrılmaya karşı daha dirençli olacaktır. Bunların sonucunda ortaya çıkan ayrılmanın daha küçük bir bölgede etkin olması ve dinamik karakteristiklerinin bir miktar değişmesi beklenmektedir. Şekil 6'da çalışma kapsamında kullanılan kama şeklindeki mikrorampa tipi pasif girdap üretecinin teknik resmi gösterilmiştir. Daha önce yapılan benzer çalışmalardaki deneyim kullanılarak, girdap üreteçlerinin geometrisine karar verilmiştir. Mikrorampaların, firar kenarının açısı 48 derece, yan kenarlarının uzunluğu yüksekliğinin 7.2 katı ve akış yönüne dik yönde konumlandırılan iki

mikrorampa arasındaki mesafe ise yüksekliğin 7.5 katı olacak şekilde tasarım yapılmıştır. Deney odası tabanında alığa yaklaşan türbülanslı sınır tabakanın kalınlığı 10-12 mm civarındadır, bu nedenle mikrorampaların yüksekliğinin 3 mm olması uygun bulunmuştur. Şekil 7'de gösterildiği gibi bu üreteçler ikili olarak Wheeler Doublet (WD) konfigürasyonunda alık modellerinin girişine kuvvetli bir yapıştırıcı ile yapıştırma yöntemiyle yerleştirilerek ölçümler yapılmıştır.



Şekil 6. *Girdap üreteci mikrorampaların teknik resmi.*



Şekil 7. *Girdap üreteci mikrorampaların model önündeki konumları.*

3.3 Schlieren Görüntüleme Düzeneği

Sesüstü hava alığı içerisindeki karmaşık ve zamanda değişken akış yapısının anlaşılabilmesi için bu proje kapsamında yüksek hızlı schlieren akım görüntüleme sisteminin kurulması ve akım görüntüleme ile eş zamanlı basınç ölçümleri yapılması hedeflenmiştir. Bu kapsamda yüksek hızlı kamera ve kamera ile eş zamanlı çalışabilen LED ışık kaynağı alımı gerçekleştirilmiştir. Yüksek hızlı schlieren sistemi ile senkronize olarak basınç ölçümü yapılabilmesi için Kulite marka minyatür basınç duyargaları alınmıştır. Ayrıca kamera, ışık kaynağı ve basınç duyargalarının eş zamanlı çalışmasının sağlanması amacıyla sinyal üreteci/geciktirici alımı da gerçekleştirilmiştir.

Yüksek hızlı kamera sistemleri sadece havacılıkta değil otomotiv gibi birçok sektörde kullanılmaktadır. Bu kamera sistemleri sayesinde dinamik olarak yüksek kalite ve kesinlikte görüntülemeler yapılabilmektedir. Özellikle yüksek hızlı akışlarda incelemeler yapılabilmesi, net görüntü elde edilebilmesi ve basınç ölçümleriyle senkronize edilmiş bir şekilde veri

alınabilmesiyle mümkün olmaktadır. Sesüstü akış deneyleri, sesaltı akış deneylerine göre daha kısa sürelerde gerçekleşmektedir. Dolayısı ile kısa zaman aralığında maksimum veri almak deneylerin doğruluğu açısından önem arz etmektedir. 15x15 cm İTÜ Trisonik Rüzgâr Tüneli'nde her bir deney yaklaşık 30-40 saniye sürmekte ve bu süre içinde istenen akış şartlarının elde edildiği toplam süre 15 saniye civarında olmaktadır. Bu 15 saniyelik sürenin sadece 1 - 2 saniyesi ölçüm alınabilmektedir. Bu kadar kısa bir süre içinde gözlem yapmak titiz bir senkronizasyon ve iyi kurulmuş deney düzeneğiyle mümkün olmaktadır. Rüzgar tünelinin el verdiği koşullar altında en iyi görüntüye ulaşmak için kamera doğru konumda ayarlanmalı ve gelen ışık doğru optik yolu izleyerek en az kayıpla kameraya ulaşmalıdır. İhtiyaçlar ve hedefler doğrultusunda ekipman seçimi bütçe ve performans açısından değerlendirilerek yapılmıştır.

Schlieren görüntülerinin yakalanması ve kaydedilmesi için Photron FASTCAM Mini UX100 model yüksek hızlı kamera alımı yapılmıştır. FASTCAM Mini UX'in standart işletim özellikleri, PC'ye yüksek hızlı veri aktarımı ve güvenilir sistem kontrolü sunmaktadır. Soğutma fanlarını uzaktan kapatma yeteneği, yüksek büyütme oranlarında kaydederken titreşimleri ortadan kaldırmaktadır. Bu da deney sırasında net bir görüntü sağlamaya yardımcı olmuştur.
Kamera performans özellikleri Tablo 1'de detaylı olarak sunulmuştur.

Tablo 1. *Yüksek Hızlı Kamera Teknik Özellikleri*

Kamera Performans Özellikleri	
Tam görüntü performansı	4,000 fps 1280 x 1024 piksel
Maksimum görüntü alma hızı	200K: 200,000fps (640 x 8 piksel) 800K: 800,000fps (640 x 8 piksel)
Minimum pozlama	Global elektronik deklanşör 3.9µs (Maksimum pozlama hızında 1.01µs)
Dinamik aralık	12-bit tek renkli 36-bit renkli
Hafıza kapasitesi	8 GB
Hafıza bölümü	64 segmente kadar
Görüş alanı	Seçilebilir 128 piksel (yatay) x 8 piksel dikey (minimum 640 x 8)
Deklanşör girişi	Seçilebilir +/- TTL 5Volt ve kapama anahtarı
Deklanşör gecikmesi	100 ns çözünürlük: Seçilen giriş / çıkış tetikler programlanabilir
Giriş/Çıkış	Giriş: Tetikleme (TTL/Switch), eşitleme, hazırlama, olay, IRIG Çıkış: Tetikleme, eşitleme, hazırlama, kayıt, pozlama
Tetikleme modu	Başlatma, kapama, ortalama, manuel, düzensiz
Zaman kodu girişi	IRIG-B
Senkronizasyon	Değişken frekans sekronizasyonu: +/- TTL 5Vp-p
Kamera kontrol arayüzü	Yüksek-hızlı Gigabit Ethernet
Görüntü veri görüntüleme	Pozlama hızı, deklanşör hızı, tetik modu, tarih / saat, durum, gerçek zamanlı / IRIG zaman, görüntüleme sayısı, çözünürlük
Görüntü kaydetme formatları	BMP, TIFF, JPEG, PNG, RAW, RAWW, MRAW, AVI, WMV, FTIF, MOV- Görüntüler görüntü verileri olmadan da sersörün desteklediği yerde 8-bit, 16-bit ve 32 bit olarak kaydedilebilir.
Desteklenen işletim sistemi	Microsoft Windows İşletim Sistemi: XP, Vista, 7, 8, 8.1, 10 (32/64-bit)
ISO 12232 Ssat Hassasiyeti	ISO 10.000 monokrom, ISO 5000 renkli (Kızılötesi yakınları da dahil monokrom sensör: ISO 25.000)
Sensör tipi	Proprietary Design Advanced CMOS

Maksimum Çözünürlük (Piksel)	1280 x 1024 piksel
Sensör boyutları / köşegensel	12.80 mm (Yatay) x 10.24mm (Dikey) / 16.39mm (Köşegen)
Piksel boyutu (mikron)	10µm x 10µm
Kuantum verimliliği	630 nm - 62.6%
Doluluk oranı	80%
Renk matrisi	Bayer CFA (Tekli sensör)
Deklanşör	Global Elektronik Deklanşör 3.9µs-1.01µs (maksimum pozlama hızında)

Photron FASTCAM Mini UX100 model yüksek hızlı kamera alımı markanın Türkiye distribütörü aracılığıyla İngiltere'den yapılmıştır. Alım sürecinde yaşanan yüksek kur değişimi nedeniyle alım istenen süreden uzun sürmüş ve aynı sebeple proje önerisi sırasındaki döviz kuruna göre Türk Lirası üzerinden belirlenen bütçe, fiyatın Euro ile sabitlenmesinden dolayı azalmıştır ve ihtiyaç duyulan hafıza kapasitesi optimum seviyede karşılanamamıştır. Mevcut bellek kapasitesi (8 GB) ile 8000 fps hızında alınan görüntüler uygun model ve akış alanı görüntüleme ölçeğinde yapıldığında yaklaşık 2 saniyelik bir kayıt süresi sağlamaktadır. Kamera üzerine laboratuvar envanterinde bulunan 105 mm Nikon lens kullanılmıştır.

LED ışık kaynağı schlieren görüntüleme sisteminin temel bileşenlerindendir. Kamera sensörünün en iyi algıladığı dalga boyuna göre özel sipariş verilerek ürettirilmiştir. Işık kaynağının LED seçilmesinin nedeni sağladığı avantajlardır. Bu avantajlar arasında uzun ömürlü olması, darbeler sırasında açma/kapama hızının yüksek olması, bağlı olduğu sisteme ısı yayarak zarar vermemesi ve ışık yönlendirmeye uygun olmasıdır. LED ışık kaynağı teknik özellikleri Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2. *LED Işık Kaynağı Teknik Özellikleri*

LED Işık Kaynağı Teknik Özellikleri	
Çıkış Gücü	~2 W
Stabilite	~0.1 % ısınmadan sonra her saat
Maksimum Görev Döngüsü	5%
Yükselme süresi (10% -90%)	< 200-ns
Düşüş Süresi	< 100-ns
Çalışma Sıcaklık Aralığı	-10°C - 60°C
Dalga Boyu	625 nm
ECCN	EAR99
Boyut	2 inç

Işık kaynağının sağladığı aydınlık zaman aralığı, kamera pozlamaları ve basınç ölçümleri eş zamanlı devam etmelidir. Bunun için tüm sistemleri birbiri ile senkronize eden bir tetik sinyaline ihtiyaç vardır ve her ekipmanın gelen tetik sinyaline cevap süresi farklıdır bu nedenle tetik sinyalinin kontrol edilmesi gerekebilmektedir. Sinyal geciktirici tetik sinyalinin üretilmesinde ve kontrolünde görev almaktadır. Sinyal geciktirici özellikleri Tablo 3'te verilmiştir

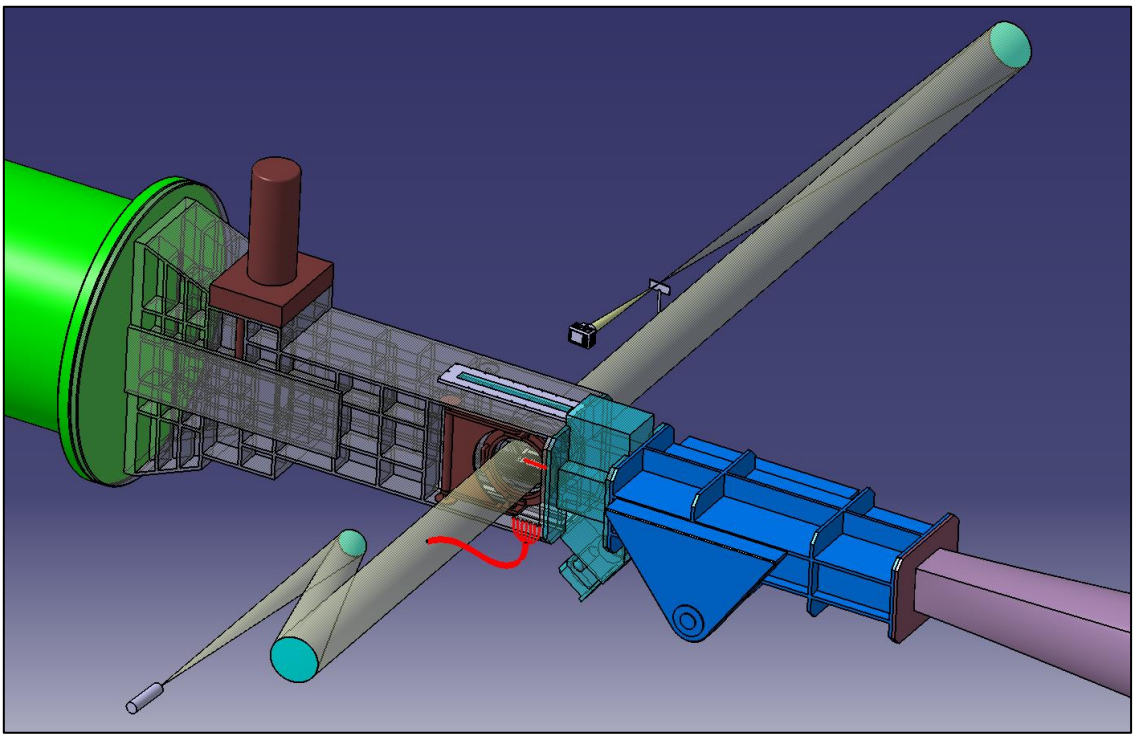
Tablo 3. Sinyal Geciktiricinin Teknik Özellikleri

Sinyal Geciktiricinin Teknik Özellikleri	
Giriş gücü	485-264V, 50-60Hz
Arayüz	Ethernet, USB 2.0
Zaman sayıcı	2
Sinyal genişliği	20 ns -10 s
Tekrarlama oranı	0.1 Hz - 20 kHz
Tetikleme eşiği	0.05-5V
Çıkış voltajı	5V TTL
Bölüm	2-255
Saat hızı	20-ns, 40-ns, 80-ns, 160-ns
Engelleyici	TTL High
İletim modu	Kullanıcı belirler
ECCN	EAR99

Yüksek hızlı schlieren akım görüntüleme sistemi için mekanik ekipmanlar aşağıda sıralanmıştır:

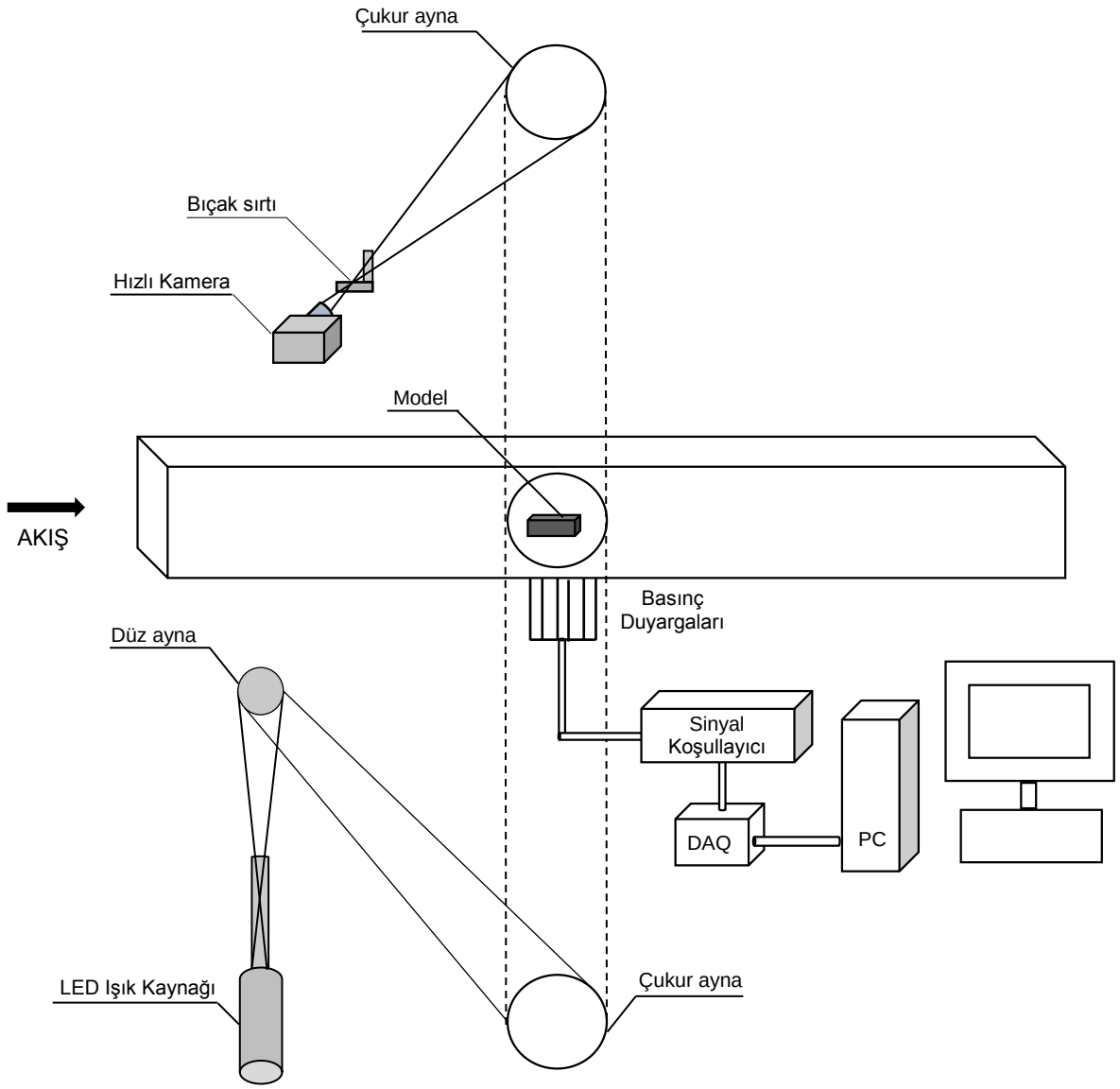
- Yüksek hızlı kamera
- LED ışık kaynağı (yüksek hızlı darbe modunda çalışabilen)
- 2 adet optik çukur ayna
- 1 adet optik düz ayna
- Bıçak sırtı

Yüksek hızlı schlieren akım görüntüleme sistemi ile eş zamanlı çalkantılı yüzey basınç ölçüm düzeneğinin üç boyutlu genel görümü Şekil 8'de ve şematik görünümü Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 8. Rüzgâr tüneli deney odası ve schlieren sisteminin 3 boyutlu gösterimi.

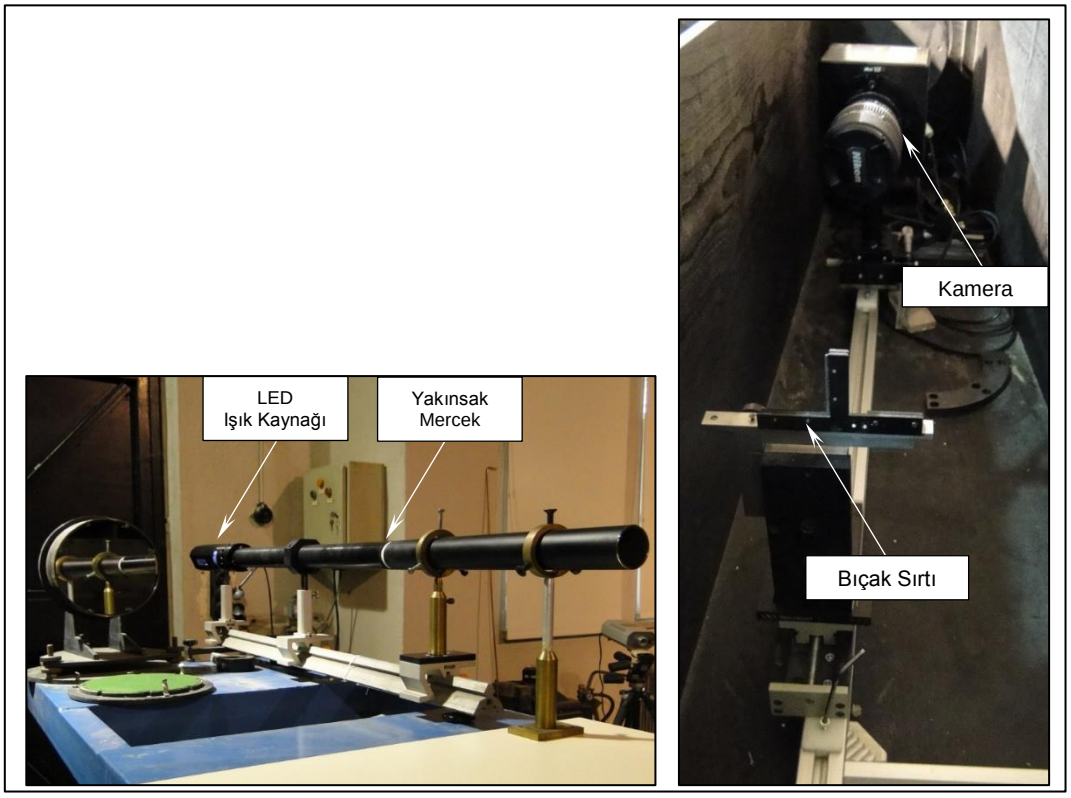
LED ışık kaynağından çıkan ışınlar istenen aydınlatma için açıklığı ayarlanabilir ince bir yarıktan geçirilir ve uygun uzunlukta bir boru yardımıyla yönlendirilir (Şekil 10). Boru içerisine yerleştirilen yakınsak mercek sayesinde ışın demeti noktasal ışık kaynağına dönüştürülür.



Şekil 9. *Schlieren görüntüleme ve çalkantılı yüzey basınç ölçme deney düzeneği şematik gösterimi.*

Noktasal odaktan dağılan ışınlar boru içerisinde yansıma yapmadan ilerler ve düz aynaya ulaştırılır. Düz aynadan yansıyan ışın demeti mesafe ile orantılı bir şekilde genişler ve ışın demeti çukur aynanın da çapı olan 21 cm'ye ulaşınca küresel ayna tarafından toplanır. Çukur aynaya gelen ışın demetinin kaynak noktasının konumunun çukur aynanın odak noktasında olacak şekilde ayarlanmasıyla çukur aynadan yansıyan ışınlar deney odasından paralel olarak geçer. Paralel ışınlar modelin bulunduğu deney odasından geçişi sırasında akış

içindeki yoğunluk değişimleri nedeniyle kırılmaya uğrar. Özellikle şok dalgalarının bulunduğu bölgelerde yoğunluk değişimleri çok yüksektir. Paralel olarak deney odasına ulaşan ve şok dalgası etkisiyle yön değiştiren ışınlar deney odasının diğer tarafına konumlandırılmış çukur ayna üzerine düşer ve bu ışınlar tekrar noktasal bir şekilde odaklanır. Tam bu odak noktasına bıçak sırtı yerleştirilmiştir. Bıçak sırtının (knife edge) ana işlevi yoğunluk farkından dolayı farklı açılarda kırılan ışınları engellemektir. Bu engelleme sayesinde şok dalgalarının bulunduğu bölgelerdeki ışınlar kameraya ulaşmadığından bu bölgeler karanlık olarak gözlemlenir. Bıçak sırtı ile hem düşeyde hem de yatayda ışınlar kesilebilir. Odak noktasındaki ışınlar düşey yönde kesilirse yatay yöndeki yoğunluk değişimleri, yatay yönde kesilirse düşeydeki yoğunluk değişimleri belirginleşir. Net ve keskin hatlı bir görüntü sağlaması açısından bıçak sırtının küresel aynadan çıkan ışınların tam odaklandığı noktaya konması gerekmektedir. Bıçak sırtından geçen ışınlar kameranın lensine ulaşır. Kamera esas boyutun en son yansıdığı nokta olan ikinci küresel aynaya odaklanmıştır. Deneylerde, görüntülemedeki ışık kontrastları hassas bir şekilde ayarlanmıştır. Pozlama zamanı ayarıyla beraber kameranın ışık alım süresi ayarlanmıştır. Bu da görüntüde iz oluşumunu gidermektedir. Bıçak sırtı ve yüksek hızlı kamera sistemi Şekil 10'da gösterilmektedir.



Şekil 10. *LED ışık kaynağı, yüksek hızlı kamera ve bıçak sırtı sistemi.*

Deney düzeneğinin mekanik yerleşimi yanında bir de bilgisayarlı kontrol ve senkronizasyon sistemi kurulmuştur. Trisonik Rüzgar Tüneli, tünel işlemi için 16 kanal veri toplama sistemi kullanır. Her biri belirli bir amaca ve ekipmana sahip toplam üç bilgisayar birlikte çalışır. İlk bilgisayarda, vanaların ve lüle boğaz mekanizmasının kontrol edilmesi bir FORTRAN programı vasıtasıyla gerçekleştirilir. Tank basıncı, dinlenme odası sıcaklığı, toplam basınç ve statik basınç gibi karakteristik parametreler kaydedilir ve aynı anda ikinci bilgisayarda gösterilir.

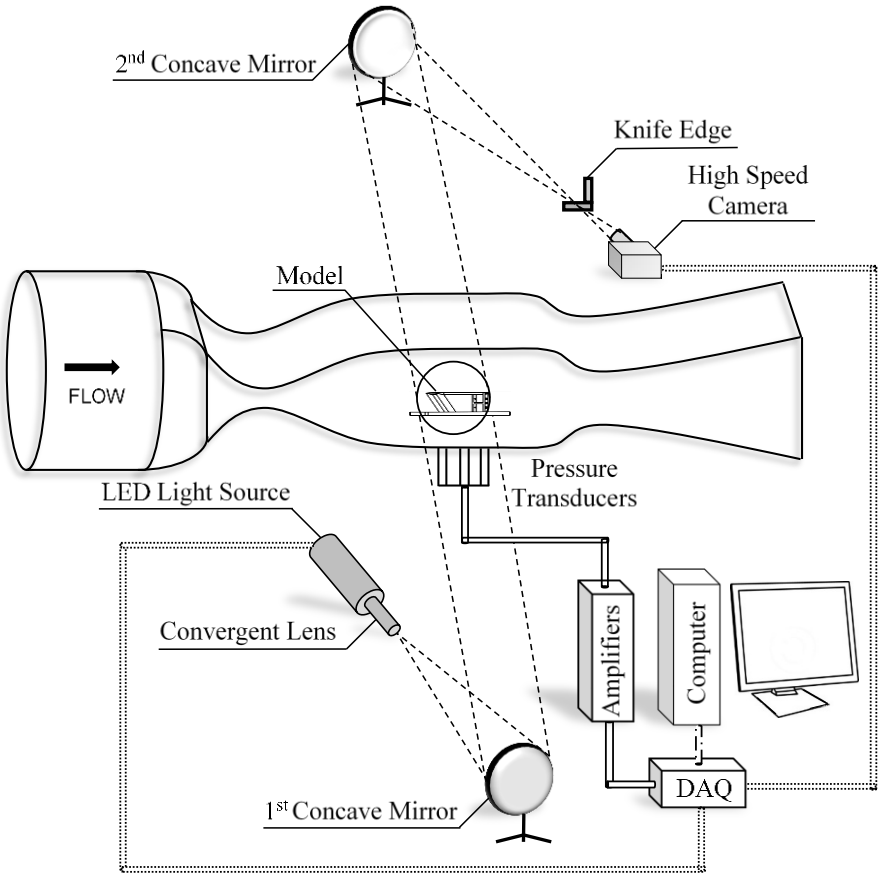
Yüksek hızlı akım görüntüleme 8192 fps hızında ve dinamik basınç ölçümleri iki adet NI PCI-6110E A/D veri toplama kartı kullanılarak 200 kHz örnekleme frekansıyla gerçekleştirilmiştir. Yüksek hızlı akım görüntüleme ile dinamik basınç ölçümlerinin eş zamanlı yapılabilmesi için LabView yazılımı kullanılarak bir program (VI kodu) hazırlanmıştır. Bu program iki veri toplama kartının zamanlarını senkronize etmekte ve 8 analog kanaldan (her bir karttan 4 analog kanal) istenen örnekleme frekansıyla eş zamanlı veri alabilmektedir. Aynı zamanda bu program seçilen veri toplama kartının dijital çıkış kanalından tetik sinyali üretmektedir. Tek bir merkezden üretilen bu tetik sinyali ile kamera ve ışık kaynağı da kontrol edilmektedir.

Basınç ölçümleri için tercih edilen model Kulite XCEL-072 serisidir. Havacılık ve diğer endüstri alanlarında çok sayıda uygulama için idealdir. Duyargaların üstün teknolojisi sayesinde dayanıklı bir yapısı vardır. Bu özellik yüksek hızlı akışlarda dinamik ve statik basınç ölçümü yapılması için uygun bulunmuştur. Basınç duyargaları bir seferde 5 bağlantı olacak şekilde her bir deneyde belirlenmiş konumlara bağlanarak aynı model üzerinde ölçümler gerçekleştirilmiştir. Basınç duyargaları aynı hız için her iki modelin de merkez çizgisi boyunca yüzeye monte edilmiştir. 0-170 kPa ve 0-350 kPa aralıklarına sahip iki tür duyarga (Kulite XCEL-072-25A ve Kulite XCLE-072-50A) hem model zeminlerindeki basınç dağılımını elde etmek için hem de alıktaki şok dalgası sınır tabakası etkileşiminin neden olduğu etkilerin araştırılması için kullanılmıştır. Kullanılacak olan Kulite basınç duyargaları etkin frekans cevabı 50-100 kHz'e kadar olan diyafram tipi strain gage temelli, 4 aktif kollu Wheatstone köprüsü olan basınç duyargalarıdır.

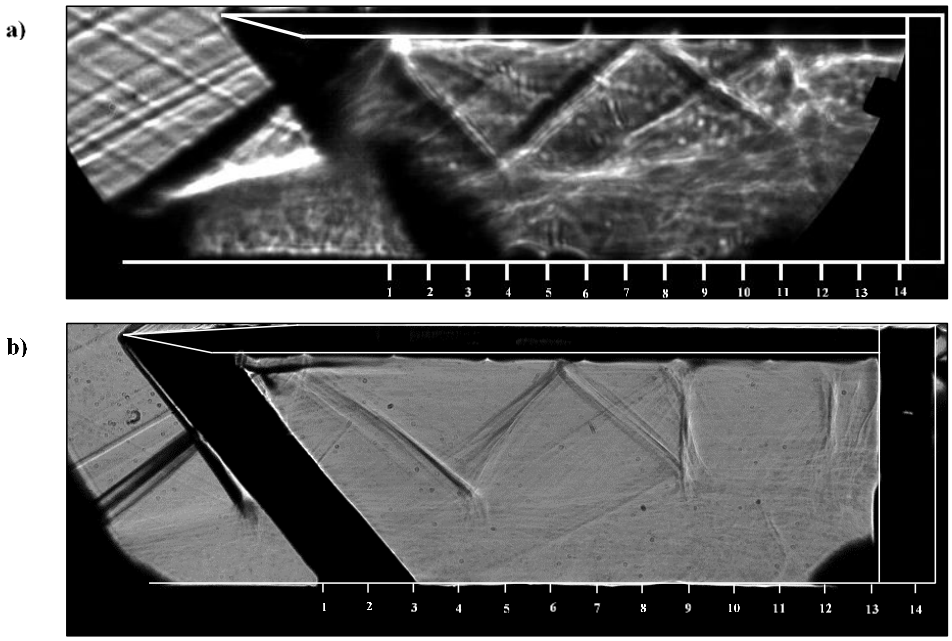
Projenin ilk çalışma döneminde schlieren görüntüleme deneyleri için yukarıda söz edilen optik düzenek kullanılmıştır. Ancak bu düzenekte ışık kaynağı tarafından kullanılan fazladan bir düz ayna ve bazı küçük doğrultu bozuklukları nedeniyle yüksek hızda olmasına rağmen yüksek kalitede schlieren görüntüleri elde edilememiştir. Birinci gelişme raporunda bu tür schlieren görüntüleri yer almaktadır. Daha sonra optik düzenek, proje kapsamında temin edilen bazı optik mekanizmalar kullanılarak iyileştirilmiştir. Işık kaynağı tarafında kullanılan

düz ayna sistemden çıkarılarak schlieren düzeneğinin tam bir z-tipi olması sağlanmış ve her iki koldaki sapma açıları eşit ve minimum hale getirilmiştir. Bu ve diğer hassas ayarlamalardan sonra schlieren görüntülerinin kalitesi istenen yüksekliğe çıkarılmıştır. Şekil 11'de iyileştirilmiş ve yüksek kalitede görüntü veren schlieren sisteminin şematik bir görüntüsü verilmiştir.

Bu iyileştirme sonrası elde edilen schlieren görüntülerinin daha önceki düzenek ile elde edilen görüntülerle yapılan örnek bir karşılaştırılması Şekil 12'de tek rampalı ok açılı alık modeli (I-4) için verilmiştir. Şekilden görüleceği gibi iyileştirilmiş durumda yüksek netlik ve keskin kenarlar göze çarpmaktadır.



Şekil 11. *İyileştirilmiş schlieren görüntüleme ve çalkantılı basınç ölçme sisteminin şematik görünümü*



Şekil 12. *I-4 modelinde schlieren görüntüsü; a) İyileştirmeden önce, b) İyileştirmeden sonra*

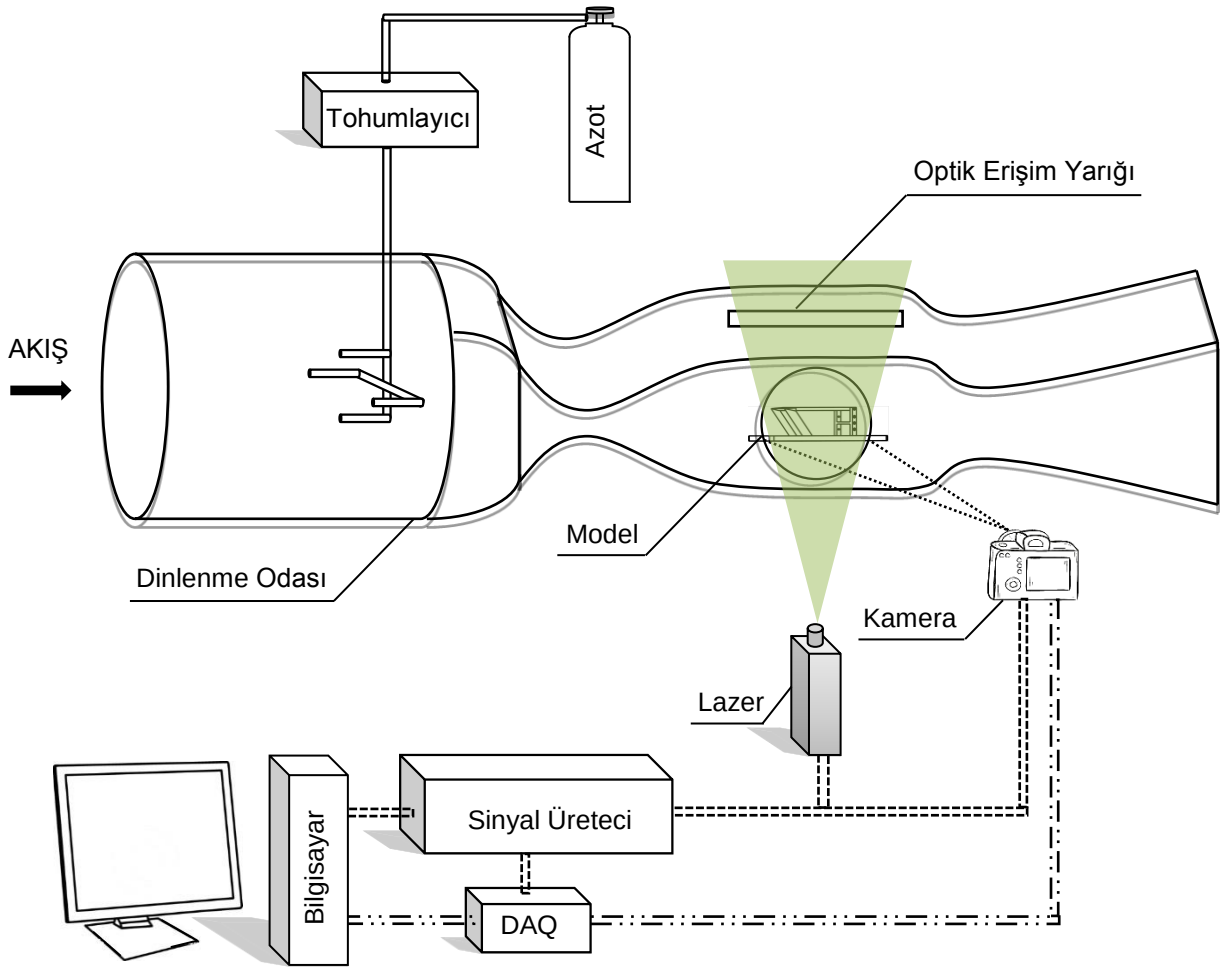
3.4 PIV Deney Düzeneği

İTÜ 15X15cm Trisonik Rüzgâr Tüneli'nin orijinal alt ve üst duvarları birer sınır tabaka emme mekanizmasına sahip olduğu için PIV ölçümleri için gerekli olan, tünel deney odasından düşey doğrultuda bir lazer ışık düzlemi geçirmek bu konfigürasyonda mümkün değildir. Ancak tünelin alt duvarı son dönemde başlatılmış olan hava alığı vb. çalışmalarda model bağlanmasına izin verecek şekilde emme mekanizması çıkarılarak yeni bir duvar/kapak düzeneği ile değiştirilmiştir. Bu düzenekte modeli tünel deney odası taban duvarına bağlamak ve ışık düzlemi geçmesi için gerekli optik geçirgen yarık ve düzenlemeleri yapmak mümkündür. Proje kapsamında benzer bir değişiklik tünel deney odası tavan duvarı için yapılarak lazer ışık düzleminin tünel deney odası içinden saydam olmayan katı yüzeylere çarpmadan geçmesi ve rüzgâr tünelinin PIV ölçümlerine uygun hale getirilmesi bu parçaların yeniden tasarlanıp üretilmesi ile sağlanmıştır. Tünel deney odası için söz konusu değişiklik için tasarlanan parçaların teknik resimleri ikinci proje gelişme raporu, sonrasında üretilen tüm parçaların görselleri üçüncü proje gelişme raporu kapsamında verilmiştir.

PIV yönteminde gerekli olan parçacık tohumlanması (seeding) laboratuvarda mevcut bulunan katı parçacık (Al_2O_3 veya TiO_2) tohumlama sisteminin (DANTEC 10F01) tünel dinlenme odasına yapılan bir besleme/püskürtme sistemi adaptasyonu ile sağlanmıştır. Bu mevcut sistem ile 0.3 μm çapında parçacıklar elde edilebilmektedir. Sesüstü akışlardaki PIV ölçümlerinde katı parçacıklarla yapılan tohumlamada güvenilir sonuçlar elde etmek için

parçacık çapının 1 μm'den küçük olması gerekir. Mevcut sistem ve beraberinde temin edilmiş parçacıklar bu gereksinimi karşılamaktadır.

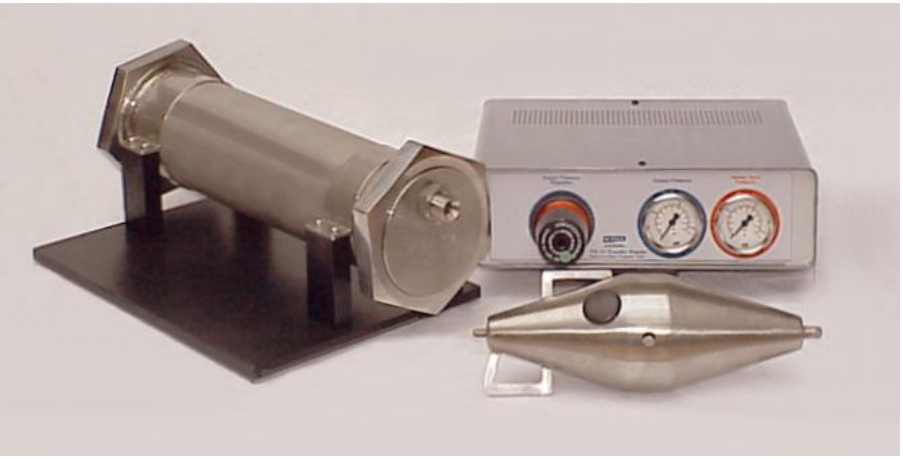
Proje kapsamında kurulan PIV ölçüm sisteminin şematik görünümü Şekil 13'te verilmiştir. Akışa enjekte edilen parçacıkların deney odasında homojen dağılım göstermeleri için tünel dinlenme odası tohumlama için en uygun yerdir. Bu nedenle çapı 14 mm olan çelik borular ve bağlantı elemanları ile bir parçacık püskürtme sistemi imal edilmiştir. Bu parçacık püskürtme sistemi ile dinlenme odasının içine, daha etkin bir karışma elde edilebilmesi için akış yönüne ters yönde, dört noktadan parçacık püskürtülmektedir. Parçacıkların akışa karşı püskürtülmesi ile ayrıca daha homojen bir karışım elde etmek hedeflenmiştir. Mach 2 hızında deney yapılabilmesi için dinlenme odasının deney boyunca yaklaşık 2.8 bar basıncında kurutulmuş hava ile beslenmesi gerekmektedir. Bu basınçlı ortama parçacık püskürtebilmek için tohumlama sistemi (DANTEC 10F01) bir basınçlı azot tüpü yardımı ile yaklaşık 6 bar ile basınçlandırılmaktadır.



Şekil 13. *PIV ölçüm sistemi şeması*

Optik geçirgenliği sağlanmış olan deney odası ve alık modelinin merkez kesiti, düşey eksende çift kaviteli bir Nd:Yag tipi lazer ile aydınlatılmaktadır. Tünel deney odasının yan duvarlarında mevcut bulunan yüksek kalite quartz camlı pencerelerden ise PIV görüntüsü kamera ile elde edilmektedir. Lazer ve kamera arasındaki senkronizasyon, sinyal üreteci/geciktirici (ISSI PSG-3) ya da PIV kontrol ve veri alma yazılımının kullanıldığı bilgisayarda bulunan senkronizasyon kartı ile sağlanmaktadır. PIV görüntü verisi ise bilgisayara kurulu DANTEC DynamicStudio yazılımı ile toplanmaktadır.

Şekil 14'te gösterilen parçacık üreteci ve tohumlama cihazı Dantec Dynamics firması tarafından üretilmiş Powder Seeding Generator 10F01 model numaralı sistemdir. Bu sistem PIV ve LDA ölçümleri için kullanılabilmektedir. Basınçlı bir silindir odası, bu odanın içine yerleştirilen ve katı TiO_2 ya da Al_2O_3 toz parçacıklarının konduğu bir tambur ve parçacık yoğunluğunu ve debisini ayarlamakta kullanılan bir kontrol ünitesinden oluşan bileşenlere sahiptir. Sistem, toz parçacıkların basınç odasına yüksek kayma gerilmeleri yaratan sonik jetlerle çıkmasını sağlayarak büyük ve bir araya gelmiş olan toz parçacıklarının parçalanarak yeterince küçük çaplarda parçacık üretilmesini sağlar. Basınçlı silindir odasının giriş bölümünde ayrıca toz parçacıkların homojen karışımını sağlamak için bir fan da bulunmaktadır. Bu sistem 10 bar çalışma basıncına kadar beslenebilmekte ve bu basınca kadar olan akış alanına parçacık beslemesi yapmak için kullanılabilmektedir.



Şekil 14. *Parçacık Tohumlayıcı cihaz ve bileşenleri*

Gerçekleştirilen PIV ölçümlerinde akış Expancel 091 DE mikro-küreleri kullanılarak tohumlanmıştır. Mikro-küreler küre şeklinde, beyaz renkli ve içerisinde hava bulunan termoplastik kabuğa sahip yapılardır. Tohumlama parçacıklarının çapı ve yoğunluğu üretici tarafından sırasıyla 5 μm ve 20 kg/m^3 olarak verilmiştir. Bu çalışmada kullanılan Expancel

091 DE parçacıkları, ses üstü akışlarda tohumlama için en sık kullanılan $Ti0_2$'den yaklaşık 200 kat daha hafiftir. Bu özellik, bu parçacıkları akışı izleme performansı ve akış içindeki tohum konsantrasyonunun homojenliği açısından üstün kılar. Parçacıkların akıştaki hız değişikliklerini takip etme kabiliyetinin bir ölçüsü parçacık tepki süresidir (τ_P). Parçacık tepki süresi, ani hız değişimine maruz kalan bir parçacığın yeni hız değerinin %63'ne ulaşması için geçen süre olarak tanımlanmaktadır ve matematiksel ifadesi aşağıda verilmiştir:

$$\tau_p = \frac{d_p^2 \rho_p}{18\mu}(1 + Kn) \qquad (1)$$

Formülde görülen d_p parçacık çapı, ρ_p parçacık yoğunluğu, μ ise Sutherland formülüyle hesaplanan dinamik viskozitedir ve Kn parçacık çapının ortalama serbest yola (λ) oranı olan Knudsen sayısıdır. Mach 2 serbest akışı için, parçacık Kn sayısı 0.0173'tür ve τ_P 2.5 µs olarak hesaplanır. Parçacıkların akıştaki hız değişikliklerini takip etme kabiliyetinin diğer bir ölçüsü Stokes sayısıdır. Stokes sayısı, tohum parçacıklarının hız dalgalanmalarını takip yeteneğinin derecesini belirler. Stokes sayısı $St = \tau_p/\tau_f$ olarak tanımlanır, burada $\tau_f = \delta/\Delta U$ karakteristik akış zaman ölçeğidir, ΔU karakteristik hız farkı ve δ akışın karakteristik genişliğidir. Buradaki τ_f, yalnızca büyük ölçekli yapıların karakteristik zaman ölçeğinin tahminidir. Literatürdeki çalışmalar, parçacıkların türbülanslı bir kayma tabakasındaki hız dalgalanmalarını tam olarak takip edebilmesini sağlamak için Stokes sayısının yaklaşık 0.5'ten az olması gerektiğini önerir. Bu çalışmada, Mach 2 serbest akış hızı yaklaşık 515 m/s'dir ve pitot probu ölçümlerinden belirlenen sınır tabakası kalınlığı yaklaşık δ_{99} = 16 mm'dir. Bu değerler yardımı ile karakteristik akış zamanı δ_{99} / U_∞ = 31 µs ve Stokes sayısı yaklaşık 0.08 olarak bulunur. Elde edilen Stokes sayısına bakarak parçacıkların sınır tabakadaki büyük ölçekli hız dalgalanmalarını kolayca takip edebileceği söylenebilir.

Tohumlanan akış, 200 mJ enerjili, dalga boyu 532 nm ve 3-5 ns atım süresi olan New Wave Solo120 çift atımlı Nd:Yag lazerle aydınlatılmıştır. Lazer, serbest akışta bir parçacığın yaklaşık 1.1 mm'lik yer değiştirmesi için gerekli olan 2 µs'lik bir zaman farkıyla 15 Hz'de tetiklenmiştir. 1.1 mm'lik mesafe yaklaşık 9 piksel yer değiştirmeye karşılık gelir. Parçacık görüntüleri 1600x1200 piksel boyutunda sensöre sahip Dantec Flowsense 10-bit kamera ile kaydedilmiştir. Ölçümlerin alınması ve verilerin işlenmesi için Dynamic Studio 3.14 yazılımı kullanılmıştır. Korelasyon hesaplamalarından önce, her bir görüntüden ortalama arka plan görüntüsü çıkarma işlemi uygulanmıştır. Bu yöntem, istenmeyen yansımaları ve deney odası camlarına ya da hava alığı duvarlarına yapışan parçacıklar nedeniyle oluşan gürültünün bir kısmının giderilmesini sağlamıştır. Örnek olarak, ham görüntü ve arka plan çıkarılmış görüntü, sırasıyla Şekil 15a ve 15b'de verilmiştir. İşlenen görüntünün çok daha az istenmeyen yansımaya ve daha az bir arka plan bulanıklığına sahip olduğu görülmektedir.

Arka plan çıkarma tekniğinin daha yüksek kaliteli veriler sağladığı ve sonuç olarak bu teknik kullanılarak sağlıklı vektörlerin sayısının arttığı gözlenmiştir. Arka plan çıkarma işleminden sonra elde edilen resimler, her yöndeki komşu sorgulama alanları ile %50 örtüşen 32X32 piksel sorulama alanları kullanılarak ortalama-korelasyon tekniği ile işlenmiştir. Buna ek olarak, ölçümlerin sonuçlarını iyileştirmek için hız verileri 30 piksellik filtreleme yarıçapında coherence yöntemi ile filtrelenmiştir. Coherence filtresi, yalnızca baskın çevre vektörleri ile hatalı ve tutarsız olması muhtemel vektörleri değiştirmektedir.

Mach sayısı dağılımı, Crocco-Busemann bağıntısı kullanılarak hız verilerinden ortalama sıcaklık yaklaşımı yapılarak hesaplanmıştır. Aşağıdaki kabuller ile enerji denkleminin Crocco-Busemann bağıntısına indirgenebildiği gösterilebilir:

(i) sürekli akış,

(ii) Pr = 1,

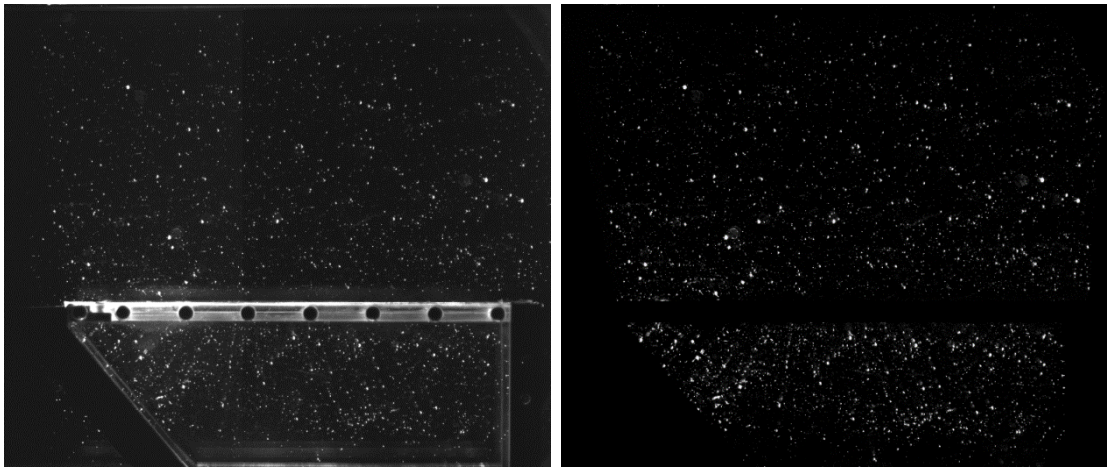
(iii) adyabatik akış,

(iv) iki-boyutlu akış,

(v) $V << U$ ve $\partial/\partial x << \partial/\partial y$.

Yukarıdaki yaklaşımları kullanılarak enerji denklemi şu forma indirgenir:

$$C_p T = C_p T_0 - \left(\frac{U^2}{2} + \frac{V^2}{2}\right) \qquad (2)$$



a) b)

Şekil 15. *Dynamic Studio'nun arkaplan çıkarma tekniği örneği;*
a) ham görüntü, b) çıkarma işleminden sonra elde edilen görüntü.

Sıcaklık dağılımı hız vektörünün U ve V bileşenleri ve dinlenme odasında ölçülen toplam sıcaklık ile elde edilir. Hız vektörünün W bileşeninin ortalama hıza katkısı ve dolayısıyla Mach sayısına katkısının ihmal edilebilir seviyededir, aynı zamanda W bileşeni ilgilenilen düzlemde

ölçülmemiştir. Lokal ses hızı aşağıda verilen denklem kullanılarak sıcaklık dağılımından hesaplanır:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \tag{3}$$

4. BULGULAR

Bu bölümde sunulacak olan sonuçlar, proje kapsamında incelenen model konfigürasyonunda yüksek hızlı schlieren ve eş zamanlı çalkantılı basınç ölçümleri, ok açısının etkisi, 4 ayrı model konfigürasyonunda yapılan PIV ölçümleri ve son olarak da girdap üreteçlerinin etkisi başlıkları altında verilecektir.

Deneyler İstanbul Teknik Üniversitesi'nde 15×15 Trisonik Rüzgar Tünelinde gerçekleştirilmiştir. Trisonik Rüzgar Tüneli 15 cm x 15 cm deney odasına sahip, üflemeli (blowdown) tipte açık devre rüzgar tünelidir. İhtiyaç duyulan hava yaklaşık 2.7 MPa'lık bir basınçta toplam 90 m^3 hacimli tanklar tarafından karşılanır ve tanklar iki aşamalı bir kompresör sistemi ile doldurulur. Testler, nominal T_0 = 293 K'lik bir toplam sıcaklığında yürütülmüştür. Serbest akımın statik basıncı p_∞ = 0.36 atm, serbest akım Mach sayısı ve hızı nominal değerleri sırasıyla 2.0 ve 510 m/s idi.

4.1 Eş zamanlı schlieren görüntüleme ve çalkantılı basınç ölçümleri

Bu bölümde düz ağızlı geometriye sahip I-1 ve I-2 alık modellerindeki sonuçlar tartışılacaktır.

4.1.1 Model I-1'de Akış Görselleştirme ve Basınç Ölçümleri

Projenin ilk aşamasında, tek bir keskin kenarlı şok üreten rampadan oluşan hava alığı modeli araştırılmıştır. İlk olarak, I-1 modeli için deneyler blok parçası olmadan gerçekleştirilmiştir. Bu durumda alık içinde yansımalardan sonra bir dik ya da dike yakın güçlü şok oluşmadığı için alık içi akış tam sesüstü akış durumu olarak adlandırılmıştır.

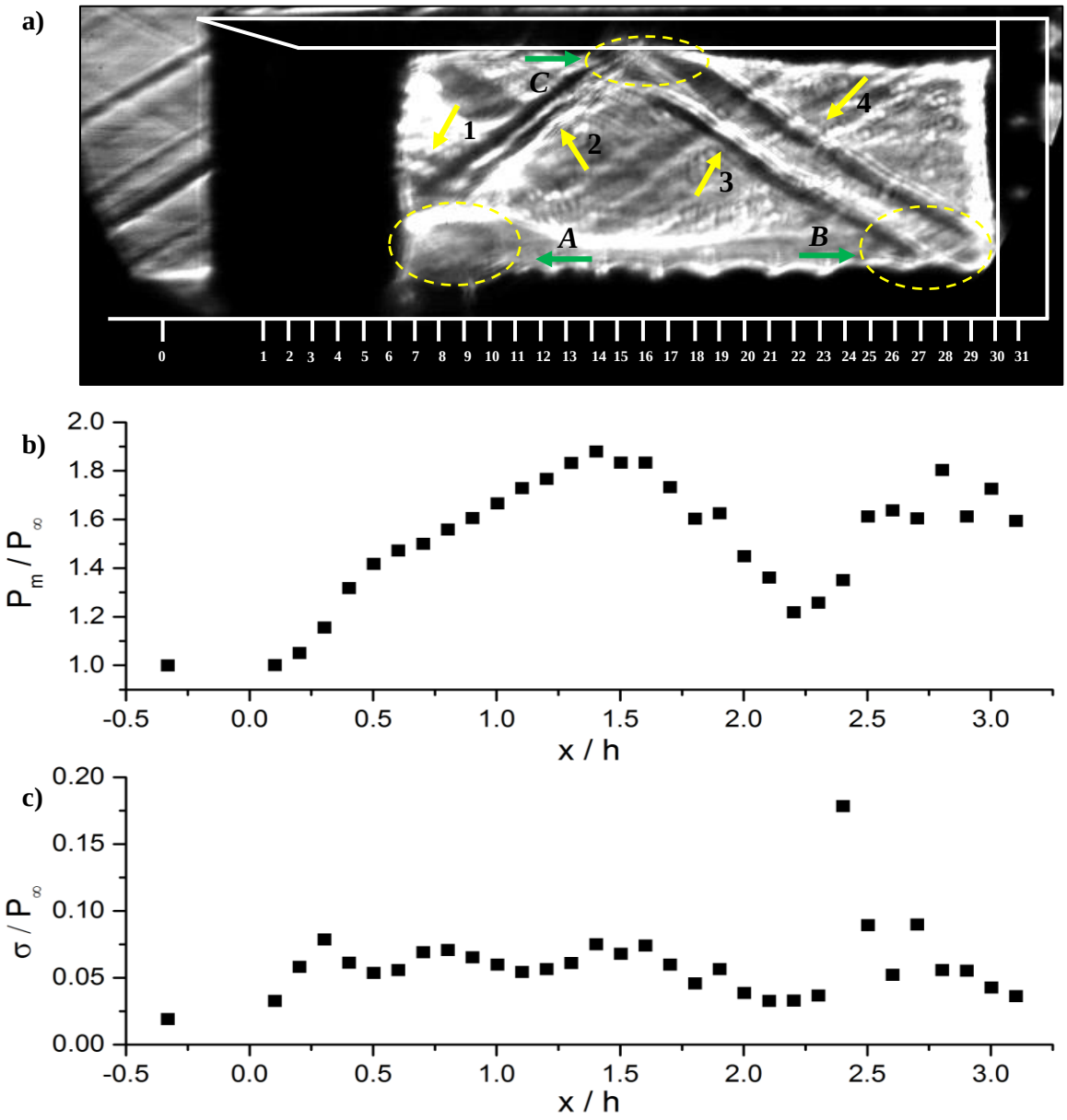
Şekil 16a, serbest akış Mach sayısı yaklaşık 2.0 için hava alığı içindeki ve çevresinde şok yapısının anlık schlieren görüntüsünü göstermektedir. Hava alığı rampası, tavanı ve duyargaların tabandaki ilgili yerleri şematik olarak Şekil 16a'da gösterilmektedir. Duyargaların zemindeki konumları şekilde gösterildiği gibi akış yönünde 0'dan 31'e kadar numaralandırılmış ve metin içinde L0, …, L31 olarak adlandırılacaktır. Beyaz çizgiler zemini, 12 derecelik rampayı ve tavanı belirtmektedir. Giriş bölümü pirinçten yapılmış olduğundan karanlık bölge olarak görünmektedir. Hava alığının rampasından çıkan ilk eğik şok dalgasının büyük bir bölümü bu metal bölgenin arkasında kaldığı için görünmemekte, ancak zemindeki sınır tabakadan yansımadan önceki küçük bir bölümü siyah bir çizgi olarak görülmektedir (ok 1). İlk yansıyan şok dalgası ve ilk şok dalgasının neden olduğu ayrılma ile oluşan şok dalgası, hava alığı tavanına çarpan tek bir şoka dönüşür (ok 2). Bu arada, ilk yansıyan şokun

hava alığı tavanına çarptığı noktada iki şok dalgası (ok 3 ve ok 4), muhtemelen tavan sınır tabakasıyla etkileşim nedeniyle oluşan ayrılma bölgesi etkisiyle üretilir. Söz konusu iki şok dalgasından akış yönüne göre önde olanı (ok 3 ile işaretlenmiştir), ayrılan sınır tabaka tarafından akışın sapması nedeniyle oluşan ayrılma şokudur. Arkada oluşan şok dalgası (ok 4 ile işaretlenmiştir), ayrılma bölgesinin hemen arkasındaki akışın yeniden birleşmesi ve genişlemesinden kaynaklanan yeniden sıkışmaya bağlı olarak oluşur. Bu iki şok dalgası, *B* ile gösterilen bölgedeki zemine çarpmaktadır. Hava alığı rampası tarafından üretilen başlangıç şok dalgası ve tavanından yansıyan şok dalgası, tünel zemine çarpıp nispeten kalın olan sınır tabakayla *A* ve *B* ile gösterilen bölgelerde etkileşime girer. *A* ve *B* ile gösterilen bölgelere ek olarak, *C* alanı, ilk yansıyan rampa şokunun tavan sınır tabakasıyla etkileşime girmesi nedeniyle oluşan hava alığı tavanındaki ayrılma bölgesini göstermektedir.

Basınç ölçümleri için hava alığı zemini boyunca basınç duyargalarının yerleri, dikey beyaz çizgilerle gösterilmiş ve Şekil 16a'da L1-L31 olarak etiketlenmiştir. L0, diğer ölçümler için referans değer olarak serbest akım yüzey statik basıncını ölçmek için kullanılmıştır. Bu durumda, duyargalar, giriş modelinin zemini boyunca statik basınç dağılımı elde etmek için aralarında 5 mm'lik bir mesafe ile altılı veya beşli takımlar halinde her bir deliğe yerleştirilmiştir. Basınç verisi, basınç dağılımının genel karakterini göstermek için, tüm deneylerde yaklaşık 6.5 saniye süreyle 40 kHz örnekleme frekansı ile elde edilmiştir.

Basınç ölçümleri, yüzeyde basınç çalkantılarının hem ortalama ve hem de rms değerlerini elde etmek amacıyla analiz edilmiştir. Ortalama basınç (p_m) ve rms basınç dağılımı Şekil 16b ve 16c'de gösterilmiştir. Burada bildirilen tüm basınçlar serbest akım basıncı L0'da ölçülen p_∞ ile boyutsuzlaştırılmıştır. Şekil 16b incelendiğinde ortalama basıncın o bölgede meydana gelen şok dalgası / sınır tabakası etkileşiminden ötürü, hava alığının L1 konumundan modelin giriş kısmı içindeki L5'e kadar duvar boyunca önemli ölçüde arttığını göstermektedir. Bu sonuca dayanarak, şok dalgası / sınır tabakası etkileşiminin sebep olduğu ayrılma bölgesinin L1'den hemen sonra başladığı sonucuna varılabilir. L14'ün bulunduğu yere kadar basınç artışı devam etmektedir. L14'te, akış ilk yansıyan eğik şokun yanı sıra 12 derecelik rampa şokunun etkisi altındadır. Viskoz olmayan eğik şok teorisi ve Prandtl-Meyer genişleme dalgası teorisini kullanarak, 12 derecelik rampa açısından kaynaklanan eğik şok, rampanın bitimindeki omuzdan kaynaklanan genişleme dalgası ve rampa şokunun yansımasıyla oluşan eğik şok dalgasından sonra oluşan basıncın serbest akım basıncına oranı 1.86 olarak hesaplanır. L1 ve L14 duyargalarında ölçülen statik basınçların oranı (P_{14}/P_1), teorik değer ile uyumlu olarak 1.87 olarak ölçülmüştür. Rampa omuzundaki genişlemenin etkisiyle, basınç L14'ten L22'ye doğru düşmektedir. Aşağı akış yönünde ilerledikçe akış basıncı tekrar

yaklaşık 1.8p_∞'ye yükselir. Son olarak, basınç alık çıkışındaki genişlemenin etkisiyle düşmektedir (L30).

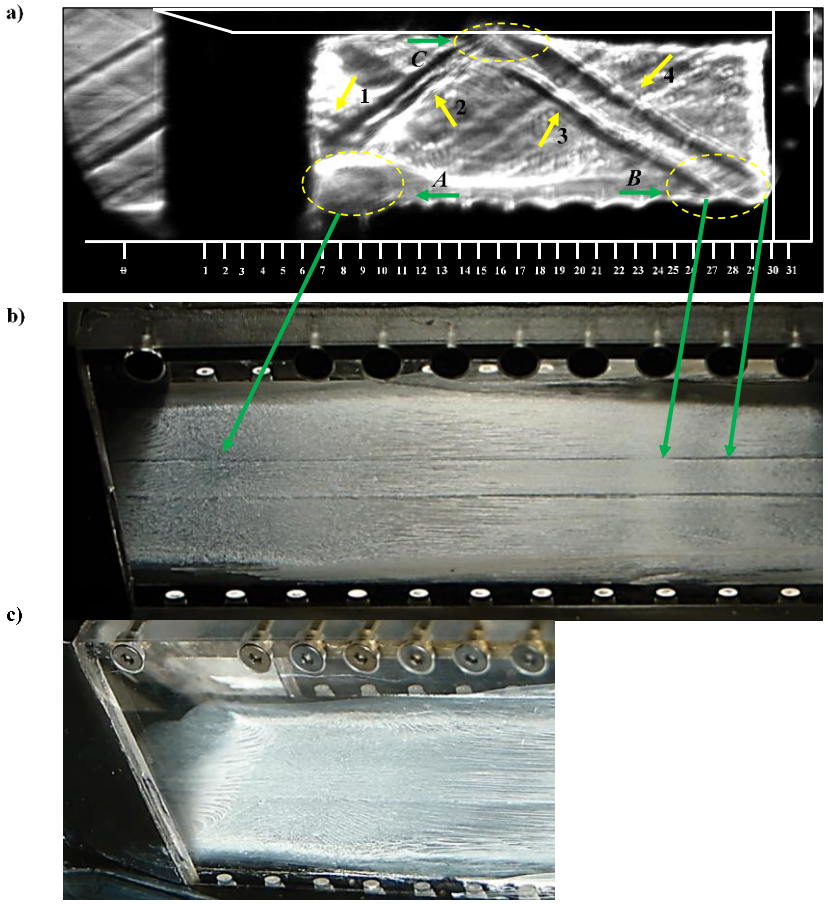


Şekil 16. *I-1 alık içi tam sesüstü akış durumu deneylerinden elde edilen sonuçlar; a) schlieren görüntüsü, b) Model boyunca ortalama basınç dağılımı, c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*

Şekil 16c, alık giriş bölgesindeki yüksek basınç çalkantılarının meydana geldiğini göstermektedir. L1, L2 ve L3'ün konumları, rampa şok dalgasının çarpmasıyla oluşan şok-sınır tabakası etkileşiminin gerçekleştiği bölgenin önüne karşılık gelir ve sonuç olarak bu bölgede ayrılan akış nispeten büyük genlikli basınç çalkantılarına neden olur. L4 ile L16 arasındaki çalkantı seviyesi, L3'deki yerel tepe noktası değerinden hafifçe düştükten sonra temelde aynı seviyede kalır. Rampa şokunun zemine çarpması nedeniyle oluşan etkileşim

bölgesinden uzaklaşılması sonucu L16'dan sonra yaklaşık L23'e kadar rms dağılımında hafif bir azalma söz konusudur. Şekil 16c, L24'ün diğerleri arasında en büyük çalkantıya sahip olduğunu gösterir çünkü bu konum yansıyan şok dalgasının çarptığı yerdir. Ayrıca, L25, L26 ve L27 nispeten büyük basınç çalkantılarına sahiptir, çünkü hem oldukça kararsız hem de bu bölgede hafifçe geriye doğru hareket eden yansıyan şok dalgalarının etkisinde bulunurlar. Basınçtaki çalkantı seviyesi alığın çıkışına doğru azalmaktadır.

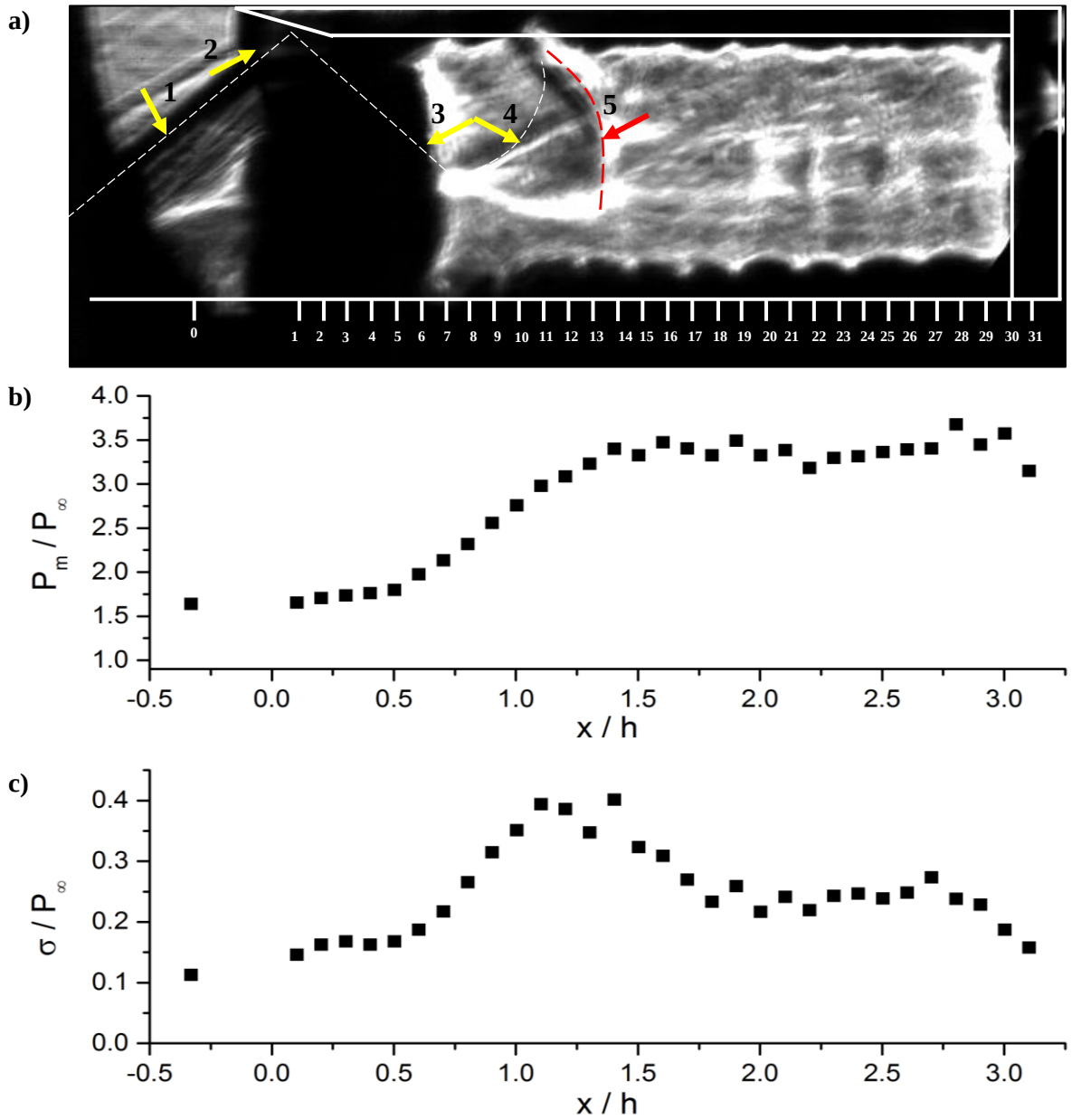
Şekil 17, yağ ile akış görüntüleme yöntemi ile elde edilen model zemininin yüzeyindeki akış yapısını göstermektedir. Zemindeki ayrılma bölgeleri (*A* ve *B*) Şekil 17b'de açıkça görülmektedir. Şekil 17c, modelin giriş bölümündeki ayrılma şokunun (ok 2) etkisini göstermektedir.



Şekil 17. *I-1 alık modeli tam sesüstü akış durumu yağ akışı görselleştirme deneyi; a) schlieren görüntüsü, b) modeli boyunca yağ akışı c) Giriş kısmının yağ akış deneyi.*

İkinci aşamada, I-1 modeli için deneyler bir bariyer / blok parçası ile gerçekleştirilmiştir. Şekil 18a'da, yaklaşık 2 olan Mach sayısı için modelin içinde oluşan şok yapısının schlieren görüntüsü gösterilmektedir. Şekilde, beyaz çizgiler zemini, 12 derecelik rampayı, giriş

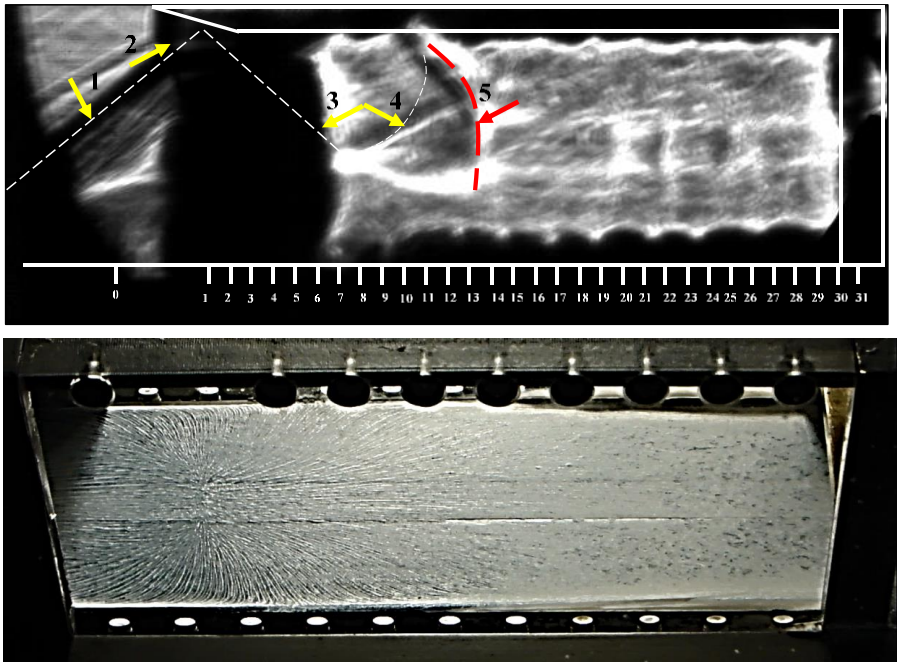
tavanını ve basınç duyargalarının yerlerini göstermektedir. Alık ağız kısmı ve bariyer / blok parçası pirinçten yapılmış olduğundan karanlık bölge olarak görülmektedir. Eğik bir şok dalgası, hava alığı çıkışına monte edilen blok ve yarattığı basınç artışı nedeniyle bloksuz modele göre modelin önünde oluşmaktadır (ok 1). Bu durumda ilk şok rampaya çarpar ve rampa tarafından üretilen şok dalgasıyla etkileşir (ok 2). Yansıyan iki şok dalgası (ok 3 ve ok 4) sonrasında kırmızı okla gösterilen normal bir şok dalgası oluşur. Normal şok dalgasının hemen ardında, "şok treni" olarak adlandırılan, yüzeyden ayrılan ve gittikçe kalınlaşan sınır tabakalar arasında oldukça zayıf ardışık normal şok dalgaları yapısı gözlemlenmektedir.



Şekil 18. *I-1 modeli için blok parçalı deney (alık çalışma şartı); a) Schlieren görüntüsü; b) Model boyunca ortama basınç değerleri c) Basıncın standart sapmasının dağılımı*

Basınç verisi, hava alığı boyunca basınç dağılımının genel karakterini göstermek için, tüm duyargalardan yaklaşık 6.5 saniye süreyle 40 kHz'de örneklenerek elde edilmiştir. Şekil 18b incelendiğinde modelin önünde bulunan eğik şok dalgası nedeniyle referans duyargasından (L0) ölçülen basınç değerinin serbest akım değerine göre yüksek olduğu gözlenmektedir. Basınç, yansıyan iki şok dalgası ve daha da önemlisi normal şok dalgası nedeniyle, L1dan L5'e yavaş, L6'den L15'e ise hızlı bir artış göstermiştir. Akış yönünde, yüksek basınç değeri alığın sesaltı bölgesinde L16'dan L31'e kadar neredeyse sabit kalmış gibi gözükse de alık içi akışın orta bölgesinde oluşan şok treni yapısı nedeniyle artış ve azalış şeklinde küçük değişimler göstermektedir. Şekil 18c'de görüldüğü gibi basınç çalkantıları L0'dan L15'e ortalama basınç dağılımı ile aynı davranışı göstermektedir. Bununla birlikte, basınç çalkantılarının genliği L15 ve L20 konumları arasında azalmaktadır. Basınç çalkantıları L20'den L27'ye kadar sabit kalmakta, ancak bu konumdan sonra bir düşüş gözlenmektedir.

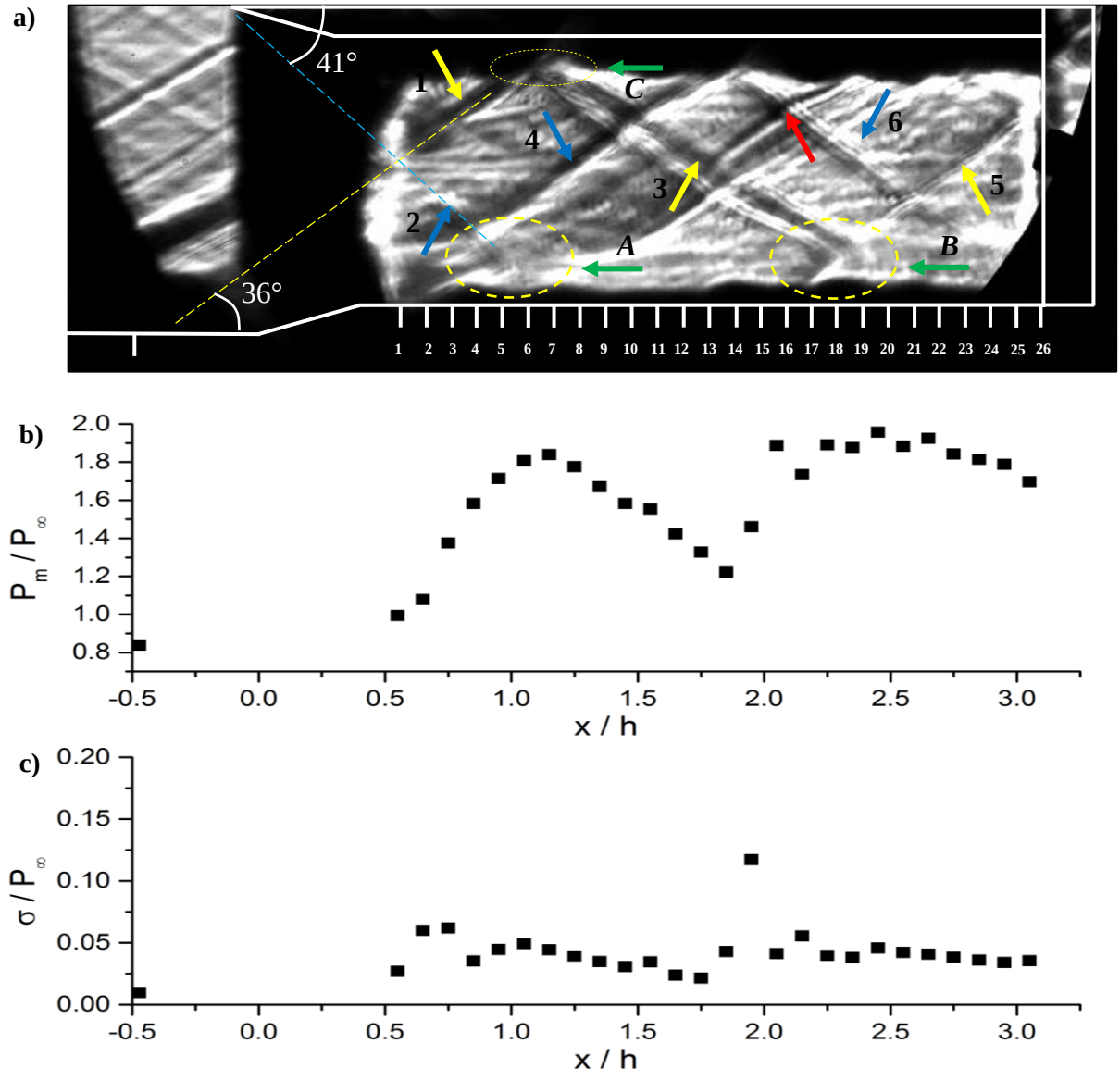
Blok parçası modelin çıkışına monte edildiği durumda, yağ ile akış görüntüleme yöntemi ile elde edilen model zemininin yüzeyindeki akış yapısı Şekil 19'da gösterilmiştir. Normal şok dalgasının model zeminindeki akışa etkisi Şekil 19b'de görülmektedir. Yüzeydeki yağ akışı deseni, muhtemelen bu bölge içindeki kuvvetli normal şok / sınır tabakası etkileşiminden dolayı akışın son derece üç boyutlu bir karaktere sahip olduğunu gösterir.



Şekil 19. *I-1 modeli alık çalışma durumu için yağ ile akış görselleştirme deneyi; a) schlieren görüntüsü b) Yağ ile görselleştirme görüntüsü.*

4.1.2 Model I-2'de Akış Görselleştirme ve Basınç Ölçümleri

Bu aşamanın ikinci kısmında çift rampalı I-2 modeli üzerinde deneyler yapılmıştır. İlk olarak, model I-2 için deneyler blok parçası olmadan gerçekleştirilmiştir. Mach 2 olan serbest akım hızı için modelin içindeki şok yapısının schlieren görüntüsü Şekil 20'de verilmiştir. Şekilde, beyaz çizgiler zemini, 12 derecelik zemin ve tavan rampalarını ve giriş tavanını göstermektedir. Alt rampadaki duyargaların konumuna karşılık gelen sayılar Şekil 20'de şematik olarak gösterilmiştir. Giriş bölümü ve blok parçası pirinçten yapıldığı için gölgede görülür. Üst rampa tarafından üretilen şok dalgası sistemi, 2, 4 ve 6 ile gösterilen mavi oklarla işaretlenmiştir. Üst rampadan 41 derecelik dalga açısıyla oluşan ilk eğik şok dalgası mavi kesikli çizgi (ok 2) ile gösterilmiştir. Bu durum viskoz olamayan eğik şok teorisine



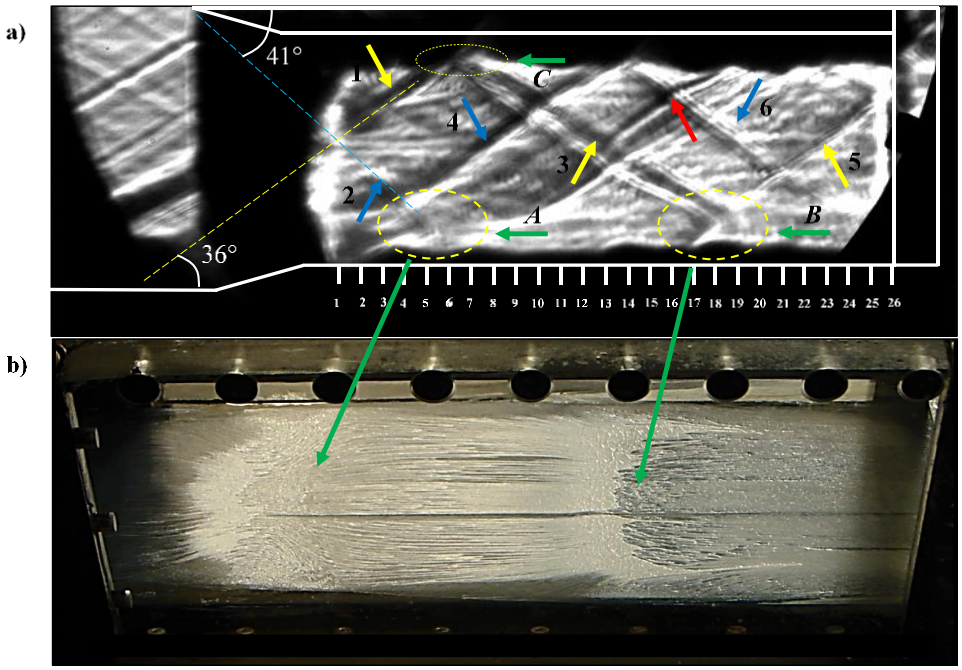
Şekil 20. *I-2 modeli alık içi tam sesüstü akış durumu için deneyler a) schlieren görüntüsü b) Model boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*

uygundur. Ayrıca, zemin rampasının ürettiği ilk şok ve yansıyan şoklar sarı oklarla 1, 3 ve 5 olarak işaretlenmiştir. Rampalar aynı boyut ve geometriye sahip olmasına rağmen, zemin rampası tarafından üretilen başlangıç şok dalgası açısı farklılık gösterir ve 36 derecelik bir dalga açısına sahiptir. Bunun nedeni, test bölgesi zeminindeki sınır tabakanın rampanın varlığından kaynaklanan etkileşim nedeniyle öncesinde ayrılmış olmasıdır. Ayrıca, kırmızı okla gösterilen eğik şok dalgası modelin dışında bulunmaktadır. Hava alığı rampalarının ürettiği şok dalgalarının, doğrudan ya da yansıyarak model zeminine çarptığı *A* ve *B* ile gösterilen bölgelerde nispeten kalın olan sınır tabakayla etkileşim meydana geldiği gözlenmektedir. Buna ek olarak, zemin rampası tarafından üretilen şok dalgası (sarı kesikli çizgi), giriş tavanındaki sınır tabakayla *C* ile gösterilen bölgede etkileşim oluşturmuştur.

Model I-2 de, I-1'e benzer şekilde duyargalar, giriş modelinin zemini boyunca statik basınç dağılımı elde etmek için aralarında 5 mm'lik bir mesafe ile altılı veya beşli takımlar halinde her bir deliğe yerleştirilmiştir. Basınç verileri, tüm duyargalardan yaklaşık 6.5 saniye süreyle 40 kHz'de örneklenerek elde edilmiştir. Ortalama basınç (p_m) ve rms basıncı (σ_p) dağılımları Şekil 20b ve 20c'de gösterilmektedir. Zemindeki rampanın ürettiği şok dalgası ve bu bölgede meydana gelen tavan rampası şok dalgası / sınır tabaka etkileşimi nedeniyle ortalama basıncın model boyunca L1'den L7'ye kadar önemli ölçüde artış göstermiştir. Rampa omuzundaki genişlemenin etkisiyle L8'den L14'e kadar ortalama basınç düşmektedir. L15'ten L20'ye kadar basınç artış gözlenmektedir, bunun nedeni ise akışın iki rampa şokunun yarattığı yansıyan eğik şok dalgalarıyla karşılaşmasıdır. L20'den model çıkışına doğru basınç bir miktar azalmıştır. Şekil 20c incelendiğinde, basınçtaki çalkantı seviyesinin L1'den L3'e arttığı görülmektedir. Bu duyargaların yerleri şok dalgası / sınır tabaka etkileşim bölgesi içindedir, bu nedenle oluşan ayrılma akışta nispeten daha büyük genlikte basınç çalkantılarına neden olur. L14 ile L17 arasında ki basınç çalkantı seviyesi, L1-L3 aralığındaki ile aynı nedenden dolayı önemli derecede yüksektir. Diğer duyargaların ölçtüğü basınçlarda çalkantıların genliği hemen hemen aynı seviyede gözlenmektedir.

Şekil 21 yağ ile akış görüntüleme yöntemi ile elde edilen model zemininin yüzeyindeki akış yapısını göstermektedir. Model zeminindeki ayrılma bölgeleri (*A* ve *B*) Şekil 21b'de gösterilmiştir.

I-2 modeli için ikinci aşamada, motorun neden olduğu basınç durumunu benzeştirmek amacıyla model kanalı çıkışına bir pirinç blok parçası monte edilmiştir. Modelin schlieren görüntüsü Şekil 22a'da gösterilmektedir. Bu model için de şok dalgaları, videodan elde edilen

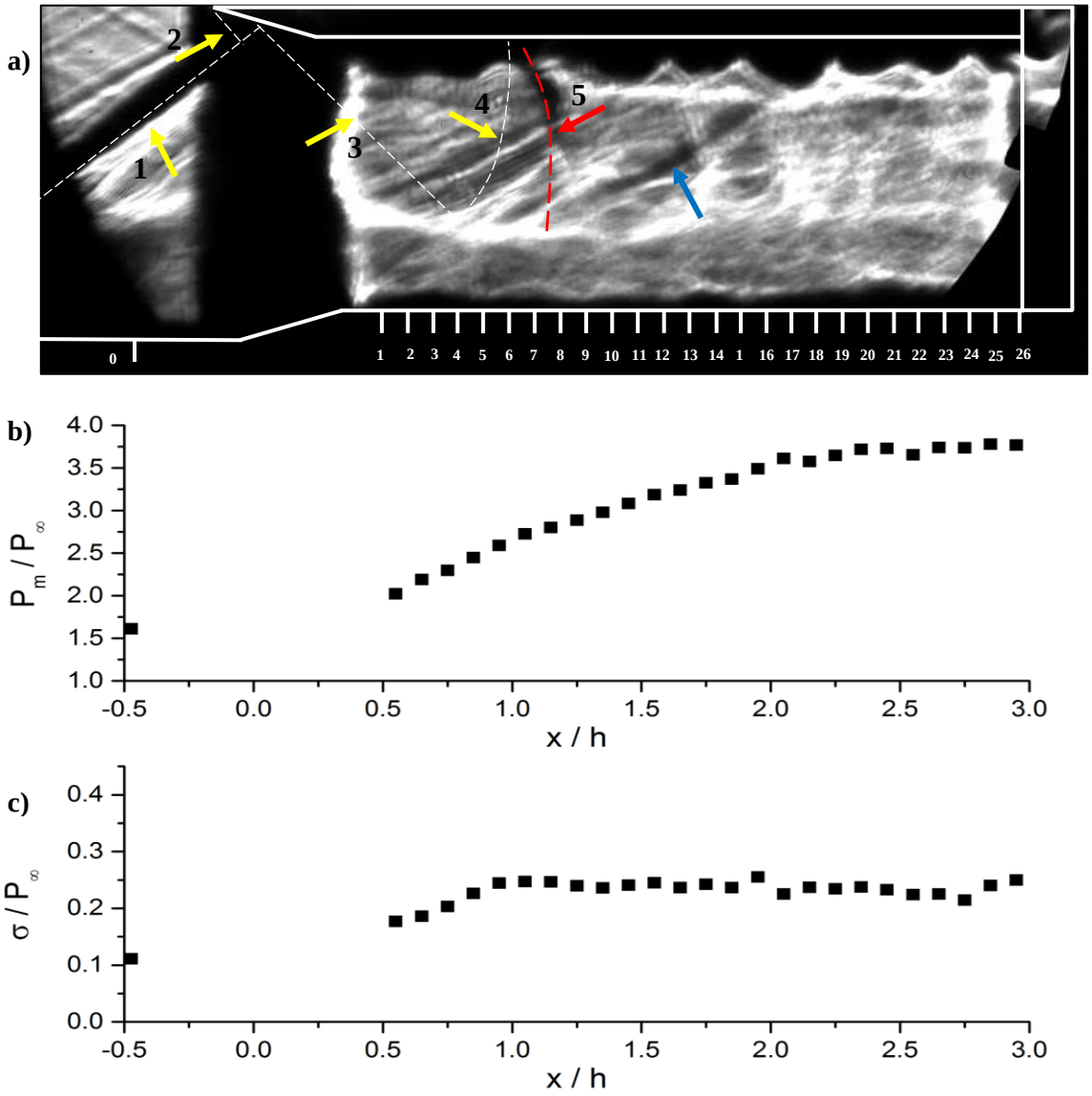


Şekil 21. *I-2 modeli alık içi tam sesüstü akış durumu için yağ ile akım görselleştirme deneyi sonuçları; a) schlieren görüntüsü b) yağ ile akım görüntüleme sonucu.*

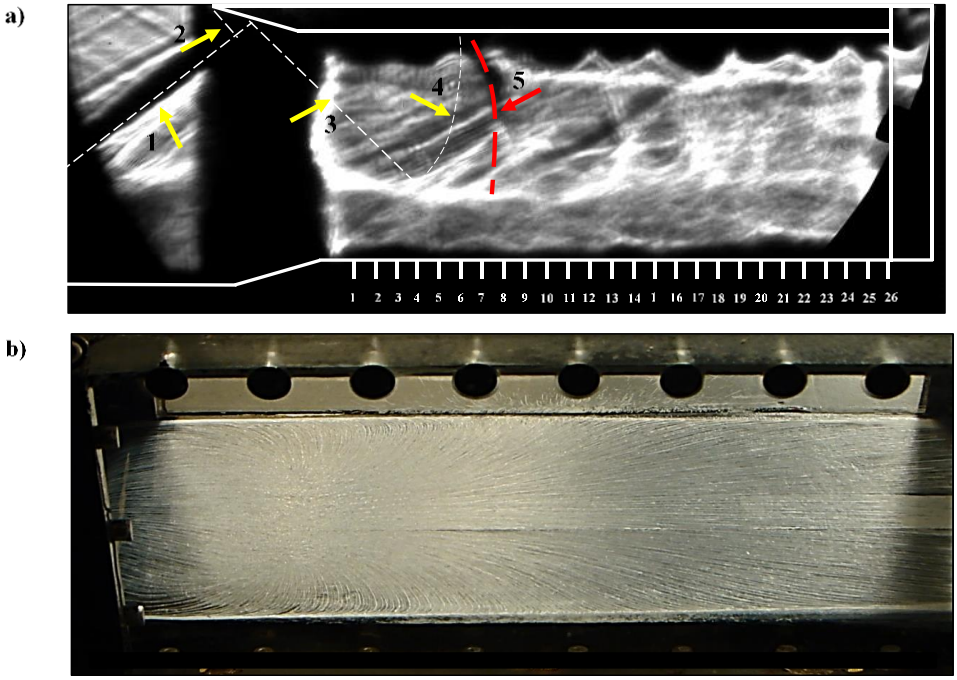
hareketsiz görüntüdeki konumlarını göstermek amacıyla kesikli çizgilerle gösterilmiştir. Zemin rampası (ok 1) tarafından oluşturulan eğik şok dalgası, alık çıkışına monte edilen blok nedeniyle daha öndedir. Bu durumda ilk şok üst rampaya çarpar ve üst rampa tarafından üretilen şok dalgasıyla etkileşir (ok 2). Yansıyan iki şok dalgası (ok 3 ve ok 4) sonrasında kırmızı okla gösterilen normal bir şok dalgası yapısına yakın bir şok dalgası oluşturur. Bu şok dalgasının arkasında, alık önünde oluşan etkileşim ve ayrılma nedeniyle kalınlaşan zemin sınır tabakasının, alık içinde oluşturduğu daralmadan kaynaklanan hızlanma nedeniyle ortaya çıkan zayıf eğik şok dalgalarının yansıyarak alık çıkışına doğru ilerlemeye devam ettiği gözlenmektedir. Mavi okla işaretlenmiş şok dalgası ise dış akış koşulları nedeniyle modelin dışında oluşmuştur. Çalkantılı basınç ölçümleri aynı anda 5-6 duyarga kullanılarak ardışık çalışmalarla her basınç noktası için gerçekleştirilmiştir. Tüm duyargalardan yaklaşık 6.5 saniye süreyle 40 kHz'de basınç verisi alınmıştır. Ortalama basınç dağılımı Şekil 22b'de gösterilmiştir. L1'den L20'ye sabit bir artış görülmektedir. Basınç, L21'den L26'ya kadar model çıkışına kadar yaklaşık sabit kalır. Şekil 22c'de, basınçtaki çalkantıların L0'dan L4'e artış gösterdiği ve sonrasında akış yönü boyunca neredeyse sabit kaldığı görülmektedir.

Şekil 23 yağ ile akış görüntüleme yöntemi ile elde edilen model zemininin yüzeyindeki akış yapısını göstermektedir. Bu aşamada model blok parçası (alık çalışma şartı) etkileri gözlemlenmiştir. Normal şok dalgasının model zeminine etkisi Şekil 23b'de görülmektedir. I-1 modelin sonuçlarına benzer şekilde, yüzeydeki yağ akışı deseni, muhtemelen bu bölge

içindeki kuvvetli normal şok / sınır tabakası etkileşiminden dolayı, son derece üç boyutlu bir karaktere sahip olduğunu göstermektedir.



Şekil 22. *I-2 modeli alık çalışma şartı durumu için sonuçlar; a) schlieren görüntüsü; b) model boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*



Şekil 23. *Model I-2 alık çalışma durumu için yağ ile akım görselleştirme sonuçları; a) schlieren görüntüsü b) yağ ile görselleştirme sonucu.*

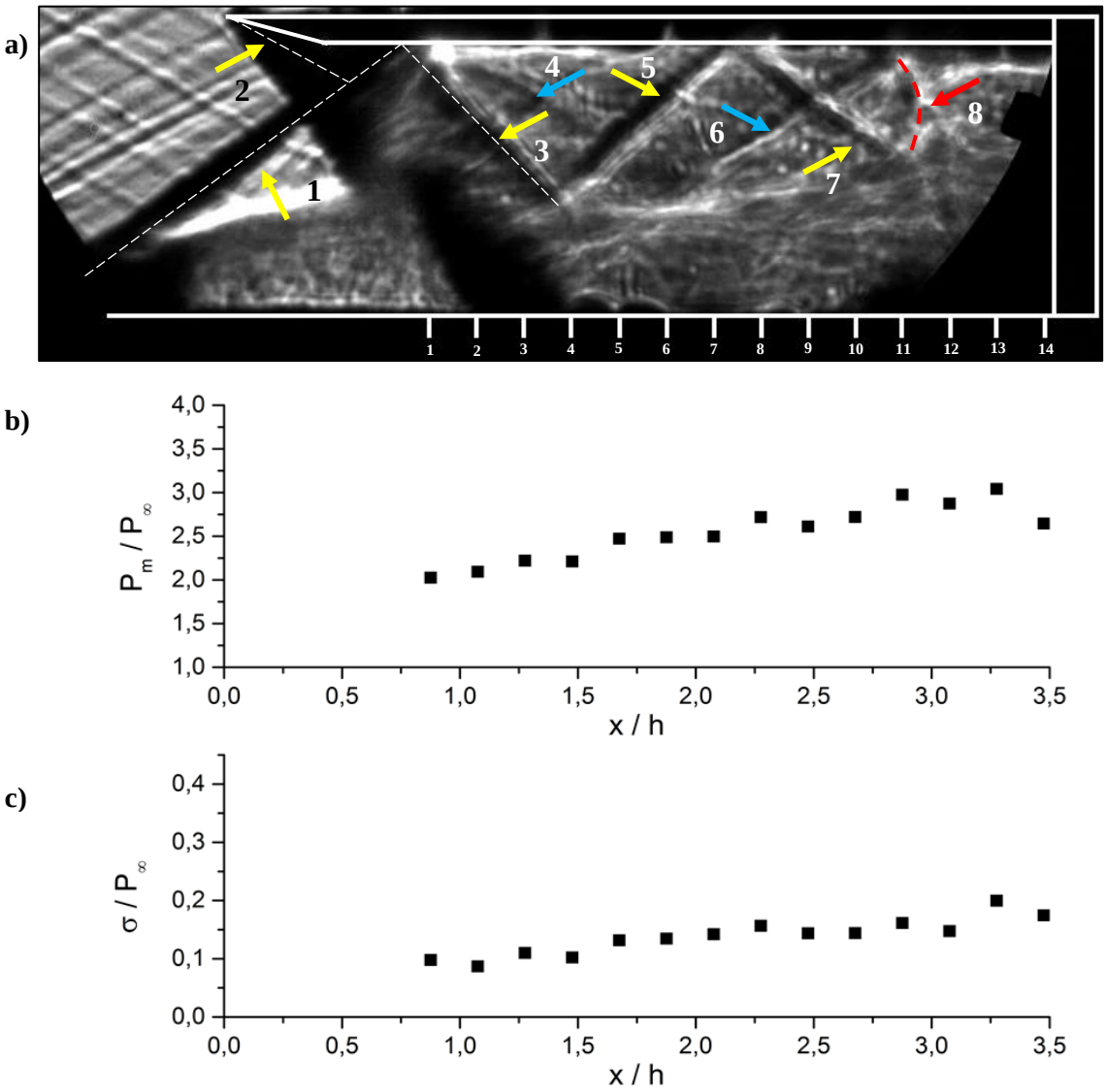
4.2 Şok yapısı ve yüzey basınç dağılımına ok açısının etkisi

Bu bölümde I-1 ve I-2 modellerinin giriş bölümüne üst kenardan alt kenara arkaya doğru yaklaşık 40°'lik bir ok açısı verilerek elde edilen değiştirilmiş geometrilere sahip I-4 ve I-5 modelleri ile ok açısının etkisini incelemek üzere yapılan deneylerin sonuçlarına yer verilecektir. Sadece ok açısının etkisinin gözlemlenebilmesi için modellerin giriş kesit alanı, boğaz kesit alanı, açıklık oranı ve uzunluk gibi diğer tüm parametreler korunmuştur.

Bu fazdaki çalışmanın ilk aşamasında, ok açısının tek rampalı hava alığı üzerindeki etkisini gözlemleyebilmek için tavanında keskin kenarlı tek rampası ve giriş kısmına 40°lik ok açısı verilmiş olan hava alık modeli (I-4) ile akım görüntüleme ve basınç ölçümleri gerçekleştirilmiştir.

Şekil 24'te, I-4 modeli ile yapılan deneylerden elde edilen sonuçlar sunulmuştur. Şekil 24a'da, yaklaşık Mach 2 hızında modelin içinde oluşan şok yapısının schlieren görüntüsü verilmiştir. Hava alığı çıkışına monte edilen blok yarattığı basınç artışı nedeniyle zemindeki sınır tabakanın ayrılıp kalınlaşmasına neden olmaktadır. Hava alığı girişinde ayrılan sınır tabaka serbest akımı döndürerek ilk eğik şok dalgasını modelin önünde oluşturmaktadır (ok 1). Bu durumda ilk şok rampa tarafından üretilen şok dalgasıyla (ok 2) etkileşir ve hemen rampanın arkasına çarpar. İlk şok dalgasının neden olduğu yansımalar sonucunda üç şok

dalgası (ok 3, ok 5 ve ok 7) daha oluşur. Ayrıca ilk şok dalgasının (ok 1), çarptığı bölgede alık tavanında gelişen sınır tabaka ile etkileşmesi sonucunda ikinci bir yansıyan şok sistemi oluşur (ok 4 ve ok 6). Bu iki yansıyan şok sisteminin etkileşimi ile alık çıkışına yakın bölgede kırmızı okla (ok 8) gösterilen normal bir şok dalgası oluşur.



Şekil 24. *I-4 modeli için; a) Schlieren görüntüsü; b) Model I-2 boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*

Basınç verisi hava alığı boyunca basınç dağılımının genel karakterini göstermek için, tüm duyargalardan yaklaşık 2.5 saniye süreyle 200 kHz'de örneklenerek elde edilmiştir. Şekil 24b incelendiğinde modelin önünde bulunan eğik şok dalgası nedeniyle modelin girişinde bulunan duyargalardan ölçülen basınç değerinin serbest akım değerinin yaklaşık iki katı olduğu gözlenmektedir. Basınç, yansıyan iki şok dalgası ve normal şok dalgası nedeniyle,

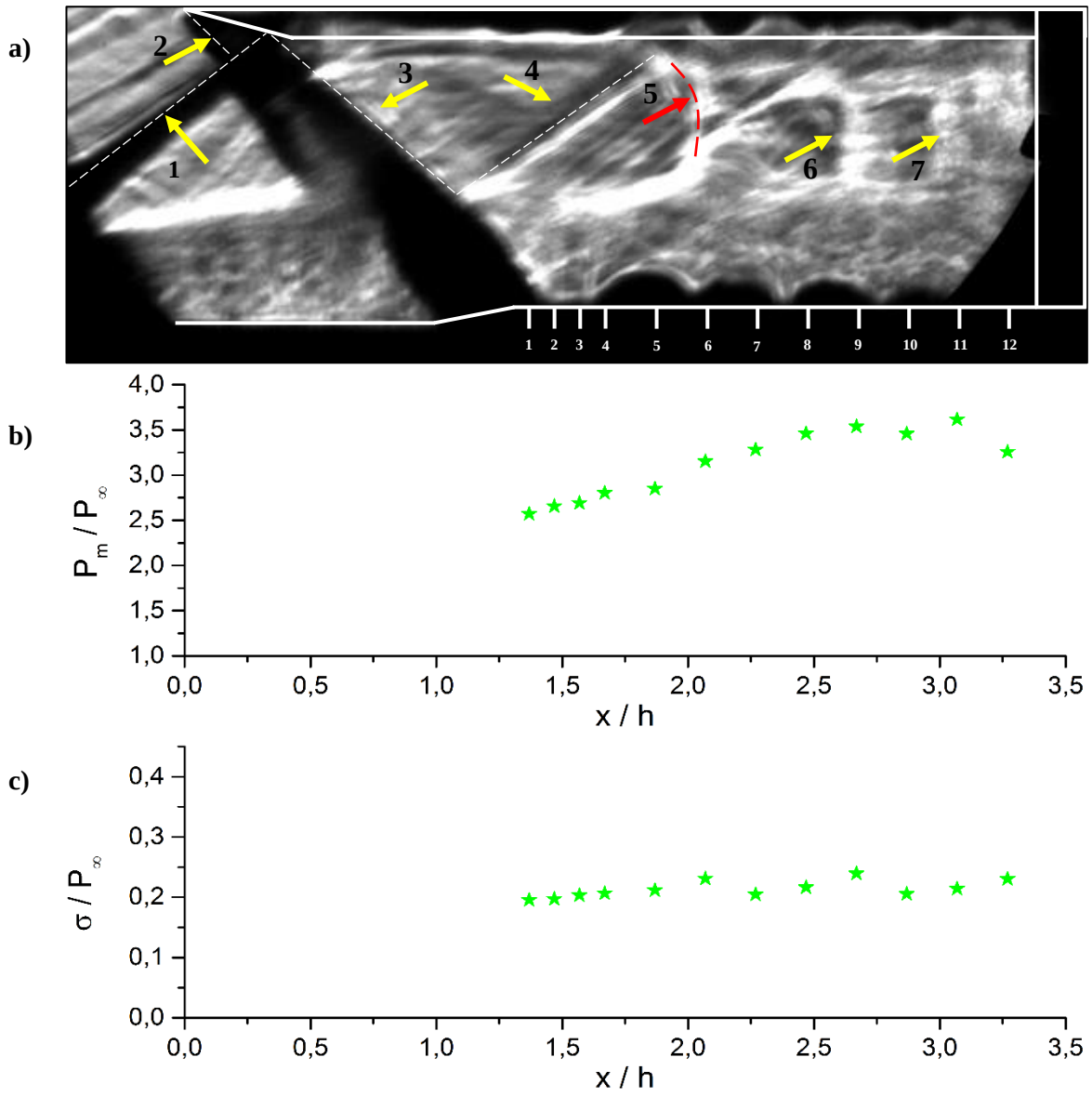
L1'den L13'e doğru artış göstererek serbest akım basıncının üç katına çıkmıştır. Akış yönünde, basınç değeri inişli-çıkışlı kararsız bir davranışa sahiptir. Şekil 24c'de görüldüğü gibi basınç çalkantıları ortalama basınç dağılımı ile benzer davranışı göstermektedir. L1'den L8'e basınçtaki çalkantılarda bir artış gözlenmektedir. L8 ile L12 arasında basınç çalkantısı hemen hemen sabit kalmaktadır. Modelin çıkışına doğru L12 ve L14 konumları arasında basınç çalkantılarının genliği artmaktadır.

Bu fazdaki çalışmanın ikinci aşamasında, ok açısının çift rampalı hava alığı üzerindeki etkisini gözlemleyebilmek için tavanında ve tabanında keskin kenarlı iki adet rampası ve giriş kısmına 40°lik ok açısı olan hava alık modeli (I-5) ile akım görüntüleme ve basınç ölçüm deneyleri gerçekleştirilmiştir.

Şekil 25'de çift rampalı ve ok açılı girişe sahip hava alık modeli (I-5) ile yapılan deneylerden elde edilen sonuçlar sunulmuştur. Deneyler, diğer hava alık modellerinde olduğu gibi motor ve difüzörün yarattığı basınç koşulunun sağlanması amacıyla çıkış kısmına blok parçası yerleştirilerek yapılmıştır. Şekil 25'de, yaklaşık Mach 2 serbest akım hızında modelin içerisinde ve önünde yer alan şok dalgalarının schlieren görüntüsü ve buna karşılık gelen yüzey basınç dağılımları (ortalama ve standart sapma) gösterilmiştir. Şekil 25a incelendiğinde, model ve blok parçasının yarattığı ters basınç etkisi ve tabanda bulunan rampa sebebiyle hava alığının ön kısmında meydana gelen sınır tabaka ayrılmasının yarattığı şok dalgası görülmektedir (ok 1). Ayrılmanın yarattığı bu şok dalgası üst rampanın etkisiyle oluşan şok dalgası ile etkileştikten sonra, hava alığının tavanından yansımaktadır (ok 2). Yansıyan bu şok dalgasının hava alığı içerisinde bulunan kalınlaşmış sınır tabaka ile etkileşime girdiği görülmektedir (ok 3). Hava alığının zeminine çarptıktan sonra yansıyan ikinci şok dalgası ise 4 numaralı ok ile gösterilmiştir. Kesikli kırmızı çizgilerle belirtilmiş olan şok dalgası ise bir miktar bükülmüş olsa da normal bir şok dalgası olarak değerlendirilmektedir (ok 5). Ayrıca normal şok dalgasının hemen ardında, "şok treni" olarak adlandırılan, yüzeyden ayrılan ve gittikçe kalınlaşan sınır tabakalar arasında ardışık zayıf normal şok dalgaları yapısı gözlemlenmektedir (ok 6 ve ok 7).

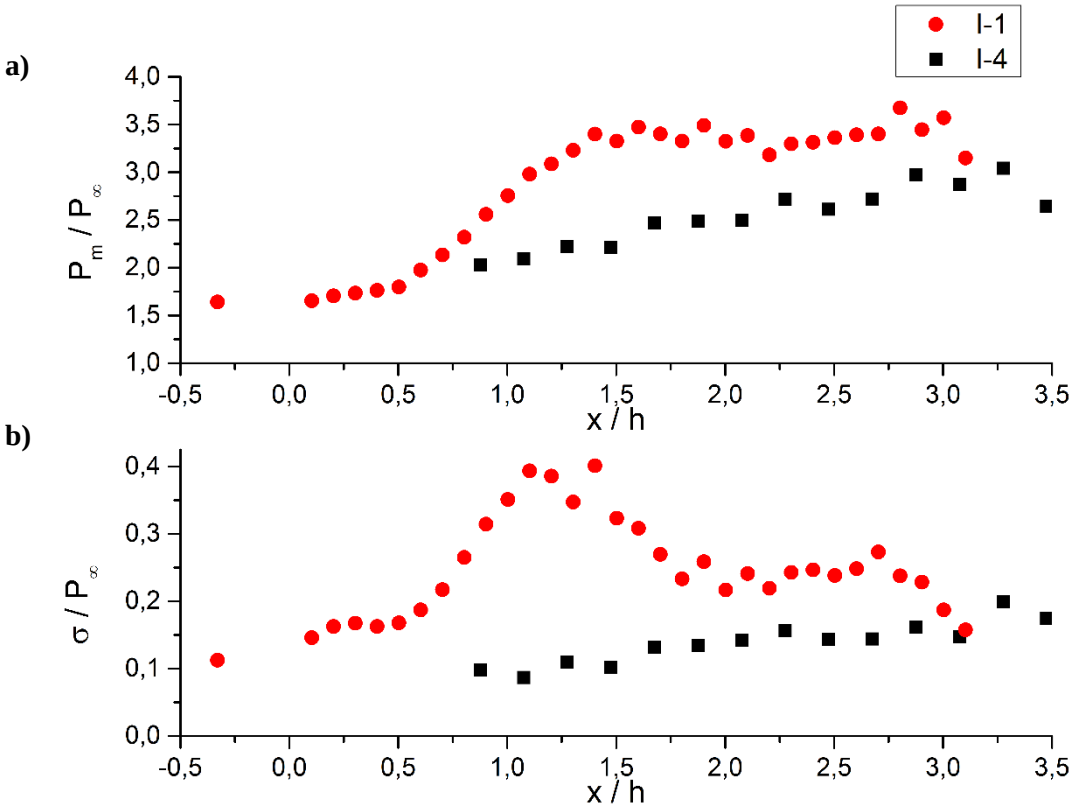
I-5 modeli zemininde çalkantılı yüzey basıncı ölçümleri, alık giriş kısmında duyargalar arasındaki mesafe akış yönünde 5 mm olarak şekilde ve daha sonra 10 mm aralıklarla konumlandırılarak yapılmıştır (Şekil 25a üzerinde şematik olarak gösterilmişlerdir). Basınç verisi tüm duyargalardan yaklaşık 2.5 saniye süreyle 200 kHz'de örneklenerek elde edilmiştir. Yüzey boyunca boyutsuz ortalama basınç dağılım grafiği Şekil 25b'de gösterilmiştir. Ortalama basıncın L1'den L11 duyargasına kadar kararlı bir şekilde arttığı görülmektedir.

Hava alığının çıkış bölgesi civarında, L12 duyargasının konumlandığı bölgede genişleme dalgalarının etkisiyle ortalama basınç üzerinde bir miktar azalma görülmektedir. Şekil 25c, basınç çalkantılarının hava alığı yüzeyi boyunca 3 farklı bölgede arttığını göstermektedir. İlk olarak, L1'den L6'ya doğru basınç çalkantılarında, hava alığının giriş kısmında oluşun eğik şok dalgaları ve özellikle alık içindeki ilk normal şok dalgası (ok 5) nedeniyle bir miktar artış görülmektedir. Şok treni yapısını oluşturan zayıf normal şok dalgalarından dolayı, L7'den L9'a ve L10'dan L12'ye kadar olan bölgelerde de basınç çalkantılarında tekrar bir artış görülmektedir. Yüzey sınır tabaka ile etkileşime giren bu şok dalgaları, basınç çalkantılarında gözlenen artışın sebebi olarak görülmektedir.



Şekil 25. *I-5 modeli için; a) Schlieren görüntüsü; b) Model boyunca ortalama basınç dağılımı c) Basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*

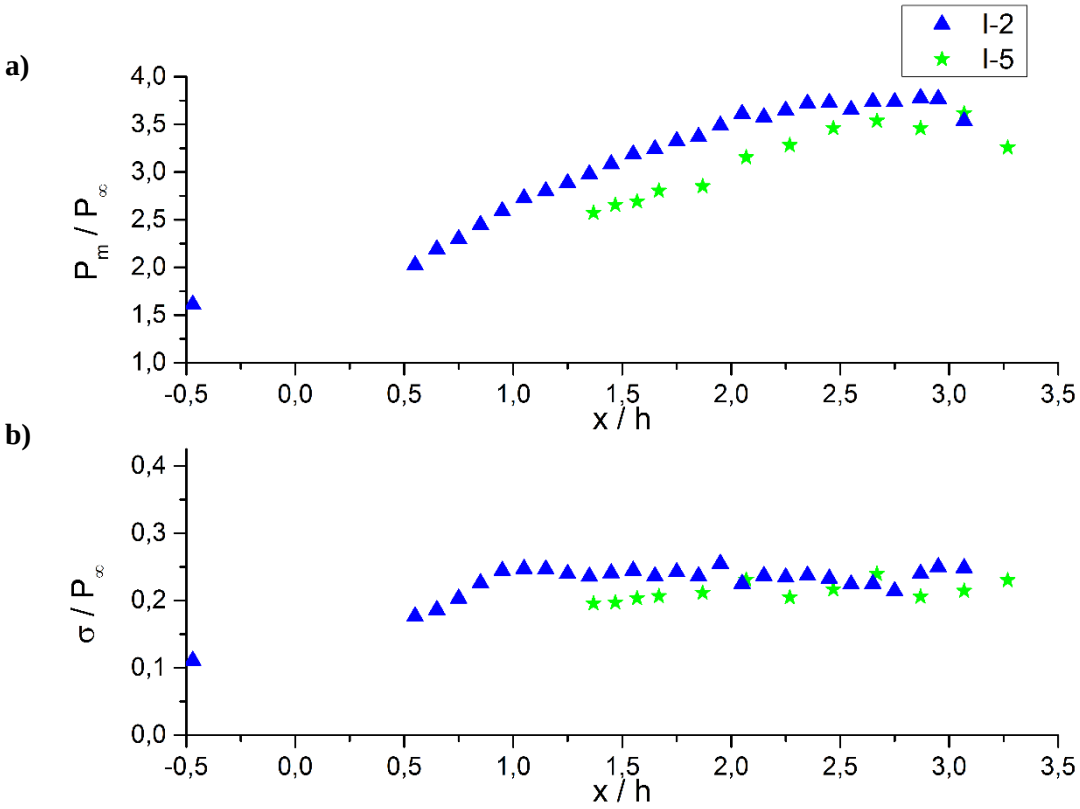
Şekil 26'da I-1 ve I-4 modelleri için ortalama basınç değerleri ve basıncın standart sapma dağılımları karşılaştırmalı olarak göstermiştir. Her iki model için de ortalama basınç akış yönünde artmaktadır. Ancak ortalama basınç I-4 modeli yüzeyinde serbest akım basıncının iki katına yavaşça yükselirken, I-1 modeli yüzeyinde ise ani bir artışla serbest akım basıncının yaklaşık 3.5 katına çıkmış ve model çıkışına kadar hemen hemen aynı mertebede sabit kalmıştır. Ok açılı model (I-4) içinde muhtemelen akım hızının daha yüksek değerlerde olmasından dolayı, ortalama basınç değerlerinin ok açılı olmayan modele (I-1) göre daha düşük mertebede olduğu görülmektedir. I-1 ve I-4 modellerinin her ikisi içinde ortalama statik basınç, modellerin çıkış kısımlarına doğru bir miktar azalmaktadır. Şekil 26b incelendiğinde, ok açılı modelde (I-4) basınçtaki çalkantıların tüm model boyunca düz girişli modele göre daha düşük seviyede olduğu görülmektedir. Bu sonuçtan yola çıkarak I-4 modeli içinde oluşan akışın daha kararlı olduğu söylenebilir.



Şekil 26. *I-1 ve I-4 modelleri için; a) Karşılaştırmalı ortalama basınç dağılımı, b) Karşılaştırmalı basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*

Şekil 27'de I-2 ve I-5 model yüzeyleri boyunca ortalama basınç değerleri ve basıncın standart sapma dağılımları karşılaştırmalı olarak göstermiştir. Her iki model için de ortalama basınç dağılımlarında bir artış saptanmıştır. Ok açılı model (I-5) için, muhtemelen akımın model içinde daha yüksek Mach sayılarına ulaşmasından dolayı, ortalama basınç

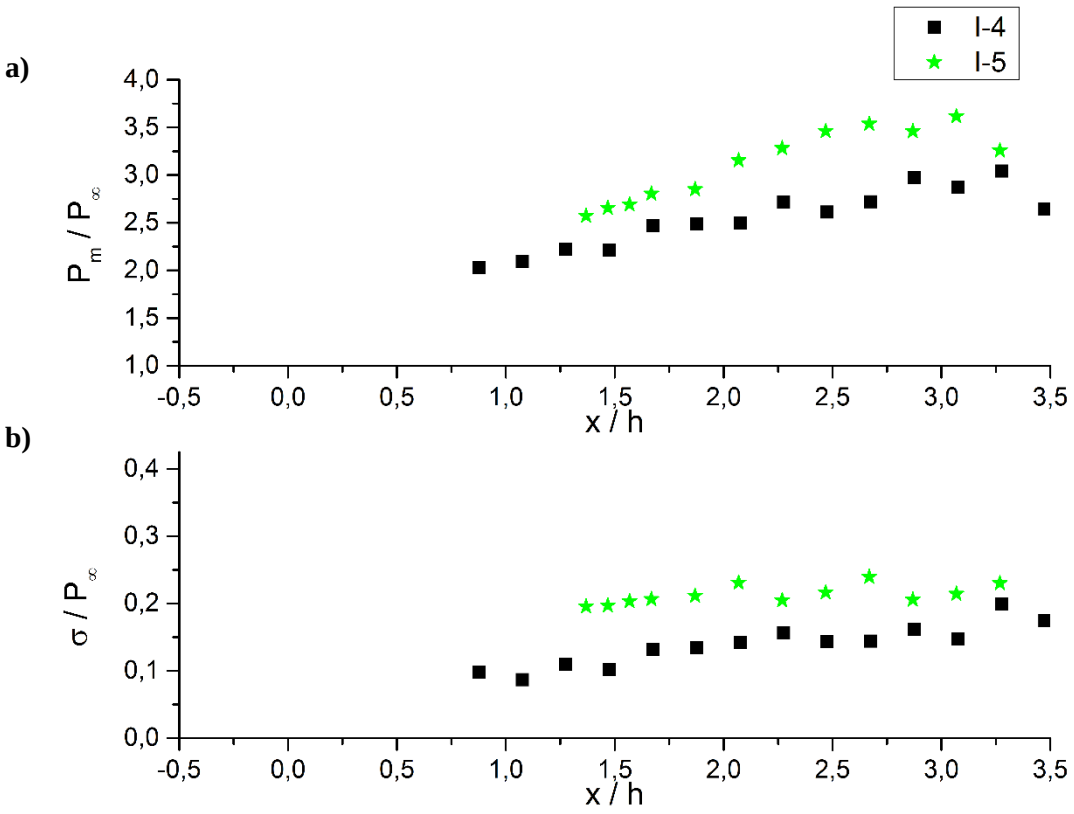
değerlerinin ok açılı olmayan modele (I-2) göre daha düşük olduğu görülmektedir. I-2 ve I-5 modelleri arasındaki ortalama statik basınç farkı, modellerin çıkış kısımlarına doğru bir miktar azalmaktadır. Şekil 27b incelendiğinde, akış yönünde model yüksekliğinin iki katı kadar mesafeden sonra (*x/h* = 2) basınç çalkantılarının dağılımı benzerlik gösterip sabit bir nicelik taşımaktadır. Fakat I-2 modelinde üst rampadan gelen şok dalgasının alık yüzeyine çarptığı ve schlieren görselinden de anlaşılabileceği gibi bir etkileşime neden olduğu bölge olan L1'den L5'e doğru belirgin bir artış gözlemlenmiştir. Basınç çalkantıları, I-2 modelinin arka kısmında, yüzey sınır tabakası ile etkileşime giren şokların etkileşimi nedeniyle yüksek düzeylere ulaşmış ve göreceli sabit kalmıştır.



Şekil 27. *I-2 ve I-5 modelleri için; a) Karşılaştırmalı ortalama basınç dağılımı, b) Karşılaştırmalı basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*

Şekil 28'de I-4 ve I-5 model yüzeyleri boyunca ortalama basınç değerleri ve basıncın standart sapma dağılımları karşılaştırmalı olarak göstermiştir. Hem ok açılı ve tek rampalı model (I-4) hem de ok açılı ve çift rampalı model (I-5) için ortalama statik basınç akış yönünde alık boyunca artış göstermektedir. I-4 modeli içinde muhtemelen akımın daha yüksek hızlara ulaşmasından dolayı, ortalama statik basınç değerlerinin I-5 modeline göre daha düşük olduğu görülmektedir. I-4 ve I-5 modellerinin her ikisi içinde ortalama statik basınç, modellerin çıkış kısımlarına doğru bir miktar azalmaktadır. Şekil 28b'den, I-5

modelindeki basınç çalkantılarının genliğinin küçük artış ve azalışlar şeklinde bir karaktere sahip olduğu ancak basınç çalkantılarının model boyunca ortalama bir değerde hemen hemen sabit kaldığı gözlemlenmektedir. I-4 modelinde ise akış yönünde basınç çalkantıları sürekli artmaktadır. Ayrıca I-4 modelinde ölçülen basınç çalkantılarının seviyesi her konumda I-5 modeline göre daha düşüktür. Bu sonuçlar I-4 modeli içinde oluşan akışın I-5 modeline göre daha hızlı ve daha kararlı olduğunu göstermektedir.



Şekil 28. *I-4 ve I-5 modelleri için; a) Karşılaştırmalı ortalama basınç dağılımı, b) Karşılaştırmalı basıncın standart sapmasının (rms) dağılımı.*

Sesüstü iç sıkıştırmalı hava alıklarında ok açısının etkisini araştırmak için, keskin kenarlı rampaya/rampalara sahip iç sıkıştırmalı hava alık modelleri, yaklaşık Mach 2 hızındaki bir akışta yüksek hızlı schlieren akım görüntüleme ve çalkantılı basınç ölçüm deneyleri yapılarak incelenmiştir. Tek ve çift rampalı, 40 derecelik ok açısına sahip ve düz girişli olmak üzere dört farklı hava alık modeli kullanılmıştır. Motorun varlığından kaynaklı basınç durumunu temsil etmek amacıyla tüm modellerin çıkış kısımlarına birer blok parçası konumlandırılmıştır. Blok parçası, alık girişinde sınır tabakanın kalınlaşıp ayrılmasına, bu nedenle alık önünde bir şok dalgasının oluşmasına ve alık içerisinde birkaç yansımadan sonra meydana gelen normal şok dalgasının oluşmasına ve bir miktar bükülmesine neden olmaktadır.

Elde edilen sonuçları özetlersek:

Tek rampalı modeller için (I-1 ve I-4),

1. Alık boyunca ortalama basınç dağılımları oldukça farklılık göstermektedir. Tek rampalı alık girişine ok açısı vermenin alık yüzeyindeki ortalama basınç değerlerini önemli bir miktar düşürdüğü görülmektedir. Bu durumda ok açılı hava alığı içerisinde akım hızı daha fazladır. Bunun muhtemel nedeni, serbest akımın ok açısı olmayan modele göre alık içine daha fazla etki etmesidir. Ayrıca, ok açısının etkisi ile serbest akım ok açısı olmayan modele göre zemindeki rampa ve yan duvarlar ile akım yönünde daha uzak bir noktada karşılaşmaktadır ve böylece daha az enerji kaybı olmaktadır.
2. Tek rampalı alık girişine ok açısı vermenin, basınçtaki çalkantı genliklerini önemli ölçüde düşürdüğü ve alık boyunca basınçtaki çalkantı seviyesinin ani değişimler göstermemesine neden olduğu gözlemlenmiştir. Bu durumun nedeni, ok açısının etkiyle alık içerisinde daha fazla yansıyan eğik şok dalgaları oluşmaktadır ve böylece güçlü bir normal şok dalgası yerine daha zayıf bir normal şok dalgası oluşmaktadır.

Çift rampalı modeller için (I-2 ve I-5),

1. Ok açılı alık yüzeyi boyunca yapılan ortalama basınç ölçümlerinin ve basınç çalkantılarının standart sapma dağılımlarının düz girişli model ile görece benzerlik taşıdığı görülmüştür.
2. Bu çalışmanın önemli sonuçlarından birisi yüzeydeki rampa konumunun akım üzerinde etkisi olduğunu fakat akımı domine etmediğini göstermektedir. Modelin tüm geometrisinin neden olduğu basınç/bloklama etkisi akımın ayrılmasına ve bu ayrılma da modellerin önünde bir şok oluşmasına neden olmuştur. Aslında bu durum, çift rampalı modeller için ok açılı ve düz girişli modeller arasında beklenen akım farklılıklarının gözle görülür biçimde ortadan kalkmasına neden olmuştur.

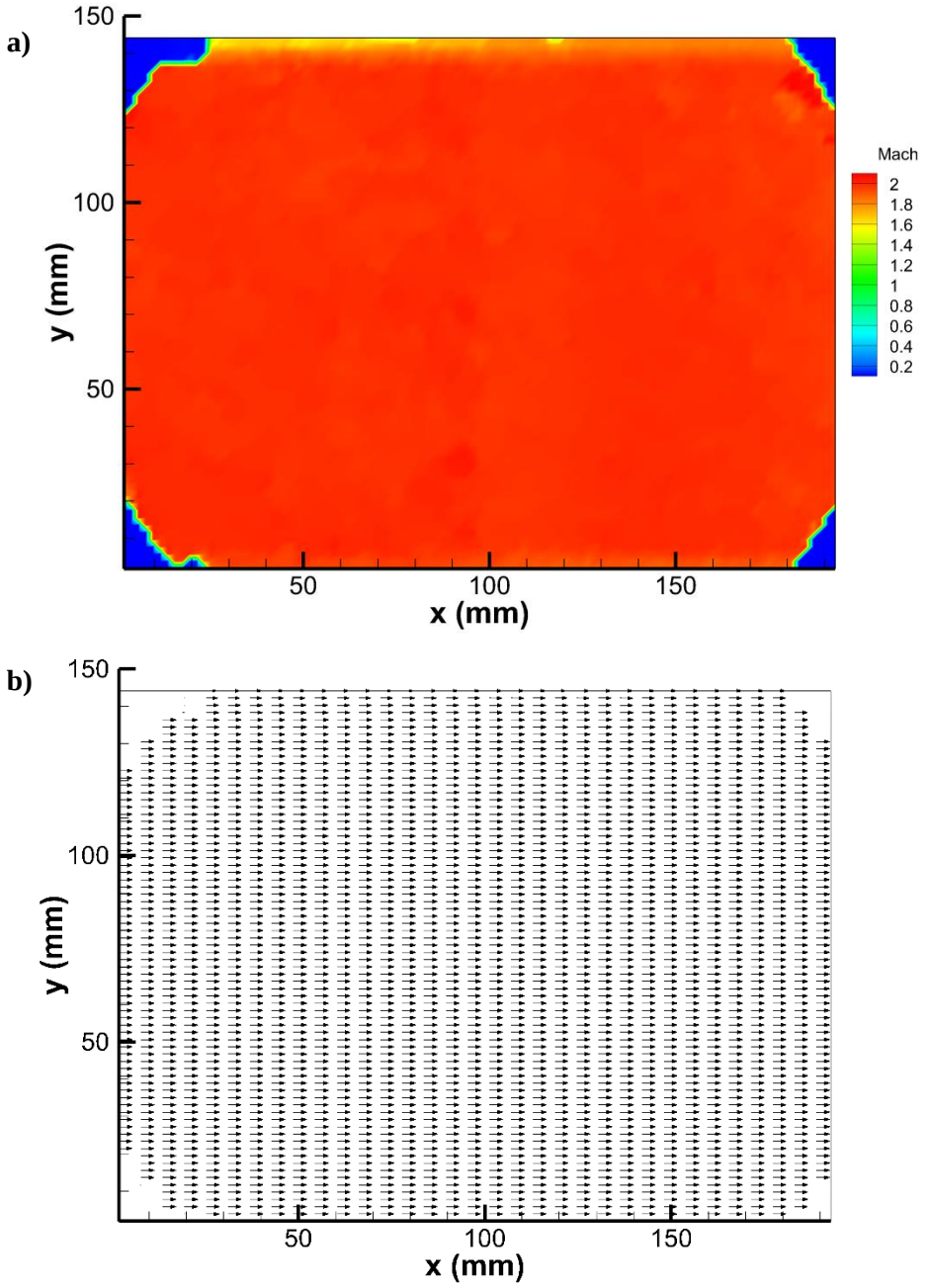
4.3 Alık içi akışında PIV ölçümleri

Bu bölümde önce tünel deney odasındaki akışın düzgünlüğünü görmek üzere boş deney odasında yapılan PIV ölçümleri, sonrasında sırayla çalışmada incelenen 4 model konfigürasyonu (I-1, I-2, I-3 ve I-4) ile yapılan PIV ölçümlerinin sonuçları verilecektir.

4.3.1 Boş Deney Odasında PIV Ölçümü

PIV sisteminin kurulumunun ardından tünel deney odasındaki akışın düzgünlüğünü belirlemek üzere boş deney odasında Mach 2 serbest akım hızında ortalama hız alanının

ölçümü gerçekleştirilmiştir. Boş deney odasında *x-y* düzleminde elde edilen Mach dağılım grafiği Şekil 29a'da ve hız vektör haritası Şekil 29b'de verilmiştir.

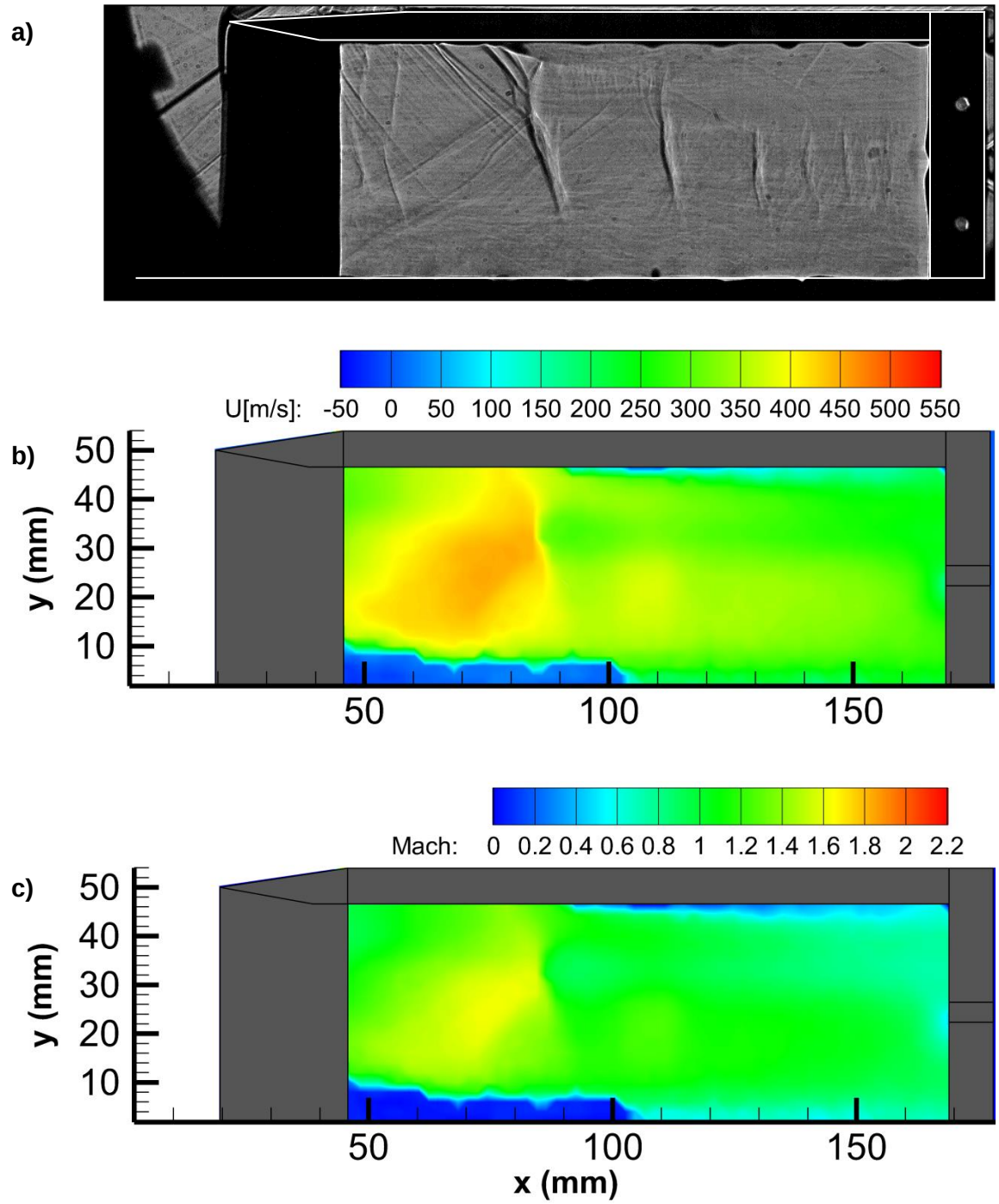


Şekil 29. *Mach 2 hızında boş deney odası PIV sonuçları; a) Mach kontur grafiği, b) hız vektör haritası.*

Akışın, Mach 2 hızında genel olarak oldukça düzgün olduğu görülmektedir. Beklendiği gibi, deney odasının tavan ve zemininde oluşan sınır tabaka içinde hız büyüklükleri daha düşük değerlerdedir. Sınır tabaka içindeki hız dağılımının daha ayrıntılı olarak ölçülmesi ve sınır tabaka akışına daha yakından incelenmesi için ek bir çalışma yapmak gereklidir.

4.3.2 I-1 Modelinde PIV Ölçümü

Normal alık çalışma şartlarında I-1 modeli içerisinde ölçülen ortalama hız alanı ve Mach konturu Şekil 30'da verilmiştir. PIV sonuçlarının daha iyi değerlendirilebilmesi için aynı akış şartları altında kayıt edilen, ancak eş zamanlı olmayan bir schlieren görüntüsü Şekil 30a'da gösterilmiştir. PIV sonuçlarının schlieren görüntüsü ile oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. Alığın giriş kısmındaki eğik şok dalgası tarafından yavaşlatılan akışın, tavan rampasının



Şekil 30. *I-1 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği.*

bittiği bölgede akışın dışa doğru dönmesi neticesinde oluşan genişleme fanı etkisi ile x = 50-90 cm bölgesinde yeniden hızlandığı görülmektedir. Daha sonra, akış hızı x = 90 cm'de oluşan normal şok dalgası nedeniyle M = 1.6'dan M = 1'e dramatik şekilde düşmektedir. İlk güçlü normal şok dalgasının ardından akış boyunca meydana gelen ve kademeli olarak zayıflayan normal şok treni yapısının hız dağılımına etkisi Şekil 30b'de gözlenmiştir. Ayrıca, hem ilk eğik şok dalgasının hem de modelin kendisinin zemin sınır tabakası ile etkileşimi ve ilk normal şok dalgasının tavan sınır tabakası ile etkileşimi ile oluşan ayrılma alanları, Şekil 30a ve Şekil 30b'de açıkça görülmektedir.

4.3.3 I-2 Modelinde PIV Ölçümü

Şekil 31 normal alık çalışma şartlarında I-2 hava alığı modelinin ortalama hız alanını ve Mach konturunu göstermektedir. Genel olarak, I-2 modelindeki akış yapısı I-1'deki ile benzerlik göstermektedir. Fakat akıştaki hız değişikliklerinin I-1'den daha yumuşak olduğu görülmüştür. Bunun nedeni I-1'den farklı olarak, I-2'deki zemin rampası tarafından model girişinde ek bir eğik şok dalgası üretilmesidir. Yine zemin rampasının etkisiyle, zemindeki ayrılma bölgesinin x = 150 cm'ye kadar uzandığı görülmektedir. İlk normal şok dalgasının önünde daha fazla eğik şok dalgası oluşması nedeniyle, I-1 modelindeki ilk normal şok dalgasından daha zayıftır ve bu nedenle tavan sınır tabakasını ya ayıramamaktadır ya da tespit edebileceğimizden daha küçük ayrılma bölgesi oluşmaktadır.

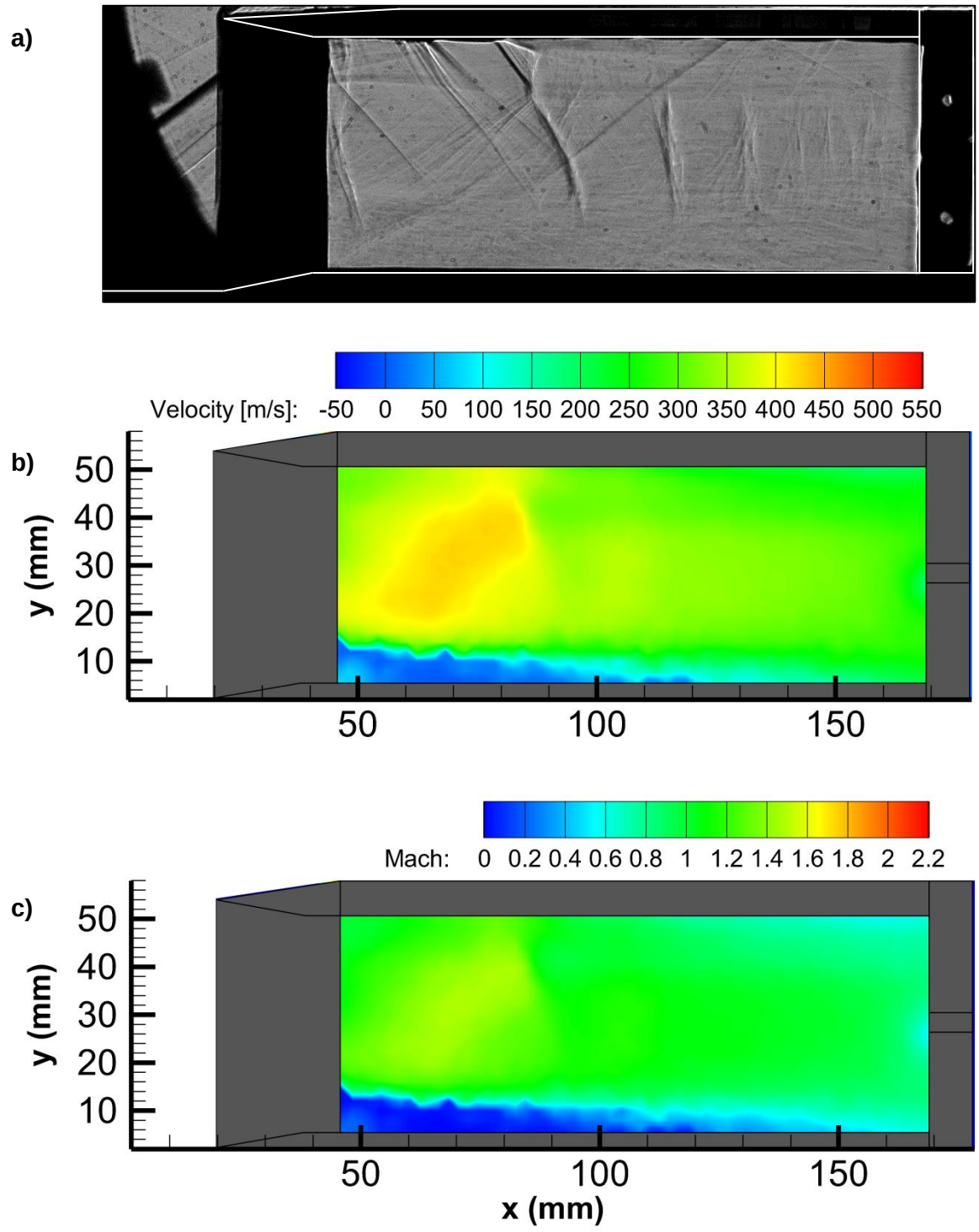
4.3.4 I-4 Modelinde PIV Ölçümü

Şekil 32, normal alık çalışma şartlarında I-4 alık modeli için ortalama hız alanını ve Mach sayısı dağılımını göstermektedir. PIV sonuçları incelendiğinde dikkate değer ilk sonuç, ok açısına sahip bu modeldeki hızın I-1 ve I-2 modellerine göre daha yüksek olmasıdır. Şekil 32b'deki hız konturu grafiği, I-4 modeli zeminindeki kalın sınır tabakanın yaklaşık x = 130 cm'e kadar neredeyse sabit bir kalınlıkta olduğunu göstermektedir. Bu konumdan hava alığı modelinin çıkış kısmına kadar, normal şok dalgası ve zemin sınır tabakasının etkileşimi nedeniyle, zemin sınır tabakası kalınlığında gözle görülür bir artış tespit edilmiştir.

4.3.5 I-5 Modelinde PIV Ölçümü

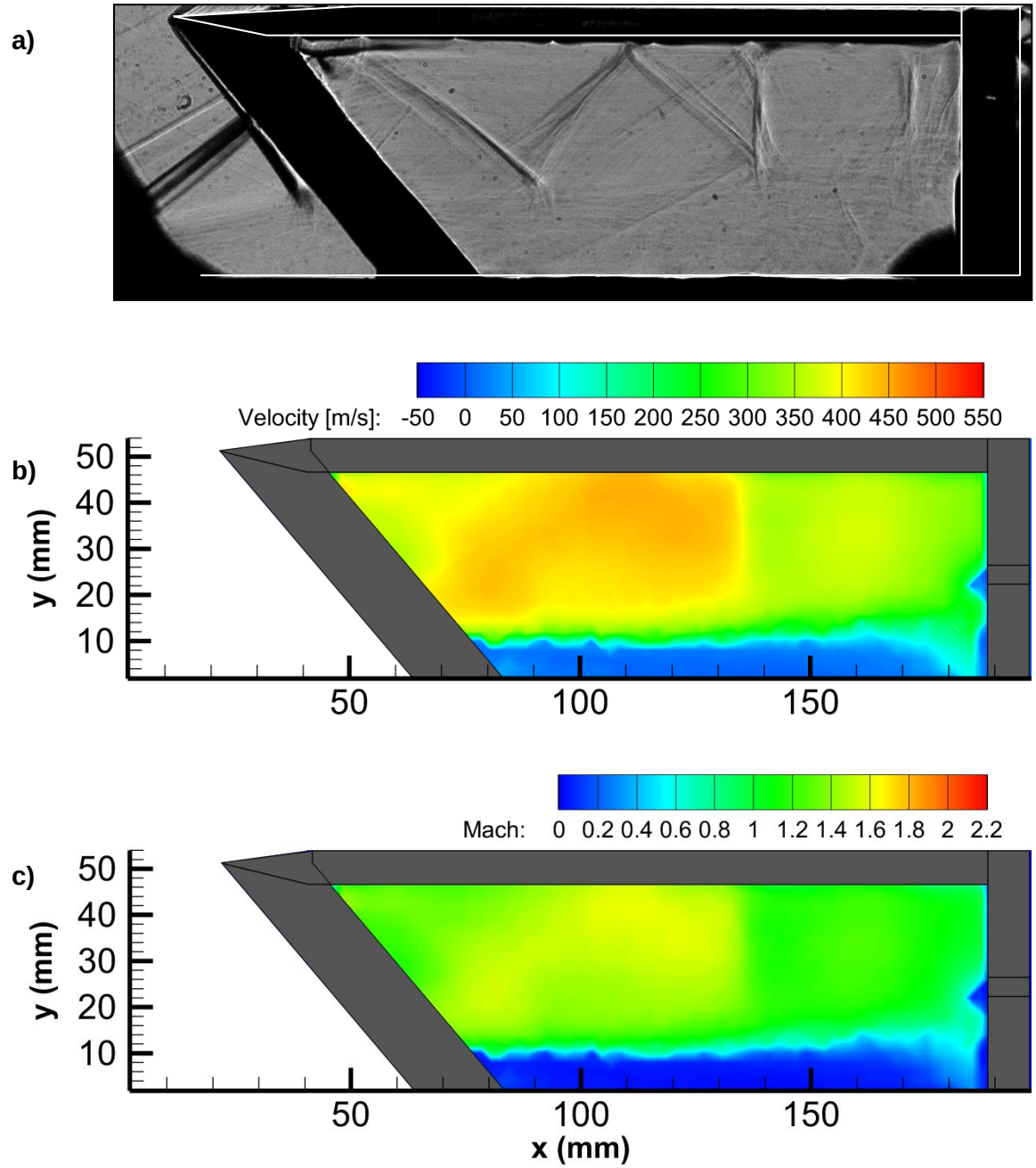
Normal operasyon şartlarında I-5 hava alığı modelinin içerisinde ölçülen ortalama hız alanı ve Mach dağılım grafiği Şekil 33'de sunulmuştur. I-5 Modeli içindeki ortalama akış hızı, I-4'e kıyasla daha yavaştır ve ayrıca zemindeki ayrılma bölgesi I-4 modelindekinden daha küçüktür.

Elde edilen PIV sonuçları özetlenirse; iç sıkıştırmalı hava alık modellerinde, alık girişindeki ok açısının hava alığı içerisindeki akış hızı büyüklüğünde önemli bir artışa neden olduğu anlaşılmıştır. Bu durumun muhtemel nedeni olarak serbest akışın ok açılı girişe sahip olan modellerde daha etkin olduğu düşünülmektedir. Ayrıca, ok açısı sayesinde zemin rampası ve yan duvarlar serbest akım ile daha geride bir bölgede karşılaşmaktadırlar, bu sayede ok açılı modellerin girişinde daha az enerji kaybedilmektedir.

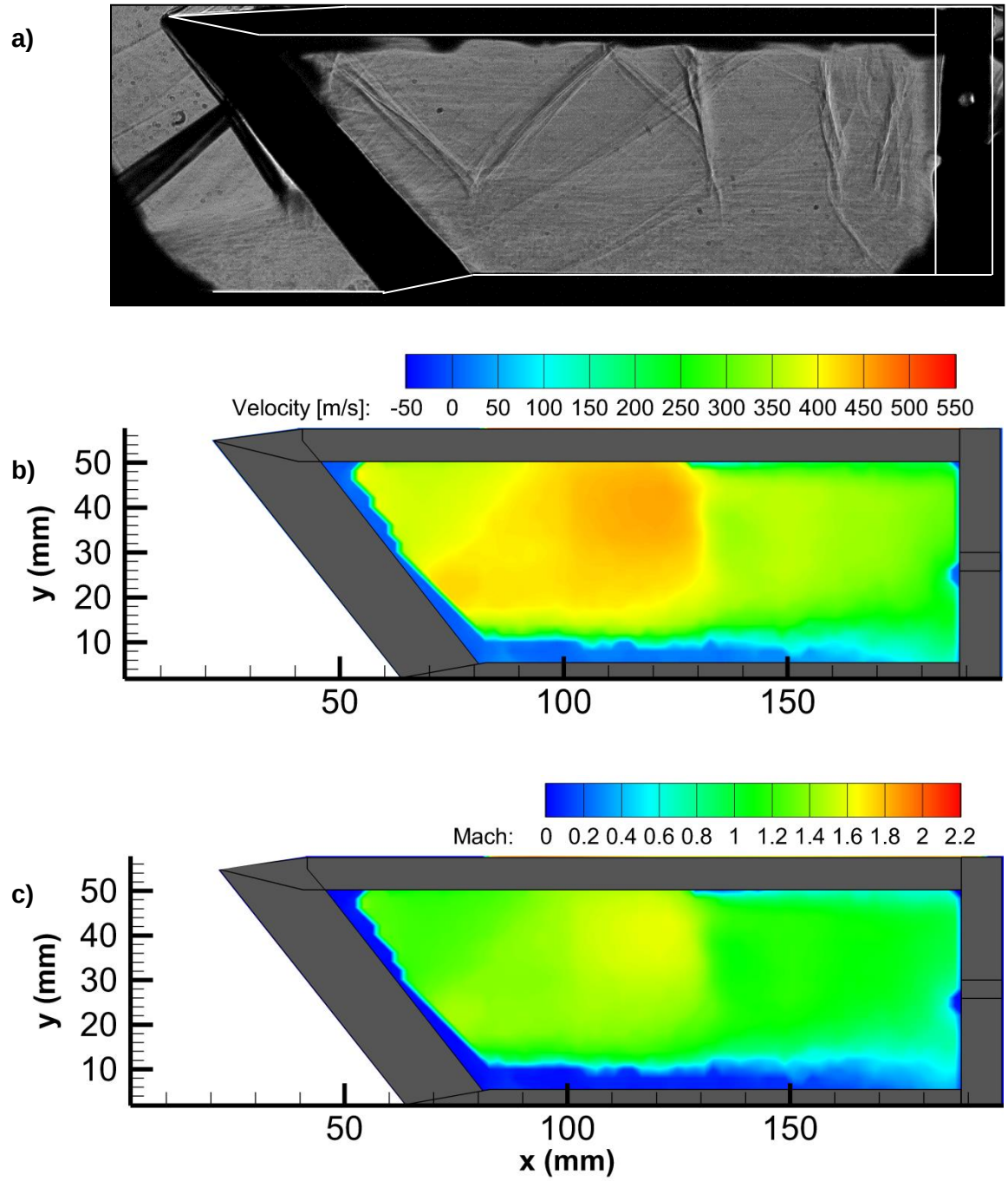


Şekil 31. *I-2 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği*

Çift rampalı alıklarda, zemin rampasının model içindeki akış hızını azalttığı gözlenmiştir. Bunun sebebi, zemin rampasının hava alığı girişinde ve içinde fazladan eğik şok dalgalarının oluşmasına neden olmasıdır. Bu çalışmanın önemli sonuçlarından biri ise zemin rampasının konumunun bir miktar etkiye sahip olduğu ancak alıktaki akış koşullarına baskın olarak etkisinin olmadığıdır.



Şekil 32. *I-4 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği.*



Şekil 33. *I-5 modelinde PIV ölçümleri; a) Schlieren görüntüsü, b) hız kontur grafiği, c) Mach kontur grafiği.*

4.4 Hava alığı modellerinde girdap üreteçlerinin etkisinin incelenmesi

Bu bölümde şok sınır tabaka etkileşimin sonucunda ortaya çıkan akım ayrılmasının etkinliğini azaltmak, geciktirmek ya da engellemek amacıyla alık girişine küçük girdap üreteçlerinin etkisi incelenmiştir. Bu girdap üreteçleri ile hedeflenen, üreteçlerin sınır tabaka içinde oluşturduğu akım yönündeki girdap çekirdeklerinin sınır tabakanın kinetik enerjisinin daha yüksek olduğu üst bölgelerden bu enerjik akışkanı alarak sınır tabakanın nispeten yavaş ve

enerjisi az olan tabakalarına aktarmasıdır. Böylece etkileşim ve ayrılma bölgesine yaklaşan sınır tabaka daha enerjik olacak ve şokun yarattığı ters basınç gradyanının etkisine yani ayrılmaya karşı daha dirençli olacaktır. Bunların sonucunda ortaya çıkan ayrılmanın daha küçük bir bölgede etkin olması ve dinamik karakteristiklerinin bir miktar değişmesi beklenmektedir.

4.4.1 I-1 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi

I-1 modelinde girdap üreteçlerinin etkisinin gözlemlenebilmesi için Mach 2 serbest akım hızında hem girdap üreteçleri model üzerindeyken hem de girdap üreteçleri modele takılmamışken elde edilen schlieren resimleri ve model zemin yüzeyinde ölçülen zamana bağlı basınç bilgisi Şekil 34'de verilmiştir.

Şekil 34a incelendiğinde model önünde biri daha güçlü olmak üzere iki adet eğik şok dalgası gözlenmektedir. Zayıf olan eğik şok girdap üreteci mikrorampalar tarafından üretilmiştir. Hava alığı içerisindeki akış yapısı her iki durum içinde benzer yapıdadır.

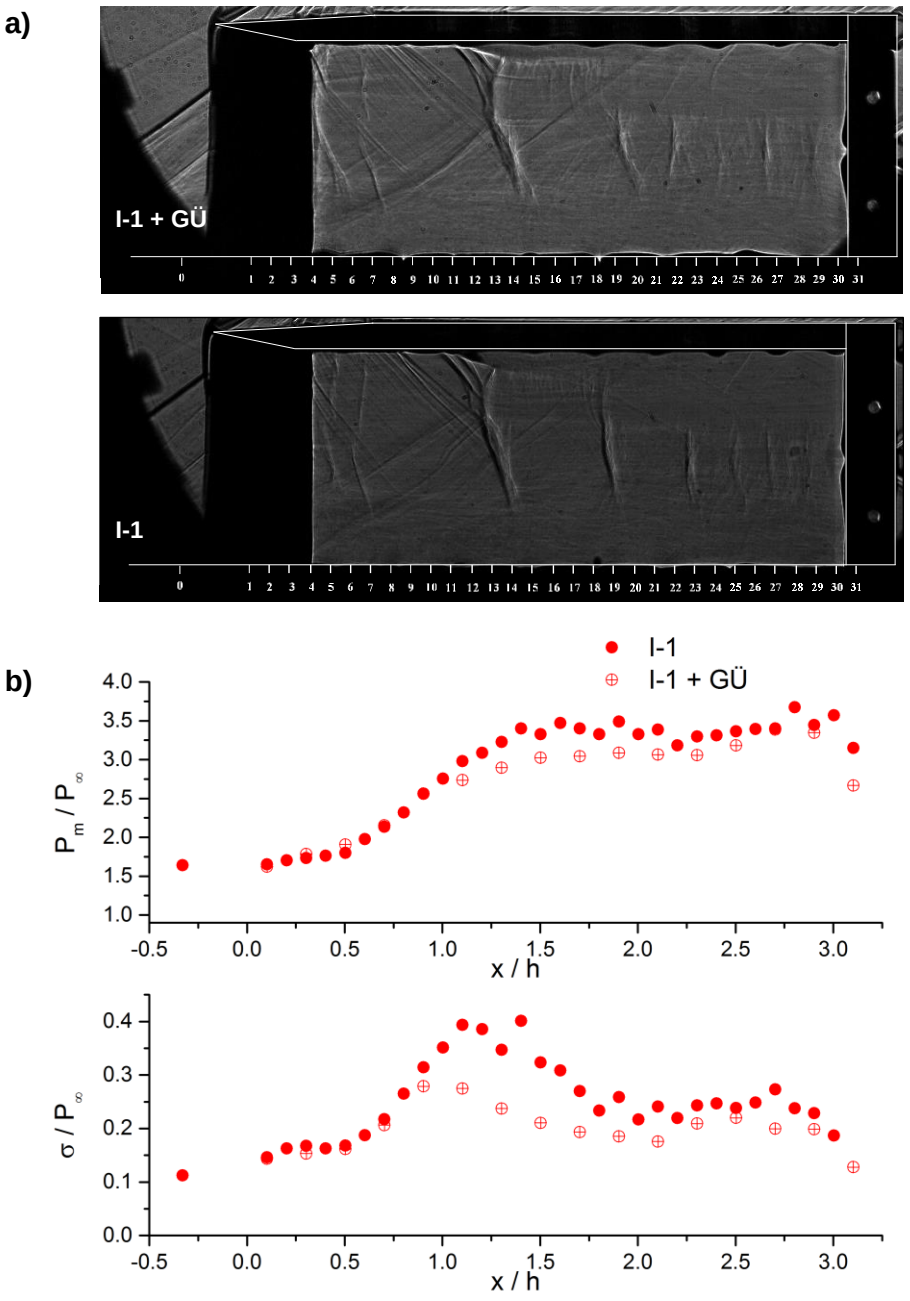
Şekil 34b'de verilen ortalama basınç dağılımının da her iki durum için benzer davranışta olduğu fakat girdap üreteçlerini etkisinde ölçülen basınçların nicel değerinin x/h = 1 konumundan model çıkışına kadar daha düşük olduğu görülmektedir. Zemin yüzeyi boyunca ölçülen basınçtaki çalkantı seviyeleri de ortalama basınç değerlerinde olduğu gibi normal şok treni yapısının oluştuğu bölgede girdap üreteçlerinin etkisiyle azalma göstermektedir. Bu durumun, model girişinde daha fazla eğik şok dalgası oluşması sonucunda model içerisinde oluşan dik şok dalgalarının zayıfladığı ve nispeten ayrılma bölgelerinin etkinliğinin azalması sonucunda olduğu düşünülmektedir.

4.4.2 I-2 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi

I-2 modelinde girdap üreteçlerinin etkisinin gözlemlenebilmesi için Mach 2 serbest akım hızında hem girdap üreteçleri model üzerindeyken hem de girdap üreteçleri modele takılmamışken elde edilen schlieren resimleri ve model zemin yüzeyinde ölçülen ortalama basınç dağılımı ile basınçtaki çalkantı bilgisi karşılaştırmalı olarak Şekil 35'te verilmiştir.

Şekil 35a'da verilen resimler incelendiğinde girdap üreteçlerinin varlığında model girişinde en öndeki daha güçlü olmak üzere toplam üç adet eğik şok dalgası görülmektedir. Girdap üreteci mikrorampaların ürettiği eğik şok dalgalarının yansımalarının model içerisinde etkin olması nedeniyle hava alığı içindeki akış yapısı daha karmaşık hale gelmiştir.

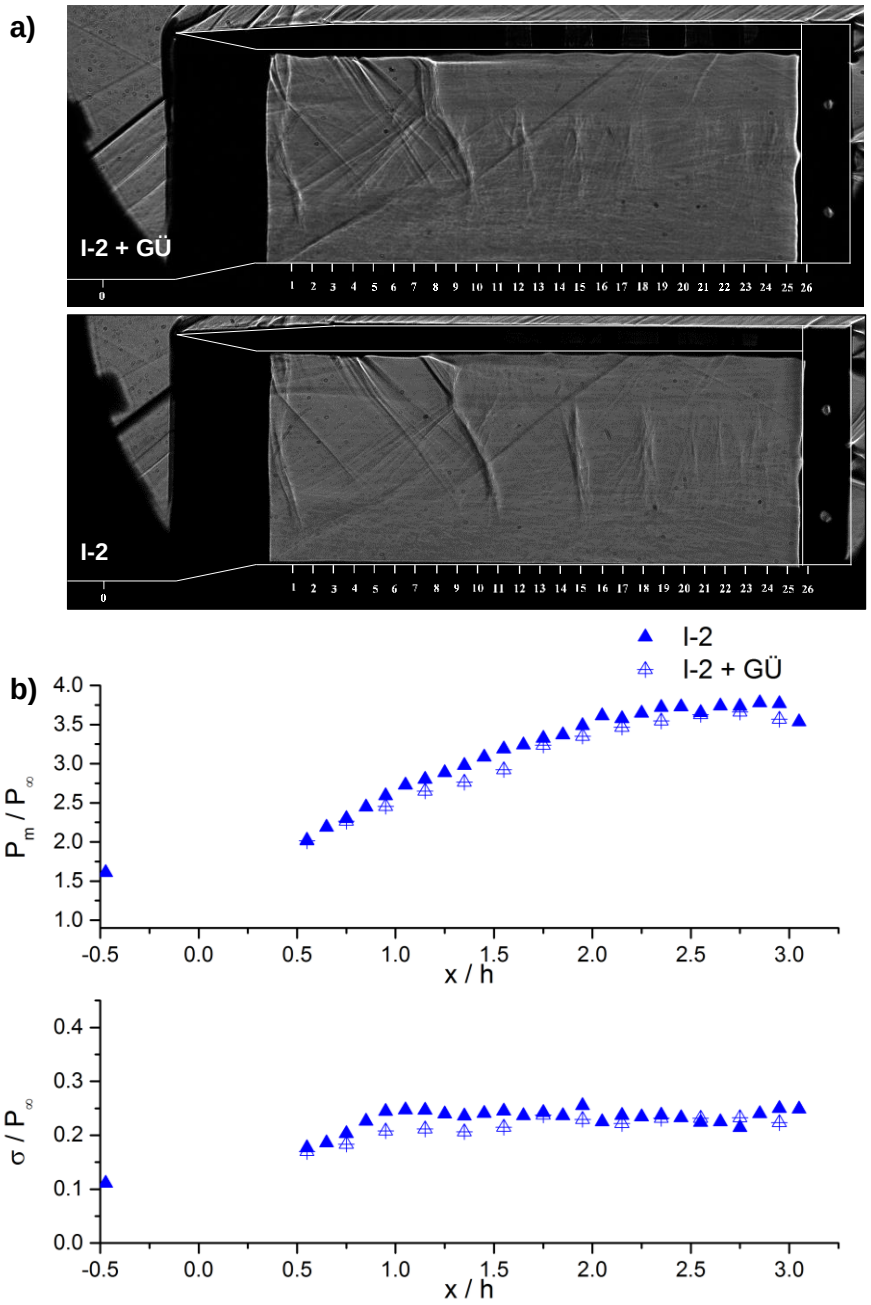
I-2 hava alığı modeli yüzeyi boyunca ölçülen ortalama basınç dağılımı ve bu basınçtaki çalkantı seviyeleri üzerinde girdap üreteçlerinin bir etki yaratmadığı Şekil 35b'de verilen grafikler yardımı ile anlaşılmaktadır. Girdap üreteçlerinin zemin rampasının gölgesinde kalmasının yani zemin rampasının, zemindeki basınç davranışı üzerindeki etkisinin girdap üreteçlerine göre daha baskın olmasının bu duruma neden olduğu düşünülmektedir.



Şekil 34. *I-1 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi.*

4.4.3 I-4 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi

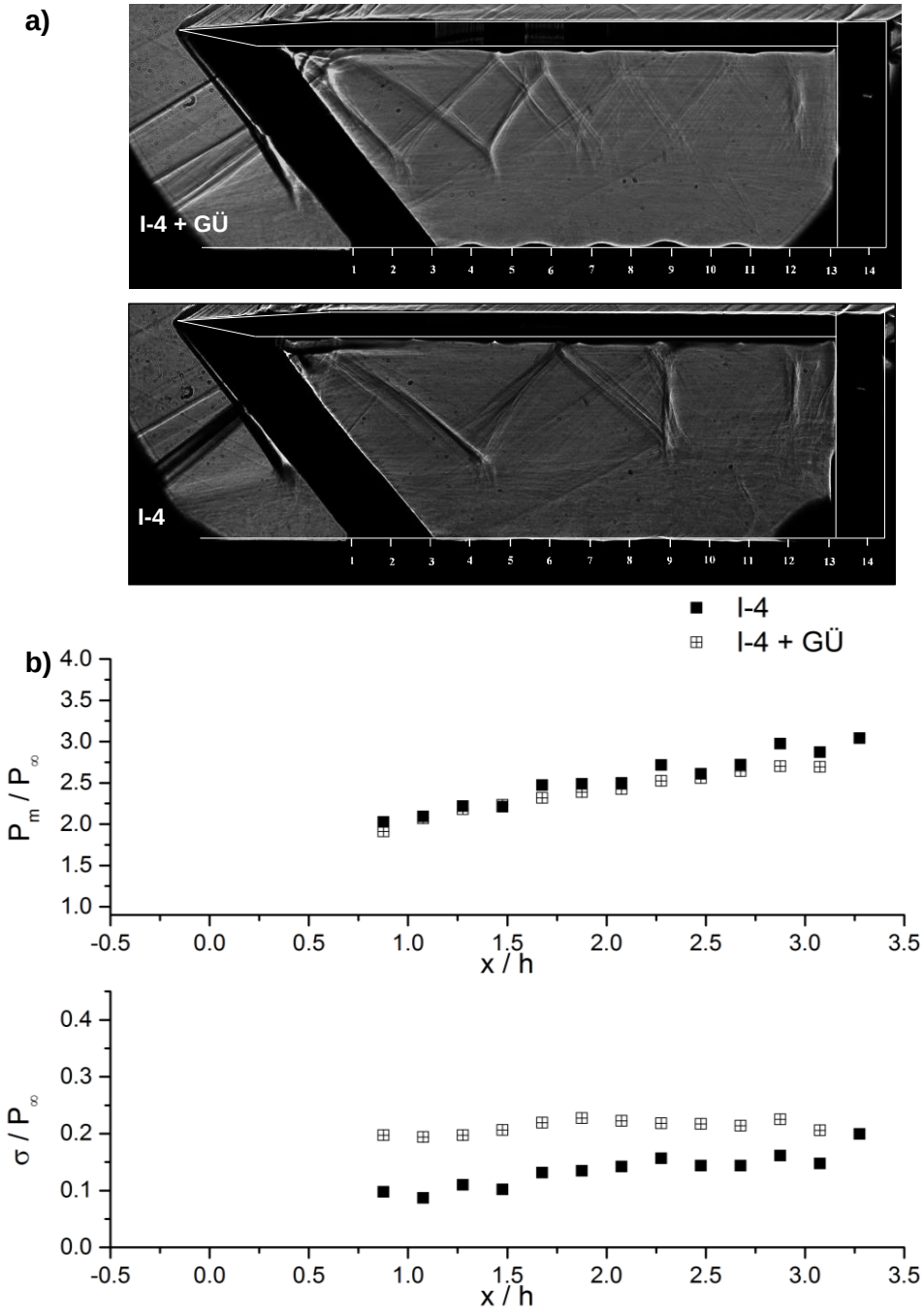
I-4 Modeli'nde girdap üreteçlerinin etkisinin gözlemlenebilmesi için Mach 2 serbest akım hızında hem girdap üreteçleri model üzerindeyken hem de girdap üreteçleri modele takılmamışken elde edilen schlieren resimleri ve model zemini yüzeyinde ölçülen basınç bilgisi karşılaştırmalı olarak Şekil 36'da verilmiştir.



Şekil 35. *I-2 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi.*

Girdap üreteçlerinin hem hava alığı önündeki hem de alık içerisindeki akış yapısını önemli ölçüde değiştirdiği Şekil 36a'da görülmektedir. Girdap üreteçleri takılmadan önce modelin

önünde güçlü bir eğik şok dalgası oluşmaktadır ardından model içerisinde bu şok dalgasının yansımaları ilerlemektedir ve model çıkışına yakın bir bölgede normal şok dalgaları treni yapısı oluşmaktadır. Ancak, girdap üreteçlerinin etkisi ile model girişinde daha zayıf birden fazla eğik şok dalgası vardır ve beklendiği gibi model içerisinde ilerleyen iki bağımsız yansıyan eğik şok sistemi gözlenmektedir. Bu eğik şok sistemleri hava alığı modeli çıkışına doğru zayıflamaktadır ve çıkışa çok yakın konumda zayıf bir dik şok dalgasının oluştuğu görülmektedir.



Şekil 36. *I-4 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi.*

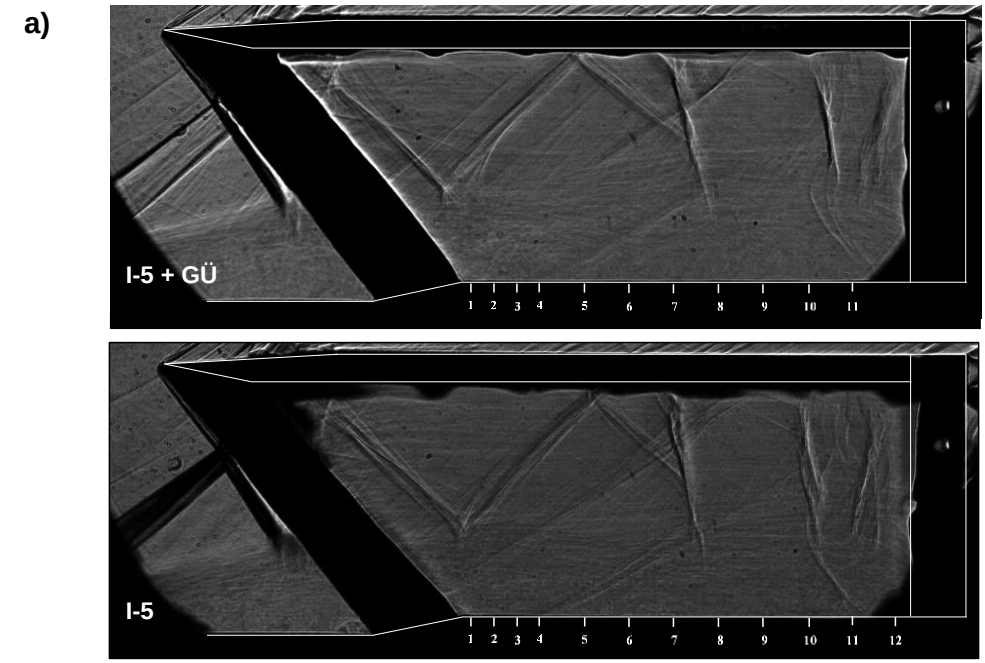
Şekil 36b incelendiğinde, verilen girdap üreteçlerinin ortalama basınç dağılımı üzerinde etkisi olmadığı ancak basınçtaki çalkantı seviyelerini hava alığı boyunca ortalama iki kat arttırdığı anlaşılmaktadır.

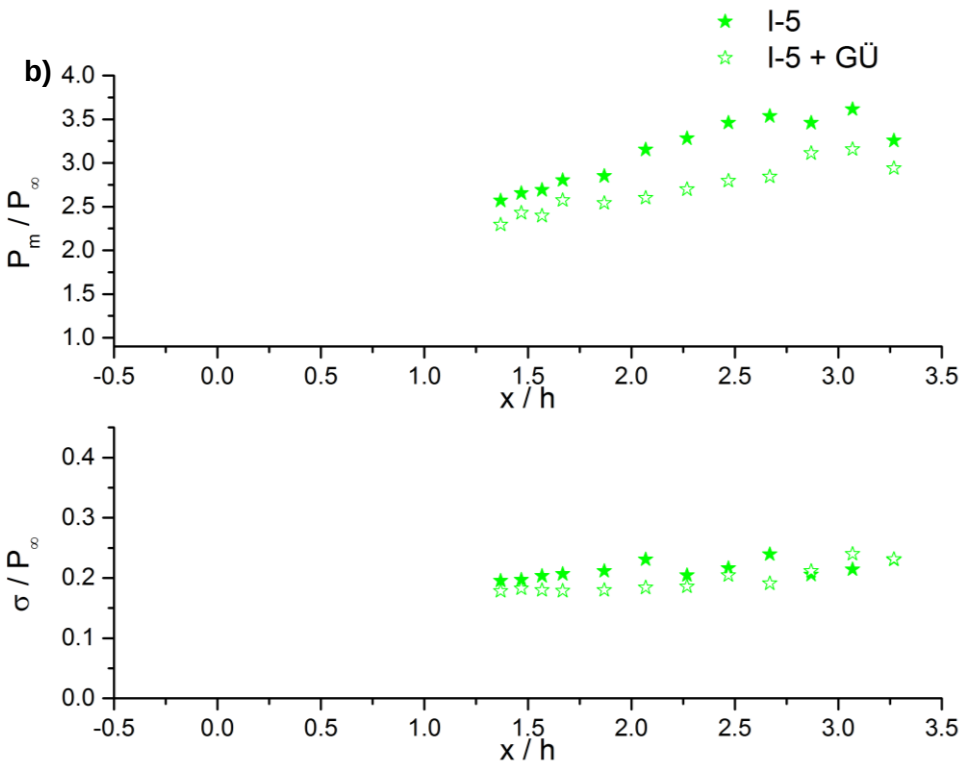
4.4.4 I-5 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi

I-5 Modeli'nde girdap üreteçlerinin etkisinin gözlemlenebilmesi için Mach 2 serbest akım hızında hem girdap üreteçleri model üzerindeyken hem de girdap üreteçleri modele takılmamışken elde edilen schlieren resimleri ve model zemini yüzeyinde ölçülen basınç bilgisi karşılaştırmalı olarak Şekil 37'de verilmiştir.

Girdap üreteçleri model önünde tek ve güçlü eğik şok dalgası yerine daha zayıf iki adet eğik şok dalgasının oluşmasına neden olmaktadır, bu durum Şekil 37a'da açıkça görülmektedir. Muhtemelen bu eğik şok dalgaları bir birine yakın olması nedeniyle yansıyan eğik şok dalgaları tek bir kaynaktan çıkmaktadır. Böylece model içindeki şok dalga yapısı girdap üreteçlerinin etkisi ile değişim göstermemektedir.

Şekil 37b'de verilen basınç bilgisi incelendiğinde hem ortalama basıncın hem de basınçtaki çalkantı seviyesinin girdap üreteçlerinin etkisiyle azaldığı gözlenmektedir.





Şekil 37. *I-5 Modelinde girdap üreteçlerinin etkisi.*

5. SONUÇ

Bu projede bir sesüstü iç sıkıştırmalı hava alık modeli ağzında oluşan şok dalgalarının yapısı, çeşitli akış durumlarında, bu akış ve şok yapısında ortaya çıkan değişimler ve şok yapılarının alık iç yüzeyinde gelişen sınır tabaka ile etkileşimi sesüstü rüzgar tünelinde deneysel olarak incelenmiştir. Projenin birinci aşamasında, alık içinde meydana gelen şok sınır tabaka etkileşiminin zamana bağlı karakterini elde edebilmek için yüksek hızlı bir kamera ve bu kamera ile senkronize olarak çalıştırılan bir LED aydınlatma sistemi kullanılarak schlieren yöntemi ve zamana bağlı basınç değişimlerinin belirlenmesi için yüksek frekans cevabı olan Kulite minyatür basınç sensörleri ile alık boyunca taban üzerinde etkileşim ve ayrılma bölgesinde çalkantılı basınç ölçümleri yapılmıştır. Ayrıca, etkileşimin neden olduğu akım ayrılmasının sınırlarını gösteren yüzey ayrılma çizgileri yağ ile yüzey akım görüntüleme yöntemi ile incelenmiştir. Projenin ikinci aşamasında alık içindeki ortalama akışın hız alanı parçacık görüntüleme hız ölçümü (PIV) yöntemi ile elde edilmiştir. Projenin üçüncü ve son aşamasında alık girişi alt yüzeyine yerleştirilen Wheeler Doublet tipi mini pasif girdap üreteçleri ile etkileşimi azaltma yönündeki etkileri incelenmiştir.

Proje önerisinde amaçlanan alık başlamama olayının dinamik incelenmesi ile Trisonik Rüzgar Tünelinin hız kontrol sisteminin beklenenden çok yavaş davranarak akış koşullarındaki değişimi ve dolayısıyla buna bağlı olarak gerçekleşecek olan başlamama durumunu oluşturamadığı için proje kapsamında incelenememiştir. Bunun yerine alık içindeki şok dalgalarının neden olduğu karmaşık akış yapısı ve zamana bağlı karaktere sahip şok sınır tabaka etkileşimi farklı alık geometrileri için ayrıntılı olarak incelenmiştir. Bu projenin devamı niteliğinde yapılacak ileriki çalışmalarda başlamama olayının hedeflendiği şekilde incelenebilmesi için alık çıkışına hızlı bir motorun hareket ettirdiği eksenel bir tapa ya da alık yüzeyinden yukarı kalkarak alık çıkışını kapatacak bir kapak mekanizması kullanılması önerilmektedir. Ancak bu tür bir motor ve mekanizma sisteminin kurulması mevcut proje bütçesi ve zamanı kapsamında mümkün olmamıştır.

Gerçekleştirilen proje kapsamında çok farklı niteliklerde ölçüm sistemleri hem kurularak hem de kullanılarak önemli miktarda deney verisi elde edilmiştir. İTÜ Trisonik Rüzgar Tüneli altyapısına yüksek hızlı kamera ile schlieren görüntülemesi yapılması, yüksek frekans cevabı olan minyatür basınç duyargalarının bu görüntüleme deneyleri ile eş zamanlı olarak ölçüm yapılabilmesi, ülkemizde şimdiye kadar yapılmamış olan sesüstü hızlarda PIV ölçümlerinin yapılması gibi modern ve üstün ölçüm yöntemlerinin yapılabilmesi yeteneği ve alt yapısı

kazandırılmıştır. Aynı zamanda bu yöntem ve ölçümlerle iç sıkıştırmalı sesüstü hava alıklarında oluşan karmaşık akış yapısı ayrıntılı olarak incelenmiştir.

Proje kapsamında yapılan deneyler sonucunda, alık modellerinin deney odası tabanına bağlanmasının, taban yüzeyinde gelişen oldukça kalın sınır tabakanın alığa girmesi nedeniyle oldukça viskoz bir akış alanı ortaya çıktığı görülmüştür. Bu projenin devamı niteliğinde yapılacak olan ileri projelerde alık geometrisinin iç sıkıştırmalı yerine karmaşık sıkıştırmalı rampa konfigürasyonları içeren, içeri giren sınır tabakanın bir bleed sistemiyle emilerek dışarı atılabildiği alık modeli konfigürasyonlarının incelenmesi önerilmektedir.

Kaynaklar Listesi ve Atıflar

Kaynaklar

[1] Délery, J., Dussauge, J. P. 2009. “Some Physical Aspects of Shock Wave/Boundary Layer Interactions”, Shock Waves, Vol. 19, Issue 6, 453-468.

[2] Dolling, D. S. 2001. “Fifty Years of Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Research: What Next?”, AIAA Journal, Vol. 39, No. 8, 1517-1531.

[3] Bur, R., Corbel, B., Délery, J. 1998. “Study of Passive Control in a Transonic Shock Wave/Boundary-Layer Interaction”, AIAA Journal, Vol. 36, No. 3, 394-400.

[4] Bur, R., Corbel, B., Délery, J. 2000. “Physical Study of Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Control in Transonic flow”, AIAA Paper 2000-0933.

[5] Zha, G. C., Knight, D., Smith, D., Haas, M. 1998. “Numerical Simulation of High-Speed Civil Transport Inlet Operability with Angle of Attack”, AIAA Journal, Vol. 36, No. 7, 1223-1229.

[6] Trapier, S., Duveau, P., Deck, S. 2006. “Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz”, AIAA Journal, Vol. 44, No. 10, 2354-2365.

[7] Gefroh, D., Loth, E., Dutton, C., McIlwain, S. 2002. “Control of an Oblique Shock/Boundary-Layer Interaction with Aeroelastic Mesoflaps”, AIAA Journal, Vol. 40, No. 12, 2456-2466.

[8] Loth, E., Titchener, N., Babinsky, H., Povinelli, L. 2013. “Canonical Normal Shock Wave/Boundary-Layer Interaction Flows Relevant to External Compression Inlets”, AIAA Journal, Vol. 51, No. 9, 2208-2217.

[9] Mayer, D. W., Paynter, G. C. 1995. "Prediction of Supersonic Inlet Unstart Caused by Freestream Disturbances”, AIAA Journal, Vol. 33, No. 2, 266-275.

[10] Herges, T., Kroeker, E., Elliott, G., Dutton, C. 2010. “Microramp Flow Control of Normal Shock/Boundary-Layer Interactions”, AIAA Journal, Vol. 48, No. 11, 2529-2542.

[11] Babinsky, H., Li, Y., Pitt Ford, C. W. 2009. “Microramp Control of Supersonic Oblique Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions”, AIAA Journal, Vol. 47, No. 3, 668-675.

[12] Panaras, A. G., Lu, F. 2015. “Micro-vortex generators for shock wave/boundary layer interactions”, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 74, 16-47.

[13] Wagner, J. L., Yuceil, K. B., Valdivia, A., Clemens, N. T., Dolling, D.S. 2009. “Experimental Investigation of Unstart in an Inlet/Isolator Model in Mach 5 Flow”, AIAA Journal, Vol. 47, No. 6, 1528-1542.

[14] Wagner, J. L., Yuceil, K. B., Clemens, N. T. 2010. “Velocimetry Measurements of Unstart in an Inlet-Isolator Model in Mach 5 Flow”, AIAA Journal, Vol. 48, No. 9, 1875-1888.

[15] Tan, H. J., Li, L. G., Wen, Y. F., Zhang, Q. F. 2011. "Experimental Investigation of the Unstart Process of a Generic Hypersonic Inlet”, AIAA Journal, Vol. 49, No. 2, 279-288.

[16] Koo, H., Raman, V. 2012. "Large-Eddy Simulation of a Supersonic Inlet-Isolator”, AIAA Journal, Vol. 50, No. 7, 1596-1613.

[17] Seckin, S., Yuceil, K. B. 2013. “Flow Visualization of a Scramjet Inlet - Isolator Model in Supersonic Flow”, EPJ Web of Conferences, Volume 45, Article No: 01099, Pages: 8, *EFM12 – Experimental Fluid Mechanics 2012*.

[18] Valdivia, A., Yuceil, K. B., Wagner, J. L., Clemens, N. T., Dolling, D. S. 2014. “Control of Supersonic Inlet-Isolator Unstart Using Active and Passive Vortex Generators”, AIAA Journal, Vol. 52, No. 6, 1207-1218.

TÜBİTAK
PROJE ÖZET BİLGİ FORMU

Proje Yürütücüsü:	Dr. Öğr. Üyesi KEMAL BÜLENT YÜCEİL
Proje No:	215M923
Proje Başlığı:	Sesüstü Hava Alıklarında Şok Dalgası Sınır Tabakası Etkileşimi Ve Alık Başlamama (Unstart) Probleminin Deneysel İncelenmesi
Proje Türü:	1001 - Araştırma
Proje Süresi:	36
Araştırmacılar:	
Danışmanlar:	
Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi:	İSTANBUL TEKNİK Ü. UÇAK VE UZAY BİLİMLERİ F. UZAY MÜHENDİSLİĞİ B.
Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri:	01/05/2016 - 01/05/2019
Onaylanan Bütçe:	506700.0
Harcanan Bütçe:	418293.43
Öz:	Sesüstü uçak motorlarının hava alıkları motora gelen hava akışını sesüstü hızlardan kompresör girişinde sesaltı hızlara düşürmek için uygun konfigürasyonda üretilmiş şok dalgaları içerirler. Bu şok dalgaları hava alık ya da birleşik gövde/alık yüzeyleri üzerinde gelişen sınır tabaka ile etkileşime girerek motora giren akışı ve debiyi olumsuz etkileyen akım ayrılması, yapısal dayanımı zayıflatacak zamana bağlı basınç yükleri ve yüksek yüzey ısınma bölgelerinin oluşmasına neden olurlar. Ayrıca, alık yüzeylerindeki akım ayrılması da alık ağzında başlayıp yansımalarla alık içinde oluşan şok yapısının alık ağzına doğru hareket etmesi ve en sonunda alık dışına itilmesi şeklinde meydana gelen ve istenmeyen bir durum olan alık başlamama (unstart) olayına yol açabilir. Alık içinde ortaya çıkan bu karmaşık akış yapısının ve şok sınır tabaka etkileşimlerinin incelenerek karakteristiklerinin elde edilmesi ve mümkün olduğu durumlarda aktif ya da pasif kontrol yöntemlerinin uygulanması, akışın fiziğinin anlaşılması ve daha verimli alık tasarımları yapılabilmesi için önemli bir adım oluşturmaktadır. Bu amaçla bir sesüstü iç sıkıştırmalı hava alık modeli ağzında oluşan şok dalgalarının yapısı, çeşitli akış durumlarında, bu akış ve şok yapısında ortaya çıkan değişimler ve şok yapılarının alık iç yüzeyinde gelişen sınır tabaka ile etkileşimi sesüstü rüzgar tünelinde deneysel olarak incelenmiştir. Projenin birinci aşamasında, alık içinde meydana gelen şok sınır tabaka etkileşiminin zamana bağlı karakterini elde edebilmek için yüksek hızlı bir kamera ve bu kamera ile senkronize olarak çalıştırılan bir LED aydınlatma sistemi kullanılarak schlieren yöntemi ve zamana bağlı basınç değişimlerinin belirlenmesi için yüksek frekans cevabı olan Kulite minyatür basınç sensörleri ile alık boyunca taban üzerinde etkileşim ve ayrılma bölgesinde çalkantılı basınç ölçümleri yapılmıştır. Ayrıca, etkileşimin neden olduğu akım ayrılmasının sınırlarını gösteren yüzey ayrılma çizgileri yağ ile yüzey akım görüntüleme yöntemi ile incelenmiştir. Projenin ikinci aşamasında alık içindeki ortalama akışın hız alanı parçacık görüntüleme hız ölçümü (PIV) yöntemi ile elde edilmiştir. Projenin üçüncü ve son aşamasında alık girişi alt yüzeyine yerleştirilen Wheeler Doublet tipi mini pasif girdap üreteçleri ile etkileşimi azaltma yönündeki etkileri incelenmiştir.
Anahtar Kelimeler:	Sesüstü Akış, Şok Dalgası, Şok Sınır Tabaka Etkileşimi, Sesüstü Hava Alığı, Schlieren
Fikri Ürün Bildirim Formu Sunuldu Mu?:	Hayır
Projeden Yapılan Yayınlar:	1- An Experimental Investigation of the Effect of Sweep-Back Angle on an Internal Compression Inlet (Bildiri - Uluslararası Bildiri - Sözlü Sunum),

TÜBİTAK