

İKİ FARKLI SESÜSTÜ HAVA ALIĞININ HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ İLE İNCELENMESİ

İbrahim YILDIZ¹
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

Ahmet Selim DURNA²
Samsun Üniversitesi, Samsun

ÖZET

Bu çalışmada iki açıya sahip dış sıkıştırılmalı rampa tipi sesüstü bir hava alığı ile karma sıkıştırılmalı hipersonik bir hava alığı modeli hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemleriyle incelenmiştir. İki boyutlu, sıkışabilir ve zamandan bağımsız bir ticari Navier-Stokes çözücüsüyle analizler gerçekleştirilmiştir. İki farklı modelle elde edilen HAD sonuçları deney ve diğer sayısal çalışmalarla karşılaştırılmıştır. Sonuçlardan elde edilen Mach konturlarında deney ve sayısal çalışmalarla birebir uyum bulunduğu görülmüştür. Farklı art basınçlarında ve farklı izolatör uzunluklarında uygulamalar yapılmıştır. Rampa ve alt yüzey (lip) üzerindeki basınç dağılımları ve şok yapıları incelenmiştir. İzolatör uzunluğu kısaltıldıkça şokların genişlediği görülmüş olup art basıncı artışının sınır tabaka gelişmesine katkısı olmasıyla beraber yüzeydeki statik basıncın girişteki toplam basınca olan oranına artırıcı yönde etki ettiği sonucuna ulaşılmıştır.

GİRİŞ

Hava alığı, hava soluyan motorlu süpersonik hızlarda uçan uçaklar için çok önemli bir performans faktörüdür. Uçağın bütün uçuş zarfı içerisinde, akışı Mach 0.4-0.6 bandına yavaşlatarak motorun sağlıklı performans göstermesini sağlar. Hava alığı tasarımlarında hava alığında ilerleyen hava sıkışırken düşük toplam basınç kaybı sağlaması, düşük sürüklenme kuvveti oluşturmaması ve hafif tasarıma sahip olması temel tasarım kriteridir [Farokhi, 2014].

Seçkin [2014] iç sıkıştırılmalı bir hava alığında deneysel ve sayısal çalışmalar gerçekleştirmiş olup şok yapıları ve şok – sınır tabaka etkileşimini incelemiştir. Çalışma sonucunda dış sıkıştırılmalı hava alığının şok kararlılığı açısından daha iyi karakteristiğe sahip olduğu gözlemlenmiştir. Loth [2004] dış sıkıştırılmalı hava alığının normal şok – sınır tabaka kontrolü için gereken aeroelastik yeteneği incelemek adına deneysel çalışmalar gerçekleştirmiştir. Mesoflap performansının Reynolds sayısı artışı ile arttığı sonucuna ulaşılmıştır. Aynı geometri için Soltani ve arkadaşları dış sıkıştırılmalı hava alığının iki boyutlu (2-B) ve üç boyutlu (3-B) sayısal analizlerini gerçekleştirmiş ve [Loth, 2004] çalışmasındaki deney ile karşılaştırmıştır [Soltani, 2017]. Çalışma sonucunda 3-B analizlerde akım ayrılma noktası tespit edilirken 2-B analizlerde akım ayrılması gözlenmemiştir. Herrmann ve Koschel hipersonik hava alığının iç sıkıştırılmasını deneysel olarak inceleyerek izolatör bölümünün basınç geri kazanımına etkisini incelemiştir [Herrmann, Koschel, 2002]. Ding, Herrmann ve Koschel'in çalıştığı geometrinin sayısal olarak analizlerini gerçekleştirerek karşılaştırmıştır [Ding, 2015]. RNG k-ε türbülans modelin iç sıkıştırılmalı akış analizinde diğer modellere kıyasla daha uygun olduğu belirlenmiştir. Çıkış basıncı artışıyla ard arda şok dalgaları (shock train) oluşmuş ve çıkış basıncı yeteri kadar yüksek olduğunda başlayamama olayı (unstart phenomena) ortaya çıkmıştır.

¹ Yüksek Lisans Öğrencisi, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ibrahimyildiz95@gmail.com

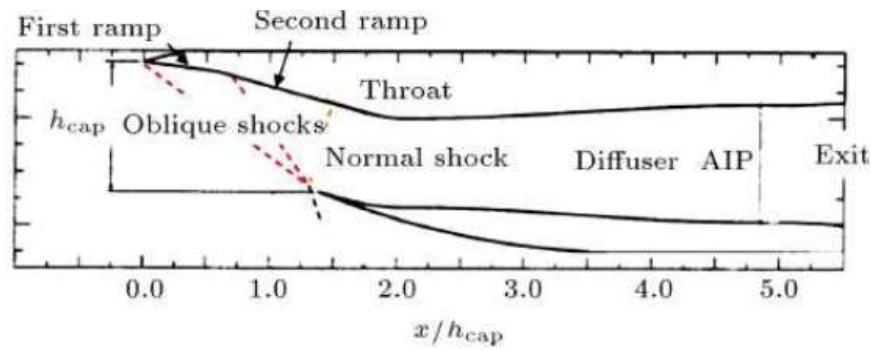
² Dr. Öğretim Üyesi, Uçak ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ahmetselim.durna@samsun.edu.tr

Bu çalışmada iki farklı hava alığı sistemi analitik ve HAD yöntemleriyle incelenmiştir. İlk olarak, iki rampa açısına sahip dış sıkıştırımlı bir hava alığı için analitik (sürtünmesiz) ve türbülanslı akış koşullarında HAD sonuçları elde edilmiştir. Bu sonuçlar deney [Loth, 2004] ve diğer bir sayısal çalışmanın sonuçlarıyla [Soltani, 2017] karşılaştırılmıştır. İkinci olarak, karma sıkıştırımlı hipersonik bir hava alığı için HAD yöntemleriyle benzer çalışmalar yapılmıştır ve sonuçlar bir deney [Herrmann, 2002] ve sayısal başka bir sonuçla [Ding, 2015] karşılaştırılmıştır. Çıkış basınçları değiştirilerek hava alığı içerisindeki şok yapıları ve yüzeylerdeki basınç oranları incelenip sayısal başka bir sonuçla [Ding, 2015] karşılaştırılmıştır. Ardından çıkış basıncı sabit tutulup izolator uzunluğu değiştirilerek şok yapıları ve yüzeylerdeki basınç oranları incelenmiştir.

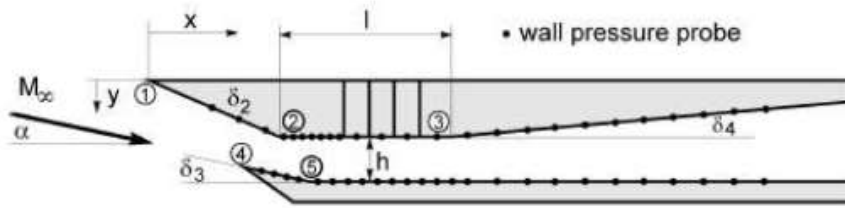
YÖNTEM

Geometri

Sırasıyla Şekil 1 (a)'da iki rampa açısına sahip rampa geometrisi Şekil 1 (b)'de ise hipersonik karma sıkıştırımlı rampa geometrisi gösterilmiştir. Şekil 1 (a)'da rampa açıları sırasıyla 7° ve 15° olup uzunluğu 100 cm ve çıkış genişliği 22 cm'dir.



(a)



(b)

Şekil 1: (a) İki rampa açısına sahip sesüstü dış sıkıştırımlı hava alığı [Loth, 2004] (b) Hipersonik karma sıkıştırımlı hava alığı [Herrmann, 2002]

Şekil 1 (b)'deki karma sıkıştırımlı hava alığının ilk rampa açısı 21.5° ve hücum açısı 10° olup 2 ve 4 numaralı noktaların konumları 1 noktasına göre x yönünde 45.7 mm ve 35 mm, y yönünde 18 mm ve 29 mm şeklindedir. İzolator bölümü yüksekliği (h) 15 mm olup genişliği l ile gösterilmiştir. İzolator uzunluğu, sonuçlar bölümündeki uygulamada ξ simgesi ile ifade edilmiştir. Geometrinin detayları Tablo 1 ve 2'de verilmiştir.

Tablo 1: Hipersonik karma sıkıştırımlı hava alığı için koordinatlar

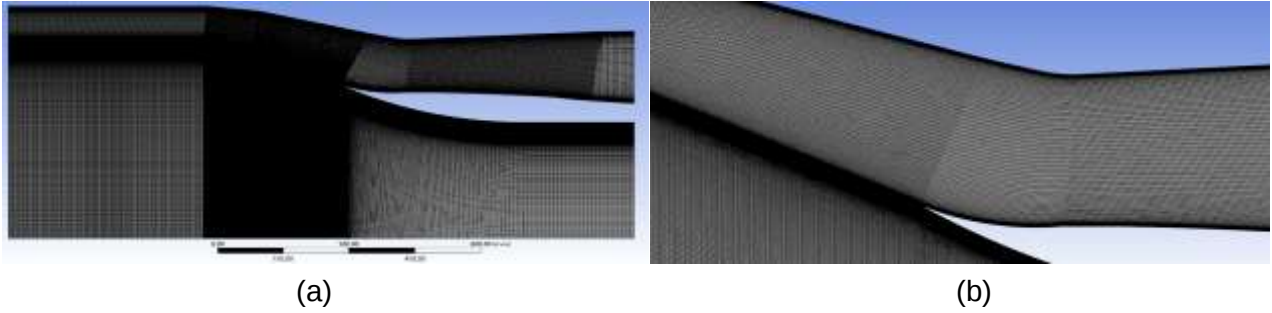
Lokasyon	X (mm)	Y (mm)
1	0	0
2	45.7 – 145 (degisken)	18
3	75	18
4	35	29
5	58.9	33

Tablo 2: Hipersonik karma sıkıştırırmalı hava alığı için geometrik değerler

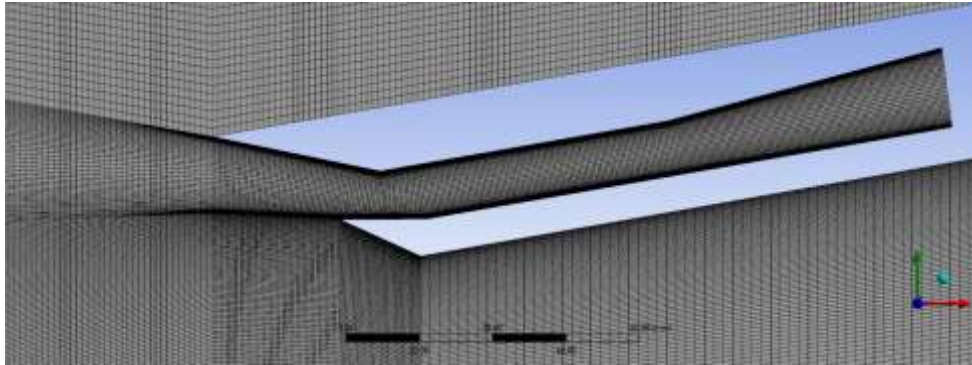
Parametre	Değer
α (°)	10
δ_1 (°)	21.5
δ_2 (°)	9.5
δ_3 (°)	5

Mesh Yapısı

Dış ve karma sıkıştırırmalı hava alıklarında rampa açılarından dolayı eğik şok, boğaz bölümünde ise normal şok oluşması beklenmektedir. Bu sebeple şokların oluşması beklenen noktalarında daha sık çözüm ağı oluşturulmuştur. Şekil 2 (a)'da dış sıkıştırırmalı hava alığı için üretilen çözüm ağının genel görünümü Şekil 2 (b)'de ise boğaz bölümünde ağ sıklığının yakından görünümü verilmiştir. Benzer şekilde Şekil 3'te de karma sıkıştırırmalı hava alığının çözüm ağı gösterilmiştir. Her iki çözüm ağında da yüzeylerde sınır tabaka çözüm ağı oluşturulmuştur.



Şekil 2: Dış sıkıştırırmalı hava alığı çözüm ağının (a) genel görünümü (b) boğaz bölümünün yakından görünümü

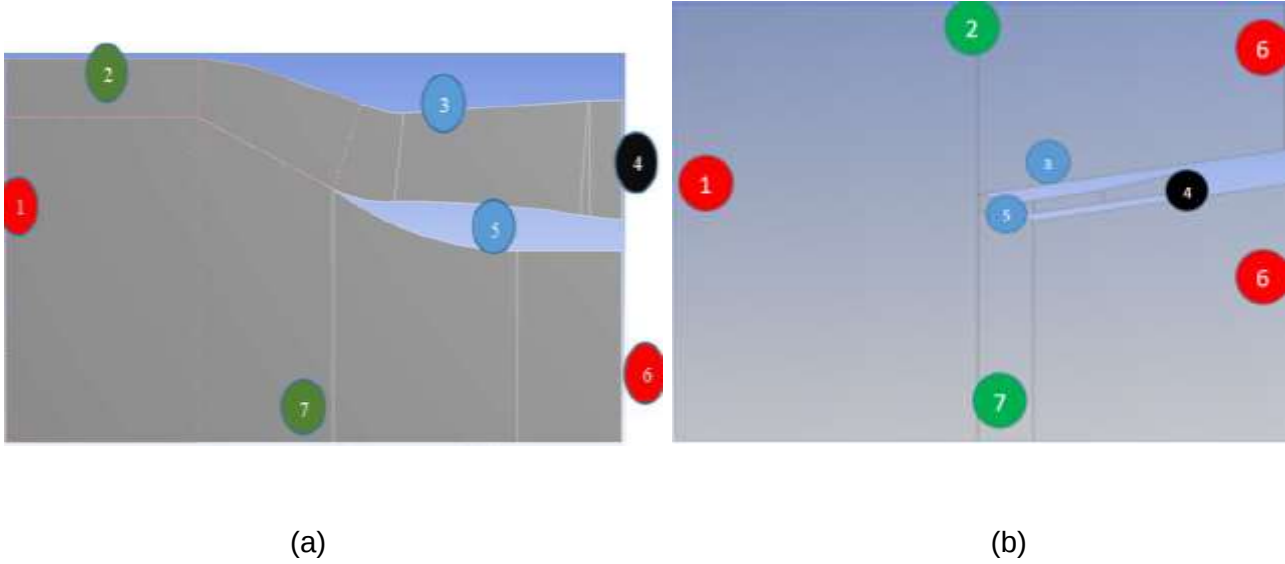


Şekil 3: Karma sıkıştırırmalı hava alığının çözüm ağı

İki rampa açılı hava alığı için oluşturulan çözüm ağında toplam 194711 düğüm noktası ve 193500 hücre bulunurken, karma sıkıştırırmalı hava alığında 49971 düğüm noktası ve 49200 hücre bulunmaktadır. Ayrıca karma sıkıştırırmalı hava alığı için doğrulama aşamasında basınç değişimine bağlı çözüm ağı adaptasyonu (*adaptive mesh refinement*) uygulanmıştır.

Sınır Koşulları ve Sayısal Çözücü Ayarları

Akış alanı ve sınır koşulları dış sıkıştırılmalı hava alığı için Şekil 4 (a)'da karma sıkıştırılmalı hava alığı için ise Şekil 4 (b)'de gösterilmiştir. Her iki akış alanında da serbest akım soldan sağa doğrudur. 1 ve 6 nolu giriş ve çıkış sınırlarına serbest akım basınç koşulu (pressure far field), 2 ve 7 nolu sol-üst ve alt sınıra simetri, hava alığı yüzeylerine (3 ve 5 nolu) kaymama (wall), hava alığı çıkışına (4 nolu) ise çıkış basıncı (pressure outlet) koşulları verilmiştir.



Şekil 4: Akış Alanı (a) Dış Sıkıştırılmalı Hava Alığı (b) Karma Sıkıştırılmalı Hava Alığı

Tablo 3'de her iki geometri için verilen serbest akım koşulları gösterilmiştir. Bu koşullar [Loth, 2004] ve [Herrmann, 2002] deneylerinde kullanılanlarla birebir uyumludur.

Tablo 3: Serbest akım koşulları			
	Mach Sayısı	Toplam Basınç (Pa)	Toplam Sıcaklık (K)
Dış Sıkıştırılmalı	2	617000	339
Karma Sıkıştırılmalı	2.41	540000	305

HAD yöntemiyle analizler ticari bir yazılım paketi olan ANSYS-Fluent ile yapılmıştır. Her iki geometri için de akış iki boyutlu, sıkışabilir, zamana bağlı olmayan ve türbülanslı akış kabulü ile çözüm elde edilmiştir. Sayısal çözücü ayrıklaştırmasında kapalı (implicit), AUSM akı tipi ve hücre temelli Green-Gauss yöntemi kullanılmıştır. Akışta ikinci mertebeden şema kullanılırken türbülans değerleri birinci mertebe şema kullanılmıştır.

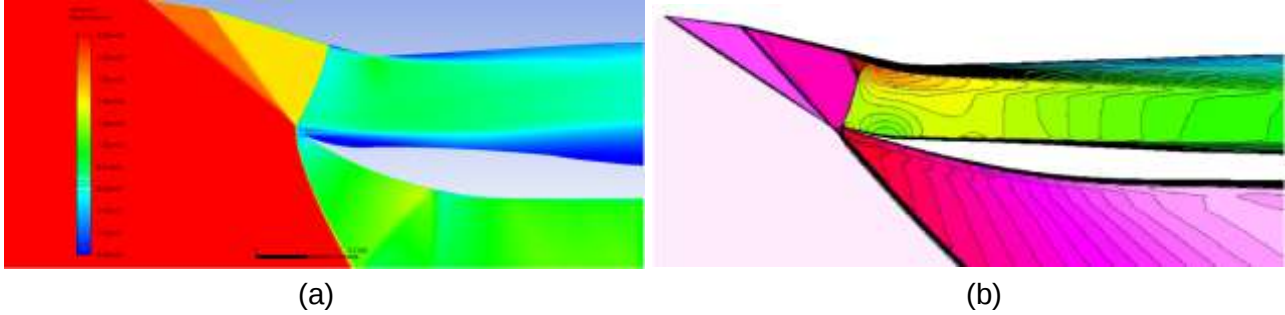
Türbülans modeli olarak iki açılı hava alığında standart k-epsilon modeli, karma sıkıştırılmalı hava alığında ise RNG k-epsilon modeli kullanılmıştır. Courant sayısı ilk geometride 0,2 - 2 arasında, ikinci geometride 0.5 olarak alınmıştır.

SONUÇLAR

Doğrulama

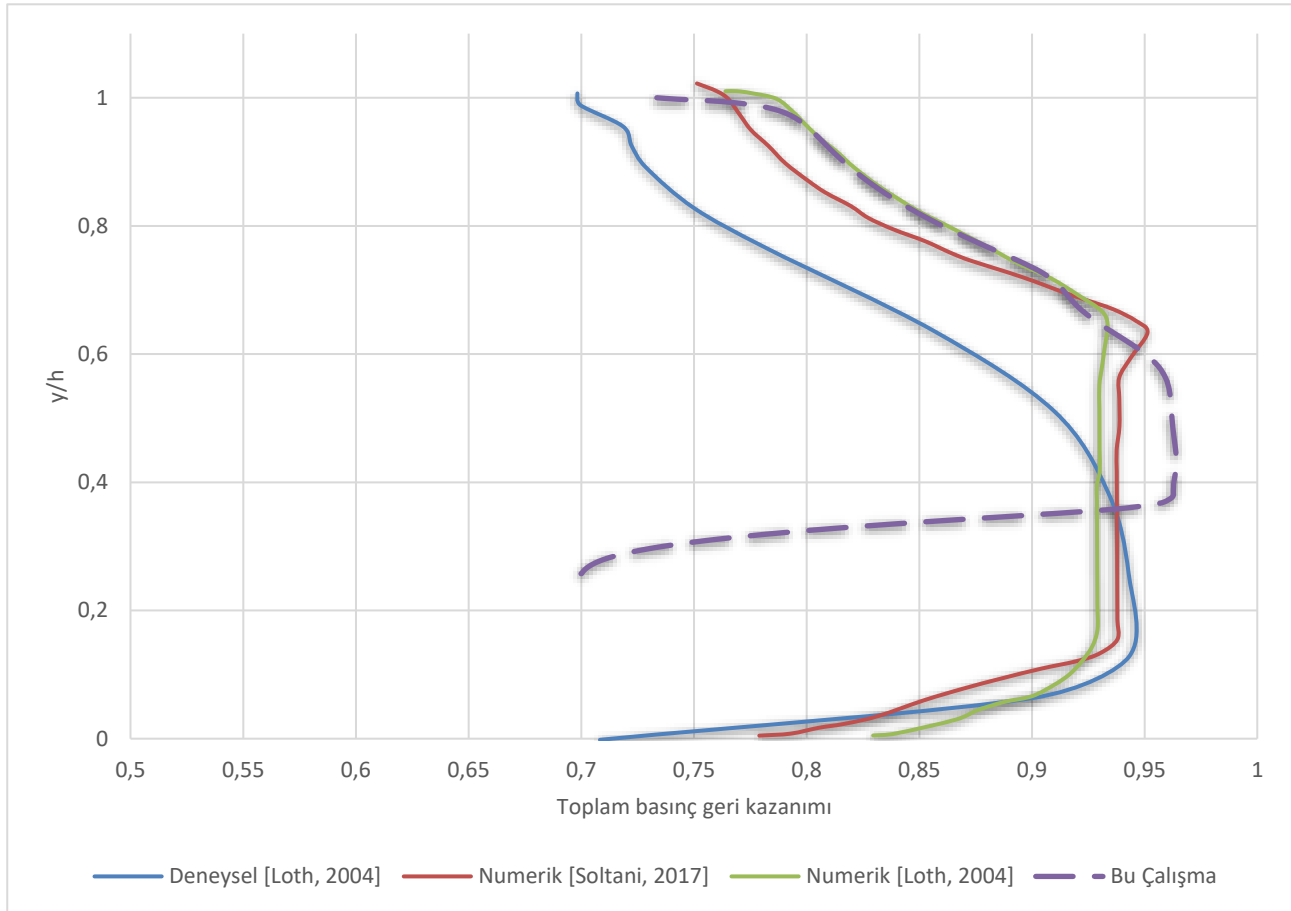
Dış sıkıştırmalı hava alığı

İlk olarak, iki rampa açısına sahip hava alığından alınan Mach kontur görüntüsü Şekil 5 (a)'da verilmiştir. Karşılaştırma yapılabilmesi için Şekil 5 (b)'de de aynı geometri üzerinde elde edilen Mach konturları gösterilmiştir.



Şekil 5: Mach konturları (a) Bu çalışma (b) Başka bir sayısal çalışma [Soltani, 2017]

$M=2$ ile gelen serbest akımın hızı, ilk eğik şok dalgasından geçtikten sonra $M=1.75$ 'e, ikinci eğik şok dalgasını geçtikten sonra $M=1.45$ 'e ve boğaz bölgesinde görülen normal şok dalgasını geçtikten sonra ise 0.75 'e düşmektedir. Şekil 5 (a) ve (b) karşılaştırıldığında bu çalışmanın, diğer sayısal çalışma ile tutarlı olduğunu göstermektedir. Bu çalışmada, akımın çıktığı noktalar civarında sınır tabaka kalınlığı daha fazla görülmektedir.

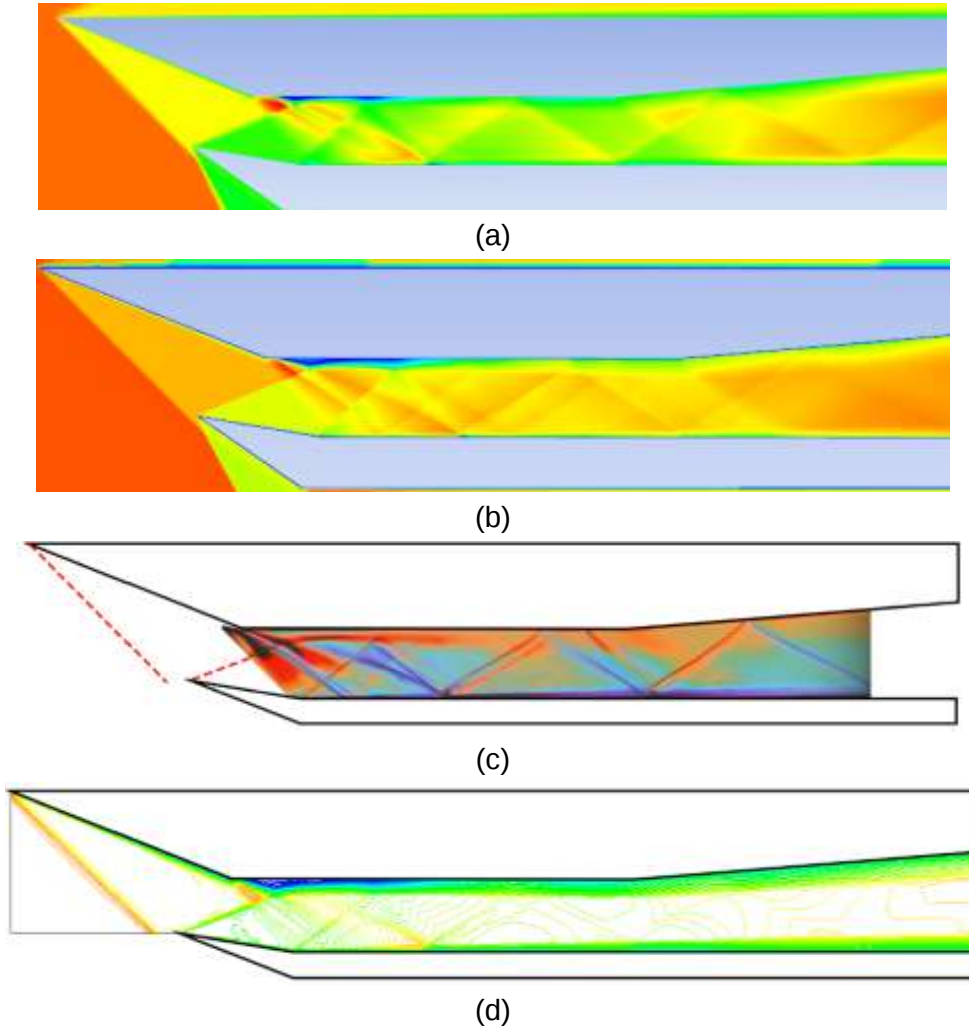


Şekil 6: İki rampalı hava alığı motor girişi toplam basınç geri kazanımı karşılaştırma
İki rampalı dış sıkıştırmalı hava alığı için Şekil 6'da motor girişine göre toplam basınç geri kazanım oranının (*total pressure recovery*) akışa dik yöndeki değişimi gösterilmiştir. Hava alığının y

ekseninde üst kısımdan başlayarak alt kısma yakın bölgeye kadar referans çalışmalarla uyum sağlamaktadır. Şekil 5'te görüldüğü gibi yapılan çalışmada sınır tabakanın referans çalışmadan kalın olmasından dolayı toplam basınç geri kazanımında da farklılıklar görülmektedir.

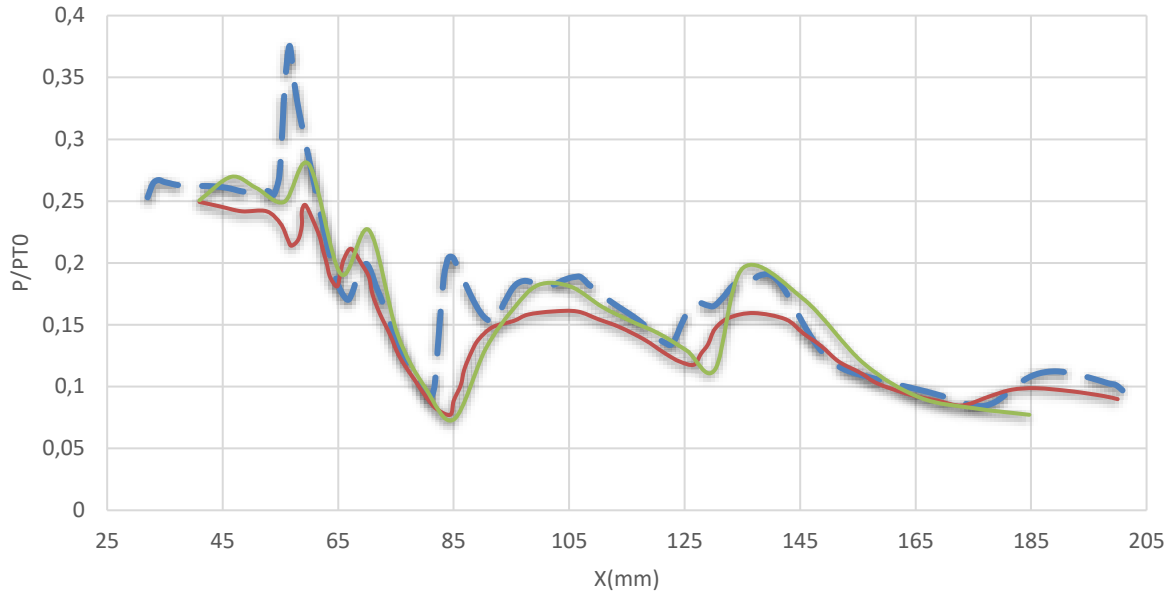
Karma sıkıştırırmalı hava alığı

İkinci olarak, karma sıkıştırırmalı hava alığı için Mach konturları Şekil 7'de verilmiştir. Şekil 7 (a)'da bu çalışmadan çözüm ağında adaptasyon olmadan, Şekil 7 (b)'de şok adaptasyon uygulamasından sonra, Şekil 7 (c)'de deneysel çalışmadan elde edilen ve Şekil 7 (d)'de sayısal çalışmadan elde edilen Mach konturları gösterilmiştir. Şekil 7'de görüldüğü üzere, bu çalışmanın sonucunun hem deneysel sonuçlarla hem de diğer sayısal çalışmayla birebir uyumlu olduğu görülmektedir. Hatta diğer sayısal çalışmayla karşılaştırıldığında adaptasyondan sonraki elde edilen sonucun şok yapılarını daha iyi yakaladığı görülmektedir.

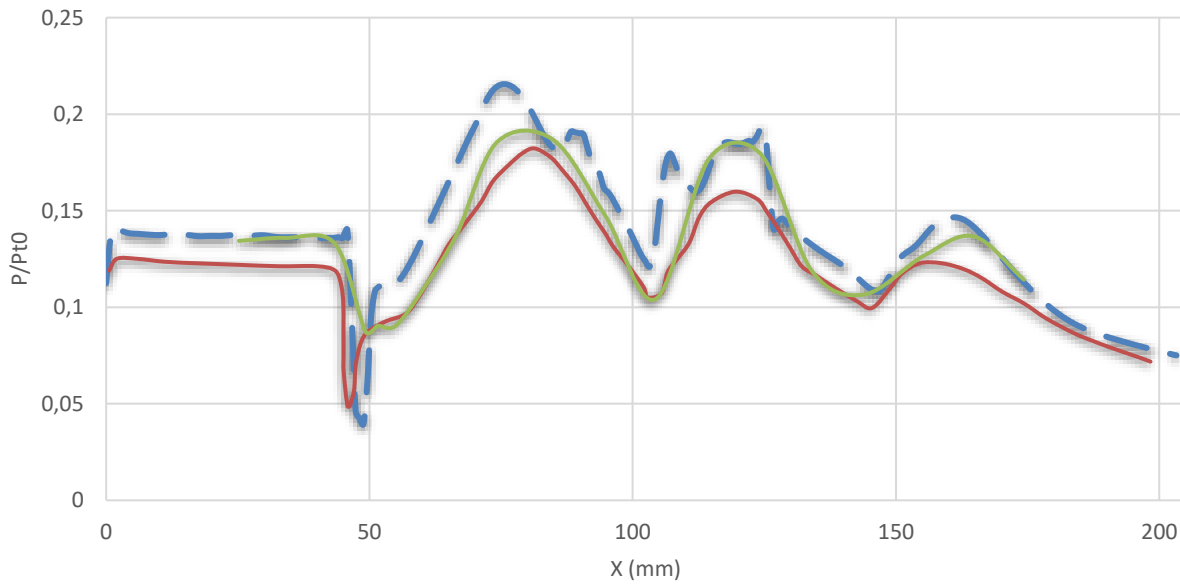


Şekil 7: Mach Konturları (a) Bu çalışma – Adaptasyonsuz (b) Bu çalışma – Adaptasyonlu (c) Deney [Herrmann, 2002] (d) Diğer sayısal çalışma [Herrmann, 2002]

Şekil 8, rampanın (a)'da alt yüzeyi ve (b)'de üst yüzeyi üzerindeki basınç oranı dağılımlarını göstermektedir. Şokların yüzeye çarptığı yerlerde basınç oranının arttığı görülmüştür. Alt yüzeye çarpan ilk şokun etkisi referans çalışmalara göre biraz fazla olmakla beraber elde edilen diğer sonuçların ile referans çalışma sonuçları arasında büyük oranda uyum sağlandığı gözlenmektedir. Kontur sonuçlarına, grafik sonuçlarının da eklenmesiyle doğrulama tamamlanmıştır.



(a)



(b)

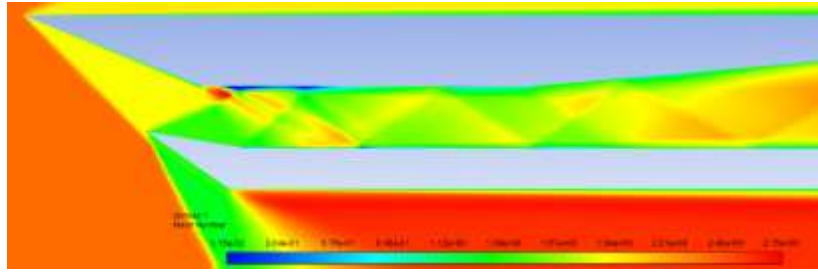
Şekil 8: Rampanın (a) alt yüzeyi (b) üst yüzeyi üzerindeki basınç oranı dağılımı

Art Basınç Etkisinin İncelenmesi

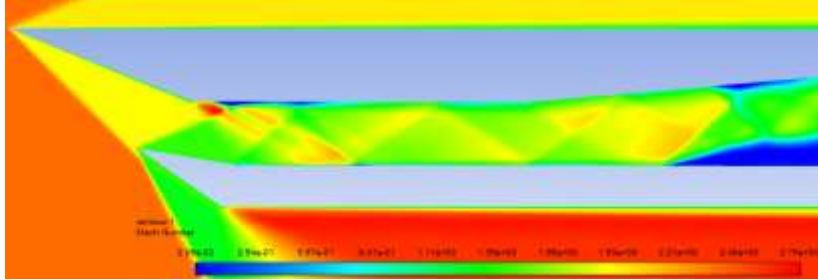
Yapılan art basınç incelemesinde izolatör uzunluğu sabit tutulmuş olup hava alığının çıkış basınç koşulu değiştirilmiştir. Buna bağlı olarak yüzeyler üzerindeki basınç oranları ve şok yapıları incelenmiştir.

Art basıncı, hava alığı çıkışı/motor girişi ile hava alığının girişi arasındaki oranını ifade etmektedir. Şekil 9'da çıkış basınçları girişteki toplam basıncın oranı p ile belirtilmiş olup (a)'da $p=0$, (b)'de $p=3.5$, (c)'de $p=5.5$ olarak ayarlanmıştır. Bu oranın artması hava alığının çıkışını – motor girişini sesaltı seviyeye indireceğinden hava alığı çıkışından başlayarak mavi bölgeler oluşmaya başlamış

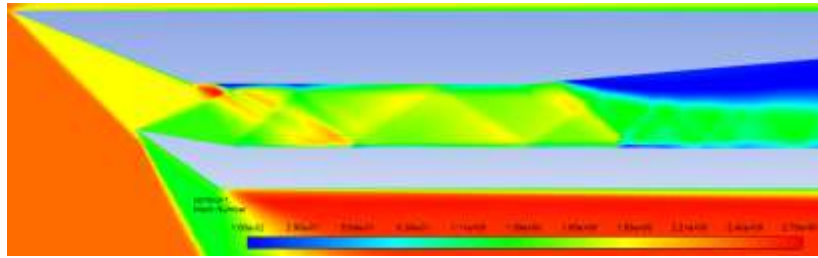
ve hava alığının ön taraflarına doğru ilerlemiştir. Bu oran daha da arttırılırsa başlayamama durumu (unstart phenomena) oluşmaktadır.



(a)



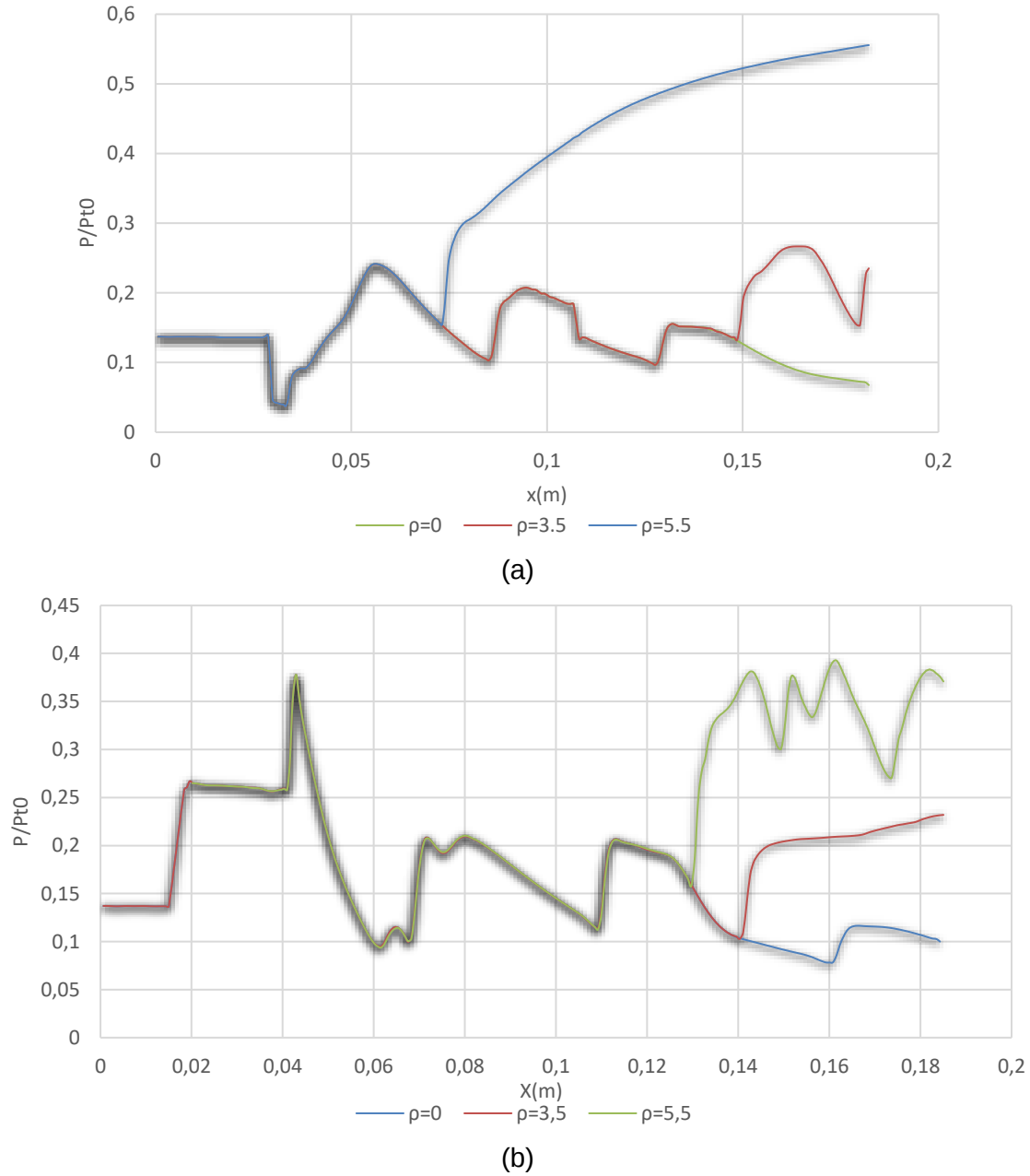
(b)



(c)

Şekil 9: (a) $p=0$ (b) $p=3.5$ (c) $p=5.5$ değerlerindeki Mach konturu

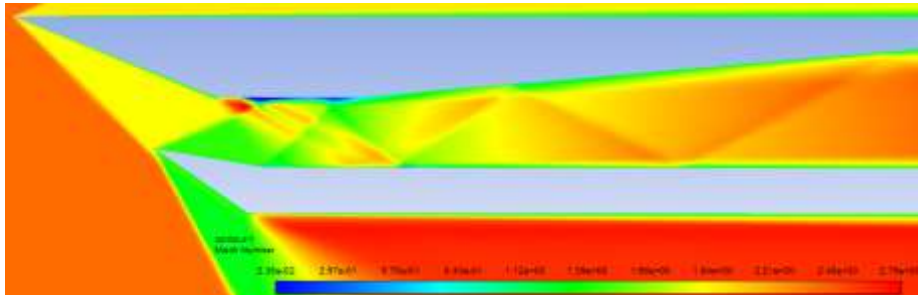
Şekil 9'da görülen şok yapılarının nicel değerlendirmesi Şekil 10'da yapılmıştır. Hem Şekil 10 (a) ve hem de Şekil 10 (b)'de art basıncı oranı (p) arttığında yüzeydeki statik/girişteki toplam basınç oranının arttığı çok net bir şekilde gözlemlenmektedir. Şekil 10 (a)'da gözlemlenen ilk tepe noktası üst yüzeyde Mach konturlarında görülen şok dalgasının indüklediği ayrılma baloncuğuna karşılık gelmektedir. Doğrulama kısmında da görüldüğü üzere, şokların yüzeye çarptığı bölgelerde ve sınır tabaka gelişen bölgelerde yüzeydeki statik/girişteki toplam basınç oranının artış gösterdiğine grafikten ulaşılabilir.

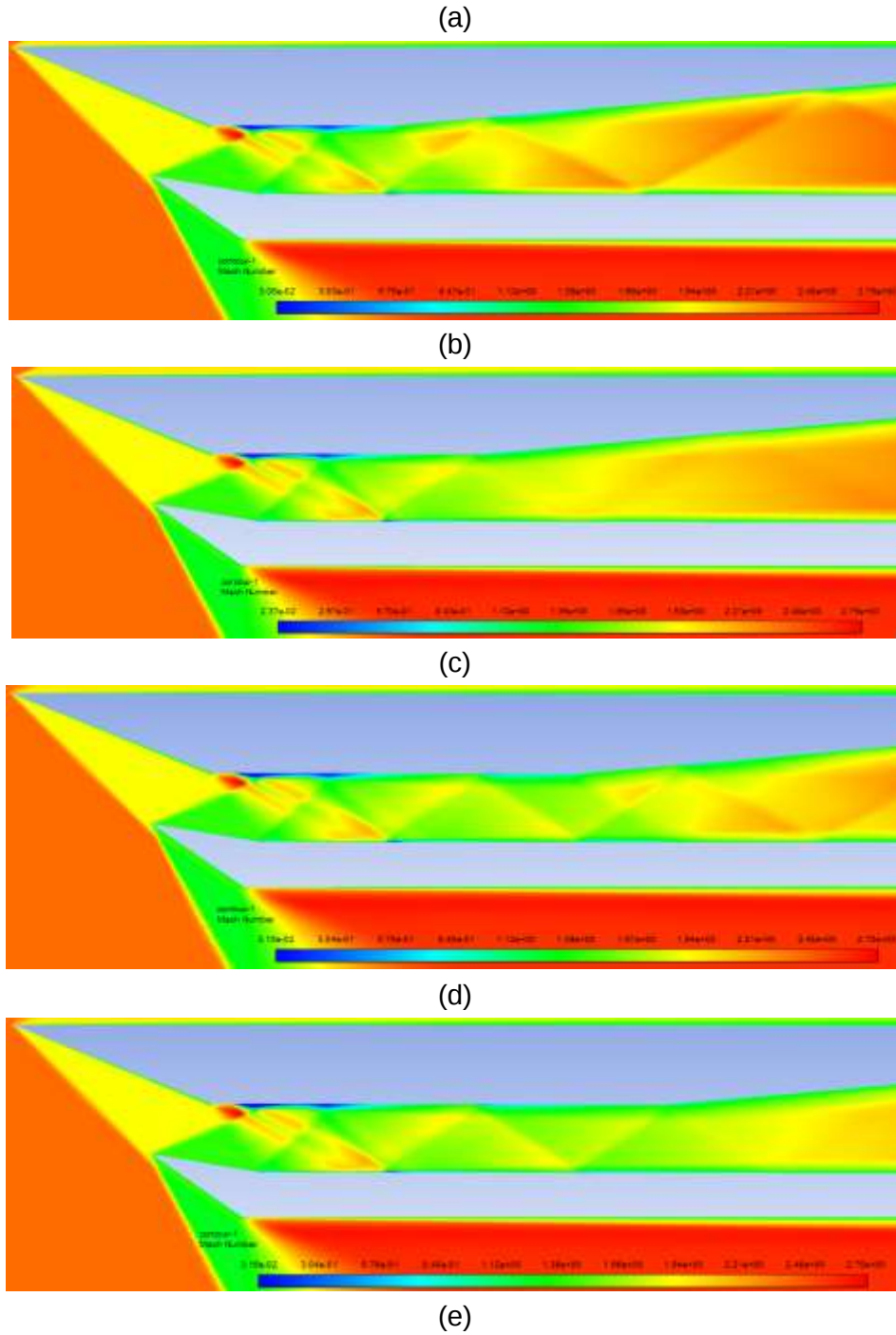


Şekil 10: Farklı art basınç değerleri için (a) üst yüzey (b) alt yüzey üzerindeki basınç oranı dağılımı

İzolatör Uzunluğunun Yüzeydeki Basınç Oranına Etkisi

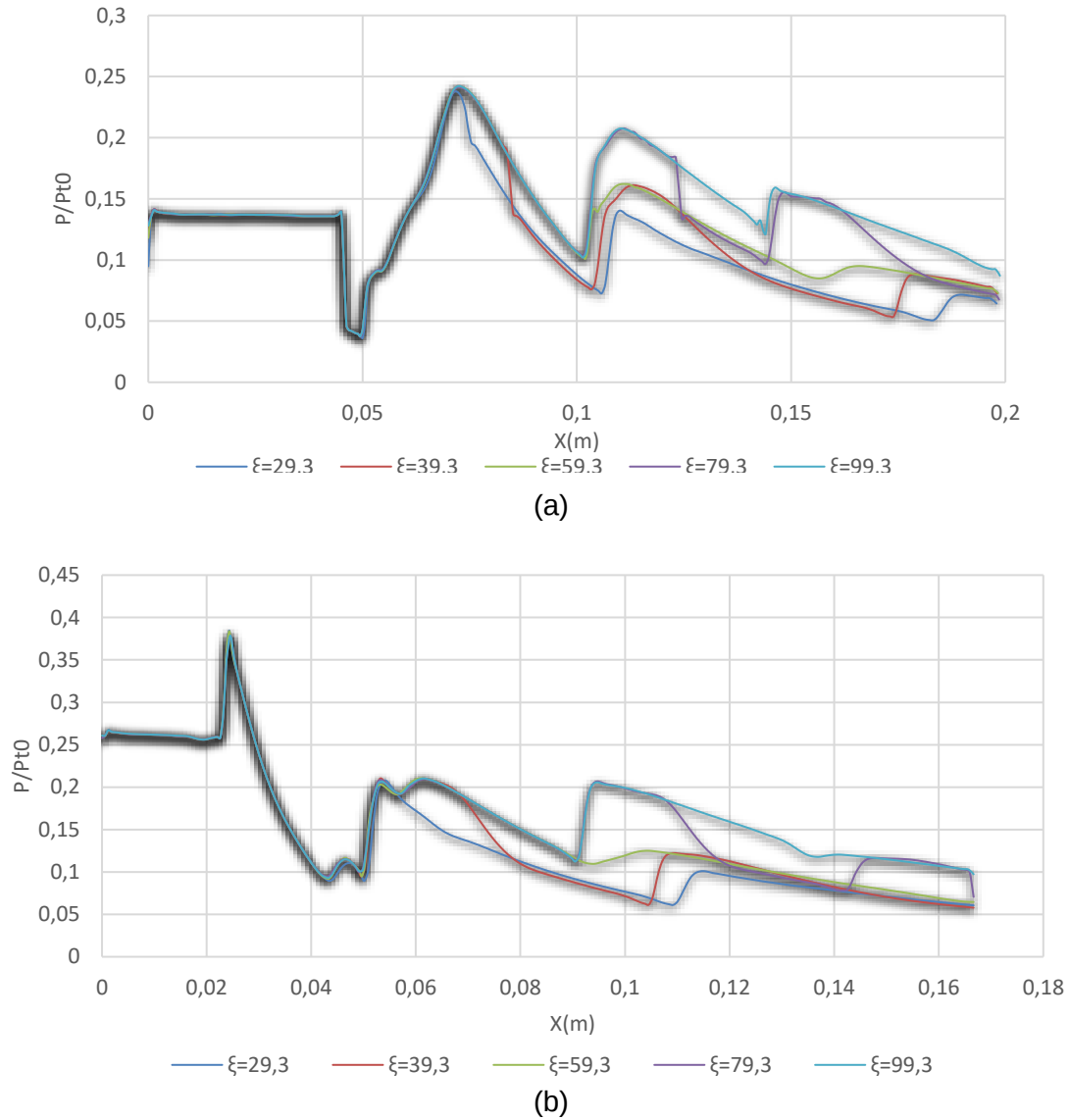
Son olarak, izolatör uzunluğunun (ξ) üzeydeki basınç oranına etkisi incelenmiştir. İzolatör uzunluğu olarak 5 farklı değer belirlenmiştir. Şekil 11'de sırasıyla (a)'da $\xi=29.3$ mm, (b)'de $\xi=39.3$ mm, (c)'de $\xi=59.3$ mm, (d)'de $\xi=79.3$ mm ve (e)'de $\xi=99.3$ mm için Mach konturları gösterilmiştir. Bu uygulama yapılırken çıkış basıncı veya art basınç oranı 0 olarak kabul edilmiş olup bütün akışın sesüstü olduğu durum analiz edilmiştir.





Şekil 11: İzolatör uzunlukları (a) $\xi=29.3$ mm (b) $\xi=39.3$ mm (c) $\xi=59.3$ mm (d) $\xi=79.3$ mm (e) $\xi=99.3$ mm için Mach konturu

Şekil 11'de görüldüğü gibi bütün konfigürasyonlarda hava alığının iç kısmı sesüstü akış rejimindedir. İzolatör uzunluğu arttığında genişleyen kısmın daha geç başlaması şok dalgalarının etkilerinin zayıflamasına sebep olmuştur. Şekil 11 (c)'de hava alığının çıkışına doğru şokların seyrekleştiği gözlemlenmiştir.



Şekil 12: Farklı izolatör uzunlukları için (a) üst yüzey (b) alt yüzey üzerindeki basınç oranı dağılımı

Şekil 12 (a) ve Şekil 12 (b)'de farklı izolatör uzunlukları için sırasıyla üst ve alt yüzey üzerindeki basınç oranı dağılımı verilmiştir. Üst yüzeyde 0.07 m'ye ve alt yüzeyde ise 0.057 m'ye kadar yüzeydeki statik/girişteki toplam basınç oranı aynı olup daha sonrasında uzunluklara göre farklılık göstermiştir. Üst ve alt yüzey üzerindeki basınç oranlarına bakıldığında izolatör uzunluğu arttığında yüzeydeki statik/girişteki toplam basınç oranının yükseldiği gözlemlenmektedir.

Kaynaklar

- Ding, F., Shen, C.B., Huang, W. ve Liu, J., 2015. Numerical Validation and Back-Pressure Effect on Internal Compression Flows of Typical Supersonic Inlet, The Aeronautical Journal.
- Farokhi, S., 2014. Aircraft Propulsion, John Wiley & Sons Ltd, Second Edition
- Herrmann, C.D. ve Koschel, W.W., 2002. Experimental investigation of the internal compression of a hypersonic intake, AIAA Paper 2002-4130
- Loth, E., Dutton, C., Jaiman, R.. ve White, S., 2004. Mesoflap and bleed control for a Mach 2 inlet, AIAA Paper,
- Seçkin, S., 2014. An Experimental Study of Shock Wave/ Boundary Layer Interactions In Supersonic Inlets, Istanbul Technical University
- Soltani, M. ve Askari, R., 2017. Two and Three-dimensional numerical simulations of supersonic ramped inlet, Scientia Iranica.